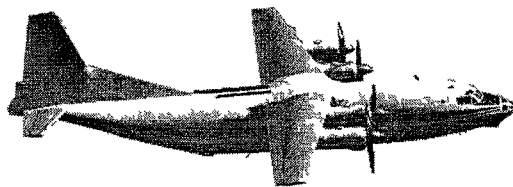


МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ



САМОЛЕТ Ан-12БК

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Книга № 4

**СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ, ГОНДОЛЫ ДВИГАТЕЛЯ,
ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА**

Издание III



©, ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001

САМОЛЕТ АН-12БК
ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА 4

СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ, ГОНДОЛЫ ДВИГАТЕЛЯ.
ПРОТИВПОЖАРНАЯ СИСТЕМА

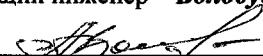
Издание III-е



Сверен с
Эталоном

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

ТО АН-12БК КН 4. с-та Ан-12
Ведущий инженер Волбуев А.И.


(подпись)

I. СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ

I. Общие сведения

Приведенные в настоящей книге краткие сведения о готовых изделиях даны только для общего ознакомления. При детальном изучении готовых изделий, эксплуатации их, регламентных работах и ремонте надлежит руководствоваться исключительно технической документацией заводов-изготовителей.

Самолет АН-12БК оснащен четырьмя турбовинтовыми двигателями АИ-20М с системами, обслуживающими эти двигатели. Силовые установки рассчитаны на обеспечение работы тяжелого транспортного самолета на больших высотах и при различных метеорологических условиях полета.

Силовые установки /фиг. I/ состоят:

а) Четыре турбовинтовых двигателя АИ-20М /39/ с расположенными на них агрегатами. Двигатели размещены вперед крыла в гондолах. Все четыре гондолы конструктивно выполнены одинаковыми и отличаются только фермой /25/ крепления их к переднему лонжерону крыла.

б) Воздушные винты АЗ-68И /2/, закрепленные на валу редуктора двигателя, с обтекателями втулок винтов /1/.

в) Воздухозаборники /4/, обтекатели редуктора /40/, капоты /38/, стекатели гондол /21/, удлинительные трубы /20/, технологические и эксплуатационные люки.

г) Топливная система, состоящая из двух самостоятельных систем, которые обеспечивают питание двигателей каждого полукрыла из емкостей, предназначенных для этих двигателей.

Указанные системы через магистраль с переключным краном смешивания могут быть объединены; в этом случае каждый двигатель может получать топливо из емкостей любого полукрыла.

Топливная система снабжена электрической автоматикой, обеспечивающей определенный строго установленный порядок расходования топлива и измерение его количества в емкостях.

На самолете, кроме заправки через верхние заливные горловины, предусмотрена система заправки всех баков топливом под давлением из одной точки.

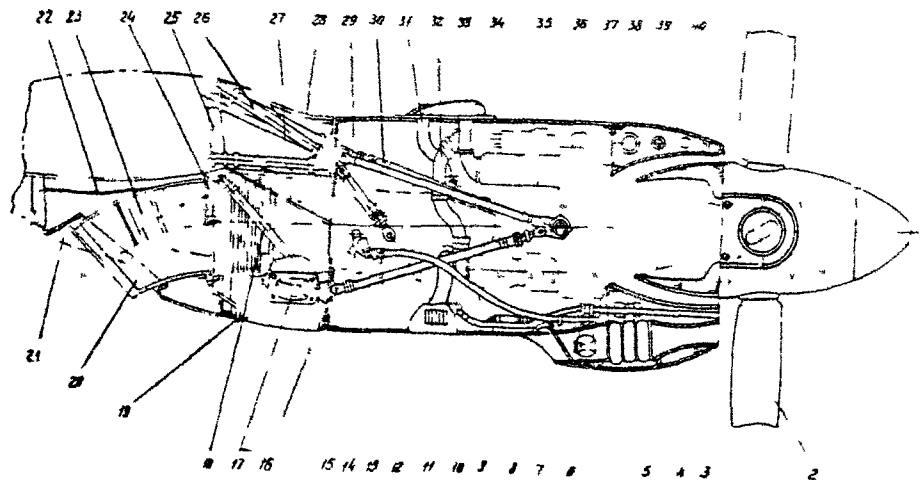
д) Система дренажа топливных баков, обеспечивающая нормальное расходование топлива из баков и не допускающая при этом разряжения в баках.

е) Система нейтрального газа /НГ/, обеспечивающая заполнение надтопливного пространства в баках смесью воздуха с углекислым газом /СО₂/ в заданном соотношении по мере выработки топлива из баков. Система НГ включается только в особых случаях.

ж) Система пожаротушения, единая для четырех силовых установок и баковых отсеков крыла, обеспечивающая подачу огнетушащего состава "фреон ИТ4В₂" к очагу пожара.

з) Четыре самостоятельные системы питания маслом двигателей АИ-20М, обеспечивающие нормальную работу их в любых условиях работы на земле и в воздухе, а также возможность установки винта во флюгерное положение при отказе двигателя.

и) Четыре самостоятельные системы эжекции масла радиаторов, обеспечивающие дополнительное охлаждение масла при работе двигателей на земле.



Фиг. 1. Общий вид силовой установки.

1-обтекатель втулки винта, 2-винт АВ-687 серии 04, 3-козырек обтекателя втулки винта, 4-воздухозаборник, 5-маслорадиатор (агрегат 875) с терморегулятором (агрегат 4673), 6-эжектор маслорадиатора, 7-трубопровод подвода воздуха к эжектору маслорадиатора, 8-механизм управления створкой туннеля маслорадиатора (агрегат МВР-2В), 9-трубопровод обдува термометра КТА, 10-патрубок отвода воздуха от бокового клапана перепуска воздуха из-за 5 ступени компрессора двигателя, 11-жабры, 12-нижний подкос крепления двигателя, 13-кран системы эжекции маслорадиатора, 14-патрубок отбора воздуха из-за 10 ступени компрессора, 15-противопожарная перегородка, 16-силовой шпангоут, 17-заборник обдува горячей части двигателя, 18-подкос крепления силового шпангоута, 19-трубка слива топлива из стальной ленты кожуха удлинительной трубы, 20-удлинительная труба, 21-стекатель гондолы, 22-экран стекателя, 23-кожух удлинительной трубы, 24-стальная лента удлинительной трубы, 25-передний лонжерон крыла, 26-ферма силового шпангоута, 27-экран гондолы, 28-верхняя пачель гондолы, 29-стойка-амортизатор, 30-верхний подкос крепления двигателя, 31-патрубок отвода воздуха от верхнего клапана перепуска воздуха из-за 5 ступени компрессора двигателя, 32-трубопровод обдува генератора СГО-12, 33-трубка подвода теплого воздуха на обогрев забойника обдува генераторов, 34-заборник обдува генератора, 35-патрубок обдува стартер-генераторов СТР-12740, 36-маслобак, 37-боковой подкос крепления двигателя, 38-крышки капота, 39-двигатель АИ-20М, 40-обтекатель редуктора, 41-обтекатель конца лопасти.

к) Системы противообледенительных устройств. Одна из них обеспечивает обогрев передних кромок лопаток входного направляющего аппарата двигателя, зонда-датчика Р_{полн.}, патрубка отвода воздуха из термодатрона КТА, передней кромки воздухозаборника gondoly двигателя и передней кромки воздухозаборника обдува генераторов.

Другая система обеспечивает обогрев передней кромки носка крыла горячим воздухом. В обоих случаях воздух забирается за десятой ступенью компрессора каждого двигателя.

л) Система управления двигателями, обеспечивающая возможность установки требуемого режима на всех двигателях с пультов левого и правого летчиков.

м) Электросистема силовых установок, связывающая щитки управления, установленные в кабине летчиков, с электрическими агрегатами, входящими в системы, обслуживающие двигатели.

Контроль за работой двигателей и всех систем силовых установок обеспечивается аппаратурой, размещенной на средней панели приборной доски летчиков. Перечень аппаратуры, необходимой для контроля за работой силовых установок, с указанием марки приборов, количества на самолет и мест размещения датчиков и указателей, приведен в таблице № I.

Таблица I

Аппаратура для контроля систем силовых установок

№ п.п.	Контролируемый параметр	Шифр прибора	Количество	Местоположение	
				указателя прибора	датчика
1	2	3	4	5	6
1.	Число оборотов двигателя	Указатель ИТЭ-2	2	На средней панели приборной доски	
		Датчик ДТЭ-1	4		На главной коробке приводов двигателя.
2.	Крутящий момент	ДИМ-100Т	4	То же	На стенке воздухозаборника gondoly, слева. Подключен к штуцеру на датчике автофлюгирования двигателя.
3.	Давление топлива перед подкачивающим насосом двигателя 707ЖК	2ДИМ-4Т	2	То же	На правом нижнем подкосе крепления двигателя.
4.	Температура газов за турбиной	ТЭГ-26	4	На средней панели приборной доски.	По четыре датчика в реактивном сопле каждого двигателя.

1	2	3	4	5	6
5.	Давление топлива перед рабочими форсунками	ЭМИ-ЗРТИ Датчик ИДТ-100 П-серии	То же		На правом нижнем подкосе крепления двигателя.
6.	Давление масла в магистрали двигателя	ЭМИ-ЗРТИ Датчик ИДТ-8 П-серии	4 комплект	То же	На стенке воздухозаборника гондолы справа.
7.	Температура масла на входе в двигатель	ЭМИ-ЗРТИ Датчик П-1	То же		На патрубке подвода масла от радиатора /agr.875/ к главному масляному насосу.
8.	Масломер /количество масла в баке/	МЭС-1687Г	I комплект	То же	На верхнем фланце каждого маслобака.
9.	Топливомер /количество топлива в баках по группам и суммарно в каждой системе левой и правой/	СЭТС-260Д	I комплект	То же	В топливных баках 2,3,4, 5,7,9 и баках-кессонах правой и левой консолей крыла.
10.	Расходомеры топлива	РТМС1,2-Б1	4	То же	В трубопроводе между фильтром тонкой очистки и основным топливным насосом.
11.	Давление топлива за подкачивающими насосами групп баков	СДУ-2А-0,18	16 датчиков 16 ламп	Сигнальные лампочки на средней панели приборной доски.	Вблизи подкачивающих насосов. Подключены к трубопроводу за каждым подкачивающим насосом групп баков.
12.	Открытие пожарных кранов.	-	4 лампы	То же	-
13.	Открытие крана кольцевания	-	I лампа	То же	-
14.	Сигнализация появления опасной отрицательной тяги на воздушном винте	СДУ-5-2,5	4	Сигнальные лампочки на щитке флажирования	На стенке воздухозаборника гондолы, справа. Подключены к штуцеру командного канала на лобовом картере, двигателя.
15.	Сигнализация "Расфлюгирование воздушного винта".	СДУ-9А-20	4	То же	На стенке воздухозаборника гондолы, слева. Подключены к штуцеру регулятора Р-68ДК воздушного винта.

1	2	3	4	5	6
16.	Сигнализация "Винт снят с упора"	СДУ-9-12,5	4	Сигнальные лампы на средней панели приборной доски.	На стенке воздухозаборника гондолы, справа. Подключены к штуцеру регулятора Р-68ДК воздушного винта.

2. Основные технические данные двигателя АИ-20М

В настоящей главе приводятся только краткие сведения о двигателе и воздушном винте для общего ознакомления. Подробные сведения о конструкции, принципе действия и работе как самого двигателя и винта, так и их агрегатов и систем смотри в описаниях: "Двигатель АИ-20М", издания Оборонгиза, "Воздушные винты АЗ-68К серии 02 и 03 и регуляторы постоянных оборотов Р68Д", издания Оборонгиза и действующие бюллетени к ним.

а. Конструктивные данные

1. Условное обозначение двигателя	АИ-20М
2. Тип двигателя	Турбовинтовой
3. Редуктор:	
а) Т и п	Планетарный
б) Степень редукции	0,08732
в) Особенности конструкции.....	Имеет механизм измерителя крутящего момента и механизм датчика автофлюгера по отрицательной тяге винта.
4. Компрессор :	
а) Т и п	Осевой
б) Количество ступеней	10
в) Степень повышения давления на номинальном режиме /Н=3000 м и V = 175 м/сек/	9,2
г) Особенности конструкции	Имеет автоматически управляемые клапаны перепуска воздуха за У и УШ ступенями.
5. Камера сгорания :	
а) Т и п	Кольцевая
б) количество горелок	10
6. Турбина :	
а) Тип	Осевая
б) Количество ступеней.....	3

7. Реактивное сопло:
- а) Т и п Нерегулируемое
 - б) Площадь выходного сечения в м² 0,225
8. Направление вращения ротора двигателя и воздушного винта Левое, если смотреть со стороны реактивного сопла
9. Датчик автоматического флюгирования:
- а) Т и п Электрогидравлический
 - б) Количество 1 шт.
10. Крепление двигателя на самолете За четыре папты с помощью шести подкосов и двух стоек в пяти узлах, расположенных на силовом шпангоуте gondoly.

б) Основные режимы.

1. Число оборотов ротора двигателя в об/мин.:
- а) на всех рабочих режимах на земле и в полете 12300⁺⁹⁰
95,5 ± 96,2% по указателю оборотов
 - б) на режиме малого газа 10400⁺²⁰⁰₋₅₀
/80,5 ± 82,5 % /
2. Продолжительность непрерывной работы в минутах:
- а) на взлетном режиме не более 15
 - б) на номинальном и крейсерских режимах ... без ограничения
 - в) на малом газе 30
3. Максимально допустимая замеренная температура газа за турбиной в °C :
- а) на взлетном режиме для всех аэродромов:
 - при температуре наружного воздуха до 15°C не более 510
 - при температуре наружного воздуха выше + 15°C не более 560
 - б) на взлетном режиме до Н = 18000 м не более 510
 - свыше Н=8000 м не более 540
 - в) на земле и в полете до Н=8000м:
 - на номинальном режиме не более 475
 - на режиме 0,85 номинального и ниже не более 450
 - свыше высоты Н=8000м:
 - на номинальном режиме не более 495
 - на режиме 0,85 номинального и ниже не более 470.

В полете температура газа за турбиной указана при температуре наружного воздуха в условия СА. При отклонении температуры окружающего воздуха от СА на каждый ± 1°C температура газа за турбиной соответственно изменяется на ± 1°C.

4. Время перехода от режима малого газа до взлетного при приемистости и переводе сектора газа плавно за 3-4 сек.
в сек. в полете не более 10.
на земле не более 20
5. Максимально допустимое число оборотов в минуту ротора двигателя при приемистости /кратковременный заброс/..... не более 13260 /103%/
6. Максимально допустимая температура газов за турбиной при запуске двигателя /кратковременный заброс/ в °C не более 750
7. Допустимое колебание оборотов двигателя по прибору на установившемся режиме в % ± 1
8. Режимы работы двигателя :

Наименование режима	Угол поворота рычага управления агрегата КТА-5Ф в градусах /по лимбу/	Обороты двигателя		Время непрерывной работы двигателя в минуту
		в мин.	в % *	
Взлетный	100 ⁺⁵ ₋₂	12300+90	95,5 ± 96,2	Не ограничено
Номинальный	84±2			
0,65 номинального	72±2			
0,70 номинального	60±2			
0,60 номинального	52±1			
Малый газ	0	10400+200 -50	80,5-82,5	Не более 30

в) Питание топливом

1. Сорт топлива /рабочее и пусковое/

ТС-1	} ГОСТ-10227-62 и их смеси
Т-2	
Т-1	
2. Подкачивающий топливный насос :
 - а) условное обозначение 707-ИК
 - б) тип коловратный
 - в) количество 1 шт.
 - г) передаточное число 0,1854
 - д) направление вращения правое

* 100% по шкале процентного указателя ИТЭ-2 оборотов двигателя соответствует 12885 об/мин, 1% по шкале ИТЭ-2 соответствует 128,85 об/мин.

3. Давление топлива перед насосом высокого давления
и пусковыми форсунками в кг/см² 2,0 - 3,0
4. Воспламенитель:
- а) форсунка пусковая
тип открытая, центробежная
количество 2 шт.
- б) свеча
условное обозначение СПН-4-3
количество 2 шт.
5. Клапан пускового топлива:
- а) тип электромагнитный
б) количество 1 шт.
6. Основной топливный насос:
- а) условное обозначение 661А
б) тип шестеренчатый
в) количество 1 шт.
г) передаточное число 0,3937
д) направление вращения правое
7. Давление топлива перед рабочими форсунками на взлетном режиме в кг/см² 65
8. Рабочие форсунки:
- а) условное обозначение КО
б) тип центробежная, одноканальная
в) количество 10

г. Система регулирования

- I. Командно-топливный агрегат:
- а) условное обозначение КТА-5ф серии ОС-3
(для работы с одноканальными форсунками)
- б/ тип гидравлический
- в/ назначение обеспечивает подачу топлива, управление двигателем, ограничивает обороты малого газа, максимальные обороты двигателя, максимальную мощность до высоты ограничения мощности, поддерживает постоянную температуру газа перед турбиной выше высоты ограничения мощности, автоматически корректирует подачу топлива в зависимости от температуры и давления воздуха на выходе в двигатель, управляет клапанами перепуска воз-

духа из компрессора, подготавливает электросистему двигателя для автоматического флигирования, прекращает подачу топлива при флигировании.

- г) передаточное число 0,4265
- д) направление вращения левое
- е) количество 1 шт.
- ж) диапазон автоматического управления в об/мин 1000 + 13100

2. Регулятор оборотов :

- а) условное обозначение Р-68ИК
- б) тип центробежно-гидравлический.
- в) назначение обеспечивает постоянство заданного числа оборотов двигателя на всех рабочих режимах, принудительный и автоматический ввод лопастей винта во флигерное положение и принудительный вывод из флигерного положения до промежуточного упора, снятие винта промежуточного упора.
- г) передаточное число 0,4602
- д) направление вращения левое
- е) количество 1 шт.

3. Воздушный винт :

- а) условное обозначение АВ-68И серии 04
- б) тип тянущий; четырехлопастной, изменяемого в полете шага, флигерный с электрической системой противообледенения.
- в) количество на силовую установку 1
- г) диаметр в м 4,5
- д) углы установки лопастей на контрольном сечении $R=1600$ мм :
 - угол минимального сопротивления вращения (угол запуска) 0°
 - угол промежуточного упора 12°
 - угол флигера $83^{\circ}30'$

Винт серии 02 имеет механический упор на угле 10° .

В винте серии 03 механический упор заменен на механический фиксатор шага, который срабатывает на углах от 45° до 0° .

- е) обороты винта в об/мин :
 - рабочие 1075
 - на земном малом газе 908

- ж/ время ввода винта во флиггерное положение в сек:
- на работающем двигателе не более 10
 - на неработающем двигателе не более 20
- з/ время вывода винта из флиггерного положения на неработающем двигателе в сек:
- в полете не более 10
 - на земле не более 25

д/ Масляная система

1. Сорт масла смесь из 75% трансформаторного масла ГОСТ 982-56 или авиационного масла МК-8 ГОСТ 6457-53 и 25% масла МС-20 или МК-22 ГОСТ 1013-49 по объему.
2. Расход масла в кг/час не более 0,8
3. Прокачка масла через двигатель на номинальном режиме при температуре масла на входе в двигатель $+80 \pm 85^{\circ}\text{C}$ в л/мин. не более 125
4. Минимальное количество оставшегося в баке масла, при котором еще возможна работа двигателя в л 32
5. Давление масла в магистрали двигателя в кг/см^2
 - а/ на всех режимах у земли $5 \pm 5,5$
 - б/ на всех режимах и высотах полета.. не менее $4 \pm 5,5$
 - в/ на малом газе не менее 4
6. Температура масла на установившихся режимах на входе в двигатель $^{\circ}\text{C}$:
 - минимально допустимая +40
 - максимально допустимая, не более 15 мин. непрерывной работы $+90^{\ast}$
 - рекомендуемая $+70 \div +80$
7. Главный масляный насос :
 - а/ условное обозначение ГМН-20М
 - б/ тип шестеренчатый двухсекционный
 - в/ передаточное число 0,4821
 - г/ направление вращения левое
 - д/ производительность при числе оборотов двигателя 12300 в минуту и температуре масла $+70 \pm 80^{\circ}\text{C}$ в л/мин:

* При работе двигателя на земле от режима малого газа до режима по УПРТ-30° при полностью открытых створках масляного радиатора температура масла на входе в двигатель допускается 100°C . В отдельных случаях разрешается работать при температуре масла на входе в двигатель 100°C не более 15 мин., а также начинать взлет.

- нагнетающей ступени при давлении на входе $0,6 \pm 0,8 \text{ кг/см}^2$ и противодействии $5,0 \pm 5,5 \text{ кг/см}^2$	не менее 240
- откачивающей ступени при противодействии 2 кг/см^2	не менее 265
е/ количество.....	1 шт.
8. Маслонасос подпитки:	
а/ условное обозначение.....	МНП-20К
б/ тип.....	шестеренчатый
в/ передаточное число.....	0,5509
г/ направление вращения.....	правое
д/ производительность при числе оборотов двигателя 12300 в минуту, температуре масла $+70 \pm 80^\circ\text{C}$ и противодействии $0,6 \pm 0,8 \text{ кг/см}^2$ в л/мин....	не менее 175
е/ Количество.....	1 шт.
9. Воздухоотделитель :	
а) условное обозначение	ВО-20К
б) тип	центробежный
в) назначение	очищает масло, выходящее из откачивающей ступени главного маслонасоса и из маслонасоса откачки, от воздуха
г) передаточное число	0,5509
д) направление вращения	левое
е) количество	1 шт.
10. Насос откачки масла из масляной полости корпуса камеры сгорания :	
а) условное обозначение	МНО-20К
б) тип	шестеренчатый двухсекционный
в) передаточное число	0,5509
г) направление вращения	правое
д) производительность при числе оборотов двигателя 12300 в минуту, температуре масла $+90 \pm 100^\circ\text{C}$ и противодействии $0,5 \text{ кг/см}^2$ в л/мин	не менее 60
е) количество	1 шт.
11. Маслонасос измерителя крутящего момента:	
а) условное обозначение	МИКМ-20К
б) тип	шестеренчатый
в) передаточное число	0,3097
г) направление вращения	правое

- д) производительность при числе оборотов двигателя 12300 в мин и противодавлении 90 кг/см² в давлении на входе 3,5±0,1 кг/см² и температуре 80 ± 5°С
л/мин не менее 12,5
- е) количество 1 шт.

12. Центробежный суфлер

- а) тип приводной
- б) назначение отделяет масло от воздуха, выходящего из полости трансмиссии.
- в) передаточное число 0,92
- г) направление вращения правое
- д) количество 1 шт.

13. Масляные фильтры:

- а) тип сетчатый
- б) количество 2 шт.

е. Система запуска

1. Тип: СПЗ-4ТГ, автономная, автоматическая, состоящая из двух стартеров СТГ-12ТМО-1000 с пусковой панелью ПСГ-2Б-400, панели запуска двигателя АПД-75А, пусковых катушек и командно-топливного агрегата КТА-5Ф серии ОС-3.

2. Стартер-генератор:

- а) условное обозначение СТГ-12ТМО-1000
- б) количество 2
- в) передаточное отношение:
 - от стартер-генератора к двигателю /стартерный режим/ 0,5852
 - от двигателя к стартеру-генератору /генераторный режим/ 0,5396
- г) направление вращения левое
- д) допустимая мощность, передаваемая приводом в л.с. не более 50
- е) ток /средний/ в стартерном режиме в а не более 450
- ж) напряжение в стартерном режиме в в до 60
- з) ток в генераторном режиме в а 450
- и) напряжение в генераторном режиме в в 30

3. Пусковые катушки:

- а) условное обозначение ИКНИ-ИПБ-Т
- б) количество 2

4. Выключатель стартер-генераторов при запуске двигателя:

- а) условное обозначение ВЭ-2Г
- б) тип Электрогидравлический
- в) обороты двигателя в момент отключения стартеров в об/мин 5400 ± 500 (42-46 %)
- г) Количество 1 шт.

к. Система противообледенения

1. Сигнализатор обледенения :
- а) условное обозначение СО-12АМ или СО-4А
 - б) тип пневмоэлектрический
 - в) количество 1 шт
2. Электромеханизм управления перепуском воздуха на обогрев лопаток входного направляющего аппарата компрессора и воздухозаборника gondole
- МИ-5И
 - г) количество 1 шт.

з. Самолетные агрегаты

1. Генератор переменного тока :
- а) условное обозначение СГО-12
 - б) тип синхронный
 - в) передаточное число 0,3305
 - г) направление вращения правое
 - д) количество 1 шт.
2. Гидронасосы :
- а) условное обозначение 623 шестеренчатый
(для двигателей № 1 и 2)
435-Ф плунжерный
(для двигателей № 3 и 4)
 - б) направление вращения правое
 - в) передаточное число 0,1673
 - г) количество 1 шт.
3. Датчик указателя числа оборотов двигателя :
- а) условное обозначение ДТЗ-2
 - б) тип электрический
 - в) передаточное число 0,194
 - г) направление вращения правое

П. ГОНДОЛА ДВИГАТЕЛЯ АИ-20

На средней части крыла между нервюрами 5-6 расположена корневая установка двигателя, а между нервюрами 9-10 - консольная. Двигатели заключены в гондолы, создающие аэродинамическую форму обтекания двигателей.

Гондолы /фиг.2/ состоят из обтекателя втулки винта, обтекателя редуктора, воздухозаборника, капота, системы подвески двигателя, хвостовой части и обтекателей гондолы.

Откидывающиеся крышки капота и съемные лопки гондол обеспечивают удобный подход ко всем агрегатам двигателей.

1. Воздухозаборник

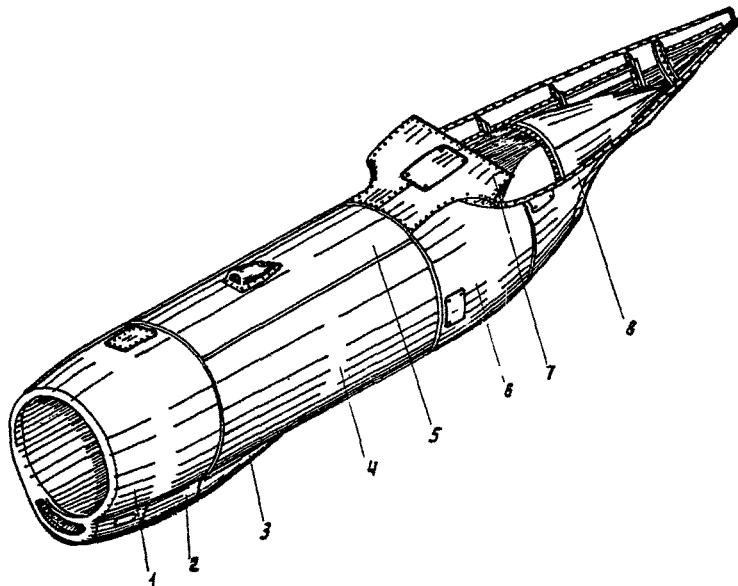
Воздухозаборник /фиг.3/ клепаной конструкции, состоит из двух шпангоутов, двенадцати диафрагм, десяти стрингеров, наружной и внутренней обшивок. Воздухозаборник своей внутренней частью образует наружный обвод канала подвода воздуха к компрессору двигателя.

В нижней части воздухозаборника имеется тоннель для продувки воздуха через маслорадиатор.

Передняя кромка воздухозаборника 4 имеет воздушный обогрев, для чего установлен внутренние кольцевые носки из листового материала и два коллектора из трубы 29x32 и 25x27 с отверстиями \varnothing 1 мм шагом 12 мм для выхода горячего воздуха к обшивке и два отверстия \varnothing 23 мм и одно \varnothing 20 мм для подвода горячего воздуха в коллекторы.

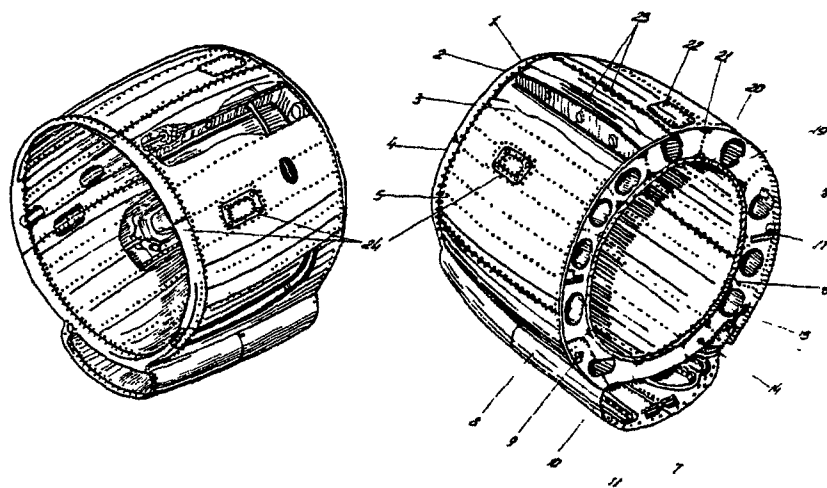
Передний шпангоут /1/ представляет из себя гнутый корытообразный профиль с отверстиями для входа и выхода горячего воздуха обогрева передней кромки воздухозаборника.

Задний шпангоут состоит из стенки с отбортованными отверстиями облегчения. Стенка шпангоута окантована по внутреннему и наружному контурам уголками, к которым крепится обшивка воздухозаборника.



Фиг. 2 Гондола двигателя АИ-20.

1-воздухозаборник; 2- лок маслорадиатора; 3 -нижняя крышка; 4 - боковая крышка; 5 - верхняя крышка; 6 - хвостовая часть гондолы; 7 - съемная панель хвостовой части гондолы; 8 - стекатель газов гондолы.



Фиг. 3 Воздухозаборник.

1 - диафрагма, 2 - нервюра, 3 - внутренняя обшивка воздухозаборника, 4 - носовая обшивка; 5 - внешняя обшивка, 7 - замочек, 8 - лок маслорадиатора, 9 - кронштейн навески, 10 - кронштейн навески маслорадиатора, 11 - каркас лука маслорадиатора, 14 - патрубок обдува терморегулятора КТА, 15 - замок накладной нижней крышки, 16 - спецболты крепления воздухозаборника к фланцу двигателя, 17 - гнездо для подпорок боковых крышек, 18 - труба обогрева воздухозаборника, 19 - шпангоут воздухозаборника, 20 - окантовка шпангоута, 21 - узлы крепления верхней крышки, 22 - верхний лючок, 23 - стрингеры, 24 - лючки для подхода к противопожарным баллонам Т6610-10.

На внутреннем окантовочном угольнике расположены 12 спецболтов /16/ крепления воздухозаборника к переднему фланцу двигателя.

На стенке шпангоута в верхней части расположены два узла /21/ для крепления верхней крышки капота, ниже этих узлов расположены два гнезда /17/ для подпорок боковых крышек.

Внизу слева расположен кронштейн /9/ для навески нижней крышки, а справа - наклонный рычаг /15/ для закрытия нижней крышки капота. В нижней части шпангоута по его торцу расположены два кронштейна /10/ для навески маслорадиатора.

Диафрагмы /2/ изготовлены из листового дуралюмина с отбортованными отверстиями облегчения. Для крепления наружной обшивки диафрагмы с одной стороны имеют отбортовки, с другой стороны установлены прессованные уголки.

Стрингеры изготовлены из прессованных уголков, кроме стрингеров, расположенных по стыкам листов наружной обшивки, которые изготовлены из прессованных тавриков.

Вырез в нижней части воздухозаборника для маслорадиатора закрывается двухстворчатым люком. Створки люка подвешены посредством петель в обшивке воздухозаборника и в закрытом положении соединяются двумя натяжными замками. В открытом положении створки люка подвешиваются специальными шарнирными подпорками.

С правой стороны воздухозаборника, вверху, проходят трубы /18/ подвода горячего воздуха для обогрева носка воздухозаборника, внизу установлен патрубок /14/ обдува термостатрона КТА.

С правой и с левой стороны воздухозаборника в наружной обшивке имеются люки для подхода к баллонам пожаротушения.

2. Крышка капота.

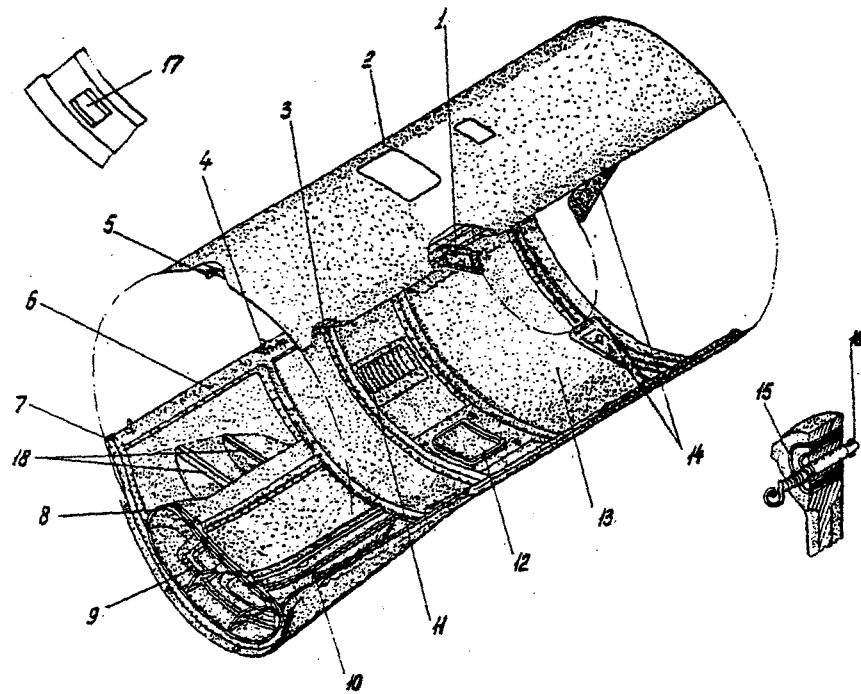
Верхняя крышка. Верхняя крышка капота двигателя /фиг.4/ легкоъемная и крепится по передней кромке к двум узлам, расположенным на заднем шпангоуте воздухозаборника и в задней части двумя кронштейнами к заднему фланцу двигателя. Крепление осуществляется легкоъемными стопорными шпильками. На верхней крышке установлен заборник для охлаждения генератора двигателя.

По боковым сторонам установлены четыре кронштейна для навески боковых крышек. В обшивке имеется окантованный вырез для отвода воздуха от верхнего клапана перепуска воздуха из-за 5-ой ступени компрессора двигателя.

Нижняя крышка. Нижняя крышка /фиг.4/ совместно с люком маслорадиатора для обеспечения удобного подхода к нижнему обводу двигателя сделана откидной. В передней левой стороне крышки установлен кронштейн /10/ для ее навески, с правой стороны имеется крюк /7/ для закрепления крышки в закрытом положении. Сзади крышка двумя кронштейнами крепится к дополнительным кронштейнам /14/, установленным на заднем фланце двигателя. В обшивке нижней крышки предусмотрен лючок для подогрева двигателя перед запуском в зимних условиях при низких температурах наружного воздуха, а для отвода горячего воздуха от бокового клапана перепуска воздуха из-за 5-ой ступени компрессора двигателя на обшивке имеется вырез, закрытый крышкой с жаберными отверстиями /11/.

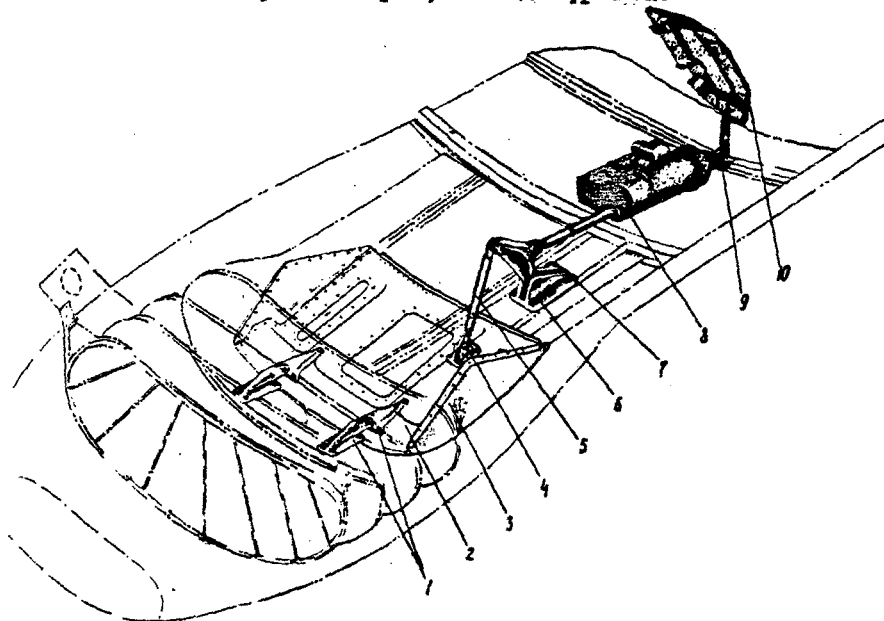
В передней части нижней крышки установлена выходная часть тоннеля маслорадиатора /8/ с заслонкой /9/. На фиг.5 показана заслонка и механизм управления ею. Открытие нижней крышки ограничивается тросиком. На нижней крышке капота установлена лирка /17/ для ограничительного троса.

По бокам нижней крышки установлены с каждой стороны четыре кронштейна крепления боковых крышек в закрытом положении. Верхняя и нижняя крышки крепятся быстроръемными стопорными шпильками.



Фиг. 4 Верхняя и нижняя крышки на капоте.

1 - регулируемый кронштейн крепления нижней крышки к фланцу двигателя; 2 - верхняя крышка; 3 - кронштейн навески боковой крышки; 4 - кронштейн для замков; 5 - кронштейн навески верхней крышки к воздухозаборнику; 6 - каркас нижней крышки; 7 - крюк для открытия нижней крышки; 8 - туннель маслорадиатора; 9 - створка маслорадиатора; 10 - кронштейн для навески нижней крышки; 11 - лок отвода горячего воздуха; 12 - лок подогрева двигателя перед запуском; 13 - нижняя крышка; 14 - кронштейн крепления крышки к двигателю; 15 - резиновое кольцо; 16 - легко-съемная стопорная шпилька; 17 - лирка; 18 - диафрагма.



Фиг. 5 Створки туннеля маслорадиатора.
1 - кронштейн навески; 2 - внутренняя обшивка; 3 - внешняя обшивка; 4 - кронштейн для тяги управления; 5 - тяга управления; 6 - качалка тяги управления; 7 - кронштейн для качалки; 8 - электромеханизм МВР-2В; 9 - кронштейн; 10 - предохранительный кожух.

Боковые крышки. Боковые крышки /Фиг. 6. / подвешиваются к верхней крышке на четырех кронштейнах /5/ и в закрытом положении соединяются в четырех точках с нижней крышкой штыревым замком /4/. В открытом положении боковые крышки поддерживаются специальными шарнирными подпорками /1/, которые при закрытых крышках закрепляются в лямках на крышках.

Все четыре крышки состоят из наружной обшивки и штампованного каркаса, изготовленных из дюралюминового листа и соединенных между собой электроточечной сваркой.

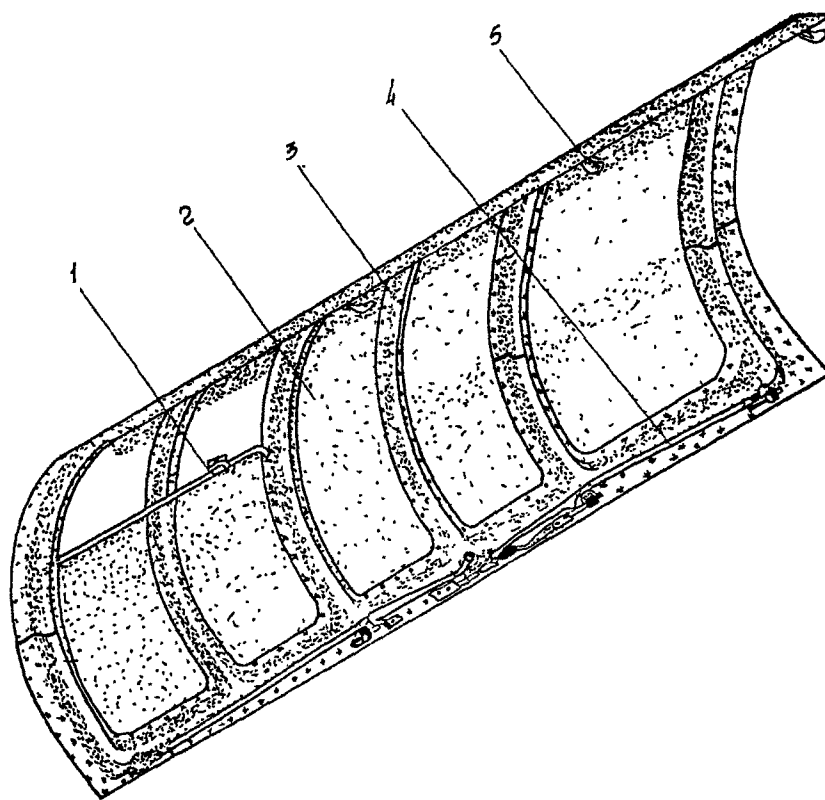
В стыке крышек с хвостовой частью gondoly двигателя имеется кольцевая щель шириной 9 мм для выхода воздуха из подкапотного пространства.

3. Силовая ферма

Силовая ферма /Фиг. 7 / является промежуточным звеном между рамой и лонжероном средней части крыла и состоит из сварной фермы /4/, силового шпангоута /II/ с узлами крепления рамы /5/ и двух регулируемых подкосов /2/.

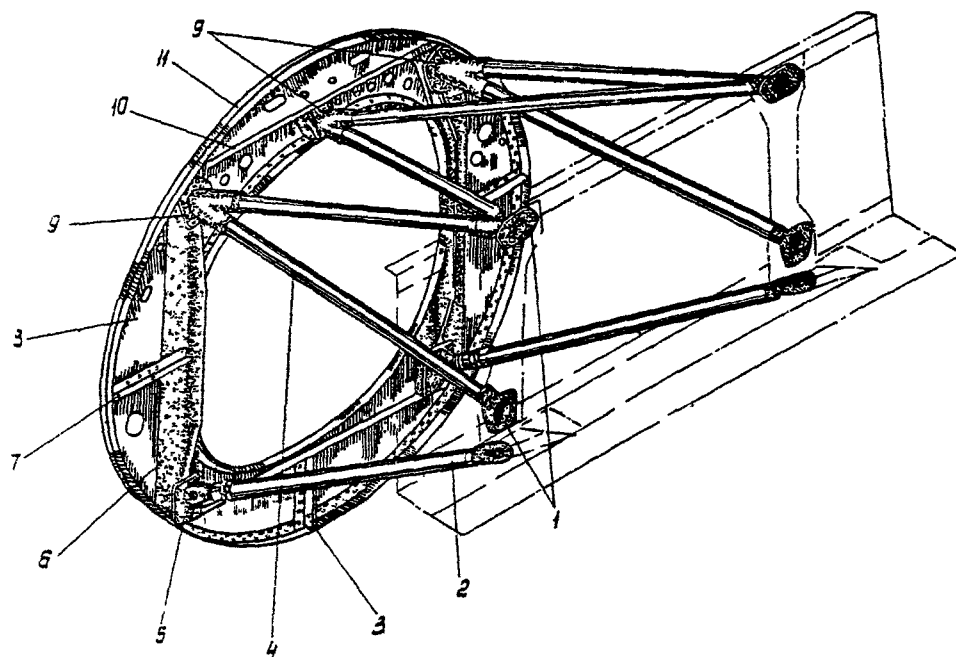
Сварная ферма /4/, трубчатой конструкции состоит из трех передних /9/ и четырех задних /1/ башмаков, между которыми приварены шесть труб, осаженных по концам по наружному диаметру для увеличения сварного шва.

Передними башмаками сварная ферма крепится к силовому шпангоуту, а задними - к переднему лонжерону средней части крыла болтами с легкопрессовой посадкой и тарированной затяжкой гаек.



Фиг. 6 Боковая крышка.

1-боковая подпорка, 2-наружная обшивка, 3-каркас,
4-штыревой замок, 5-кронштейн навески верхней крышки.



Фиг. 7 Силовая ферма и шпангоут.

I - верхние башмаки сварной фермы; 2 - регулируемый подкос, 3 - профиль; 4 - сварная ферма; 5 - башмак регулируемого подкоса; 6 - стойка; 7 - стыковочный профиль; 8 - стенка; 9 - передние башмаки сварной фермы; 10 - профиль; II - силовой шпангоут.

4. Силовой шпангоут

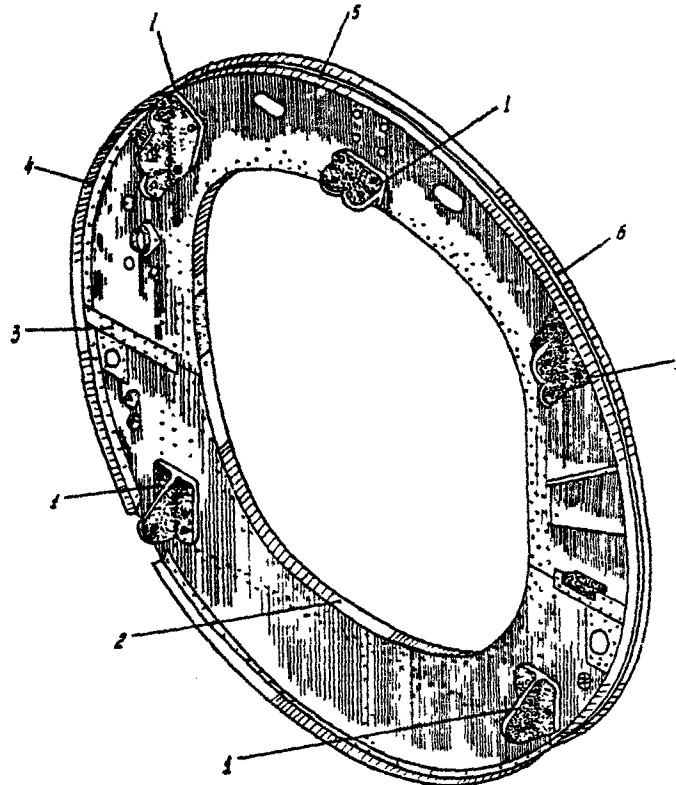
Силовой шпангоут /Фиг. 8 / клепаной конструкции состоит из стенки /5/ жароупорной стали, окантованной по наружному /4/ и внутреннему обводам прессованными профилями /2/.

К наружному заднему профилю крепится наружная обшивка хвостовой части гондолы, к профилю внутреннего /2/ обвода крепится кран двигателя и противопожарная перегородка. Спереди по внешнему обводу шпангоут окантован прессованным профилем с вырезами под узлы навески двигателя для обеспечения равномерного зазора и лучшего отсоса воздуха из подкапотного пространства. На передней стороне шпангоута установлено пять кронштейнов /1/ с шаровыми подшипниками для крепления рамы двигателя, штампованные из стали 30ХГСА. С задней стороны шпангоута /Фиг. 7 / приклепаны две мощные вертикальные балки /6/, штампованные из АК-6 и соединяющие верхние и нижние узлы крепления рамы двигателя. В горизонтальном направлении вертикальные балки соединены двумя прессованными профилями /10/. В стенке шпангоута предусмотрены отверстия, необходимые для прохода труб и хвостов, идущих через шпангоут к двигателю.

Два передних крайних башмака /9/ сварной фермы через узлы вертикальных балок /6/ болтами связаны с двумя верхними крайними узлами крепления рамы.

Средний верхний башмак сварной фермы через дополнительную проставку болтами связан со средним верхним узлом крепления рамы.

Башмаки /5/ регулируемых подкосов /2/ через нижние узлы вертикальных балок связаны болтами с нижними узлами крепления рамы. Регулируемыми подкосами /2/ силовой шпангоут связан с нижними узлами переднего лонжерона средней части крыла.



Фиг. 8 Силовой шпангоут.

1-узел навески моторамы, 2-кольцевой профиль, 3-стыковочная накладка, 4-наружный профиль, 5-стенка, 6-внутренний профиль.

5. Хвостовая часть gondoli двигателя.

Хвостовая часть gondoli /Фиг.9 / клепаной конструкции состоит из продольного и поперечного набора, наружной обшивки и стыковых профилей. Спереди хвостовая часть gondoli приклепана к угольнику наружного обвода силового шпангоута. Сверху хвостовая часть gondoli крепится через стыковые профили к нижнему обводу средней части крыла. Верхний обвод хвостовой части gondoli выполнен в виде объемной панели /4/, которая по всему периметру крепится винтами.

Поперечный набор состоит из двух шпангоутов /II/, штампованных из дуралюминового листа толщиной 1,2 мм, Z-образного сечения. В первом шпангоуте имеется вырез с отбортовками для прохода и крепления стрингеров.

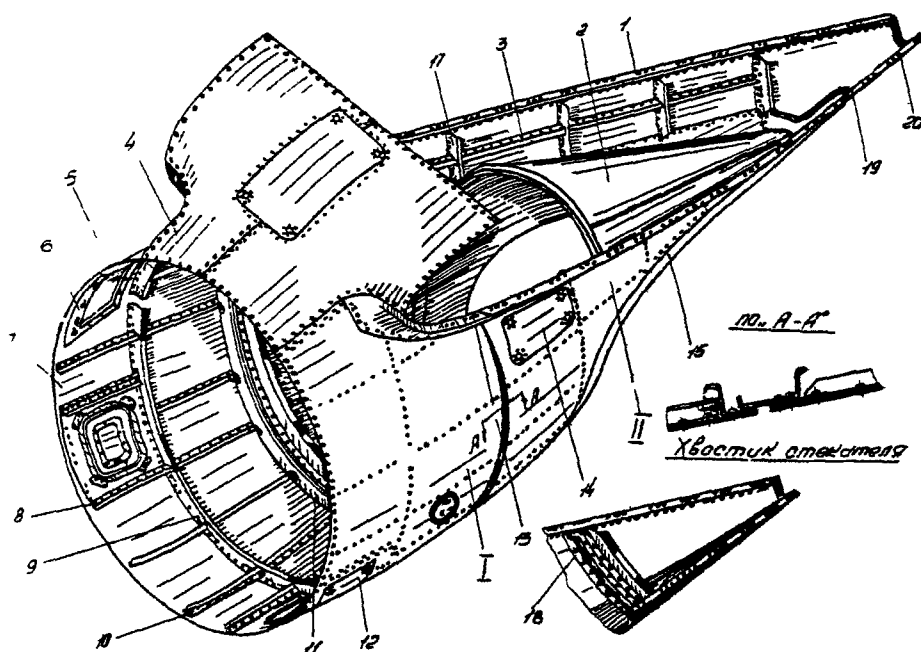
Продольный набор состоит из 12 стрингеров /8/, выполненных из прессованного бульбообразного угольника и одного стрингера, расположенного внизу по оси gondoli, выполненного из прессованного таврика /10/.

Наружная обшивка толщиной 1,2 мм состоит из двух листов, состыкованных на тавриковом стрингере.

Вырезы, имеющиеся в обшивке под лучки, усилены дополнительными окантовками.

Лучки, расположенные в нижних частях /12/, служат для подхода к стыковым болтам регулируемых подкосов. На правой стороне хвостовых частей мотогондол расположены лучки для подхода к разъемам топливной и гидравлической систем. Кроме того, на корневой gondole с внешнего борта имеется плафон для подсвета на консольную установку двигателя.

Крышки лучков состоят из штампованного каркаса, изготовленного из листового дуралюмина и наружной обшивки, которая с каркасом соединена электроточечной сваркой.



Фиг. 9 Хвостовая часть гондолы и стекателя газов.

I - хвостовая часть; II - стекатель.

I - бортугольник стекателя, 2 - обшивка стекателя из нержавеющей стали, 3 - стрингер стекателя, 4 - панель, 5 - лочок хвостовой части, 6 - окантовка лочка, 7 - обшивка хвостовой части, 8 - стрингер хвостовой части, 9 - гнутик хвостовой части, 10 - стыковочный таврик, II - стыковочный гнутик хвостовой части со стекателем, 12 - лочок хвостовой части, 13 - зализ хвостовой части, 14 - лочок стекателя, 15 - дюралевая обшивка стекателя, 16 - обшивка из нержавеющей стали, 17 - гнутик стекателя, 18 - коробочка для стыковки хвостика стекателя, 19 - хвостик стекателя, 20 - усиливающаяся накладка для крышек чехла.

Крышки лочков крепятся к окантовкам винтовыми замками и в открытом положении удерживаются тросиком.

Съемная верхняя панель /фиг. 10 / состоит из наружной обшивки и штампованного каркаса, соединенных между собой электроточечной сваркой. На верхней панели имеется лок, предусмотренный для осмотра и монтажа коммуникаций, проходящих из крыла в гондолу. Лок крепится к окантовке съемной панели четырьмя винтовыми замками.

6. Стекатель гондолы двигателя

Стекатель гондолы /фиг. 9 / клепаной конструкции, выполнен из дуралюминовых и жароупорных материалов. Стекатель гондолы предохраняет нижнюю часть крыла от нагрева его выхлопными газами и организует воздушный поток за реактивным соплом двигателя.

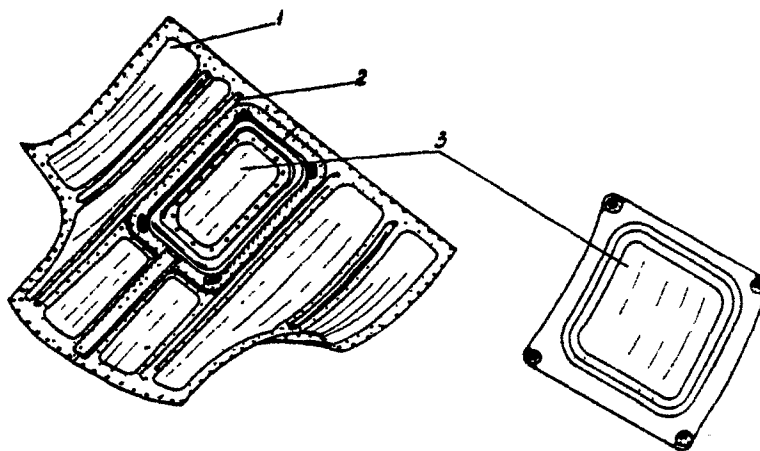
По переднему обрезу стекатель не имеет крепления к заднему шпангоуту хвостовой части гондолы. Сверху через стыковые угольники /I/ крепится к нижнему обводу крыла.

У консольных установок хвостики стекателей /19/, как заходящие на законсервированные панели крыла, съемные.

Поперечный набор стекателей состоит из шести Z-образных диафрагм, три из которых изготовлены из листового дуралюмина и три - из жароупорной стали.

Продольный набор из бульбообразных прессованных уголков /3/.

Наружная обшивка стекателя /15/ в передней части выполнена из дуралюминового листа толщиной 1 мм, а задняя /19/ - из жароупорной стали толщиной 0,8 мм. Край обшивки по стыку с хвостовой частью gondoly усилен дополнительной лентой толщиной 1 мм.



Фиг. 10 Съемная панель.

1 - наружная обшивка; 2 - каркас; 3 - лок.

Стыковой профиль /20/ представляет из себя уголок, гнутый из дуралюминового листа толщиной 1,5 мм.

В передней верхней части стекателя с обоих бортов имеются лочки /14/, предназначенные для подхода к стыковым болтам регулируемых подкосов с узлами переднего лонжерона средней части крыла. Лочки крепятся в закрытом положении винтовыми замками и в открытом положении удерживаются на тросике.

Наружная обшивка лочки со штампованным каркасом соединена электроточечной сваркой.

7. Обтекатель втулки винта АВ-68И серии О4

Обтекатель втулки винта АВ-68И серии О4 /фиг. 11/ служит для уменьшения лобового сопротивления силовой установки, для профилирования входного канала двигателя и для защиты корпуса воздушного винта от внешних воздействий.

Обтекатель втулки винта состоит из переднего съемного обтекателя, четырех обтекателей концев лопастей /11/, четырех козырьков /10/ и двух дисков: переднего /8/ и заднего /5/.

Передний съемный обтекатель состоит из обечайки /2/, носка /1/, диафрагмы /13/, профилей /4/ и окантовок /3/.

Носок и обечайка обтекателя изготовлены из листа АМЦАМ толщиной 2 мм. С внутренней стороны в носке закреплен электронагревательный элемент для защиты обтекателя от обледенения. На диафрагме, изготовленной из листа Д16А толщиной 2 мм, закреплена с помощью болтов передняя опора /14/ из текстолита со штепсельным разъемом электронагревательного элемента носка.

Носок соединяется с обечайкой и диафрагмой заклепками.

В средней части обечайки приклепан обод /20/, изготовленный из сплава ВМ65-1 толщиной 4 мм, на котором закреплено 16 штифтов, с помощью которых съемная часть фиксируется на переднем диске обтекателя.

В задней части обечайки установлено четыре профиля /4/, изготовленные из лис-

та Д16А толщиной 2 мм. На каждом из них закреплено по два штифта /6/, с помощью которых съемная часть соединяется с задним диском обтекателя. Вырез под лопасти винта на обечайке съемной части обтекателя для придания жесткости обечайке окаймлена изнутри козырьками /3/, изготовленными из листа Д16А толщиной 2 мм.

Диски обтекателя /5 и 8/ отлиты из сплава МЛ-5 и являются элементами, с помощью которых обтекатель крепится на корпусе винта.

На корпусе винта закреплены четыре двухсторонние шпильки /18/, на которые крепятся диски через резиновые амортизационные втулки /17/.

Для фиксации съемного обтекателя на переднем диске установлено "кольцо-замок" /12/. Замок представляет собой кольцо, изготовленное из стального листа марки ЗОХГСА толщиной 1,5 мм, в котором имеются овальные и фигурные отверстия. С помощью резьбовых шпилек /24/ с шайбами и гайками "кольцо-замок" подвижно закреплено по овальным отверстиям на переднем диске таким образом, что фигурные отверстия располагаются против круглых отверстий в диске. Для облегчения установки съемной части обтекателя часть штифтов на ободке имеют удлиненную, заостренную головку - направляющие штифты /26/.

Для установки обтекателя необходимо совместить фигурные отверстия "кольца-замка" с отверстиями в диске и вставить штифты /26/, закрепленные на ободке съемной части обтекателя, в отверстия диска /8/ и "кольца-замка" /12/. Штифты /6/, закрепленные на профилях, войдут при этом в отверстия заднего диска /5/. Поворотом "кольца-замка" съемная часть закрепляется на переднем диске, а через него - на корпусе винта.

Для фиксации "кольца-замка" в закрытом положении на переднем диске закреплен пружинный замок /23/, фиксатор /22/ которого устанавливается между головками двух болтов, закрепленных на "кольце-замке", что предотвращает самопроизвольный поворот "кольца-замка" относительно диска.

При закрытом положении замка сигнализатор, который окрашен в красный цвет, не должен выступать за внешний контур обшивки обтекателя втулки винта.

Закрытие и открытие замков производится специальным ключом. Для подхода ключа к замкам в обечайке съемной части обтекателя и в ободке переднего диска сделаны продольные пазы. Ключ вставляется в прорезь до упора, для чего на диске установлен опорный болт /21/. Направление поворота ключа показано на внешней стороне обечайки стрелками с надписями "Открыть" и "Закрыть".

Чтобы обеспечить плавное обтекание воздухом комля лопасти винта, на них закреплены обтекатели. Обтекатель комля лопасти /11/ состоит из двух половин, изготовленных из листа Д16А толщиной 1,5 мм и подкрепленных диафрагмами. Обе половины соединяются между собой двумя накладками и винтами с анкерными гайками.

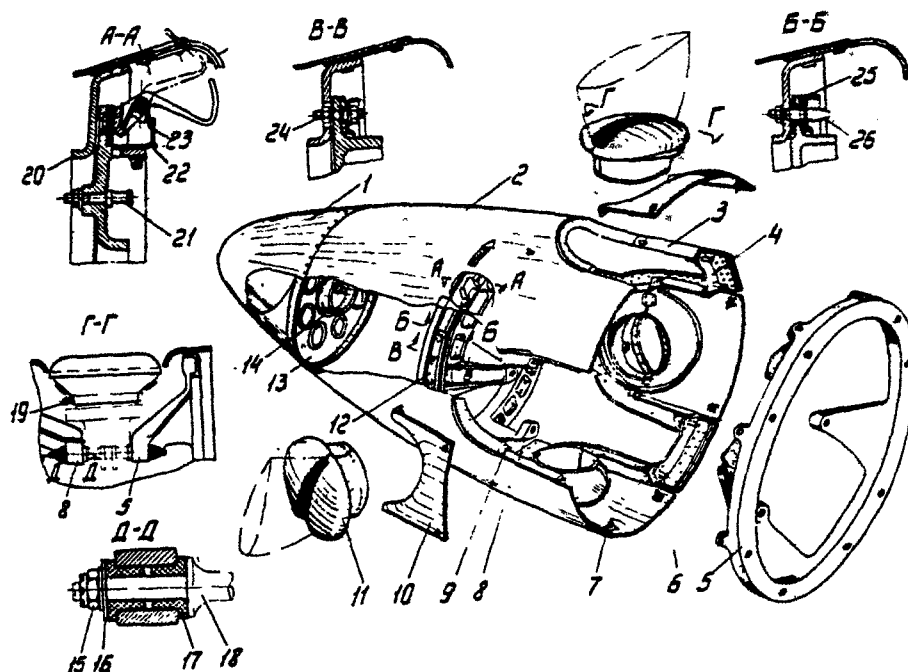
Вырез под лопасть винта в обтекателе комля загерметизирован резиновым профилем.

Обтекатель комля лопасти закрепляется на комле с помощью стального хомута /19, имеющегося на винте.

За обтекателями комлей лопасти установлены козырьки /10/, изготовленные из листа Д16А толщиной 2 мм. Каждый козырек соединяется двумя штифтами /9/ со съемной частью обтекателя и крепится двумя замками /7/ к заднему диску /5/.

Для снятия обтекателя втулки винта необходимо снять козырьки, затем вставить ключ в продольный паз до упора. При этом ключ отождествит фиксатор пружинного замка и при повороте ключа в положение "Открыть" кольцо-замок перемещается относительно диска и своими отверстиями большего размера располагается против головок штифтов, позволяя свободно снять обтекатель втулки винта.

Для того, чтобы при работе двигателя обтекатель не вызывал вибраций, он проходит статическую балансировку комплектно со всеми деталями. Балансировка производится на специальном станке точностью 6-8 гм до нуля путем установки дополнительных грузов на заднем диске. Груз располагается в ячейках и крепится болтами.



Фиг. 11 Обтекатель втулки винта.

1 - носок, 2 - обечайка, 3 - окантовка, 4 - профиль, 5 - задний диск, 6 - штифт, 7 - винтовой замок, 8 - передний диск, 9 - штифт, 10 - козырек, 11 - обтекатель комля лопасти, 12 - кольцо-замок, 13 - диафрагма, 14 - передняя опора, 15 - гайка, 16 - шайба, 17 - втулка, 18 - шпилька винта, АВ-68И, 19 - хомут, 20 - обод, 21 - опорный болт, 22 - фиксатор замка, 23 - пружинный замок, 24 - шпилька, 25 - прокладка, 26 - штифт.

Разрешается устанавливать не более трех стальных пластин толщиной 3 мм каждая. Если место установки пластин совпадает с ребром жесткости диска, разрешается ставить пластины в двух ячейках, но не более двух штук в каждой ячейке.

При необходимости замены обтекателя - заменяется весь комплект данной силовой установки.

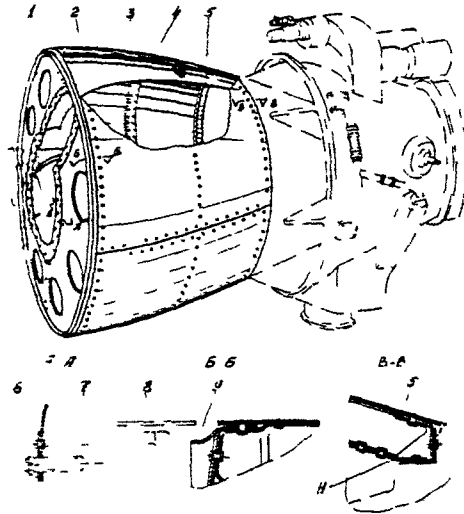
Для исключения перепутывания отдельных элементов обтекателя они нумеруются номером самолета, номером силовой установки и номером лопасти.

Для облегчения контроля углов поворота лопастей при проверке на обтекателе комля лопасти № I наносится одна красная риска, а на съемной части обтекателя три риски, соответствующие углам φ_0 , $\varphi_{пу}$ и $\varphi_{фл}$.

8. Обтекатель редуктора

Обтекатель редуктора /фиг. 12/, являясь продолжением обтекателя втулки винта, образует внутренний обвод канала подвода воздуха к компрессору двигателя.

Обтекатель редуктора состоит из обечайки /3/, передней диафрагмы /1/, четырех продольных диафрагм /2/ и трех колец /4,5,10/.



фиг.12. Обтекатель редуктора

- 1 - передняя диафрагма, 2 - продольная диафрагма, 3 - обшивка,
4 - профиль, 5 - провиль, 6 - шпилька, 7 - картер редуктора,
8 - обтекатель втулки винта, 9 - гнуптик, 10 - опорное кольцо, II -
- накладка.

Обечайка изготовлена из листа Д16А толщиной 1 мм.

Передняя диафрагма изготовлена также из листа Д16А толщиной 1 мм, имеет штампованные отверстия с отбортовкой для облегчения, вырез под токоотъемник винта и крепится к обечайке заклепками. Для уменьшения щели, образующейся между обтекателем втулки и винта и обтекателем редуктора, в передней части последнего приклепан гнуптик /9/ из листа марки Д16А толщиной 1,2 мм.

Продольные диафрагмы изготовлены также из листа марки Д16А толщиной 1,2 мм и приклепаны к обечайке для придания ей необходимой жесткости. В средней части обтекателя приклепано кольцо /4/, изготовленное из прессованного профиля Д16Т Пр 100-6. В задней части обтекателя установлено кольцо /5/, изготовленное из листа Д16А толщиной 1,2 мм, к которому прилегает опорное кольцо /10/, изготовленное из листа марки Д16А толщиной 1,5 мм. Опорное кольцо накладками /II/ соединено с диафрагмами /2/ для большей жесткости.

Обтекатель крепится за переднюю диафрагму к картеру редуктора двигателя на девяти шпильках /6/, а по заднему обрезу центрируется на кольцевой проточке картера редуктора опорным кольцом /10/.

В. СИСТЕМА ОТВОДА ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ И ОБДУВА ДВИГАТЕЛЕЙ.

1. Система отвода продуктов сгорания.

Отвод продуктов сгорания из двигателей производится через удлинительную трубу, имеющую минимальные потери на сопротивление.

Удлинительная труба /фиг. 13 / изготовлена из двух половин, соединенных между собой роликовой сваркой. Каждая половина изготовлена из титовой стали марки IX18N9T толщиной 1 мм.

На одном конце трубы роликовой сваркой приварен фланец /16/, изготовленный также из стали марки IX18N9T, с помощью которого удлинительная труба крепится к фланцу /14/ реактивного сопла двигателя. Соединение фланцев производится с помощью 48 болтов /12/ \varnothing 8 мм с гайками /17/ и контрольными пластинами /13/. Соприкасающиеся поверхности фланцев перед установкой трубы на двигатель смазываются силиконовой эмалью ФГ-9 по МХПТУ-2273-50 для обеспечения герметичности стыка. Для усиления места соединения фланца /16/ с трубой с наружной стороны трубы наварена фигурная лента /1/. Задний срез удлинительной трубы усилен наваренной роликовой сваркой лентой /4/ из стали марки IX18N9T шириной 30 мм и толщиной 1,5 мм.

На удлинительную трубу одет кожух /2/, образующий кольцевой канал вокруг трубы, через который проходит воздух, охлаждающий трубу.

Кожух удлинительной трубы сварен из листов стали марки IX18N9T толщиной 0,6 мм, и имеет разъем по вертикальной оси и соединяется стяжными хомутами /21/.

Для обеспечения равномерного зазора между удлинительной трубой и ее кожухом в задней части кожуха приварены скобы /20/, которыми кожух опирается на удлинительную трубу. В местах установки скоб с наружной стороны кожуха приварен рифт /2/ из стали марки IX18N9T толщиной 0,6 мм и шириной 36 мм.

Для исключения случаев чеканки удлинительной трубы о стекатель увеличен теоретический размер между удлинительной трубой и стекателем в верхней части с 62 мм на 80 мм.

В передней части кожуха удлинительной трубы, изготовленной для большей прочности из листа толщиной 0,6 мм, закатана проволока /18/ диаметром 3 мм, которая образует фланец, а под двенадцать болтов крепления удлинительной трубы к двигателю установлены коробочки /19/, которые являются опорами передней части кожуха удлинительной трубы.

Соединение кожуха удлинительной трубы с кожухом турбины двигателя выполнено с помощью профилированной ленты /7/, изготовленной из листовой стали марки IX18N9T толщиной 1 мм. Лента имеет разъем с приваренными точечной сваркой коробочками /6/ и стягивается болтами /8/ \varnothing 6 мм. Между коробочками устанавливается втулка /9/, длина которой определяется при первой установке ленты на кожух.

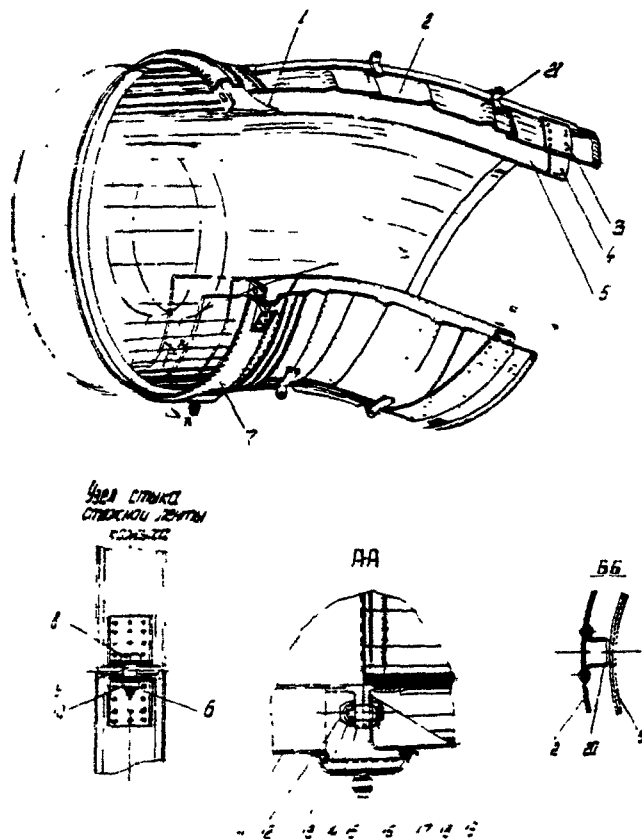
Гайка /10/ стяжного болта заворачивается до плотного соединения коробочек /6/ с втулкой /9/. В этом положении лента /7/ должна плотно по всему периметру лечь на кожух турбины двигателя и кожух удлинительной трубы.

В нижней части лента имеет приваренный штуцер /15/ для слива топлива, которое может просочиться через уплотнение в месте соединения удлинительной трубы с двигателем при неудавшемся запуске двигателя.

2. Система обдува двигателя, его агрегатов и отвод воздуха от клапанов перепуска.

Система обдува каждого двигателя /фиг. 14 / включает в себя:

а) обдув горячей части двигателя;



Фиг. 13 Удлинительная труба с кожухом

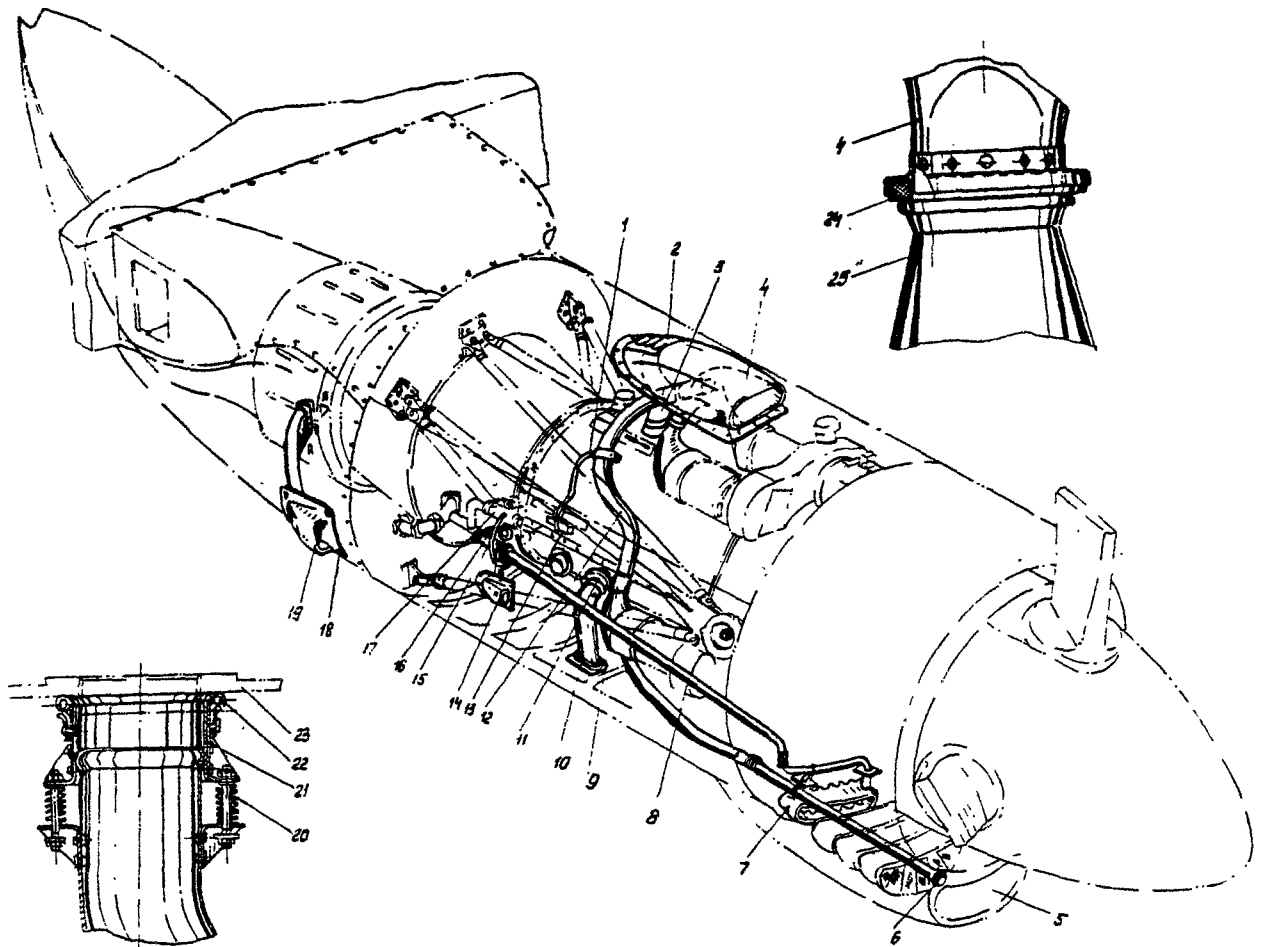
1 - лента, 2 - кожух, 3 - лента, 4 - лента, 5 - труба, 6 - коробочка, 7 - лента, 8 - болт, 9 - втулка, 10 - гайка, 11 - кожух турбины двигателя, 12 - болт, 13 - контрольная шайба, 14 - фланец реактивного сопла, 15 - штуцер, 16 - фланец, 17 - гайка, 18 - проволока, 19 - коробочка, 20 - скоба, 21 - стяжной хомут.

- б) обдув двух стартер-генераторов СТИ-12ТМО-1000
- в) обдув генератора СГО-12,
- г) обдув термометра КТА-5Ф,
- д) обдув электромотора МП-5И на кране системы эжекции маслорадиатора,
- е) обдув электромотора МП-5И на кране системы обогрева ВНА двигателя,
- ж) обдув электромотора МП-5И на кране системы антиобледенения воздухозаборника двигателя.

а) Обдув горячей части двигателя.

Обдув горячей части двигателя осуществляется наружным воздухом, подводимым через заборник /19/, расположенный на правом борту мотогондолы. Заборник изготовлен из листового материала марки АМПАМ толщиной 1,5 мм. От заборника идет канал, на конце которого подвижно закреплен патрубок /21/.

Заборник крепится на борту мотогондолы с помощью четырех винтовых замков /18/,



Фиг.14. Обдув двигателя и его агрегатов, отвод воздуха от двигателя и система эжекции маслорадиатора.

1 - заборник обдува электромотора М1-5И крана системы обогрева ВНА; 2 - жабры; 3 - патрубок; 4 - воздухозаборник обдува генератора; 5 - воздухозаборник обдува маслорадиатора; 6 - воздухозаборник обдува термоматрона КТА; 7 - эжектор; 8 - трубопровод; 9 - гибкое соединение; 10 - патрубок; 11 - клапан перепуска воздуха из-за 5-ой ступени компрессора двигателя; 12 - трубопровод обдува СГО-12; 13 - кран системы обогрева ВНА; 14 - воздухозаборник; 15 - патрубок обдува М1-5И крана системы антиобледенения воздухозаборника двигателя; 16 - кран системы эжекции маслорадиатора; 17 - кран системы антиобледенения воздухозаборника; 18 - винтовой замок; 19 - воздухозаборник обдува горячей части двигателя; 20 - пружина; 21 - патрубок; 22 - асбестовый валик; 23 - кожух турбины двигателя; 24 - прокладка; 25 - патрубок.

а подвижно закрепленный патрубок - с помощью четырех пружин /20/ прижимается к фланцу кожуха корпуса турбины. Для уплотнения стыка и для исключения чеканки патрубка о кожух на конце патрубка приклепан асбестовый валик /22/.

Охлаждая корпус турбины и реактивное сопло, воздух попадает в кольцевой зазор между удлинительной трубой и ее кожухом и охлаждает трубу.

Для удовлетворительного охлаждения корпуса турбины и удлинительной трубы при работе двигателя на стоянке и при рулении самолета, когда нет достаточного скоростного напора, кожух удлинительной трубы выступает за обрез самой трубы / см.фиг. 13 / на 50 мм, образуя эжектор, обеспечивающий необходимый расход воздуха через кожух турбины и удлинительной трубы.

б). Обдув генераторов, термоматрона КТА и электромоторов МП-5И

Воздухозаборник обдува генераторов /4/ расположен на верхней крышке капота и изготовлен из листа марки АМцМ толщиной 1,2 мм. В передней части его с помощью диафрагмы образована полость, в которую подается теплый воздух при включении противообледенительной системы двигателя для предохранения передней кромки воздухозаборника от обмерзания.

Трубопровод полости воздухозаборника соединяется с трубопроводом подвода горячего воздуха.

От заборника идет патрубок, разделяющийся на три рукава: по двум подводится воздух на продувку стартер-генераторов СТГ-12ТМО, а по третьему - на продувку генератора СГО-12.

Соединение рукавов воздухозаборника с патрубком на генераторе СТГ-12ТМО производится встык, а уплотнение достигается с помощью прокладки /24/ толщиной 10 мм из губчатой резины, которая для большей прочности склеена тканью. Патрубки /25/ на стартер-генераторах выполнены литыми из сплава АЛ-9 и крепятся к ним одним центральным болтом. Труба /12/, подводящая воздух к генератору СГО-12, изготовлена из листового материала марки АМцМ толщиной 1,2 мм, и соединяется с рукавом воздухозаборника и патрубком на генераторе с помощью гибких резиновых муфт /9/ со стяжными хомутами. Патрубок, установленный на СГО-12, выполнен литым из сплава АЛ-9 и для обеспечения монтажа изготовлен разъемным. Обе части патрубка соединяются между собой одним болтом.

На трубе обдува СГО-12 установлен съемный заборник / 1 /, который подводит холодный воздух к патрубку, установленному на электромеханизме МП-5И крана /13/ отбора воздуха на обогрев ВНА двигателя.

Воздухозаборник /6/ обдува термоматрона КТА расположен на передней кромке воздухозаборника мотогондолы, в нижней его части. Трубопровод сечением 27x25 мм от воздухозаборника до КТА имеет теплоизоляцию из материала БТ-4С, предохраняющую подводимый воздух от подогрева, и соединяется между собой и с патрубком на КТА гибкими дюритовыми соединениями с хомутами.

Воздухозаборник /14/ обдува электромеханизма МП-5И крана системы эжекции масло-радиатора расположен на правой крышке капота двигателя. Отходящая от заборника трубка сечением 27x25 мм крепится с помощью хомута к кронштейну, который в свою очередь приклепан к крышке капота. На трубе устанавливается съемный заборник /15/ обдува электромеханизма МП-5И крана /17/ системы антиобледенения воздухозаборника двигателя.

в. Отвод воздуха от клапанов перепуска на компрессоре двигателя

При работе двигателя на малом газе часть воздуха из компрессора отводится через клапаны перепуска за пятую ступень в атмосферу. Для того, чтобы выходящий го-

рячий воздух не повышал температуры подкапотного пространства, на клапаны установлены патрубки /3,10, фиг. 14 /, отводящие воздух за обшивку мотогондолы.

Патрубки изготовлены из листа марки АМЦАМ толщиной 2 мм и крепятся к фланцу переходника, установленного на двигателе, с помощью болтов и гаек с шайбами.

Для выхода воздуха на правой боковой крышке капота и в задней части воздухозаборника продувки генераторов установлены жабры /2/.

3. Крепление двигателя.

Двигатель расположен перед крылом /фиг. 15 / ниже его хорды. Крепление двигателя производится с помощью шести подкосов и двух амортизаций в пяти узлах силового шпангоута гондолы за четыре цапфы, из которых две передние прикреплены на лобовом картере и две задние - на фланцах, соединяющих корпус компрессора с корпусом камеры сгорания.

Все подкосы и амортизационные стойки изготовлены из стали марки 30ХГСА.

Подкосы и амортизационные стойки соединяются с узлами на силовом шпангоуте и корпусом переднего амортизатора на шарнирных подшипниках, что обеспечивает восприятие подкосами только растягивающих или сжимающих усилий.

Верхние /2/, нижние /6/ подкосы и амортизационные стойки /4/ с одного конца имеют регулируемые наконечники.

Концевой подкос /1/ не имеет регулировки по длине и представляет собой трубу размером 56-53 мм, оснащенную на концах по наружному диаметру до размера 58 мм для увеличения площади сварного шва. На одном конце подкоса приварен корпус переднего амортизатора /7/, в который запрессованы шарнирные подшипники для нижнего и верхнего подкосов, а на другом конце приварена вилка для соединения с кронштейном силового шпангоута, в котором также имеется шарнирный подшипник.

Нижний и верхний подкосы по конструкции одинаковы и представляют собой трубу размером 56x53 мм для нижнего подкоса и размером 50x47 мм для верхнего, оснащенную по концам до толщины стенки 2,5 мм для увеличения площади сварного шва. К концам подкосов привариваются узлы для соединения с корпусом переднего амортизатора и кронштейнами на силовом шпангоуте мотогондолы.

Для уменьшения передачи вибрации, возбуждаемых двигателем и винтом при работе, на конструкцию самолета в системе крепления двигателя предусмотрены амортизаторы, которые устанавливаются в корпусе переднего амортизатора /7/ бокового подкоса /1/ и в амортизационной стойке.

Передний амортизатор /фиг. 16 / представляет собой набор двух вкладышей /2/, кольца /6/ и втулки /3/.

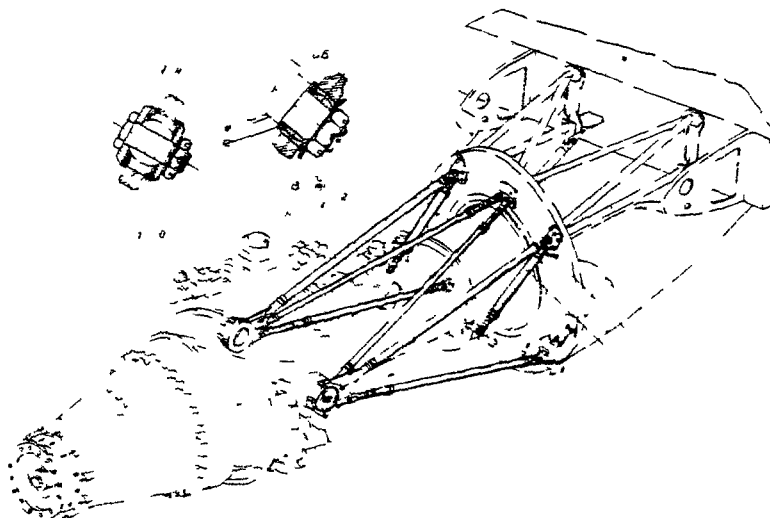
Каждый вкладыш /2/ состоит из пяти дуралюминовых колец, разделенных между собой провулканизированной резины. Кольцо /6/ по внешней поверхности также имеет слой провулканизированной резины. Вкладыши /2/ собираются с кольцом /6/ на втулке /3/ и устанавливаются в корпус переднего амортизатора /1/ таким образом, чтобы отверстие во втулке /3/ меньшего диаметра было обращено к крышке /7/. Амортизаторы удерживаются в корпусе крышкой на пяти болтах /8/.

Задний амортизатор /фиг. 17 / представляет собой набор из семи резиновых демпферов /3/ кольцевого типа, втулок /4/ и колец /5/, собранных на стержне вилки /1/ и зажатых гайкой /7/, заворачиваемой с крутящим моментом 3000 ± 250 кгсм.

Все металлические детали амортизационной стойки изготовлены из стали марки 30ХГСА.

Амортизатор в стойке удерживается гайкой 2.

Двигатель металлизуется с помощью перемычек металлизации /3,8, фиг. 15 /, которые соединяют корпус двигателя с силовым шпангоутом через боковые подкосы.

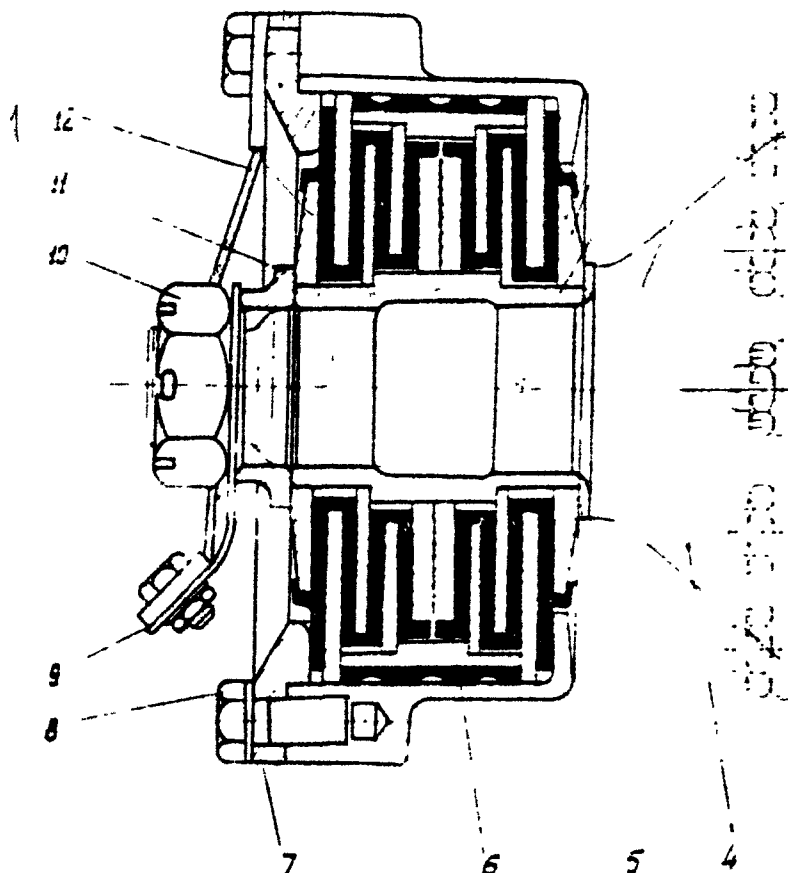


Фиг. 15 крепление двигателя.

1 - боковой подкос, 2 - верхний подкос, 3 - перемычка металлизации, 4 - амортистойка, 5 - силовой шпангоут, 6 - нижний подкос, 7 - корпус переднего амортизатора, 8 - перемычка металлизации, 9 - кронштейн с шарнирным подшипником, 10 - манжета, 11 - задняя цапфа двигателя, 12 - шайба, 13 - шайба, 14 - гайка.

Для предохранения шарнирных подшипников в узлах крепления двигателя и силового шпангоута гондолы от коррозии с обеих сторон его устанавливаются резиновые манжеты, которые удерживают смазку от вытекания и предотвращают попадание влаги на подшипники.

Регулировочный узел подкосов и амортистойки /см.фиг. 17 / выполнен следующим образом : в резьбовой конец подкоса вворачивается стакан /10/ с правой наружной и левой внутренней резьбой, в который вворачивается вилка или ухо /12/. При вращении стакана по часовой стрелке (если смотреть со стороны ввернутой вилки) длина подкоса уменьшается, при вращении против часовой стрелки -увеличивается. Для фиксации длины подкоса на стакане и вилке установлены контргайки /9,11/, которые в свою очередь контаются проволокой Ø 1,6 мм. Правильное положение двигателя достигается регулированием длины нижних, левого



Фиг.16. Передний амортизатор.

1 - корпус переднего амортизатора на боковом подкосе, 2 - вкладыш (демпфер), 3 - втулка, 4 - передняя опора двигателя, 5 - шайба, 6 - кольцо, 7 - крышка, 8 - болт, 9 - шайба, 10 - гайка, 11 - втулка, 12 - перемычка металлизации.

верхнего подкосов и левой амортистойки. Правый верхний подкос и правая амортистойка устанавливаются без напряжения и только после окончательного нивелирования двигателя.

Подкосы устанавливаются в следующем порядке:

1. Левый боковой, нижний и верхний подкосы.
2. Правые боковой и нижний подкосы.
3. Левая амортистойка.
4. Правый верхний подкос.
5. Правая амортистойка.

При снятии двигателя подкосы снимаются в обратном порядке, т.е.:

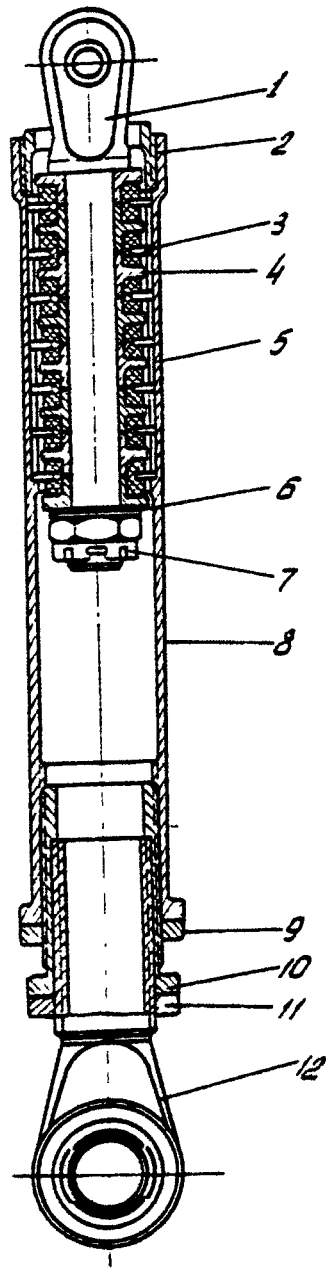
1. Правая амортистойка.
2. Правый верхний подкос.
3. Левая амортистойка.
4. Правые нижний и боковой подкосы.
5. Левые верхний, нижний и боковой подкосы.

Установленный двигатель должен отвечать требованиям нивелировочного паспорта.

Регулировочные резьбовые стаканы в подкосах и в амортистойке должны перекрывать контрольные отверстия подкосов, а вилки в резьбовые стаканы должны быть ввернуты так, чтобы резьба не выступала из контргайки на размер более 20 мм.

Шарики в шарнирных подшипниках верхних подкосов и кронштейнов силового шпангоута должны стоять так, чтобы цилиндрические проточки на шариках совпадали с проточками на обоймах подшипников.

При установке бокового подкоса на переднюю напфу двигателя устанавливается шайба /5/ (фиг.16), а с наружной стороны амортизатора - втулка /11/, шайба /9/ и гайка /10/.



Фиг. 17 Стойка крепления двигателя.

I - вилка, 2 - гайка, 3 - демпфер, 4 - втулка, 5 - кольцо,
6 - шайба, 7 - гайка, 8 - стойка, 9 - контргайка, 10 - стакан,
II - контргайка, 12 - ухо.

При установке амортистойки на задний шпиль двигателя на нее предварительно устанавливается фигурная шайба /12/ (фиг. 15 /, а амортистойка устанавливается таким образом, чтобы заделка шарнирного подшипника в уже была обращена от двигателя (см. фиг. 15 (веч. "Б-Б").

Регулирование длины верхних подкосов перемещает двигатель в горизонтальной плоскости, регулирование длины нижних подкосов перемещает передние шпиль двигателя в вертикальной плоскости, регулирование длины левой амортистойки перемещает заднюю часть двигателя в вертикальной плоскости.

Регулирование длины подкосов крепления двигателя и его нивелирование производится только на заводах и в ремонтных базах.

При замене двигателей в подразделениях нарушение длины подкосов и перестановка их не допускается.

Если длина подкосов при замене двигателя не изменилась и подкосы установлены на прежние места, нивелировать двигатель нет необходимости.

IV. СИСТЕМА ПИТАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ МАСЛОМ.

Система питания маслом служит для смазки и охлаждения трущихся деталей двигателя, управления воздушным винтом и автоматикой двигателя.

Каждый двигатель на самолете имеет свою самостоятельную систему питания маслом, принципиальная схема которой представлена на фиг. 18

Для смазки двигателя и обеспечения работы агрегатов применяется масло, представляющее собой смесь (по объему) 75% трансформаторного масла по ГОСТу 982-56 или экивалентного масла МК-8 по ГОСТу 6457-53 и 25% масла МС-20 или МЛ-22 по ГОСТу 1013-49.

Общая емкость маслосистемы каждого двигателя равна примерно 105 литрам.

Систему питания маслом каждой силовой установки можно разделить на две системы: внутреннюю и внешнюю.

Внутреннюю систему составляют :

- а) нагнетающий /27/, подкачивающий /29/ и откачивающий /18, 20, 25, 26/ насосы;
- б) центробежный воздухоотделитель /21/;
- в) маслофильтры /16, 19, 34/ ;
- г) каналы и магистрали между агрегатами ;
- д) форсунки, подающие масло к местам смазки ;
- е) сливные краны /17, 33/ и другие агрегаты двигателя.

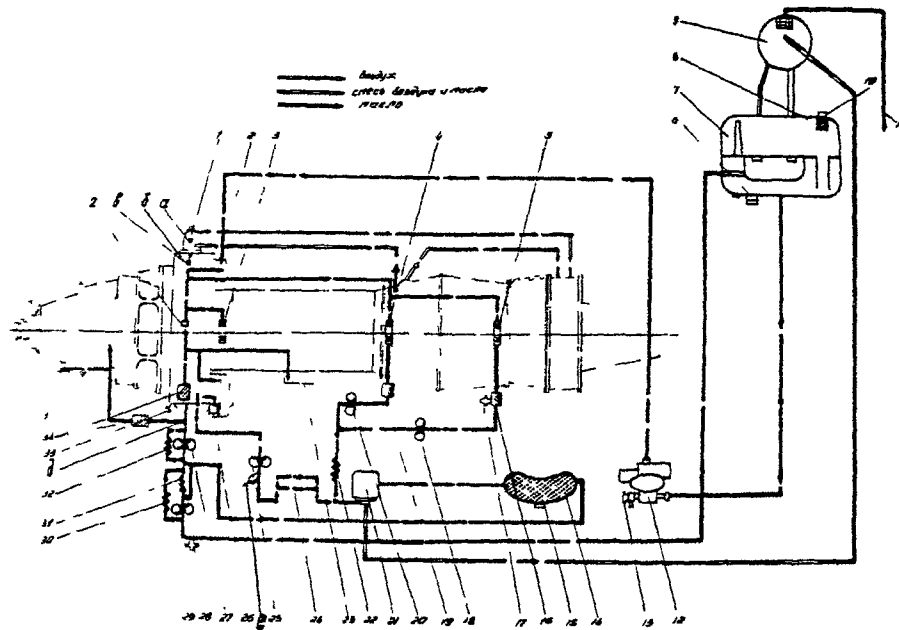
Внешнюю систему составляют :

- а) маслобак /7/;
- б) дренажный бачок /9/;
- в) маслорадиатор /14/ с системой управления створкой туннеля;
- г) система флюгирования воздушного винта;
- д) контрольная аппаратура ;
- е) трубопроводы.

Масляная система двигателя выполнена по принципу короткозамкнутой схемы, в которой нагнетаемое в двигатель и откачиваемое из двигателя масло непрерывно циркулирует по замкнутому кольцу, минуя масляный бак.

Для возмещения расхода масла в короткозамкнутой системе к ней через насос подпитки /29/ подключен масляный бак /7/ емкостью ≈ 60 л.

Масло из бака поступает по трубопроводу диаметром 40x37 мм к насосу подпитки, который создает давление 0,6-1,0 кг/см² на входе в нагнетающую ступень /27/ главного масляного насоса двигателя. Масло от насоса подпитки на вход главного маслоснасоса подается по двум каналам:



Фиг.18 Принципиальная схема питания двигателя маслом.

- а - замер давления в канале малого шага СДУ-9А-20;
- б - замер давления в канале фиксатора шага СДУ-9-12,5 ;
- в - замер давления в канале отрицательной тяги СДУ-5-2,5;
- г - ИДТ-100 замер давления ИКМ;
- д - замер давления на входе в двигатель ИДТ-8;
- е - датчик П-1.

- 1 - центробежный суфлер; 2 - регулятор оборотов Р-68ДК/Р-68ДТ/ ;
- 3 - передний подшипник компрессора ; 4 - задний подшипник компрессора;
- 5 - подшипник турбины ; 6 - сливная пробка; 7 - маслобак; 8 - фильтр;
- 9 - дренажный бачок; 10 - заливная горловина бака; 11 - к заборнику дренажа;
- 12 - флюгернасос (изд.НБ2ТА-1); 13 - сливной кран; 14 - маслорадиатор (изд.875)
- 15 - сливная пробка; 16 - фильтр подшипника турбины; 17 - сливной кран;
- 18 - маслонасос откачки I секция; 19 - фильтр заднего подшипника компрессора;
- 20 - маслонасос откачки II секция; 21 - центробежный воздухоотделитель;
- 22 - обратный клапан; 23 - командно-топливный агрегат; 24 - обогрев ребер лобового картера; 25 - откачивающая ступень главного маслонасоса; 26 -насос откачки из коробки приводов; 27 - нагнетающая ступень главного маслонасоса; 28 -сливной кран; 29 - насос подпитки; 30 - редукционный клапан; 31 - обратный клапан;
- 32 - редукционный клапан; 33 - сливной кран; 34 - фильтр; 35 - насос измерителя крутящего момента.

по одному, выполненному в литье лобового картера, и по второму, выполненному трубопроводом диаметром 27x25 мм. При падении давления масла на входе в нагнетающую ступень главного масляного насоса насос подпитки пополняет короткозамкнутую систему необходимым количеством масла до восстановления давления, а при повышении давления - открывается редукционный клапан /30/ масляного насоса подпитки, и излишек масла из короткозамкнутой системы поступает на вход насоса подпитки и оттуда в маслобак,

Нагнетающая ступень главного масляного насоса двигателя через два параллельно работающих сетчатых фильтра /34/ подает масло на смазку подшипников ротора двигателя, шестерен редуктора и привода, на питание агрегатов /Р-68ДК, КГА-5Ф/ и на питание насоса измерителя крутящего момента /35/.

Отработанное масло откачивается из двигателя насосом откачки /18-20/ и откачивающейся ступенью /25/ главного масляного насоса и направляется в центробежный воздухоотделитель.

Из воздухоотделителя воздух и масляная эмульсия отводятся по трубопроводам диаметром 14x12 мм в дренажный бачок /9/, а масло, отделенное от воздуха, поступает в масляный радиатор /14/ по трубопроводу диаметром 40x37 мм, где проходя между трубками сот, охлаждается проходящим по сотам воздухом. После охлаждения масло направляется по трубопроводу диаметром 40x37 мм в нагнетающую ступень главного масляного насоса двигателя.

Суфлирование масляного бака осуществляется через дренажный бачок /9/, к которому масляный бак подсоединен двумя трубопроводами: диаметром 40x37 мм для слива масла из дренажного бачка в масляный бак и диаметром 14x12 мм для дренажирования маслобака. Дренажный бачок, в свою очередь, соединен трубопроводом диаметром 27x25 мм с атмосферой через заборник, который расположен в задней части мотогондолы с левой стороны.

Заполнение системы маслом производится через заливную горловину /10/ маслобака, подход к которой обеспечен при открытой левой боковой крышке капота.

Для исключения попадания посторонних предметов в бак при заправке в заливной горловине бака установлен сетчатый фильтр /8/ с размерами ячейки в свету 0,063 мм.

Контроль за количеством масла в баке осуществляется с помощью мерной линейки, а также с помощью электрического дистанционного масломера МЭС-1687Т.

Минимальное количество масла в баке перед запуском двигателя - 47 литров.

Минимальное потребное для полета количество масла в баке, определяют по формуле $(47 + K)$ литров, где "K" - продолжительность предстоящего полета в часах.

Максимальная заправка масляного бака определяется по риске, нанесенной на масломерной линейке и равна 58 л.

Слив масла из системы может производиться из шести точек:

1. Через сливную пробку /6/ /см. фиг.18/, установленную на нижнем фланце масляного бака; доступ к сливной пробке обеспечен при открытой левой крышке капота;

2. Через сливную пробку /15/, установленную на маслорадиаторе, доступ к которой обеспечен при открытом лючке внизу на воздухозаборнике двигателя;

3. Через кран /13/ установленный на насосе флюгирования, доступ к которому обеспечен при открытой левой крышке капота;

4. Через кран /28/, установленный на патрубке подвода масла к насосу подпитки, доступ к которому обеспечен при открытой левой крышке капота.

5. Через кран /33/, установленный на лобовом картере двигателя, доступ к которому обеспечен при открытой левой крышке капота.

6. Через кран /17/, установленный на фильтре заднего подшипника турбины, доступ к которому обеспечен при открытой правой крышке капота.

ПРИМЕЧАНИЕ: На изделиях АН-12Б (АН-12, АН-12А) с двигателями АИ-20М минимальное количество масла в маслобаке перед запуском должно быть не менее 39 л. Максимальная заправка маслобака не должна превышать 52 л. Количество масла в баке необходимое для выполнения полета заданной продолжительности определяется по формуле: $V = 39 + K \cdot T$ (л), где 39 - минимальное количество масла перед запуском, K - часовой расход масла (для АИ-20М K=0,8), T - время полета, час.

I. АГРЕГАТЫ МАСЛОСИСТЕМЫ

а. Маслобак

Маслобак /фиг. 19 / жесткой конструкции, установлен с левой стороны каждого двигателя на лопежентах и закреплен к ним стяжными лентами. Лопеженты с помощью специальных хомутов закреплены на верхнем и нижнем подкосах крепления двигателя.

Маслобак сварен из листового материала марки АМЦАМ толщиной 2 + 2,5 мм. На верхнем фланце, отлитом из сплава АЛ-9, размещены датчик /I/ электрического дистанционного масломера МЭС-1687Г, штуцер /3/ слива масла из дренажного бачка и штуцер /2/ дренажа маслобака. В задней части бака сверху варен фланец для масломерной линейки /4/. На нижнем фланце, отлитом также из сплава АЛ-9, размещены сливная пробка /10/ и угольник /9/ подачи масла к флюгернасосу. В передней стенке бака варен фланец под штуцер /II/ подачи масла в насос подпитки. В задней части бака расположена заливная горловина /5/, отлитая из сплава АЛ-9, которая одновременно служит частью задней стенки бака.

С помощью сваренной перегородки /6/ бак разделен на две части. Снизу к перегородке приварен карман /7/ емкостью 5 литров, который соединяется с нижней полостью бака четырьмя прорезями - окнами, размером 60x20 мм. В передней части кармана приварена трубка сечением 40x38 мм, по которой подводится масло к штуцеру /II/ подачи масла к насосу подпитки. При нормальных условиях полета масло, заполняя карман через окна подается затем по трубке к штуцеру и оттуда попадает на вход в насос подпитки.

Объем масла под перегородкой, равный 28 литрам, обеспечивает флюгирование винта и питание двигателя даже в случае действия отрицательной перегрузки. Перегородка в этот момент удерживает этот объем в нижней части бака и заставляет масло идти через прорези-окна в карман, а оттуда к насосу подпитки.

Карман обеспечивает также подачу масла в насос подпитки в первый момент после окончания действия отрицательной перегрузки.

Верхняя и нижняя части бака соединяются между собой через прямоугольную трубу /8/ размером 100x60 мм дренажной трубкой с двумя отверстиями \varnothing 4 мм и тремя отверстиями в перегородке \varnothing 5 мм для устранения образования воздушных пробок под перегородкой при заправке бака маслом. Карман /7/ соединен с верхней частью бака с помощью специальной трубки с отверстием диаметром 5 мм.

При заправке бака масло вначале заполняет нижнюю часть бака через трубу /8/, затем через прорези-окна заполняет карман /7/ и после этого верхнюю часть бака.

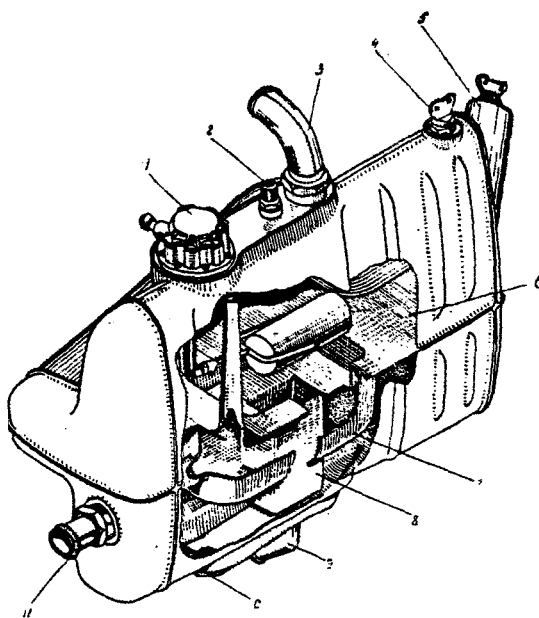
При снятии бака необходимо слить масло через сливную пробку бака /10/, через краник на флюгернасосе и через краник на патрубке подвода масла к насосу подпитки, затем отсоединить трубу подвода масла к флюгернасосу, снять стяжные ленты крепления бака и поднять заднюю часть бака, чтобы слить остатки масла из кармана, после чего отсоединить бак от магистрали подпитки.

После установки нового или ранее снятого маслобака необходимо проверить величину зазоров вокруг бака. Зазоры должны быть между маслобаком и двигателем - не менее 12 мм; между маслобаком и крышковой капота - не менее 7 мм и не менее 5 мм между маслобаком и подкосами крепления двигателя, а также и деталями, жестко закрепленными на них.

б. Дренажный бачок

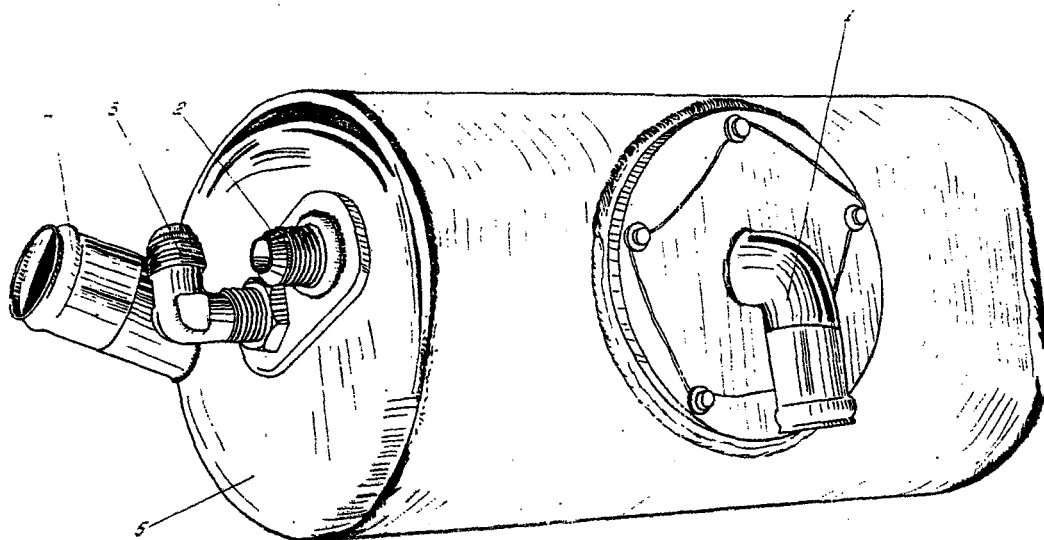
Дренажный бачок /фиг. 20 / предназначен для устранения выброса масла через дренаж при отводе воздушной эмульсии от воздухоотделителя.

Бачок цилиндрической формы емкостью 6 литров сварен из листового материала марки АМЦАМ толщиной 1,2 мм и закреплен с помощью двух кронштейнов на верхних подкосах



Фиг. 19. Маслобак.

1-датчик масломера МЭС-1687Г, 2-штуцер, 3-патрубок, 4-масломерная линейка, 5-заливная горловина, 6-перегородка, 7-карман, 8-патрубок, 9-угольник, 10-сливная пробка, 11-штуцер.



Фиг. 20. Дренажный бачок.

1-угольник дренажа, 2-штуцер дренажа маслобака, 3-штуцер возврата эмульсии от воздухоотделителя, 4-штуцер слива масла в маслобак, 5-бачок.

крепления двигателя. Бачок имеет приваренный к верхней части боковой стенки штуцер /4/, который соединяется с маслобаком для слива масла из бачка, а в верхней части сварен фланец со штуцерами. К штуцеру /3/ подсоединена трубка подвода воздуха от воздухоотделителя, а к штуцеру /2/ - трубка дренажа маслобака. Сверху бачка сварено кольцо, на которое болтами крепится фланец /1/ с приваренным угольником для соединения бачка с трубопроводом дренажа. С нижней стороны фланца крепится сетка, которая устраняет выброс масла в дренаж.

в. Маслорадиатор

Воздушно-масляный радиатор /изд.875/ предназначен для охлаждения масла, циркулирующего в системе двигателя, и представляет собой набор круглых тонкостенных трубок /сот /, установленных в корпусе радиатора с зазором между собой. По этим зазорам, обтекая трубки снаружи, проходит горячее масло, которое охлаждается проходящим внутри трубок воздухом. Площадь сот - 9,85 дм², охлаждающая поверхность - 11,87 м², вес радиатора без терморегулятора - не более 32 кг.

Маслорадиатор установлен в нижней части воздухозаборника мотогондолы, в специальном канале, по которому подводится охлаждающий воздух, на ложементах и закреплен к воздухозаборнику двумя стальными лентами /см.фиг 2Г /. Каждая лента состоит из двух половин, которые соединяются между собой стяжным болтом /4/ Ø 8 мм.

Ленты ложатся на два крайних профиля маслорадиатора и концами закрепляются с помощью валиков за кронштейны воздухозаборника. Валики кончаются шпильками. Для исключения возможности сползания лент с профилей маслорадиатора к ним приварены "П" -образные скобы /5/. Между маслорадиатором и ложементами проложена резиновая прокладка толщиной 2 мм, и такая же резиновая прокладка приклеена клеем 88Н к лентам крепления. Места соединения маслорадиатора с каналом герметизируются резиновым профилем трубчатого сечения.

Для поддержания определенной температуры масла при работе двигателя за радиатором, на выходной части туннеля установлена створка /см.фиг. 5 /, управление которой осуществляется автоматическим регулятором температуры масла.

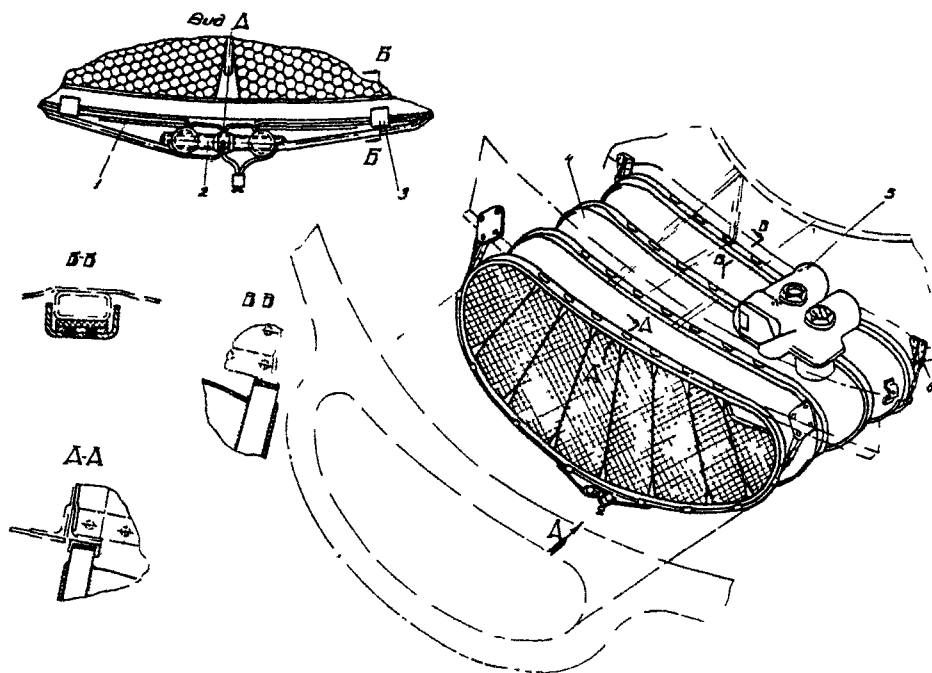
В комплект автоматического регулятора температуры масла /АРТМ/ входят :

- а) терморегулятор /изд. 4673/;
- б) коробка управления /изделие 4674 /;
- в) электромеханизм управления створкой маслорадиатора /изделие МВР-2В/;
- г) четырехстрелочный электрический указатель положения створки маслорадиатора /изделие УУЗ-4/;
- д) Переключатель /изделие П2-НПН-45/ ;

Терморегулятор /изделие 4673/ установлен на маслорадиаторе /см.фиг. 2Г / и предназначен для подачи команд через коробку управления на включение реверсивного электромеханизма управления створкой туннеля маслорадиатора в зависимости от температуры масла на входе, а также для защиты маслорадиатора от разрушения при возникновении в маслосистеме повышенных давлений, для чего он имеет клапанное устройство, перепускающее масло со входа на выход, минуя соты радиатора.

Коробка управления / изд.4674/ установлена на силовом шпангоуте мотогондолы внизу и предназначена для включения через реле прямого или обратного хода электро-механизма управления створкой туннеля маслорадиатора, для включения цепи электро-магнитов датчика обратной связи терморегулятора, а также для соединения между собой всех механизмов АРТМ.

Электромеханизм /изделия МВР-2В /установлен на нижней крышке капота /фиг. 5 / и



Фиг. 21. Установка маслорадиатора.

1 - лента крепления радиатора, 2 - болт, 3 - скоба, 4 - радиатор /изделие 875/, 5 - терморегулятор/изделие 4573/, 6 - кронштейн.

соединен через качалку и тягу со створкой туннеля маслорадиатора и предназначен для ее открытия и закрытия. Включение электро механизма может быть не только автоматическое /от АРТМ/, но и ручное с помощью переключателя П2-ППН-45, который установлен на средней панели приборной доски летчиков. Для каждой силовой установки установлен свой переключатель.

Для контроля за положением створок туннеля маслорадиатора на средней панели приборной доски летчиков установлен четырехстрелочный указатель УКС-4.

Для обслуживания маслорадиатора в нижней части воздухзаборника имеется двухстворчатый люк.

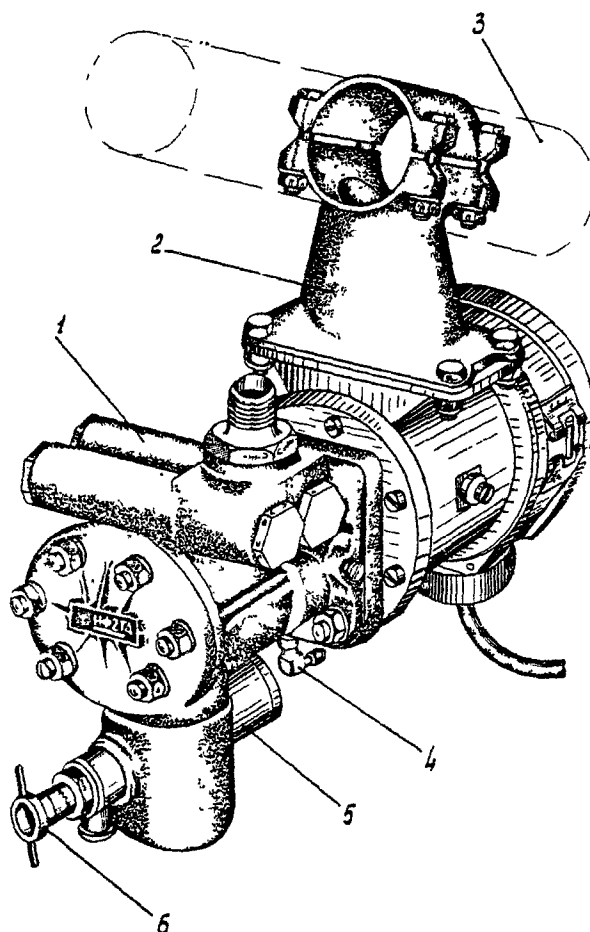
2. МАСЛОСИСТЕМА ФЛЮГИРОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

Для перевода лопастей винта во флюгерное положение при отказах силовой установки на каждой из них установлен маслонасос флюгирования НФ-2ТА-1.

Маслонасос флюгирования представляет собой шестеренчатый насос высокого давления с приводом от электродвигателя ЭМ-45. Маслонасос закреплен с помощью литого кронштейна из сплава АЛ-9 за нижний подкос крепления двигателя с левой стороны /см.фиг. 22 /.

Масло к насосу подводится по трубопроводу диаметром 38x35 мм из нижней части маслобака, а отводится от него к регулятору Р-68Джобортов винта по гибкому шлангу высокого давления с внутренним диаметром 16 мм. Шланг закреплен за стенку хомутами воздухозаборника мотогондолы.

Включение насоса флюгирования может производиться автоматически и вручную от кнопки КФД-37.



Фиг. 22 Установка флюгернасоса.

1 - флюгернасос НФ2ТА-1, 2 - кронштейн, 3 - нижний подкос крепления двигателя; 4 - штуцер дренажа 5 - входной патрубок; 6 - сливной краник.

Для сигнализации экипажу о работе воздушного винта и регулятора оборотов к их каналам подключены сигнализаторы давления, которые срабатывая, включают сигнальные лампы на средней панели приборной доски экипажа и на щитке флюгирования.

С этой целью на каждой силовой установке смонтированы:

а) сигнализатор давления СДУ-5-2,5, который подключен к командному каналу двигателя и сигнализирует о появлении отрицательной тяги на воздушном винте более 1200 кг на двигателе АИ-20М, зажигая красные сигнальные лампочки в кнопке КРД-37 и лампочки "отказ двигателя" на средней панели приборной доски экипажа.

б) сигнализатор давления СДУ-9А-20, который подключен к каналу малого шага воздушного винта и зажигает белую сигнальную лампочку "Расфлюгирование" на щитке флюгирования при выводе винта из флюгерного положения и при снятии лопастей винта с упора промежуточного угла.

в) сигнализатор давления СДУ-9-12,5, который подключен к каналу фиксатора шага воздушного винта и зажигает красную сигнальную лампочку "Винт снят с упора" на средней панели приборной доски экипажа при снятии лопастей винта с упора промежуточного угла.

Сигнализаторы давления установлены на кронштейнах, закрепленных в верхней части задней стенки воздухозаборника мотогондолы и соединяются гибкими шлангами высокого давления с внутренним диаметром 4 мм, с соответствующими штуцерами регулятора оборотов винта и двигателя.

С левой стороны двигателя установлен сигнализатор давления СДУ-9А-20, а с правой стороны СДУ-9-12,6 и СДУ-5-2,5.

3. Контрольная аппаратура

Для контроля за работой системы питания двигателей маслом установлены приборы, которые обеспечивают контроль за:

- а) давлением масла в двигателе,
- б) температурой масла на выходе в двигатель,
- в) количеством масла в баке,
- г) мощностью, передаваемой двигателем на воздушный винт.

Контроль за давлением масла осуществляется по прибору ЭМИ-ЭРТИ, датчик ИДГ-8 П серии которого установлен на кронштейне, закрепленном на стенке воздухозаборника мотогондолы с правой стороны. Датчик подключен гибким шлангом с внутренним диаметром 4 мм к магистрали двигателя за главным масляным насосом, через пластичный демпфер, который сглаживает колебания давления масла.

Контроль за температурой масла осуществляется датчиком П-1 из комплекта ЭМИ-ЭРТИ. Датчик установлен на патрубке подвода масла к главному масляному насосу. Подход к нему обеспечен при открытой левой боковой крышке капота.

Контроль за количеством масла в баке и сигнализация критического остатка масла, равного 29 литрам, осуществляется масломером МЭС-1687Г. Датчик масломера установлен на верхнем фланце каждого маслобака (см. фиг.19).

Контроль за мощностью передаваемой двигателем на воздушный винт, осуществляется по прибору ДИМ-100Г, датчик которого установлен на кронштейне, закрепленном на стенке воздухозаборника мотогондолы с левой стороны. Датчик подключен гибким шлангом высокого давления с внутренним диаметром 4 мм к магистрали датчика измерителя крутящего момента двигателя, через пластичный демпфер.

Для регистрации параметров режима полета на самолете установлен магнитный самописец МСП-12. Датчик ДМ1-100А самописца установлен на кронштейне совместно с датчиком ИТД-100 на стенке воздухозаборника мотогондолы с левой стороны.

Указатели приборов ЭМИ-ЭРТИ, МЭС-1687Г и ДИМ-100Г установлены на средней панели приборной доски экипажа. Рядом с указателем масломера МЭС-1687Г установлены четыре

лампочки сигнализации критического остатка масла и галетный переключатель маслόμεра ПЭП.

4. ТРУБОПРОВОДЫ

Все агрегаты маслосистемы соединены между собой сварными патрубками и трубопроводами.

Сварные патрубки, устанавливаемые на главный маслонасос двигателя, на маслорадиатор изготовлены из листового материала и труб нержавеющей стали марки IX18H9T.

Патрубки, устанавливаемые на маслосбак, на насос подпитки и на воздухоотделитель изготовлены стальными из листового материала и труб марки 20. Фланцы и штуцера патрубков изготовлены стальными из материала марки 25.

Трубопровод отвода воздуха и эмульсии от воздухоотделителя в дренажный бачок, трубопровод, соединяющий маслосбак с флюгернасосом и дренажным бачком, и трубопровод, соединяющий дренажный бачок с атмосферой, изготовлены из труб марки АМГМ. Маслосбак соединен с дренажным бачком резиновым рукавом ЧМ40-15 с внутренним диаметром 40 мм.

Соединение патрубков и труб между собой и часть соединений с агрегатами маслосистемы выполнено типовыми гибкими соединениями со шлангами специального назначения по ТУ 1707-62 МХП, стяжными хомутами и перемычками металлизации.

Патрубки к главному маслонасосу, к маслорадиатору и к воздухоотделителю крепятся фланцевым соединением на шпильках и болтах.

5. СИСТЕМА ЭЖЕКЦИИ МАСЛОРАДИАТОРА

Для обеспечения нормальной температуры масла на входе в двигатель при температурах наружного воздуха от +25⁰С и выше, когда не обеспечивается достаточное охлаждение масла в маслорадиаторе за счет потока воздуха от винта при работе двигателей на стоянке или при рулении, на каждой силовой установке смонтирована система эжекции маслорадиатора, показанная на фиг.14

Система включает в себя:

- а) эжектор /7/;
- б) кран /16/ с приводом от электромеханизма МП-5И;
- в) трубопровод /8/.

Эжектор представляет собой кольцевую трубу каплевидного сечения, изготовленную из листового материала марки АМЦАМ толщиной 1,5 мм с двадцатью двумя приваренными соплами с диаметром отверстия в них 9 мм. Конец сопел обжат до диаметра на выходе 7 мм.

Эжектор установлен за маслорадиатором в канале его продувки и закреплен с помощью фланцев, приваренных к полым стойкам, подводящим воздух к эжектору, к верхней стенке канала болтами. С противоположной стороны стенки канала крепятся теми же болтами фланцы патрубка подвода воздуха к эжектору. Патрубок изготовлен из материала марки АМЦАМ толщиной 1,5 мм и из трубы марки АМГМ диаметром 30x27 мм.

Кран системы /фиг.23/ представляет собой литой корпус из сплава АЛ-9 с помещенной в нем дюралевой заслонкой, закрепленной на оси. Поворот оси производится с помощью электромеханизма МП-5И, закрепленного на стальном кронштейне, который в свою очередь закреплен на корпусе крана.

Управление электромеханизмом МП-5И осуществляется с помощью переключателей, установленных на средней панели приборной доски летчиков.

Кран установлен с правой стороны двигателя и закреплен с помощью стального кронштейна за кронштейн крепления нижней крышки капота.

Соединение крана с патрубком подвода воздуха к эжектору маслорадиатора выполнено

трубопроводом диаметром 38x36 мм из алюминиевого сплава марки АЛ7М, по концам которого приварены специальные соединительные фланцы.

Патрубок подвода воздуха к эжектору и весь трубопровод имеет теплоизоляцию из трех слоев асбестовой ленты, которая для большей прочности обмотана стеклянной лентой марки ЛАС ТУ-МЛП-49, прошита нитками и покрыта лаком. Теплоизоляция уменьшает нагрев воздуха в подкапотном пространстве при работе системы.

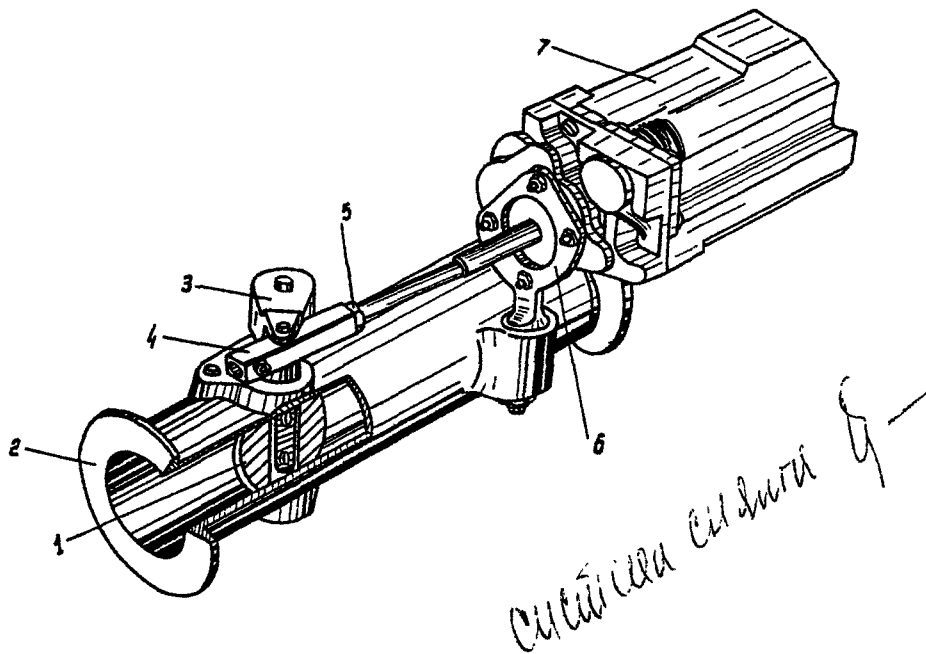
Соединение трубопровода с патрубком подвода воздуха к эжектору производится с помощью разъемного соединения телескопического типа, а соединение крана с патрубком отбора воздуха из-за 10 ступени компрессора и с трубопроводом выполнено с помощью специальных хомутов.

Работа системы эжекции маслорадиатора проходит следующим образом:

При открытии крана системы горячий воздух, забираемый из-за десятой ступени компрессора двигателя, под давлением подводится по трубопроводу к эжектору, где выходя с большой скоростью из сопел эжектора, создает разрежение за маслорадиатором, которое вызывает увеличение расхода воздуха через маслорадиатор и увеличивает охлаждение масла.

Системой эжекции маслорадиатора необходимо пользоваться при работе двигателя на земле в случае достижения температуры масла на входе в двигатель $+90^{\circ}\text{C}$, при этом режим работы двигателя должен быть "малый газ" или 0,2 номинала.

Категорически запрещается пользоваться системой эжекции маслорадиатора на режимах выше 0,2 номинала и начинать взлет.



Фиг. 23 Кран системы эжекции маслорадиатора

1 - заслонка, 2 - корпус, 3 - рычаг, 4 - втулка, 5 - контргайка, 6 - кронштейн, 7 - электормеханизм МІ-5Н.

У. ПИТАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ТОПЛИВОМ

А. Топливная система

При эксплуатации двигателей АИ-20М на самолете в качестве основного и пускового топлива применяется керосин марок Т-1, ТС-1, Т-2 /ГОСТ 10227-62/.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для предотвращения образования кристаллов льда и обмерзания топливных фильтров и других агрегатов топливной системы при эксплуатации самолета в зимних условиях в топливо до его заправки в баки рекомендуется добавлять жидкость "И", руководствуясь "Инструкцией по применению и хранению жидкости "И" или применять вымороженное топливо.

Топливная система, смонтированная на самолете, обеспечивает бесперебойное питание всех двигателей топливом при запуске и при работе их на всех режимах на земле и в полете, а также питание бортовой турбогенераторной установки ТГ-16.

Заправка топливной системы может производиться через 14 заливных горловин, расположенных на верхней панели крыла и с одной точки под давлением, для чего на самолете предусмотрена система централизованной заправки.

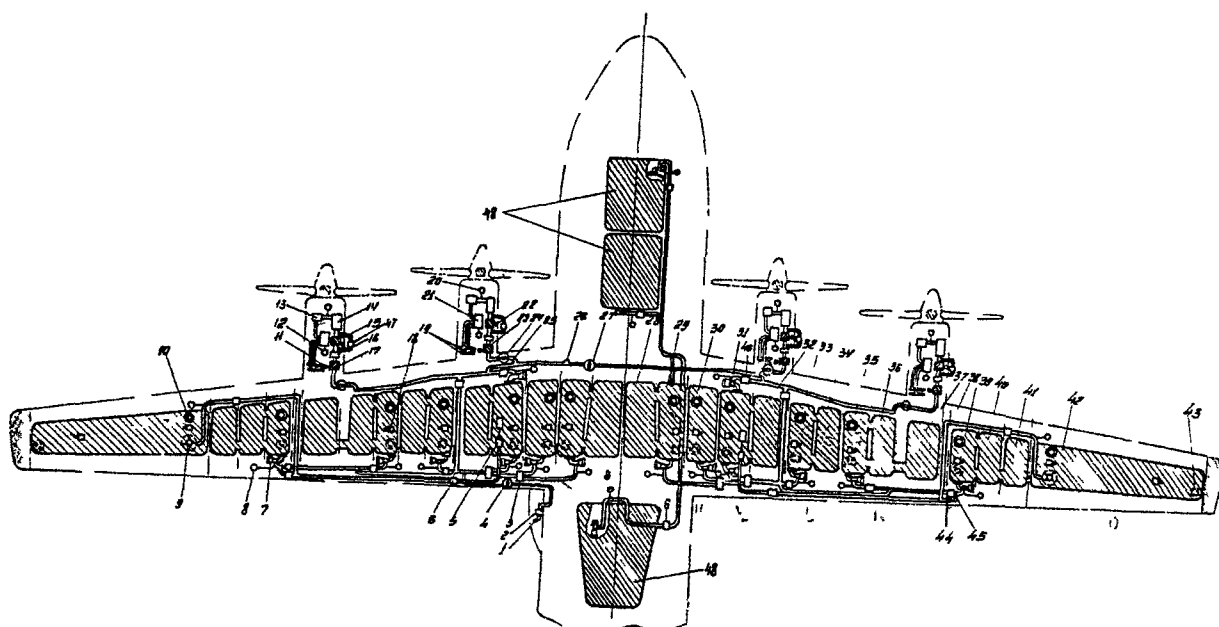
Топливная система /фиг. 24 / состоит из двух отдельных систем - левой и правой. Левая система обслуживает двигатели № 1 и № 2, расположенные на левой средней части крыла, и турбогенератор; правая система - двигатели № 3 и № 4, расположенные на правой средней части крыла.

При необходимости обе системы могут быть объединены через соединительную магистраль открытием крана кольцевания /27/.

Объединенную систему составляют :

а) баки мягкие /28-41/	- 26 шт.
б) баки-кессоны /42/	- 2 шт.
в) подкачивающие насосы /7,9/	- 16 шт.
г) обратные клапаны /3,6,25/	- 20 шт.
д) сигнализаторы давления /8/	- 16 шт.
е) датчики давления /12,20/	- 8 шт.
ж) сливные краны /11,22/	- 8 шт.
з) сливные клапаны /43/	- 14 шт.
и) пожарные краны /24/	- 4 шт.
к) перекрывной кран кольцевания /27/	- 1 шт.
л) фильтры грубой очистки /17/	- 4 шт.
м) расходомеры /14/	- 4 шт.
н) фильтры тонкой очистки /15/	- 4 шт.
о) поплавковые предохранительные клапана /5/	- 2 шт.
п) арматура и трубопроводы	
р) электрощиток питания топливом /фиг. /	- 1 шт.
с) комплект топливомера СЭТС-260Д	
т) гидравлический поплавокный клапан	- 12 шт.
у) датчики СГДФР-1Т /47/	- 4 шт.

Весь запас топлива на самолете заключен в двадцати шести мягких резиновых баках и в двух баках-кессонах, образующих 14 групп / по семь групп на каждую систему/. В пределах каждой группы баки соединены между собой и составляют одну общую емкость. В каждой группе баков имеется расходный бак, через который топливо заливается в баки



Фиг.24. Принципиальная схема топливной системы.

1 - штуцер подвода топлива к ТГ-16И; 2 - фильтр ПТФ-30; 3 - двойной обратный клапан; 4 - электромагнитный кран; 5 - поплавковый клапан; 6 - обратный клапан; 7 - подкачивающий насос /агр. 463/; 8 - сигнализатор давления /СДУ-2А-0,18/; 9 - подкачивающий насос /агр. ЭЦН-14А/; 10 - заливная горловина; 11 - сливной кран; 12 - датчик давления ИДТ-100; 13 - насос высокого давления на двигателе; 14 - датчик расхода - мера /РТМС1,2-Б1/; 15 - фильтр тонкой очистки /агр.12ТФ15СН/; 16 - подкачивающий насос на двигателе /агр. 707И/; 17 - фильтр грубой очистки /агр.802966005/; 18 - датчик топливомера; 19 - топливный коллектор форсунок двигателя; 20 - датчик давления ИДТ-4; 21 - командно-топливный агрегат /агр. КТА-5Ф/; 22 - сливной кран; 23 - штуцер консервации двигателя; 24 - пожарный кран; 25 - обратный клапан с отверстием в тарелке; 26 - штуцер забора топлива в гидросистему; 27 - кран кольцевания; 28 - бак № 1; 29 - бак № 2; 30 - бак № 3; 31 - бак № 4; 32 - бак № 4А; 33 - бак № 5; 34 - бак № 6; 35 - бак № 7; 36 - бак № 8; 37 - бак № 8А; 39 - бак № 9; 40 - бак № 10; 41 - бак № 11; 42 - бак-кессон; 43 - сливной клапан; 44 - обратный клапан с пружиной ТБ100-107-1; 45 - обратный клапан с пружиной ПБ100-130-3; 46 - обратный клапан с пружиной ПБ100-107-2; 47 - датчик СГДФ-ИТ; 48 - жиклер; 48 - подпольные баки.

группы и вырабатывается из них с помощью установленных на них подкачивающих насосов.

Мягкие топливные баки располагаются в левой средней части крыла, центроплане и в правой средней части крыла, отъемные части крыла представляют собой баки-кессоны.

Левая и правая системы конструктивно выполнены одинаково, поэтому ниже приводится описание только одной системы.

Баки-кессоны составляют нулевые группы.

Конструкция бака-кессона описана во второй книге технического описания. Бак-кессон имеет: на верхней панели заливную горловину в районе нервюры I4a, два гнезда для установки датчиков топливомера, на нижней панели сливной фланец в районе 23 нервюры и в районе I5 нервюры специальное гнездо для установки насоса ЭЦН-I4A.

Баки № I и № 2 /группа I / расположены в центроплане между нервюрами № 0 и № 2 и непосредственно соединены между собой тремя фланцевыми соединениями. Через два нижних соединения топливо перетекает из одного бака в другой. Верхнее фланцевое соединение является дренажным. Нижние фланцы, расположенные ближе к переднему лонжерону, имеют круглую форму, а фланцы, расположенные ближе к заднему лонжерону - вытянутую форму, и отверстия их впадин доходят до дна бака, что до минимума сокращает невырабатываемый остаток топлива в баках.

Дренажные фланцы впадин доходят до верхних стенок баков, что позволяет полностью использовать объем баков и исключает возможность образования воздушных подушек в верхних частях баков при заправке. Межбачковые соединения для перетекания топлива и дренажа баков осуществляются с помощью двух металлических фланцев /2 и 3, фиг.25/ с центральным болтом /I/, гайкой и шайбами. Затяжка гайки соединения производится тарированным ключом. Такое соединение обеспечивает надежность в эксплуатации и простоту при монтаже и демонтаже топливных баков.

Бак № 3 /группа II/ расположен между нервюрами № 2 и 3 средней части крыла.

Баки № 4 и 4A /группа VI/ расположены между нервюрами № 3 и 5 средней части крыла и соединены между собой двумя фланцами для перелива топлива и дренажной перемычкой из труб диаметром 27x25 мм.

Баки № 5 и 6 /группа III/ расположены между нервюрами № 5 и 7 средней части крыла и соединены между собой тремя фланцами: двумя внизу для перелива топлива и одним вверху для дренажа.

Баки № 7,8 и 8A /группа IV/ расположены между нервюрами № 7,9 и 9A, 10 средней части крыла и соединены между собой: баки № 7 и 8 тремя фланцами, как и баки № 6 и 5, а баки 8 и 8A одним соединением с помощью спентрубы для перелива топлива и дренажной перемычкой из труб диаметром 27x25 мм.

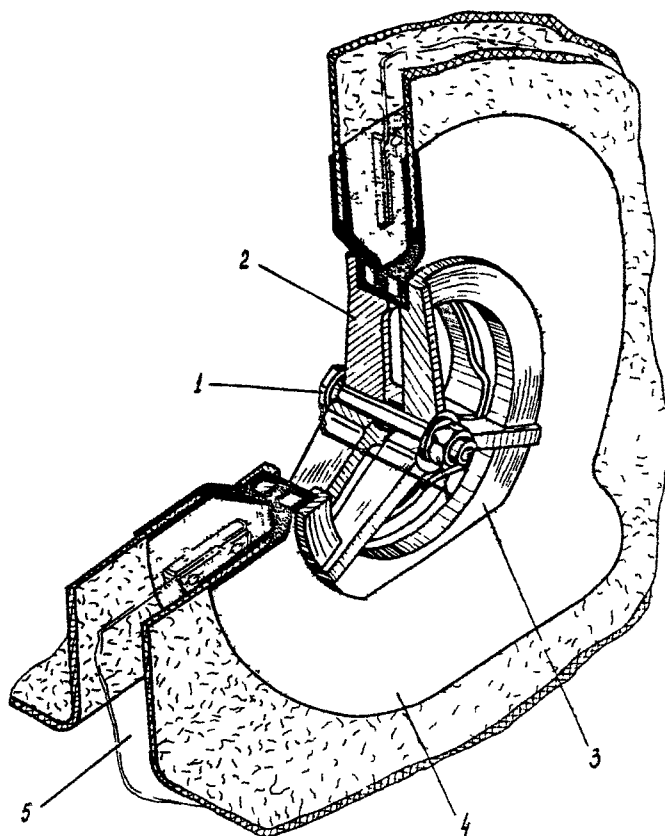
Баки № 9,10 и II /группа V/ расположены между нервюрами № II и I4 средней части крыла и соединены между собой фланцами: бак № 9 с баком № 10 - тремя соединениями, бак № 10 с баком № II - двумя соединениями - одно в задней части баков для перелива топлива и одно в верхней части для дренажа.

Распределение баков по группам и номера расходных баков в каждой группе приведены в таблице № 2.

Таблица № 2

№ группы	№ баков в группе	№ расходного бака
0	бак-кессон	бак-кессон
I	I и 2	2
II	3	3
III	5 и 6	5
IV	7,8 и 8A	7
V	9,10 и II	9
VI	4 и 4A	4

Баки в крыле и центроплане располагаются в специальных контейнерах /подробно см. книгу 2/.



Фиг. 25. Межбаковое соединение.

1—болт, 2—фланец, 3—фланец, 4—фланец бака, 5—стенка нервюры крыла.

Для установки баков в контейнеры в крыле предусмотрены съемные силовые панели, расположенные вдоль размаха крыла. В центроплан баки устанавливаются сверху, а в средней части крыла — снизу.

Каждая группа баков имеет одну унифицированную заливную горловину с легкоъемной пробкой. Заливные горловины устанавливаются в баках-кессонах и баках № 2, 3, 4, 5, 7 и 9. Все заливные горловины вынесены на верхнюю обшивку центроплана, средней части крыла и отъемной части крыла.

На фиг. 26 показана унифицированная заливная горловина с легкоъемной пробкой, типовая для всех баков. Заливная горловина закрывается пробкой с шариковым замком. Для открытия заливной горловины необходимо нажать пальцем на кнопку /2/, в результате чего шарики /5/ войдут в ее проточку, и пружина /3/ вытолкнет пробку горловины из корпуса /8/. Для закрытия горловины пробку надо вставить в гнездо, нажать кнопку /2/, нажать на корпус пробки /4/ и после того, как она встанет заподлицо с обшивкой, отпустить кнопку /2/.

Каждая заливная горловина имеет штуцер /7/, соединенный со сливной трубкой диаметром 8x6 мм. Трубка выведена через обшивку крыла наружу и служит для слива перелитого при заправке топлива.

В каждом расходном баке устанавливается датчик топливомера.

На фиг. 27 показано крепление датчика топливомера СЭТС-260Д к бакам. Фланец бака /1/ крепится четырьмя болтами /2/ к кронштейну /5/, который закреплен с помощью болтов с анкерными гайками к стрингерам крыла, датчик топливомера /6/ в свою очередь крепится четырьмя болтами /4/ к фланцу бака. Для монтажа и демонтажа датчиков топливомера в верхней обшивке крыла, между стрингерами № 6 и 7 центроплана и № 5 и 6 средней части крыла, имеются легкоъемные, герметичные лючки.

В каждом баке-кессоне устанавливается два датчика топливомера. К верхней панели крыла приклепано два специальных корпуса, в которые устанавливаются датчики. Для обеспечения герметичности под датчик устанавливается резиновая прокладка. Корпус закрывается легкоъемной крышкой.

Заправочные емкости групп баков приведены в книге I технического описания самолета.

На расходном баке каждой группы установлен подкачивающий насос /агр.463/ с электроприводом. Для того, чтобы можно было выработать из баков подкачивающими насосами все топливо, насосы устанавливаются на специальном литом угольнике, который закреплен непосредственно к фланцу бака. Благодаря этому ось подкачивающего насоса располагается ниже нижней поверхности бака. Подкачивающие насосы во всех группах баков установлены по заднему лонжерону крыла. Крепление подкачивающего насоса на баке показано на фиг.33.

На баке-кессоне установлен насос ЭЦН-14А внутрибакового исполнения, который имеет один номинальный режим работы.

Насос ЭЦН-14А установлен в баке-кессоне у заднего лонжерона, между нервюрами 14а и 15, и крепится своим фланцем непосредственно к нижней обшивке ОЧК. Внутри кессона насос закрыт литым кожухом, который образует профилированный канал между электродвигателем насоса и внутренней поверхностью кожуха. Топливо, проходя по каналу, охлаждает электродвигатель насоса. На верху кожуха установлен угольник, к которому подсоединяется трубопровод, проходящий внутри кессона до переднего лонжерона крыла. Вывод трубопровода на передний лонжерон выполнен в виде угольника, фланец которого герметично приклепан заклепками к стенке лонжерона. От штуцера угольника трубопровод питания проложен вдоль переднего лонжерона крыла и подсоединен через обратный клапан к топливному шлангу, проложенному между I и II лонжеронами крыла в зоне нервюр IO-II. При помощи тройника магистраль перекачки топлива из O группы в VI группу подсоединяется к магистрали подпитки VI группы баков из У группы.

На уголке, приклепанном к стенке переднего лонжерона, имеется штуцер, к которому подсоединяется трубка отбора давления на СДУ-2А-0,18, для сигнализации работы насоса ЭЦН-14А.

Для обеспечения в полете бесперебойного питания двигателей топливом при всех возможных эволюциях самолета и перегрузках, что может вызывать периодические отливы топлива от подкачивающих насосов, установленных на заднем лонжероне, на баке № 4 / группа VI/ дополнительно установлен один подкачивающий насос на переднем лонжероне. Шестая группа является дежурной, и ее подкачивающие насосы после выработки топлива из O группы работают на ослабленном /дежурном/ режиме. В случае падения давления за основными вырабатываемыми группами баков, топливо в этот момент подается из дежурной группы. В случае выработки из них части топлива они пополняются топливом подкачивающими насосами из У групп баков при их включении в работу.

В трубопровод врезан обратный клапан, который предотвращает перетекание топлива из VI группы в У при стоянке самолета.

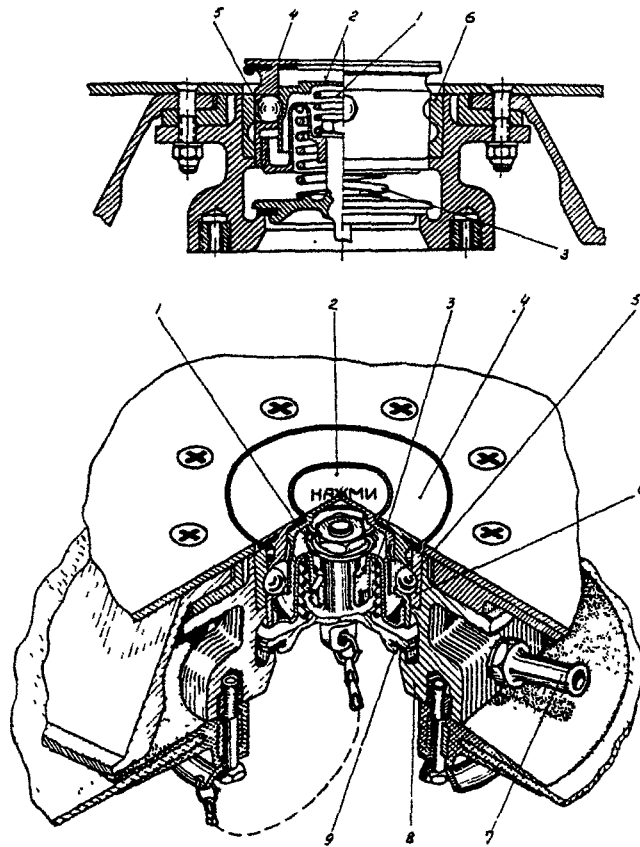
Топливо из баков к двигателям подается по трубопроводам под давлением, создаваемым подкачивающими насосами.

Подача топлива из баков к двигателям удовлетворительно обеспечивается и при неработающих насосах - самотеком, т.к. подкачивающие насосы центробежного типа и через них топливо легко проходит.

В трубопроводах между группами установлены обратные клапаны тарельчатого типа /фиг. 28, 29/, препятствующие перетеканию топлива из одной группы в другую и обеспечивающие порядок выработки топлива из групп баков. Клапаны надежно перекрывают трубопроводы даже при небольшой разности уровней топлива.

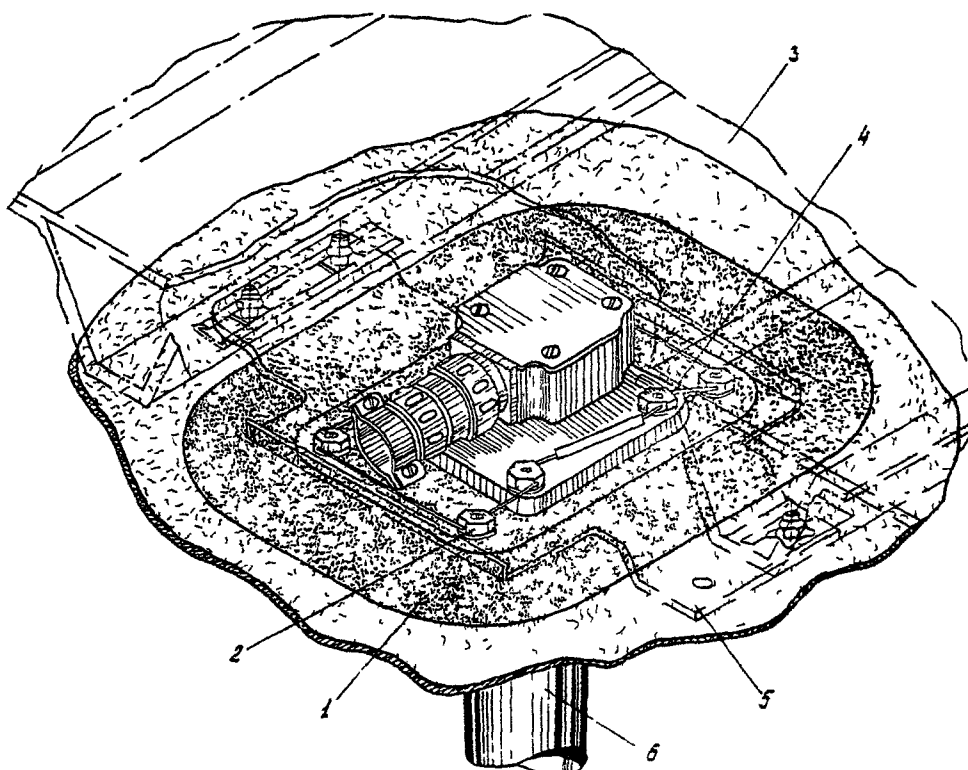
Для сигнализации о работе подкачивающих насосов между каждым насосом и ближайшим от него обратным клапаном к основной магистрали подключены сигнализаторы давления СДУ-2А-0,18 при помощи трубок диаметром 6x4 мм. При наличии за насосом давления не менее 0,18 кг/см² сигнализатор давления включает свою сигнальную лампу с зеленым светофильтром. Таких сигнальных ламп /соответственно количеству подкачивающих насосов/ 16 штук, и размещены они на щитке управления и сигнализации топливной системы, который является частью средней приборной доски летчиков /см. фиг. 36/.

Трубопроводы от подкачивающих насосов, установленных на заднем лонжероне, проложены по хвостовой части крыла. От них топливо подводится по одному дюритовому шлангу диаметром 35x27 мм к общему топливосборному коллектору, проложенному по переднему лонжерону крыла. Шланг установлен в специальном контейнере - трубе. По этому шлангу подается топливо от I, II, III, IV, V, VI группы баков. Трубопровод на участке между вторым и первым лонжеронами выполнен из гибкого шланга для облегчения замены его при эксплуатации, т.к. доступ во внутренний отсек крыла между первым вторым лонжеронами требует снятия силовых панелей крыла. Соединение дюритовых шлангов с трубопроводами производится по заднему и переднему лонжеронам, в доступном для монтажа месте.



фиг. 26 Заливная горловина топливных баков.

1 - пружина кнопки; 2 - кнопка; 3 - пружина пробки; 4 - корпус пробки; 5 - запорный шарик; 6 - седло пробки; 7 - штуцер слива влаги и переливного топлива; 8 - корпус заливной горловины; 9 - пробка.



Фиг 27 Установка датчика топливомера.
1-фланец бака, 2-болт, 3-верхняя панель крыла, 4-болт, 5-кронштейн крепления фланца бака, 6-датчик топливомера СЭТС-260Д.

Для повышения надежности топливной системы соединение шланга с общим топливосборным коллектором производится через дополнительный обратный клапан тарельчатого типа, который позволяет отсечь участки трубопроводов от подкачивающих насосов до общего топливосборного коллектора при потере герметичности трубопровода на этих участках.

На участке общего топливосборного коллектора каждой системы установлены два пожарных крана /см.фиг. 34 / с электромеханизмом МЗК-2 /по одному на каждый двигатель/. Пожарные краны с помощью кронштейнов крепятся на переднем лонжероне крыла в районе гондол двигателей.

После каждого пожарного крана /см.фиг. 24 / по направлению движения топлива в системе устанавливается:

а) фильтр грубой очистки /17/ агрегат 8Д2966005 со сливным краном /11/, на который установлен стандартный переходник для подсоединения шланга при сливе. Через сливной кран производится слив топлива подкачивающими насосами. Самотексом можно слить примерно половину полностью заправленных топливом баков;

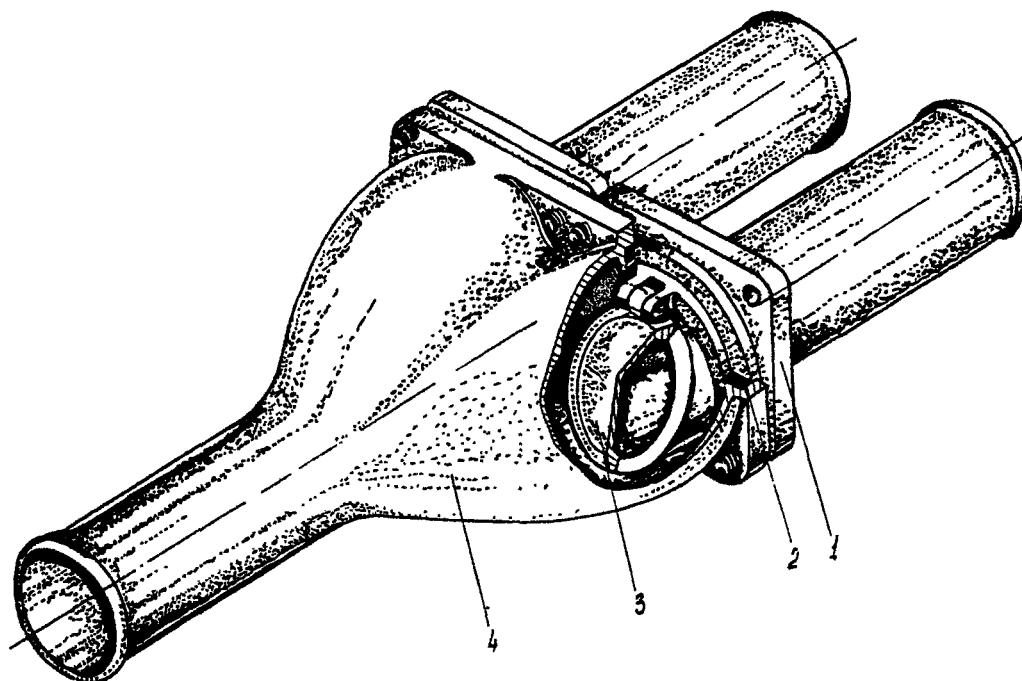
б) подкачивающий насос низкого давления /агрегат ⁸⁸⁹ 707ИК/ на двигателе /16/;

в) фильтр тонкой очистки /15/ /агрегат 12ТБ-15СН/, установленный совместно с фильтром грубой очистки на кронштейне крепления нижней крышки капота с правой стороны. На фильтре установлен сливной краник /22/ для слива отстоя из фильтра;

г) датчик расходомера РТСМ1,2 -Б1 /14/, закрепленный на нижнем подкосе крепления двигателя с помощью кронштейна с правой стороны каждого двигателя. Указатели расходомера установлены на средней панели приборной доски летчика;

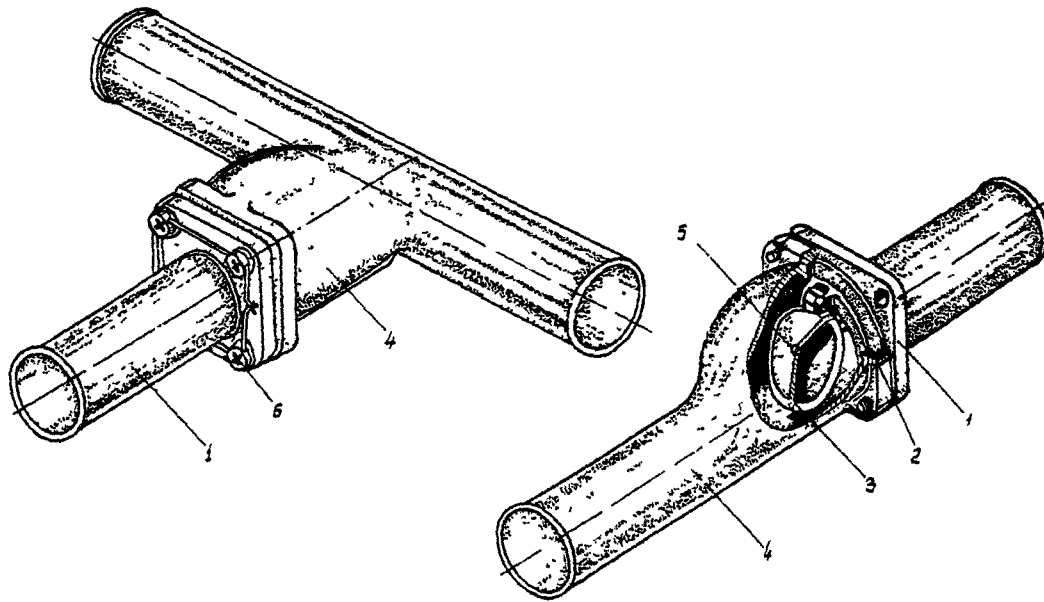
д) основной топливный насос двигателя /13/ /агрегат 661А/;

е) командно-топливный агрегат КТА-5ф /21/.



Фиг. 28. Двойной обратный клапан.

1- основание клапана, 2- прокладка, 3- клапан,
4- корпус клапана.



Фиг. 29 Обратные клапаны.

1 - основание клапана; 2 - прокладка; 3 - клапан; 4 - корпус клапана; 5 - отверстие в клапане диаметром 0,3; 6 - винт.

К питающему трубопроводу на каждом двигателе подключаются:

а) датчик давления ИДТ-4 /20/ из комплекта манометра 2ДММ-4Т, подключенный за расходомером РТМС-1, 2-Б1 перед насосом высокого давления на двигателе /агрегат 661А/, для контроля за давлением топлива после подкачивающего насоса на двигателе /агрегат 707ИК/.

Указатели установлены на средней панели приборной доски летчиков;

При работе двигателя давление топлива за агр.707ИК по указателю должно быть в пределах 2-3 кг/см².

б) Датчик ИДТ-100 П серии /12/ из комплекта указателя ЭМИ-ЗРТИ, подключенный к магистрали, подводящей топливо из КТА-5Ф к рабочим форсункам двигателя, для контроля за давлением топлива на входе в форсунки.

Магистраль перекрестного питания с перекрывающим краем кольцевания, соединяющая топливосборные коллекторы левой и правой систем, проложена по переднему лонжерону крыла.

Когда пожарные краны находятся в положении "Закрты", топливо, находящееся в общем топливосборном коллекторе, оказывается в закрытом объеме, что может привести к увеличению давления в трубопроводе при повышении температуры окружающей среды, т.к. заключенное там топливо не имеет возможности расширяться. Для устранения этого в тарелке обратного клапана /25, фиг. 24, установленного за подкачивающим насосом бака № 4 на переднем лонжероне, имеется отверстие диаметром 0,3 мм /фиг. 29/.

Для сохранения центровки самолета топливо из баков расходуется в строго определенном порядке, обеспечиваемом топливомером СЗТС-260Д. Очередность расходования топлива из баков соответствует порядковым номерам групп баков.

При полной заправке самолета топливом расходование начинается с нулевых групп баков через У1 группы баков.

Порядок заправки является обратным порядку расходования, т.е. заправку всегда

нужно начинать с шестых групп баков. От правильного выполнения порядка заправки также зависит нормальная работа автоматики расхода топлива.

При любом нарушении установленного порядка заправки /в случае заправки групп баков с пропуском какой-то группы или неполной заправки промежуточной группы/ система автоматики расхода топлива в той или иной степени будет работать ненормально.

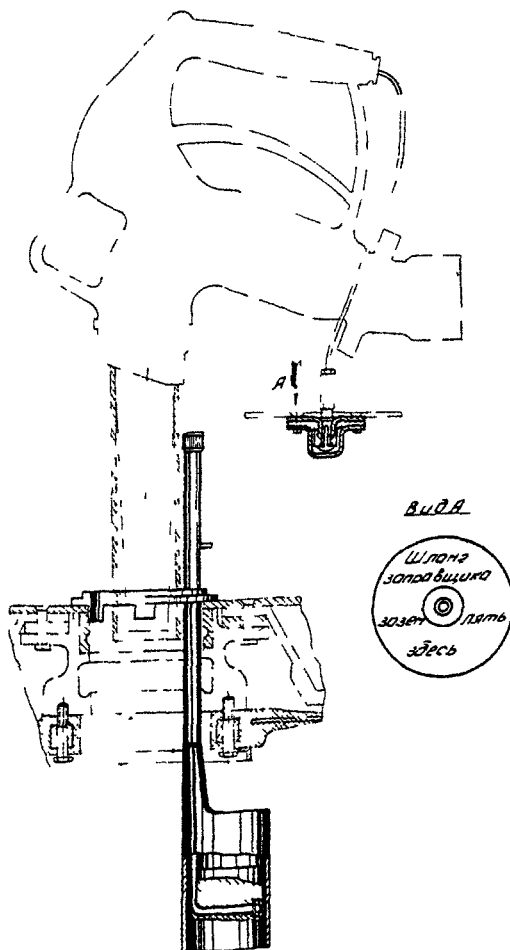
Для заправки групп полностью /до заправочной емкости/ необходимо пользоваться заправочными поплавками /фиг. 30 / и контроль полного заполнения групп производить по стрелке-указателю поплавка и риску.

Заправочный поплавок своим корпусом вставляется в заливную горловину бака так, чтобы фланец корпуса плотно прилегал к верхней обшивке крыла. Длина штока, закрепленного на поплавке, рассчитана так, что когда при заливке топлива уровень его будет близок к полной заправочной емкости, поплавок начнет всплывать, и закрепленная на штоке стрелка начнет двигаться по прорези трубки корпуса. Заливка топлива в группу баков производится до совпадения стрелки-указателя с соответствующей риской, при этом баки группы будут заполнены на 97% полной емкости.

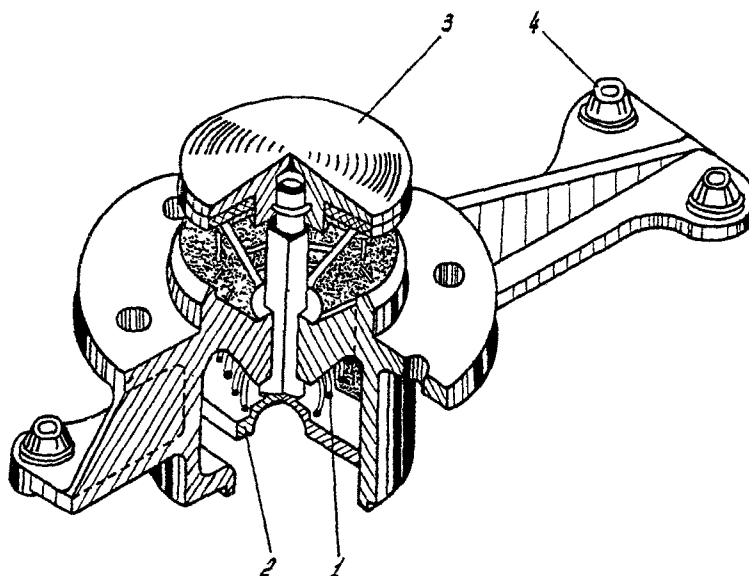
Заправочные поплавки прикладываются к каждому самолету в количестве двух штук, как наземное оборудование.

Вблизи от заливных горловин на обшивке самолета установлены гнезда для заземления пистолета заправщика.

Слив топлива и конденсата из отдельных групп баков производится через сливные клапаны. Сливные клапаны установлены на днищах расходных баков между 7и8 стрингерами /см.фиг. 31 / и в баках-кессонах. Слив топлива из самолета производится через четыре сливных крана /II, фиг. 24 /, расположенных в отсеках двигателей на фильтрах грубой очистки.



Фиг. 30. Заправочный поплавок.



Фиг. 31 Клапан для слива топлива.

1 - пружина, 2 - шток, 3 - клапан с резиновой прокладкой, 4 - гайка.

При этом полный слив топлива может быть произведен только при включении подкачивающих насосов /агрегат 463/ и ЭЦН-14А. Из бака-кессона на земле не вырабатывается около 450 литров, которые можно слить через сливной клапан. В полете же не вырабатываемый остаток в баках-кессонах колеблется от 8 до 50 литров. Слив отстоя топлива предусмотрен также из топливных фильтров тонкой очистки, где установлен сливной кран с проходным отверстием диаметром 8 мм.

Контроль подачи топлива к двигателям и расходование его ведется по сигнальным лампочкам, установленным на средней панели приборной доски летчиков /подробно см. в главе "Система автоматического расходования и измерения топлива СЭТС-260Д" /, по расходомерам топлива и манометрам давления топлива. Указатели расходомеров и манометров топлива установлены на средней панели приборной доски летчиков.

Б. СИСТЕМА ПИТАНИЯ ТУРБОГЕНЕРАТОРНОЙ УСТАНОВКИ ТТ-16М

Для питания турбогенератора применяется такое же топливо, что и для двигателей АИ-20. Отбор топлива для питания турбогенератора осуществляется от топливной системы левого полукрыла /см.фиг. 24 /, для чего к тройнику, установленному в системе питания двигателей на заднем лонжероне и нервюры 4, приварен штуцер.

От штуцера трубопровод системы питания турбогенератора проложен вдоль заднего лонжерона крыла. В трубопровод системы, в крыле между нервюрами 2 и 3, включен перекрывной электромагнитный кран Т6100-620 с электромагнитом ЭВ-37А, укрепленный на вадней стенке лонжерона.

Управление краном электродистанционное и осуществляется из кабины летчиков со щитка управления турбогенератора, являющегося частью средней приборной доски. От перекрывного крана трубопровод проложен по заднему лонжерону центроплана и дальше вдоль левого силового зализа до ввода в фюзеляж. От места ввода в фюзеляж трубопровод проходит вниз по борту фюзеляжа у шпангоута 32 и выведен в левый обтекатель шасси, в отсек турбогенератора.

В отсеке турбогенератора, в нижней точке системы, на внешней стенке фюзеляжа,

установлен фильтр тонкой очистки ИТФ-30, который имеет сливной краник.

После фильтра ИТФ-30 трубопровод системы соединен со штуцером топливного насоса турбогенератора.

Вся система питания топливом турбогенератора выполнена из труб АМГМ диаметром 12х1 мм.

В. АГРЕГАТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

1. Баки

Все топливные баки, за исключением баков № 1 и 2 /группа 1/, расходуемых в первую очередь, - протектированные. В протектированных баках протектирующий слой /слоем резины Р16 толщиной 1,2 мм и слой резины Р29 толщиной 5,5 мм/ выполнен на нижней стенке бака и в нижней части боковых стенок на 2/3 высоты. Типовой топливный бак показан на фиг. 32. Там же показаны типовые сечения непротектированной и протектированной стенок баков. Баки изготавливаются методом вулканизации.

Основным керосиностойким материалом стенки баков является резина 3826 /один слой толщиной 1,2 мм/.

Сырая набухающая резина Р16 и резиновая губка "Аназот" Р29 ставятся для предотвращения течи из бака при его повреждении. Капроновое полотно № 300, наклеенное на бак, придает оболочке бака соответствующую прочность.

Для монтажа баков в каждом из них имеется люк размером 306х456 мм. Люк закрывается специальной крышкой /13/. Крепление крышки показано в сечении А-А фиг. 32. Для центропланных баков монтажные лючки расположены на верхней стенке баков, а для крыльевых баков на их нижней стенке.

Для крепления агрегатов /подкачивающих насосов, сливных кранов, датчиков топливомера и т.д./, баки снабжены специальными фланцами. Фланцы баков изготавливаются из сырой резины 3826 и имеют внутри металлическую арматуру. При изготовлении фланцев резина 3826 частично вулканизируется. Фланцы приклеиваются к внутреннему керосиностойкому слою стенки бака с дополнительными шайбами. Далее наклеивается резина Р16 и Р29. Наружная поверхность обклеивается капроновым полотном, после чего производится вулканизация бака в котле.

В металлической арматуре фланцев запрессованы глухие гайки для крепления агрегатов к бакам и самих баков к каркасу крыла.

Для сбора отстоя баки № 2, 3, 4, 5, 7 и 9 имеют специальные углубления между стрингерами № 7 и 8, в которых устанавливаются сливные клапаны.

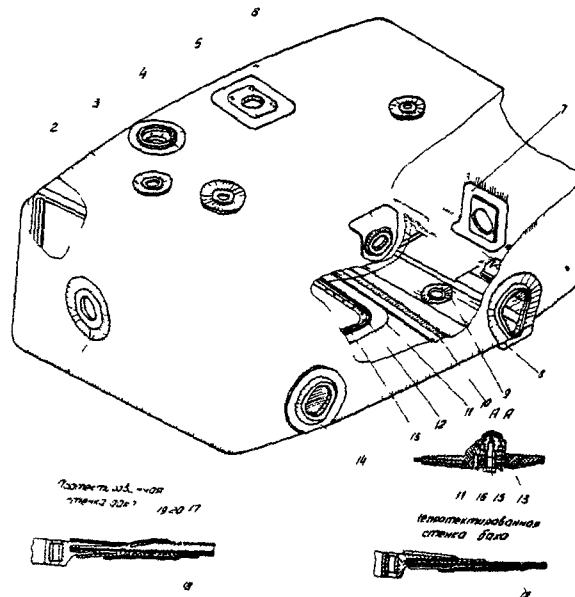
Форма бака в контейнере поддерживается с помощью трех-четырёх металлических распорных обручей /10/, устанавливаемых внутри баков, а также за счет крепления фланцев бака к конструкции крыла. В местах установки обручей на внутренней поверхности баков приклеиваются ленты из ткани Р-2 с накладками, имеющими ушки для привязки обручей к стенкам бака.

Каждый обруч состоит из двух половин, которые соединяются между собой болтами. Для обеспечения плотного прижатия стенки бака к контейнеру отверстия в местах соединения половин обручей выполнены в виде паза длиной 30 мм.

2. ПОДКАЧИВАЮЩИЕ НАСОСЫ

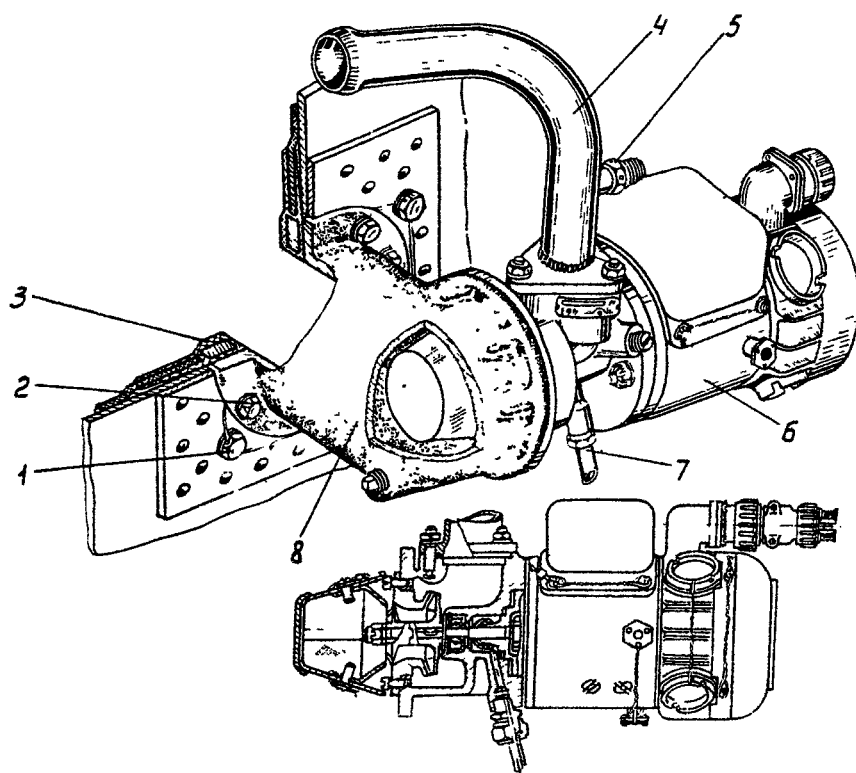
Агрегат 463

Агрегат /фиг. 33 / представляет собой электроприводной центробежный насос, служащий для создания подпора топлива на входе в двигатель и повышения высоты топ-



Фиг. 32 Топливный бак.

1 - фланец крана централизованной заправки; 2 - фланец крепления бака; 3 - фланец дренажа; 4 - фланец заливной горловины; 5 - фланец датчика топливомера; 6 - соединительный фланец дренажа; 7 - фланец подкачивающего насоса; 8 - соединительный фланец питания; 9 - фланец сливного крана; 10 - обруч; 11 - фланец монтажного лрка; 12 - перемычка металлизации обручей; 13 - крышка монтажного лрка; 14 - соединительный фланец питания; 15 - болт; 16 - планка; 17 - слой капронового полотна № 300; 18 - слой керосиностойкой резины 3826 толщиной 1,2 мм; 19 - слой резины P16 толщиной 1,2 мм; 20 - слой резины P29 толщиной 5,5 мм.



Фиг. 33 Установка подкачивающего насоса на баке.

1 - болт крепления бака; 2 - болт крепления угольника;
3 - фланец бака; 4 - патрубок; 5 - штуцер; 6 - насос /агр.463/,
7 - дренажный штуцер; 8 - угольник.

ливной системы самолета. Условное обозначение насоса - "Агр.463".

Привод насоса - от электродвигателя МВ-280, смонтированного совместно с насосом. Питание электродвигателя - от однофазной электросети постоянного тока с напряжением $27\text{в} \pm 10\%$ /минусовые щетки в электродвигателе не заземлены/.

Направление вращения - левое. Допустимая температура окружающей среды при эксплуатации агрегата - от $+50^{\circ}\text{C}$ до -60°C .

Агрегат 463 имеет три режима работы: номинальный /основной/, форсированный и дежурный /ослабленный/. Подкачивающие насосы первых, вторых, третьих и четвертых групп баков работают на номинальном и форсированном режимах. Насосы пятых групп работают на номинальном режиме. Насосы шестых групп работают на дежурном и номинальном режимах / более подробно см. в главе "Система автоматики расходования и измерения топлива СЗТС-260Д"/.

Подробное описание и правила эксплуатации и обслуживания смотри в техническом описании электроприводного насоса агр.463 издания Оборонгиза 1958 г.

Агрегат ЭЦН-Г4А

Агрегат представляет собой электроприводной центробежный насос внутрибакового исполнения, предназначенный для создания подпора топлива на входе в двигатель. Привод насоса от электродвигателя МП-180И, смонтированного совместно с насосом. Питание электродвигателя от бортовой сети постоянного тока напряжением $27\text{в} \pm 10\%$. Направление вращения - правое. Допускаемая температура окружающей среды от $+55^{\circ}\text{C}$ до -55°C и топлива от $+40^{\circ}\text{C}$ до -40°C . Режим работы номинальный. Время непрерывной работы при полностью затопленном фильтре топливозаборника - длительное.

При конструкции насосная часть агрегата ЭЦН-Г4А представляет собой одноступенчатый центробежный насос, который, сжимая топливо, направляет его в кольцевой зазор, образованный кожухом электродвигателя и литым колоколом, установленным в крыле, откуда топливо отводится по трубопроводу к двигателям. При установке насоса на бак-кессон необходимо вывернуть заглушки и в переднее отверстие вернуть штуцер, необходимый для лучшей вентиляции внутренней полости.

3. ПОЖАРНЫЙ КРАН

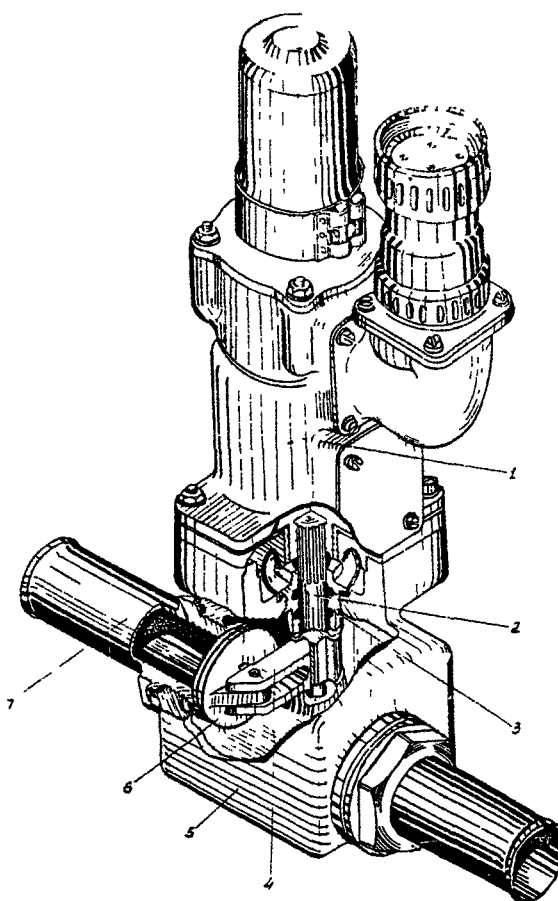
Пожарный кран /фиг. 34 / клапанного типа. Он предназначен для перекрытия трубопровода, подводящего топливо к двигателю, и имеет два положения: "Открыт" и "Закрыт". На стоянке пожарный кран должен всегда находиться в закрытом положении. Управление краном - дистанционное электромеханизмом МЗК-2, переключатель которого расположен на средней панели приборной доски летчиков.

Электромеханизм МЗК-2 вращает ось /2/, на которой закреплен рычаг /4/ с клапаном /6/, при вращении оси клапан закрывает или открывает отверстие выходного патрубка.

Электродвигатель МЗК-2 автоматически выключается, когда клапан приходит в одно из крайних положений.

Сигнализация открытого положения пожарных кранов осуществлена четырьмя сигнальными лампами с зелеными светофильтрами, установленными на средней панели приборной доски летчиков над переключателями управления кранами.

При закрытии крана после останова двигателя, когда он еще не остыл, происходит нагрев топлива, заключенного в трубопроводе между пожарным краном и командно-топливным агрегатом на двигателе, который вызывает увеличение давления на этом участке. Для стравливания топлива при нагреве и устранения возможности роста давления на этом участке трубопровода в тарелке крана размещен предохранительный клапан отрегулирован-



Фиг. 34 Пожарный кран.

1 - электромеханизм МК-2 ; 2 - ось ; 3 - прокладка ; 4 - рычаг ;
2 - корпус ; 6 - клапан ; 7 - патрубок.

ный на давление $0,5^{+0,1} \text{ кг/см}^2$.

4. КРАН КОЛЬЦЕВАНИЯ

Кран кольцевания по конструкции одинаков с пожарным краном (фиг. 35). Он предназначен для соединения двух топливных систем (левой и правой) и получения возможности подачи топлива из любой системы к каждому двигателю.

При нормальной эксплуатации кран должен всегда находиться в закрытом положении. Сигнализация открытого положения крана кольцевания осуществлена сигнальной лампой с оранжевым светофильтром, установленной на щитке питания топливом (фиг. 36). Переключатель управления краном кольцевания расположен на том же щитке.

Открытие крана кольцевания допускается:

а) если остановился один или два двигателя на одном крыле; при этом выработка топлива из правой и левой систем будет неравномерной.

Для сохранения поперечной центровки при большой разнице в количествах топлива в правой и левой системах необходимо открыть кран кольцевания и обесточить подкачивающие насосы той половины крыла, где меньше топлива, включением переключателя, расположенного над щитком управления и сигнализации топливной системы (фиг. 36), в положение, соответствующее выработке топлива из той системы, где больше топлива. После выравнивания количества топлива в правой и левой системах выключатель поставить в нейтральное положение и закрыть кран кольцевания;

б) при потере части топлива (например в связи с нарушением герметичности какой-либо группы) или при большой разнице в количествах топлива в одноименных группах левой и правой систем, вызванной другими причинами. При этом излишек топлива с одной стороны, нарушающий равномерное нагружение самолета, расходуется на все четыре двигателя при открытом кране кольцевания и обесточенных подкачивающих насосах той половины крыла, где меньше топлива (включение насосов производится, как указано, в пункте "а").

в) при предполетной гонке двигателей для проливки магистрали кольцевания.

С достижением равномерного распределения топлива на самолете включаются ранее выключенные насосы, и закрывается кран кольцевания.

Кран кольцевания установлен на переднем лонжероне центроплана, слева от оси симметрии самолета и закреплен с помощью кронштейна к переднему лонжерону центроплана.

5. ТОПЛИВНЫЙ ФИЛЬТР ГРУБОЙ ОЧИСТКИ

Топливный фильтр грубой очистки (agr. 8Д2 966 005) фиг 34 а, установлен в топливной магистрали, подводящей топливо из топливных емкостей к подкачивающему насосу двигателя.

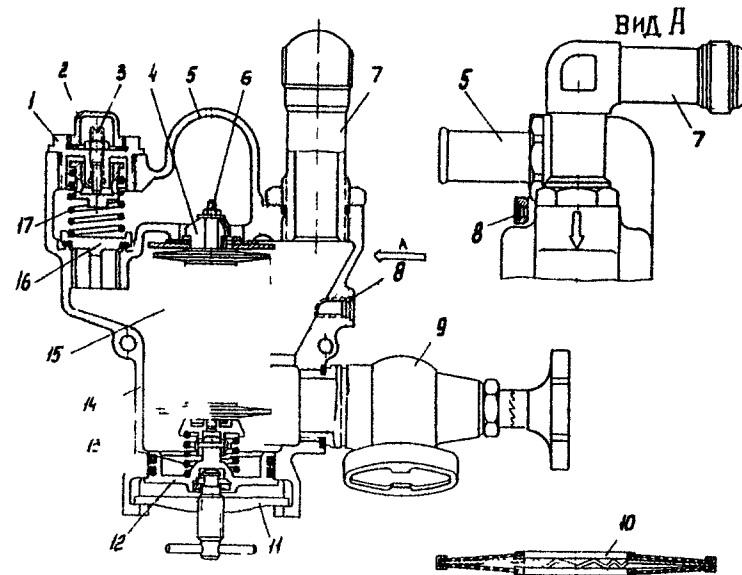
Топливный сетчатый фильтр предназначен для предварительной очистки топлива, поступающего из баков для питания двигателя.

Фильтр (фиг 34 а) состоит из корпуса 14 фильтрующего пакета 15, крышки 12, входного и выходного штуцера 7 и 5, предохранительного клапана, сливного крана 9 и уплотнительных колец.

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



Фиг. 34а Фильтр 8Д2 966 005 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 используется), 9 - сливной кран, 10 - диск, 11 - траверса, 12 - крышка, 13 - пружина, 14 - корпус фильтра, 15 - фильтрующий пакет, 16 - тарелка предохранительного клапана, 17 - пружина.

пакетом в пакете установлено резиновое кольцо, зажатое между шайбами.

Фильтрующий диск IO 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 I2 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, повернутым в стальную траверсу II. 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 клапана. Герметичность уголка 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 I6 с направляющей и привулканизированным резиновым кольцом, пружины I7, заглушка I, регулировочного винта 3 с контрогайкой и колпачка 4. В нижнюю часть корпуса фильтра ввернут сливной кран 9.

Основные данные фильтра

Тонкость фильтрации	соответствует сетке OI ГОСТ 6613-53
Максимальная пропускная способность	1500 л/часов
Рабочее давление	2 кг/см ²
Гидравлическое сопротивление - чистого фильтра при максимальном расходе и температуре окружающей среды и температуре рабочей жидкости $+25^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$	0,03 кг/см ²
Перепад давлений, при котором открывается предохранительный клапан	$0,3^{+0,1}$ кг/см ²

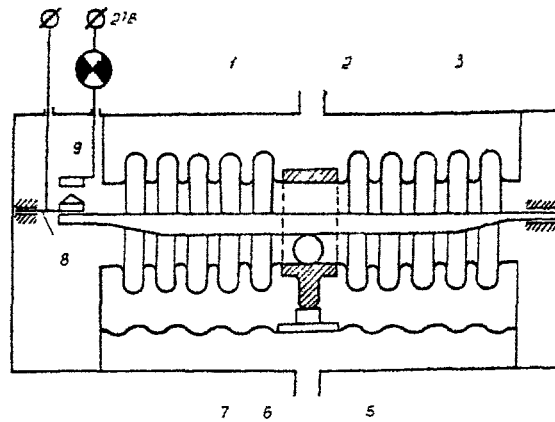
Дифференциальный сигнализатор давления СтДФР-IT

Дифференциальный сигнализатор СтДФР-IT предназначен для контроля за состоянием фильтра тонкой очистки топлива. При засорении фильтрующего элемента и увеличения перепада давлений на нем до определенной величины контакты сигнализатора замыкают электрическую цепь сигнальной лампы.

Принципиальная схема сигнализатора показана на фиг.2.

Изменение разности давлений, подаваемых в сигнализатор через штуцеры 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 перемещение пружины 8 с подвижным контактом и при перепаде давлений, равном $0,4^{+0,075}_{-0,05}$ кг/см², контакты замыкаются.

Особенностью дифференциального сигнализатора СтДФР-IT является его цельносварная конструкция, обеспечивающая полную герметизацию его внутренних полостей друг от друга.



Фиг 34б Схема дифференциального сигнализатора давления Сг-ДФР-ІТ

1 - раздельный сильфон, 2, 6 - штуцера, 3 - пружина, 4 - мембрана, 5 - центр, 7 - втулка, 8 - пружина с подвижным контактом, 9 - неподвижный контакт.

6. ТОПЛИВНЫЙ ФИЛЬТР ТОНКОЙ ОЧИСТКИ

Топливный фильтр тонкой очистки (агр.І2ФІ5СН) установлен перед датчиком расходомера топлива РТСМІ,2-БІ (за подкачивающим насосом двигателя).

В корпусе фильтра, отлитого из сплава АІ-9, установлен один фильтрующий элемент тонкой очистки, представляющий собой цилиндр состоящий из каркасной сетки и фильтрующей никелевой сетки саржевого плетения. Для увеличения фильтрующей поверхности элемента каркасная сетка вместе с фильтрующей сеткой сложена в виде гофра. Общая фильтрующая поверхность фильтра равна 2300 см².

Фильтрующий элемент обеспечивает фильтрацию топлива от взвешенных частиц размером более І2-І6 микрон.

Для снятия фильтроэлемента внизу корпуса имеется крышка, которая прижимается к корпусу траверсой с помощью откидных болтов с гайками. В крышке корпуса фильтра установлен предохранительный клапан, открывающийся при перепаде давления на входе и выходе, равном 0,5^{+0,1} кг/см², который может возникнуть при обмерзании или засорении фильтрующего элемента.

7. РАСХОДОМЕР ТОПЛИВА РТМС1,2-Б1

Расходомер мгновенного /часового/ и суммарного расходов топлива РТМС-1,2-Б1 предназначен для:

1. Измерение часового расхода топлива / в кг/час/ двигателем.
2. Измерения запаса топлива /в кг/ в топливных баках самолета на один двигатель. На самолете установлено четыре комплекта расходомера РТМС1,2-Б1 по одному для каждой силовой установки. В каждый комплект входят следующие агрегаты:
 - а) сдвоенный датчик /датчик часового и датчик суммарного расходов топлива/;
 - б) показывающий прибор ;
 - в) тиратронный прерыватель ПТ-56;
 - г) трансформатор ГРП-52 /один на два комплекта расходомера/;
 - д) запасной тиратрон.

Датчики расходомеров РТМС1,2-Б1 смонтированы в топливную магистраль каждого двигателя между фильтром тонкой очистки и основным топливным насосом двигателя /см. фиг. 24 /.

Показывающие приборы расходомеров установлены на средней панели приборной доски летчиков.

Тиратронные прерыватели размещены под мостиком правого летчика на этажерке у 6 шпангоута.

Трансформаторы размещены под мостиком правого летчика на этажерке у 4 шпангоута. Питание расходомеров производится от бортовой сети самолета при напряжении переменного тока 115 в, частотой 400 гц.

Показывающий прибор РТМС1,2-Б1 имеет:

1. Стрелку и шкалу для отсчета часового расхода топлива. Номинальное значение шкалы 1200 кг/час, цена деления 50 кг/час, оцифровка через 200 кг/час.
2. Барабанчиковый счетчик для показа запаса топлива непосредственно в виде трехзначного числа с умножением его на 10. Верхний предел измерения запаса топлива 9990кг цена отсчета 10 кг.

Принцип действия расходомера заключается в том, что топливо, протекающее через датчик с некоторой скоростью, приводит во вращение две спиральные крыльчатки, одна из которых предназначена для измерения суммарного расхода, а другая - для измерения часового расхода топлива. Обороты крыльчаток в широких пределах пропорциональны скорости потока, а следовательно, пропорциональны как часовому, расходу, так и количеству протекшего через датчик топлива.

Крыльчатка, предназначенная для измерения суммарного расхода, через редуктор вращает стальной сердечник индуктивно-импульсного устройства. Показывающий прибор, являясь счетчиком импульсов, с помощью электромагнитного реле поворачивает на один зуб от каждого импульса храповое колесо, которое через редуктор соединено с барабанчиковым счетчиком. Последний, перемещаясь, в любой момент показывает запас топлива в баках из расчета на один двигатель, как разность между залитым количеством топлива и количеством топлива, прошедшим через датчик расходомера.

Крыльчатка, предназначенная для измерения мгновенного /часового/ расхода, приводит во вращение постоянный магнит. Во вращающемся магнитном поле расположена чашка, укрепленная на оси ротора сельсина-датчика. Сельсин-датчик связан проводкой с сельсином показывающим. Сельсин показывающий, расположенный в указателе, вращает сидящую на его оси стрелку. При пересечении вращающимся магнитным полем стенок чашки в них наводится ЭДС, которая взаимодействуя с вращающимся магнитным полем, создает вращающийся момент, пропорциональный скорости вращения магнита, который увлекает чашку в направлении своего вращения. При своем повороте чашка закручивает две спиральные пружины.

жинки, создающие противодействующий момент. Каждому значению скорости вращения крыльчатка датчика или каждому значению мгновенного / часового / расхода топлива соответствует определенный угол поворота чашки, а значит и угол поворота стрелки показывающего прибора.

По окончании заправки самолета топливом барабанчиковые счетчики на указателях расходомеров необходимо установить на количество топлива в кг, приходящегося на один двигатель / в соответствии с суммарными показателями топливомера системы СЭТС-260Д/.

При расходе топлива стрелка показывающего прибора показывает мгновенный / часовой / расход топлива двигателем, а показания барабанчикового счетчика по мере расходования топлива приближаются к нулю, таким образом показания счетчика соответствуют количеству топлива, оставшегося в баках на один двигатель.

В случае течи топлива из-за повреждения баков или трубопроводов на участке от бака до места установки датчиков расходомера и при работе двигателей с открытым крапом кольцевания показания указателей расходомеров не будут характеризовать действительного распределения топлива по системам, а при утечках его будут давать завышенные показания.

Основные данные комплекта РТМС1,2-Б1 :

- а) измерение суммарного расхода топлива от 0 до 9990 кг;
- б) измерение часового расхода топлива от 150 до 1200 кг/час;
- в) погрешность комплекта расходомера при нормальных условиях по барабанчиковому счетчику запаса топлива не превышает $\pm 2,5\%$ от максимального количества топлива, приходящегося на один двигатель;
- г) погрешность комплекта расходомера при температурах воздуха $+50$ и -60°C и, соответственно, топлива $+5^{\circ}\text{C}$ до -40°C по барабанчиковому счетчику запаса топлива не превышает $\pm 4,5\%$ от максимального количества топлива, приходящегося на один двигатель;
- д) погрешность комплекта расходомера при нормальных условиях $+20 \pm 5^{\circ}\text{C}$ по шкале часовых расходов не превышает ± 24 кг/час в диапазоне часовых расходов от 250 до 800 кг/час и $\pm 3\%$ в диапазоне часовых расходов от 800 до 1200 кг/час;
- е) погрешность комплекта расходомера при температурах воздуха от $+50^{\circ}\text{C}$ до -60°C и, соответственно, топлива от $+5^{\circ}\text{C}$ до -40°C по шкале часовых расходов не превышает ± 45 кг/час в диапазоне часовых расходов от 250 до 800 кг/час и ± 55 кг/час в диапазоне часовых расходов от 800 до 1200 кг/час;
- ж) максимальный перепад давления в датчике при расходе 1200 кг/час и температуре топлива -40°C не превышает $0,25$ кг/см² при работающей крыльчатке и $0,4$ кг/см² - при заторможенной крыльчатке;
- з) мощность, потребляемая одним комплектом расходомера от источника переменного тока, не превышает 80 ва.

8. ТРУБОПРОВОДЫ

Трубопроводы системы питания топливом выполнены из труб диаметром 27x25 мм. На участке от подкачивающих насосов до входа трубопровода в задний лонжерон трубы выполнены из алюминиевого сплава марки АМГМ.

Участки трубопровода между задним и передним лонжеронами выполнены гибким шлангом специального назначения по ТУ 1707-62 МХП диаметром 35x27 мм.

Весь трубопровод на переднем лонжероне и в отсеке установке двигателя выполнен из нержавеющей стали марки 1Х18Н9Т.

Участок трубопровода от угольника на силовом шпангоуте мотогондолы до патрубка на фильтре грубой очистки выполнен гибким шлангом диаметром 25x34 мм.

Все сваренные патрубки в системе выполнены из труб и листового материала марки 1Х18Н9Т.

Отдельные звенья трубопровода соединены между собой типовыми гибкими соединениями с хомутами с перемычкой металлизации /см.фиг. 35 /

Трубопровод закреплен за элементы конструкции с помощью кронштейнов из материала Д16 и типовых хомутов.

Соединение сигнализаторов давления СДУ-2А-0,18 с топливными магистралями за подкачивающими насосами на баках выполнены трубопроводом марки АМГМ диаметром 6х4 мм.

Соединение датчиков давления ИДТ-4 и ИДТ-100 с соответствующими штуцерами на угольнике фильтра грубой очистки и командно-топливном агрегате выполнено гибкими шлангами диаметром 15х4 мм.

Г. СИСТЕМА АВТОМАТИКИ РАСХОДОВАНИЯ И ИЗМЕРЕНИЯ КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА СЭТС-260Д

Система автоматики и измерения количества топлива СЭТС-260Д /самолетный электроемкостный топливомер суммирующий/ служит для :

1. Измерения количества топлива в группах баков, а именно:

- а) измерения суммарного запаса топлива в баках левой и правой систем отдельно;
- б) измерения запаса топлива в каждой группе баков, отдельно в левой и правой системах.

2. Автоматического управления порядком последовательности расхода топлива в полете.

3. Сигнализации критических остатков топлива 1550 кг и 450 кг.

4. Автоматического управления системой централизованной заправки самолета.

Измерение запаса топлива и автоматическое управление порядком расходования производится по независимым друг от друга каналам. Измерение запаса топлива и автоматическое управление расходованием топлива для левой системы дублируется автоматикой топливной системы для правой системы и наоборот. Параллельно с автоматическим управлением установлено ручное управление расходованием топлива.

В комплект СЭТС-260Д входят следующие агрегаты :

1. Датчики топливомеров с сигнализацией /14 штук/, установленные в баках-кессонах и в баках № 2, 3, 4, 5, 7 и 9 правого и левого полукрыльев, по одному датчику в баке; датчики без сигнализации /2 шт./, установленные по одному в каждом баке-кессоне.

2. Усилители топливомеров УТС-54-29 /2 шт./, установленные под мостиком правого летчика на этажерке у четвертого шпангоута.

3. Блоки автоматики БА-54-11 /2 шт./, установленные на потолке между шп.14-16 на правом борту.

4. Блоки, БАС-52-39 /2 шт./, предназначенные для управления автоматикой заправки самолета топливом, установлены под полом на стенке шпангоута № 25.

5. Показывающий прибор УТД-52 /1 шт./, установленный на средней панели приборной доски летчиков в правой нижней части.

6. Рележный переключатель ПР-9 /1 шт./, установленный на средней панели приборной доски летчиков рядом с указателем.

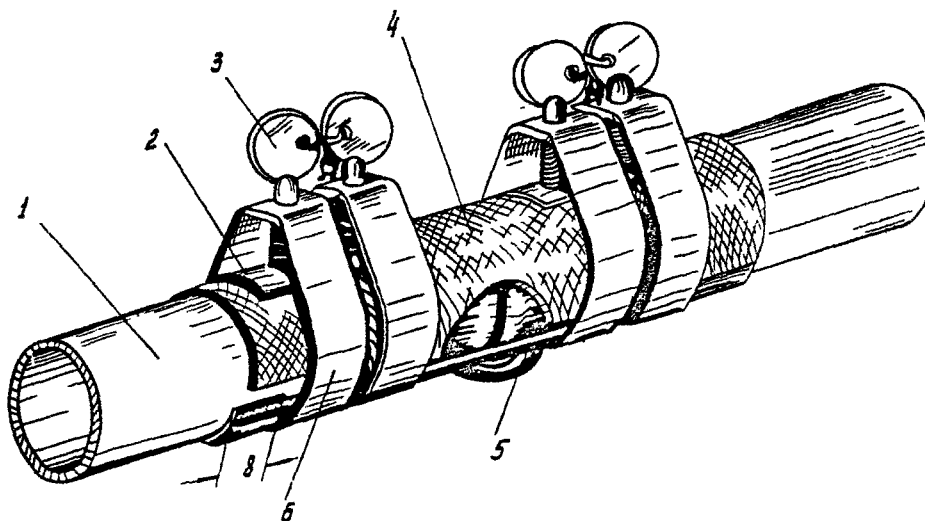
7. Дистанционные переключатели ИД-3 /2 шт./, установленные на кронштейнах, закрепленных стрингером фюзеляжа, на потолке между шпангоутами № 20 и 21.

Сигнальные лампочки критических остатков топлива 1550 кг и 450 кг установлены по 2 штуки на правых и левых панелях приборной доски летчиков.

Переключатели автоматического и ручного управления расходом топлива, выключатели усилителей топливомеров и автоматов расхода топлива установлены на щитке пита-

ния топливом /Фиг.36 /, являющаяся частью средней панели приборной доски летчиков.

Система топливомера СЭТС-260Д питается от бортовой сети самолета при напряжении переменного тока 115 в $\pm 10\%$ частотой 400 гц $\begin{matrix} +5\% \\ -7\% \end{matrix}$ и постоянного тока 27 в $\pm 10\%$.



Фиг.35 Типовое соединение трубопровода топливной системы.

1 - трубопровод; 2 - режим; 3 - винт; 4 - дюритовый шланг;
5 - перемычка металлизации; 6 - лента хомута.

а) Принцип работы измерительной части СЭТС-260Д.

Измерение количества топлива основано на измерении емкости датчиков /трубчатых конденсаторов/, установленных в расходных баках. Емкость конденсаторов-датчиков меняется в зависимости от уровня столба топлива в зазорах между трубами датчика ввиду того, что диэлектрические постоянные /проницаемость электрическая/ воздуха $\epsilon_{\text{в}} = 1$ и топлива $\epsilon_{\text{т}} = 2,04$ - для керосина марки Т-1, $\epsilon_{\text{т}} = 1,92$ - для керосина марки ТС-1 и $\epsilon_{\text{т}} = 2,05$ для керосина марки Т-2/ различны.

Если бы диэлектрическая проницаемость топлива была бы постоянной величиной, то показания топливомера зависели бы только от объема топлива в баках.

Вследствие же того, что диэлектрическая проницаемость зависит от температуры и сорта топлива, показания топливомера при одном и том же объеме топлива могут быть различными.

Так как диэлектрическая проницаемость авиационных топлив / поскольку топлива относятся к одному ряду органических соединений, сходных по своим физико-химическим свойствам/, зависит только от плотности топлива, которая в свою очередь зависит от температуры, то показания топливомера зависят как от объема топлива, так и от его плотности, т.е. от веса топлива, залитого в баки.

Датчики топливомера имеют профилировку по высоте для получения одинакового значения электрической емкости на единицу объема баков. Работа измерительной части

СЭТС-260Д осуществлена параллельно с двух усилителей УТС-54-29 /правого и левого/.

В случае отказа одного из них второй продолжает работать и обеспечивает замер количества топлива в обеих системах.

Показывающий прибор измеряет количество топлива по группам баков и суммарное количество топлива во всех группах баков раздельно для левой и правой систем, для чего он имеет две самостоятельные системы со своими стрелками-указателями, которые имеют индексы "П" и "Л", что соответствует наименованию систем правой и левой.

Показывающий прибор топливомера имеет две шкалы.

Наружная шкала предназначена для отсчета при измерении суммарного запаса топлива, а внутренняя - для отсчета запаса топлива в группе баков.

Номинальное значение шкалы измерения суммарного запаса топлива - 8500 кг, цена деления - 500 кг, цифровка через каждые 2000 кг.

Номинальное значение шкалы измерения топлива в группе - 2000 кг, цена деления - 100 кг, цифровка через 500 кг.

Измерительная часть топливомера СЭТС-260Д обслуживающая обе системы, включает-ся переключателем ПГ-9 при включенном питании топливомеров.

При положении переключателя на отметке "сумма" стрелки показывающего прибора по внешней шкале показывают суммарное количество топлива во всех баках для соответствующей системы. При положении переключателя на отметках "0" - "6" стрелки показывающего прибора по внутренней шкале показывают запас топлива в соответствующей группе баков данной системы.

б. Автоматическое управление расходом топлива.

Автоматическое управление расходом топлива осуществляется поплавковыми сигнализаторами уровней, установленными в датчиках каждой группы. Сигнализаторы представляют собой герметично закрытые индукционные катушки с незамкнутой магнитной цепью. Поплавок имеет железное доннышко - втулку, служащую замыкающим якорьком индуктивной катушки.

При опускании якорька поплавок внутрь катушки подается сигнал на включение или выключение соответствующих насосов, и загорятся сигнальные лампочки.

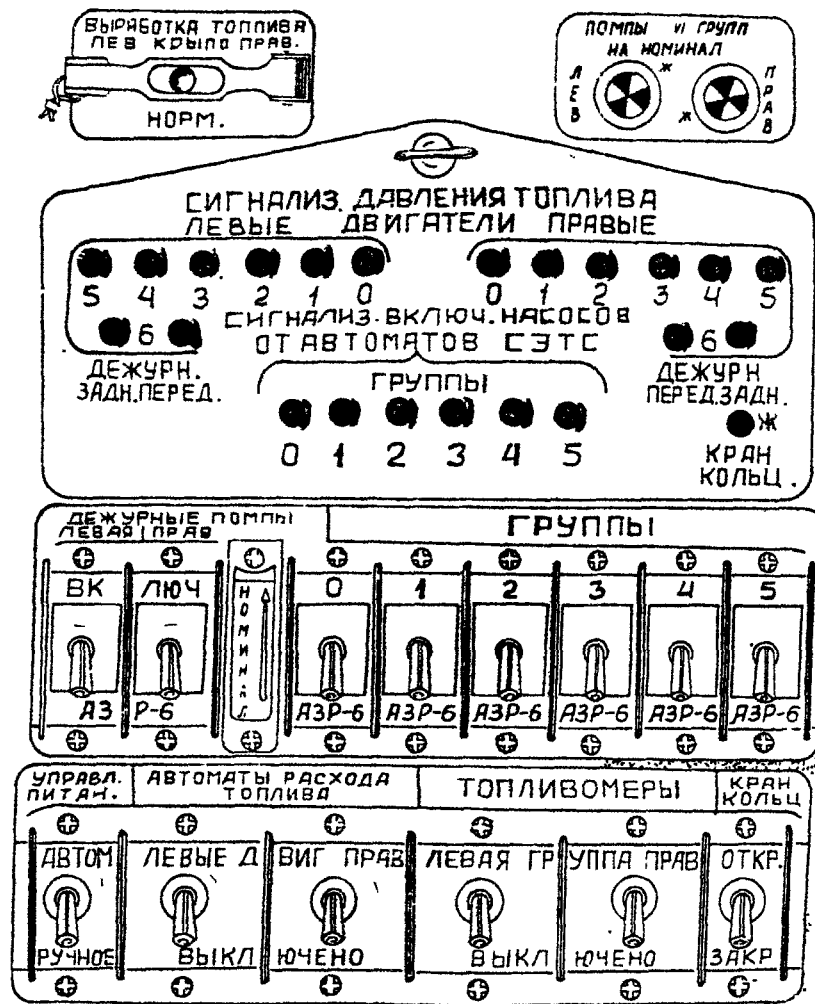
Автоматическое управление расходом топлива осуществлено параллельно от двух усилителей автоматики БА-54-II /правого и левого/. В случае отказа одного из них второй продолжает работать и обеспечивает нормальный порядок расходования топлива. При неисправности обоих усилителей для сохранения нормального порядка расходования необходимо переходить на ручное управление с сохранением очередности расходования.

При автоматическом управлении расходом топлива работа системы автоматики происходит в следующей последовательности:

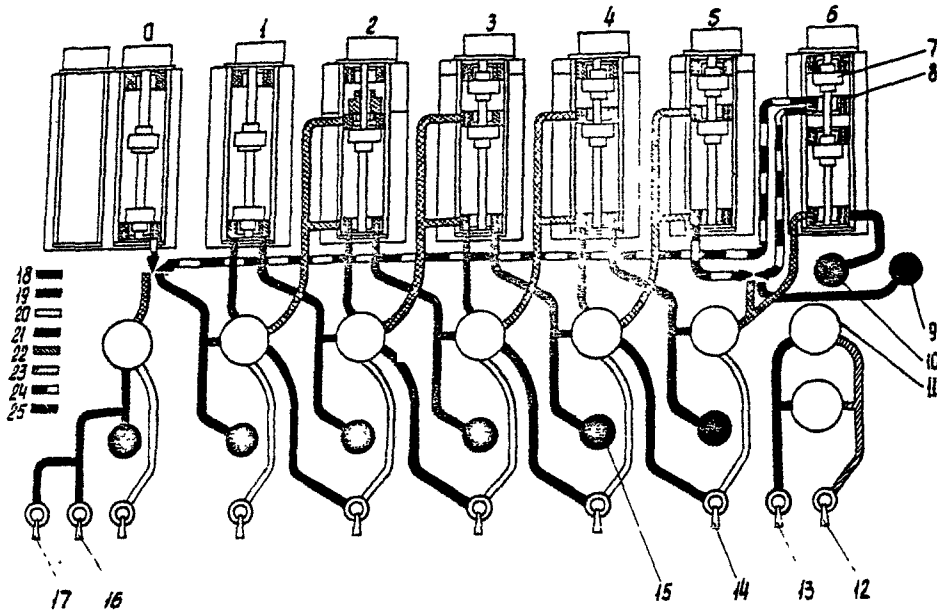
I. При установке переключателей "Автомат расхода топлива" и "Дежурные помпы", "левые и правые" в положение "Включено", а переключатели "управление питанием" в положение "автомат" /фиг. 36 /начинают работать подкачивающие насосы в дежурных группах /шестые группы/ на номинальном режиме, а нулевых группах правой и левой систем автоматики включаются подкачивающие насосы ЭЦН-14А. Одновременно с этим загорятся:

- а) две желтые лампочки - сигнализация работы насосов шестых групп баков на номинальном режиме;
- б) нулевая синяя лампочка - сигнализация выработки топлива из нулевой группы;
- в) шесть зеленых лампочек - сигнализация работы подкачивающих насосов шестых и нулевых групп.

Топливо будет перекачиваться из нулевых групп баков в шестые группы и будет вырабатываться из шестых групп.



Фиг. 36. Щиток управления и сигнализации топливной системы.



Фиг. 37. Принципиальная схема автоматического управления
расходом топлива.

0, 1, 2, 3, 4, 5 и 6 — номера групп топливных баков, 7 — поплавки индукционного сигнализатора, 8 — катушка индукционного сигнализатора, 9 — сигнальная лампа "Остаток топлива 1550 кг", 10 — сигнальная лампа "Остаток топлива 450 кг", II — подкачивающие насосы, 12 — выключатель насосов VI группы на дежурный режим, 13 — выключатель насосов VI группы на номинальный режим, 14 — выключатель ручного управления насосами, 15 — линии сигнальные лампы "Сигнализация от автоматов СЭТ", 16 — включение усилителей автоматки, 17 — переключатель управления насосами "Автомат-ручное", 18 — линии включения насосов на номинальный режим, 19 — линии включения насосов на форсированный режим, 20 — линия ручного включения насосов на номинальный режим, 21 — линия ручного включения насосов на форсированный режим, 22 — линия включения насосов, 23 — линия ручного включения насосов на дежурный режим, 24 — линии облокированных сигналов, 25 — линии сигналов критического остатка топлива.

ПРИМЕЧАНИЯ:

а) Подкачивающие насосы шести групп баков работают на номинальном режиме при выработке топлива из нулевых групп баков. После отключения насосов нулевых групп насосы шести групп автоматически переключаются на ослабленный /дежурный/ режим работы и до окончания работы двигателей насосы шести групп работают на ослабленном /дежурном/ режиме, чтобы в случае появления непредвиденных задержек включения следующих по порядку расходования групп топливных баков обеспечить двигатели топливом.

б) Загорание синих лампочек сигнализирует о состоянии уровня топлива в группах и указывает на порядок включения групп на расходование.

в) Загорание зеленых лампочек указывает на нормальную работу подкачивающих насосов соответствующих групп.

Когда в одной из нулевых групп остаток топлива при выработке достигнет уровня 690 ± 100 литров, срабатывает нижний сигнализатор в датчике бака-кессона топливомера СЭТС-260Д /фиг. 37 /, при этом произойдет подготовка электроцепи отключения насосов нулевых групп и включения насосов первых групп.

2. Когда в каждой из шести групп уровень топлива при выработке достигнет количества 1000 ± 50 л, произойдет срабатывание сигнализаторов в датчиках шести групп. От этого сигнала, блокированного с нижним сигналом нулевых групп, произойдет отключение насосов в нулевых группах и включатся насосы первых групп на номинальный режим. Насосы шести групп переключаются с номинального на ослабленный /дежурный/ режим работы. Загораются первая синяя лампочка, указывающая на включения первой группы, и зеленые лампочки насосов первой группы и гаснут зеленые лампочки нулевых групп.

3. Когда в одной из первых групп остаток топлива при выработке достигнет уровня 345 ± 100 л для правой группы и 317 ± 100 л для левой группы, автоматически от нижнего сигнализатора датчика СЭТС-260Д включаются на номинальный режим подкачивающие насосы вторых групп /следующие по очереди расходования/, загорается вторая синяя лампочка, указывающая на включение второй группы, а насосы в первых группах переключаются на форсированный режим работы. Это обеспечивает продолжение расходования топлива из первых групп до полной его выработки.

Одновременно с включением подкачивающих насосов вторых групп загорятся соответствующие зеленые лампочки.

После полной выработки топлива в первых группах давления за подкачивающими насосами этих групп падает и расходование топлива начинается из вторых групп /следующих по очереди расходования/, где подкачивающие насосы работают на номинальном режиме.

4. Когда в последней из вторых групп остаток топлива при выработке достигнет уровня 856 ± 50 л, подкачивающие насосы первых групп продолжая работу на форсированном режиме, выключаются сигналом, поступившим от средних сигнализаторов датчиков СЭТС-260Д вторых групп. Подкачивающие насосы вторых групп продолжают работать на номинальном режиме.

Синие лампочки нулевых, первых и вторых групп, а также зеленые лампочки вторых и шести групп - горят. Зеленые лампочки первых групп - гаснут.

ПРИМЕЧАНИЕ: Отключение подкачивающих насосов предыдущих групп от последнего по очереди срабатывания среднего сигнализатора в последующей одноименной группе, а не от первого сигнализатора, обеспечивает полную выработку всех остатков топлива в предыдущей группе.

5. Когда в одной из вторых групп остаток топлива при выработке достигает уровня 156 ± 50 л, автоматически от нижнего сигнализатора датчика СЭТС-260Д включаются

на номинальный режим подкачивающие насосы третьих групп / следующие по очереди расходования/, загорается третья синяя лампочка, указывающая о включении третьих групп, а насосы во вторых группах переключаются на форсированный режим работы. Это обеспечивает продолжение расходования топлива из вторых групп до полной его выработки.

Одновременно с включением подкачивающих насосов третьих групп загораются соответствующие зеленые лампочки и дублируется отключение подкачивающих насосов первых групп.

После полной выработки топлива во вторых группах давление за подкачивающими насосами этих групп падает, и расходование топлива начинается из третьих групп, где подкачивающие насосы работают на номинальном режиме.

6. Когда в последней из третьих групп остаток топлива при выработке достигает уровня 1094 ± 50 л, подкачивающие насосы вторых групп, продолжающие работу на форсированном режиме, выключаются сигналом, поступающим от средних сигнализаторов датчиков СЭТС-260Д третьих групп. Подкачивающие насосы третьих групп продолжают работать на номинальном режиме.

Синие лампочки нулевых, первых, вторых и третьих групп, а также зеленые лампочки третьих и шестых групп - горят. Зеленые лампочки вторых групп - гаснут.

7. Когда в одной из третьих групп топливных баков остаток топлива при выработке достигнет уровня 235 ± 50 л, автоматически от нижнего сигнализатора датчика СЭТС-260Д подкачивающие насосы четвертых групп включаются на номинальный режим /следующие по очереди расходования/, загорается четвертая синяя лампочка, указывающая о включении четвертых групп, а насосы в третьих группах переключаются на форсированный режим работы. Это обеспечивает продолжение расходования топлива из третьих групп до полной его выработки.

Одновременно с включением подкачивающих насосов четвертых групп загораются соответствующие зеленые лампочки и дублируется отключение подкачивающих насосов вторых групп.

После полной выработки топлива в третьих группах давление за подкачивающими насосами этих групп падает, и расходование топлива начинается из четвертых групп, где подкачивающие насосы работают на номинальном режиме.

8. Когда в последней из четвертых групп остаток топлива при выработке достигнет уровня 1290 ± 50 л, подкачивающие насосы третьих групп, продолжающие работу на форсированном режиме, выключаются сигналом, поступающим от средних сигнализаторов датчиков СЭТС-260Д четвертых групп. Подкачивающие насосы четвертых групп продолжают работать на номинальном режиме.

Синие лампочки нулевых, первых, вторых, третьих и четвертых групп, а также зеленые лампочки четвертых и шестых групп - горят. Зеленые лампочки третьих групп - гаснут.

9. Когда в одной из четвертых групп остаток топлива при выработке достигнет уровня 290 ± 50 л, автоматически от нижнего сигнализатора датчика СЭТС-260Д включаются на номинальный режим подкачивающие насосы пятых групп (следующих по очереди расходования), загорается пятая синяя лампочка, указывающая о включении пятых групп, а насосы в четвертых группах переключаются на форсированный режим работы. Это обеспечивает продолжение расходования топлива из четвертых групп до полной его выработки.

Одновременно с включением подкачивающих насосов пятых групп загорятся соответствующие зеленые лампочки и дублируется отключение подкачивающих насосов третьих групп.

После полной выработки топлива в четвертых группах давление за подкачивающими насосами этих групп падает, и расходование топлива начинается из пятых групп, где подкачивающие насосы работают на номинальном режиме.

10. Когда в одной из пятых групп остаток топлива при выработке достигнет уровня 344 ± 50 л, от нижнего сигнализатора датчика СЭТС-260Д подготавливается электросхема к выключению насосов пятых групп и выдаче сигнала остатка топлива 1550 кг. Эти сигналы заблокированы со вторым (если считать сверху) сигнализатором в датчике шестой группы.

Одновременно происходит отключение подкачивающих насосов четвертых групп.

Синие лампочки нулевых, первых, вторых, третьих, четвертых и пятых групп, а также зеленые лампочки пятых и шестых групп - горят. Зеленые лампочки четвертых групп - гаснут.

Подкачивающие насосы пятых групп продолжают работать на номинальном режиме, что обеспечивает продолжение расходования из пятых групп до полной его выработки, так как подкачивающие насосы шестых групп (следующие по очереди расходования) работают на дежурном (ослабленном) режиме. После полной выработки топлива из пятых групп расход топлива начинается из шестых групп.

11. Когда в последней из шестых групп остаток топлива при выработке достигнет уровня 1300 ± 50 л, подкачивающие насосы пятых групп, продолжающие работу на номинальном режиме, выключаются сигналом, поступающим от вторых сигнализаторов датчиков СЭТС-260Д шестых групп, а на левой и правой панелях приборной доски летчиков загораются желтые лампочки, указывающие, что топлива осталось 1550 кг. Подкачивающие насосы шестых групп продолжают работать на дежурном режиме.

Синие лампочки нулевых, первых, вторых, третьих, четвертых и пятых групп, а также зеленые лампочки шестых групп - горят. Зеленые лампочки пятых групп - гаснут.

12. Когда в одной из шестых групп остаток топлива при выработке достигнет уровня 350 ± 50 л, от нижнего сигнализатора датчика СЭТС-260Д включаются красные лампочки на правой и левой панелях приборной доски летчиков, указывающие, что топлива осталось 450 кг.

Одновременно с включением красных лампочек дублируется отключение подкачивающих насосов пятых групп.

ПРИМЕЧАНИЯ: а/ подкачивающие насосы шестых групп включаются перед полетом и выключаются после полета на земле при полностью ^{ис}оставленных двигателях.

Таким образом, при включенной системе СЭТС-260Д в работе подкачивающих насосов можно установить двенадцать этапов, представленных в таблице № 3.

Таблица № 3

ПОРЯДОК РАБОТЫ ПОДКАЧИВАЮЩИХ НАСОСОВ И ВКЛЮЧЕНИЕ СИГНАЛЬНЫХ ЛАМПОЧЕК

*перевести
Томасова
из моды
баков*

№ № по порядку этапов работы	Режим работы насосов групп						Горят сигнальные лампочки					
	0	I	II	III	IV	V	Синие в группе	Зеленые в группе	Желтые	Красные		
	кол.	кол.	кол.	кол.	кол.	кол.	кол.	кол.	колич.	колич.		
1	●	○	○	○	○	○	0.	I	0,VI	6	2	-
2	○	●	○	○	○	○	0, I	2	I,VI	6	-	-
3	○	●	●	○	○	○	0, I, II	3	I, II, VI	8	-	-
4	○	○	●	○	○	○	0, I, II	3	II, VI	6	-	-
5	○	○	●	●	○	○	0, I, II, III	4	II, III, VI	8	-	-
6	○	○	○	●	○	○	0, I, II, III	4	III, VI	6	-	-
7	○	○	○	●	●	○	0, I, II, III, IV	5	III, IV, VI	8	-	-
8	○	○	○	○	●	○	0, I, II, III, IV	5	IV, VI	6	-	-
9	○	○	○	○	●	●	0, I, II, III, IV, V	6	IV, V, VI	8	-	-
10	○	○	○	○	○	●	0, I, II, III, IV, V, VI	6	V, VI	6	-	-
11	○	○	○	○	○	○	0, I, II, III, IV, V	6	VI	4	2 табло 1550 кг	-
12	○	○	○	○	○	○	0, I, II, III, IV, V	6	IV	4	2 табло 1550 кг 2 табло 1550 кг	-

- - насос выключен,
- - насос работает на "дежурном" режиме,
- ◐ - насос работает на "номинальном" режиме,
- ◑ - насос работает на "форсированном" режиме.

в/ РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РАСХОДОМ ТОПЛИВА

Ручным управлением выработкой топлива пользоваться только в случае отказа автоматического. Ручное управление расходом топлива отличается от автоматического только ручным включением и выключением подкачивающих насосов групп в строго принятом порядке расхода. Сигнализация автоматика расхода топлива работает при ручном управлении расходом также, как и при автоматическом (при включенных и исправных обоих блоках автоматики или хотя бы одном из двух).

При ручном управлении расходом топлива необходимо переключатели "Автоматы расхода топлива" и "дежурные помпы", "левые" и "правые" поставить в положение "включено", а переключатель "управление питанием" - в положение "ручное". Насосы шестых групп баков включаются на ослабленный (дежурный) режим работы.

Для расхода топлива из нулевой группы переключатель ручного управления ставится в положение "включено", после чего насосы начинают работать на номинальном режиме. Насосы шестых групп переключаются на номинальный режим работы. Загораются две желтые лампочки - сигнализации работы насосов шестых групп на номинальном режиме работы.

После выработки всего топлива из нулевой группы и части топлива из шестых групп нижний сигнализатор датчика СЭТС-260Д нулевой группы, заблокированный с сигнализатором шестой группы, включает первую синюю лампу, указывающую на необходимость включения

насосов первой группы, при этом насосы нулевой группы необходимо выключить насосы шестых групп переключаются на ослабленный (дежурный) режим работы. Две желтые сигнальные лампы гаснут.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: Выключателем аварийного перевода насосов дежурных групп на номинальный режим пользоваться только в полете в случае погасания лампочек сигнализации номинального режима насосов дежурных групп в момент выработки топлива из бак-кессонов и дежурных групп до остатка 1000 ± 50 литров. При включении насосов I групп выключатель аварийного перевода насосов дежурных групп обязательно выключить. Расход топлива будет происходить из первых групп, где насосы будут работать на номинальном режиме.

При остатке в одной из первых групп $317+345 \pm 100$ л от нижнего сигнализатора датчика СЭТС-260Д подается сигнал на зажигание второй синей лампочки, указывающей на необходимость ручного включения насосов второй группы. Когда выключатель второй группы ставится в положение "Включено", этим самым насосы первой группы включаются на форсированный режим, что обеспечивает продолжение расходования топлива из первой группы до полной его выработки.

При полной выработке топлива из первой группы зеленые лампочки могут мигать вследствие того, что напор насосами не создается, и тогда насосы выключают (насосы можно выключать при начале выработки из второй группы, замеченной по показывающему прибору СЭТС-260Д).

Таким образом, включение последующих групп производит по загоранию соответствующей синей лампочки. Выключение насосов выработанных групп производят по миганию зеленых ламп или при начале расхода в последующей группе.

Включение каждого переключателя сопровождается включением насосов данной группы на номинальный режим и переводом насосов предыдущей группы на форсированный режим.

Все этапы работы подкачивающих насосов и порядок включения сигнальных ламп, приведенные в таблице № 3, сохраняются и для ручного управления расходом топлива.

Д. СИСТЕМА ЦЕНТРАЛИЗОВАННОЙ ЗАПРАВКИ ТОПЛИВОМ.

Для облегчения и ускорения заправки самолета топливом, кроме обычной заправки через четырнадцать верхних заливных горловин, на самолете смонтирована система централизованной заправки, которая позволяет производить заправку всех баков самолета топливом с одной точки.

Заправка производится с расходом до 500 л/мин при давлении в заправочной магистрали до 3,5 кг/см².

В систему централизованной заправки (фиг. 38) входят:

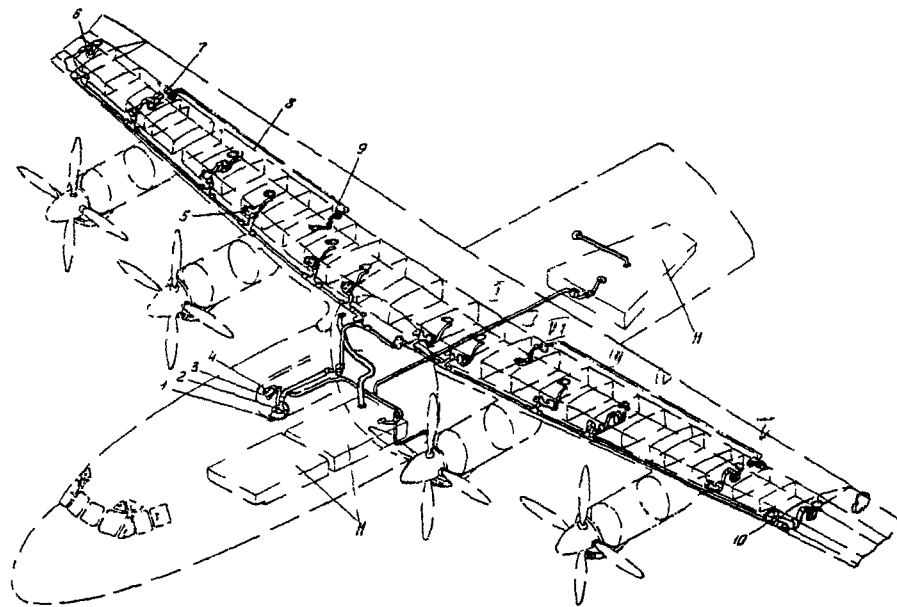
- 1/ стандартная заправочная горловина с обратным клапаном /2/;
- 2/ заправочные краны /5/ с электромеханизмом МЗК-3;
- 3/ поплавковые клапаны /6, 9/;
- 4/ вакуумные клапаны /10/;
- 5/ трубопровод и арматура;
- 6/ электропиток заправки;
- 7/ сигнализаторы давления /3, 4/;
- 8/ сливной краник /1/.

Для соединения системы заправки со шлангом автозаправщика в передней части правого обтекателя шасси установлена стандартная заправочная горловина. Подход к заправочной горловине обеспечивается через легкоосъемный лючок.

От заправочной горловины трубопровод $\varnothing 50 \times 48$ мм идет в обтекатель шасси в районе шпангоута № 25 вводится через обшивку фюзеляжа в грузовую кабину. Поднимаясь

по правому борту фюзеляжа по шпангоуту № 25, трубопровод на переднем лонжероне центроплана разделяется на два направления и вводится через обшивку фюзеляжа на передний лонжерон правого и левого полукрыльев, где подводится к бакам-кессонам и к расходным бакам №№ -2,3,5,7 и 9 /нулевая, первая, вторая, третья, четвертая и пятая группы). Соединение трубопровода с баками производится через заправочные краны /5/, которые закреплены фланцем своего корпуса непосредственно к фланцу бака. Назначение заправочного крана - открыть доступ топлива в баки при заправке и закрыть доступ по достижении топливом требуемого уровня.

У1-е группы (баки №№ 4 и 4а) не имеют проводки от магистрали заправки и заправочных кранов. Они заправляются подкачивающими насосами /7/ У групп по магистралям подпитки /8/ одновременно с заправкой самих У-х групп. В магистралях подпитки имеются обратные клапаны (см.фиг. 24), которые предотвращают перетекание топлива из У1 групп в У при стоянке самолета.



Фиг. 38 Принципиальная схема системы централизованной заправки.

1 - сливной краник; 2-заправочная горловина, 3-сигнализатор давления СД-24а, 4-сигнализатор давления СД-29А, 5-заправочный кран, 6-поплавковый клапан, 7-подкачивающий насос бака №№ 9, 8-магистраль подпитки У1 группы, 9-поплавковый клапан; 10-вакуумный клапан, 11-подпольные баки.

Закрытие заправочных кранов и выключение подкачивающих насосов У-х групп происходит автоматически от сигнализаторов в датчиках топливомера СЭТС-260Д. Для этого каждый датчик, установленный в баках №№ 2, 3, 4, 5, 7, 9 и баке-кессоне, кроме сигнализаторов, предназначенных для автоматического управления подкачивающими насосами при выработке (см. главу "Система автоматики расходования и изменения количества топлива СЭТС-260Д"), имеет еще по одному сигнализатору /в верхней части датчика/ специально для автоматического управления заправочными кранами и выключения подкачивающих насосов У-х групп (см. фиг.37), а в датчике шестой группы еще один сигнализатор для открытия крана заправки пятой группы.

Для предохранения баков от переполнения топливом на случай, если заправочные краны автоматически не закрылись по какой-либо причине, за каждым заправочным краном внутри

бака установлен поплавковый клапан (фиг. 42), который прекращает доступ топлива в бак при определенном уровне его, независимо от положения запорочного крана.

Для предохранения от переполнения топливом У1 (дежурной) группы магистраль подпитки внутри баков № 4 заканчивается также поплавковым клапаном /9/.

Для возможности слива или откачки топлива из трубопровода после окончания заправки в районе I4 нервыры установлены на трубопроводе вакуумные клапаны, которые сообщают внутреннюю полость трубопровода с атмосферой при разряжении в трубопроводе. Трубопровод от вакуумного клапана диаметром 12x10 мм выведен в атмосферу через обшивку носка крыла, а около заправочной горловины установлен сливной краник /1/.

Для контроля за давлением в системе централизованной заправки к заправочной горловине подсоединено два сигнализатора давления СД-29А /4/ и СД-24А/3/ трубопроводом диаметром 6x4 мм.

Управление централизованной заправкой производится с электрощитка (фиг. 39), установленного в правом обтекателе массы, вблизи от заправочной горловины, и закрытого лючком.

На электрощитке заправки имеются:

а) выключатели "Питание системы заправки для включения блоков автоматики БАС-52-3С (входящих в комплект СЭТС-260Д);

б) сигнальная лампа с зеленым светофильтром "Топливо подано", которая загорается при срабатывании сигнализатора давления СД-29А (при наличии в трубопроводе давления выше $0,15 \text{ кг/см}^2$);

в) сигнальная лампа с красным светофильтром "Критическое давление", которая загорается при срабатывании сигнализатора давления СД-24А (при наличии в трубопроводе давления выше $3,5 \text{ кг/см}^2$);

г) двенадцать переключателей нажимного типа ручного управления заправочными кранами;

д) двенадцать сигнальных ламп (по числу заправочных кранов) с синим светофильтром, характеризующие состояние заправочных кранов, которые горят при полностью закрытых кранах и гаснут при их открытии;

е) двенадцать сигнальных ламп с желтым светофильтром, которые горят при полностью заправленных группах;

ж) выключатель "Сигнализация давления";

и) автоматы защиты;

к) переключатели "Автоматическая заправка" левых и правых групп;

л) сигнальная лампа с красным светофильтром сигнализации наличия переменного тока в системе заправки;

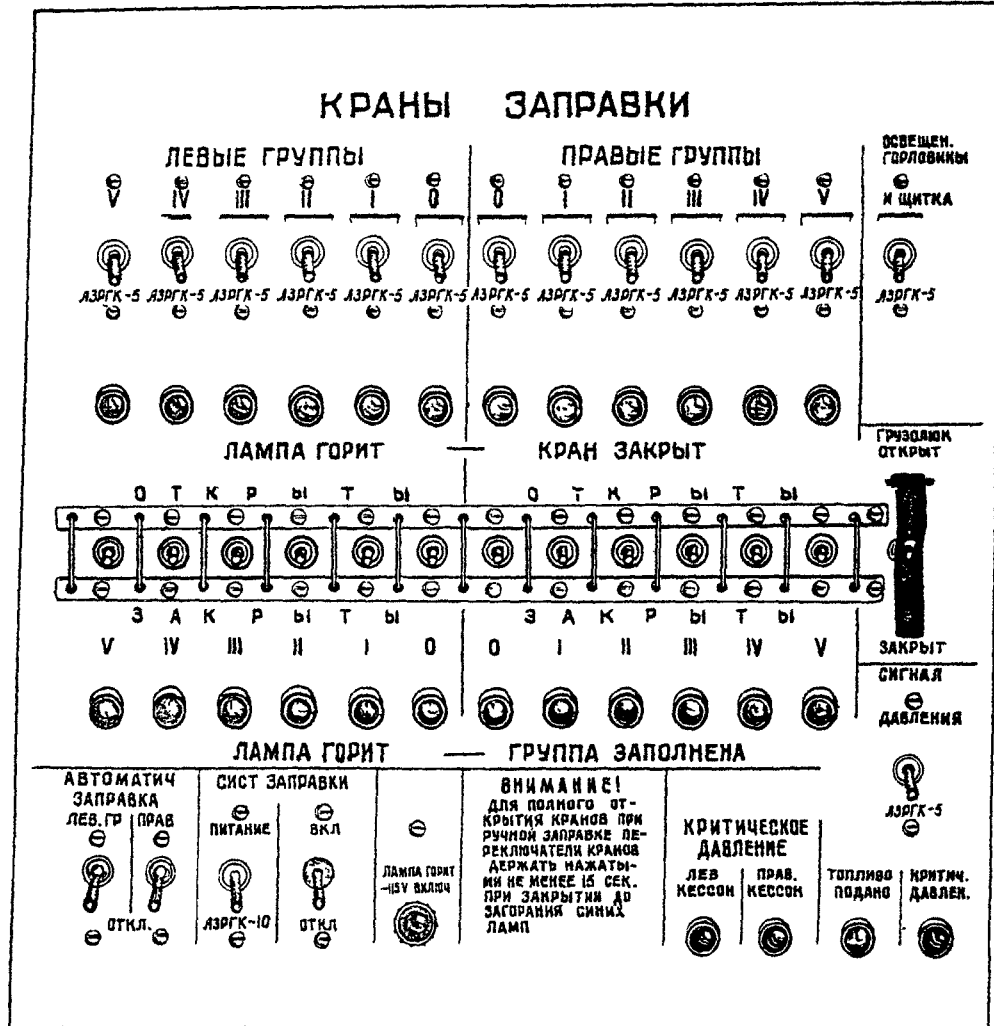
м) выключатель освещения горловины и щитка заправки.

н) сигнальные лампы критического давления в кессонах.

Управление централизованной заправкой может быть автоматическое, когда открытие и закрытие заправочных кранов происходит от сигнализаторов в датчиках топливомера СЭТС-260Д, и ручное, когда открытие заправочных кранов производится с помощью нажимных переключателей, установленных на электрощитке заправки, а закрытие - от сигнализаторов в датчиках топливомера.

При автоматическом управлении централизованной заправкой обеспечивается строго определенная последовательность заправки групп, а именно, в порядке, обратном расходованию: У1, У, IV, III, II, I и 0 группы.

При ручном управлении централизованной заправкой можно одновременно заправлять топливом все группы самолета /не допуская большой разницы в количествах топлива между правой и левой системами/ или в любые из них по выбору.



Фиг. 39. Шиток управления системой централизованной заправки.

При автоматическом управлении централизованной заправкой работа автоматики происходит в следующей последовательности:

1. При включении всех АЗР управления кранами зажигаются сигнальные лампы с синим светофильтром, сигнализируя, что заправочные краны находятся в положении "Закрыто".

При включении выключателя "Сигнализация давления", двух выключателей "Питание системы заправки" система подготовлена для работы.

При подаче топлива в заправочную горловину на электропитке заправки загорается зеленая лампочка "Топливо подано" от сигнализатора давления СД-29А при наличии в трубопроводе давления не менее $0,15 \text{ кг/см}^2$.

При установке переключателей "Автоматическая заправка" в положение "Включено" открываются заправочные краны на баках № 9 /У группы/, включаются на номинальный режим подкачивающие насосы У группы, и гаснут синие сигнальные лампочки кранов этих групп. Топливо, попадая в баки У группы, частично остается там, частично перекачивается по магистралям /8/ подпитки дежурных групп в баки УІ группы.

2. Когда в У группе уровень топлива при заправке достигнет объема $\approx 92\%$ от полной емкости, автоматически от верхнего сигнализатора датчика СЭТС-260Д зажигается желтая сигнальная лампочка полной заправки У группы, закрывается заправочный кран этой группы и открывается заправочный кран ІУ группы /следующей по очереди заправки/. Заправка У группы прекращается, и начинается заправка ІУ группы. При этом синяя сигнальная лампочка крана ІУ группы гаснет почти одновременно с загоранием желтой сигнальной лампочки У группы, а синяя сигнальная лампочка крана У группы зажигается через 7-13 секунд после зажигания соответствующей желтой сигнальной лампочки.

За время заправки У группы ее насос успевает перекачать около 300 литров топлива в УІ группу, и, когда закрывается заправочный кран У группы, подкачивающий насос не выключается и продолжает заправку УІ группы за счет перекачивания топлива из У группы. Сигнальная желтая лампа полной заправки У группы погаснет.

Когда в УІ группе топливо достигнет количества 940 ± 50 л, третий сверху сигнализатор в датчике бака № 4 /УІ группа/ подает сигнал на открытие заправочного крана У группы, при этом баки У группы почти пусты. Синяя лампочка крана У группы вновь погаснет. Пока происходит вторичная заправка У группы, продолжается дозаправка и УІ группы.

Когда в УІ группе уровень топлива достигает объема $\approx 95\%$ от полной емкости, автоматически от верхнего сигнализатора датчика топливомера СТЭС-260Д выключается подкачивающий насос соответствующей У группы, после чего идет дозаправка самой У группы и при полной ее заправке закрывается заправочный кран, зажигается желтая лампочка полной заправки и синяя сигнальная лампочка крана У группы. Одновременно с этим продолжается заправка топливом ІУ группы.

3. Когда в ІУ группе уровень топлива при заправке достигнет объема $\approx 95\%$ от полной емкости, автоматически от верхнего сигнализатора датчика СЭТС-260Д закрывается заправочный кран ІУ группы и открывается заправочный кран ІІІ группы.

При этом зажигается желтая сигнальная лампочка полной заправки ІУ группы, почти одновременно гаснет синяя сигнальная лампочка крана ІІІ группы, и через 7-13 секунд зажигается синяя сигнальная лампочка крана ІУ группы.

Заправка ІУ группы прекращается, и начинается заправка ІІІ группы.

4. Когда в ІІІ группе уровень топлива при заправке достигнет объема $\approx 95\%$ от полной емкости, автоматически от верхнего сигнализатора датчика СЭТС-260Д закрывается заправочный кран ІІІ группы, и открывается заправочный кран ІІ группы.

При этом зажигается желтая сигнальная лампочка полной заправки ІІІ группы, почти одновременно с этим гаснет синяя сигнальная лампочка крана ІІ группы, и через 7-13 секунд зажигается синяя сигнальная лампочка крана ІІІ группы.

Заправка ІІІ группы прекращается, и начинается заправка ІІ группы.

5. Когда во II группе уровень топлива при заправке достигнет объема $\approx 95\%$ от полной емкости, автоматически от верхнего сигнализатора датчика СЭТС-260Д закрывается заправочный кран II группы и открывается заправочный кран I группы.

При этом загорается желтая сигнальная лампочка полной заправки II группы, почти одновременно с этим гаснет синяя сигнальная лампочка крана I группы, и через 7-13 секунд загорается синяя сигнальная лампочка крана II группы.

Заправка II группы прекращается и начинается заправка I группы.

6. Когда в I группе уровень топлива при заправке достигает объема $\approx 90\%$ от полной емкости, автоматически от верхнего сигнализатора датчика СЭТС-260Д закрывается заправочный кран I группы и открывается заправочный кран 0 группы.

При этом загорается желтая сигнальная лампочка полной заправки I группы, почти одновременно с этим гаснет синяя сигнальная лампочка 0 группы, и через 7-13 секунд загорается синяя сигнальная лампочка крана I группы.

Заправка I группы прекращается и начинается заправка 0 группы.

7. Когда в 0 группе уровень топлива при заправке достигнет объема $\approx 85\%$ от полной емкости, автоматически от верхнего сигнализатора датчика СЭТС-260Д закрывается заправочный кран 0 группы. При этом загорается желтая сигнальная лампочка полной заправки 0 группы, и через 7-13 секунд загорается синяя сигнальная лампочка крана 0 группы.

Заправка 0 группы, а значит всего самолета, заканчивается.

Если при заправке давление в трубопроводе достигнет величины $3,5 \text{ кг/см}^2$, срабатывает сигнализатор давления СД-24А, который загорает красную сигнальную лампочку "Критическое давление" на электропанели заправки, при этом необходимо уменьшить давление топлива снижением оборотов насоса на автозаправщике.

При ручном управлении заправкой заправочные краны открываются с помощью нажимных переключателей в любом порядке и количестве, а закрываются автоматически от верхнего сигнализатора в датчиках СЭТС-260Д, как и при автоматическом управлении заправкой.

Повторного открытия крана заправки 5 группы не происходит, когда топливо из нее будет перекачено в 6 группу, поэтому кран заправки 5 группы следует открыть вручную вторично после погасания желтой лампочки 5 группы.

После окончания заправки необходимо проверить количество топлива в 6 группах, которого должно быть не менее 1200 кг по топливомеру. При меньшем количестве - произвести дозаправку 6 групп через заливные горловины.

ВНИМАНИЕ: Для полного открытия заправочного крана нажимной переключатель необходимо удерживать в положении "Открыто" не менее 15 секунд, а для полного закрытия - удерживать в положении "Закрыто" до загорания соответствующей сигнальной лампочки.

Сигнальные лампочки синие /сигнализация закрытого положения крана/ и желтые /сигнализация полной заправки группы/ работают как и при автоматическом управлении заправкой.

После заправки топливо из трубопровода должно быть полностью откачено обратно в топливозаправщик или слито в тару.

Для слива топлива в случае невозможности его откачки необходимо отсоединить стандартный наконечник от шланга заправщика, подставить тару под горловину и открыть обратный клапан заправочной горловины с помощью заправочного наконечника или открыть сливной краник около горловины и произвести слив топлива через него.

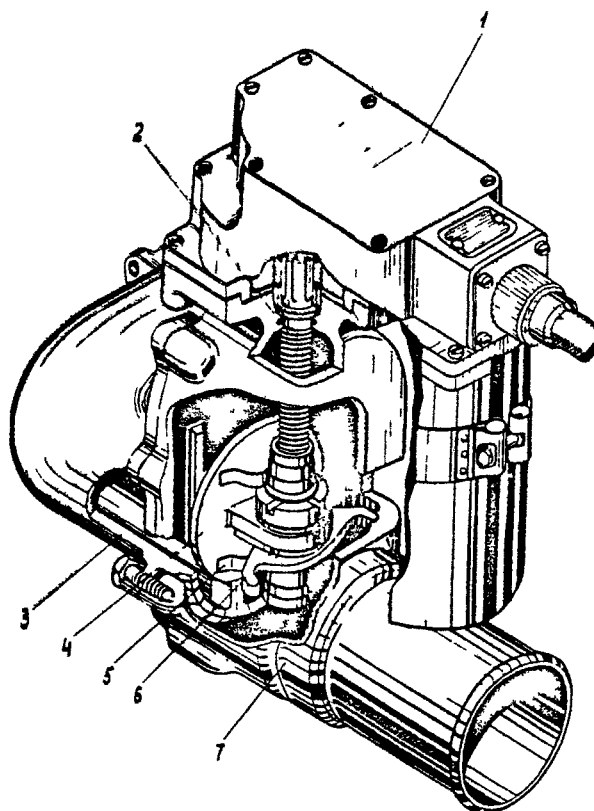
1. Заправочный кран

Заправочный кран /фиг. 40 / представляет собой кран заслоночного типа с приводом от электромеханизма МЭК-3 /1/.

Электромеханизм МЭК-3 имеет шлицевое соединение с ходовым винтом /2/, вращаясь ходовой винт перемещает траверсу /6/ и заслонку /4/, закрепленную на траверсе с некоторой свободой. При этом заслонка, скользя по притертой поверхности крышки крана

/3/, закрывает или открывает отверстие выходного патрубка.

Заслонка прижимается к притертой поверхности крышки двумя плоскими пружинами /5/, закрепленными на траверсе /6/.



Фиг. 40 Заправочный кран.

1 - электромеханизм МЭК-3; 2 - ходовой винт; 3 - крышка крана;
4 - заслонка; 5 - пружина; 6 - траверса; 7 - корпус.

2. Поплавковые клапаны

Поплавковые клапаны /фиг. 41 и 42 / обеспечивают прекращение подачи топлива в баки при их наполнении до требуемого уровня, если заправочные краны по какой-либо причине автоматически не закроются или не выключится подкачивающий насос на баке №9.

На фиг. 41 показан поплавковый клапан, установленный в баках № 4. Когда бак пуст - клапан открыт весом поплавка /10/. По мере поступления топлива в бак поплавок всплывает, и поднимаясь вместе с топливом, поворачивает свой рычаг, который через звено /5/ поворачивает рычаг /7/ с закрепленным на нем клапаном /4/.

Чем выше поднимается поплавок, тем меньше становится проходное сечение между седлом и тарелкой клапана. Как только уровень топлива достигнет установленного предела, тарелка клапана закроет доступ топлива в бак.

На фиг. 42 показан гидравлический поплавковый клапан, установленный в магистрали заправки за каждым заправочным краном.

Устанавливается клапан внутри бака.

Клапан состоит из литого корпуса /13/, в который запрессован бронзовый стакан, поршня /6/ с уплотнительными кольцами /5/, кинематически не связанного с поплавком /11/, пружины /3/ и крышки /2/.

Уплотнение поршня выполнено с помощью двух чугунных уплотнительных колец /5/.

Работа клапана показана на фиг. 43 и происходит следующим образом: топливо под давлением, создаваемым насосом топливозаправщика подводится через кран к клапану и, действуя на головку поршня /4/, отжимает его вниз, тем самым сообщая заправочный трубопровод с полостью бака, и заполняет его.

Одновременно топливо через калиброванное отверстие /3/ в головке поршня поступает во внутреннюю его часть и через отверстие /7/ в крышке клапана /6/ сливается также в бак.

В это время уровень топлива в баке находится внизу, поплавок опущен в отверстие /7/ в крышке клапана открыто.

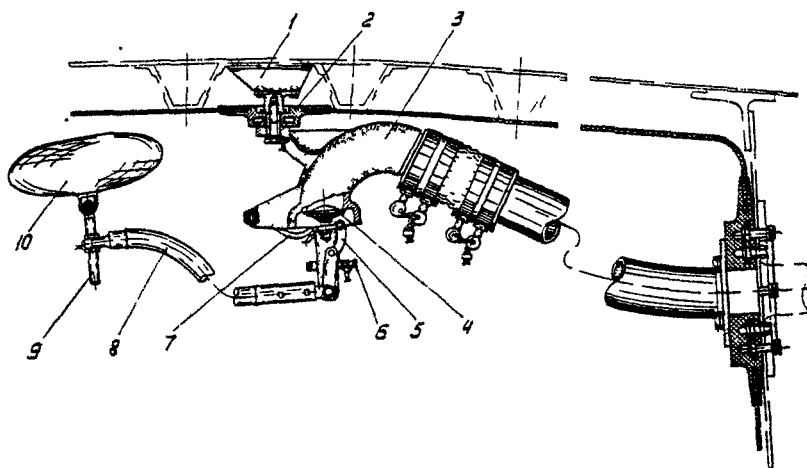
По мере наполнения бака поплавок всплывает и закрывает клапаном /8/ отверстие /7/ в нижней крышке, прекращая вытекание в бак топлива, попадающего в подпоршневое пространство через калиброванное отверстие /3/ в головке поршня. Давление в подпоршневой зоне выравнивается с давлением над поршнем, создаваемым заправщиком.

Под действием пружины 3 поршень 6 поднимается вверх и доводится до упора в седле корпуса 13 и удерживается в закрытом положении усилием, создаваемым за счет разности площадей внутренней части головки поршня и сечения горловины корпуса, совместно с усилием пружины.

3. Вакуумный клапан

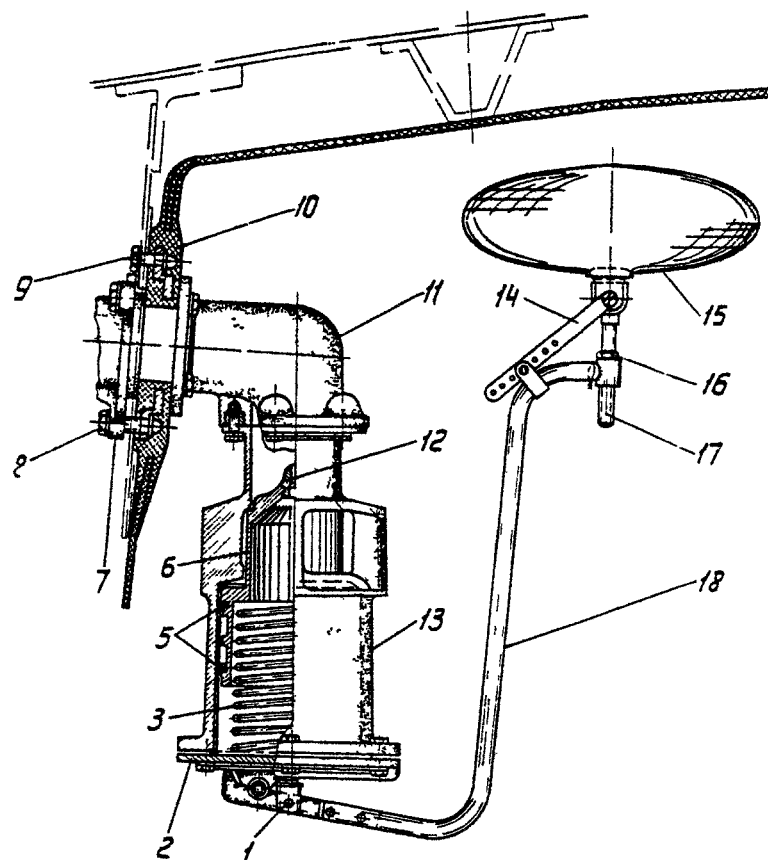
Вакуумный клапан /фиг 44/ состоит из штуцера /1/, ввернутого в корпус /5/, в котором помещен клапан /6/. Клапан имеет направляющую /4/, которая устраняет возможность перекоса клапана и его заедание при работе.

В закрытом положении клапан удерживается пружиной /7/, а в момент заправки дополнительно прижимается к седлу давлением топлива, перекрывая выход в атмосферу. При вакууме в трубопроводе заправки, равном 0,07 кг/см², клапан открывается и сообщает трубопровод с атмосферой, позволяя слить топливо после заправки.



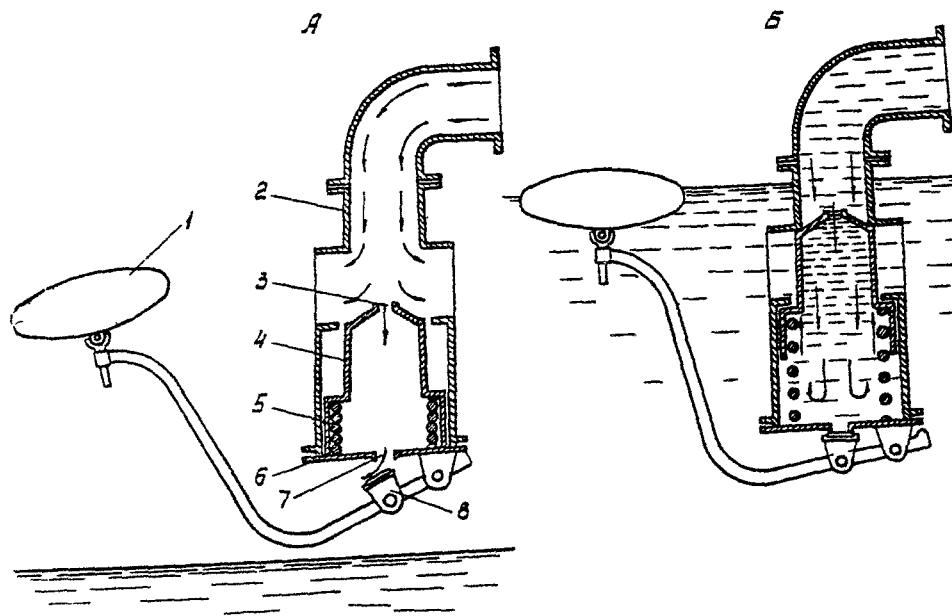
Фиг. 41 Установка предохранительного поплавкового клапана в баках № 4.

- 1 - кронштейн; 2 - фланец бака; 3 - корпус; 4 - клапан с резиновой прокладкой;
5 - звено; 6 - регулируемый упор; 7 - рычаг клапана; 8 - рычаг поплавка;
9 - ушковый болт; 10 - поплавок.



Фиг. 42 Установка поплавкового клапана гидравлического типа

1 - клапан, 2 - крышка, 3 - пружина, 5 - уплотнительное кольцо /чугунное/,
 6 - поршень, 7 - кран централизованной заправки, 8 - болт крепления крана,
 9 - болт крепления фланца бака, 10 - фланец бака, 11 - переходник, 12 -
 киклер, 13 - корпус, 14 - контрольная пластина поплавка, 15 - поплавок,
 16 - контргайка, 17 - ушковый болт, 18 - рычаг поплавка.



Фиг.43. Принципиальная схема работы поплавкового клапана гидравлического типа

А - открытое положение при заправке; Б - закрытое положение.
 1 - поплавок; 2 - корпус; 3 - калиброванное отверстие; 4 - поршень;
 5 - пружина; 6 - крышка клапана; 7 - сливное отверстие; 8 - клапан.

4. Трубопроводы

Трубопроводы системы централизованной заправки выполнены из труб марки АМГМ. Патрубки, установленные на обшивке фюзеляжа при входе трубопровода в грузовую кабину и выходе трубопровода из нее, выполнены штампованными из листа нержавеющей стали марки Х18Н9Т. Тройники, с помощью которых осуществлено соединение магистрали заправки с заправочными кранами, выполнены частично из труб марки АМГМ и частично штампованными из листа алюминиевого сплава марки АМц.

На концах труб и патрубков, изготовленных из алюминиевых сплавов, приварены стаканы из труб диаметром 50х47 мм для увеличения жесткости трубопровода на участках установки гибких соединений. Это сделано для устранения возможности повреждения трубопровода при затяжке хомутов на гибких соединениях. Трубопровод закреплен к элементам конструкции с помощью специальных кронштейнов унифицированными хомутами. Отдельные участки трубопровода соединены гибкими соединениями со шлангами специального назначения по ТУ 1707-62 МКП с перемычкой металлизации и унифицированными хомутами.

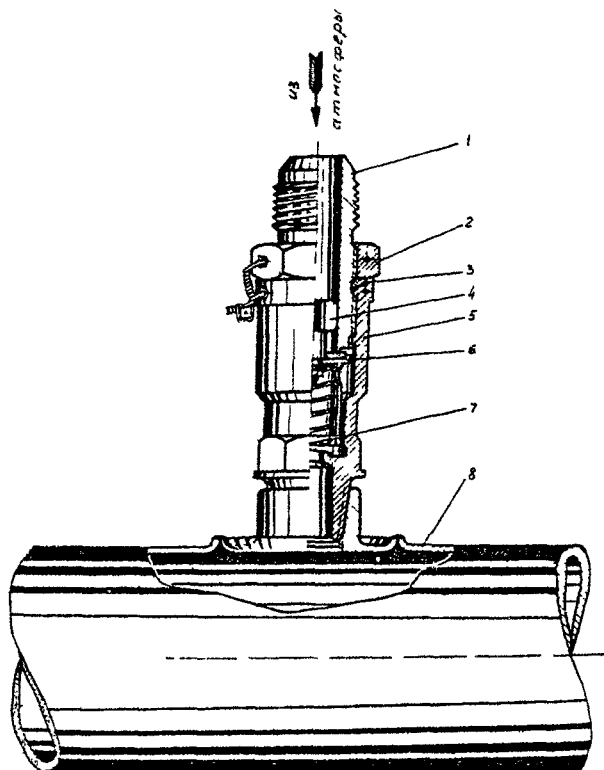
Е. СИСТЕМА ДРЕНАЖА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Система дренажа топливных баков обеспечивает нормальное расходование топлива из баков и не допускает при этом разряжения в баках.

На самолете применена система дренажа открытого типа. Принципиальная схема системы дренажа топливных баков представлена на фиг.45 и 46.

Все мягкие баки имеют общую систему дренажа, а баки-кессоны имеют каждый свою собственную систему, не связанную с системой дренажа мягких баков.

Система дренажа мягких топливных баков состоит из заборника атмосферного воздуха /1/; трубопроводов, дренажных угольников /2/, посредством которых трубопровод соединен с баками, двух вакуумных клапанов /4/ и двух обратных клапанов /6/, двух бачков 18 и 16 для сбора топлива, попавшего в дренажный трубопровод.



Фиг. 44 Вакуумный клапан.

1 - штуцер; 2 - контргайки; 3 - прокладка; 4 - направляющая клапана; 5 - корпус; 6 - клапан; 7 - пружина; 8 - трубопровод заправки.

Заборник атмосферного воздуха расположен на носке правого крыла, ниже хорды, между второй и третьей нервюрами, благодаря чему в баках создается давление выше атмосферного за счет скоростного напора воздушного потока.

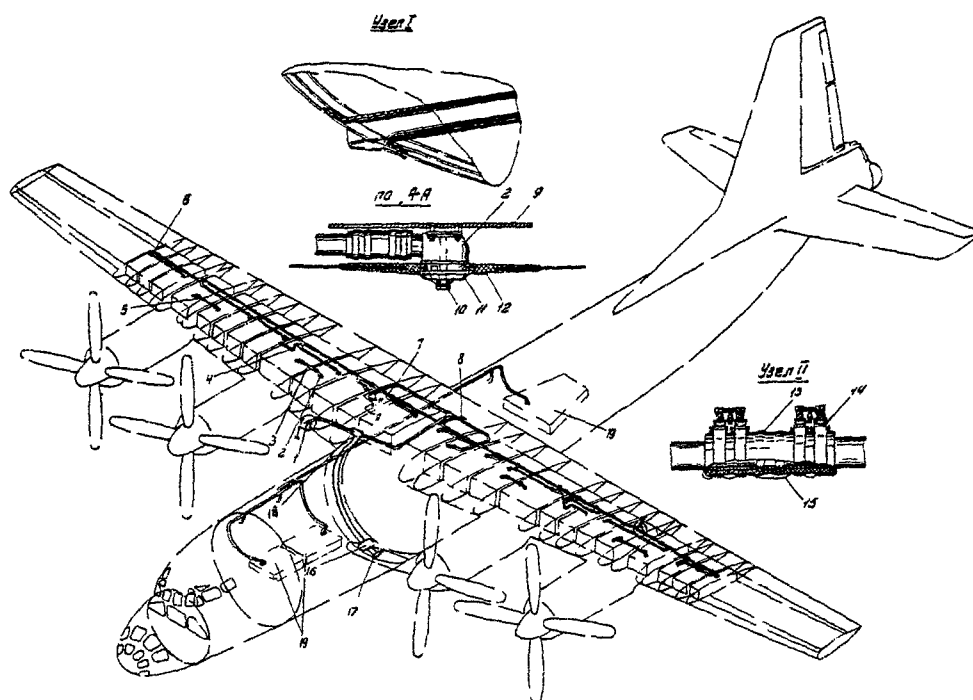
Установка такого заборника показана в узле I фиг.45

Заборник дренажа обогревается вместе с носком крыла при включении противообледенительной системы.

От заборника воздух поступает по трубопроводу диаметром 32x30 мм, проложенному по переднему лонжерону и нервюре № 0 центроплана, к тройнику внутри центроплана у заднего лонжерона, где, разделяясь на два направления, воздух подводится по трубопроводу через дренажные угольники к бакам № 2 правой и левой половин крыла. Через межбаковое дренажное соединение воздух попадает в баки № I, а из них через дренажные угольники - в дренажный коллектор диаметром 27x25 мм, проложенный между стрингерами № 3,4 верхней панели крыла над всеми баками.

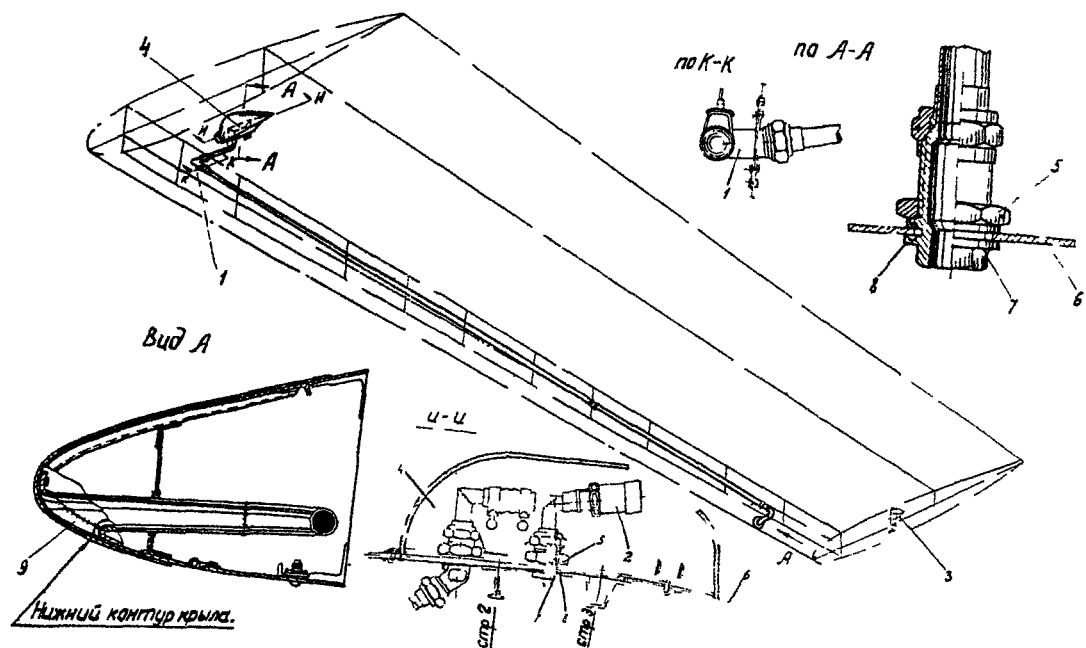
Дренажные угольники крепятся к верхней обшивке крыла и стрингерам, а бак своим фланцем I2 крепится к угольнику с помощью специального фланца/II/ и болта/IO/ с шайбой /см.сеч.А-А фиг 45 /.

Дренажный трубопровод, подведенный к расходным бакам каждой группы, до подсоединения к соответствующему дренажному угольнику, делает петлю над этой группой баков для того, чтобы топливо не могло перетекать из одной группы в другую по трубопроводу



Фиг. 45. Принципиальная схема системы дренажа мягких топливных баков.

- 1-заборник дренажной системы, 2-угольник, 3-дренажная перемычка баков №4А, 4-вакуумный клапан, 5-дренажная перемычка баков №8 и 8А, 6-угольник с обратным клапаном, 7-обратный клапан системы НГ, 8-трубопровод системы НГ, 9-верхняя обшивка крыла, 10-болт, 11-фланец, 12-фланец бака, 13-дрот, 14-хомут, 15-перемычка металлизации. 16-дренажный бачок, 17-сливной кран, 18-дренажный бачок, 19-подпольные баки.



Фиг.46. Схема системы дренажа бака-кессона.

1-угольник, 2-комбинированный клапан, 3-сигнализатор давления СДУ-1А-012, 4-обтекатель, 5-контрогайка, 6-верхняя обшивка ОЧК, 7-штуцер, 8-прокладка, 9-заборник дренажа.

дренажной системы при различных эволюциях самолета.

В пределах каждой группы баки соединены между собой дренажными фланцами, по которым воздух из расходных баков попадает в другие баки группы. Соединительные дренажные фланцы установлены в верхней части боковых стенок баков. Исключение составляют баки № 4 и 4А, 8 и 8А, которые соединены между собой специальными дренажными перемычками /3,5/ из труб диаметром 27x25 мм. Бак № 4 соединен с баком № 4А, а бак № 8 - с баком № 8А.

При выпадении в трубопроводе конденсата обеспечивается слив его по двум направлениям: на участке от заборника до баков № 2 правой и левой систем - в сторону заборника, а на участке общего дренажного коллектора - в сторону баков № II, где в конце петли установлен угольник /6/ с обратным клапаном. Клапан предохраняет коллектор от попадания в него топлива из бака № II при эволюциях самолета.

Для предохранения топливных баков от разряжения при повреждении дренажного трубопровода или при случайной закупорке заборника в общий дренажный коллектор каждой половины крыла врезан между нервюрами № 4 и 5 вакуумный клапан /4/, который при вакууме в системе соединяет дренажный коллектор с атмосферой. Трубки от вакуумных клапанов диаметром 12x10 мм выведены в атмосферу через нижнюю панель крыла, вблизи заднего лонжерона около нервюры № 6.

Конструкция вакуумного клапана показана на фиг.47.

Клапан состоит из корпуса /3/, в который ввернут штуцер /5/ с закрепленной на скобе /2/ тарелкой клапана /1/. Клапан корпусом /3/ ввернут в штуцер, приваренный к общему дренажному коллектору, а к резьбовому концу штуцера /5/ подсоединен трубопровод

По переднему лонжерону в районе I-2 нервюры крыла в системе трубопровода дренажа установлен дренажный бачок I8 /фиг.45/ для сбора топлива, попавшего в дренажный трубопровод при эволюциях самолета. Дренажный бачок I8 соединен трубопроводом с дренажным бачком I6, установленным в правом обтекателе шасси. На бачке I6 имеется сливной кран I7 для слива топлива после полета. В обшивке обтекателя для слива предусмотрен специальный лючок.

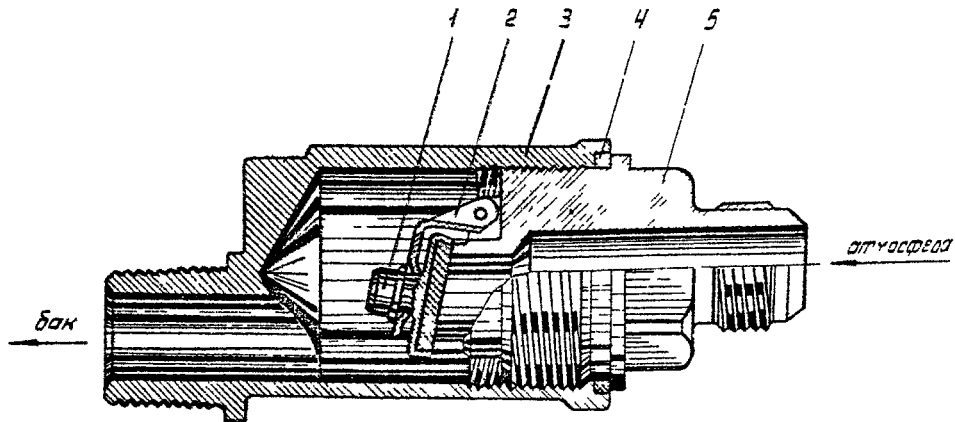
Дренаж баков-кессонов открытого типа выполнен отдельно для каждого из них и показан на фиг.46. Ниже приводится описание системы дренажа одного бака-кессона:

Заборник дренажа /9/ расположен в носке крыла у нервюры 23, ниже хорды, благодаря чему обеспечивается повышенное давление в баке-кессоне за счет скоростного напора воздушного потока. Установка заборника показана в виде А фиг.46. Для предохранения от обмерзания заборник дренажа обогревается вместе с носком крыла при включении противобледенительной системы. От заборника дренажа проложен трубопровод диаметром 22x20 мм вдоль переднего лонжерона крыла до нервюры I4а.

На стенке переднего лонжерона у нервюры I4а герметично приклепан угольник /1/ для ввода дренажного трубопровода внутрь кессона. От угольника дренажный трубопровод идет к штуцеру, установленному на верхней панели крыла, к которому подсоединена С-образная труба с разъемом, второй конец которой соединяется со штуцером /7/, установленным на верхней съемной панели крыла. Второй конец штуцера выведен в верхнюю часть бака-кессона над топливом. Штуцера крепятся к верхней панели крыла контргайками /5/, герметичность достигается за счет установки прокладок /8/. С-образный патрубок над поверхностью крыла закрыт обтекателем /4/, который крепится винтами к панели крыла. В V-образный патрубок ввернут комбинированный клапан 2, который служит:

а/ для автоматического сброса давления внутри кессона в атмосферу при повышении давления в кессоне,

б/ для автоматического соединения кессона с атмосферой при вакууме в кессоне.



Фиг. 47. Вакуумный клапан.

1- клапан, 2- скоба, 3- корпус, 4- прокладка, 5- штуцер.

Комбинированный дренажный клапан является клапаном механического типа и состоит из предохранительного клапана и вакуумного клапана, объединенных в одном корпусе.

Предохранительный клапан открывается внутривесонным давлением, когда оно превышает давление наружного воздуха на величину при:

$t = + 20^{\circ} \pm 5^{\circ}$	на $0,1 \pm 0,01 \text{ кг/см}^2$
$t = + 80^{\circ} \pm 5^{\circ}$	- $0,09 \pm 0,15 \text{ кг/см}^2$
$t = - 55^{\circ} \pm 5^{\circ}$	- $0,09 \pm 0,25 \text{ кг/см}^2$

Вакуумный клапан открывается давлением атмосферного воздуха, когда оно превышает давление внутри кессона на величину $0,03 \pm 0,08 \text{ кг/см}^2$.

Для сигнализации повышенного давления в баке кессоне к его внутренней полости подключен сигнализатор СДУ-1А-0,12, который срабатывая, включает сигнальную лампочку на щитке управления системой централизованной заправки.

На крышке лючка гермостенки 23 нервюры крыла имеется штуцер, к которому подсоединяется трубка отбора давления СДУ-1А-0,12.

Трубопровод системы дренажа топливных баков выполнен из труб марки АМГМ, соединенных между собой и с арматурой гибкими дюритовыми соединениями /см. узел П фиг. 45 / и ленточкой металлизации. Тройники, расположенные в средней части крыла, сварены из труб и листового материала марки АМГМ. Дренажные угольники - литые из сплава АЛ-9.

Трубопровод закреплен к верхней обшивке крыла с помощью текстолитовых колодочек. Металлизация трубопровода выполнена медными лужеными перемычками, проложенными в колодочках. В остальных местах трубопровод закреплен к каркасу крыла с помощью хомутов и кронштейнов.

VI. СИСТЕМА ЗАПОЛНЕНИЯ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ НЕЙТРАЛЬНЫМ ГАЗОМ /НГ/

Система нейтрального газа /фиг. 48 / служит для заполнения освобождающегося от топлива пространства в баках смесью воздуха с углекислым газом /СО₂/ в целях создания в них взрывобезопасной среды, а также в качестве дополнительного средства тушения пожара на самолете.

В систему нейтрального газа входят :

- а) шесть огнетушителей ОСУ-5 с углекислотой /4/;
- б) одноступенчатый понижающий редукционный клапан /5/;
- в) дроссель ;
- г) электроподогреватель газа /6/;
- д) электроподогреватель дросселя /3/;
- е) электрообогреваемые чехлы огнетушителей ОСУ-5;
- ж) электрообогреватель редукционного клапана;
- з) блок из двух электромагнитных кранов /782000-2/;
- и) обратные клапаны /9,10/;
- к) трубопроводы /1,2,8/;
- л) жиклеры /16,26/;
- м) поплавковый клапан /27/.

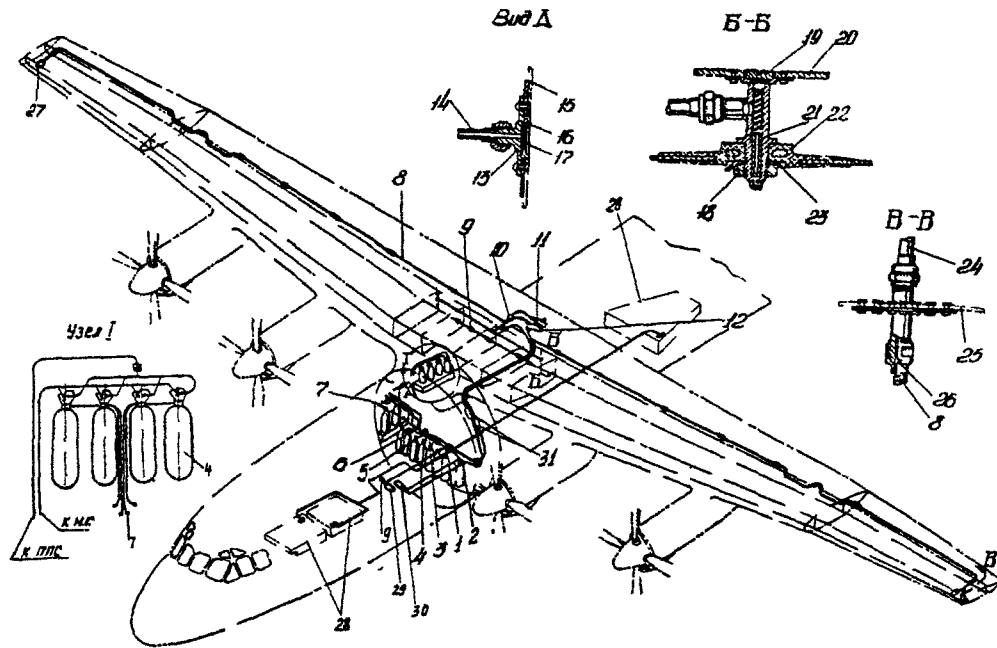
Источником нейтрального газа СО₂ является жидкая углекислота, находящаяся в шести огнетушителях ОСУ-5, размещенных в фюзеляже под полом грузовой кабины на шпангоуте № 27, рядом с огнетушителями ОС-8М противопожарной системы.

Установка огнетушителей показана на фиг 56

Все огнетушители соединены между собой параллельно и имеют общий вывод в трубопровод, подводящий углекислый газ к редукционному клапану /5/.

Для обеспечения нормальной работы редукционного клапана перед ним установлен подогреватель газа /6/.

Для исключения засорения жиклеров перед редукционным клапаном установлен фильтр (см. фиг. 48а), состоящий из штампованных (материал АК-6) корпуса и крышки. В корпусе установлен сетчатый фильтр, а под крышкой установлено уплотнительное кольцо.



Фиг. 48. Принципиальная схема системы нейтрального газа.

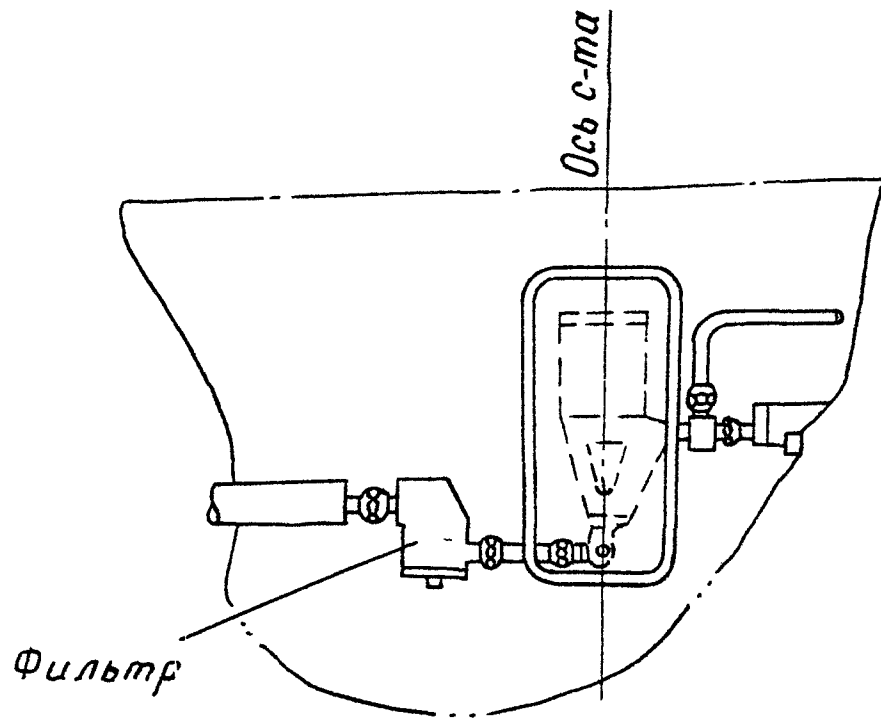
1 - трубопровод подвода НГ к блоку электромагнитных кранов, 2 - трубопровод подвода НГ к системе дренажа мягких баков, 3 - электроподогреватель дросселя, 4 - огнетушитель ОСУ-5, 5 - редукционный клапан, 6 - электроподогреватель газа, 7 - сигнальное устройство самопроизвольной разрядки огнетушителей, 8 - трубопровод подвода НГ к бак-кессону, 9 - обратный клапан Т6102-190-2, 10 - обратный клапан Т6102-190-2, 11 - электромагнитный кран подачи НГ в бак-кессон, 12 - эл. магнитный кран подачи НГ в первую группу баков, 13 - корпус сигнального очка, 14 - трубка, 15 - обшивка фюзеляжа, 16 - пружина, 17 - сигнальное очко, 18 - гайка, 19 - заглушка, 20 - верхняя панель центроплана, 21 - жиклер, 22 - фланец бака, 23 - шайба, 24 - трубка внутри бака-кессона, 25 - стенка лонжерона, 26 - жиклер, 27 - поплавковый клапан, 28 - подпольные баки, 29 - электромагнитный кран подачи НГ в подпольные баки, 30 - электромагнитный кран подачи НГ в дренажную систему, 31 - отстойник.

Редукционный клапан понижает давление углекислого газа, поступающего из огнетушителей с давлением до 150 кг/см^2 , до величины $3,5^{+0,5}_{-0,2} \text{ кг/см}^2$. Для обеспечения нормальной работы редукционный клапан установлен в коробке, которая имеет электронагревательные элементы.

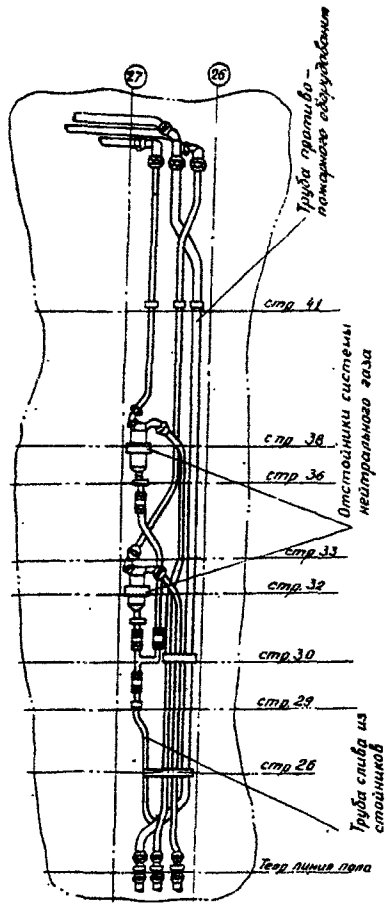
Выходя из редуктора, газ попадает в корпус электроподогревателя, в котором установлен жиклер с диаметром отверстия $1,08 \text{ мм}$. Жиклер обеспечивает заданный расход газа и установлен в корпусе электроподогревателя $/3/$ для исключения обмерзания калиброванного отверстия при работе.

Из корпуса электроподогревателя жиклера газ подводится трубопроводом $/2/$ диаметром $12 \times 10 \text{ мм}$, проложенным по левому борту фюзеляжа между шпангоутами № 26 и 27 и под левым залком центроплана, к штуцеру на заднем лонжероне центроплана у нервюры № 0. От штуцера идет трубопровод, подводящий газ к левому и правому коллекторам дренажной системы баков, с которыми он соединяется через обратный клапан $/9/$. Обратный клапан устраняет возможность попадания топлива из дренажной системы в трубопровод системы нейтрального газа.

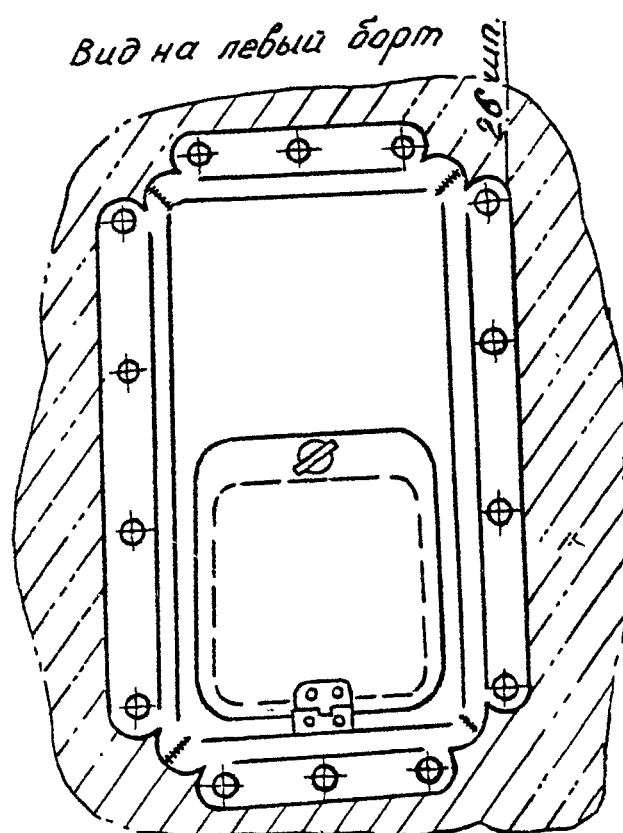
Для подачи углекислого газа в бак-кессон за редукционным клапаном $/5/$ установлен тройник, от которого идет трубопровод $/1/$, подводящий газ к блоку электромагнитных кра-



Фиг. 48а. Установка фильтра в систему нейтрального газа.
/Вид против полета на 27 шпангоут/.



Фиг.486. Установка отстойников в систему нейтрального газа.
/Вид на левый борт изнутри самолета/.



Фиг. 48в. Лючок для подхода к крану отстойника системы Н.Г.

нов, установленному за задним лонжероном центроплана на левом блоке электромагнитных кранов противопожарной системы.

При открытом кране /11/ углекислый газ, проходя обратный клапан /10/, по трубопроводу /8/ подводится в бак-кессоны. Под накидную гайку трубопровода в месте его соединения со штуцером бака-кессона установлен жиклер /26/ с отверстием $\varnothing 0,92A_3$, который обеспечивает необходимый расход углекислого газа.

Для предотвращения попадания топлива из бак-кессона в трубку НГ внутри кессона трубка НГ заканчивается поплавковым клапаном /27/.

Для сохранения защитной концентрации углекислого газа в первой группе баков при резком снижении самолета предусмотрена дополнительная подача углекислого газа через второй электромагнитный кран /12/ в блоке в баки № 2, для чего от крана идет трубопровод к бакам № 2, с которыми соединяется через форсунки с жиклерами $\Phi 1,45A_3$. В трубопровод включен обратный клапан для исключения попадания керосина в трубопровод нейтрального газа.

Для исключения попадания топлива из дренажной системы к баллонам ОСУ-5 в трубопроводах подачи НГ к электромагнитному клапану 7820002 и к дренажной системе установлены два отстойника со сливными кранами (см.фиг. 48б) на левом борту фюзеляжа между 26-27 шпангоутами. От сливных кранов выведен трубопровод за борт фюзеляжа.

Для подхода к кранам в облицовке грузовой кабины установлены два лючка (см. фиг. 48в).

Подогреватель газа, редукционный клапан и электроподогреватель жиклера установлены под полом грузовой кабины и закреплены к стенке шпангоута № 27.

Для обеспечения непрерывной подачи углекислого газа из огнетушителей на них одеты чехлы, имеющие нагревательные элементы.

Для предохранения от перегрева огнетушителей и редукционного клапана на чехлы обогрева установлены термовыключатели. При включении электрообогрева термовыключатели поддерживают необходимый для нормальной работы тепловой режим агрегатов.

Управление системой электродистанционное — с помощью шести переключателей, установленных на средней панели приборной доски летчиков. Тремя переключателями производится включение элементов обогрева системы, четвертым — взрыв пиропатронов в огнетушителях, пятым — открытие магистралей подачи углекислого газа в нулевые группы /бак-кессонов/ и шестым — открытие магистралей подачи углекислого газа на снижение (в первые группы) и из основной системы.

В левой части доски установлены сигнальные лампочки с зеленым светофильтром, сигнализирующие открытое положение электромагнитных кранов.

Система нейтрального газа рассчитана на боевую обстановку.

Включение системы производится перед вылетом. Разрядка огнетушителей производится в три очереди.

Сначала включается обогрев подогревателей газа, редукционного клапана, жиклера и огнетушителей № 1 и 2, и производится взрыв пиропатронов этих огнетушителей.

При взрыве пиропатронов пробивается мембрана в головке огнетушителей, и углекислота, испаряясь, выходит в трубопровод.

Проходя через редукционный клапан, газ снижает давление и попадает в трубы дренажной системы, где, перемешиваясь с воздухом, образует взрывобезопасную смесь (не менее 23% углекислого газа в воздухе по объему), которой заполняется освобождаемое от топлива пространство в баках.

Для подачи углекислого газа в бак-кессоны на средней приборной доске включается переключатель подачи НГ в нулевую группу, при этом сигнальная лампочка крана нулевой группы загорается.

Через два часа полета включается вторая очередь огнетушителей, а еще через два часа включается третья очередь. За один час до начала разрядки следующей очереди включается ее обогрев, который остается включенным до конца полета. Соединение огнетушителей ОСУ-5 с противопожарной системой осуществляется через обратные клапаны

/ см.фиг. 56 /. На каждую пару огнетушителей установлен один обратный клапан. Обратные клапаны предотвращают попадание жидкости "3,5" из системы пожаротушения к огнетушителям ОСУ-5, а при разрядке огнетушителей ОСУ-5 в систему пожаротушения отсекают разряженные огнетушители от общей магистрали.

А. АГРЕГАТЫ СИСТЕМЫ

1. Огнетушитель ОСУ-5

Огнетушитель ОСУ-5, емкостью 8 литров, заряжен жидкой обезвоженной углекислотой /CO₂/ в количестве 5,7 ±0,1 кг.

Вес заряженного огнетушителя ≈ 16,9 кг.

Рабочее давление до 170 кг/см².

Огнетушитель состоит из стального, армированного баллона емкостью 8 литров и головки-затвора с сифонной трубкой.

Основным узлом огнетушителя является головка-затвор типа УЗПКМ, через который производится зарядка и выпуск углекислоты.

Головка-затвор имеет два прилива для пиропатронов и три штуцера. Через один штуцер производится выпуск углекислого газа в систему НГ, через второй штуцер производится выпуск жидкой углекислоты в систему пожаротушения, а под третий штуцер установлена предохранительная мембрана для защиты огнетушителя от взрыва.

При температуре углекислоты +50°С давление в огнетушителе повышается до 180-220 кг/см², вследствие чего предохранительная мембрана разрывается, и газ выходит в атмосферу через трубку /14, фиг. 48 /, выведенную к отверстию на борту фюзеляжа. При этом красное сигнальное очко /17/, закрывающее выходное отверстие, выбрасывается, что сигнализирует о самопроизвольной разрядке огнетушителя.

При разрядке огнетушителя в систему НГ выходной штуцер при разрыве мембраны сообщается с верхней частью баллона.

При разрядке огнетушителя в систему пожаротушения выходной штуцер, соединенный с этой системой, сообщается при открытии затвора с внутренней полостью баллона через сифонную трубку, которая обеспечивает выброс заряда в жидком состоянии.

2. Электроподогреватель газа и электроподогреватель жиклера.

Электроподогреватель газа состоит из трубки с приваренными фланцами и развальпованными концами, на которые одеты накидные гайки и ниппели. На трубку намотана нагревательная спираль. Спираль изолирована от трубки теплоизоляцией марки ТВЭЗ, а для уменьшения тепловых потерь снаружи обмотана теплоизоляцией. На трубку одет чехол для защиты спирали и изоляции от механических повреждений.

Электроподогреватель жиклера выполнен подобным образом, только корпус подогревателя изготовлен из материала Д16Т.

3. Обратный клапан.

Обратные клапаны, установленные в магистрали подачи НГ в нулевые и первые группы и в месте подключения системы НГ к дренажной системе одинаковы с вакуумным клапаном системы централизованной заправки /фиг. 44 / и отличаются только резьбовым концом корпуса.

Для увеличения дальности полета самолета АН-12Б, помимо основной топливной системы в переднем и заднем багажном отсеках фюзеляжа установлено 3 дополнительных топливных бака.

В переднем багажном отсеке фюзеляжа между шпангоутами 14-24 установлено 2 топливных бака, соединенных между собой фланцами питания и дренажа и образующих переднюю группу баков, емкостью 5760 литров. В заднем багажном отсеке между шпангоутами 33-41 установлен 1 мягкий топливный бак емкостью 4350 литров (задняя группа).

Установка баков в переднем багажном отсеке производится через люки, специально выполненные в полу фюзеляжа между шпангоутами 16-17 и 21-22.

Каждый бак имеет фланцы: заливной горловины, топливомера, подкачивающего насоса дренажа, сливного крана, нейтрального газа, централизованной заправки, люка, и крепления бака.

В первом баке передней группы заглушен фланец централизованной заправки, а во втором баке заглушен фланец заправочной горловины.

Крепление баков к конструкции фюзеляжа и к контейнерам осуществляется посредством фланцев и специальных металлических втулок. Фланцы обеспечивают надежное крепление баков, герметичность и крепление распорных обречей, вставленных внутрь баков. Обречи поддерживают верхние стенки баков от провисания, а у баков задней группы также распирают его по контуру контейнера, предотвращая бак от смещения в эксплуатации. Боковые стенки баков передней группы закреплены к контейнеру специальными фланцами.

Топливная система подпольных баков.

Для выработки топлива из баков подпольной группы на каждом из 3-х баков установлена подкачивающий насос (агр.463).

Подкачивающий насос первого бака передней группы установлен на стенке контейнера в районе шпангоута 15; насос второго бака передней группы установлен на стенке контейнера в районе шпангоута 24; насос заднего бака установлен на нижней стенке контейнера в районе шпангоута 35.

Давление за подкачивающими насосами передней группы контролирует установленные в трубопроводах за насосами датчики сигнализатора давления СДУ-2А-0,35. За насосом задней группы установлен датчик сигнализатора давления СДУ-2А-0,57. Сигнал от датчика введен на лампочку на щитке управления топливной системой. Щиток установлен на потолке кабины пилотов у правого летчика.

От подкачивающих насосов передней группы баков вдоль стенок контейнеров проложен трубопровод питания из материала АМГМ сечением 27 x 1 и в районе шпангоутов 24-25 через пол выведен на правый борт фюзеляжа.

От подкачивающего насоса бака задней группы трубопровод того же диаметра проложен на стенке контейнера и затем по низинкам шпангоутов выходит через пол на правый борт фюзеляжа в районе шпангоута 35 и идет к шпангоуту 25 на правом борту.

Трубопроводы от передней и задней группы соединяются тройником в зоне шпангоута 25. Общий трубопровод проходит в зоне центроплана и расходится через второй тройник на правую и левую стороны. В задле центроплана топливный трубопровод через специальные переходники подсоединен к заправочным кранам 1-ых групп крыльевых баков.

В линиях трубопровода от каждого насоса стоят обратные клапаны ПБ100-130-2 тарельчатого типа; от бака № 1 в районе 18-19 шпангоутов; от бака № 2 в районе 24 шпангоута; от заднего бака в районе 33 шпангоута.

Топливо из подпольных баков подается подкачивающимися насосами через заправочные краны в первые группы крыльевых баков.

Управление топливной системой подпольных баков осуществляется со щитка, расположенного на потолке кабины у правого летчика. На щитке находятся выключатели подкачивающих насосов, лампочки сигнализаторов давления за подкачивающими насосами, выключатели управления заправочными кранами первых групп крыльевых баков.

Указатель топливомера СЭТС-480А подпольных баков установлен на приборной доске правого летчика.

Для слива конденсата из топливного трубопровода передней группы баков установлен тройник с отводом сливной трубки $\varnothing 14 \times 1$ к сливному крану 636700А. Сливной кран расположен в районе 24 шпангоута. Подход к нему обеспечивается через лючок сливного крана У6110-380.

Слив конденсата и топлива из подпольных баков производится через сливные краны У6110-380, установленные на днище каждого бака. На обшивке фюзеляжа в районе сливных кранов имеются специальные лючки.

Система дренажа подпольных баков.

Дренаж подпольных баков осуществляется через дренажные угольники, установленные на дренажные фланцы каждого из 3-х баков.

От дренажных угольников трубопровод $\varnothing 27 \times 1$ через пол выведен на правый борт фюзеляжа; от первого бака передней группы в районе 13-14 шпангоутов; от второго бака передней группы в районе 24+25 шпангоутов; от заднего бака в районе 35+36 шпангоутов; затем трубопровод проложен по борту фюзеляжа и в районе 24+25 шпангоутов объединен в общий коллектор. Коллектор через обшивку фюзеляжа выведен в зализ центроплана и в районе 1+2 нервур крыла через тройник подсоединен к основной линии дренажного трубопровода крыльевых баков.

В фюзеляже в верхней точке дренажного трубопровода между шпангоутами 23-24 установлен вакуумный клапан, который обеспечивает дренаж подпольных баков при неисправности основной дренажной системы.

При аварийном снижении самолета, для нормального дренажирования подпольных баков, от основного трубопровода выполнено два отвода за борт фюзеляжа; один между шпангоутами 14+15, другой между 34+35.

Топливный и дренажный трубопровод внутри фюзеляжа закрыт облицовкой.

Система централизованной заправки.

Система централизованной заправки подпольных баков состоит из:

- заправочных кранов П5102-40,
- предохранительных поплавковых клапанов П6110-600,
- сливных кранов 607700/Т,
- системы контроля и управления,
- трубопроводов и арматуры.

Централизованная заправка подпольных баков осуществляется от основной системы заправки путем подсоединения к трубопроводу, через тройник в районе 25 шпангоута. От тройника трубопровод через пол подходит вниз в подпольное пространство и расходится ко второму баку передней группы и к заднему баку.

На задней стенке второго бака передней группы установлен заправочный кран П5102-40, через который заправляется передняя группа подпольных баков.

К заднему подпольному баку трубопровод проложен через нишу шасси и подсоединен к заправочному крану П5102-40, расположенному на передней стенке бака. Через этот кран заправляется задний подпольный бак. На машинах первых серий трубопровод проложен по правому борту фюзеляжа.

Заправочные краны прекращают доступ топлива в баки по достижении топливомером требуемого уровня. Краны закрываются автоматически от сигналов датчиков топливомеров.

Топливомеры установлены в первом топливном баке передней группы между шпангоутами 15 + 16; во втором баке передней группы между шпангоутами 23 + 24; в заднем баке между шпангоутами 35 + 36. В полу фюзеляжа имеются специальные лочки для установки топливомеров.

Для предотвращения переполнения баков (в случае если заправочные краны не закрываются автоматически), за каждым заправочным краном внутри бака установлен поплавковый клапан ПБ1Ю-600.

При централизованной заправке заправку передней и задней групп баков необходимо производить одновременно.

Управление заправкой подпольных баков производится на специальной щитке, расположенном рядом со щитком управления централизованной заправкой крыльевых баков.

Заправочные краны обеих групп баков открываются нажимными переключателями, установленными на этом щитке. Возле переключателей кранов установлены синие лампочки сигнализации положения кранов и желтые лампочки сигнализации полной заправки группы баков.

Для полного открытия заправочных кранов нажимные переключатели следует держать в положении "открыто" не менее 13 сек.

После окончания заправки топливо из трубопроводов заправки сливается через сливные краны 607700/Г, установленные в отсеке шасси, и при работе насоса топливозаправщика в режиме откачки, - через заправочную горловину.

Первые группы баков крыла заправляются централизованно от системы ССТС-260Д и заливные горловины в центроплане крыла.

Заправку подпольных баков можно производить вручную через заливные горловины.

Заливная горловина передней группы баков установлена на правом борту фюзеляжа между шпангоутами 14 + 15; заднего бака в хвостовой части правого обтекателя.

Система нейтрального газа.

Дополнительно к системе нейтрального газа серийного самолета АН-12Б на правом борту фюзеляжа между шпангоутами 27-30 установлены четыре баллона ОСУ-5 в чехлах с электрическим обогревом. Баллоны крепятся на специальных кронштейнах.

Нумерация баллонов Ю-9-8-7. Трубопровод Н.Г. от баллонов объединен в магистраль, проложенную по правому борту фюзеляжа в районе 26 + 27 шпангоутов и через пол проходит в противопожарный отсек, где через крестовину подсоединен к магистрали основной системы нейтрального газа.

Забор нейтрального газа на подпольные баки осуществляется от магистрали подачи Н.Г. в баки-кессоны; на стенке 27 шпангоута за редуктором в магистрали установлен тройник, отводящий трубку к крану 782000-1, управляемому подачей нейтрального газа в подпольные баки. В трубопроводе за краном установлен обратный клапан ТБ1Ю2-190-2.

После клапана трубы НГ опоясывают контейнер бака № 2 передней группы и подсоединены к корпусам жиклеров на баках № 1 и 2. В корпусе жиклера имеется штуцер с жиклерным отверстием $\varnothing 0,8A_3$, через которое поступает нейтральный газ в баки. Доступ к жиклерам осуществляется через лочки в панелях пола.

Для переднего бака жиклер НГ расположен в районе шпангоутов 18-19 с правой стороны; для второго бака первой группы в районе шпангоутов 19 + 20 с левой стороны.

Для заднего подпольного бака трубопровод проходит через стенку шпангоута 27, затем через нишу шасси и стенку шпангоута 33 и подсоединяется к корпусу жиклера, установленного на баке. Для заднего бака жиклер НГ расположен в районе шпангоутов 33-34 с левой стороны.

В связи с установкой подпольных баков основная система НГ доработана следующим образом:

В магистрали подачи нейтрального газа в систему дренажа установлен кран 782000-I, предотвращающий расход газа в крыльевые баки при заполнении нейтральным газом баков-рессонов и подпольных баков.

На средней приборной доске установлен двухпозиционный выключатель для включения на открытие кранов "основной" и "снижение".

При переводе тумблера на открытие крана "снижение" открывается одновременно и кран "основной".

При переводе тумблера на открытие крана "основной" открывается только этот кран.

Об открытии кранов сигнал дает установленная тут же зеленая лампочка .

Управление дополнительной системой НГ смонтировано на щитке, установленном на потолке у правого летчика.

Оно состоит из:

1. Двухпозиционного переключателя с нейтралью.

При включении в одно положение срабатывают пироголовки 7-го и 8-го баллонов в систему НГ. При включении в другое - срабатывают пироголовки 9-го и 10-го баллонов в систему НГ.

2. Двух выключателей. Одним из них включается обогрев баллонов 7 и 8, обогрев редуктора, дросселя и подогревателя газа. Другим - обогрев баллонов 9 и 10, а также обогрев редуктора, дросселя и подогревателя газа.

3. Выключателя управляющего краном подачи НГ в подпольные баки.

4. Лампочки сигнализации открытого положения крана.

Штуцера баллонов 7 и 8, 9 и 10 выпуска CO_2 в пожарную систему объединены коллектором. Трубопровод от коллектора подключен к магистрали пожарной системы под полом в районе шпангоута 27 фюзеляжа.

На дополнительной щитке пожаротушения над приборной доской установлена кнопка "Тушение нейтральным газом", при нажатии на которую пироголовки баллонов 7,8,9,10 сбрасывают и выпускают CO_2 в магистраль системы ППО.

УП. УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯМИ

Управление двигателями и контроль за их работой сосредоточены в кабине летчиков, где на левом и правом пультах и на средней панели приборной доски летчиков установлены все необходимые для этого агрегаты и приборы.

Управление двигателями сводится к управлению дроссельными кранами командно-топливных агрегатов (КТА) и к управлению клапанами останова двигателей (клапан полной срезки топлива), расположенными в КТА.

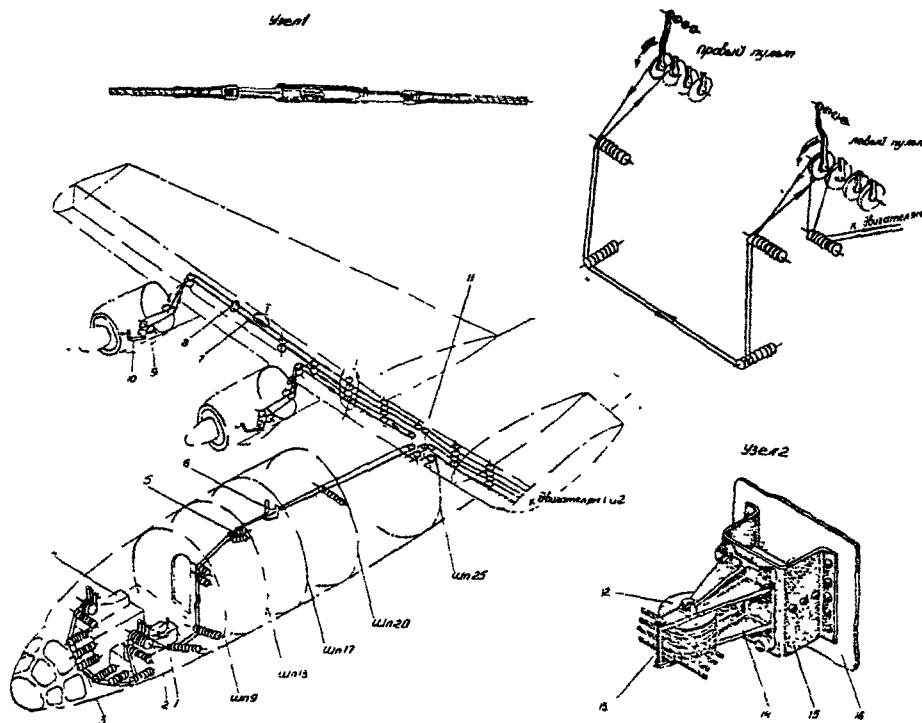
Поворот рычага дроссельного крана автоматически изменяет давление топлива перед рабочими форсунками, т.е. изменяет количество топлива, поступающего в камеру сгорания, а следовательно, и режим работы двигателя. Угол поворота рычага управления КТА характеризует режим работы двигателя и контролируется указателем поворота рычага газа УПРТ-2, датчики которого установлены на каждом КТА, а два 2-х стрелочных указателя установлены на средней панели приборной доски летчиков.

Управление дроссельными кранами КТА осуществляется с помощью тросовых проводок, а управление клапаном останова двигателей - электрическое.

Принципиальная схема управления двигателями представлена на фиг.

Систему управления двигателями составляют :

- а) пульты левого и правого летчиков (2,4);
- б) тросовая проводка (7), выполненная из тросов диаметром 2,5 мм ;
- в) кронштейны с роликами (4);
- г) концевые ролики с поводками (9);
- д) герметические выводы (5);
- е) кронштейн с коробкой концевых выключателей (II);
- ж) тяги (10), соединяющие самолетную систему с рычагом дроссельного крана КТА;
- з) Восемь тумблеров управления клапанами останова двигателей.



Фиг. 49 Принципиальная схема управления двигателями.

1- сектор стопорения управления; 2- левый пульт; 3 - тросовая проводка блокировки пультов; 4- правый пульт; 5 - гермовыводы; 6 - текстолитовая гребенка; 7-тросовая проводка; 8 --текстолитовая гребенка; 9- концевой кронштейн; 10- тяга; 11-кронштейн на переднем лонжероне; 12 - ролик; 13- ограничитель; 14- кронштейн; 15- подставка; 16- передний лонжерон.

Управление двигателями осуществляется рычагами с пультов левого и правого летчиков, где установлено по четыре рычага управления двигателями, поворачивающиеся на угол 60° , что соответствует повороту рычага управления дроссельными кранами КТА на угол 105° .

Описание пультов летчиков приведено в книге 6 технического описания.

Рычаги управления двигателями связаны между собой тросовой проводкой (3), что позволяет каждому летчику управлять всеми двигателями. С этой целью на левом пульте установлены ролики, имеющие две канавки; одну для тросов блокировки с правым пультом, вторую для тросов проводки к двигателям.

Соединительные тросы между пультами проложены между шпангоутами 5 и 6 фюзеляжа на кронштейнах с роликами, которые установлены на полу мостиков летчиков, на стрингерах № 12, 13 и 19, 21 фюзеляжа и на окантовке нижнего входного люка.

Тросы левого и правого пультов соединены между собой тандерами, которые позволяют производить необходимое натяжение тросов.

От левого пульта к соответствующему двигателю проложено по два троса. Тросы с роликов секторов газа опускаются вниз на стальной кронштейн с роликами, установленный на полу мостика, огибая ролики, тросы идут на кронштейны, установленные на полу экипажа у шпангоута № 8, а от него под полом кабины - к кронштейну на шпангоуте № 9. Поднимаясь вдоль стенки шпангоута № 9, тросы, огибая ролики на кронштейне у потолка кабины, поворачивают к шпангоуту № 13, на котором установлены кронштейн и герметические выводы. От кронштейна на шпангоуте № 13 тросы проходят через поддерживающую текстолитовую гребенку на шпангоуте 17, поддерживающие ролики на шпангоуте 20 и заканчиваются на кронштейне (II), установленном на переднем лонжероне центроплана, с роликами которого тросы соединяются неподвижно с помощью напрессованного на них шарика. С помощью кронштейна (фиг. 50), имеющего четыре оси (3) с установленными на них дюралевыми роликами (4), выполнена связь внутренней тросовой проводки с тросовой проводкой вне фюзеляжа. Тросовая проводка, начинающаяся на кронштейне (II, фиг. 49), проложена вдоль переднего лонжерона крыла по роликам (12), установленным на кронштейнах (14), которые закреплены через подставки (15) за стенку переднего лонжерона.

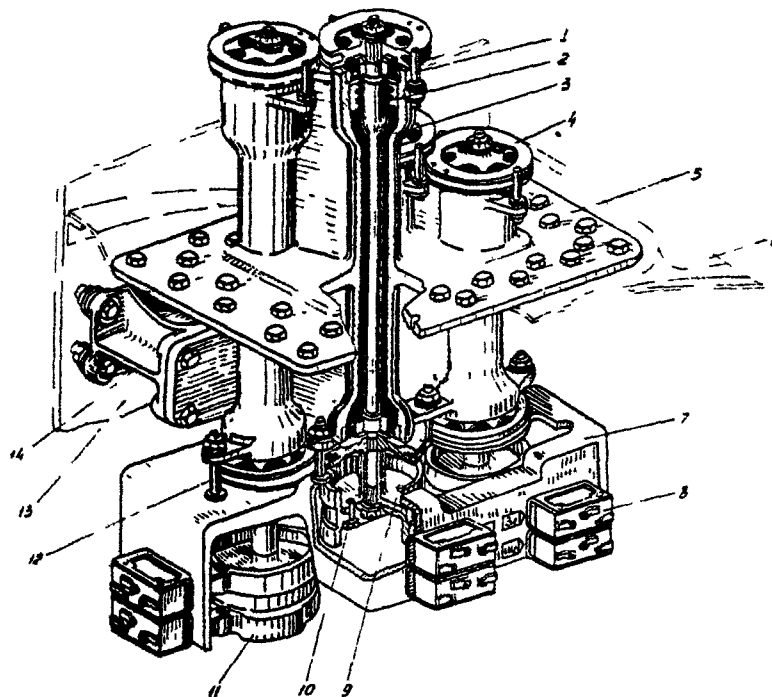
В районе двигателей (фиг. 51) соответствующая пара тросов, огибая ролики, поворачивается к силовому шпангоуту мотогондолы, где на левой стороне его установлены кронштейны с роликами. Пройдя силовой шпангоут, тросы идут на концевой кронштейн, закрепленный за узел крепления нижней крышки капота, на котором установлен дюралевый ролик, с прикрепленным поводком. Тросы неподвижно закрепляются на ролике с помощью болта с шайбой и гайкой.

Поводок концевой кронштейна соединен регулируемой тягой, имеющей с одного конца шарнирный подшипник с рычагом дроссельного крана КТА. На конце поводка имеется рифленка и паз, который позволяет изменять плечо крепления тяги при регулировке системы.

Вся тросовая проводка выполнена тросом марки КСАН диаметром 2,5 мм со стандартными усиленными наконечниками.

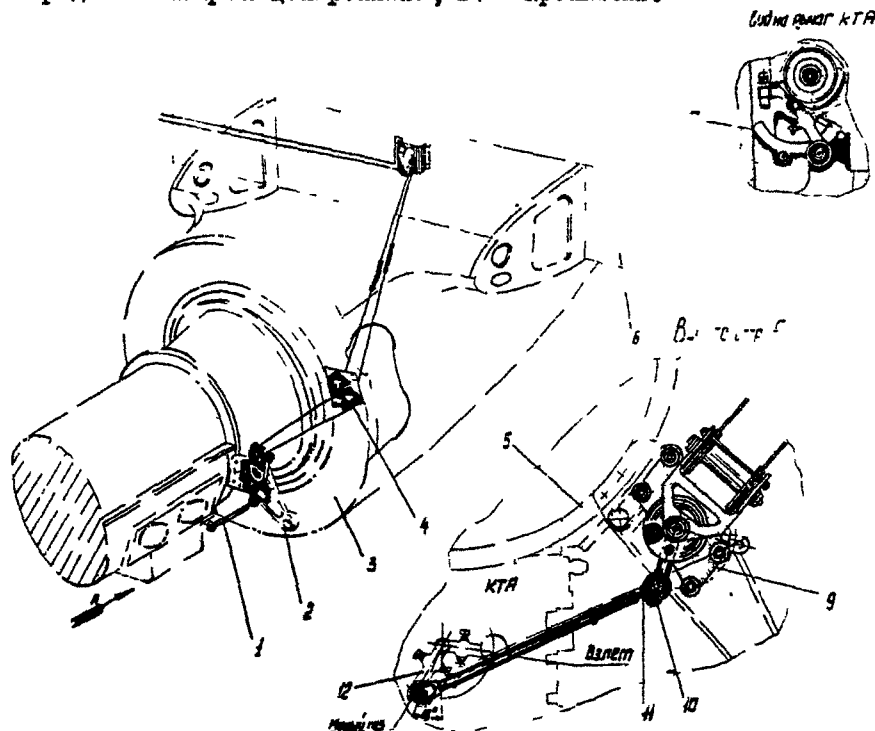
Наконечники имеют специальную маркировку: на тросах, натягивающихся при увеличении режима работы двигателя - Г1А, Г2А, Г3А и Г4А, на тросах натягивающихся при уменьшении режима работы двигателя - Г1Б, Г2Б, Г3Б и Г4Б. Соединенные между собой тросы имеют одноименную маркировку. Соединение тросов производится стандартными муфтами (тандерами), которые расположены в основной проводке на :

- а) тросах, поднимающихся вдоль шпангоута № 9;
- б) тросах между шпангоутами № 18 и 19 фюзеляжа;
- в) тросах, идущих вдоль переднего лонжерона крыла, между нервюрами № 2-3 и 7 - 8;
- г) тросах между передним лонжероном крыла и силовым шпангоутом мотогондолы.



Фиг. 50 Кронштейн системы управления двигателяй на переднем лонжероне центроплана.

1 - ограничитель; 2 - втулка; 3 - ось; 4 - ролик; 5 - кронштейн; 6 - обшивка фюзеляжа; 7 - коробка концевых выключателей; 8 - концевой выключатель; 9 - ролик; 10 - болт; 11 - ролик с кулачками; 12 - шпилька крепления коробки; 13 - передний лонжерон центроплана; 14 - кронштейн.



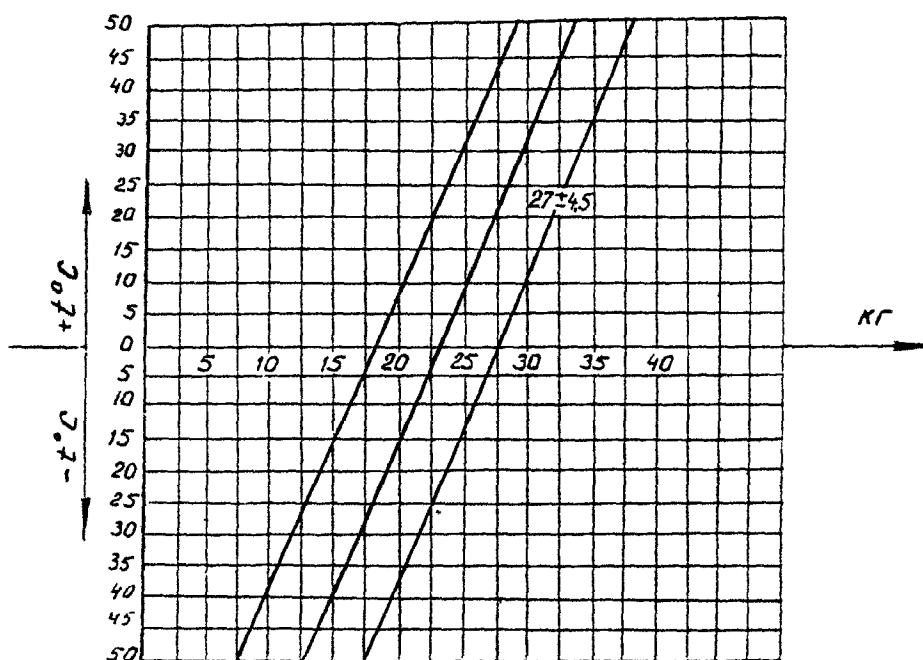
Фиг. 51 Схема прокладки системы управления двигателями в гондоле

1 - тяга; 2 - кронштейн крепления нижней капота; 3 - силовой шпангоут гондолы; 4 - кронштейн; 5 - фланец компрессора двигателя; 6 - передний лонжерон крыла; 7 - лимб КТА-5Ф; 8 - датчик УПР-2; 9 - ролик; 10 - поводок; 11 - ушко вилки; 12 - рычаг КТА-5Ф ; ..

Натяжение тросов производится с помощью тандеров согласно графику, показанному на фиг. 52. Тросы проложены по текстолитовым и дюралевым роликам, вращающимися на шарикоподшипниках.

Секторы управления двигателями представляют собой наборы рычагов с приклепанными к ним роликами. Ролики поставлены на общую ось и разделены между собой текстолитовыми прокладками. Один конец оси закреплен на кронштейне к боковой стенке пульта, другой - на кронштейне к верхней панели пульта. Рычаги управления двигателями заканчиваются шариками, закрепленными на них с помощью винтов. Шарики имеют маркировку номеров двигателей Г1, Г2, Г3, Г4. Рычаги Г2 и Г3 выше на 15 мм рычагов Г1 и Г4.

Сектор управления двигателями (фиг. 54), установленный на пульте левого летчика, имеет в конструкции фрикционный тормоз, стопор и упоры полетного малого газа, которые подтормаживают секторы газа на углу $16^{\circ}_{-10}^{+20}$ по УПРТ-2. Фрикционный тормоз представляет собой храповую муфту, к одной половине которой прикреплен рычаг (8), а вторая половина закреплена неподвижно.



Фиг. 52 График зависимости натяжения тросов управления двигателями от изменения температуры.

При движении рычага вперед косою скос одной половины муфты скользит по скосу второй половины, при этом толщина муфты увеличивается и происходит сжатие пакета сектора.

Сектор управления стопорением рулей и элеронов заблокирован с сектором управления двигателями при помощи тросов и ролика (фиг. 54) с прикрепленным ограничителем. При застопоренных рулях и элеронах ролик поворачивается, и ограничитель фиксирует рычаги управления таким образом, что без расстопорения рулей и элеронов невозможен взлет самолета.

Упоры (5) полетного малого газа установлены на откидывающих скобах, которые прижимаются пружинами (4) к пулту. На рычагах управления установлены ролики, которые при движении рычагов назад на углу 16° по УПРТ упрутся в упоры. Для снятия рычагов с упора полетного малого газа необходимо приложить усилие на каждый рычаг

5 кг вместо 3 кг, прикладываемых при движении рычагов до упора.

Герметические выводы (фиг. 53), установленные на стенке передней герметичной кабины (шпангоут № 13), выполнены из разъёмного корпуса (4) и резинового вкладыша (5), через каждый пропущен трос (6).

На корпусе кронштейна, установленного на переднем лонжероне центроплана, закреплена коробка с восемью концевыми выключателями (по два на каждый двигатель), а на осях кронштейна закреплены диски с кулачками.

Концевые выключатели включают сирену в двух случаях:

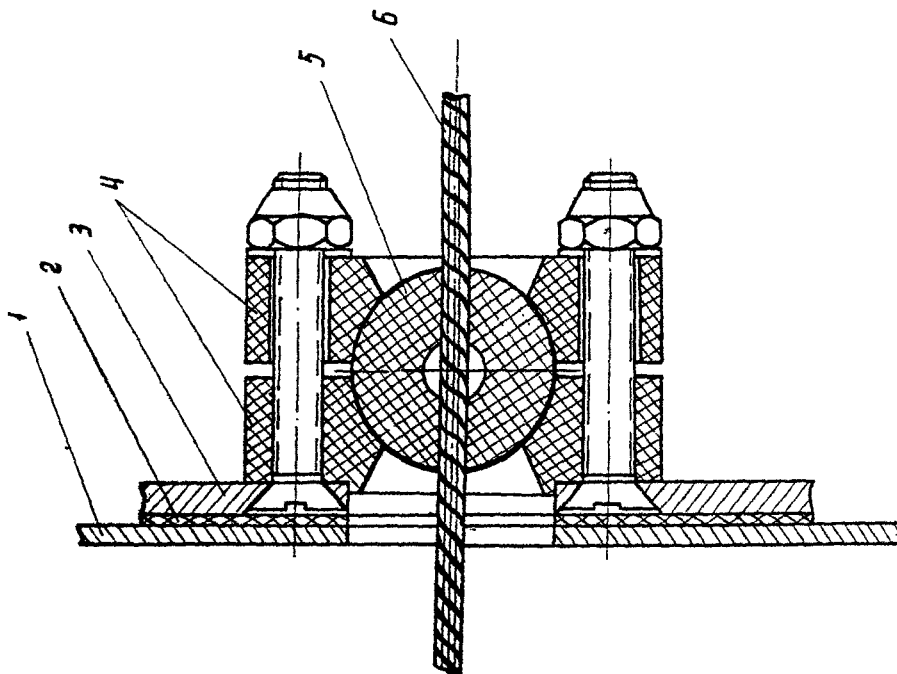
а) при переводе секторов газа вперед - на увеличение режима работы двигателей выше $55-69^{\circ}$ по УПРГ-2, когда шасси выпущены, а закрылки не выпущены на взлетный угол (сигнализация на взлете);

б) при переводе секторов газа назад на уменьшение режима работы двигателей ниже $31+30^{\circ}$ по УПРГ-2 - когда шасси не выпущено (сигнализация на посадке).

Сирена может быть выключена при необходимости кнопкой, установленной на пульте левого летчика.

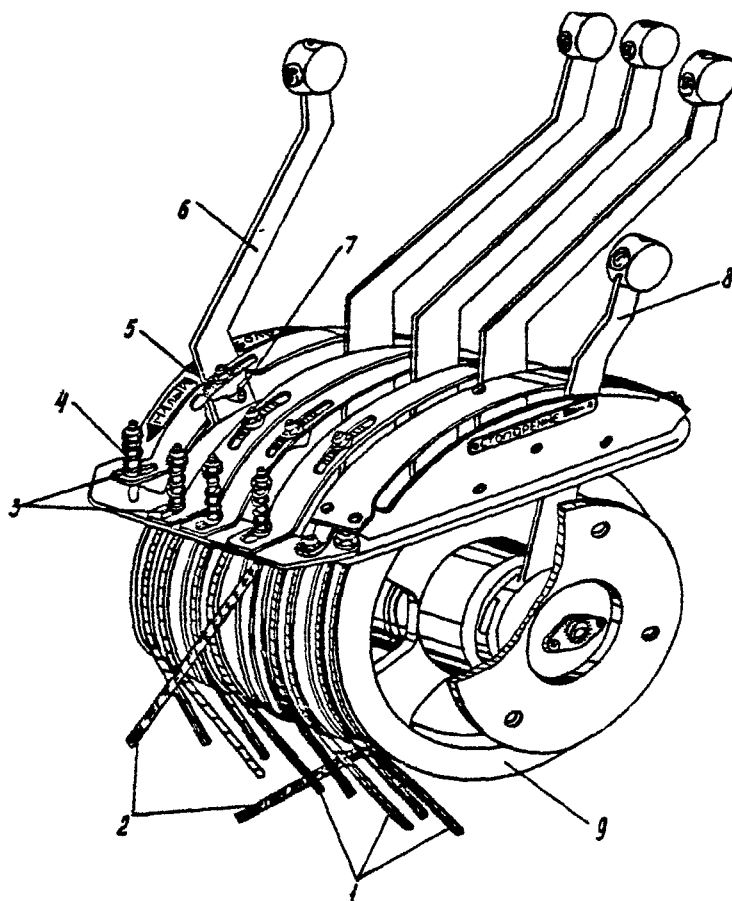
Останов двигателей осуществляется включением электромагнитного клапана полной срезки топлива, установленного в КТА. Для этого на пульте правого летчика и на средней панели приборной доски установлены по четыре выключателя.

При останове двигателя цепь электромагнитного клапана должна находиться под током до полного прекращения вращения воздушного винта для устранения подачи топлива на вращение, а при остановленном двигателе - выключена ввиду нерационального нагрева электромагнита.



Фиг. 53. Герметические выводы.

1 - стенка шпангоута № 13; 2 - резиновая прокладка; 3 - пластина;
4 - корпус вкладыша; 5 - резиновый вкладыш; 6 - трос.



Фиг. 54 Секторы газа левого пульта

1 - тросы управления двигателями; 2 - тросы стопорения секторов; 3 - скоба; 4 - пружина; 5 - упор; 6 - рычаг газа; 7 - ролик; 8 - рычаг стопорения секторов; 9 - ролик.

ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ

Основным требованием к системе управления двигателями является обеспечение удовлетворительной синхронности работы четырех двигателей на всех режимах от малого газа до взлетного режима при одновременном перемещении их рычагов на пультах летчиков.

Смещение рычагов относительно друг друга (вилка рычагов) на режимах работы двигателей от упора "малый газ" до упора "взлет" допускается на величину не более $1/2$ диаметра шарика, установленного на конце рычага, а на упоре "полетный малый газ" - не более $1/4$ диаметра шарика. Смещение рычагов определяется относительно двух любых секторов газа, имеющих одинаковое положение.

Разность зазоров между рычагами управления двигателями и концами прорезей в крышках пультов летчиков при крайних положениях рычагов не должна быть более одного мм.

Регулирование системы производится изменением плеча крепления тяги, соединяющей концевой кронштейн с поводком дроссельного крана КТА, к поводку концевой кронштейна, изменением длины тяги и перетяжкой тросов в тандемных соединениях.

Отрегулированное управление должно иметь плавный без рывков и заеданий ход рычагов управления двигателями от режима малого газа до взлетного режима.

Рычаги в расторможенном состоянии должны перемещаться с усилием не более 4 кг, приложенным под шариком рычага управления, а с упора полетного малого газа должны сниматься с усилием 5^{+1} кг.

При положении рычагов на пульте летчиков в переднем крайнем положении (положение "взлет") между поводком (10) на концевом кронштейне (см. фиг. 51) и кронштейном управления двигателями должен быть зазор не менее 15 мм.

УШ. ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Система противопожарного оборудования служит для обнаружения и ликвидации очагов пожара в наиболее пожароопасных местах.

Противопожарное оборудование самолета состоит из :

- а) стационарной системы с огнетушителями типа ОС-8М и Т6610-10, которая делится на систему подачи огнегасящей жидкости и систему электрической сигнализации и управления;
- б) пяти ручных переносных огнетушителей типа ОУ;
- в) противопожарных перегородок.

Стационарная система служит для тушения пожара в отсеках топливных баков, в отсеках носовой и хвостовой частей крыла, вокруг и внутри двигателей и в отсеке турбогенератора.

Ручные переносные огнетушители служат для тушения пожара в кабине экипажа, в кабине сопровождающих и в грузовой кабине в полете и на земле. Они могут также использоваться при тушении пожара снаружи при стоянке самолета.

В стационарной системе в качестве локализирующего и гасящего вещества применяется огнегасящий состав "фреон II4B₂", а для ручных огнетушителей - углекислота (СО₂).

Принципиальная схема противопожарного оборудования представлена на фиг. 55

А. СТАЦИОНАРНАЯ ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА

Стационарная противопожарная система обеспечивает подачу огнегасящего состава "фреон II4B₂" в отсеки крыла, в отсеки установки двигателей, в отсек турбогенератора и внутреннюю полость двигателя. Здесь огнегасящий состав "фреон II4B₂", испаряясь и превращаясь в газ, вытесняет часть имеющегося воздуха и, перемешиваясь с остальной его частью, образует среду, неподдерживающую горение, и одновременно понижает температуру в зоне пожара.

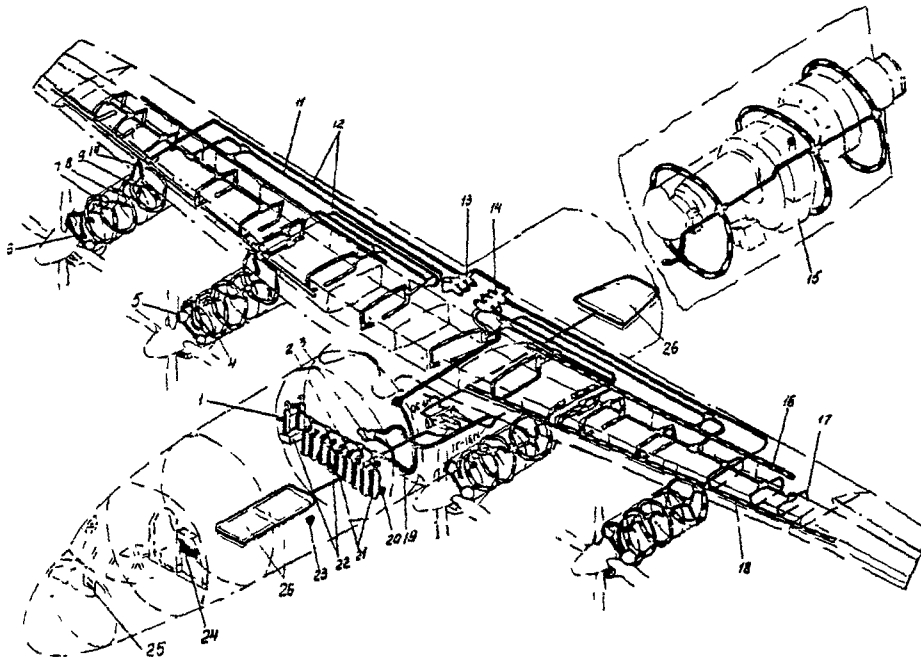
Стационарная противопожарная система состоит из системы подачи огнегасящей жидкости и системы электрической сигнализации и управления.

Система подачи огнегасящей жидкости (фиг. 55) включает в себя:

- а) пять огнетушителей ОС-8М (21), заряженных огнегасящим составом ("фреон II4B₂")
- б) восемь огнетушителей Т6610-10 (5);
- в) три обратных клапана (20) ;
- г) два блока электромагнитных кранов 781200 (13,14) по три крана в блоке;
- д) односекционный электромагнитный кран 782200 (3);
- е) трубопровод (19) от огнетушителей до блоков электромагнитных кранов;
- ж) трубопровод (11,12) от блоков электромагнитных кранов до отсеков (возможных очагов пожара);
- з) перфорированный трубопровод (6,7,8,9,10,16,17,18) в самих отсеках;
- и) трубопровод (2) от огнетушителей ОСУ-5 системы нейтрального газа до общего трубопровода противопожарной системы;
- к) сигнализатор (1) самопроизвольной разрядки баллонов ОС-8М ;
- л) двойные обратные клапаны.

Система электрической сигнализации и управления включает в себя :

- а) систему сигнализации о пожаре типа ССП-2-А;
- б) систему сигнализации о пожаре типа ССП-7;



Фиг. 55 Принципиальная схема противопожарной системы.

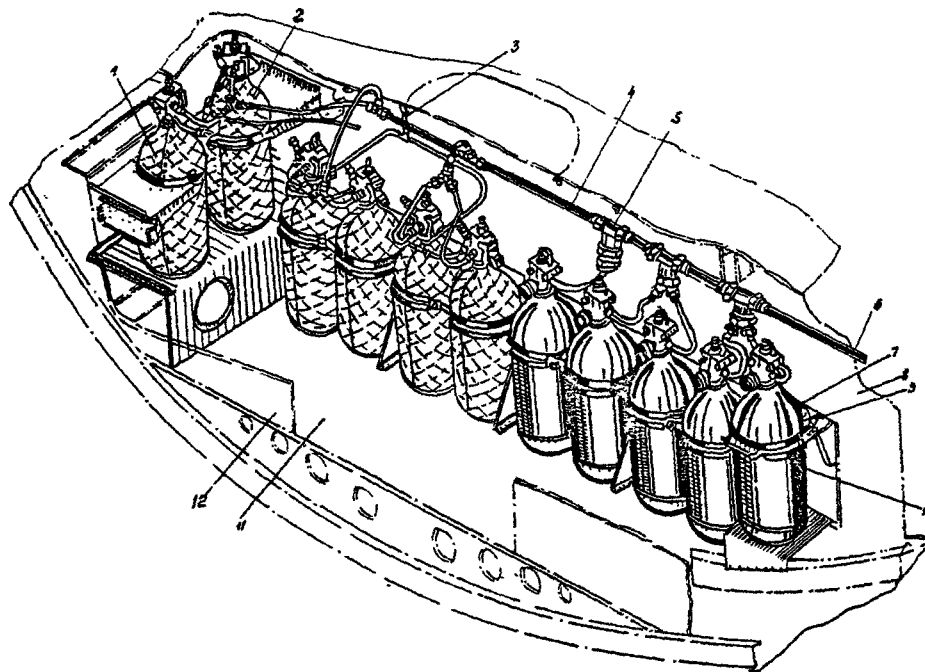
1 - сигнальное устройство самопроизвольной разрядки огнетушителей;
 2 - трубопровод подвода углекислоты из огнетушителей ОСУ-5 в противопожарную систему; 3 - электромагнитный кран; 4 - штуцер противопожарной системы на двигателе; 5 - огнетушитель Т66Ю-Ю0; 6 - распылительный трубопровод надмасло-радиатором; 7 - распылительный трубопровод в районе насосов и генераторов; 8 - распылительный трубопровод в районе топливных форсунок двигателя; 9 - распылительный трубопровод за силовым шпангоутом; 10 - распылительный трубопровод в районе турбины двигателя; 11 - подводящий трубопровод в отсек крыла; 12 - подводящий трубопровод к отсекам двигателя; 13 - блок электромагнитных кранов на правом борту, 14 - блок электромагнитных кранов на левом борту; 15 - турбогенераторная установка ТГ-16М, 16 - распылительный трубопровод вдоль заднего лонжерона крыла; 17 - распылительный трубопровод вдоль нервюр крыла; 18 - распылительный трубопровод вдоль переднего лонжерона крыла; 19 - общий подводящий трубопровод; 20 - обратный клапан; 21 - огнетушители ОС-8М; 22 - огнетушители ОСУ-5; 23 - концевой выключатель; 24 - щиток проверки системы; 25 - щиток сигнализации и управления системой. 26-подпольные баки.

в) главный выключатель, имеющий три положения: "Пожаротушение" (вверх), "Проверка" (вниз) и "Выключено" (нейтральное положение), (см.фиг. 58):

- выключатель кранов пожаротушения при проверке, -
- семь сигнальных ламп с красным светофильтром, сигнализирующие возникновение пожара в отсеках самолета, служащие одновременно и кнопками (лампы-кнопки),
- четыре сигнальных лампы с красным светофильтром, сигнализирующие возникновение пожара внутри двигателя,
- пять сигнальных ламп с желтым светофильтром для баллонов ОС-8М,
- четыре сигнальных лампы с желтым светофильтром для баллонов Т66Ю-Ю,
- три кнопки для взрыва пиропатронов в огнетушителях ОС-8М, четыре желтые лампы-кнопки для взрыва пиропатронов в огнетушителях Т66Ю-Ю и одна кнопка для взрыва пиропатронов в баллонах ОСУ-5 системы нейтрального газа,
- концевого выключателя разрядки огнетушителей при аварийной посадке без выпуска шасси;

г) электропиток проверки системы (см.фиг. 61).

Огнетушители типа ОС-8М установлены под полом грузовой кабины в отсеке между шпангоутами № 25 и 27 в гнездах нижнего настила и закрепляются специальными хомутами к ложементу на шпангоуте № 27 (фиг. 56). Отсек установки огнетушителей по шпангоуту № 25 отделен стенкой от багажного отсека. Для установки огнетушителей и осмотра их при эксплуатации в стенке шпангоута № 25 имеется легкосъемный лжк. Для доступа к огнетушителям из грузовой кабины в полу по оси самолета между шпангоутами № 25 и 27 имеется легкооткрываемый лжк.



Фиг. 56 Установка огнетушителей ОС-8М системы пожаротушения и ОСУ-5 системы нейтрального газа.

I - огнетушитель ОСУ-5 в обогреваемом чехле; 2 - обратный клапан; 3 - трубопровод подвода углекислого газа в систему НГ; 4 - трубопровод подвода углекислоты в противопожарную систему; 5 - двойной обратный клапан; 6 - общий трубопровод подвода жидкостей к блокам электромагнитных кранов; 7 - огнетушитель ОС-8М; 8 - стенка шп.27; 9 - морской болт; 10 - хомут крепления огнетушителей; 11 - нижний настил; 12 - стенка шп.25.

Установка огнетушителей в обогреваемой части фюзеляжа гарантирует срабатывание пироголовок огнетушителей и сохранение рабочего давления в огнетушителях на больших высотах при низкой температуре наружного воздуха.

Трубки от расходных штуцеров всех пяти огнетушителей соединяются через обратные клапаны (5) (фиг. 56) с общим трубопроводом (6) диаметром 20x19 мм, по которому жидкость подводится к трем блокам электромагнитных кранов (3, 13, 14, фиг. 55). Клапаны установлены над огнетушителями и закреплены за стенку шпангоута № 27 хомутами через кронштейны.

Два блока электромагнитных кранов установлены за задним лонжероном центроплана, под его зализом, один блок кранов установлен на левом борту фюзеляжа между стрингерами № 49 и 50 на кронштейне, как показано на фиг. 57. Аналогично на правом борту фюзеляжа установлен второй блок кранов. Дополнительно электромагнитный кран установлен под полом грузовой кабины между шп. 25-27 и закреплен к каркасу пола.

Электромагнитные краны предназначены для дистанционного открытия магистрали того отсека, где возник очаг пожара или создались условия к его возникновению.

Количество действующих электромагнитных кранов в трех блоках 7 шт. соответствует количеству отсеков, на которые разбит самолет из условий противопожарной защиты:

1. Левая половина крыла: отсеки баков с № I по № II включительно и отсеки носовой и хвостовой частей крыла.

2. Двигатель № 1.

3. Двигатель № 2.

4. Двигатель № 3.

5. Двигатель № 4.

6. Правая половина крыла: отсеки баков с № I по № II, включительно и отсеки носовой и хвостовой частей крыла.

7. Отсек турбогенератора ТГ-16М.

От каждого крана блоков (3, 13, 14) идет трубопровод диаметром 20x18 мм в соответствующий отсек, где присоединяется к перфорированным трубкам — распылителям.

Распылители представляют собой трубки, охватывающие вероятные источники пожара (топливные баки, монтажи по переднему и заднему лонжеронам крыла, двигатели, турбогенератор) и имеющие ряд отверстий, через которые огнегасящий состав "фреон II4B₂" распыляется в зону пожара.

Для тушения пожара в отсеке двигателя огнегасящий состав "фреон II4B₂" от баллонов ОС-8М подается в подкапотное пространство мотогондолы, а от баллонов Т6610-10 во внутренние полости лобового картера и редуктора двигателя и в масляную полость подшипников компрессора и турбины.

С этой целью в отсеке каждого двигателя смонтированы:

а) распылительное полукольцо (6) из труб диаметром 12x11 мм, расположенное над масляным радиатором;

б) распылительное кольцо (7) из труб диаметром 16x15 мм, расположенное в районе установки генераторов, гидравлического и топливных насосов;

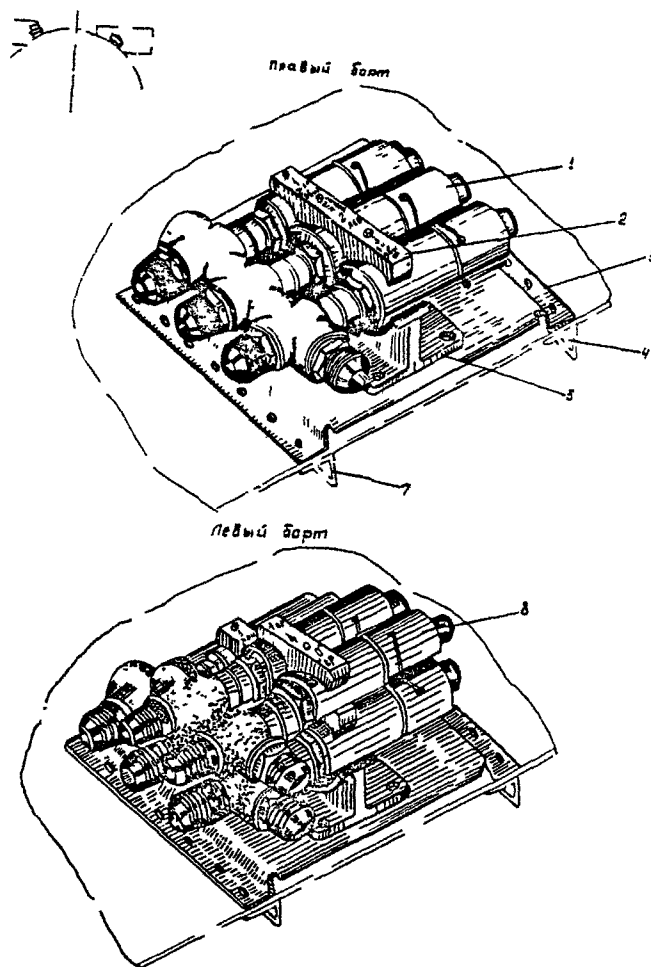
в) распылительное кольцо (8) из труб диаметром 16x15 мм, расположенное в районе топливных форсунок двигателя;

г) распылительное кольцо (9) из труб диаметром 12x11 мм, расположенное за силовым шпангоутом гондолы над противопожарным экраном;

д) распылительное кольцо (10) из труб диаметром 12x11 мм, расположенное в хвостовой части гондолы вокруг турбины двигателя;

е) трубопровод, подводящий огнегасящий состав "фреон II4B₂" к двигателю от двух баллонов Т6610-10 через двойной обратный клапан (3), фиг. 59

Распылительные отверстия в кольцах выполнены диаметром 0,8 мм, шагом 30 и 60 мм по четырем направлениям в шахматном порядке. Соединение распылительных колец между собой и со штуцером на переднем лонжероне крыла выполнено трубопроводом диаметром



Фиг. 57 Установка блока электромагнитных кранов.

1 - блок электромагнитных кранов 78I200; 2 - трафарет; 3 - кронштейн;
4 - стрингер № 50; 5 - кронштейн; 6 - колодка; 7 - стрингер № 49;
8 - блок из двух электромагнитных кранов 782000-2.

20x19 мм.

Для тушения пожара в отсеках крыла огнегасящий состав "фреон II4B₂" подается в полости носка крыла, хвостовой части крыла и в полости, образуемые стенками контейнера баков, обшивкой крыла и стенками нервюр.

С этой целью на каждом крыле смонтированы:

а) распылительные кольца (I7) из труб диаметром 10x9 мм, расположенные вдоль нервюр № 1,3,5,6,8,10,12 и 13;

б) распылительный коллектор (I8) из труб диаметром 20x19 мм, расположенный в носке крыла вдоль переднего лонжерона от второй до пятнадцатой нервюры;

в) распылительный коллектор (I6) из труб диаметром 20x19 мм, расположенный в хвостовой части крыла вдоль заднего лонжерона от второй до двенадцатой нервюры.

Распылительные отверстия в кольцах, которые расположены вдоль нервюр крыла, выполнены диаметром 1,5 мм шагом 20,30 и 40 мм в шахматном порядке в двух направлениях: вдоль стенки нервюры и вдоль обшивки крыла. Распылительные отверстия в коллекторах, которые расположены вдоль переднего и заднего лонжеронов крыла, выполнены диаметром 0,8 мм шагом 60 мм в четырех направлениях в шахматном порядке.

Для тушения пожара в отсеке турбогенератора ТГ-16М огнегасящий состав "фреон II4B₂" подается в заднюю часть левого обтекателя шасси. С этой целью там установлено три распылительных кольца из труб диаметром 12x11 мм. Распылительные отверстия выполнены диаметром 0,8 мм. В переднем и заднем кольцах отверстия выполнены шагом 30 мм в двух взаимно перпендикулярных направлениях, а в среднем кольце - шагом 60 мм и направлены вдоль оси ТГ-16М.

Агрегаты управления и сигнализации противопожарной системы сосредоточены в левой верхней части средней панели приборной доски летчиков (см.фиг. 58). Там установлены: главный выключатель, сигнальные лампы-кнопки с красным светофильтром, сигнальные лампы с желтым светофильтром, кнопка разрядки баллонов ОСУ-5 системы нейтрального газа в систему пожаротушения, кнопки разрядки огнетушителей ОС-8М. В центре приборной доски установлены красные сигнальные лампочки сигнализации пожара внутри двигателя, желтые сигнальные лампочки баллонов Т6610-10 желтые лампы-кнопки их разрядки. Ниже по центру доски установлены переключатели управления пожарными кранами топливной системы. В правой нижней части средней приборной доски на щитке управления турбогенератором установлена красная сигнальная лампа-кнопка сигнализации пожара в отсеке ТГ-16М.

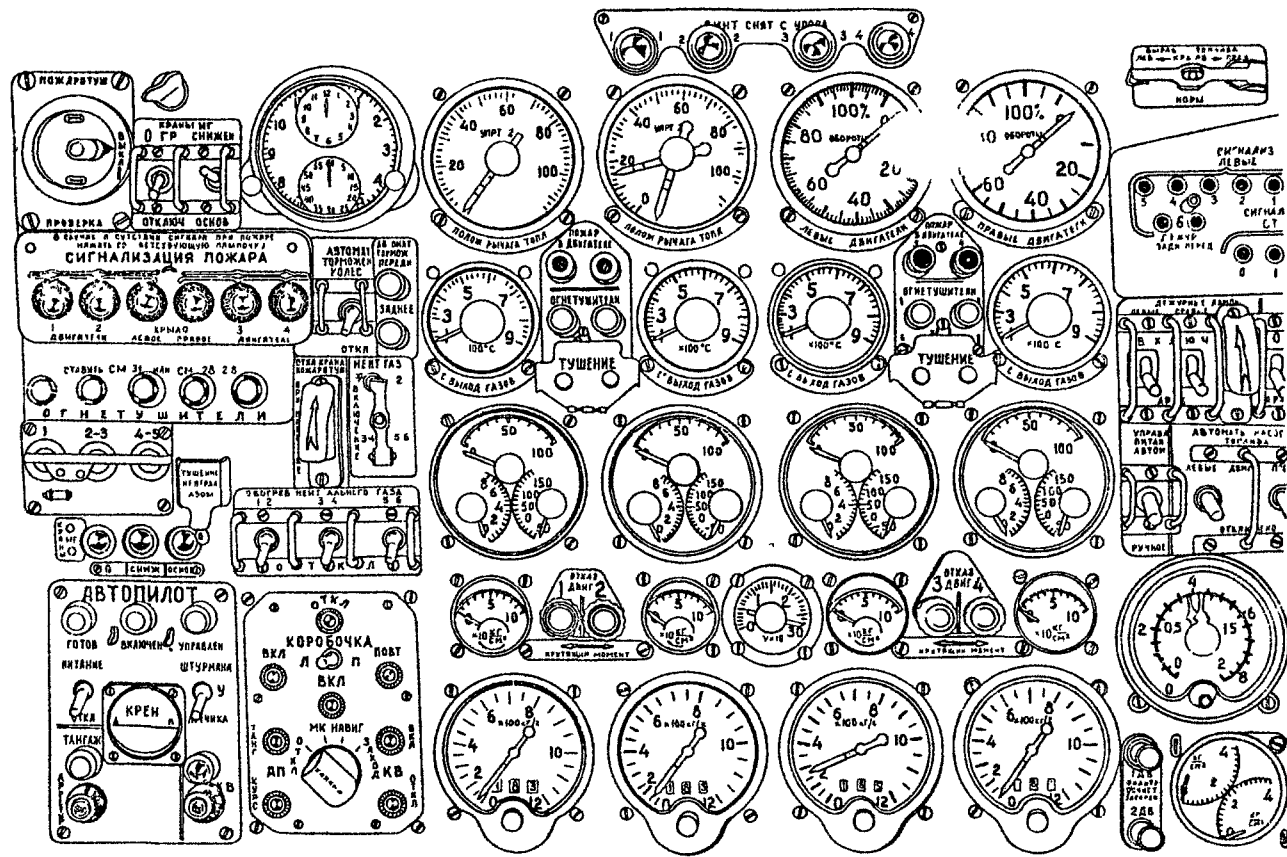
Главный выключатель системы предназначен для управления системой и отключения автоматической очереди разрядки огнетушителей от системы при ее проверке.

Красные лампы-кнопки предназначены для подачи светового сигнала экипажу о возникновении пожара в отсеках самолета. Количество их (7 шт.) соответствует количеству отсеков, обслуживаемых стационарной противопожарной системой. Одновременно или производится ручное управление системой пожаротушения в случае выхода из строя системы автоматического управления и сигнализации. Четыре красных сигнальных лампы предназначены для подачи светового сигнала экипажу о возникновении пожара внутри двигателей.

Желтые сигнальные лампочки предназначены для сигнализации готовности огнетушителей ОС-8М к действию. Желтые сигнальные лампочки-кнопки баллонов Т6610-10 предназначены для сигнализации готовности пиропатронов к действию и для ручного управления разрядкой баллонов Т6610-10.

Они получают питание от бортовой сети самолета через нить пиропатрона соответствующего огнетушителя. В связи с этим в цепь сигнализации необходимо включать только лампы СМ-31. Установка более мощной лампы вызовет взрыв пиропатрона и разрядку огнетушителя при включении главного выключателя.

Ниже пяти желтых сигнальных ламп установлены три кнопки для разрядки огнетушителей ОС-8М. Первая кнопка для разрядки огнетушителя № 1 предназначена только на случай отказа автоматики управления первой очередью разрядки. Остальные две кнопки предназначены для разрядки огнетушителей № 2,3,4,5, которые не имеют управления от автоматики



Фиг. 58. Щиток управления и сигнализации системы пожаротушения.

системы пожаротушения. Рядом с ними установлена кнопка под кодпачком "Тушение нейтральным газом", предназначенная для разрядки баллонов ОСУ-5 в противопожарную систему в случае использования уже пяти огнетушителей ОС-8М, а также для продувки трубопровода после разрядки огнетушителей ОС-8М.

Для световой сигнализации о возникновении пожара в отсеках самолета и автоматического включения первого огнетушителя ОС-8М смонтирована система сигнализации о пожаре типа ССП-2А.

Принцип действия системы основан на использовании термоэлектродвижущей силы, возникающей в датчиках ДПС-1АГ при росте температуры окружающей среды со скоростью не ниже 2°C в сек, для срабатывания чувствительного реле в исполнительных блоках БИ-2-АД. Реле при своем срабатывании выдает необходимые команды на приведение системы пожаротушения в действие и зажигает световой сигнал на средней панели приборной доски летчиков.

Кроме этого, система позволяет производить проверку исправности всех датчиков и проводки, а при отказе автоматики привести систему пожаротушения в действие с помощью специальных кнопок, установленных под красными сигнальными лампочками на средней панели приборной доски летчиков (лампы-кнопки).

Всего в семи отсеках имеется 81 датчик ДПС-1АГ, которые распределены следующим образом.

На каждом двигателе установлено по 9 датчиков, которые расположены в местах наиболее вероятного действия высокой температуры при пожаре: три датчика на верхних подкосах силовой фермы крепления двигателя (между силовым шпангоутом и передним лонжероном крыла); по одному датчику - на верхних подкосах и по два датчика - на нижних подкосах крепления двигателя.

На каждом крыле установлено по 18 датчиков ДПС-1АГ, которые расположены по 9 штук на переднем и заднем лонжеронах со стороны носка и хвостовой части крыла. В отсеке турбогенератора установлено 9 датчиков ДПС-1АГ.

Датчики соединяются по три штуки последовательно, и каждая тройка соединяется со своим чувствительным, поляризованным реле в исполнительном блоке БИ-П-АД.

Для облегчения обслуживания датчики имеют порядковые номера, которые наносятся красной краской рядом с местом установки. Датчики устанавливаются в розетки ССП-2-ИР, которые закреплены через кронштейны к конструкции самолета.

Для ликвидации пожара внутри двигателя смонтирована в отсеке каждого двигателя дополнительная система, которая состоит из (фиг.59):

- двух двухлитровых огнетушителей Т6610-10 (2);
- одного двойного обратного клапана (3);
- системы сигнализации о пожаре ССП-7;
- трубопроводов с арматурой.

Огнетушители Т6610-10 установлены в воздухозаборнике двигателя с правой и с левой стороны в специальном гнезде на амортизаторах АПН-2, которые частично гасят вибрации баллонов Т6610-10 при работе двигателей. Огнетушители в гнезде закреплены специальными стяжными хомутами. Для подхода к огнетушителям в воздухозаборнике имеются люки (фиг.3 поз.24).

От штуцеров на затворных головках огнетушителей Т6610-10 проложены шланги к трубопроводам сечением 14х12 мм и далее к двойному обратному клапану (3).

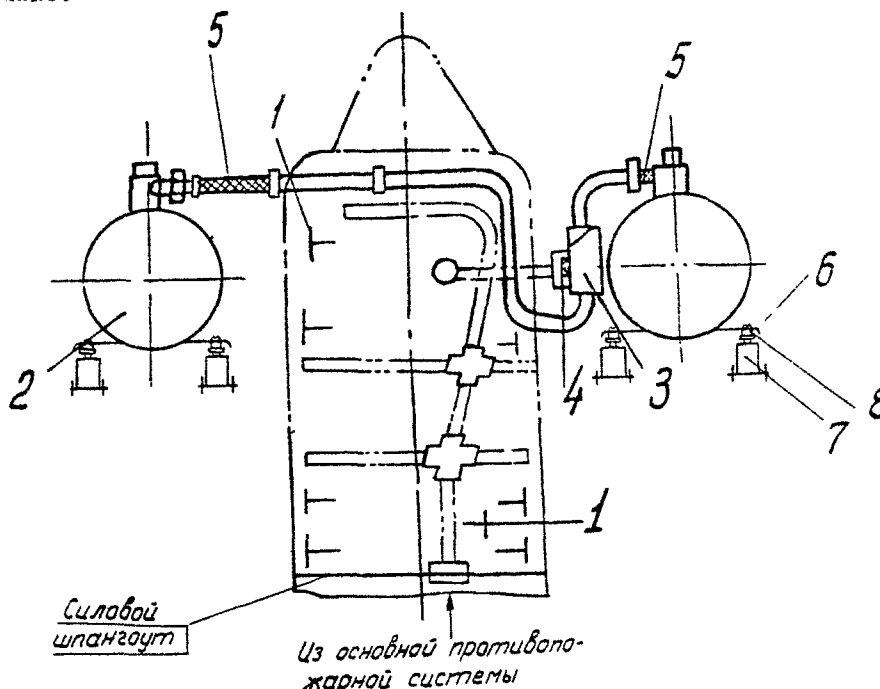
Двойной обратный клапан установлен в районе передней опоры двигателя. От двойного обратного клапана трубопровод сечением 14х12 мм подходит к штуцеру на лобовом картере для подвода огнегасящего состава внутрь двигателя.

Под гайку крепления трубопровода к двойному обратному клапану установлен сетчатый фильтр, исключающий попадание посторонних частиц к жиклерам противопожарной системы двигателя и их засорение.

Штуцер на лобовом картере двигателя связан трубопроводом, проложенным на двигателе, с отсечным клапаном, установленным в трубопроводе суфлюрования масляных полостей лобового картера и подшипников компрессора и турбины. Под штуцером на лобовом

картере двигателя и в штуцере отсечного клапана имеются диафрагмы из алюминиевой фольги, исключая возможность попадания масла. Распылительные коллекторы основной системы пожаротушения.

Для стравливания огнегасящего состава из магистрали от баллонов Т6610-10 внутрь двигателей в случае негерметичности затворных головок ГЗМ слева и справа предусмотрено дренажное отверстие $\varnothing 0,3$ мм. Справа отверстие $\varnothing 0,3$ находится в трубопроводе, слева - в угольнике.



Фиг. 59. Схема системы тушения пожара внутри двигателя.

1 - сигнализатор пожара ДТБ-2АУ; 2 - огнетушитель Т6610-10; 3 - двойной обратный клапан; 4 - фильтр Т6601-348; 5 - шланг; 6 - ложмент; 7 - амортизатор; 8 - втулка.

1. АГРЕГАТЫ СИСТЕМЫ

а. Огнетушитель ОС-8М

Огнетушитель ОС-8М емкостью 8 л заряжен составом "Фреон 114В₂" в количестве 8,72 кг и сжатым воздухом до суммарного давления 100 ± 5 кг/см² при температуре 15°C. Вес заряженного огнетушителя 19,8 кг. Рабочее давление в огнетушителе в диапазоне температур от -60°C до +60°C - 55 ± 133 кг/см².

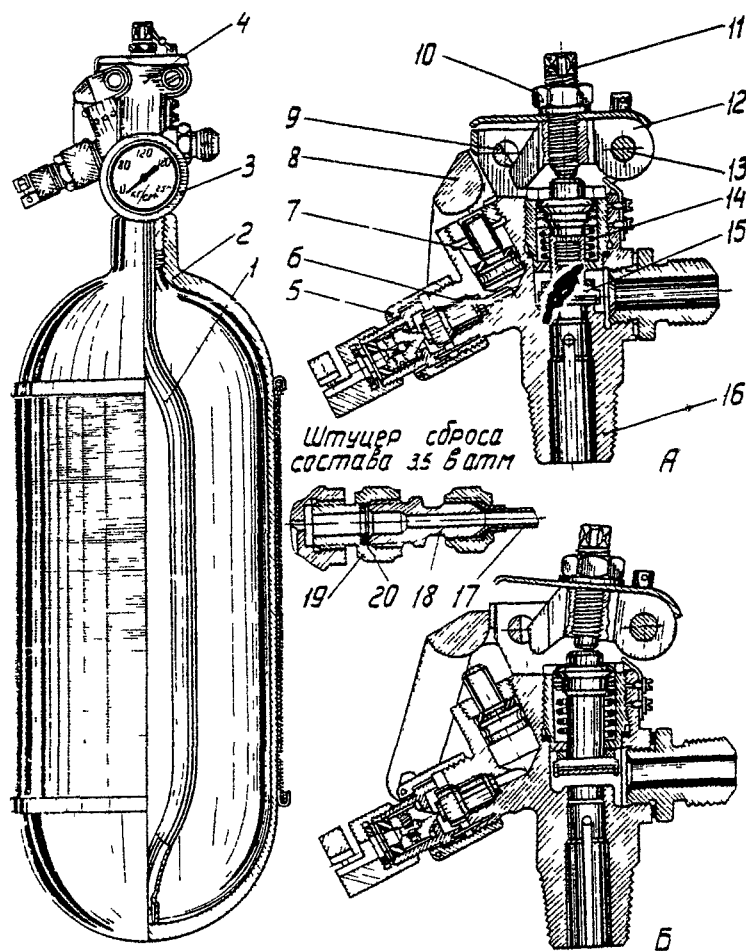
Огнетушитель ОС-8М состоит из следующих узлов:

- а) головки затвора типа ГЗСМ (4);
- б) баллона типа АРХ-8 (2);
- в) манометра МП-250П (3);
- г) сифонной трубки (1).

Баллон огнетушителя представляет собой стальной сосуд, имеющий на своей цилиндрической поверхности двойную пропаянную провололочную оплетку.

Основным узлом огнетушителя ОС-8М является головка-затвор с пиротехническим пуском. На фиг. 60 показана головка-затвор в двух положениях: А-в закрытом и Б-открытом. При подаче напряжения происходит взрыв пиропатрона (6) в пироголовке огнетушителя. Под действием давления газов, образовавшихся при взрыве пиропатрона, поршень со штоком (7) перемещается вверх и поворачивает пусковой рычаг (8) вместе с осью-защелкой (9).

При этом освобождается рычаг (12) с зажимным винтом (11), который удерживал до этого клапан (15) в закрытом положении. Освободившийся клапан (15) под действием пружины (14) и давления газов в огнетушителе перемещается вверх и открывает канал выхода огнегасящего состава "Фреон 114В₂" из огнетушителя в трубопровод.



Фиг. 60 Огнетушитель ОС-8М.

- 1 - сифонная трубка; 2 - баллон; 3 - манометр; 4 - головка-затвор;
 5 - пирозапал; 6 - пиропатрон; 7 - поршень; 8 - пусковой рычаг;
 9 - ось-зашелка; 10 - контргайка; 11 - винт; 12 - рычаг; 13 - ось;
 14 - пружина; 15 - клапан; 16 - корпус головки; 17 - трубка к сигнальному
 очку; 18 - переходник; 19 - штуцер баллона; 20 - мембрана.

Для выброса огнегасящего состава "Фреон II4B₂" в жидком состоянии в огнетушителе имеется сифонная трубка (1), которая своим концом упирается в дно и имеет четыре радиальных отверстия.

Головка-затвор огнетушителя ОС-8М снабжена предохранительной мембраной (20) для защиты огнетушителя от взрыва. С повышением температуры давление в огнетушителе повышается. При достижении давления 180-220 кг/см² предохранительная мембрана разрывается, и огнегасящий состав выбрасывается в атмосферу по трубке (17) за борт фюзеляжа. При этом красное сигнальное очко, установленное в корпусе сигнализатора самопроизвольной разрядки между шпангоутами № 26 и 27 на правом борту фюзеляжа и закрывающее выходное отверстие, выбрасывается, что сигнализирует о самопроизвольной разрядке огнетушителя.

Для обеспечения надежности действия огнетушителей в процессе эксплуатации необходимо систематически контролировать давление в них и исправность электрических цепей, идущих к пиропатронам.

При изучении огнетушителей необходимо пользоваться описанием и инструкцией по эксплуатации и зарядке огнетушителей типа ОС-8М завода-изготовителя.

При обслуживании и зарядке огнетушителей ОС-8М необходимо пользоваться "Инструкцией по зарядке самолетных огнетушителей огнегасящим составом "Фреон II4B₂".

б. Огнетушитель Т6610-10

Огнетушитель Т6610-10 емкостью 2 л заряжен составом "Фреон II4B₂" в количестве 2,725 кг и сжатым воздухом до суммарного давления 100 ± 5 кг/см² (при температуре 15°С). Вес снаряженного огнетушителя 5,92 - 6,07 кг. Рабочее давление в огнетушителе в диапазоне температур от -60°С до +60°С - 55-133 кг/см².

Огнетушитель состоит из следующих узлов :

- а) головки-затвора типа ГЗСМ ;
- б) шарового баллона;
- в) манометра МГ-250П;*
- г) сифонной трубки .

Баллон сваривается из двух полусфер, которые изготавливаются из листа марки 30ХГСА толщиной 2,5 мм. В одной из полусфер вварен штуцер для головки затвора. Баллон после сварки проходит закалку и испытание на прочность гидравлическим давлением 225 кг/см² . Один баллон от партии проверяется на разрушающее давление, которое должно быть не менее 450 кг/см².

Основным узлом огнетушителя является головка-затвор с пиротехническим пуском, такая же как на огнетушителе ОС-8М. Для выброса заряда в жидком состоянии головка-затвор имеет сифонную трубку.

в. Блок электромагнитных кранов 781200 и 782200

Блок электромагнитных кранов представляет собой агрегат с тремя электромагнитами для блока 781200 и одним для крана 782200, смонтированными на одном общем корпусе. Корпус агрегата имеет один общий входной и отдельный для каждого электромагнита выходной штуцера. Назначение агрегата - направлять огнегасящий состав "Фреон II4B₂" в тот отсек, где возник пожар.

В каждом электромагните установлены концевые выключатели, которые срабатывают при открытии крана. Один из них переключает обмотку включения на обмотку удержания, а второй подает ток на пиропатроны огнетушителей.

Характеристика агрегата

Тип	клапанный
Диаметр проходного сечения в мм	18
Время открытия в сек.	не более 1
Номинальное напряжение в в	27 \pm 2,7
Сила тока при включении в а	не более 8
Сила тока при удержании в а	0,3 + 0,4
Количество на самолет: 781200	2 шт.
782200	1 шт.

г. Система сигнализации ССП-2А

Система сигнализации о пожаре типа ССП-2А предназначена для подачи светового сигнала экипажу о возникновении пожара на самолете, автоматического включения первой очереди огнетушителей и проверки датчиков и электроцепей системы.

Комплект системы для данного самолета состоит из :

- а) 81 датчика ДПС-1АГ ;
- б) 81 розетки ССП-2-ИР;
- в) 5 исполнительных блоков БИ-2-АД .

Датчик ДПС-1АГ предназначен для создания термо-ЭДС при возрастании температуры среды, окружающей датчик, со скоростью не ниже 2°С в секунду.

Датчики представляют собой батареи хромель-копелевых термопар. Горячие и холодные спаи термопар расположены в датчике. Для обеспечения работы термопары горячий спай расклепан в диск диаметром 3 мм и толщиной 0,16 мм, а холодный спай представляет собой сваренные концы термопар.

Датчики устанавливаются в розетки ССП-2ИР и удерживаются в них накидной гайкой, которая контрится проволокой. Исполнительный блок БИ-2-АД выполняет следующие функции:

- а) принимает сигналы от датчиков;
- б) подает питание на реле противопожарной системы соответствующего отсека;
- в) обеспечивает проверку исправности датчиков и электрических цепей, соединяющих их.

С этой целью в исполнительном блоке смонтированы :

- а) поляризованные низкоомные реле типа РПС-5, контакты которых служат для замыкания цепи реле противопожарной системы отсека;
- б) реле ТКЕ-52-ПД, служащие для контроля исправности датчиков и электрических цепей, соединяющих их;
- в) сопротивления, служащие для тарировки температуры срабатывания системы;
- г) сопротивления, предназначенные для ограничения тока в поляризованном реле при контроле системы.

д. Система сигнализации ССП-7

Система ССП-7 предназначена для подачи светового сигнала о возникновении пожара в защищаемых зонах внутри двигателя и автоматического управления системой пожаротушения.

Система сигнализации ССП-7 состоит из :

- 4-х датчиков ДТБ-2АУ (по два датчика на двигатель),
- исполнительного блока ССП-7БИ.

Всего на самолете установлено два блока ССП-7БИ и 8 датчиков ДТБ-2АУ (2 комплекта системы).

Датчик ДТБ-2АУ представляет собой дифференциальную термобатарею, собранную из семи последовательно соединенных термопар из проволок НЖ-11 и СК диаметром 1,2 мм. Концы термобатареи привариваются к контактным шпилькам, которые запрессованы во втулку. Втулки являются корпусом для сборки элементов термобатареи.

Термобатарея вставляется в металлический корпус, посредством которого датчик крепится на двигателе на резьбе. Спаи термобатареи и контактные шпильки закрыты защитным колпачком и крышкой.

Исполнительный блок ССП-7БИ представляет собой коробку, в которую установлены :

- 4 поляризованных низкоомных реле типа РПС-5, контакты которых при срабатывании реле подает напряжение бортовой сети на систему сигнализации пожаротушения,
- 2 реле ТКЕ-52-ПД, служащих для контроля исправности системы и готовности ее к действию,
- 2 сопротивления УЛИ, служащие для тарировки сопротивления цепи датчиков при выборе температуры срабатывания системы сигнализации,
- 4 сопротивления типа ИЛТ и 4 сопротивления типа ПЭВ-10, служащие для ограничения тока в поляризованных реле при контроле исправности системы.

е. Трубопроводы

Трубопровод от огнетушителя ОС-8М до распределительных электромагнитных кранов, весь подводящий и распилильный трубопровод на двигателях, от огнетушителей Т6610-10 до двойных обратных клапанов и внутри крыла выполнен из стали марки 20.

В противопожарной системе с целью уменьшения веса трубопровода в большинстве случаев применены стальные трубы толщиной стенки 0,5 мм.

2. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ СТАЦИОНАРНОЙ ПРОТИВПОЖАРНОЙ СИСТЕМЫ

Перед каждым запуском двигателей стационарная противопожарная система должна быть готова к действию. Для этого главный выключатель противопожарной системы на средней панели приборной доски летчика надо поставить в положение "пожаротушение".

При возникновении пожара в каком-либо отсеке и охвате датчиков ДПС-ПАГ средой, температура которой повышется со скоростью не ниже 2°C в секунду, в термобатареях датчиков возникает термоэлектродвижущая сила, достаточная для срабатывания реле в исполнительном блоке БИ-2-АД, которое подает ток через реле данного отсека на :

- а) обмотку соответствующего электромагнитного крана в блоке;
- б) красную сигнальную лампу-кнопку данного отсека, расположенную на средней панели приборной доски летчика, которая при этом загорается.

При полном открытии электромагнитного крана через его блокировочные контакты питание подается к пиропатронам первого огнетушителя. В результате взрыва пиропатронов гаснут соответствующие желтые сигнальные лампочки, открывается затвор огнетушителя, и состава "Фреон II4B₂" под давлением выбрасывается в трубопровод и далее через открытый электромагнитный кран в тот отсек, где возник пожар.

Выходя через отверстия распылительных коллекторов огнегасящий состав "Фреон II4B₂" превращается в газ, вытесняет часть воздуха и, перемешиваясь с остальной его частью, образует среду, которая не поддерживает горение. Одновременно происходит снижение температуры в зоне пожара.

При пожаре на двигателе огнегасящий состав "Фреон II4B₂" распыляется в подкапотном пространстве gondoly от воздухозаборника до переднего лонжерона крыла, вокруг турбины двигателя.

При пожаре в крыльевом отсеке огнегасящий состав "Фреон II4B₂" подается во внутренние полости крыла, в носовой и хвостовой отсеки крыла, где установлены топливные баки и проложены трубопроводы питания топливом.

При пожаре в отсеке турбогенератора огнегасящий состав "Фреон II4B₂" подается в хвостовую часть левого обтекателя шасси, где установлен ТГ-16М.

При полном открытии электромагнитного крана подготавливается также и электрическая цепь, подающая ток к пиропатронам остальных четырех огнетушителей. Но эта цепь прервана кнопками, установленными ниже желтых сигнальных лампочек на средней панели приборной доски летчиков и прикрытыми защитной планкой. В том случае, если первого огнетушителя окажется недостаточно для тушения пожара, то нажатием на эти кнопки можно разрядить остальные огнетушители ОС-8М в тот же отсек. Кроме этого, при необходимости можно разрядить шесть огнетушителей ОСУ-5 системы нейтрального газа с помощью одной кнопки, находящейся под колпачком с надписью "Тушение нейтральным газом" и расположенной ниже желтых сигнальных ламп, при этом электромагнитный кран должен быть открыт (горит красная сигнальная лампа-кнопка).

При нормальной работе датчиков и системы в целом выпуск огнегасящего состава "Фреон-II4B₂" из огнетушителей к очагу пожара начинается практически одновременно с загоранием соответствующей красной сигнальной лампы-кнопки на средней панели приборной доски летчиков. Время разрядки двух огнетушителей около десяти секунд.

В случае отказа автоматики системы (в каком-либо отсеке пожар уже обнаружен, а соответствующая сигнальная лампа-кнопка не горит), летчик должен нажать на соответствующую сигнальную лампу-кнопку, включенную в цепь параллельно исполнительным блокам БИ-2-АД. В дальнейшем последовательность работы системы аналогична автоматической: открывается соответствующий электромагнитный кран; при его полном открытии замыкается электрическая цепь, подающая ток к пиропатрону первого огнетушителя, и этот огнетушитель разряжается.

в отсек, где возник пожар. В случае необходимости в тот же отсек можно разрядить остальные огнетушители ОС-8М, и ОСУ-5 с помощью кнопок.

При полном открытии электромагнитного крана замыкается блокировочная электрическая цепь питания обмотки этого крана. Поэтому при прекращении подачи питания от исполнительного блока БИ-2-АД (если кран был открыт в результате срабатывания датчиков ДПС-1АГ) или при отпускании сигнальной лампы-кнопки (если кран был открыт нажатием соответствующей сигнальной лампы-кнопки) кран останется открытым, и соответствующая сигнальная лампа-кнопка будет гореть. В связи с этим после разрядки первого огнетушителя необходимо проверить потушен ли пожар. Для этого главный выключатель противопожарной системы не р а н е е как через 15 секунд после начала разрядки огнетушителей (погасли желтые сигнальные лампы огнетушителей) перевести в положение "Выключено" (нейтральное положение) и тут же снова - в положение "Пожаротушение".

При этом закроется кран отсека, где был пожар и потухнут сигнальные желтые лампы и красная лампа-кнопка.

Если при включении главного выключателя красная сигнальная лампа-кнопка загорится вновь (это свидетельствует о том, что пожар еще не потушен), необходимо разрядить два огнетушителя второй очереди. Желтые сигнальные лампы разряжаемых огнетушителей погаснут.

После тушения пожара главный выключатель поставить в положение "Пожаротушение"; при этом красная сигнальная лампа-кнопка не должна гореть. В противном случае, при возникновении пожара в каком-либо другом отсеке и разрядке огнетушителей следующих очередей огнегасящий состав "Фреон-II4B₂" будет разряжаться в два отсека: в отсек, где пожар идет в данный момент, и в отсек, где пожар уже потушен.

ВНИМАНИЕ! Запрещается раньше, чем через 15 секунд переводить главный выключатель противопожарной системы из положения "Пожаротушение" в положение "Выключено" при разрядке огнетушителей, так как это вызовет закрытие электромагнитного крана и невозможность открытия любого крана в блоках в дальнейшем из-за высокого давления над клапанами.

После разрядки огнетушителей ОС-8М необходимо продуть трубопровод углекислотой от баллонов ОСУ-5 или от наземных источников, тщательно проветрить отсеки, куда производилась разрядка, и удалить остатки состава "Фреон-II4B₂" для исключения образования коррозии.

При аварийной посадке самолета с убранным шасси управление огнетушителями ОС-8М и электромагнитными кранами осуществляется автоматически с помощью концевого выключателя, расположенного на нижней обшивке фюзеляжа между шпангоутами № 24 и 25 и прикрытого колпачками. При снятии колпачка о грунт происходит замыкание концевого выключателя, который подает напряжение на все электромагнитные краны и на все огнетушители ОС-8М. Огнегасящий состав "Фреон-II4B₂" из пяти огнетушителей подается через открытые электромагнитные краны во все защищаемые противопожарной системой отсеки, предотвращая возникновение пожара при посадке.

Подробное описание работы электросхемы противопожарной системы самолета смотри книгу УШ.

2. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМЫ ТУШЕНИЯ ПОЖАРА ВНУТРИ ДВИГАТЕЛЯ.

В случае повышения температуры выше допустимой в местах установки термодатчиков в их термобатареях возникает электродвижущая сила, под действием её срабатывают поляризованные реле исполнительного блока ССП-7БИ. Исполнительный блок ССП-7БИ подает команду на загорание красной сигнальной лампочки наличия пожара в двигателе

на щитке управления противопожарной системой в кабине летчиков, на срабатывание широпатрона огнетушителей Т6610-10, а также на автоматическое срабатывание первой очереди огнетушителей ОС-8М основной системы пожаротушения. При этом погаснут три сигнальные лампы с желтыми светофильтрами: одна лампа и одна лампа-кнопка на щитке тушения пожара в двигателях и одна лампа на щитке тушения пожара на самолете баллона ОС-8М № I

При срабатывании широпатрона в головке затвора на огнетушителях Т6610-10 открываются клапаны затворов, и огнегасящий состав "Фреон II4В₂" по шлангам и трубопроводам, пройдя двойной обратный клапан, поступает к штуцеру на лобовом картере двигателя и прорывая диафрагму под штуцером, через жиклер диаметром 2мм поступает в масляную полость лобового картера.

Одновременно огнегасящий состав "Фреон II4В₂" по трубопроводу на двигателе поступает к штуцеру отсечного клапана, прорывает диафрагму и через жиклер диаметром 1,5 мм поступает в масляные полости подшипников компрессора и турбины.

От основной системы пожаротушения огнегасящий состав после срабатывания огнетушителей ОС-8М подается через распылительные коллекторы в пространство вокруг того же двигателя.

Огнегасящий состав в двигатель и в отсек гондолы двигателя может быть подан при нажатии на желтую лампу-кнопку, расположенную на щитке тушения пожара в двигателях. При этом погаснут лампочки с желтым светофильтром огнетушителей Т6610-10 системы тушения пожара внутри двигателя, загорится красная лампа-кнопка отсека этого же двигателя и погаснут желтые лампочки зарядки огнетушителей ОС-8М первой очереди..

После разрядки баллонов Т6610-10 и ликвидации пожара внутри двигателей сигнальная лампа с красным светофильтром гаснет. В этом случае для приведения системы пожаротушения в исходное положение необходимо не ранее чем через 15 сек. после срабатывания огнетушителей ОС-8М первой очереди поставить главный выключатель пожаротушения в положение "Выключено", а затем в положение "Пожаротушение".

Если после разрядки баллонов Т6610-10 лампочка сигнализации о пожаре в двигателе с красным светофильтром продолжает гореть - это свидетельствует о продолжении пожара в двигателе. В этом случае командир корабля должен руководствоваться "Инструкцией экипажу по пилотированию и эксплуатации".

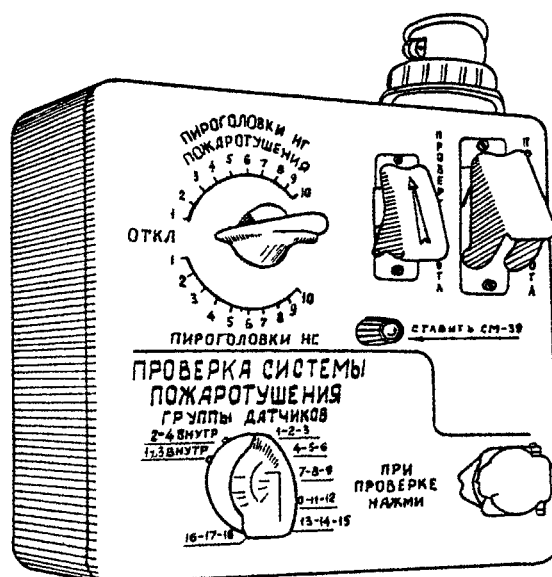
ПРИМЕЧАНИЕ: До подключения на самолетах системы сигнализации о пожаре ССП-7 на автоматику - тушение пожара внутри двигателя осуществляется вручную нажатием на желтые лампочки-кнопки тушения пожара внутри двигателя.

При нажатии на желтую лампочку-кнопку тушения пожара внутри двигателя срабатывают широпатроны в головках затворов огнетушителей Т6610-10, и огнегасящий состав поступает во внутренние полости двигателя, одновременно загорится красная лампа - кнопка отсека этого двигателя, разрядится огнетушитель ОС-8М первой очереди и погаснет желтая лампочка баллона -№I

3. ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ

Перед каждым запуском двигателей необходимо провести проверку исправности системы пожаротушения. Проверка производится с помощью галетного переключателя и кнопки "Проверка", расположенных на щитке проверки системы пожаротушения (фиг. 6I), установленном на 9 шпангоуте, следующим образом:

I. Включить автоматы защиты пожаротушения на щите АЗР₁ов, расположенном на 9-ом шпангоуте.



Фиг.61 Щиток проверки противопожарной системы.

2. Поставить главный выключатель системы пожаротушения в положение "Проверка", при этом будет гореть 13 желтых ламп. Желтые лампы сигнализируют о исправности пиропатронов баллонов пожаротушения.

3. Установить галетный переключатель в положение "Датчики 1,2,3" и кратковременно нажать на кнопку "Проверка". Контролируется исправность цепей групп датчиков 1,2,3 I,II,III,IV двигателей, отсеков крыла, отсека ТГ-16. При этом должны:

а) загореться красные лампы-кнопки сигнализации пожара на I,II,III,IV двигателях, в отсеках крыла, в отсеке ТГ-16, отсеках подпольных баков.

б) открыться блоки электромагнитных распределительных кранов на I,II,III,IV двигателях, в отсеках крыла, в отсеке ТГ-16, отсеках подпольных баков, которые остаются открытыми после отпущения кнопки "Проверка", о чем свидетельствуют продолжающие гореть красные лампы-кнопки.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: При проверке во избежание срабатывания огнетушителей ОС-8М нажимать на кнопки разрядки огнетушителей воспрещается.

4. Главный выключатель противопожарной системы поставить в положение "Выключено". При этом красные лампы-кнопки и желтые лампочки контроля гаснут. Затем включить главный выключатель в положение "Проверка", при этом желтые лампочки контроля всех огнетушителей должны загореться, а красные лампы-кнопки загораться не должны, их загорание свидетельствует о неисправности системы пожаротушения.

5. Включить выключатель отключения кранов пожаротушения при проверке.

ПРИМЕЧАНИЕ: Включение данного выключателя обеспечивает уменьшение количества срабатывания кранов при выполнении проверок системы пожаротушения.

6. Установить галетный переключатель в положение "Датчики 4,5,6" и кратковременно нажать на кнопку "Проверка". Загорятся красные лампы-кнопки сигнализации пожара, контролирующие исправность цепей групп датчиков 4,5,6 I,II,III,IV двигателей, отсеков крыла, отсека ТГ-16, отсеков подпольных баков. Лампы-кнопки должны гаснуть при отпущении кнопки "Проверка".

7. Аналогично пункту 6 произвести проверку исправности цепей групп датчиков "7,8,9" четырех двигателей, отсеков крыла, отсека ТГ-16, отсеков подпольных баков, групп "10,11,12,13,14,15,16,17,18" отсеков крыла, групп "1,3 внутри двигателя" и "2,4 внутри двигателей".

ПРИМЕЧАНИЕ: При проверке групп датчиков пожаротушения внутри двигателей загорятся и гаснут красные лампочки.

8. Нажимая на лампы-кнопки основной системы, убедиться в исправности ламп-кнопок, при этом на время нажатия должны загореться все лампы-кнопки.

9. Выключить выключатель отключения кранов пожаротушения при проверке.

10. Поставить главный выключатель системы пожаротушения в положение "Пожаротушение". При этом система готова к действию - должны загореться желтые лампочки сигнализации наличия пиропатронов и готовности всех огнетушителей ОС-8М и Т6610-10.

Б. Противопожарная защита отсеков подпольных топливных баков

Для тушения пожара в отсеках подпольных баков предусмотрена дополнительная система противопожарного оборудования, подключенная к основной системе.

Дополнительная система выполнена следующим образом:

В системе пожаротушения ТГ-16М и подпольных баков установлен блок 781200, закрепленный под полом на продольной балке пола между шпангоутами 25-27, от которого смонтированы трубопроводы в передний и задний отсеки подпольных баков и на пожарную систему ТГ-16М.

Огнегасящий состав поступает от крана блока 781200 по трубопроводам к распределительным коллекторам, расположенным сверху вокруг контейнеров баков. В коллекторах имеются отверстия диаметром 0,8 мм, расположенные под углом 90° с шагом 50 мм.

Для обнаружения пожара в отсеках подпольных топливных баков на самолете установлена система сигнализации пожара ССП-2А.

В отсеке передней группы баков установлено 9 датчиков ДПС-ІАГ из них:

- по одному датчику на шпангоутах І3, І6 и 25 - в плоскости симметрии самолета,
- по два датчика на шпангоутах І4 и 24 - на расстоянии, примерно, 200 мм от боковых стенок контейнера, сверху;
- два датчика на шпангоуте І9 - на расстоянии 520 мм от правой боковой стенки контейнера и на расстоянии 520 мм от левой боковой стенки контейнера, сверху;

Подход к датчикам осуществляется через люк в полу между шпангоутами 25-27.

В отсеке задней группы также установлено 10 датчиков ДПС-ІАГ из них:

- три датчика на шпангоуте 34: один - на расстоянии 540 мм от оси симметрии самолета, два - на расстоянии, примерно, 1400 мм от нее;
- один датчик на шпангоуте 36 - в плоскости симметрии самолета и два датчика на шпангоуте 37 - на расстоянии, примерно, 1090 мм от нее;
- три датчика на шпангоуте 41; один - на расстоянии 30 мм влево от оси симметрии самолета и два - на расстоянии 905 мм от нее.

Подход ко всем датчикам обеспечен через специальные люки в полу фюзеляжа.

Циток сигнализации пожара, на котором смонтированы 2 лампы-кнопки, установлен в кабине летчика под приборной доской.

Работа системы

Перед запуском двигателей на земле и перед полетом АЗС противопожарного оборудования на штепселе АЗР должны быть включены. Главный выключатель системы пожаротушения на центральной приборной доске - в положение "пожаротушение",

При возникновении пожара в одном из отсеков фюзеляжных топливных баков в термо-батареях датчиков ДПС-ІАГ возникает ЭДС, достаточная для срабатывания реле в исполнительном блоке БИ-ПАУ, установленного в районе шпангоута 24 под потолком.

Реле исполнительного блока, срабатывая, посылает импульс на реле в РК пожаротушения, которое замыкает цепь блока электромагнитных распределительных кранов /открывает кран/, включает "лампу-кнопку" данного отсека и включает огнетушители ОС-8М первой очереди /желтые лампочки разряженных огнетушителей гаснут/.

В. РУЧНЫЕ ПЕРЕНОСНЫЕ ОГNETУШИТЕЛИ

На самолете установлены пять ручных переносных огнетушителей типа ОУ: один в кабине экипажа слева на шпангоуте № 8, второй - в кабине сопровождающих на шпангоуте № 13 справа от двери; третий и четвертый - в грузовой кабине на левом борту на шпангоуте № 25 и на правом борту шпангоута № 30; пятый - в кормовой кабине на потолке.

В головке ручного огнетушителя смонтирован затвор, с которым соединен подвижной конический раструб, служащий для направления углекислоты на горящий предмет. К затвору присоединена ручка со спусковым крючком и механизм для управления огнетушителем.

Углекислота выбрасывается из огнетушителя в виде сухого снега. Емкость огнетушителя 2,3 литра. Средний вес заряда 1,7 кг. Средний вес огнетушителя с зарядом 6,5 кг. Огнетушитель испытан гидравлически под давлением 190 кг/см².

Средний вес заряда при давлении 140-180 кг/см²,

Для приведения огнетушителя в действие необходимо:

- а/ повернуть раструб в направлении на огонь;
- б/ нажать до отказа спусковой крючок;
- в/ подвести выбрасываемую в снегообразном виде углекислоту к огню, начиная с края;
- г/ зону пожара перекрывать с края по всей площадке, остерегаясь выброса пламени при прямой подаче углекислоты на горящее вещество.

После тушения пожара спусковой крючок нужно отпустить; выброс углекислоты прекращается автоматически.

Огнетушителями типа ОУ можно тушить все виды горючих материалов, включая и приборы, находящиеся под током.

Г. ПРОТИВОПОЖАРНЫЕ ПЕРЕГОРОДКИ МОТОГОНДОЛ

Для повышения пожарной безопасности гондолы двигателей разделены противопожарными перегородками из листов нержавеющей стали марки IX18H9T на три отсека:

- а/ отсек двигателя;
- б/ отсек турбины и удлинительной трубы;
- в/ монтажный отсек /см.фиг.62/.

Противопожарные перегородки герметизированы с помощью асбестовых прокладок; все проводки, проходящие через перегородки имеют фланцевые разъемы или герметизацию асбестом.

Противопожарной перегородкой, отделяющей отсек двигателя от монтажного отсека и от отсека турбины и удлинительной трубы, является стенка (2) силового шпангоута мотогондолы и непосредственно противопожарная перегородка, которая представляет собой три съемных штампованных профиля (1) из листа толщиной 0,8 мм. Перегородка крепится болтами к фланцу двигателя, а зазор между перегородкой и силовым шпангоутом гондолы перекрыт асбестовым валиком (6), прикрепленным к силовому шпангоуту.

Отсек турбины и выхлопной трубы отделен от монтажного отсека горизонтальным экраном (3) из листа толщиной 0,5 мм. Для придания необходимой жесткости экрану на верхней поверхности его приварены на точечной сварке профили Z-образного сечения, изготовленные из листа толщиной 0,5 мм, и выштампованы рифты.

Экран закреплен к силовому шпангоуту мотогондолы, ее бортам и с помощью уголка из материала Д16Т Пр 101-5 с асбестовым валиком - к переднему лонжерону крыла (см. сеч. Б-Б).

Для подхода к соединениям трубопроводов суфлирования двигателей на левой стороне средней части отражателя установлен съемный лючок. Для крепления лючка на экране установлены шесть шпилек. Лючок крепится гайками.

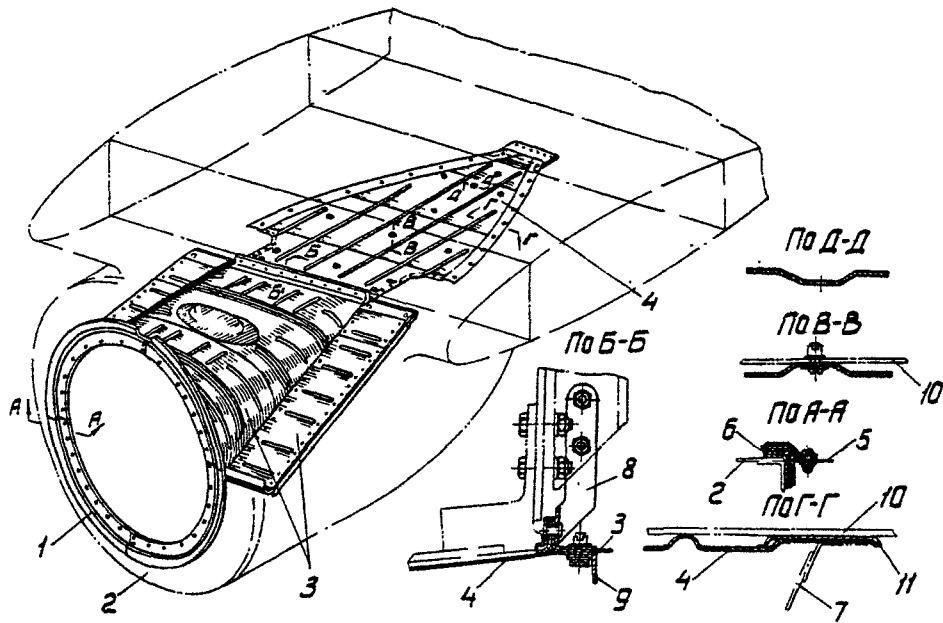
Для защиты крыла от нагрева выходящими продуктами сгорания, а также от нагрева корпусом турбины и удлинительной трубой, на нижнюю обшивку крыла установлен защитный экран (4), изготовленный из листа марки IX18H9T толщиной 0,3 мм.

Экран закреплен по периметру болтами совместно со стекателем газов к нижней панели крыла и дополнительно II-ю ÷ I4-ю болтами в своей средней части.

Крепление экрана осуществлено так, что между обшивкой крыла и экраном образуется воздушный зазор, равный ≈ 6 мм, уменьшающий нагрев крыла.

Для предохранения обшивки крыла от коррозии в местах соприкосновения его с экраном поверхность крыла и экрана покрывается грунтом АЛГ-7 и эмалью АЛ-701.

Для исключения возможности чеканки обшивки крыла (10) экраном (4) между ними проложена прокладка (11) из материала Д16АТ толщиной 0,8 мм.



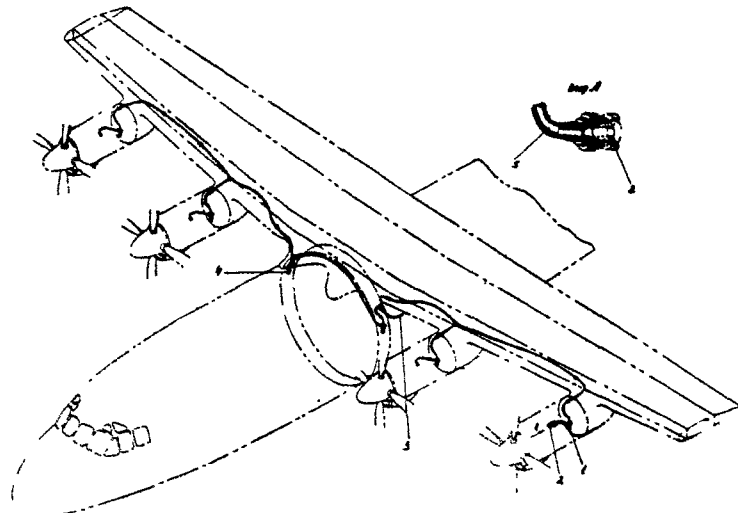
Фиг.62. Противопожарные перегородки гондолы двигателя.

1-противопожарная перегородка, 2-силовой шпангоут, 3-противопожарный отражатель, 4 - экран, 5 - противопожарная перегородка двигателя, 6-асбестовый валик, 7-стекатель газов, 8 - кронштейн, 9-профиль, 10- нижняя панель крыла, 11- прокладка.

IX. СИСТЕМА СТАТИЧЕСКОЙ ПРОВОДКИ КТА

Для исключения влияния изменения статического давления при эволюциях самолета на работу КТА все статические штуцера КТА объединены между собой трубопроводом (см.фиг.63) сечением 8х6 мм. От общей проводки идет трубопровод в левый зализ центроплана, где заканчивается открытым концом.

В систему трубопровода включены влагоотстойники (4), которые установлены в каждой гондоле двигателя на силовом шпангоуте с правой стороны и в фюзеляже, в районе шп.24 на левом и правом бортах. Трубопровод системы статического давления КТА, проходящий по крылу, закреплен с помощью хомутов за трубопроводы системы централизованной заправки и гидросистемы таким образом, чтобы конденсат не мог скапливаться в трубопроводе, а сливался во влагоотстойники.



Фиг.63. Схема статической проводки КТА.

1 - влагоотстойник, 2- штуцер статического давления КТА, 3 - забортник, 4 - влагоотстойник, 5- трубопровод.

Х.ТУРБОГЕНЕРАТОРНАЯ БОРТОВАЯ УСТАНОВКА ТГ-16М

1. Общие сведения

Установка ТГ-16М (фиг.64,65,65а,65б,65в) представляет собой бортовой источник тока, предназначенный для питания электрических стартеров при запуске двигателей АИ-20М в наземных условиях и для питания бортовой сети самолета, как во время подготовки его к полету, так и в полете на высотах до $H = 4200\text{ м}$, при нормальном напряжении 28,5 вольт и токе 600 ампер / в полете - как аварийный источник тока/.

Установка оборудована системой автоматического запуска. Запуск осуществляется генератором ГС-24А, работающим в стартерном режиме, и панелью запуска ПТ-16А. В системе запуска предусмотрена холодная прокрутка установки.

Питание генератора ГС-24А производится от сети постоянного тока с напряжением $27 \pm 10\%$ вольт /бортовых аккумуляторов или наземного источника/.

Управление и контроль за работой установки осуществляется из кабины летчиков.

2. Крепление установки, эжекторно-выхлопное устройство, отвод во воздуха от ГС-24А, дренажи

Турбогенератор ТГ-16М установлен в задней части левого обтекателя шасси и своими тремя узлами крепится к четырем ответным узлам на фюзеляже / фиг.66/.

Два верхних узла / 10,13/ турбогенератора соединяются непосредственно с верхними узлами / 7,8/ фюзеляжа, нижний узел / 13/ - двумя тягами / 2,6/ с нижними узлами фюзеляжа.

Передний верхний узел фюзеляжа приклепан к ободу шпангоута 33 между стрингерами 19-20, задний верхний узел фюзеляжа приклепан между шпангоутами 34-35 на одном уровне с передним узлом.

Передний нижний узел также приклепан с усиливающим профилем на шпангоуте 33, вблизи усиленного стрингера 16.

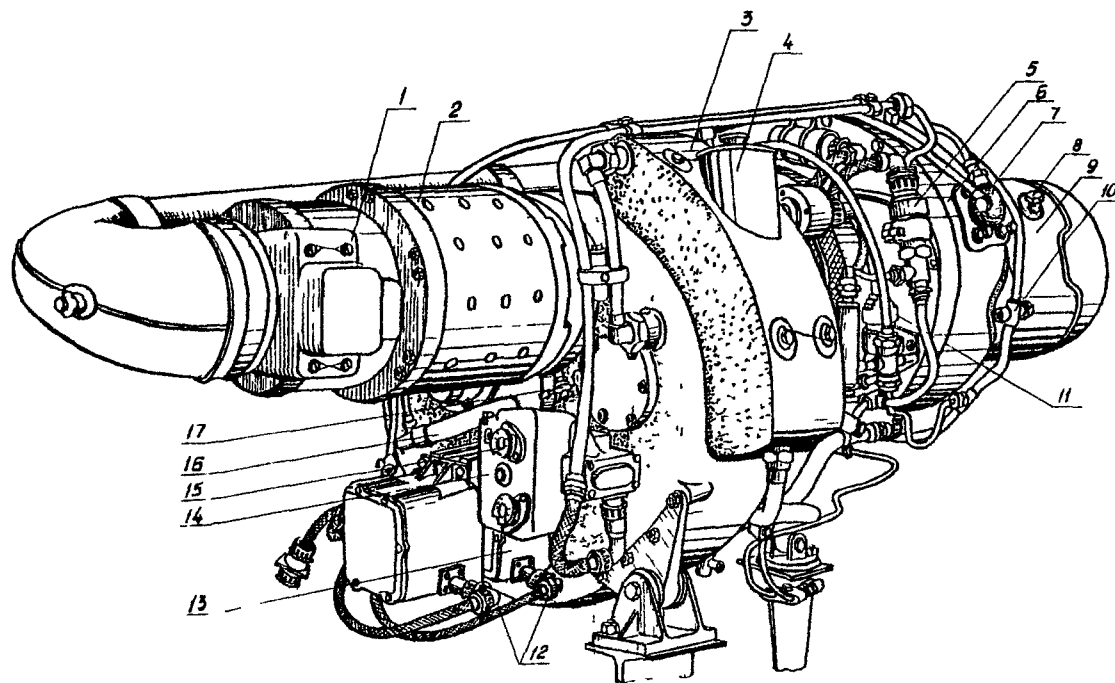
Нижние узлы имеют шарнирные подшпильники.

Для исключения передачи вибрации от ТГ-16М на конструкцию фюзеляжа при его работе в узлах крепления устанавливаются амортизаторы / II,12/. Амортизаторы / II,12/, установленные в передних узлах навески, поставляются вместе с турбогенераторами, а установленные в заднем узле навески поставляются самолетостроительными организациями.

При замене турбогенератора амортизаторы /12/ в передних опорах устанавливаются новые, а амортизаторы /II/ в задней опоре переставляются с ранее снятой установки. Перед установкой амортизатора /II/ в заднюю опору необходимо проверить его состояние. Амортизаторы с глубокими трещинами и расслоениями, с отставшей резиной от металлических втулок необходимо заменить. Зазор между амортизатором /II/ и кронштейном /8/ заполняется шестью шайбами /9/ толщиной 1 мм. При необходимости разрешается менять количество шайб с каждой стороны амортизатора, но суммарно должно устанавливаться шесть шайб

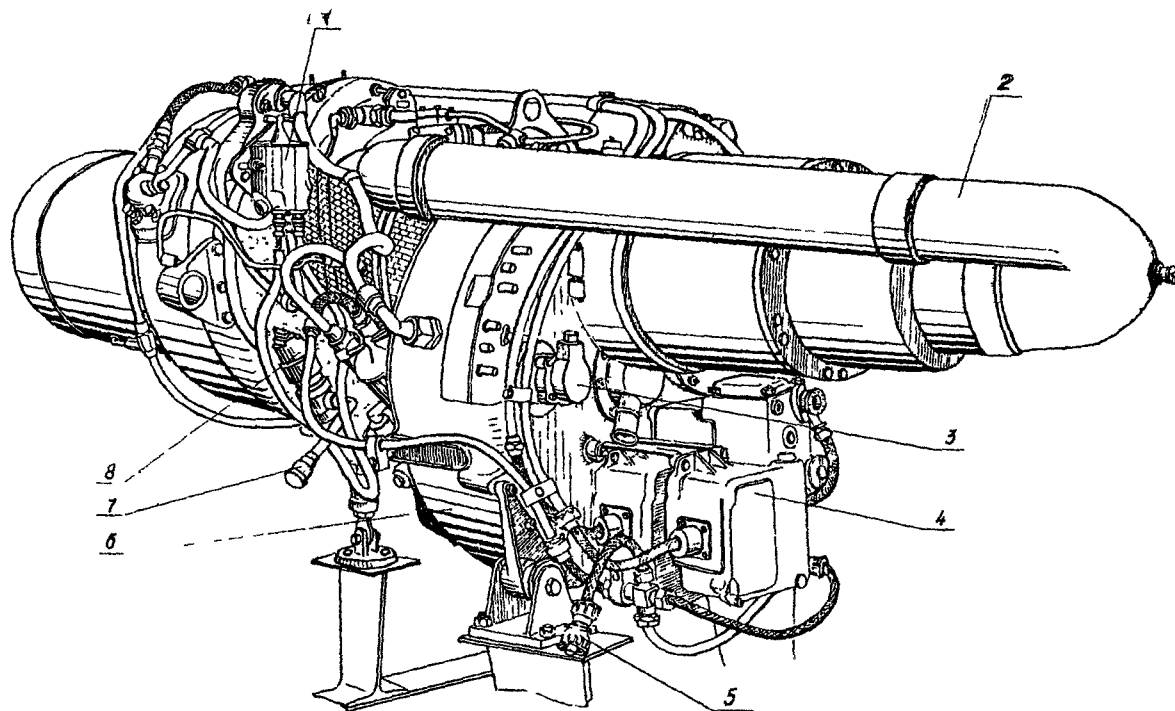
Для монтажа турбогенератора и доступа к нему в эксплуатации в обшивке обтекателя между шпангоутами 31-35Д и стрингерами 4-16 прорезан люк.

Кроме люка, для монтажа агрегата в обшивке имеются отверстия для забора воздуха, для эжекторно-выхлопного устройства и лючок для подхода к распределительным коробкам агрегата.



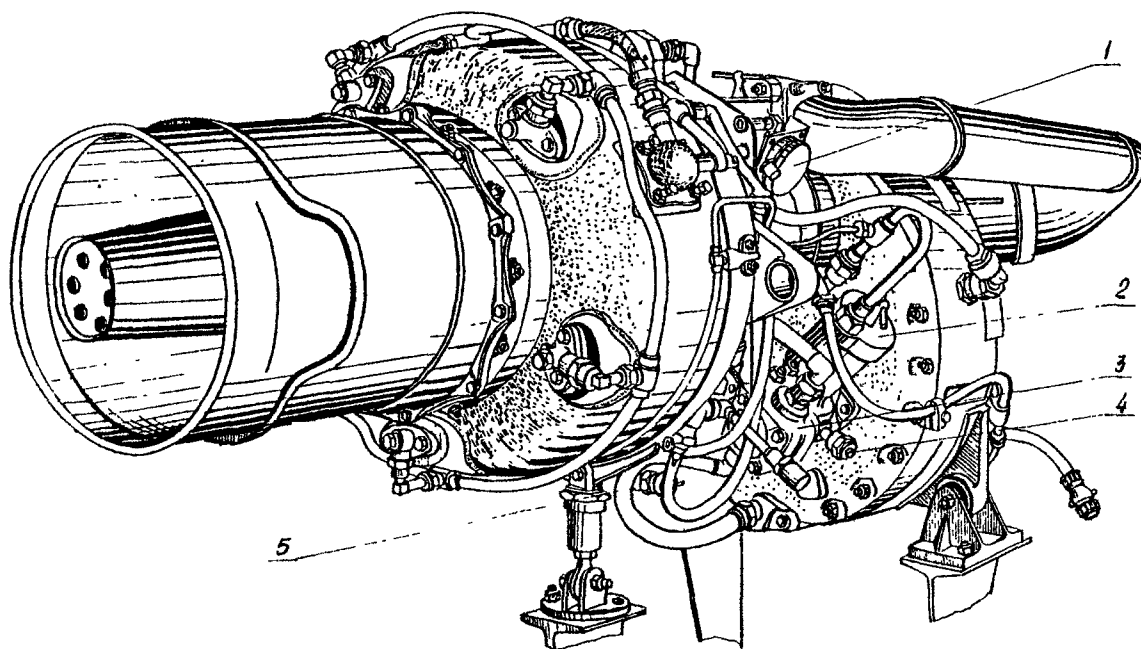
Фиг. 64 Внешний вид бортовой установки ТГ-16М (вид сзади - справа).

1- колодка подвода питания генератора ГС-24А, 2- генератор ГС-24А, 3- масляный бак, 4-заливная горловина масляного бака, 5 -противозабросный электромагнитный кран, 6 -камера сгорания, 7-воспламенитель, 8-термопара Т-9Д, 9-выхлопной патрубок двигателя, 10-режущая форсунка, 11- топливный электромагнитный кран, 12- штепсельные разъемы питания катушек зажигания ИКНИ-ИИ-БТ, 13- катушки зажигания ИКНИ-ИИ-БТ, 14- агрегат ВЦ-40, 15- регулировочная головка I команды агрегата ВЦ-40, 16- суфлер турбогенератора, 17-дренаж проставки генератора.



Фиг. 65. внешний вид бортовой установки ТГ-16М (вид сзади-слева).

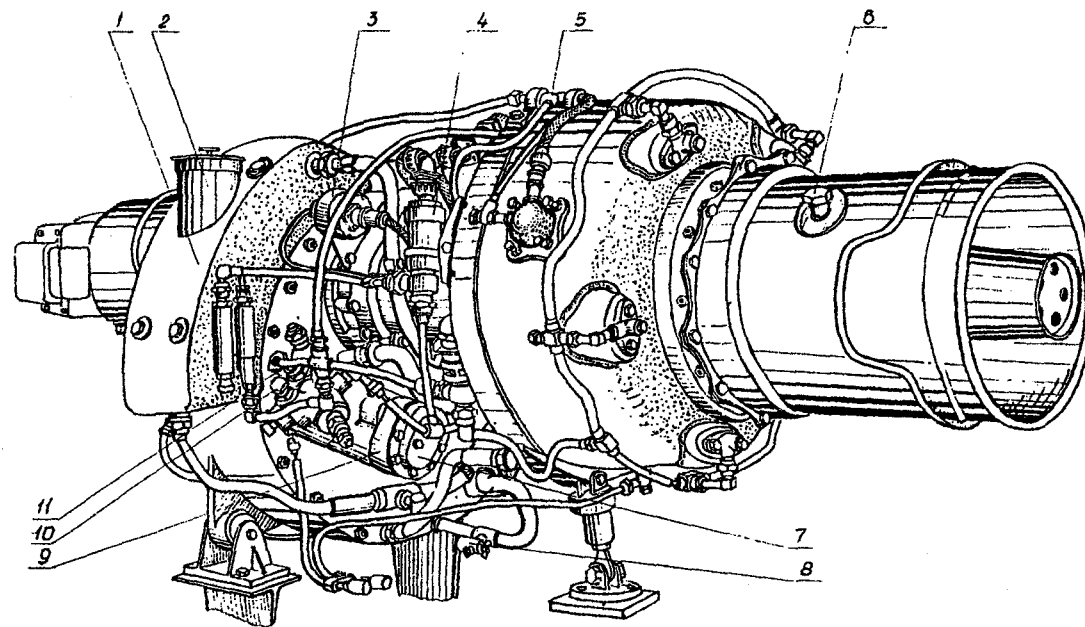
1 - топливный фильтр на входе в установку, 2 - труба подвода охлаждающего воздуха к ГС-24А,
 3 - место установки тахометра ИТЭ-1 с датчиком ДТЭ-1, 4 - катушка зажигания ИКНИ-11-БТ, 5 - штепсельный
 разъем тахометра ИТЭ-1 с датчиком ДТЭ-1, 6 - редуктор, 7 - штуцер подвода топлива к турбогенератору,
 8 - электромагнитный топливный кран перед фильтром.



Фиг. 65а. Внешний вид бортовой установки ТГ-16М (вид спереди-слева)

1-штепсельный разъем автоматики, 2-фильтр маслонасоса, 3-маслонасос, 4-редукционный клапан маслонасоса, 5-дренажный топливный кран перед ТНР-40М.

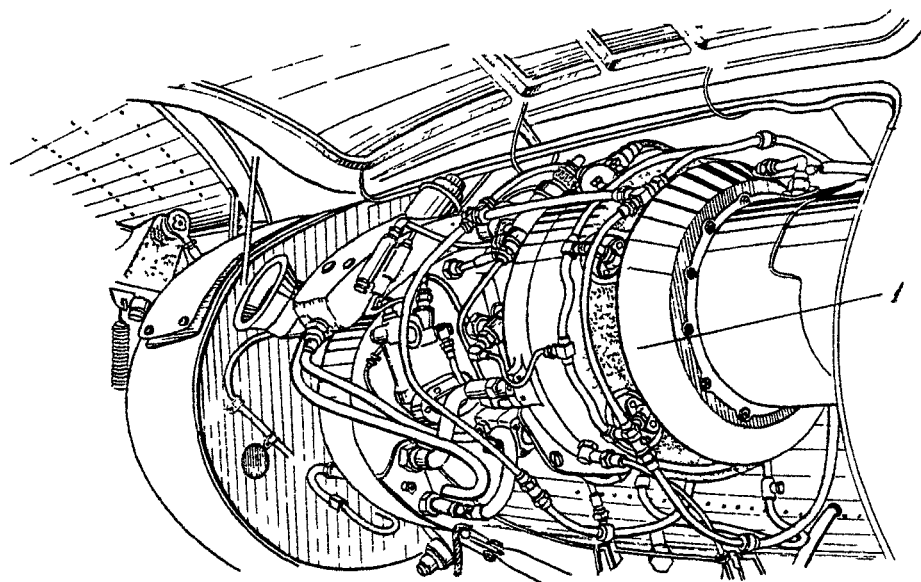
(Бронекольцо условно не показано.)



Фиг. 656. Внешний вид бортовой установки ТГ-16М (вид спереди - справа).

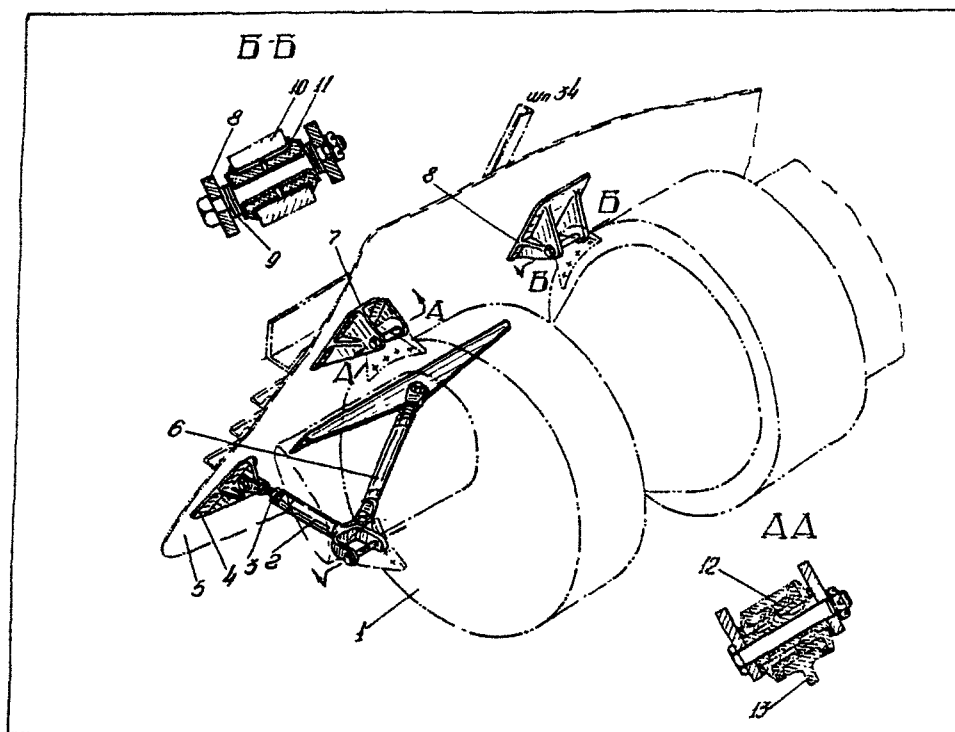
1- клапан запуска, 2- заливная горловина маслобака, 3- сигнализатор давления, 4- электромагнитный кран топливного клапана запуска, 5- свечи СПН-4-3-Т, 6- место постановки термомпары Т-9Д, 7- фильтр агрегата ТНР-40М, 11- винт центробежного редуктора, 8- краны слива масла, 9- агрегат ТНР-40М, 10- винт клапана постоянного перепуска ТНР-40М,

(Бронекольцо условно не показано.)



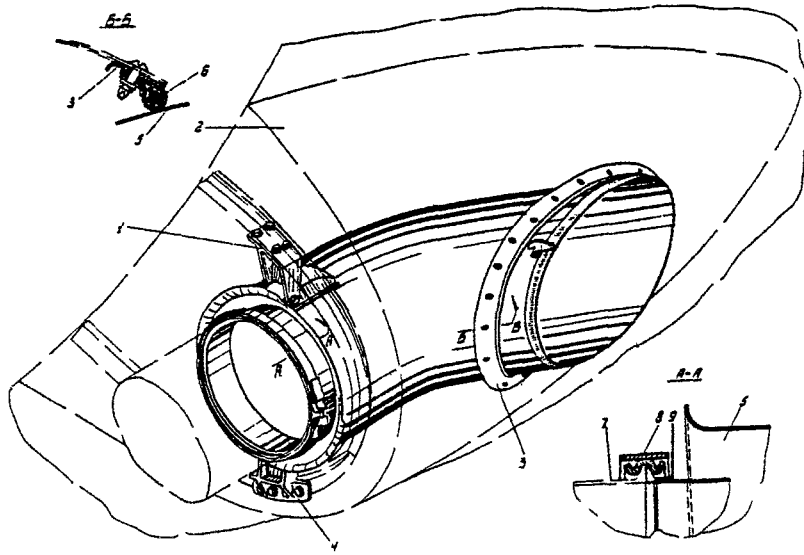
Фиг.65в. Установка турбогенератора ТГ-16М
/общий вид/

I-Бронекольцо на кожухе турбины.

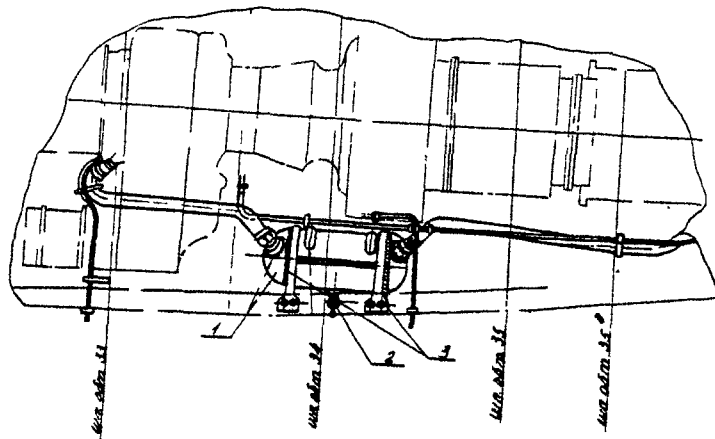


Фиг. 66. Крепление ТГ-16М.

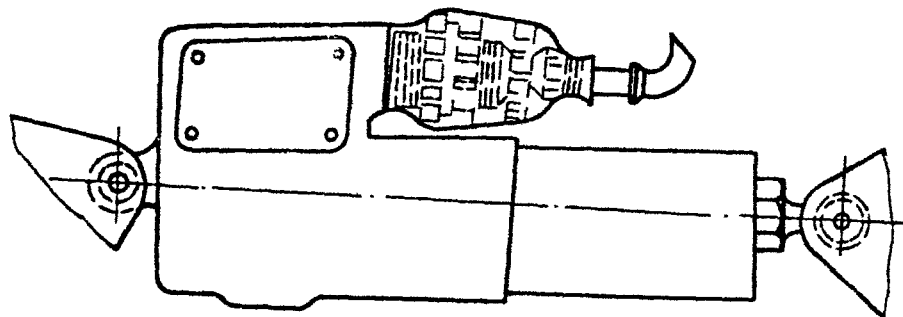
1-турбогенератор ТГ-16М, 2-подкос, 3- контрогайка,
4-нижний передний кронштейн, 5-фюзеляж, 6-подкос,
7-верхний передний кронштейн, 8-задний кронштейн,
9-шайба, 10-кронштейн ТГ-16М, 11-амортизатор, 12-амор-
тизатор ТГ-16М, 13-кронштейн ТГ-16М.



Фиг.67. Эжекторно-выхлопное устройство.
1-верхний кронштейн крепления эжектора, 2-левый обтекатель шасси, 3-окантовка, 4-нижний кронштейн крепления эжектора, 5-эжектор, 6-асбестовый валик, 7-выхлопной патрубок ТГ-16М, 8-хомут, 9-выхлопная труба,



Фиг.68. Дренажный бачок.
1-дренажный бачок; 2-сливной кран 600400М; 3-хомуты крепления дренажного бачка.



Фиг. 69. Установка чехла на ШР моторчика
лючка забора воздуха на ТГ-16М.

Отверстие под эжектор выхлопной трубы находится между шпангоутами 35д-37.

Отверстие для забора воздуха расположено между шпангоутами 31д-33 обтекателя и закрывается створкой, управляемой электромеханизмом МП-100М-П серии. Система управления открытием створки заблокирована с системой запуска двигателя ТГ-16М.

Для предохранения электромеханизма МП-100М-П серии от попадания влаги на ШР моторчика лючка ТГ-16М установлен предохранительный чехол (фиг. 69), а также для предотвращения скапливания влаги на заливной горловине маслобака ТГ-16М установлена резиновая крышка.

На фиг. 67 показана установка выхлопной трубы ТГ-16М и эжектора.

Выхлопная труба /9/ изготовлена из материала IX18H9T толщиной 1 мм и крепится на фланец /7/ ТГ-16М с помощью хомута /8/.

Эжектор /5/ закреплен с помощью двух кронштейнов /1,4/ на шпангоут 35д обтекателя шасси. Эжектор изготовлен из двух половин, сваренных между собой. Каждая половина изготовлена из листа IX18H9T толщиной 0,8 мм. Передняя часть имеет отбортовку и две приваренные коробки, которыми эжектор соединен с кронштейнами. Конец эжектора усилен наваренной лентой из материала IX18H9T толщиной 0,8 мм и шириной 12 мм.

На конце эжектора имеются два крочка для крепления рукава подогревателя. Отверстие в обтекателе шасси под эжектор закрывается асбестовым валиком /6/, который крепится по периметру винтами вместе с окантовкой /3/.

Воздух, охлаждающий генератор ГС-24А, для устранения нагрева пространства вокруг турбогенератора собирается в кожухе, одетом на генератор, и отводится в атмосферу через патрубок, для чего на левке обтекателя прорезано отверстие, закрытое жабрами. Кожух и патрубок изготовлены из материала АМцАМ толщиной I; I,2 мм. Кожух состоит из трех частей для удобства его монтажа и закреплен на генераторе ГС-24А с помощью двух хомутов. Плотное соединение патрубка с левком достигается за счет установки на конце патрубка резинового валика.

В трубопроводе дренажа внутренней полости редуктора установлен дренажный бачок фиг.68 для предотвращения выброса масла из эжекторно-хлопной системы. (согласно фиг. 67).

При монтаже турбогенератора производится дренажирование из следующих мест:
-внутренней полости редуктора;
-насоса-регулятора ТНР-4СМ;
-камеры сгорания;
-соединения генератора ГС-24А с редуктором.

3. Основные технические данные ТГ-16М.

/ Для сведения /

- Г. Назначение. а/ для запуска двигателей АИ-20М в наземных условиях $H=0$ и на высокогорных аэродромах до $H=4200$ м;
б/ для питания бортсети самолета во время подготовки его к полету;
в/ в качестве аварийного источника тока в полете до $H=4200$ м;
2. Максимальная выходная мощность на клеммах ГС-24А в диапазоне рабочих оборотов 60 квт.

П ПРИМЕЧАНИЕ: В эксплуатации допускаются, ввиду ступенчатой загрузки, кратковременные пиковые перегрузки до 80 квт. с падением до 56-60 квт. в течение не более 6 сек.

3. Сухой вес. Не более 190 кг (с бронезащитным кольцом)
/В сухой вес не включаются веса приборов монроля и аппаратуры запуска/
4. Габариты установки:
- длина 1580[±] 8 мм
- ширина не более 575 мм
- максимальный диаметральный размер не более 670 мм

А/ Общие данные двигателя

1. Условное обозначение ГТД-16М
2. Направление вращения Правое /смотря со стороны реактивного сопла/
3. Диапазон рабочих оборотов (об/мин, %)
а/ режим запуска и холостого хода в диапазоне $H=0 + 2000$ м 32500 ± 33500 об/мин; 93 ± 96%
в диапазоне $H=2000 + 4200$ м 32500 ± 34000 об/мин; 93 ± 97%
б/ режим работы на бортсеть в диапазоне $H=0 + 2000$ м 31500 ± 33500 об/мин; 90 ± 96 %

в диапазоне $H=2000 + 4200\text{м}$ 32000 + 34000 об/мин, 91,5+ 97%
в/ режим запуска двигателя АИ-20М
в диапазоне $H=0+2000\text{м}$ 31500+ 33500 об/мин, 90+ 96%
в диапазоне $H=2000+ 4200\text{м}$ 32000+ 34000 об/мин, 91,5+ 97%

4. Допустимый заброс оборотов при раз-
гоне и резком сбросе нагрузки/об/мин, %/
при $H=0+ 2000\text{ м}$ не более 35000 об/мин / 100%/
при $H=2000+ 4200\text{м}$ не более 35600 об/мин /102%/

ПРИМЕЧАНИЕ: При забросе оборотов ротора выше максимально-допустимой величины 35600 об/мин /102%/ турбогенератор подлежит переборке.

5. Допустимые колебания рабочих оборотов не более:
- на холостом ходу ± 500 об/мин / $\pm 1,5\%$ /
- при нагрузке на 6-ой ступени ± 350 об/мин / $\pm 1,0 \%$ /

ПРИМЕЧАНИЕ: Допуск на величину колебания оборотов для всех режимов подлежит уточнению по результатам эксплуатации 20+25 турбогенераторов ТГ-16М серийного выпуска.

6. Температура воздуха, при которой Наружного от -60°C до $+50^{\circ}\text{C}$
обеспечивается нормальный запуск окружающего ТГ-16М от -25°C
/не более чем с 3-х попыток/ до $+50^{\circ}\text{C}$.

ПРИМЕЧАНИЕ: При температуре окружающего ТГ-16М воздуха ниже -25°C перед запуском производится подогрев двигателя ГТД-16М, согласно инструкции по эксплуатации ТГ-16М.

7. Режим работы ГТД-16М:
а/ режим запуска и холостого хода - время выхода турбогенератора
на рабочие обороты при запуске, не более 30 сек.
б/ режим работы на бортсеть
(в том числе и при применении в
качестве аварийного источника тока)-
мощность загрузки генератора не более 18 квт (ток нагрузки 600а)
- время непрерывной работы 60 мин.

ПРИМЕЧАНИЕ: До и после работы на бортсеть разрешается производить 6 запусков двигателя АИ-20М без перерыва.

- перерыв после работы на режиме
загрузки на бортсеть (включая
последующие запуски двигателей
АИ-20М до полного охлаждения

в/ режим запуска двигателей АИ-20М
- время непрерывной работы в одной
группе запусков (мин-сек) 7-30 или 13-30
- количество запусков двигателя
АИ-20М в группе запусков 4 или 6
- продолжительность одного запуска
двигателя АИ-20М 60сек /в 10% ресурса -
70 сек с соответствующим удлинением
времени работы в группах запусков/.
- перерыв между включениями, сек,
после 1,2 и 3 включений 15 сек.
- после 4 и 5 включений, сек 120 сек.

- время работы на режиме холостого хода после одной группы из 4-х или 6-ти запусков для охлаждения турбогенератора, сек 120 сек
 - 8. Температура газов за турбиной не более в эксплуатации:
 - нормальная в условиях $H = 0 \pm 4200M$ 750 °C
 - в условиях $H = 4200M$ и $t_{вх} = +30^{\circ}C$ 790 °C
 - кратковременный заброс в течение не более 6 сек 820 °C
 - При разгоне заброс температур
 - в диапазоне $H = 0 \pm 2000M$ не более 850 °C
 - в диапазоне $H = 2000 \pm 4200M$ не более 900 °C, с восстановлением до нормальной температуры в течении 3-х сек.
 - 9. Ресурс турбогенератора
 - а/ в режиме запусков двигателя АИ-20М
 - количество запусков 2000
 - время работы, час 72 часа
 - б/ в режиме работы на бортовую 100 час
 - в/ общее время работы 172 часа
 - 10. Количество запусков установки за ресурс/ не считая прожигов/ 1000
- ПРИМЕЧАНИЕ:** Ресурс работы установки и количество запусков ТГ-16М могут изменяться в процессе эксплуатации по бюллетеням завода-изготовителя.
- 11. Расход топлива не более 120 кг/час
 - 12. Мощность двигателя на выходном валу редуктора 95 + 100 л.с.

б/ Масляная система

- 1. Тип автономная, циркуляционная под давлением
- 2. Сорт масла 36/1 МРТУ38-1-157-65
- 3. максимально-допустимая температура на входе 160 °C
- 4. Давление масла 3,5 + 5,5 кг/см²
- 5. Насос шестеренчатый
- 6. Сигнализатор давления масла СД-24А

в/ Топливная система

- 1. Сорт топлива Керосин Т-1, ТС-1, Т-2 (как резервное) - ГОСТ-10227-62
- 2. Питание от общей топливной системы самолета с давлением на входе в ТНР-40М 0,06 + 1,8 кг/см².
- 3. Топливный насос-регулятор ТНР-40М, шестеренчатый, автоматически поддерживающий обороты ротора двигателя ГТД-16М.
- 4. Выключатель центробежный ВЦ-40. Назначение: 1/ сигнализация о выходе установки ТГ-16М

- на обороты холостого хода и отключение генератора со стартерного режима.
- 2/ аварийное отключение установки при $n = 37000 \pm 1400$ об/мин /105,5-4%/
- 3/ Снятие загрузки в случае снижения оборотов до $n = 29000 - 1000$ об/мин (83-3%)
5. Давление топлива перед рабочими форсунками не более 24 кг/см²
6. Рабочие форсунки:
- тип центробежные
- количество 5
7. Пусковые форсунки:
- тип центробежные
- количество 2
8. Электромагнитные топливные краны:
- тип 25I2853,
- количество 4

Г/ Система запуска ТГ

1. Тип Автоматическая, состоящая из генератора ГС-24А и панели запуска ПТ-16М
2. Время выхода установки на рабочие обороты Не более 30 сек
3. Стартер В качестве стартера используется генератор установки ГС-24А.
4. Питание От 3-х аккумуляторных батарей I2САН-28 или от аэродромного источника тока напряжением $27 \pm 10\%$ вольт типа АПА-2М или от генератора запущенного двигателя самолета напряжением $27 \pm 10\%$ / под нагрузкой/ в буфере с аккумуляторной батареей.
5. Аппаратура запуска Панель запуска ПТ-16М автоматически управляющая запуском по времени и току якоря стартера.
6. Пусковая свеча:
- тип СИН-4-3 Т
- количество 2
7. Пусковая катушка
- тип IКНИ-11-БТ
- количество 2

Д/ Генератор

1. Тип ГС-24А
2. Количество 1
3. Направление вращения Левое /смотри со стороны хвостовика/
4. Число оборотов 6500 ± 500 об/мин
5. Максимально-допустимое число оборотов 7200 об/мин
6. Охлаждение Принудительное, от вентиляторов ТГ с полным напором не менее 400 мм водяного столба.

7. Работа при запуске двигателя АИ-20:

- нормальное напряжение	до 60в
- установившийся ток при напряжении 60в	до 1000а

8. Работа на бортсеть:

- номинальное напряжение	28,5 ± 1,5в
- нагрузка	до 600а
- время работы	не более 60 мин

е/ Приборы и лампы контроля работы ТГ

1. Электротахометр:

- т и п	ИТЭ-1 с датчиком ДТЭ-1
- количество	1

2. Термометр выходящих газов:

- т и п	ТСТ-29Д
- количество	1

3. Сигнальные лампочки:

- давление масла	1
- запуска / запуск ТГ-16М идет/	1
- выхода установки на рабочие обороты / ТГ-16М запущен/	1
- включения генератора на бортсеть	1
- работа ограничителя мощности	1
- работа автомата останова двигателя	1

4. Запуск и работа установки

*Запуск установки ТГ-16М осуществляется раскруткой газотурбинного двигателя генератором ГС-24А, работающим в стартерном режиме. Питание генератора может происходить как от бортовых аккумуляторов, так и от аэродромных источников. Напряжение должно быть не менее 24-х вольт под нагрузкой 36а.

В процессе раскрутки газотурбинного двигателя в него попадает топливо, воспламеняемое от пусковых агрегатов, и двигатель увеличивает обороты ротора до 93% (32500 об/мин). На этих оборотах происходит отключение ГС-24А. По времени ГС-24А отключается через 25 секунд.

Управление порядком запуска установки осуществляется автоматически панелью запуска ПТ-16МТВ.

Холодная прокрутка газотурбинного двигателя производится генератором ГС-24А, работающим в двигательном режиме. В отличие от запуска, при холодной прокрутке обесточиваются реле и контакторы, включающие в работу пусковую катушку зажигания и электромагнитные топливные краны кроме крана, расположенного перед ТНР-40М. Управление порядком раскрутки осуществляется панелью запуска ПТ-16МТВ.

Работа на бортсеть генератора ГС-24А может производиться как самостоятельно, так и параллельно с основными генераторами. В этих случаях включение ГС-24А на бортсеть производится через систему реле автоматически. Постоянство напряжения на клеммах генератора поддерживается угольным регулятором РН-120У.

Запуск силовых двигателей от бортовой установки производится после того, как число оборотов ротора двигателя достигнет рабочих (в диапазоне Н=0+2000м - 32500+ 33500 об/мин (93+ 96%), в диапазоне Н=2000 ± 4200м - 32500+ 34000(93+ 97%) / что контролируется загоранием электролампочки "ТГ-запущен".

Процесс запуска происходит автоматически, Управление процессом запуска основных двигателей производится программным механизмом АПД-75А.

Вначале СТГ-12ТМО раскручивается на малых оборотах, чем обеспечивается безударное сцепление в механической передаче, затем напряжение на якорных обмотках возрастает - начинается интенсивная раскрутка ротора двигателя.

Через 9 сек включается электроклапан пускового топлива и система зажигания двигателя АИ-20. Напряжение на клеммах ГС-24А возрастает до 29-32в. Включается регулятор мощности РУД-600Д.

Через 15 сек. напряжение на клеммах ГС-24А возрастает до 40-42 в. Отключается РУД-600Д.

Через 20 сек. включается подача основного топлива в двигатель. Напряжение на клеммах ГС-24А повышается до 48-50 вольт, происходит более интенсивная раскрутка двигателя. Вновь включается РУД-600Д.

Через 25 сек. отключается система зажигания пускового топлива. Напряжение на клеммах ГС-24А повышается до 58-60 вольт. Интенсивность раскрутки ротора двигателя возрастает.

По достижении ротором двигателя АИ-20 определенных оборотов срабатывает электрогидравлический выключатель ВЗ-2С1, после чего программный механизм дорабатывает цикл и устанавливается в исходное положение.

Ступенчатое повышение напряжения на клеммах ГС-24А позволяет менять в процессе запуска интенсивность раскрутки ротора основного двигателя. После запуска всех двигателей переключатель "запуск от ТГ" следует выключить.

О Г Л А В Л Е Н И Е

	Стр.
I. СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ	3
1. Общие сведения	3
2. Основные технические данные двигателя	
АИ-20М	7
а. Конструктивные данные	7
б. Основные режимы	8
в. Питание топливом	9
г. Система регулирования	10
д. Масляная система	12
е. Система запуска	14
ж. Система противообледенения	15
з. Самолетные агрегаты	15
3. Технические данные двигателя АИ-20М	
отличающиеся от технических данных	
двигателя АИ-20А	
II. ГОНДОЛА ДВИГАТЕЛЯ АИ-20	16
1. Воздухозаборник	16
2. Крышка капота	18
3. Силовая ферма	20
4. Силовой шпангоут	21
5. Хвостовая часть гондолы двигателя	22
6. Стекло гондолы двигателя	23
7. Обтекатель втулки винта АВ-68И	24
8. Обтекатель редуктора	26
III. СИСТЕМА ОТВОДА ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ И ОБДУВА	
ДВИГАТЕЛЕЙ	28
1. Система отвода продуктов сгорания	28
2. Система обдува двигателя, его агрегатов	
и отвод воздуха от клапанов перепуска	28
а. обдув горячей части двигателя	29
б. обдув генератора, термоматрона КТА и	
электромотора МП-5	31
в. Отвод воздуха от клапанов перепуска	
на компрессоре двигателя	31
3. Крепление двигателя	32
IV. СИСТЕМА ПИТАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ МАСЛОМ	36
I. Агрегаты маслосистемы	39
а. Маслобак	39
б. Дренажный бачок	39
в. Маслорадиатор	41

2. Маслосистема флюгирования воздушного винта	41
3. Контрольная аппаратура	44
4. Трубопроводы	45
5. Система эжекции маслорадиатора	45
У. ПИТАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ТОПЛИВОМ	47
А. Топливная система	47
Б. Система питания турбогенераторной установки ТГ-16М...	57
В. Агрегаты топливной системы	58
1. Б а к к	58
2. Подкачивающие насосы	58
3. Пожарный кран	61
4. Кран кольцевания	63
5. Топливный фильтр грубой очистки	63
6. Топливный фильтр тонкой очистки	66
7. Расходомер топлива РТМС1,2-Б1	67
8. Трубопроводы	68
Г. Система автоматики расходования и измерения количества топлива СЭТС-260Д	69
а. Принцип работы измерительной части СЭТС-260Д	70
б. Автоматическое управление расходом топлива	71
в. Ручное управление расходом топлива	77
Д. Система централизованной заправки топливом	78
1. Заправочный кран	83
2. Поплавковые клапаны	84
3. Вакуумный клапан	85
4. Трубопроводы	87
Е. Система дренажа топливных баков	87
У1. СИСТЕМА ЗАПОЛНЕНИЯ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ НЕЙТРАЛЬНЫМ ГАЗОМ НГ	93
А. Агрегаты системы	99
1. Огнетушитель ОСУ-5	99
2. Электроподогреватель газа и электроподогреватель жиклера	99
3. Обратный клапан	99
4. Установка подпольных топливных баков	100
5. Система дренажа подпольных баков	101
6. Система централизованной заправки	101
7. Система нейтрального газа	102
УП. УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯМИ	104
Требование к системе управления двигателями	109
УШ. ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	110
А. Стационарная противопожарная система	110
1. Агрегаты системы	118
а. Огнетушитель ОС-8М	118
б. Огнетушитель Т66Ю-10	120
в. Блок электромагнитных кранов 781Ю0 и 781200	120
г. Система сигнализации ССП-2А	120

д. Система сигнализации ССП-7	121
е. Трубопроводы	121
2. Принцип действия стационарной противопожарной системы	122
Принцип действия системы тушения пожара внутри двигателя	123
3. Проверка системы	124
Б. Противопожарная защита отсеков подпольных топливных баков	126
Работа системы	127
В. Ручные переносные огнетушители	127
Г. Противопожарные перегородки мотогондол	128
IX. СИСТЕМА СТАТИЧЕСКОЙ ПРОВОДКИ КТА	129
Х. ТУРБОГЕНЕРАТОРНАЯ БОРТОВАЯ УСТАНОВКА ТГ-16М	130
1. Общие сведения	130
2. Крепление установки, эжекторно-выхлопное устройство, отвод воздуха от ГС-24А дренажа	130
3. Основные технические данные ТГ-16М	139
4. Запуск и работа установки	143

