

Глава II

Системы жизнеобеспечения

К системам жизнеобеспечения транспортных самолётов относятся система кондиционирования воздуха и система регулирования давления в гермокабине самолёта. Они предназначены для создания нормальных условий жизнедеятельности пассажиров и экипажа на борту самолёта.

1. Влияние пониженного давления атмосферы на организм человека

С подъёмом на высоту меняется атмосферное давление. До высоты 11 км это изменение определяется зависимостью

$$P_H = P_0 \left(1 - \frac{H}{44300} \right)^{5,256},$$

а для высот больших 11 км по соотношению

$$P_H = 169,4 \exp \left(- \frac{H - 11000}{6340} \right),$$

где H-высота в метрах, отсчитанная от уровня моря; P_H - давление на высоте H; $p_0 = 760$ мм рт. ст.

С увеличением высоты полёта меняется не только давление воздуха, но и плотность воздуха, парциальное давление кислорода и температура.

Особенно опасно для человека изменение парциального давления кислорода в воздухе, которое определяется законом Дальтона

$$P_{O_2} = P_H \Gamma / 100,$$

где Γ - процентное содержание O_2 в воздухе. До высоты 20 км процентное содержание Γ практически не меняется и равно 21%.

Для нормальной жизнедеятельности человека необходимо, чтобы парциальное давление кислорода было равно $P = 21,2 - 16,6$ КПА (159 -125 мм рт. ст.). На высоте 3,5 – 4 км оно равно 105-98 мм рт. ст., что вызывает учащенное дыхание, но кислородное голодание выражается слабо. Эта область называется зоной полной компенсации.

Минимально допустимое парциальное давление O_2 имеет место на высоте 4,5 км. Пребывание человека на этой высоте и больше приводит к кислородному голоданию, проявляющемуся в ухудшении зрения и слуха, головной боли, сонливости, уменьшении быстроты реакции и изменении психического состояния. На высоте 5 – 7 км возникает потеря сознания, а на высоте 8 км может возникнуть смерть.

Пониженное атмосферное давление приводит не только к кислородному голоданию. При подъёме на высоту газ в желудке и кишечнике расширяется, что приводит к появлению болевых ощущений. Уменьшается также объём лёгких. Это называется высотным метеоризмом.

С уменьшением атмосферного давления уменьшается температура кипения воды (давление насыщенных паров). На высоте 19,2 км эта температура равна 37°C , т.е. равна температуре человеческого тела, а так как человек на 70% со-

стоит из воды, она в нём закипает. Это приводит к скапливанию пара под кожей и оттягиванию её от мышц, что называется высотной эмфиземой тканей.

При резких спусках и подъёмах в открытых кабинах (при разгерметизации) резкое изменение давления приводит к декомпрессионным расстройствам в организме человека.

Чем больше давление, тем больше газа растворяется в жидкости, в том числе и азота. Резкое падение давления на высоте более 8 км приводит к выделению азота из крови и тканей в виде пузырьков. Это вызывает боли в мышцах и суставах и называется аэроэмболизмом или декомпрессионной болезнью. Боли исчезают при снижении до высоты 7 км.

Наибольшее изменение давления с изменениями высоты dP/dh имеет место на малых высотах при быстрых спусках и подъёмах. Если скорость изменения давления будет больше, чем $dP/dt = 20$ Па (0,18 мм рт.ст./с), возникают боли в полости среднего уха и лобной пазухи, особенно если имеется воспалительный процесс в носоглотке. Наиболее болезненно переносится снижение.

Резкая разгерметизация самолёта приводит к взрывной декомпрессии, которая может привести к разрывам лёгких, внутренним кровоизлияниям, падению кровяного давления и замедлению ритма сердца.

2. Требования к микроклимату и составу воздуха в гермокабине

Кроме влияния низких давлений на организм человека действует также температура воздуха. За бортом самолёта ниже -50°C . В течение одного полёта самолёт может попасть из области высоких температур в область низких. Также оказывают влияние влажность воздуха и шум, создаваемый самолётом.

Для защиты человека от перечисленных неблагоприятных воздействий создаются герметические кабины.

Физиолого-гигиенические требования, предъявляемые к условиям в кабинах пассажирских самолётов, имеются в нормах лётной годности АП-25.

В состоянии покоя для лёгочной вентиляции человека необходимо 6–8 л/мин. воздуха, а при физической нагрузке 50–60 л/мин. Для обеспечения человека кислородом необходимо небольшое количество свежего воздуха. Его требуется значительно больше для создания допустимой концентрации вредных примесей, прежде всего двуокиси углерода (углекислого газа) CO_2 , а для обеспечения температурного режима в кабине расхода требуется ещё несколько больше.

В АП-25 указано, что концентрация CO_2 не должна быть более 3% по объёму. При превышении этой концентрации у человека появляется головная боль, одышка, депрессивное состояние, ухудшается зрение, появляется озноб и может наступить потеря сознания.

Раньше в НЛГС устанавливалась норма подачи свежего воздуха на одного пассажира 24 кг/час. Теперь в АП-25 требуется, чтобы количество свежего воздуха было не менее $0,28 \text{ м}^3/\text{мин.}$, что даёт меньшее количество воздуха в пере-

счёт на прежние единицы. Наименьшая норма равна 15 кг/час на одного человека.

Ниже в табл. 1 приведены данные о количестве подаваемого воздуха на одного пассажира в кабинах самолётов ГА.

Таблица 1

Самолёт	Ил-62	Ил-86	Ту-134	Ту-154	Ан-24	Як-40	Як-42
Подача воздуха G кг/час	35-37	40	27-30	25-34	24	28-33	37,5

Вентиляция гермокабин характеризуется также кратностью воздухообмена, которая выражается коэффициентом K, равным отношению суммарной потребной подачи воздуха в гермокабину $G \text{ м}^3/\text{час}$ к объёму кабины $W_K \text{ м}^3$. Она нормируется гигиеническими нормами. Для гермокабин самолётов

$$K = \frac{G \frac{\text{м}^3}{\text{час}}}{W_K \text{ м}^3} = 25 - 30.$$

Согласно АП-25 концентрация окиси углерода CO не должна превышать одну часть на 20.000 частей воздуха, концентрация озона O_3 в кабине не должна превышать 0,25 частей на миллион в воздушной среде кабины на высоте полёта свыше 9750 м и 0,1 частей за любые три часа полёта на высоте свыше 8250 м. С увеличением высоты количество озона возрастает. Максимум его концентрации приходится на высоты 19-21 км и здесь она превосходит предельно допустимую норму. Самолёт не может использоваться на высотах, где концентрация озона в кабине превосходит 0,25 частей. Это требование вызвано тем, что озон очень токсичен для человека.

В АП-25 сказано, что на всех этапах полёта должно обеспечиваться поддержание в кабине самолёта установившейся температуры воздуха в пределах $17 \div 25^\circ\text{C}$. Указанные значения температуры воздуха должны достигаться не более чем через 20 минут после взлёта при условии наземной подготовки с помощью наземных кондиционеров или ВСУ. При пониженных температурах наружного воздуха система кондиционирования воздуха должна обеспечить температуру воздуха в кабине не ниже $+10^\circ\text{C}$; при повышенных температурах наружного воздуха (более $+33^\circ\text{C}$) система должна обеспечивать снижение температуры в кабинах на 8°C по сравнению с наружной.

Согласно АП-25 абсолютное давление в кабинах на максимальной рабочей высоте не должно быть ниже 567 мм рт. ст., что соответствует эквивалентной высоте не более 2400 м. Если запрашивается сертификат для полётов на высоте 7600 м, в кабинах самолёта должно поддерживаться давление, эквивалентное высоте не более 4500 м (~ 433 мм рт. ст.) в случае любого вероятностного отказа или неисправности системы регулирования давления (этому соответствует минимально допустимое парциальное давление кислорода).

Установившаяся скорость изменения давления в кабине не должна превышать 0,18 мм рт. ст./с.

Относительная влажность в кабине экипажа должна быть в пределах 25÷60%. В кабине пассажиров относительная влажность может быть до 20%.

Скорость движения воздуха в кабине не должна превышать 0,4 м/с, а общий уровень шума не должен быть больше 90 дБ.

Температура внутренних стенок не должна отличаться от температуры воздуха более, чем на 3÷5°C, а перепад температур воздуха по длине, ширине и высоте кабины не должны превосходить 2÷3°C.

Максимальная температура подаваемого воздуха не должна быть более 80°C, что определяется физиолого-гигиеническими нормами и теплостойкостью материалов кабины и системы, а минимальная не должна быть ниже +5°C для предотвращения образования инея или тумана в результате конденсации или вымораживания влаги, имеющейся в воздухе.

Вопросы для самопроверки

1. Как влияет пониженное атмосферное давление на организм человека?
2. Какие существуют требования к микроклимату и составу воздуха в гермокабине?

Раздел 1. Герметические кабины

Герметическая кабина самолёта создаётся герметизацией: 1) обшивки фюзеляжа в местах соединения с силовым набором замазками, лентами и прокладками; 2) заклёпочных и болтовых соединений клеями; 3) выводов тяг управления, тросов резиновыми чулочными уплотнениями и вкладышами; 4) остекления кабин резиновыми профилями; 5) дверей и люков резиновыми шлангами.

Герметизируются также вводы воздушные, электро и -радио. Для уменьшения тепловых потерь и снижение уровня шума от работающих двигателей обшивка фюзеляжа с внутренней стороны покрывается теплозвукоизоляционными слоями. Они разделяются воздушными прослойками. Внутренний слой является декоративной обшивкой. Слои делаются в виде матов из рыхловолокнистых материалов на основе капронового волокна (ВТ-4с), стекловолокна (АТМ-1) или минеральной ваты (ВТ-4), которые упаковываются в чехлы из капроновых тканей или хлорвиниловой плёнки и крепятся к обшивке. Силовые элементы конструкции теплоизолируются пенопластовыми накладками. Это пассивная теплозащита. Активная теплозащита заключается в пропускании тёплого воздуха через воздушную прослойку, находящуюся за декоративной облицовкой. Тёплый воздух для обогрева декоративных панелей отбирается из системы кондиционирования. Он подаётся в нижние короба, а затем, пройдя за панелями, поступает в гермокабину через специальные решётки.

1. Требования к герметичности кабин

Стремление создать абсолютно герметичную кабину приводит к увеличению сложности и массы конструкции и сложности изготовления, т.е. стоимости производства, поэтому допускается некоторая утечка через неплотности. Утечка должна быть меньше минимальной располагаемой подачи, поступающей из системы кондиционирования, для: а) поддержания в кабине заданного избыточного давления; б) обеспечения достаточно медленного уменьшения избыточного давления в случае аварийного прекращения подачи воздуха и снижении самолёта с допустимой вертикальной скоростью на безопасную высоту 4,2 км, что необходимо для сохранения жизни пассажиров и работоспособности экипажа.

Герметичность оценивается двумя параметрами, связанными между собой: удельной утечкой

$$q_{ут} = \frac{G_{ут}}{W_k}$$

и удельной площадью эквивалентного сечения

$$S_k = \frac{s_{ут}}{W_k},$$

где $G_{ут}$ - расход воздуха, вытекающий из кабины через неплотности, W_k - объём кабины, $s_{ут}$ - суммарная эквивалентная площадь поперечного сечения неплотностей.

Существует два метода проверки кабин на герметичность: метод компенсации утечек воздуха из гермокабин и метод измерения времени падения давления в гермокабине. Величина $q_{ут}$ используется для оценки баланса расходов (подачи воздуха в кабину и утечек), а S_k для определения времени падения давления в гермокабине.

Для гермокабины больших объёмов допустимой величиной $q_{ут}$ считается $q_{ут} = 2 \div 3 \text{ кг}/(\text{ч} \cdot \text{м}^3)$. Ей соответствует удельная площадь эквивалентного отверстия $s_k = 0,3 \text{ см}^2/\text{м}^3$.

2. Определение времени аварийной разгерметизации гермокабины и предельно безопасного времени для перевода самолёта в режим аварийного снижения

При отсутствии подачи воздуха в гермокабину будет иметь место аварийная разгерметизация из-за утечек через неплотности. Давление в ней будет стремиться к атмосферному p_H .

Изменение параметров воздуха во время истечения подчинено политропическому процессу, но поскольку показатель политропы определить трудно, можно принять $T_k = \text{const}$, то есть рассматривать изотермический процесс, и использовать уравнение состояния

$$p_k W_k = G_k R T_k,$$

где p_k , W_k , G_k , T_k – давление, объём, подача воздуха и абсолютная температура в кабине, R – газовая постоянная.

Продифференцировав это выражение при отсутствии подачи воздуха, можно получить

$$\begin{aligned} \frac{W_k}{RT_k} \frac{dp_k}{d\tau} &= -G_{\text{VT}} \text{ или} \\ \frac{dp_k}{d\tau} &= -RT_k q_{\text{VT}}. \end{aligned} \quad (1)$$

Для адиабатического процесса истечения ($\kappa = 1,41$) расход воздуха через плавно сужающееся сопло определяется соотношением

$$G = S \sqrt{\frac{2\kappa}{(\kappa-1)RT}} P_k \left(\frac{p_H}{p_k}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_H}{p_k}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}},$$

где S – площадь выходного сечения сопла.

Для закритического режима, которому соответствует отношение давлений

$$\frac{p_H}{p_k} \leq \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa+1}} \leq 0,528,$$

расход равен

$$G_3 = S \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} p_k, \quad (2)$$

а для докритического ($\frac{p_H}{p_k} > 0,528$) расход может быть найден по приближённой зависимости

$$G_{\text{д}} = S \sqrt{\frac{2,71}{KRT}} p_k \sqrt{\varepsilon_H \left(1 - \varepsilon_H\right)}, \quad (3)$$

где $\varepsilon_H = \frac{p_H}{p_k}$.

Для истечения не из сопла, а через неплотности, вводится понятие эффективной площади отверстия $S_{\text{эф}}$

$$S_{\text{эф}} = \mu S,$$

где коэффициент расхода μ для закритического режима $\mu_3 = 0,8$, а для докритического $\mu_{\text{д}} = 0,7$.

Из уравнений (1), (2), (3) можно получить время полного выравнивания давления до $p_k = p_H$ для докритического режима истечения

$$\tau_{\text{д}} = 2T_{\text{д}} \sqrt{\frac{p_{k0}}{p_H} - 1},$$

где p_{k0} – начальное давление в кабине.

А для закритического режима

$$\tau_3 = T_3 \ln \frac{p_{k0}}{p_k}.$$

Если истечение начинается в закритической области, а затем переходит в докритическую, то полное время истечения будет равно

$$\tau_{\text{ИСТ}} = 1,89 T_{\text{Д}} + T_3 \ln 0,528 \frac{P_{\text{КО}}}{P_{\text{Н}}}.$$

По приведенным соотношениям можно построить зависимость $p_{\text{К}} = f(\tau)$.

Если произошла разгерметизация, необходимо экстренное снижение до высоты 4,2 км - это предельно безопасная высота, на которой человек может пребывать достаточно длительное время без ущерба для здоровья (4÷4,2; P = 460÷500 мм рт. ст.).

По нормам авиационной гигиены с любой высоты до давления в кабине, соответствующей 4,2 км, снижение должно произойти за 3,5 мин.

Внезапно оказавшись на большой высоте, человек не сразу теряет сознание. В течение времени $\tau_{\text{р}}$, называемым «резервным временем», он сохраняет активное сознание и может принять меры для своего спасения. Это время зависит от высоты (табл. 2).

Таблица 2

Н км	5	5,5	6	6,5	7	8	9	10	12	14
$\tau_{\text{р}} \text{ с}$	$0,36 \cdot 10^5$	4770	1600	730	300	180	120	60	26	20

В случае разгерметизации экипаж должен начать снижение в пределах времени, когда люди, находящиеся на борту самолёта, ещё сохраняют активное сознание. Это время, отводимое на принятие решения и мер для перевода самолёта в режим экстренного снижения, называется предельно безопасным временем $\tau_{\text{б}}$. Оно равно минимальному значению суммарного времени $\tau_{\text{б}} = \tau_{\text{ист}} + \tau_{\text{р}}$, где $\tau_{\text{ист}}$ - текущее время истечения воздуха из гермокабины при разгерметизации.

Для определения $\tau_{\text{б}}$ сначала нужно построить кривую $p_{\text{К}} = f(\tau)$, начиная с давления кабины $p_{\text{КО}} \geq 567$ мм рт. ст. (рис. 104).

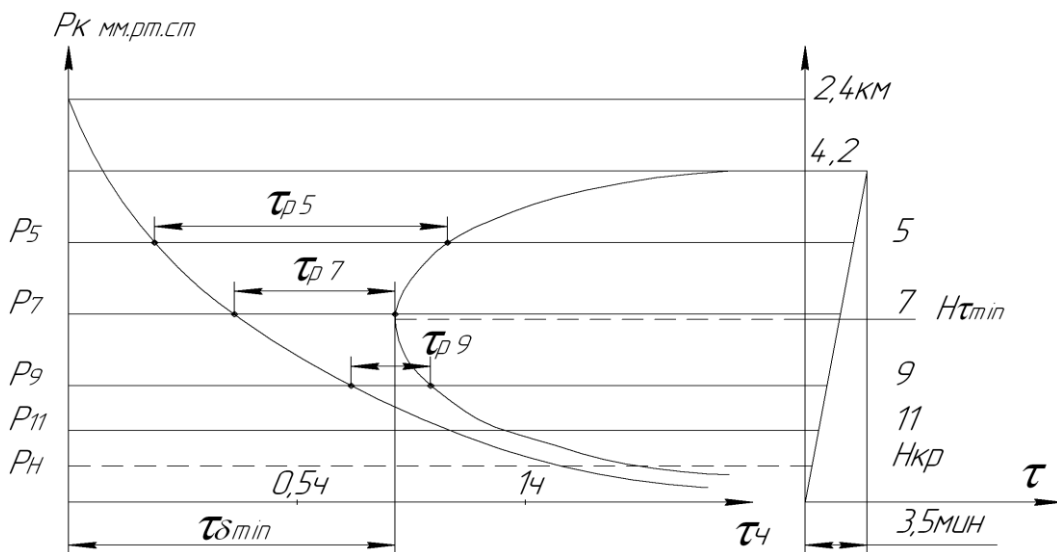


Рис. 104. График для определения предельно безопасного времени

Затем строится вторая шкала - высота в километрах, проводятся горизонтали и на ней указываются высоты, на которых атмосферное давление равно взятому давлению в кабине.

От точек пересечения горизонталей с кривой $p_k = f(\tau)$ откладываются τ_p на взятой высоте в соответствии с данными табл. 2. По полученным точкам, начиная с высоты 4,2 км, строят кривую $\tau_b = f(\tau)$. Затем проводится вертикальная касательная и определяется $\tau_{\text{бmin}}$. Для большей корректности из этого времени следует вычесть 3,5 минуты, необходимые для снижения до безопасной высоты.

3. Проверка герметичности кабин

Самолёт проверяется на герметичность перед сдачей его заказчику. В эксплуатации это делается после замены остекления, элементов проводки управления и т.п. и при проведении ремонтных работ.

Как уже отмечалось, существует два метода проверки кабин на герметичность. Для проверки герметичности по первому методу (методу компенсации утечек) в кабину подводится воздух и создаётся заданное избыточное давление, неизменяемое во времени. В такой ситуации расход подводимого воздуха будет равен искомой величине утечек, которую затем сравнивают с допустимой величиной. Этот метод неудобен длительностью подводки сжатого воздуха в кабину.

Второй метод проще (метод измерения времени падения давления в гермокабине): от наземного источника сжатого воздуха (компрессора, баллона с редуктором) в кабине создаётся избыточное давление $\Delta p_{\text{к изб}}$, на котором гермокабина эксплуатируется. После создания давления наземный источник отключается и через определённые интервалы изменения p_k фиксируется время падения давления в кабине. Проверка прекращается при достижении в ней избыточного давления 1 н/см^2 ($\Delta p_{\text{к}} = 0,1 \text{ кг/см}^2$). Суммарное время сравнивается с заданным по нормативам для каждого типа самолёта и делается заключение о герметичности кабины. Например, кабина считается герметичной, если падение избыточного давления с 0,5 до 0,1 атм. происходит за время не менее 30 минут.

По полученной кривой $p_k = f(\tau)$ может быть определена удельная утечка

$$q_{\text{ут}} = \frac{P_{k,i} - P_{k,i+1}}{RT_k \cdot \Delta \tau_i}.$$

Затем её нужно сравнивать с допустимой величиной $q_{\text{ут}} (2 \div 3 \frac{\text{кг}}{\text{ч м}^3})$.

Вопросы для самопроверки

1. Как создаётся герметическая кабина самолёта?
2. Какие имеются требования к герметичности кабин?
3. Чему равно время аварийного снижения самолёта до высоты 4,2 км?
4. Как проверяется герметичность кабин самолёта?

Раздел 2. Системы кондиционирования воздуха в гермокабине самолёта

Под кондиционированием понимается процесс приведения основных параметров воздушной среды к заданным условиям (кондиция – это стандарт, соответствие заданным условиям).

Система кондиционирования воздуха (СКВ) должна в полете и в аэродромных условиях обеспечить заданные параметры воздушной среды в кабине: температуру, влажность, химический состав и скорость движения.

Через СКВ подается воздух в гермокабину, обеспечивается вентиляция (воздухообмен), и создается избыточное давление, что называется наддувом. Абсолютное, избыточное давление и скорость изменения давления воздуха в кабине регулируется системой автоматического регулирования давления (САРД), т.е. эти две системы работают одновременно для создания нормальных условий жизнедеятельности человека на борту самолета.

Для вентиляции и наддува необходим атмосферный воздух. На транспортных самолетах в качестве источников используются компрессоры двигателей и вспомогательная силовая установка (ВСУ) для работы на земле и иногда на небольших высотах полета. Такая система и гермокабина называются неавтономными или атмосферными.

Система и кабина могут быть автономными. В них на борту ЛА производится очистка воздуха, его подогрев или охлаждение, обогащение кислородом и поддержание влажности. Они используются на космических кораблях и самолетах сельскохозяйственной авиации для работы с ядохимикатами.

На ряде зарубежных самолетов старшего поколения в качестве источников наддува применялись специальные кабинные нагнетатели. Их применение было невыгодно, так как они увеличивали массу системы наддува, её объём и лобовое сопротивление самолёта, усложняли конструкцию и условия эксплуатации. Они также имели более низкий КПД по сравнению с компрессором двигателя ЛА и были менее надёжны. Тем не менее в настоящее время есть стремление использовать автономные компрессоры для СКВ, т.к. при большом количестве пассажиров на борту в случае неавтономной СКВ от двигателя отбирается очень много воздуха, что снижает его мощность. При этом предусматривается возможность отбора воздуха от компрессоров двигателя самолёта при выходе из строя автономной системы наддува. Примером автономной СКВ может служить система самолёта Boeing–787.

Недостатком отбора воздуха от двигателя является повышенная степень сжатия воздуха и соответствующая ей высокая температура.

Атмосферные системы относятся к приточно-вытяжным. Они делятся на системы с полной сменой воздуха (рис. 105а) и с частичной рециркуляцией (рис. 105б), в которых часть выходящего из кабины воздуха вновь подаётся в кабину по магистрали рециркуляции 1 и часть воздуха подсасывается из кабины с помощью эжекторов 2. Необходимость рециркуляции вызвана тем, что расход воздуха, отбираемый от компрессора, влияет на характеристики двигателя, прежде всего на тягу и мощность. Допустимым считается отбор воздуха

до 5% от общего расхода воздуха через двигатель, а на самолётах–аэробусах потребность СКВ превышает эту величину, поэтому используется частичная рециркуляция.

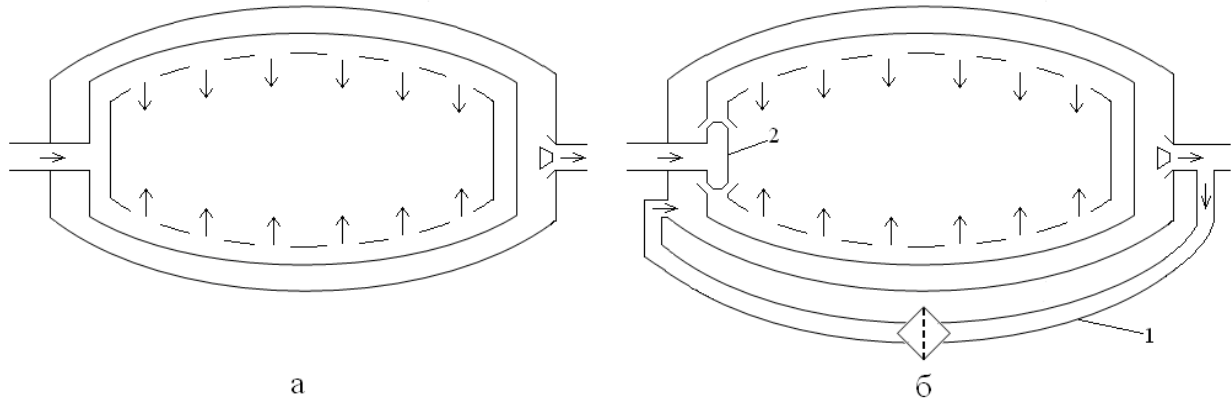


Рис. 105. Схемы приточно-вытяжных систем вентиляции

Отечественные транспортные самолёты, в основном, имеют системы с полным воздухообменом. На самолёте Ил-86 к воздуху, поступающему из системы через эжекторы в вентиляционные короба, из щелей, имеющих в коробах, подсасывается воздух из салонов, то есть имеет место рециркуляция воздуха. Рециркуляция есть также на самолётах Ил-96, Ту- 204, Super Jet 100 и на зарубежных самолётах, что будет описано далее.

Отбор воздуха от двигателей желательно производить на небольших высотах полёта от ступени с малым давлением и температурой воздуха и от другой ступени на больших высотах полёта для уменьшения веса СКВ и её сложности.

Суммарная подача воздуха должна быть несколько больше потребной, а давление воздуха, получаемое от компрессора двигателя, должно обеспечить компенсацию гидравлических потерь давления в трубопроводах и сопротивлениях СКВ.

Количество воздуха, подаваемое в СКВ, зависит от режима работы двигателя, поэтому в СКВ имеются регуляторы, обеспечивающие постоянное количество подаваемого воздуха.

Получив от двигателя воздух в необходимых количествах, отбираемый обычно от последней ступени двигателя, СКВ получает его с температурой и давлением, которые на современных самолётах достигают 20 МПа и 800°К. Эти параметры зависят от режима (взлётный, номинальный и малый газ), высоты полёта и скорости.

В полёте давление изменяется, как правило, от 1,5÷2 МПа до 0,2÷0,3 МПа, поэтому на входе СКВ устанавливаются регуляторы избыточного давления.

Температура также меняется в широких пределах от 350° до 800°К, поэтому в СКВ она понижается в блоках первичного и основного охлаждения.

1. Регулирование избыточного давления в трубопроводах СКВ

Поскольку давление воздуха, поступающего от двигателя, достаточно велико, для уменьшения веса магистралей, агрегатов СКВ и повышения их надёж-

ности применяются регуляторы избыточного давления. Они устанавливаются в подсистемах отбора воздуха от двигателей или непосредственно в каждой подсистеме.

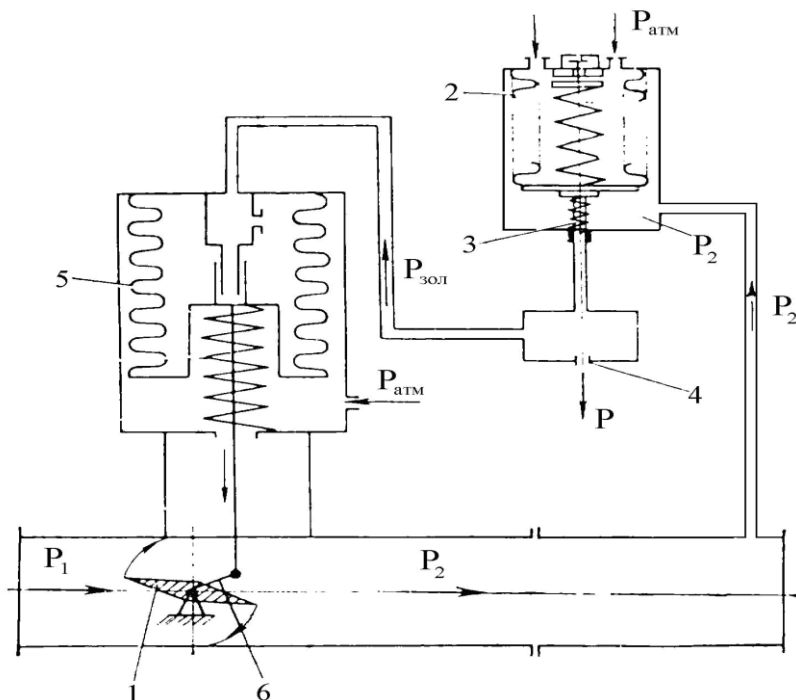


Рис. 106. Схема регулятора избыточного давления

Исполнительным элементом регулятора является заслонка 1 (рис. 106). Давление P_1 до заслонки может меняться, а на выходе P_2 должно быть пониженным и постоянным. Если давление P_2 увеличивается сверх нормы, оно, поступая в полость под сильфоном 2, сжимает его и перемещает клапан 3. В результате воздух, находящийся под давлением P_2 , получает возможность двигаться во внутреннюю полость сильфона 5 (часть его уходит через дроссель 4), что приведёт к его расширению и перемещению рычага 6, закрытию заслонки и уменьшению давления P_2 . В случае уменьшения давления P_2 сверх нормы заслонка приоткрывается.

Этот регулятор прямого действия прост, поэтому широко применяется, но он неравномерно работает, имеет относительно большую зону регулирования и неспособен развивать значительные управляющие усилия.

2. Регулирование расхода воздуха

На самолётах Ил-76, Ил-62, Ту-154 и Як-42 используются пневмоэлектрические регуляторы воздуха (рис. 107). Они состоят из датчика расхода 1, представляющего собой трубку Вентури, командного прибора 2 и исполнительной заслонки 3 с электроприводом 6.

Заслонки (краны) в СКВ представляют собой диски, оси которых поворачиваются электроприводом через шестерённый редуктор 7. Диск может быть круглым; иногда он делается эллиптическим для предотвращения заклинивания

заслонки. При этом угол наклона оси вращения заслонки может быть равен 70-80° относительно оси трубы. Заслонка СКВ изображена на рис. 108. Здесь 1 - заслонка, а 2 - электрический привод.

Как известно из курса гидравлики, перепад давлений между узким и широким сечением трубки Вентури $\Delta P = P_2 - P_1$ зависит от расхода и он тем больше (меньше давление P_1), чем больше расход. Давление P_1 подаётся во внутреннюю полость командного прибора 2, а давление P_2 в полость под мембраной 4 из резиноканиевого полотна. Если расход увеличивается, т.е. уменьшается давление P_1 , мембрана прогибается вверх, перемещает рычаг 5, в результате чего замыкаются нижние контакты прибора и подаётся сигнал на прикрытие заслонки 3. Если расход уменьшается, т.е. увеличивается P_1 , мембрана перемещается вниз, рычаг 5 правым плечом пойдёт также вниз, а левое замкнёт верхние контакты. Это приведёт к подаче сигнала в электропривод заслонки на её открытие.

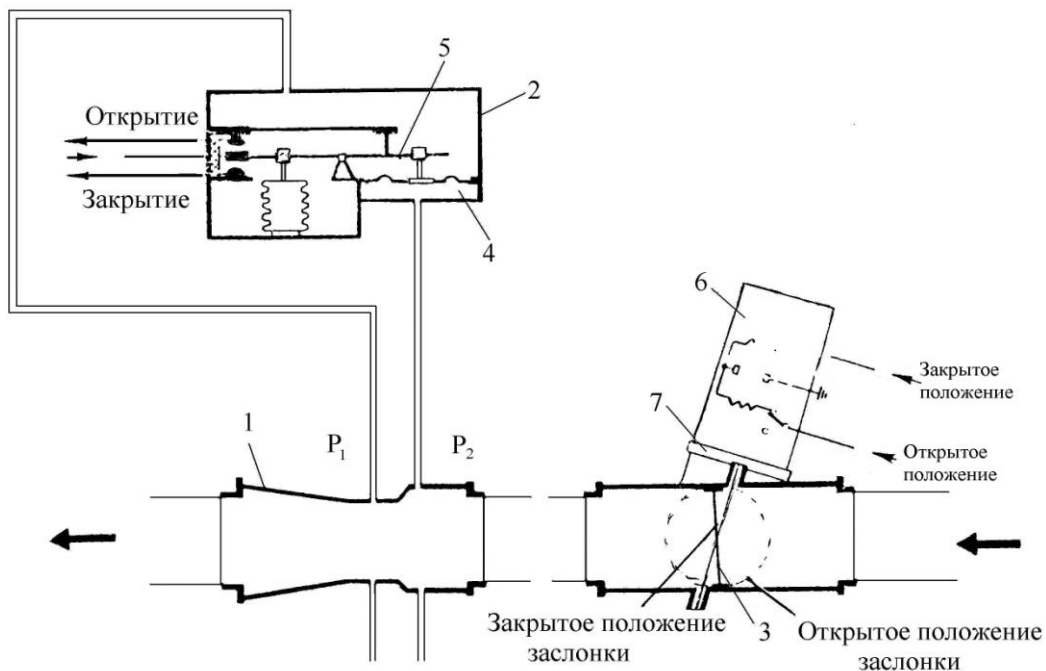


Рис. 107. Схема регулятора весового расхода воздуха

Эти регуляторы имеют малый объем и вес, дешевы и технологичны, но требуют очистку и осушку рабочего воздуха.

В СКВ самолетов Ил-62 и Ил-76 в подсистеме отбора воздуха от двигателей установлено две трубки Вентури 1 и 2 (рис. 109), т.к. имеется два режима работы: на первом отбор воздуха осуществляется только для работы системы кондиционирования, а на втором воздух отбирается в систему кондиционирования и противообледенительную систему, поэтому общий расход на этом режиме больше.

Трубки Вентури, каждая рассчитанная на свой режим, подключаются к командному прибору своим электромагнитным переключателем 3 или автоматически при включении противообледенительной системы, или вручную.

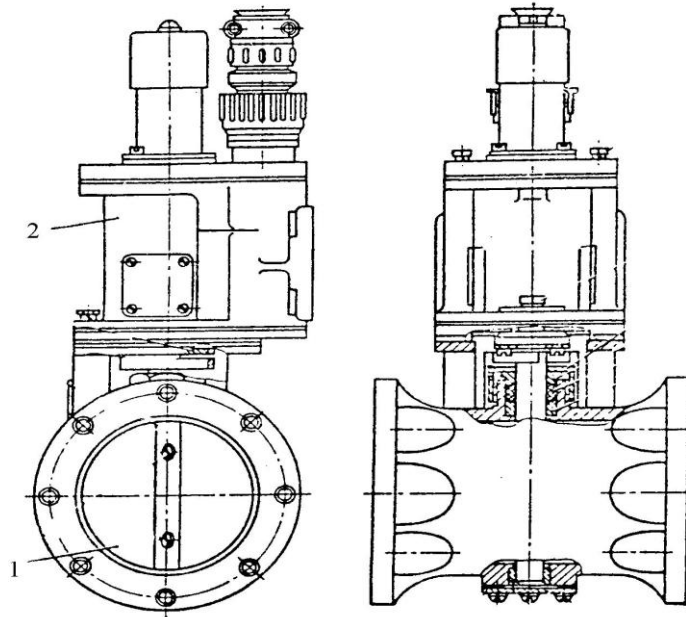


Рис. 108. Электроприводная заслонка СКВ

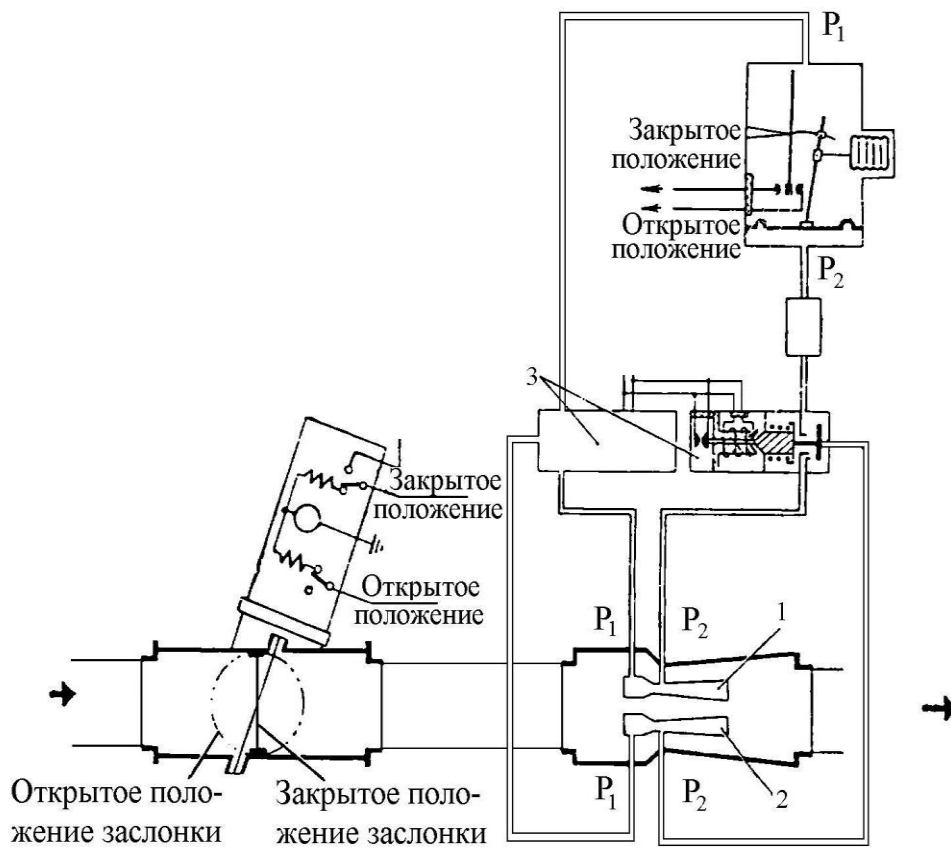


Рис. 109. Система автоматического регулирования весовой подачи

В подсистеме отбора воздуха от двигателя самолёта Ил-86 поддержание $Q=\text{const}$, т.е. ограничение расхода, осуществляется регулятором расхода, состоящим из исполнительного механизма: электроуправляемой заслонки 1 (рис. 110,111), командного прибора 2, двух приборов вычисления расхода 3, двух датчиков давления 4, двух датчиков перепада давления 5, двух приёмников температуры 6 и датчика расхода 7 – трубки Вентури.

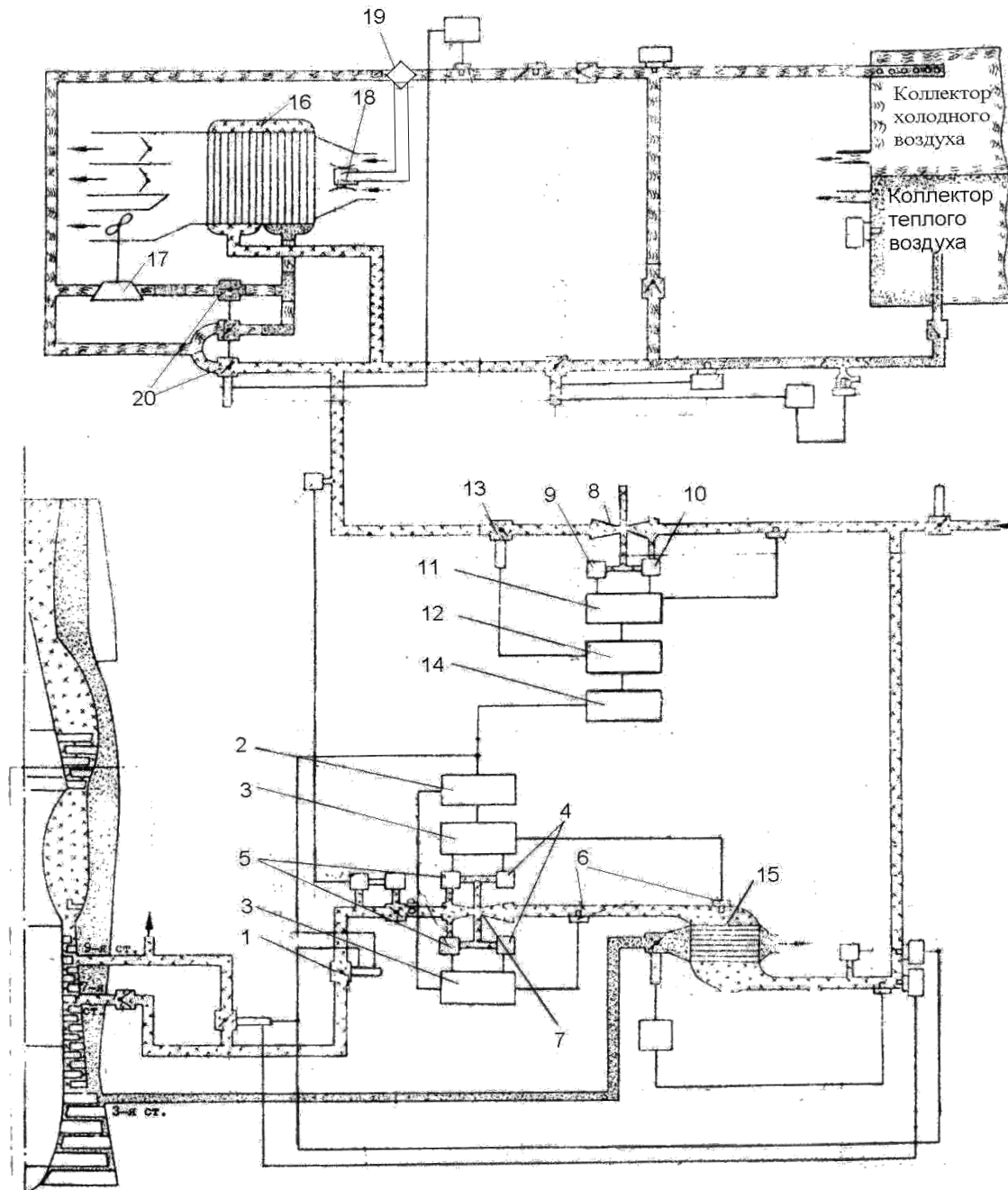


Рис. 110. Система кондиционирования воздуха самолёта Ил-86

Изменение расхода воздуха приводит к изменению давления. Они связаны между собой соотношением

$$Q = S_1 \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho_2 \left(1 + \xi \left(\frac{S_1}{S_2}\right)^2\right) - \rho_1}}$$

получаемым из уравнения Бернулли, где S_1 и S_2 - площади поперечных сечений узкой и широкой частей трубки Вентури, ρ_1 и ρ_2 - плотности воздуха в этих сечениях, Δp - перепад давлений между сечениями, ξ - коэффициент сопротивления трубки.

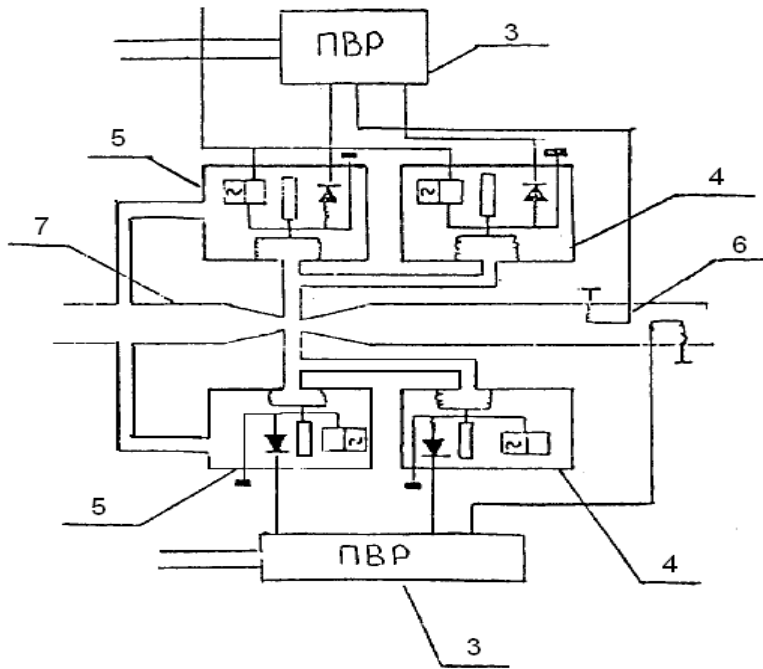


Рис. 111. Регулятор расхода воздуха СКВ самолёта Ил-86

В соответствии с этим уравнением для вычисления Q необходимо определить перепад давлений Δp , для чего имеются датчики перепада 5, во внутреннюю полость сильфона которого подведено давление из узкого сечения трубки, а на внешнюю поверхность действует давление, поступающее из широкой части, поэтому деформация сильфона происходит под действием перепада давления, что превращается в пропорциональные электрические сигналы.

Поскольку плотности ρ_1 и ρ_2 зависят от давления и температуры, прибор вычисления расхода 3 соединен с приёмниками температуры 6 и с датчиками давления 4, во внутреннюю полость сильфона которого подведено давление из узкого сечения трубки Вентури. Он деформируется под действием этого давления, что превращается также в пропорциональные электрические сигналы.

В соответствии с величинами сигналов, поступающих с датчиков, прибор вычисления расхода 3 формирует сигнал, подаваемый затем на командный прибор 2 регулятора расхода, в котором в зависимости от разницы между текущими значениями расхода и заданным создаются импульсные сигналы, по-

ступающие в исполнительное устройство 1, изменяющее проходное сечение заслонки. Регулятор расхода может работать в автоматическом режиме и в режиме ручного управления. Из наличия двух комплектов элементов видно, что измерительно-вычислительный комплекс задублирован.

В СКВ Ил-86 имеется также сигнализатор расхода со своей трубкой Вентури 8, датчиком давления 9, датчиком перепада давления 10, прибором вычисления расхода 11, командным прибором 12 и исполнительным устройством 13. Измерительно-вычислительный комплекс здесь не задублирован. Сигналы с командных приборов регулятора расхода 2 и сигнализатора 12 подаются в сигнализатор неисправности 14, который на основе полученных сигналов формирует необходимые команды и информационные сигналы.

Трубки Вентури и регулируемые заслонки установлены, в основном, после системы отбора воздуха в СКВ всех наших и зарубежных самолётов.

3. Обеспечение температурного режима в гермокабине

Температура в гермокабине определяется тепловыми потоками от:

- 1) стенок $\pm Q_{ст}$; они могут быть положительными, если нагревают воздух в гермокабине $+ Q_{ст}$ и отрицательным $- Q_{ст}$;
- 2) людей (пассажиров и экипажа) $+Q_{л}$;
- 3) оборудования $\pm Q_{об}$, находящегося внутри кабины;
- 4) солнечного излучения $+Q_{с}$;
- 5) системы кондиционирования $\pm Q_{СКВ}$.

В общем балансе потоков Q_c можно пренебречь. При этом уравнение теплового баланса в гермокабине примет вид $\pm Q_{ст} \pm Q_{об} + Q_{л} \pm Q_{СКВ} = 0$.

Количество тепла, поступающего через стенки кабины, определяется уравнением

$$Q_{ст} = K_T S (T_{об} - T_k),$$

где S – площадь внутренней обшивки кабины, T_k – температура воздуха в кабине, $T_{об}$ – температура внешней поверхности обшивки.

Коэффициент теплопередачи, входящий в это уравнение, равен

$$K_T = \frac{1}{\sum_1^n \frac{\delta_i}{\lambda_i} + \frac{1}{\alpha_B}} \left[\frac{\text{ккал}}{\text{ч} \cdot \text{°C} \cdot \text{м}^2} \right],$$

где: δ – толщина слоя теплоизоляции, λ – коэффициент теплопроводности слоя теплоизоляции, α_B – коэффициент теплоотдачи от внутренней стенки кабины к

воздуху. Он может быть найден по формуле $\alpha_B = 11,2 \sqrt{V} \left[\frac{\text{ккал}}{\text{ч} \cdot \text{°C} \cdot \text{м}^2} \right]$,

где V – скорость воздуха в кабине, м/с (не должна быть больше 0,4 м/с).

Количество тепла, выделяемое оборудованием, зависит от потребляемой им мощности N_i и КПД η_i , определяемого экспериментально,

$$Q_{об} = \sum N_i \left[\eta_i \left[\frac{\text{ккал}}{\text{м}^2 \cdot \text{ч}} \right] \right].$$

Тепловой поток от экипажа и пассажиров $Q_{л}=nq_{п}$. Для пассажиров $q_{п} \cong 100$ Вт, для пилотов во время простоя полёта $q_{п}=130$ Вт, в полёте средней сложности $q_{п}=200$ Вт и во время сложного полёта $q_{п}=300$ Вт в час.

Количество тепла, подаваемого СКВ воздухом в кабину, определяется зависимостью

$$Q_{СКВ} = c_p G_{\Sigma} (t_{п} - t_{к}),$$

где c_p – удельная теплоёмкость воздуха при постоянном давлении, G_{Σ} – суммарная массовая подача (расход) воздуха $[кг/ч]$, поступающего в кабину из СКВ, $t_{п}$ – температура подаваемого воздуха на входе в кабину.

В уравнении теплового баланса наиболее существенными являются тепловые потоки от стенок $Q_{ст}$, поэтому для уменьшения потребной от СКВ мощности делают теплоизоляцию стенок 1 и обогреваемые панели 2 (рис. 112), для обогрева которых из СКВ в нижние короба 3 подаётся воздух с температурой t_r до $80^{\circ}C$ и весовой подачей G_r . Пройдя по воздушным каналам 4 в стенке, он обогревает панели и поступает затем в кабину. Одновременно в неё подаётся для вентиляции воздух 5 с температурой $t_x \cong 15-17^{\circ}C$ и весовой подачей G_x . В результате суммарная подача воздуха равна $G_{\Sigma} = G_r + G_x$, где G_r – подача горячего воздуха и G_x – подача холодного воздуха) и $Q_{СКВ} = c_p G_r(t_r - t_k) + c_p G_x(t_x - t_k)$. G_{Σ} и t_k задаются нормами; примерные значения t_r и t_x приведены ранее. Заменив в последнем выражении $G_x = G_{\Sigma} - G_r$ и подставив его в уравнение теплового баланса; можно найти необходимую массовую подачу горячего воздуха G_r . Она равна $G_r = \rho_r V_r \frac{\pi d_u^2}{4}$, где ρ_r, V_r и d_u – плотность, скорость и диаметр трубопровода, по которому двигается горячий воздух.

Из уравнения состояния получим

$$\rho_r = \frac{P_r}{RT_r}.$$

Принимая допустимую с точки зрения уровня шума скорость $V=50-60$ м/с, можно найти диаметр трубы d_r .

Необходимые температуры t_r и t_x получаются после прохождения воздуха, отбираемого от двигателя, через первичный и основной блоки охлаждения.

Первичный блок состоит из воздушно-воздушного теплообменника (ВВТ) 15 (рис. 110), а основной из ВВТ 16 и турбохолодильника 17(ТХ). ВВТ и ТХ рассмотрены ранее в курсе «Гидравлика».

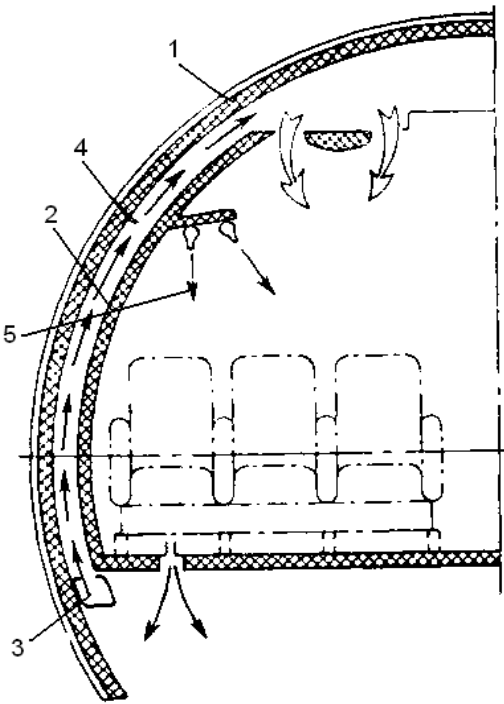


Рис. 112. Подвод воздуха в гермокабину

В ВВТ температура горячего воздуха на выходе определяется его кпд η , равным отношению действительного количества тепла Q , переданного охлаждающему воздуху $Q = c_p G(t_{г\text{ ВХ}} - t_{х\text{ ВЫХ}})$, к максимально возможному количеству Q_{MAX} , которое может быть передано при бесконечно большой поверхности теплоотдачи $Q_{\text{MAX}} = c_p G(t_{г\text{ ВХ}} - t_{х\text{ ВХ}})$.

В результате получим
$$\eta = \frac{t_{г\text{ ВХ}} - t_{г\text{ ВЫХ}}}{t_{г\text{ ВХ}} - t_{х\text{ ВХ}}}, \quad (4)$$

где $t_{г\text{ ВХ}}$ и $t_{г\text{ ВЫХ}}$ - температура горячего воздуха на входе и выходе теплообменника, $t_{х\text{ ВХ}}$ - температура холодного охлаждающего воздуха на входе в теплообменник, G - расход горячего воздуха, проходящего через ВВР. Обычно $\eta = 0,85$.

Отношение расходов горячего и продувочного воздуха должно быть $G_x/G_r \leq 3$.

Холодный воздух в ВВТ первичного блока может поступать из атмосферы (Ту-154) или от второго (вентиляторного) контура двигателя. Эффективность охлаждения воздуха может быть повышена за счёт увлажнения продувочного воздуха. Для этого во входной патрубке ВВР впрыскивается вода 18 (рис. 110). В СКВ Ил-86 она поступает из влагоотделителя 19. На испарения воды в потоке воздуха затрачивается энергия, поэтому впрыскивание приводит к существенному снижению температуры. В основном блоке охлаждения кроме ВВТ 16 и имеется также ТХ 17 (рис. 110), в котором воздух, находящийся под давлением, сначала поступает в сопловой аппарат, где воздух адиабатически расширяется, температура его несколько уменьшается, а затем он поступает на рабочее колесо турбины. Лопатки колеса спроектированы так же, как и крыло самолета. При их обтекании создается сила, аналогичная подъемной силе крыла. Равнодействующая этих сил заставляет вращаться колесо. На его валу закреплен вентилятор, являющийся грузочным устройством, который, вращаясь, заставляет двигаться воздух через ВВТ 1 (рис. 113; здесь 2 – турбохолодильник). Так создается продувка ВВТ основного блока на земле при отсутствии скоростного напора (рис. 113б). В начале взлёта воздух двигается через ВВТ за счет скоростного напора и затягивается вентилятором (рис. 113а). При отключении ТХ ВВТ продувается только за счет скоростного напора. Воздух из него в атмосферу выходит через обратные клапаны 3.

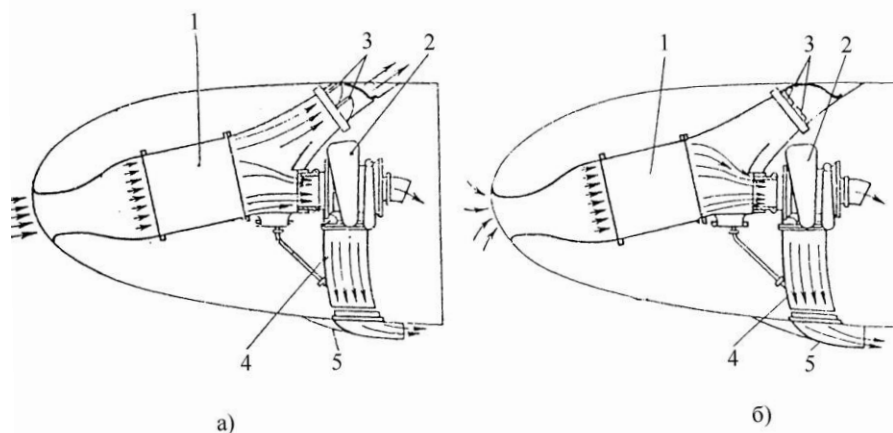


Рис. 113. Работа основного блока охлаждения в начале взлёта и на земле

Турбина совершает работу, вращая вентилятор, в результате теряется энергия, в том числе и тепловая. При этом степень охлаждения воздуха пропорциональна количеству отведенной от турбины работы.

В реальной турбине расширение газа происходит по политропе

$$\frac{t_{\text{ВЫХ}}}{t_{\text{ВХ}}} = \left(\frac{P_{\text{ВЫХ}}}{P_{\text{ВХ}}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}},$$

где κ – показатель политропы.

Кпд ТХ равен

$$\eta_{\text{ТХ}} = \frac{t_0 - t_2}{t_0 \left(1 - \frac{1}{e^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right)}, \text{ где } e = \frac{P_0}{P_2}.$$

Для существующих турбохолодильников $\eta = 0,7-0,8$.

Температура воздуха на выходе турбохолодильника определяется выражением

$$t_2 = t_0 \left[1 - \eta_{\text{ТХ}} \left(1 - \frac{1}{e^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right) \right].$$

В действительности температура воздуха будет выше, т.к. энергия тратится в том числе и на конденсацию водяных паров, имеющих в воздухе. При низких температурах образовавшийся из капель туман может привести к обледенению в трубопроводах, поэтому за турбохолодильником нужно поддерживать положительную температуру воздуха.

За основным блоком охлаждения температура должна быть равной 15-17°C. Это обеспечивается увеличением или уменьшением количества воздуха, поступающего в турбохолодильник 17 (рис. 110) трехканальной заслонкой 20. Заслонка может быть двухканальной (ТУ-154). Управляются заслонки блоком автоматического регулирования температурой, в который поступают сигналы с датчика температуры, находящегося на панели СКВ бортинженера, и с датчика, находящегося в гермокабине. В блоке управления они сравниваются и в случае неравенства сигналов, подаются управляющие воздействия на электропривод заслонок, что приводит к их закрытию или открытию для поддержания заданной температуры.

4. Влагоотделители

Во время полета на малой высоте за турбохолодильником создается туман, состоящий из капель, которые могут оседать в трубопроводах, блоках и вызывать отказы. Нежелательно также появление тумана в кабине, поэтому за турбохолодильником устанавливают влагоотделители.

Осушка воздуха осуществляется механическим способом, путём конденсации влаги на холодных поверхностях (СКВ самолётов Ту-204, Super Jet 100 и иностранных) или физико-химическими поглотителями (силикогель-осушитель в системе наддува гидравлической системы самолёта Як-42). При механиче-

ском методе поток воздуха заставляют резко поворачиваться, ударяться о препятствие (в системе наддува гидравлических систем самолётов Ту-154, Ил-76, Ил-86) или создаются сепараторы, в которых вода отделяется центробежными силами.

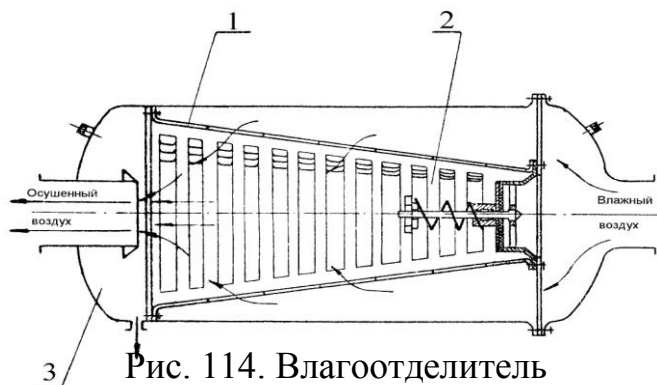


Рис. 114. Влагоотделитель

Для этого, т.к. капли имеют размеры до 10 мкм, их предварительно коагулируют (укрупняют), заставляя проходить через сетку с мелкими ячейками или, например, фетр, где капли задерживаются и укрупняются до размеров 30÷50 мкм для того, чтобы затем их можно было отделить центробежными силами. Укрупнённые капли после этого срываются воздушным потоком и уносятся.

В СКВ самолетов Ил-76 и Ил-62 установлен влагоотделитель, где воздух сначала поступает на коагулятор 1 (рис. 114), а потом на завихритель 2, где с помощью тангенциально расположенных лопаток происходит закручивание воздушного потока, в результате чего под действием сил инерции капли влаги отбрасываются на внутреннюю поверхность завихрителя и, двигаясь по ней, перемещаются во влагоотделительную камеру 3. Подобные влагоотделители устанавливаются на многих самолётах.

В влагоотделитель самолета Ту-157 (рис. 115) воздух подводится через патрубок 1, смонтированный по касательной к корпусу, поэтому, войдя во влагоотделитель, он начинает вращаться. Центробежными силами частицы жидкости отбрасываются к стенкам и поступают вниз на стекатель 2 и ниже. Дойдя до трубы 3, воздух затем в ней поднимается вверх до влагоуловителя 4, где она собирается, поступает в водоотбойную манжету 5 и через штуцер 6 сливается.

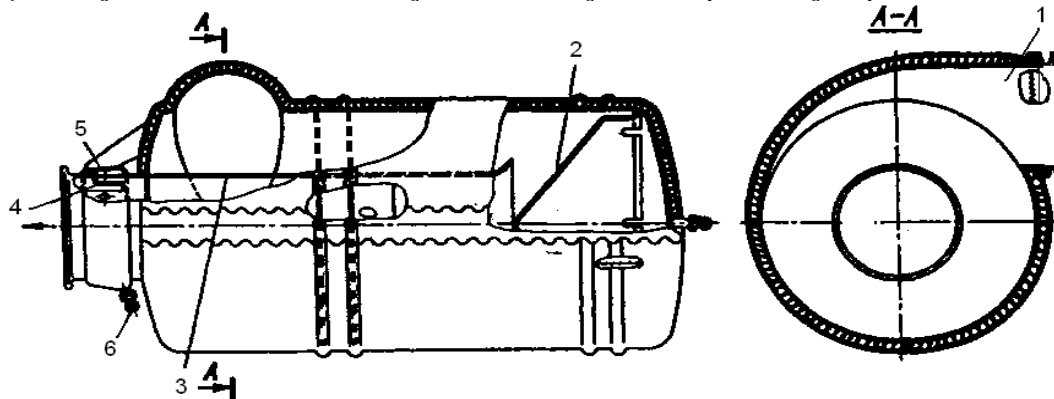


Рис. 115. Влагоотделитель

Кроме этого могут быть сепараторы с вращающимися лопастями, с которыми капли сталкиваются, под действием сил поверхностного натяжения растекаются и стекают в водосборник.

5. Глушители шума

Для защиты от внешних источников шума (силовой установки, аэродинамических шумов, вибрации обшивки фюзеляжа) гермокабина защищается термоизоляцией. От внутренних источников шума защита производится размещением источников шума вне кабин, созданием малых скоростей движения воздуха в трубах и установкой глушителей шума в воздуховодах. Внутренние шумы уменьшаются также оптимизацией аэродинамических форм каналов: созданием безотрывных течений и течений без завихрений, возникающих при наличии шероховатостей, острых кромок и больших углах поворота.

Глушители могут быть активными и реактивными. В активных глушителях энергия звуковых колебаний поглощается пористыми материалами (маты из капронового волокна, стекловолокна или базальтового волокна), а в реактивных за счёт отражения звуковых волн обратно к источнику в результате чего происходит сложение волн и их затухание.

Для защиты от шума, создаваемого ТХ и источниками наддува, устанавливаются гасители цилиндрической формы (рис. 116). Гаситель крепится к перфорированной трубе 1.

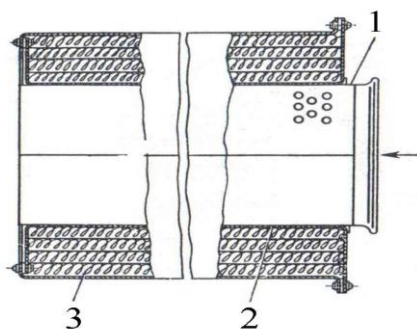


Рис. 116. Глушитель шума

Внутри его расположена сетка 2 и материал 3, поглощающий звуковые волны. Степень уменьшения шума зависит от площади соприкосновения материала с воздухом, его толщины и физических свойств. Площадь перфорации должна составлять 40-60%. В глушителе шума звуковая энергия преобразуется в тепловую за счет диссипации звуковых волн в звукопоглощающей набивке.

6. Увлажнение воздуха

На больших высотах воздух достаточно сухой, что приводит к ощущению сухости в гортани, поэтому пассажирам предлагают напитки.

Особые требования предъявляются к влажности кабины экипажа. Она должна быть в пределах 25-60%. На самолете Ил-86 имеется система увлажнения воздуха кабины экипажа, работающая на режиме крейсерского полета (рис. 117).

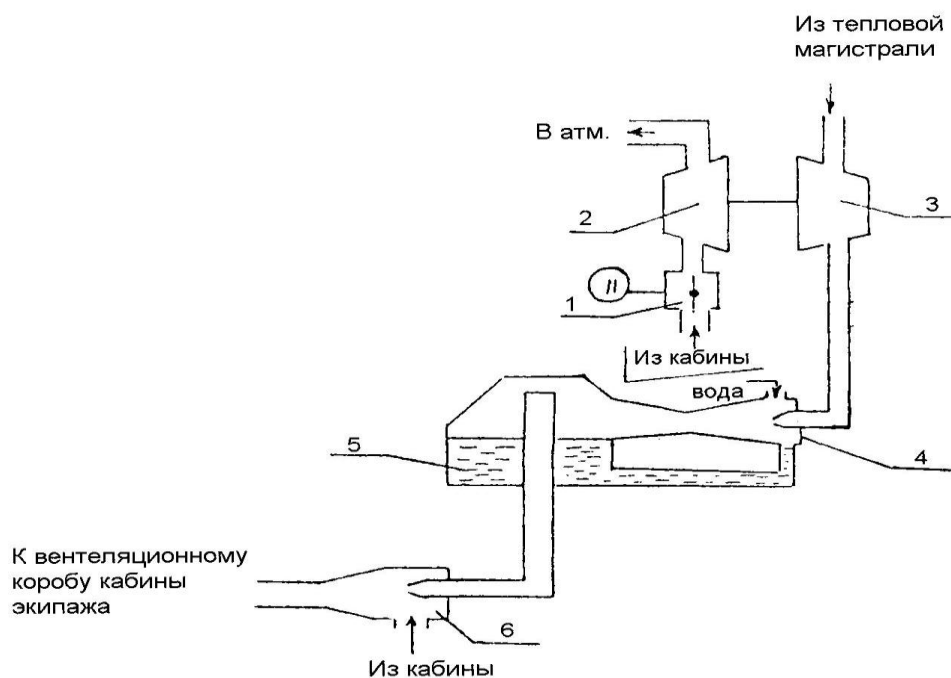


Рис. 117. Система увлажнения воздуха

Работа системы начинается с открытия заслонки 1 переключателем, находящимся на панели СКВ бортинженера. После ее открытия воздух получает возможность двигаться в атмосферу, вращая при этом турбину 2. На одном валу с турбиной вращается компрессор 3, к которому подведен воздух из трубопровода теплого воздуха. В компрессоре воздух сжимается и нагревается. Затем он подается к эжектору – увлажнителю 4, к узкому сечению которого подведена вода. Так как в этом сечении создается пониженное давление, вода засасывается в эжектор и распыляется потоком воздуха. За эжектором установлен сепаратор 5. В нем за счет центробежных сил вращающегося потока неиспарившаяся влага относится к стенке, стекает на дно и попадает снова к узкому сечению эжектора 4.

Влажный воздух из сепаратора подается к воздушному эжектору 6, к узкому сечению которого подводится воздух из кабины. В результате смешения потоков температура воздуха снижается. После этого он идет в вентиляционный короб экипажа.

7. Трубопроводы СКВ

Трубопроводы СКВ имеют массу до 600 кг, что составляет до 50% массы всей системы. Они работают в условиях высоких температур (до $+600^{\circ}\text{C}$) и избыточных давлений до 2,5 МПа, поэтому до ВВТ основного блока охлаждения они делаются из стали X 18Н9Т, а после ТХ из сплавов АМг или АМи. Они могут также изготавливаться из титановых сплавов ОТ4 или армированных неметаллов. Их диаметр 120 мм, 160 мм до 280 мм. Для понижения шума и вибрации скорость воздуха в них принимается равной $15 \div 20$ м/с если они располо-

жены внутри кабины, если вне кабины – до 100 м/с. В трубопроводах продува ВВТ и загрузки ТХ до 300 м/с.

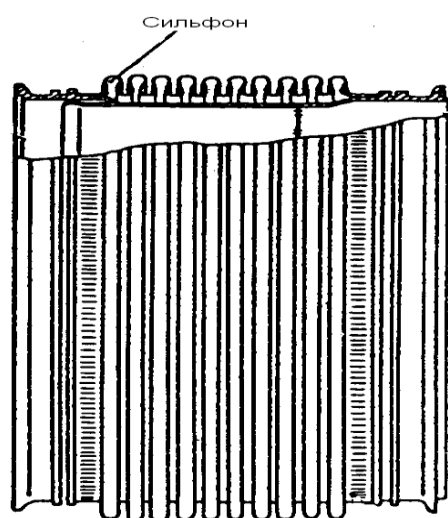


Рис. 118. Сильфонный компенсатор

При прохождении горячего воздуха трубопроводы при нагреве на каждые 100°C удлиняются на каждый метр на 1,74 мм, если трубы из стали; на 0,96 мм, если они из титана, и на 2,5 мм, если они сделаны из алюминия. Поэтому трубы делаются с сильфонными компенсаторами (рис. 118), соединёнными с частями трубопровода сваркой, и имеют крепления, в которых трубопровод может перемещаться (рис. 119).

Воздуховоды покрываются теплозвукоизоляцией для предотвращения, с одной стороны, потерь тепла, а с другой, - для ограждения агрегатов и проводов от теплового излучения. Воздуховоды в кабине, кроме того, покрыты вибропоглощающим материалом для уменьшения уровня шума.

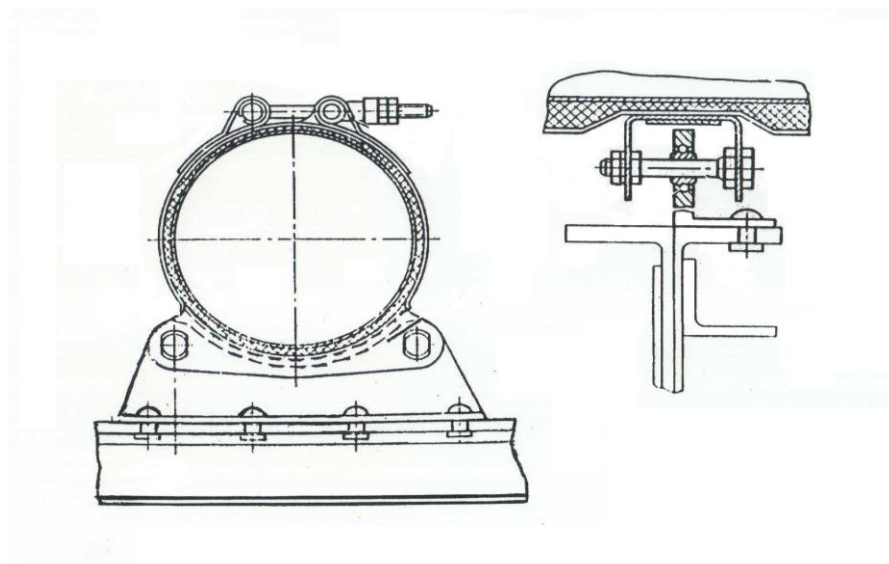


Рис. 119. Крепление трубопровода СКВ

8. Схемное построение СКВ

В нормах лётной годности АП-25 сказано, что наддув кабины должен осуществляться не менее чем от двух источников сжатого воздуха. При этом СКВ

должна состоять не менее, чем из двух независимых подсистем. При выходе из строя одной из них или прекращении подачи воздуха до 50% температура в кабине не должна падать ниже +5°C.

В СКВ самолётах Ил-86 и Ил-96 имеется четыре независимые системы, на самолёте Як-42 три независимые системы, а на самолётах Ту-154, Ту-204, Ил-76, Ил-62 и Super Jet_100 по две подсистемы. На иностранных самолётах также по две, кроме Boeing-747 и DC-10, имеющих три системы.

СКВ состоит из ряда подсистем. Прежде всего на двигателе имеются системы отбора воздуха. В этих подсистемах регулируются расход, температура и может регулироваться избыточное давление. Здесь расположен первичный блок охлаждения в виде ВВТ.

Основное охлаждение воздуха происходит в подсистеме охлаждения, имеющей основной блок охлаждения, состоящий из ТХ и ВВТ. Расход через них определяется открытием двухканальной или трёхканальной заслонки, получающей сигнал от командного прибора, формирующего управляющее воздействие в соответствии с сигналами, поступающими от датчиков и задатчиков температуры. На земле работают одновременно ТХ и ВВТ. Во время взлёта уже нет необходимости в столь интенсивном охлаждении, поэтому отключается ТХ, имеющий меньший ресурс. При необходимости в дальнейшем воздух может пойти минуя и ВВТ. После основного блока охлаждения устанавливаются влагоотделители и глушители шума.

Затем имеется система распределения воздуха по кабинам и салонам. Для более корректного регулирования температуры в СКВ имеются линии подмеса горячего воздуха. В СКВ Ил-76 и Ил-62 для создания линии теплого воздуха есть ВВТ подогрева.

Воздух из основного блока и линий горячего воздуха подаётся к двухканальным смесительным заслонкам, а от них в линию вентиляции кабин и салонов. Кроме этого, более горячий воздух подаётся вниз кабины (короба) для обогрева.

Расчёт системы кондиционирования сложный, т.к. воздух сжимается и сложны термодинамические процессы и математический аппарат, описывающий их. Более прост расчёт системы после выбора набора агрегатов, входящих в СКВ. При этом определяются диаметры труб и степень открытия кранов (заслонок).

На рис. 120 изображена схема первичного блока охлаждения. Здесь: 1- заслонка отбора воздуха от двигателя; 2- регулятор избыточного давления; 3- ВВТ; 4- заслонка регулятора температуры, находящегося в обводной линии подмеса горячего воздуха; 5- заслонка, перекрывающая трубопровод в случае отказа. Обводная линия обычно имеется, если за теплообменником температура может быть ниже 20° С.

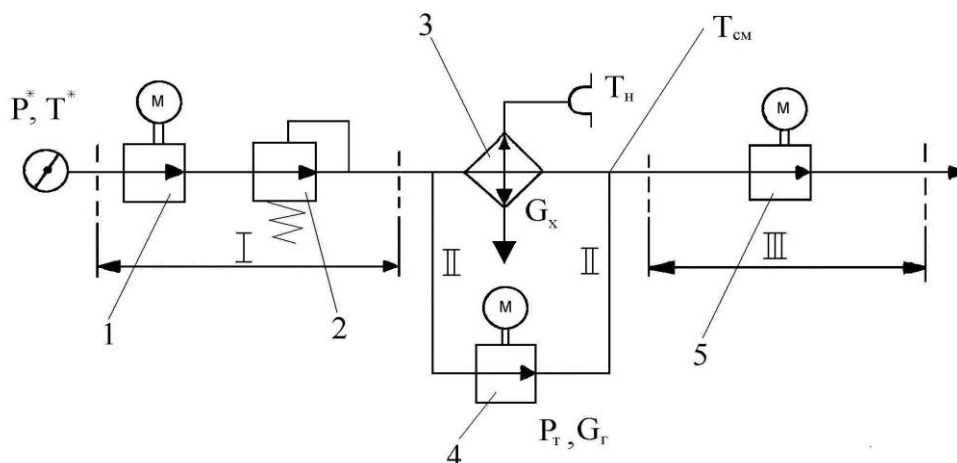


Рис. 120 Схема первичного блока охлаждения

В точке отбора воздуха от двигателя – на входе в СКВ - температура T^* и давление P^* .

На схеме имеются участки I, II и III. Участок II - обвод ВВТ. Для них нужно подобрать диаметры из условия, что скорость воздуха не должна быть более 15 м/с, т.к. если скорость больше этой величины, возникает больше низкочастотных вентиляционных шумов, которые трудно гасить. За турбохолодильником, имеющим большую скорость вращения 30000-80000 об./мин., возникают высокочастотные шумы. Их гасить легче. За ТХ часто ставятся глушители шума.

Диаметры определяются по соотношениям: $d_I = \sqrt{\frac{4Q_1}{\pi V_1}}$ - для первого участка,

$d_{II} = \sqrt{\frac{4Q_2}{\pi V_2}}$ - для второго и $d_{III} = \sqrt{\frac{4Q_3}{\pi V_3}}$ - для третьего участка. $Q_i = \frac{G_i}{\rho_i}$,

$\rho_i = \frac{P_i}{RT_i}$, здесь G - массовая подача воздуха, отбираемого от двигателя.

На первом и третьем участках $G_I = G_{III} = G$. G определяется количеством пассажиров и членов экипажа, т.е. произведением этого количества на количество воздуха, приходящегося на одного пассажира и члена экипажа по существующим нормам.

Для первого участка $p_1 = p^*$ и $T_1 = T^*$.

На третьем участке $p_{III} = p_{\text{рид}} - \Delta p_{\text{ТО}}$, где: $p_{\text{рид}}$ – давление за регулятором давления; $\Delta p_{\text{ТО}}$ - перепад давления на теплообменнике ($\sim 0,02$ МПа).

$T_3 = T_{\text{см}}$, т.е. температура на третьем участке равна температуре за смесителем. Она должна быть не менее 150°C для нормальной работы линии обогрева, в которой температура должна быть равной от 20°C до 80°C . $T_{\text{см}}$ может быть выбрана более 150°C .

Зная p_{III} , $T_{\text{см}}$ и G , можно найти диаметр III участка.

На втором участке обычно $p_2 = p_{\text{рид}} = (0,2-0,4)$ МПа; $T_2 = T^*$.

После того как выбрана $T_{см}$ можно записать соотношение

$$T_{см} = \frac{G_X T_{ВЫХО} + G_{Г} T^*}{G}. \quad (5)$$

Температура на выходе из теплообменника $T_{ВЫХО}$ может быть найдена из уравнения баланса теплоты и выражения для КПД теплообменника (4). В данном случае η будет равен

$$\eta = \frac{T^* - T_{ВЫХО}}{T^* - T_H}, \quad (6)$$

где T_H – температура холодного охлаждающего воздуха на входе в теплообменник. КПД теплообменника не превышает 0,85. В рассматриваемом случае он равен температуре атмосферного продувочного воздуха на высоте полёта T_H . $T_{Х ВХ}$ может быть равным температуре воздуха, отбираемого от какой-либо нижней ступени компрессора двигателя в зависимости от типа системы.

Из выражений (5), (6) и, пользуясь соотношением $G_{Г} = G - G_X$, можно найти $G_{II} = G_{Г}$ и определить диаметр второго участка.

Для определения угла поворота заслонки регулятора температуры, находящегося на этом участке, нужно оценить режим течения воздуха (закритический или докритический) с помощью соотношений $1 - \Delta p_{ТО} / p_{ВХ} \leq 0,528$ - это справедливо для закритического режима и $1 - \Delta p_{ТО} / p_{ВХ} > 0,528$ - это справедливо для докритического режима.

Если режим закритический, расход может быть найден из выражения

$$G_{ЗАКР} = \mu F_{ЗАСЛ} \sqrt{\frac{\kappa}{RT}} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{1}{2} \frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}} P_{ex}. \quad (7)$$

Для докритического режима справедлива следующая зависимость

$$G_{ДОКР} = 0,95 \mu F_{ЗАСЛ} \sqrt{\frac{3}{kRT}} \sqrt{(p_{вх} - \Delta p) \Delta p}. \quad (8)$$

Здесь μ - коэффициент расхода; его можно принять равным $\mu = 0,8$. $F_{ЗАСЛ}$ – проходное сечение заслонки (крана).

В последнем выражении $p_{ВХ} = p_{РИД}$.

Зная G_{II} и режим течения, по (7) или (8) можно найти $F_{засл}$, т.е. площадь проходного сечения крана. Эта площадь равна разности площади круга и площади эллипса, т.к. при повороте заслонки её - проекция представляет собой эллипс (рис. 121) с заслонки меньшей осью a .

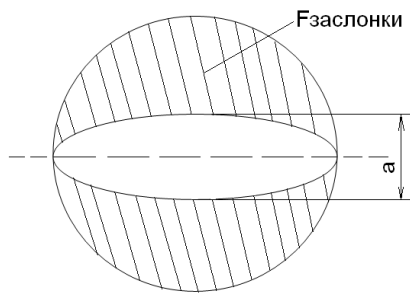


Рис.121. Проходное сечение

На рис. 122 изображена схема основного блока охлаждения. Здесь 1 - регулятор весовой подачи, 2 - ВВР основного блока охлаждения, 3 - турбохолодильник, 4 - двух канальная заслонка, 5 - влагоотделитель, 6 - глушитель шума, 7 - заслонка линии подмеса горячего воздуха, 8 - смеситель, 9 - датчик температуры. Заслонка 7 нужна для более точного регулирования температуры.

Регулятор избыточного давления и регулятор весовой подачи дублируют работу друг друга потому, что если мы отрегулируем расход, мы отрегулируем давление и наоборот. Если позволяет надёжность, одного из них может не быть.

Для того чтобы определить диаметры I, II и III участков (рис. 122) необходимо знать температуру и давление воздуха на них и что в этом блоке существует ограничение скорости $V \leq 30$ м/сек.

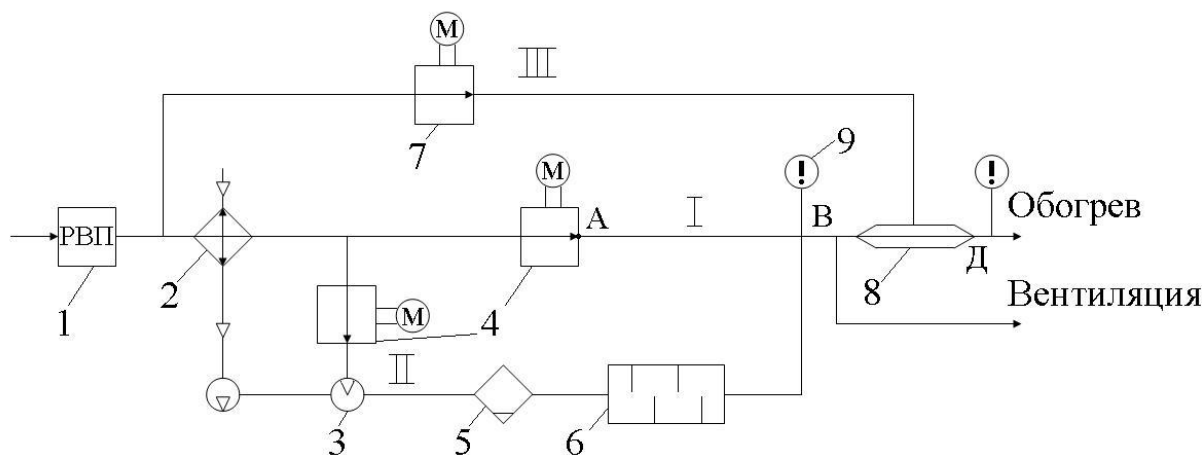


Рис. 122. Схема основного блока охлаждения

Температура на входе в основной блок охлаждения равна выходной температуре первичного блока $T_{ВХ\ TO}$ (150°C). На выходе из блока в точке А - это температура линии вентиляции. Она должна быть равной $15^\circ\text{C}-20^\circ\text{C}$.

Давление на входе в основной блок $p_{ВХ\ ОБ}$ равно

$$p_{ВХ\ ОБ} = p_{РИД} - \Delta p_{ТО\ 1} - \Delta p_{РВП},$$

где $\Delta p_{ТО\ 1}$ - падение давления на теплообменнике первичного блока ($\Delta p_{ТО\ 1} \sim 0,02$ МПа);

$\Delta p_{РВП}$ - падение давления на регуляторе весовой подачи ($\Delta p_{РВП} \sim 0,01$ МПа).

За ВВТ основного блока давление $p_{ВЫХ\ ВВТ\ 2}$ будет меньше на величину потерь давления на этом ВВТ $\Delta p_{ВВТ\ 2}$ ($\sim 0,01$ МПа) $p_{ВЫХ\ ВВТ\ 2} = p_{ВХ\ ОБ} - \Delta p_{ВВТ\ 2}$.

Температура воздуха на выходе из ВВТ $T_{ВЫХ\ ВВТ\ 2}$ этого блока может быть найдена из выражения для $\eta_{ТО}$ (б) с учётом, что $\eta_{ТО} = 0,85-0,9$;

$$\eta_{ТО} = \frac{T_{ВХВВТ\ 2} - T_{ВЫХВВТ\ 2}}{T_{ВХВВТ\ 2} - T_H}.$$

Расчёт должен производиться из условий максимальной хладопроизводительности основного блока, которая будет иметь место на земле в жарком климате $t_H = 45^\circ\text{C}$ ($T = 318^\circ$).

Зная $p_{ВЫХ\ ВВТ\ 2}$ и $T_{ВЫХ\ ВВТ\ 2}$ по приведённым ранее выражениям для d , Q и ρ при условии ограничения скорости ($V=30$ м/с), можно найти диаметр первого участка.

Для определения диаметра второго участка следует учесть, что давление на входе в турбохолодильник $p_{ВХ\ ТХ}$ равно давлению на выходе из ВВТ $p_{ВЫХ\ ВВТ\ 2}$.

На выходе из ТХ давление можно считать равным давлению в кабине ($\sim 0,08$ МПа) $P_{\text{ВЫХ ТХ}} = p_{\text{К}}$.

В сопловом аппарате турбохолодильника воздух расширяется практически без притока тепла извне и для идеальной турбины при адиабатическом процессе справедливо $T_{\text{ВЫХ ТХ АД}} p_{\text{ВЫХ ТХ}}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} = T_{\text{ВХ ТХ}} p_{\text{ВХ ТХ}}^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$.

Здесь $T_{\text{ВХ ТХ}}$ и $p_{\text{ВХ ТХ}}$ - температура и давление до турбохолодильника, $T_{\text{ВЫХ ТХ АД}}$ и $p_{\text{ВЫХ ТХ}}$ - после турбохолодильника, κ - показатель адиабаты.

Отношение $\frac{P_{\text{ВХТХ}}}{P_{\text{ВЫХТХ}}} = \varepsilon$ - степень или коэффициент расширения воздуха. От-

сюда $T_{\text{ВЫХ ТХ АД}} = T_{\text{ВХ ТХ}} \varepsilon^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$.

В реальном ТХ расширение происходит по политропе, что можно учесть с помощью КПД

$$\eta_{\text{ТХ}} = \frac{T_{\text{ВХТХ}} - T_{\text{ВЫХТХ}}}{T_{\text{ВХТХ}} - T_{\text{ВЫХТХ АД}}} = \frac{T_{\text{ВХТХ}} - T_{\text{ВЫХТХ}}}{T_{\text{ВХТХ}} \left(1 - \frac{1}{\varepsilon^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}} \right)}$$

$$\text{Отсюда } T_{\text{ВЫХ ТХ}} = T_{\text{ВХ ТХ}} \left[1 - \eta_{\text{ТХ}} \left(1 - \frac{1}{\varepsilon^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}} \right) \right]$$

Зная $\eta_{\text{ТХ}}$ ($\sim 0,75-0,8$) и определив ε , можно найти температуру на выходе из ТХ, а затем по приведенным ранее выражениям нетрудно найти диаметр второго участка.

На схеме рассмотрена организация линии вентиляции, где температура должна быть равна $\sim 18^\circ\text{C}$, что обеспечивается блоками регулирования t° , управляющими заслонками 4. Для этого в системе имеются датчики t° 9. Для организации линии обогрева на схеме имеется линия подмеса горячего воздуха III, подающая воздух в смеситель 8, куда также подводится холодный воздух. Температура на выходе смесителя, т.е. в линии обогрева, не должна превышать 80°C . Регулируется эта температура с помощью заслонки 7 линии подмеса.

Диаметр третьего участка может быть определён из наиболее сложного условия, когда весь воздух пойдёт в обход ВВТ и ТХ, т.е. расход будет равен G и температура будет равна $T_{\text{ВЫХ}}$ из первичного теплообменника (150°C).

Проходные сечения кранов (заслонок) линии подмеса должны определяться также как это было сделано для линии II первичного блока.

Вопросы для самопроверки

1. Что такое атмосферные и автономные СКВ?
2. Для чего нужна рециркуляция воздуха и как она осуществляется?
3. Как производится регулирование в СКВ избыточного давления, расхода воздуха и температуры?
4. Из каких элементов состоят первичный и основной блоки охлаждения и как они работают?

5. Как работают в СКВ влагоотделители и глушители шума?
6. Как увлажняется воздух в гермокабинах самолёта?
7. Что представляет собой трубопроводы СКВ и электроуправляемые заслонки?
8. По каким принципам строятся схемы СКВ?

9. СКВ отечественных самолётов

А. СКВ самолёта Ил-86

На рис. 123 представлена схема одной из подсистем СКВ самолёта Ил-86. Всего таких подсистем четыре. Отбор воздуха в систему производится на малых режимах работы двигателя ($0,35 \div 0,4$ номинального) производится от 9 ступени компрессора, а на всех остальных режимах от 7 ступени. В линии, идущей от 9 ступени, имеется электроуправляемая заслонка 1. Она перекрывает трубопровод по сигналу превышения температуры в системе, если она больше допустимого значения (270°), то есть в случае отказа подсистемы и необходимости её отключения. Следующим элементом системы является электроуправляемая заслонка 2, являющаяся исполнительным элементом регулятора расхода 4 (весовой подачи).

Он представляет собой трубку Вентури (рис. 111), на узком и широком сечениях которой смонтированы датчики давления 5 и датчики перепада давления 6, подающие сигналы в прибор вычисления расхода 7. Туда же поступают сигналы с приёмника температуры. Таких комплекса два. Оба они соединены с командным прибором 8, создающим управляющее воздействие для заслонки 2, которая обеспечивает необходимую подачу воздуха.

Между заслонкой 2 и трубкой Вентури 4 имеется перекрывной клапан 3, срабатывающий как при избыточном давлении на его входе, равном $8,2 \div 9,5$ кг/см, так и при появлении электрического сигнала с сигнализатора давления, стоящего перед основным блоком охлаждения, если на его входе возникает давление 5 кг/см².

После регулятора расхода воздух поступает в ВВТ; в нём воздух охлаждается продувкой холодного воздуха, отбираемого от третьей ступени компрессора двигателя. Количество отбираемого воздуха определяется открытием заслонки 9, электропривод которой получает управляющее воздействие от регулятора температуры, соединённого с датчиком температуры, находящимся за ВВТ.

За этой подсистемой отбора воздуха от двигателя воздух по трубопроводу в крыле поступает в фюзеляж, где имеется вторая трубка Вентури 10 сигнализатора расхода с одним экземпляром датчиков, прибором вычисления расхода и командным прибором 11.

Сигналы с командных приборов 8 и 11 поступают в сигнализатор неисправности 12, где они сравниваются и в зависимости от результата выдаются управляющие воздействия и информация.

Командный прибор сигнализатора 11 управляет электроприводной заслонкой 13. После этого воздух направляется в основной блок охлаждения, состоящий из воздушного теплообменника 14 и турбохолодильника 15. Порядок прохождения воздуха через них определяется открытием заслонок блока 16, имеющего три заслонки, управляющий сигнал на электропривод которого поступает с командного прибора регулятора температуры.

После основного блока установлен влагоотделитель 17, вода из которого впрыскивается в ВВТ 14.

До основного блока охлаждения имеется отвод воздуха в «тёплую» линию 18, расход через которую регулируется заслонкой 19, также управляемой командным прибором регулятора температуры. Это линия подмеса горячего воздуха.

Из «тёплой» линии воздух попадает в коллектор тёплого воздуха 20, а из влагоотделителя после основного блока охлаждения в коллектор холодного воздуха 21. Из этих коллекторов через двухканальные заслонки 22 он поступает в три салона и кабину экипажа.

Таких подсистем в системе СКВ самолёта Ил-86 четыре. Из каждой воздух подаётся в коллектор. Подсистемы соединяются линиями кольцевания с заслонками 23. Они используются для подключения систем охлаждения к ВСУ, при наземном кондиционировании, для подачи воздуха на запуск двигателя и в турбонасосные установки блоков питания гидравлической системы.

Б. СКВ самолётов Ил-76 и Ил-62

СКВ самолётов Ил-76 и Ил-62 одинаковые. Имеются лишь небольшие отличия.

Система состоит из двух независимых систем: левой и правой. В каждую воздух подаётся от двух двигателей.

На каждом двигателе имеется подсистема отбора воздуха от двигателей. Отбор ведётся за IX ступенью компрессора двигателя. Первым элементом системы отбора является заслонка 1 (рис. 124) регулятора избыточного давления, имеющего командный прибор и датчик избыточного давления. Затем находится электроуправляемая заслонка 2 ограничителя расхода воздуха, командный прибор которого получает сигналы от датчика расхода воздуха 3, представляющего собой двухрежимную трубку Вентури (рис. 109).

После заслонки 2 установлен ВВТ 4 первичного охлаждения, холодный воздух в который отбирается от II контура двигателя. Количество холодного воздуха регулируется открытием заслонки 5 регулятора температуры, имеющего также командный прибор и датчик температуры, расположенный за трубками Вентури.

Подсистема отбора заканчивается обратным клапаном.

Объединенные две системы отбора подают воздух в одну их систем. Левая и правая подсистемы объединяются линией кольцевания с заслонкой.

Далее воздух в каждой системе проходит через электроуправляемую заслонку 6, являющуюся исполнительным механизмом регулятора весовой подачи (рис. 107). В состав регулятора также входит датчик расхода – трубка Вентури 7 и командный прибор 8.

За заслонкой регулятора весовой подачи, установлен воздухо-воздушный теплообменник 9 для подогрева части воздуха, идущего из основного блока охлаждения. Это нужно для получения линии теплого воздуха.

Затем воздух направляется в основной блок охлаждения, состоящий из ВВТ 10 и турбохолодильника 11. В зависимости от необходимой температуры воздух может проходить через ВВР и ТХ или только через ВВР, или проходить, минуя и ВВТ и ТХ, что определяется положением заслонок трехканального блока заслонок 12. Их положение определяется регулятором температуры. При этом один из каналов открыт, а остальные закрыты.

После основного блока охлаждения воздух проходит через датчик расхода 7, влагоотделитель 13 и двухканальную заслонку 14, управляемую регулятором темпера-

туры. Из нее часть воздуха идет на обогрев в ВВТ 9, затем возвращается. В результате образуется линия теплого воздуха. До двухканальной заслонки отбирается холодный воздух для холодной линии. От обеих линий он поступает к двухканальным блокам заслонок 15, от которых подается на вентиляцию и обогрев кабин экипажа, грузовой кабины в Ил-76 и пассажирских салонов в Ил-62.

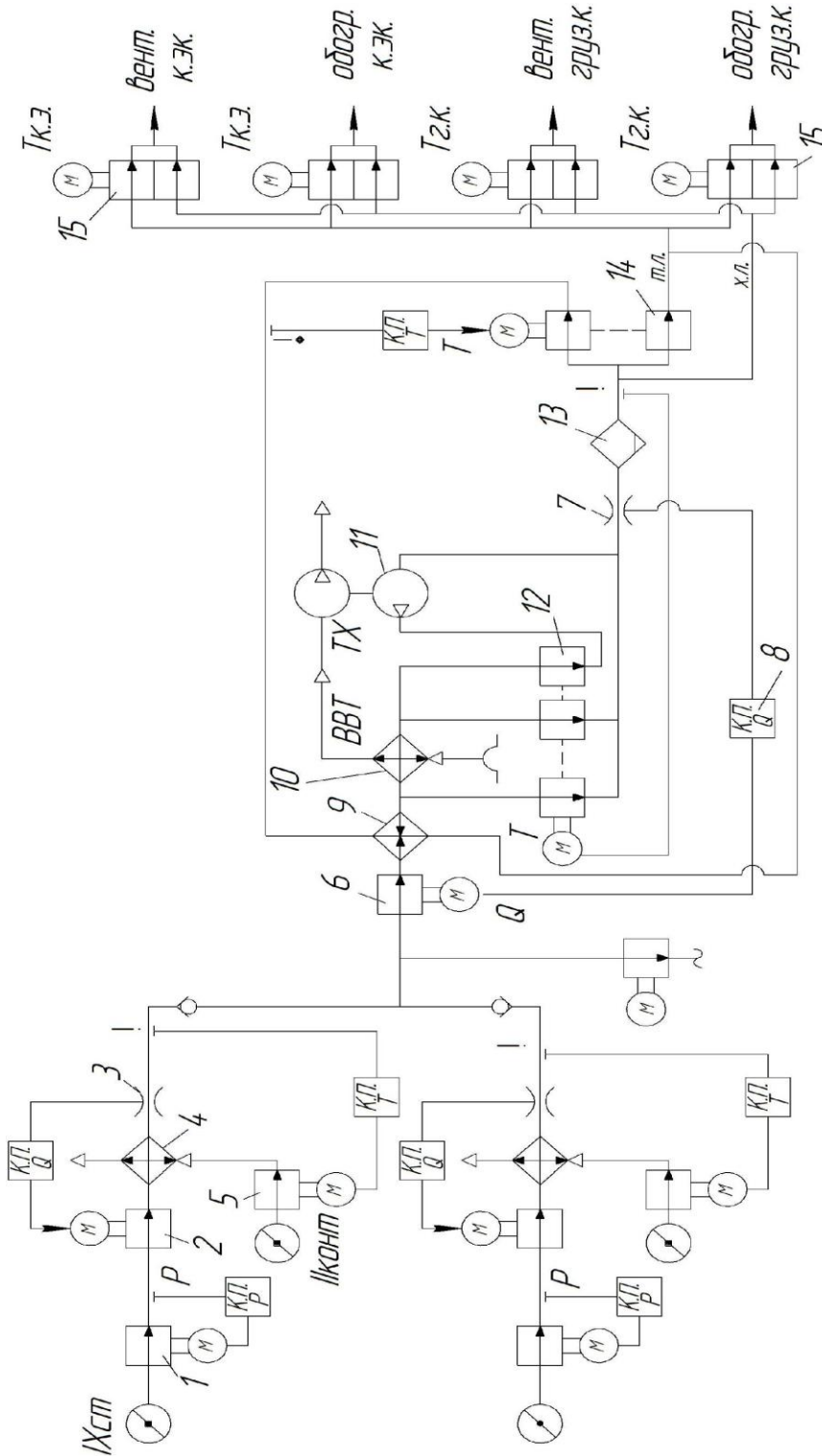


Рис. 124. СКВ самолётов Ил-76 и Ил-62

В. СКВ самолета Ту-154

На самолете Ту-154 имеется две СКВ. Воздух отбирается от трех двигателей и ВСУ (рис. 125). За каждым двигателем имеется заслонка отбора воздуха от двигателя 1, включаемая с панели СКВ бортинженера. Далее имеются лепестковые обратные клапаны 2. Они электроуправляемые, т.е. поворачиваются электроприводом на 90° для воздушного запуска двигателя. Трубопроводы с воздухом от второго двигателя и ВСУ объединяются, а затем делятся на две половины.

Левая магистраль СКВ образуется соединением трубопровода, идущего от двигателя 1, с одной из половины от второго двигателя и ВСУ, а правая создается объединением потоков, идущих от второй половины и третьего двигателя.

Далее обе системы одинаковые.

Высокая температура воздуха сначала понижается в ВВТ 3 первичного блока охлаждения, продуваемого в полете атмосферным воздухом. Для продува ВВТ на земле при отсутствии скоростного напора создан эжекторный подув ВВТ. Эжектор представляет собой трубу, сужающуюся на конце, поэтому здесь скорость воздуха больше, а давление ниже. Воздух в эжектор 4 отбирается от левой и правой магистралей открытием заслонки 5. Эжектор введен в воздухопровод по движению воздуха за ВВТ, т.к. в узком сечении создается давление ниже атмосферного, воздух по воздухопроводу засасывается из атмосферы и продувает ВВТ. К сожалению, при этом создается достаточно много шума.

Следующим по движению воздуха элементом является кран наддува 6, перекрывающий магистраль в случае отказа регулятора избыточного давления 7, находящего далее.

За краном наддува находится исполнительная заслонка 8 регулятора весовой подачи, управляющий сигнал на электропривод которой приходит с командного прибора 9, соединенного с датчиком расхода 10 (трубкой Вентури, рис. 107). Регулятор избыточного давления 7 представлен на рис. 106.

После этого воздух поступает в основной блок охлаждения, состоящий из ВВТ 11 и ТХ 12. Для получения заданной температуры воздуха порядок прохождения его через ВВТ и ТХ определяется положением заслонок двухканальной заслонки 13, управляемой блоком регулирования температуры. При этом на земле и в начале взлёта воздух проходит через ВВТ и ТХ. После взлёта, для того чтобы воздух не переохладился, отключается более сложный и менее надёжный ТХ. В случае необходимости воздух может идти минуя и ВВТ.

За основным блоком охлаждения находится штуцер наземного кондиционера 14, влагоотстойник 15, мерная шайба 16, подающая управляющее воздействие на указатель расхода воздуха, и шумоглушитель 17. После всего воздух поступает на вентиляцию.

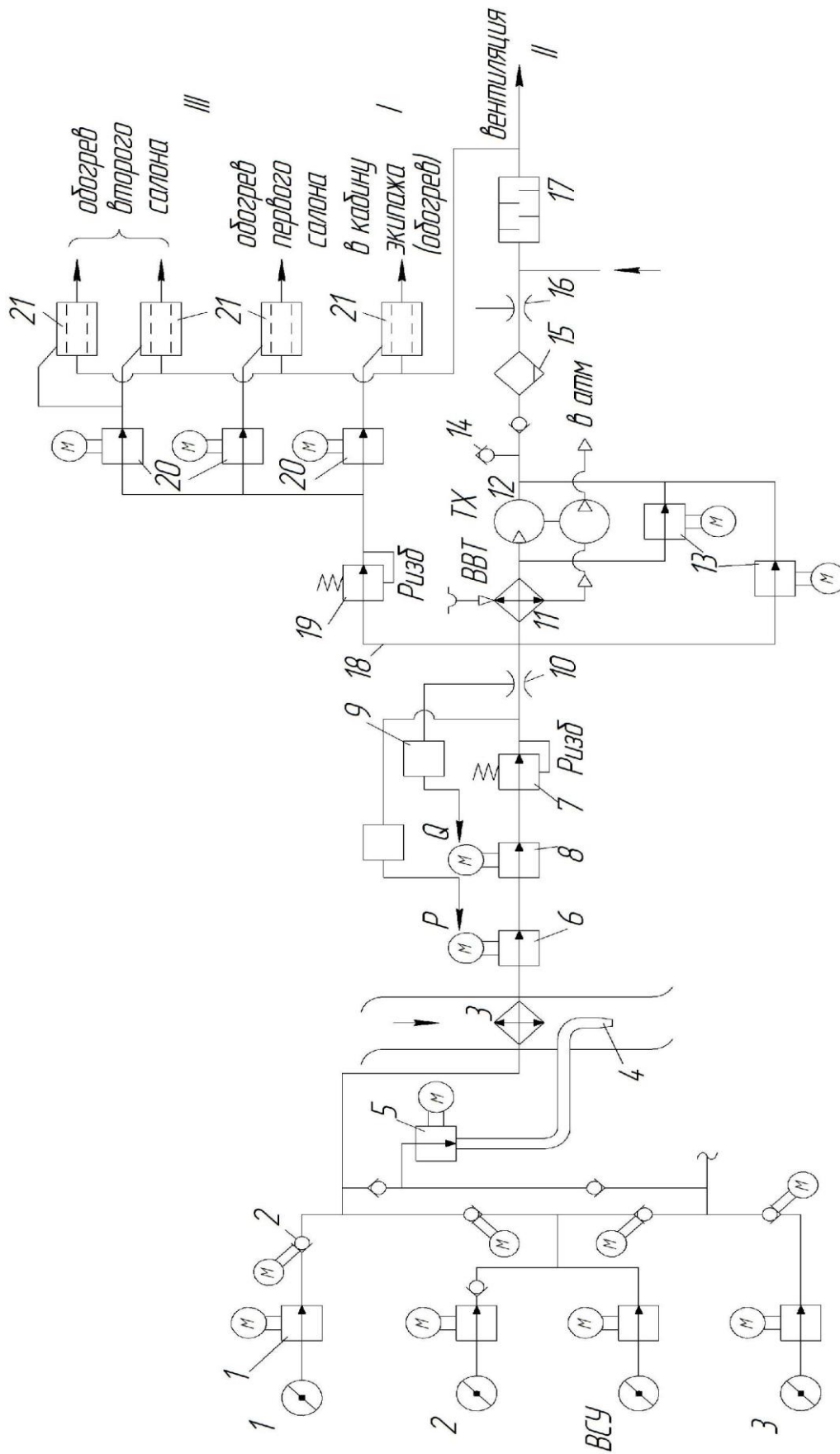


Рис. 125. Схема СКВ самолёта Ту-154

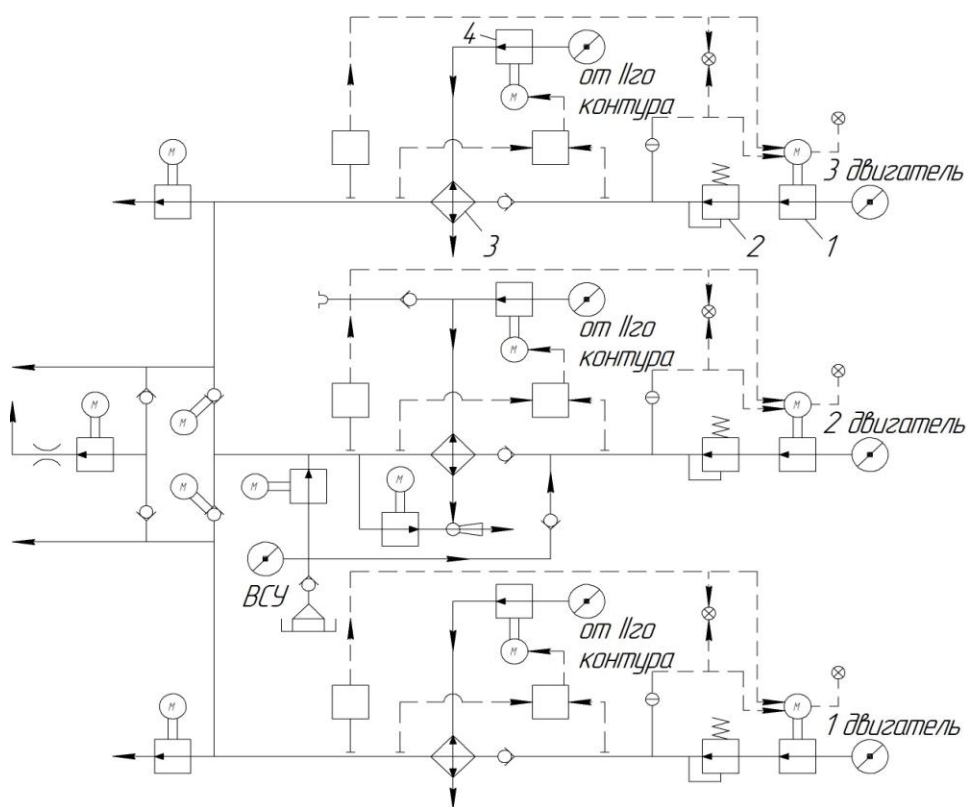


Рис. 126. Схема подсистемы отбора воздуха СКВ самолёта Ту-154М

До основного блока охлаждения отбирается воздух в линию подмеса горячего воздуха 18, в которой имеется регулятор избыточного давления 19 и электроприводные заслонки 20, управляемые блоком регулирования температуры. За ними находятся смесители 21, из которых воздух направляется на обогрев кабины экипажа и пассажирских салонов.

На самолете Ту-154М более мощные двигатели, поэтому более высокие температура и давление отбираемого воздуха, и иные подсистемы отбора воздуха от двигателя (рис. 126). Здесь у каждого двигателя имеется своя подсистема, состоящая из крана наддува 1, регулятора избыточного давления 2 и ВВТ 3, продуваемого воздухом от второго контура двигателя. Его количество определяется открытием заслонки 4, управляемой блоком регулирования температуры.

Г. СКВ самолета Як-42

Система кондиционирования воздуха Як-42 состоит из трех независимых систем: 1) кабины экипажа и индивидуальной вентиляции, 2) передней зоны салона, 3) задней зоны салона.

Первая система получает воздух от среднего двигателя, вторая - от левого двигателя, а третья - от правого. Воздух отбирается от четвертой ступени компрессора. На низких режимах работы двигателя воздух поступает от седьмой ступени.

Каждая система состоит из подсистем: отбора воздуха, регулирования расхода воздуха, охлаждения и регулирования температуры и распределения воздуха.

В случае работы от IV ступени заслонка 1 (рис. 127) закрыта, т.к. давление подается в пневмоцилиндр, управляющий заслонкой 1 со стороны штока. При работе на низких режимах замыкается концевой выключатель и подается питание на электроклапан 2, который, перемещаясь, дает возможность поступать воздуху под давлением в пневмоцилиндр в обе полости. Так как с той стороны поршня, где нет штока, сила будет больше, поршень перемещается, открывая заслонку. Поступающий от VII ступени в систему воздух давлением закрывает обратный клапан 3, прекращая отбор воздуха от IV ступени. Если давление воздуха станет больше нормы, срабатывает сигнализатор давления и подает сигнал на электроклапан 2, что приводит к закрытию заслонки 1, т.е. подсистема отключается.

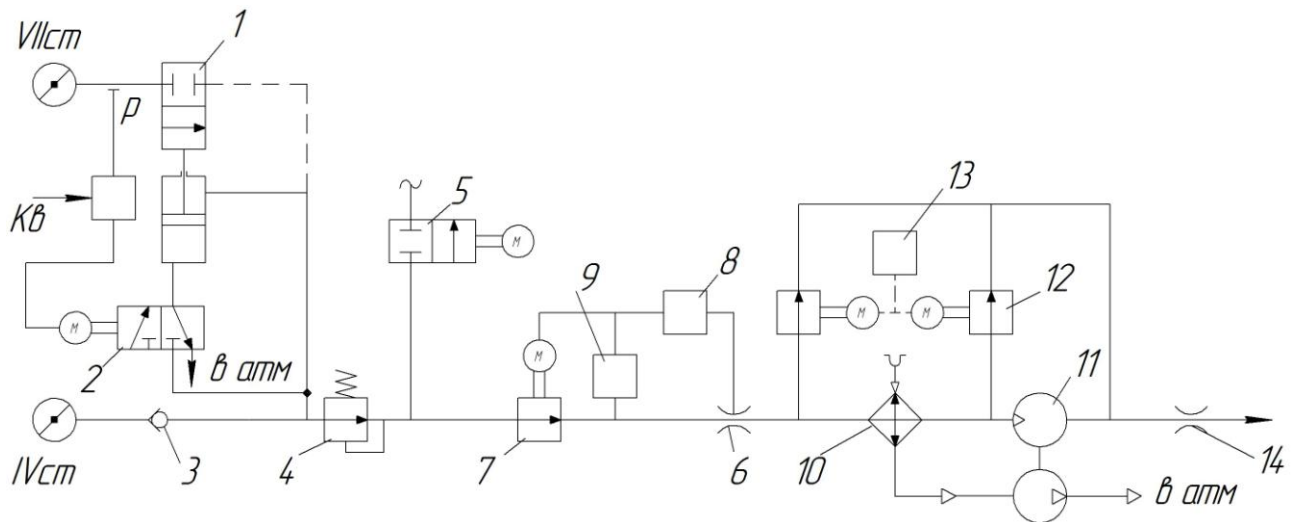


Рис. 127. Схема СКВ самолёта Як-42

Поступающий в систему воздух прежде всего проходит через регулятор избыточного давления 4.

Если в какой-либо из трех систем откажет подсистема регулирования температуры, по сигналу термореле открывается один из двух клапанов кольцевания 5 и оставшиеся работоспособными две системы будут подавать воздух в нужную зону.

Далее при движении воздух проходит регулятор расхода, имеющий датчик расхода 6 (трубку Вентури), исполнительную заслонку 7 и командный прибор 8 (рис. 127). Исполнительная заслонка управляется также по сигналу с датчика 9 ограничения скорости нарастания давления в магистрали, который подает сигнал на уменьшение проходного сечения заслонки в случае выхода скорости нарастания давления за поле допуска.

Блок охлаждения системы состоит из ВВТ 10, турбохолодильника 11 и двухканальной заслонки 12, управляемой усилительно-преобразовательным устройством 13.

За блоком охлаждения имеется еще одна трубка Вентури 14, подающая сигнал на указатель расхода воздуха.

Далее воздух поступает на вентиляцию и обогрев.

Все три системы имеют аналогичные схемы.

Д. СКВ самолёта Ил-96

На одного пассажира и члена экипажа эта система обеспечивает весовую подачу свежего воздуха в гермокабину самолёта 17,5 кг/ч и из системы рециркуляции в нее поступает также 25,7 кг/ч. Отбирается воздух от седьмой ступени компрессора двигателя.

На самолёте Ил-96, как и на самолёте Ил-86, имеется четыре идентичных систем кондиционирования, каждая с подсистемой отбора воздуха I (рис. 128) от своего двигателя. На рис. 128 изображена одна из четырёх систем. За подсистемой отбора в каждой системе имеется подсистема основного охлаждения воздуха II. Между подсистемами отбора и подсистемами охлаждения все четыре системы соединяются друг с другом линией кольцевания, в которой установлены три заслонки кольцевания I.

Из подсистемы охлаждения II воздух подаётся в подсистему распределения III с коллекторами теплого и холодного воздуха (так же, как и в системе Ил-86), а из них в кабину экипажа, кухню и салоны. В линии, идущие к салонам, подводится воздух из системы рециркуляции IV.

В подсистеме отбора I вначале установлены две заслонки регулирования расхода 2: основная и дублирующая. Они получают управляющие воздействия от регулятора весовой подачи 3 с трубкой Вентури и двойным набором датчиков Δp и p (так же, как и в СКВ Ил-86). Для работы регулятора в более щадящих температурных условиях в отличие от СКВ Ил-86 первичный ВВР охлаждения 4 установлен между заслонками 2 и регулятором. ВВТ 4 продувается холодным воздухом, отбираемым от вентиляторного контура двигателя.

Так же, как и в системе самолёта Ил-86 здесь есть сигнализатор давления 5, но он имеет два набора датчиков Δp и p .

Затем воздух поступает в основной блок охлаждения, состоящий из ВВТ 6, ТХ 7, в котором воздух расширяется и t° понижается, двухканальной заслонки 8 с каналами 8' и 8'', ВВР-конденсатора 9 и влагоотделителя 10.

Двухканальная заслонка 8 обеспечивает три режима работы:

1. Когда обе заслонки 8' и 8'' закрыты для наибольшего охлаждения на земле и вначале взлёта воздух идёт через ВВР 6 в ТХ 7 через ВВР-конденсатор 9, где на трубках из воздуха, идущего из ВВР 6, осаждаются капли жидкости, так как они охлаждаются воздухом, идущим от ТХ 7.

ВВР-конденсатор 9 расположен до влагоотделителя 10. Из конденсатора 9 капли выносятся и поступают во влагоотделитель, вода из которого впрыски-

вается в воздуховод продувочного воздуха основного ВВР 6 для повышения эффективности его теплообмена испарением.

2. ТХ работает на земле, когда нет скоростного напора, и в начале взлёта. Затем ТХ как менее надёжный отключается открытием канала 8". В этой ситуации воздух идёт из ВВР 6 и ВВР-конденсатор 9 и далее в систему распределения; холодный воздух из ТХ 7 в ВВР 9 при этом не поступает.

3. Для исключения переохлаждения воздух может пойти, минуя ВВР 6 и ТХ 7. Для этого открывается канал 8' заслонки.

После основного блока охлаждения холодный воздух поступает в коллектор холодного воздуха 11. Для организации коллектора тёплого воздуха 12 в системе есть линия подмеса горячего воздуха 13, воздух в которую отбирается до основного блока охлаждения после сигнализатора 5 и поступает во внешнюю полость эжектора 14. В него введена трубка 15 с сужением на конце, в которую подаётся холодный воздух по трубе 16. В узком сечении трубки 15 скорость увеличивается, а давление падает, что приводит к засасыванию горячего воздуха из линии подмеса 13. Нужная температура на выходе эжектора 14 получается регулированием количества горячего воздуха, обеспечиваемого заслонкой 17, получающей управляющее воздействие от блока регулирования t° .

Из коллектора холодного и тёплого воздуха, воздух подаётся в двухканальные заслонки 18, также управляемые блоком автоматического регулирования t° , а из них в кабину экипажа, кухню и к трём салонам.

В кабину экипажа и кухню подаётся только свежий воздух, а в линии, идущие к салонам, подводится также воздух из системы рециркуляции, забираемый из кабины, в которую входят очиститель воздуха 19 и турбовентилятор 20, приводимый во вращение воздухом, поступающим из кабины.

На небольшой высоте полёта воздух влажный. Влаги значительно меньше на высоте крейсерского полёта, поэтому на ней включается система увлажнения воздуха для улучшения условий жизнедеятельности экипажа.

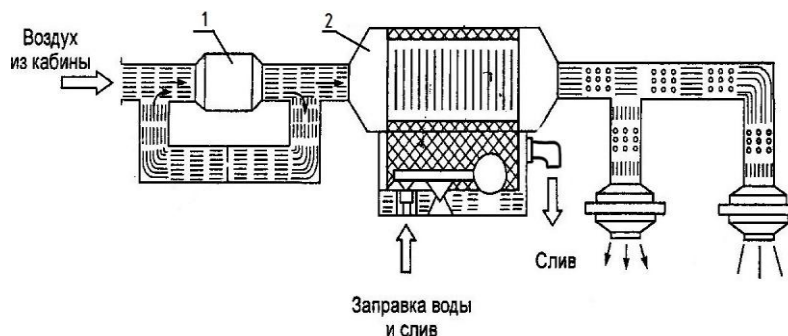


Рис. 129. Схема системы увлажнения воздуха в кабине экипажа самолёта Ил-96

В систему увлажнения электровентилятор 1 (рис. 129) засасывает воздух из кабины и подаёт в блок увлажнения 2. В него снизу заправляется вода из системы водоснабжения. Воду впитывает синтетический материал, находящийся в блоке. Через него продувается воздух. Там он увлажняется и подаётся на панель потолка кабины экипажа.

Контроль работы и сигнализация условий работы СКВ производится с помощью комплексной информационной системы сигнализации КИСС. Необходимая информация подаётся на вызываемые экраны КИСС.

Е. СКВ самолёта Ту-204

Эта система как и другие СКВ состоит из систем отбора воздуха от двигателей, охлаждения и распределения. В ней также имеется рециркуляция воздуха, его увлажнение и система контроля. Особенностью этой системы является наличие трёхколёсного турбохолодильника, состоящего из турбины, компрессора и вентилятора, с газовыми (воздушными) подшипниками.

Система состоит из двух одинаковых систем: левой, получающей воздух от первого двигателя, и правой, снабжаемой воздухом, отбираемым от второго двигателя.

На одного пассажира и члена экипажа в кабину подаётся 15 кг/ч свежего и 15 кг/ч рециркуляционного воздуха. Всего в гермокабину подаётся 3,2-4,6 т/ч.

Система работает в автоматическом режиме. Есть также и аварийное переключение для работы со щитка.

Отбор воздуха производится как от основных двигателей, так и от ВСУ и наземной установки.

При работе от основных двигателей отбор осуществляется от седьмой ступени на всех режимах, кроме малого газа. На малом газе отбор производится от тринадцатой ступени. Переключение производится автоматически по сигналу концевого выключателя малого газа. Температура воздуха за двигателем 350°C; давление 7-9 ат.

Их понижение начинается в системе отбора воздуха от двигателя 1 (рис. 130). В линии, идущей от седьмой ступени, имеется обратный клапан, а в линии от 13 ступени расположен регулятор избыточного давления 2, понижающий давление до 2,8 ат.

В объединённой линии стоит ещё один регулятор давления 3, понижающий давление до 3,2 ат. По конструкции и выполняемым функциям регуляторы 2 и 3 сложнее регулятора, рассмотренного ранее (рис. 106). Они прежде всего выполняют функцию кранов отбора воздуха от двигателя.

За ними расположен ВВТ первичного охлаждения 4. Он продувается воздухом, отбираемым от второго наружного контура двигателя. За ВВТ температура воздуха должна быть не более 200° С. Это обеспечивается количеством холодного продувочного воздуха с помощью регулируемых жалюзи 5, проходное сечение которых изменяется электроприводом, получающим сигналы управления от блока управления отбором. Сам блок получает сигналы от установленных в подсистеме датчиков температуры и давления.

После ВВТ обе системы СКВ самолёта соединяются двумя линиями кольцевания с кранами кольцевания 6. К линии между ними подсоединён трубопровод, идущий от ВСУ с краном отбора 7.

За ВВТ установлен датчик расхода воздуха – трубка Вентури 8, сигналы с которого поступают в блок управления системой кондиционирования, который подаёт электрические сигналы на привод регулируемой заслонки 9. Трубка Вентури снабжена двумя наборами датчиков Р и ΔP . Все элементы кроме этого блока находятся на двигателе.

Далее находится основной блок охлаждения 10 (рис. 131; рис. 130 и рис. 131 номера позиций совпадают), состоящий из предварительного ВВТ 11, основного ВВТ 12, трех колёсного турбохолодильника 13, ВВТ подогрева 14, ВВТ - конденсатора 15, влагоотделителя 16 и заслонок. Турбохолодильник имеет турбину 17, компрессор 18 и вентилятор 19.

В этой системе кондиционирования воздуха основной блок охлаждения также может работать в трёх режимах:

1. Для наибольшего охлаждения на земле и в начале взлёта воздух проходит через предварительный ВВТ 11 (за ним t° воздуха равна 50°-150°С), компрессор 18, основной ВВТ 12, ВВТ подогрева 14 и ВВТ – конденсатор 15, продуваемый холодным воздухом, идущим из турбины 17. Поэтому на холодных стенках ВВТ 15 конденсируется влага и воздух с выделившимися каплями воды по петле 20 проходит через влагоотделитель 16 и опять в ВВТ подогрева 14, где оставшаяся влага испаряется для того, чтобы не было обмерзания турбины и эрозии лопаток.

Затем воздух идёт в турбину 17 и в систему распределения.

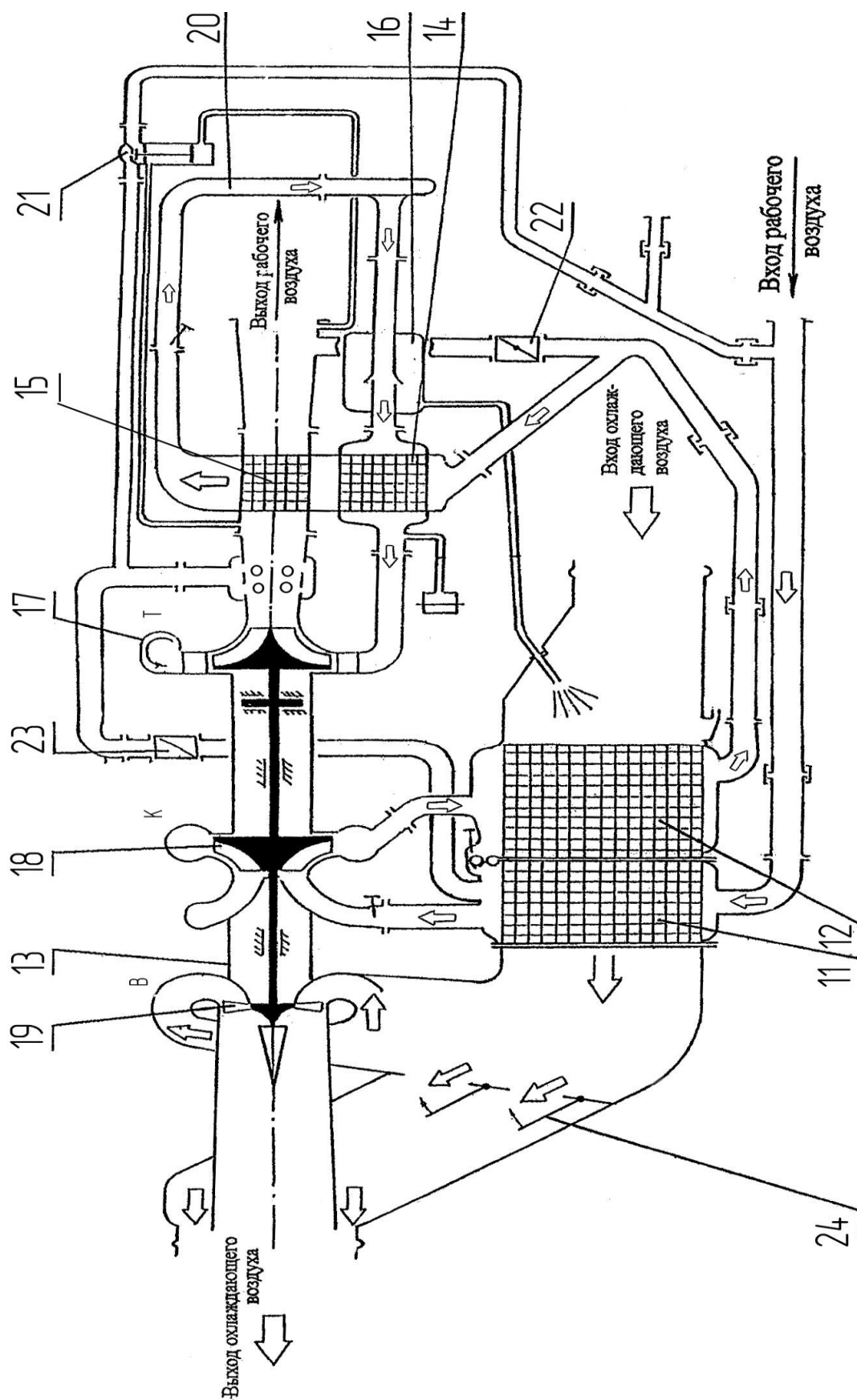


Рис. 131. Схема основного блока охлаждения СКВ самолёта Ту-204

Жидкость из влагоотделителя 16 впрыскивается в продувочный воздух ВВТ 12 для увеличения эффективности теплообмена. При обмерзании открывается противообледенительный клапан 21 и горячий воздух по трубе, начинающейся от входной магистрали, через клапан 21 поступает в выходной трубопровод за турбиной и на вход в ВВТ–конденсатор 15.

Это повышает t° на выходе из турбины и на входе и на выходе из ВВТ–конденсатора 15, т.е. и в петле 20 и на входе в турбину 17 для удаления обледенения.

2. После взлёта нет необходимости в столь интенсивном охлаждении, поэтому открывается заслонка 22 и воздух, минуя турбину, поступает сразу в систему распределения.

3. Если и это даст переохлаждение воздуха, открывается заслонка 23 и воздух из предварительного ВВТ 11 в обход компрессора 18 проходит далее в систему распределения.

Работа основного блока охлаждения управляется блоком регулирования t° , т.е. подаются управляющие сигналы на электроприводы заслонок 22 и 23 и на электропривод 1 (рис. 132, рис.133) регулируемого воздухозаборника 25 (рис. 130) со створкой 2. В полёте степень его открытия определяет количество атмосферного охлаждающего воздуха и температуру на выходе из ВВТ 11 и 12. На земле при отсутствии скоростного напора заслонка 2 полностью открыта и воздух через оба ВВТ движется с помощью вентилятора 19. Для того, чтобы в этом случае воздух из атмосферы проходил только через ВВТ 11 и 12 установлены обратные клапаны 24. В данном случае они будут закрыты. Они открыты при наличии скоростного напора воздуха в полёте. На рис.133 позиция 3 - основной блок охлаждения (рис. 131).

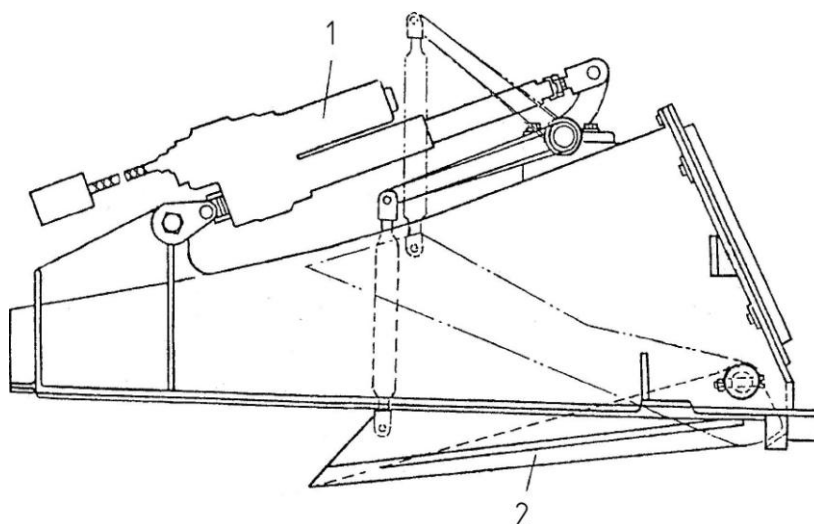


Рис. 132. Регулируемый воздухозаборник

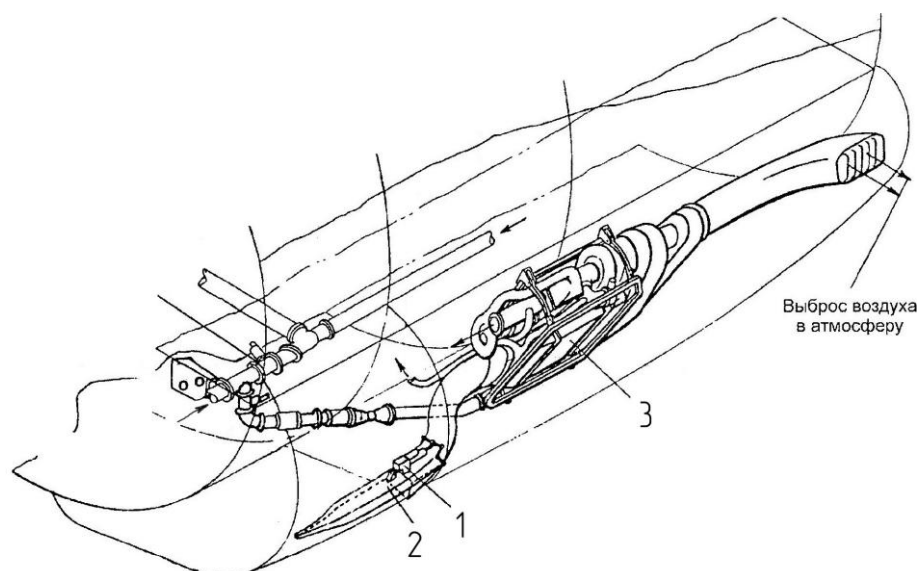


Рис. 133. Размещение системы охлаждения

Из обеих систем кондиционирования воздух поступает в коллектор холодного и горячего воздуха. К коллектору горячего воздуха подходит трубопровод горячего воздуха с t° около 200°C . В него через заслонку 26 идёт воздух по трубам от обеих систем, в которые воздух забирается за регуляторами весовой подачи.

В коллектор холодного воздуха воздух с $t^{\circ}=3^{\circ}-80^{\circ}\text{C}$ подаётся от обеих систем основного охлаждения через эжекторы 27 (рис. 130, рис. 134), к которым через сопло 1 (рис. 134) подводится воздух из основного блока охлаждения и к улитке 2 из системы рециркуляции воздуха. Непосредственно от сопла 1 забирается чистый воздух в кабину экипажа, а к коллектору холодного воздуха поступает смесь воздуха холодного и рециркуляционного.

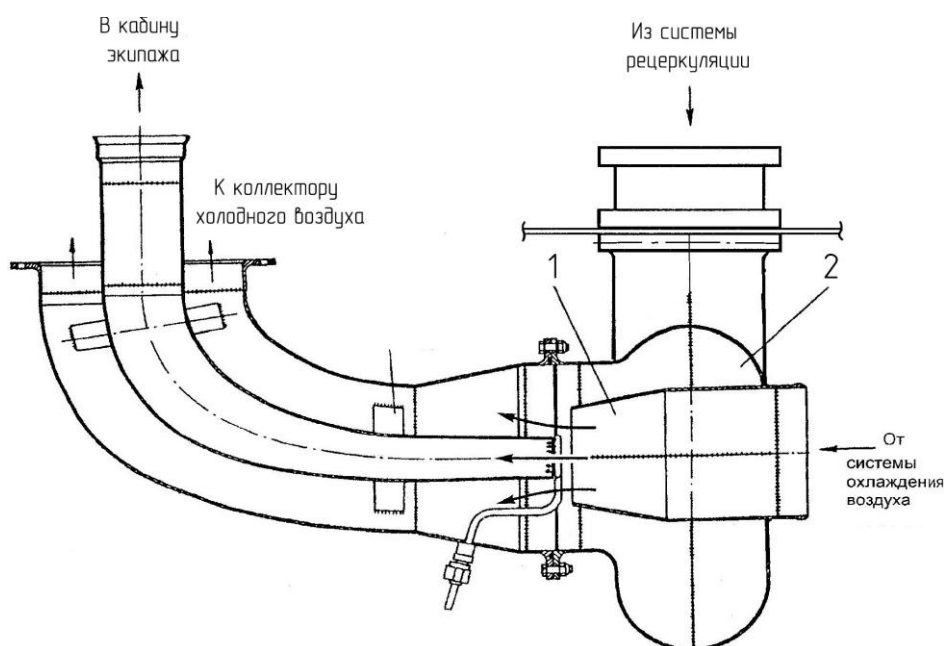


Рис. 134. Эжектор

Для вентиляции и обогрева кабины экипажа воздух забирается от обоих эжекторов в смеситель. К нему также подводится горячий воздух из коллектора через электроуправляемую заслонку 28 и глушитель шума 29. В салоны воздух поступает из смесителей, в которые холодный воздух подается непосредственно из коллектора холодного воздуха, а из коллектора горячего воздуха через заслонки 28, управляемые блоком управления t° в салонах, и через глушители 29.

К улиткам эжекторов воздух подводится через трубопровод, в который забирается воздух из подпольных пространств гермокабины. Затем он проходит через фильтр 30. Здесь отделяются пары воды, углекислый газ и запахи. По этим двум линиям рециркуляции воздух двигается с помощью вентиляторов 31. Имеются также линии рециркуляции салонов, в которых вентилятором засасывается воздух из полочной части салона. Он проходит также через фильтры и вводится в раздаточный коллектор салона.

Рециркуляция воздуха позволяет не терять в значительной мере мощность двигателя и экономить топливо.

На самолёте Ту-204 также имеется система увлажнения воздуха в кабине экипажа, аналогичная системе увлажнения самолёта Ил-96. В ней также воздух проходит через увлажняющий пакет пластин и шайб, сделанных из гигроскопичного материала.

Имеется также комплексная информационная система сигнализации КИСС.

Ж. СКВ самолёта Super Jet 100

На самолёте Super Jet есть две независимые системы кондиционирования, получающие воздух от своих двигателей. В начале системы отбора есть кран отбора воздуха, который одновременно является регулятором давления. Затем воздух двигается через ВВР предварительного охлаждения, продуваемый холодным воздухом, поступающим от вентиляторного контура двигателя.

За системой отбора есть линия кольцевания, а после неё расположены озоновый фильтр и регулируемая заслонка, на электропривод которой поступает сигнал с командного прибора, соединённого с датчиком расхода (весовой подачи) – трубкой Вентури. После этого начинается основной блок охлаждения аналогичный основному блоку охлаждения самолёта Ту-204 (рис. 131). В нём также есть трёхколёсный турбохолодильник с турбиной, компрессором и вентилятором. Его вал с двумя радиальными и двумя упорными подшипниками охлаждается специальной системой с фильтром. Здесь также установлен двойной пластинчатый ребристый теплообменник перекрёстного типа, состоящий из первичного и основного ВВТ. Имеется ВВТ-подогреватель, ВВТ-конденсатор и влагоотделитель центробежного типа, вода из которого впрыскивается на вход двойного ВВТ для интенсификации теплообмена.

СКВ снабжена датчиками t° и давления, позволяющими контролировать отказы, перегрев и обмерзание турбины и ВВТ-конденсатора. Для защиты от об-

леденения в блоке имеется линия, по которой горячий воздух подаётся к ВВТ-конденсатору и ТХ.

Затем воздух поступает в смесительную трубу, где производится регулирование температуры с помощью линии подмеса горячего воздуха.

На земле и в начале взлёта сдвоенный ВВТ продувается вентилятором. Воздухозаборник здесь не имеет регулируемой заслонки.

В смеситель поступает не только свежий воздух из обеих систем, но и из системы рециркуляции (30%), в которую воздух забирается из подпольного пространства. Затем из смесителя воздух подаётся в кабину экипажа и верхний объём салона.

Система кондиционирования включена в комплексную информационную систему сигнализации КИСС.

10. Газодинамические подшипники

Для поддержки элементов конструкции могут использоваться гидростатические и гидродинамические подшипники. В гидростатических подшипниках поддерживающий слой создаётся за счёт подвода в рабочий зазор сжатого газа извне под избыточным давлением от компрессора или из ёмкости с жатым газом. Они используются при отсутствии относительного движения частей конструкции, малой скорости вращения и если отсутствуют реверсивные движения. Если используется компрессор двигателя, то теряется часть его мощности, а если есть баллон и другие элементы, то увеличивается общий вес.

Этих недостатков нет у газодинамического подшипника, создающегося для поддержки вала ТХ. В нём при вращении вала, под действием веса эксцентрично расположенного в подшипнике, появляется клиновидный зазор, в котором возникают гидродинамические силы. Это обусловлено тем, что при вращении вала частицы газа, имеющего некоторую вязкость, увлекаются в суживающийся зазор. Поскольку расстояние между опорой и валом весьма мало, то по ходу вращения давление до этого зазора и после не успевает быстро выравниваться и в клиновидном зазоре возникает гидродинамическая сила, эпюра которой изображена на рис. 135. Более проще можно сказать, что вал сдвигает газ и сдавливает. Эта поддерживающая сила тем больше, чем выше скорость.

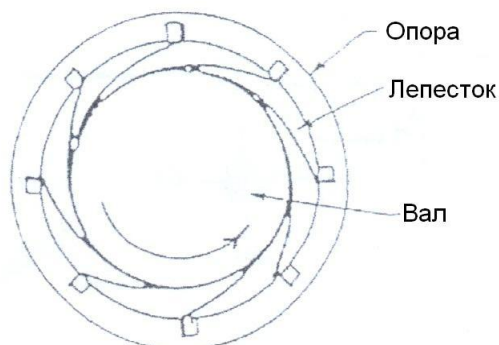
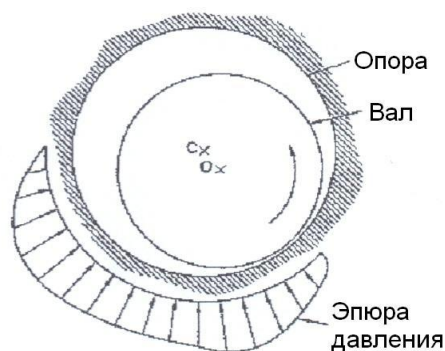


Рис. 135. Схема действия подшипника

Рис. 136. Лепестковый подшипник

Газодинамические подшипники по сравнению с подшипниками качения более надёжны, долговечны, имеют более высокую скорость вращения, работают на более высоких и более низких температурах, не нуждаются в смазке и имеют меньшую массу. Более крупные загрязняющие частицы не входят в их зазор, мелкие вымываются потоком, поэтому нет необходимости в фильтрах.

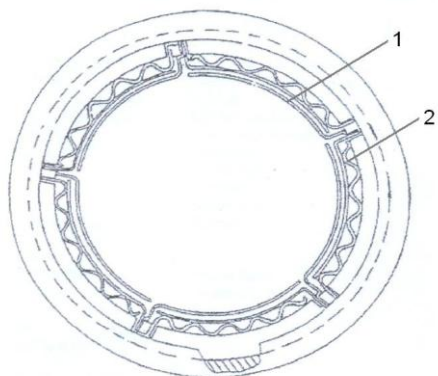


Рис. 137. Лепестковый подшипник

Газодинамические подшипники делаются лепестковыми (рис. 136). Лепестки имеют малую массу, чутко реагируют на возникновение вихрей, что предотвращает неустойчивость в работе. Вал имеет с ними контакт только в момент пуска и остановки. Для уменьшения силы трения в эти моменты верхние поверхности лепестков покрываются тефлоновыми (фторопластовыми), полиамидными или композиционными полимерными покрытиями. За верхними лепестками со смазкой 1 (рис. 137) может устанавливаться про-

тивоударная гофрированная фольга 2. Она действует как пружина, демпфер, компенсирующий любое смещение. Кроме этого она обеспечивает проток воздуха для охлаждения и удаления загрязнений.

Газодинамические подшипники установлены в ТХ на самолётах Ту-204, MD-10, военных самолётах, самолётах фирмы Boeing-747,-757,-756,-777 и на самолётах A310 и A-320.

11. СКВ иностранных самолётов, эксплуатируемых на Российских авиалиниях

А. СКВ самолёта А-310

В СКВ самолёта А-310 имеется две системы кондиционирования, каждая из которых получает воздух от своего двигателя и состоит из системы отбора воздуха от двигателя и системы охлаждения.

В системе отбора воздуха, как и на отечественных самолётах, имеются клапан отбора воздуха, клапан регулирования избыточного давления и первичный ВВТ, получающий воздух для охлаждения от вентиляторного контура двигателя. Линии за ВВТ обеих систем соединяются линией кольцевания. Затем установлено устройство, понижающее количество озона в воздухе, т.к. озон для человека токсичен. После этих элементов в каждой системе расположен регулятор весовой подачи с трубкой Вентури.

Основной блок охлаждения, как и на отечественных самолётах, состоит из трёхколёсного турбохолодильника (компрессора, турбины и вентилятора) с воздушным подшипником, ВВТ, влагоотделителя-сепаратора, конденсатора, клапанов, обеспечивающих различные режимы работы блока охлаждения и противообледенительной системы конденсатора. Она состоит из поршня и клапана с трубопроводом, подающего горячий воздух на вход в конденсатор. Кла-

пан перемещается поршнем при появлении повышенного перепада давления в случае обмерзания конденсатора, аналогично тому, как это сделано в блоке охлаждения самолёта Ту-204 (рис. 131, позиция 21). В воздуховоде продувочного воздуха ВВР в начале и в конце установлены заслонки, управляемые рулевыми агрегатами, получающими управляющие воздействия от блока регулирования температуры.

После охлаждения из блоков обеих систем воздух подаётся в коллектор холодного воздуха. Имеется также коллектор горячего воздуха, в который поступает воздух из линий горячего воздуха, отбираемого до основных блоков охлаждения каждой системы. Затем через смесители воздух идёт в кабину экипажа, салоны и на обдув аппаратуры. Используется также рециркуляция воздуха.

В системе имеется забор воздуха непосредственно из атмосферы в случае отказа системы охлаждения. Для этого рулевым агрегатом открывается клапан и воздух через воздухозаборник из набегающего воздушного потока подаётся непосредственно в коллектор холодного воздуха. Естественно, этим можно воспользоваться при снижении самолёта на высоту безопасного полёта 4,5 км.

Б. СКВ самолёта А-320

Эта система аналогична предыдущей системе. Также имеется две системы СКВ и система отбора воздуха от двигателей состоит из клапанов отбора, ограничителя давления и ВВТ с продувкой от вентиляторного контура двигателя. После системы отбора есть линия кольцевания, в которую может поступать воздух от ВСУ или наземного кондиционера.

Затем в одинаковых левой и правой СКВ расположен озоновый фильтр, регулятор весовой подачи и блок охлаждения. Он состоит из двух ВВТ, предварительного охлаждения и основного, трёхколёсного ТХ, ВВТ подогрева, конденсатора, влагоотделителя и противообледенительной системы с линией подвода горячего воздуха через клапан с поршнем аналогично блоку самолёта Ту-204.

В линии продувки ВВТ атмосферным воздухом в начале воздуховода установлена заслонка, регулирующая подачу продувочного воздуха и управляемая блоком регулирования температуры.

Система распределения состоит из двух коллекторов. К коллектору холодного воздуха подаётся воздух из обеих систем и рециркуляционный воздух. А к коллектору горячего воздуха подведены трубопроводы, начинающиеся после системы отбора, то есть до блока охлаждения. Затем воздух поступает в кабину экипажа, салоны и на обдув оборудования авионики.

В. СКВ самолёта Boeing-737

Эта система имеет две независимых системы кондиционирования, получающие воздух каждая от своих двигателей.

В системе отбора воздуха имеются клапаны отбора и регулирования давления. За ними установлен первичный ВВТ, получающий холодный воздух для продувки от вентиляторного контура двигателя.

Затем в Boeing-737, -300 и -500 находится основной блок охлаждения с первичным и вторичным ВВТ, турбиной, компрессором и сепаратором-влагоотделителем. Воздух сначала идёт через первичный ВВТ, компрессор, вторичный ВВТ, а затем через турбину и сепаратор.

В Boeing-737-400 есть также ВВТ-конденсатор и ВВТ подогрева. В этом случае воздух после первичного ВВТ, компрессора и вторичного ВВТ идёт в ВВТ подогрева, конденсатор, влагоотделитель, снова через ВВТ подогрева и затем в турбину, опять через ВВТ-конденсатор и в систему распределения, то есть аналогично системе самолёта ТУ-204. Воздухозаборник набегающего потока воздуха для охлаждения обоих ВВТ снабжён входными створками и выходными жалюзи, управляемыми системой регулирования температурой. Воздух через него двигается также с помощью турбовентилятора, получающего воздух для работы от системы отбора воздуха от двигателя.

Охлаждённый воздух идёт в смеситель, к которому подводится рециркуляционный воздух, а затем в трубопровод, соединённый с линией подмеса горячего воздуха, начинающейся после системы отбора. Отсюда воздух с отрегулированной температурой подаётся в кабину экипажа и салоны.

Г. СКВ самолёта Boeing-747

На этом самолёте воздух в СКВ отбирается от четырёх двигателей. На каждом двигателе есть своя система отбора воздуха, в которую воздух поступает от восьмой или четырнадцатой ступени компрессора. Первым элементом системы отбора является редуцирующий клапан, затем установлен ВВТ, получающий холодный воздух для продувки от вентиляторного контура двигателя. За ВВТ находится электроуправляемая заслонка, перекрывающая трубопровод в случае отказов, возникновения пожара и открывающаяся для воздушного запуска двигателя.

После этого потоки от первого и второго двигателей объединяются и воздух из них поступает в первый блок охлаждения и линию кольцевания. К ней также подходит воздух от третьего и четвёртого двигателей, ВСУ, наземного кондиционера и второму блоку охлаждения. К третьему блоку воздух поступает от двигателей третьего и четвёртого. Перед каждым блоком охлаждения есть озоновый конвертер с химическим катализатором, разлагающим озон O_3 для дальнейшего получения кислорода O_2 , и регулятор расхода с трубкой Вентури и электроуправляемой заслонкой.

В каждом блоке охлаждения есть первичный и вторичный ВВТ, трёхколёсный турбохолодильник, клапаны, обеспечивающие различные режимы работы, и влагоотделитель аналогично тому, как это есть в СКВ ранее описанных самолётов. В начале воздуховода набегающего наружного воздуха установлена регулируемая заслонка, а на выходе регулируемые жалюзи (рис. 138), открываемые рулевым агрегатом 1, и управляемые блоком регулирования температуры.

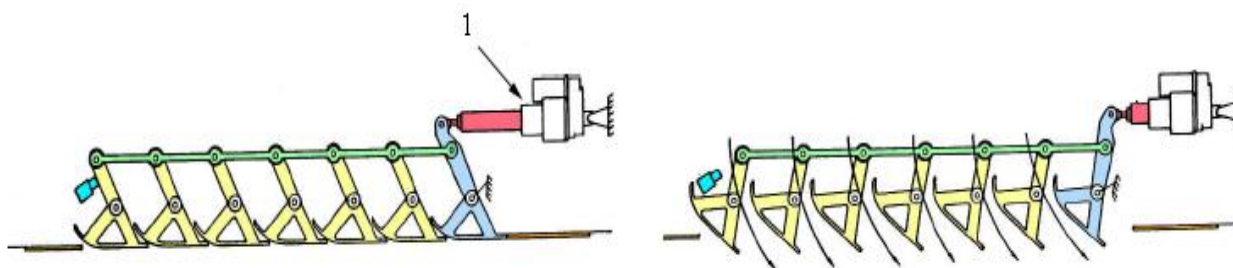


Рис. 138. Регулируемые жалюзи

Из всех трёх блоков охлаждения воздух собирается в коллекторе, к которому подводится также рециркуляционный воздух. Затем он поступает в салоны и кабину экипажа. Для окончательного регулирования температуры к трубопроводам на выходе из коллектора подсоединяются линии подмеса горячего воздуха с заслонками, также управляемыми блоком регулирования температуры.

Д. СКВ самолёта Boeing-757

На самолёте Boeing-757 два двигателя и две независимые системы кондиционирования. Каждая линия отбора аналогична системе отбора предыдущего самолёта. Обе линии соединяются трубопроводом кольцевания, к которому подводится также воздух от ВСУ. После линии кольцевания в каждой системе есть клапан для подсоединения наземного кондиционера, после которого воздух направляется в регулятор расхода и в блок охлаждения. И в левом и правом блоках есть трёхколёсный турбохолодильник с воздушным подшипником, первичный и вторичный ВВТ, ВВТ подогрева, конденсатор, влагоотделитель и линия, предотвращающая обмерзание, то есть имеется всё то, что было описано в СКВ других самолётов. Затем слева и справа воздух поступает в коллектор, к которому также подводится линия подмеса горячего воздуха, рециркуляционный воздух и воздух от наземного кондиционирования. Из коллектора воздух подаётся в два салона и кабину экипажа.

Е. СКВ самолёта Boeing-767

На этом самолёте создана экономичная СКВ с расходом воздуха на одного пассажира $0,48-0,52 \text{ м}^3/\text{мин}$. Половина воздуха, подаваемого в гермокабину, обеспечивается рециркуляцией. Схемное построение СКВ самолёта Boeing-767 аналогично схеме СКВ самолёта Boeing-757.

Ж. СКВ самолёта Boeing-777

На этом самолёте имеется два мощных двигателя с температурой на входе в систему отбора 254°C и две независимых системы СКВ. Системы отбора и линия кольцевания аналогичны тому, как это было описано ранее. Имеется также регулятор расхода и озоновый конвертер. В блоке охлаждения воздух с температурой 190°C двигается через первичный ВВТ, компрессор, вторичный ВВТ,

блок, состоящий из ВВТ подогрева и конденсатора, влагоотделитель, ВВТ подогрева, первую ступень турбины и конденсатор. До этого момента всё аналогично тому, как это имеет место на других самолётах. Отличие этого блока заключается в наличии второй ступени турбины. При регулировании температуры воздух может пройти только через первую ступень турбины и обводную линию с заслонкой, а при необходимости дополнительного снижения температуры при закрытой обводной заслонке через вторую ступень турбины и далее в систему распределения. То есть отличием этого блока охлаждения является наличие четырехколёсного ТХ с двумя ступенями турбины. Его вентилятор заставляет двигаться набегающий поток атмосферного воздуха через регулируемую заслонку, расположенную на входе воздуховода. На выходе из блока установлен клапан для подсоединения наземного кондиционера. За блоком воздух может иметь температуру 2°C. Он поступает в смесительную трубу, к которой подводится линия подмеса горячего воздуха и рециркуляционный воздух. Затем он подаётся в шесть зон пассажирской гермокабины и в кабину экипажа.

3. СКВ самолёта Boeing-787

Для предотвращения потери мощности двигателя и экономии топлива на самолёте Boeing-787 имеется две автономные системы кондиционирования. Каждая имеет компрессор с электрическим приводом и ВВТ. Обе системы объединяются трубопроводом, от которого воздух подаётся в гермокабину.

И. СКВ самолёта DC-10

На самолёте DC-10 три двигателя и три независимые СКВ. Система отбора здесь такая же, как и у предыдущих самолётов, то есть в каждой из них установлены краны, являющиеся кранами отбора и регулирования давления, и ВВТ предварительного охлаждения с продувкой от вентиляторного контура. Первая СКВ и вторая соединены линией кольцевания. Соединены также первая и третья СКВ.



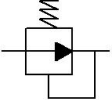
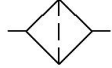
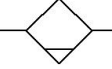
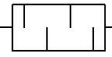
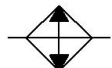





После линии отбора в каждой системе есть датчик расхода воздуха, регулятор расхода с трубкой Вентури и основной блок охлаждения. Он также имеет трёхколёсный ТХ, но состав его проще описанных ранее. В нём горячий воздух сначала поступает в компрессор, затем в ВВТ, турбину и влагоотделитель-сепаратор. Есть линии для обвода потока мимо компрессора и мимо турбины в процессе регулирования температуры. Есть также противообледенительная линия для предотвращения обмерзания турбины. В начале и в конце воздуховода продувочного атмосферного воздуха имеются регулируемые заслонки.

Охлаждённый воздух из трёх систем подаётся в сборный трубопровод, а из него в кабину экипажа, кухню и пассажирские салоны. В линии, идущие к этим потребителям, подходят также трубопроводы линии подмеса горячего воздуха, отбираемого от первого и третьего двигателей.

Вопросы для самопроверки

1. Какие элементы устанавливаются в системах отбора воздуха от двигателей?
2. СКВ конкретных самолётов.
3. Как регулируются давление и расход в СКВ конкретных самолётов?
4. Какие элементы устанавливаются в линиях кольцевания и с чем они обычно соединяются?
5. Из каких элементов состоят основные блоки охлаждения конкретных самолётов?
6. Что представляют собой системы распределения?
7. Какие преимущества имеет газодинамический подшипник?

Условные обозначения

<i>Наименование</i>	<i>Обозначение</i>
<i>1. Забор воздуха от двигателя</i>	
<i>2. Заслонка с электроприводом</i>	
<i>3. Регулятор избыточного давления (редуктор)</i>	
<i>4. Фильтр</i>	
<i>5. Влагоотделитель</i>	
<i>6. Глушитель шума</i>	
<i>7. Воздухо-воздушный редуктор (ВВР; охлаждающий теплообменник)</i>	
<i>8. ВВТ подогрева</i>	
<i>9. Турбохолодильник с турбиной и компрессором</i>	
<i>10. Вентилятор</i>	
<i>11. Трубка Вентури</i>	
<i>12. Датчик температуры</i>	

Литература

1. Воронин Г.И. Системы кондиционирования воздуха на летательных аппаратах. - М.: Машиностроение, 1973.
2. Воронин Г.И., Верба М.И. Кондиционирование воздуха на летательных аппаратах. - М.: Машиностроение, 1965.
3. Воронин Г.И. Конструирование машин и агрегатов систем кондиционирования. - М.: Машиностроение, 1978.
4. Проектирование авиационных систем кондиционирования воздуха. - М.: Машиностроение, 2006.
5. Быков Л.Т., Ивлентиев В.С., Кузнецов В.И. Высотное оборудование пассажирских самолётов. - М.: Машиностроение, 1972.
6. Giri L. Agrawal. Foil air/gas bearing technology – an overview. New York, The AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS, publication 97-GT-347.
7. Дроздович В.Н. Газодинамические подшипники. – Л.: Машиностроение, 1976.
8. Пинегин С.В., Поспелов Г.А., Пешти Ю.В. Опоры с газовой смазкой. - М.: Наука, 1977.
9. Системы оборудования летательных аппаратов /под ред. А.М Матвеевко, В.И. Бекасова. - М.: Машиностроение, 1986.
10. Руководство по технической эксплуатации самолёта Як-42.
11. Пассажирский самолёт Ил-62 /под ред. Г.В. Новожилова. - М.: Машиностроение, 1981.
12. Самолёт Ту-154. - М.: Машиностроение, 1975. – Ч.1,2.
13. Руководство по технической эксплуатации самолёта Ил-76.
14. Руководство по технической эксплуатации самолёта Ил-86.
15. Руководство по технической эксплуатации самолёта Ил-96.
16. Руководство по технической эксплуатации самолёта Ту-204.
17. Aircraft maintenance manual A-310.
18. Course notes manual of A-310-300, Airbus industries.
19. Пассажирский самолёт А-310. - М.: ЦАГИ, 1990.
20. Aircraft maintenance manual A-320.
21. Пассажирский самолёт А-320. - М.: ЦАГИ, 1993.
22. Удалов К.Г., Комиссаров Д.С. Boeing-737. - Самара, 1994.
23. Boeing-737. Training manual.
24. Удалов К.Г., Комиссаров Д.С. Boeing-747. - М.: Авико-пресс, 1994.
25. Boeing-747. Training manual.
26. Удалов К.Г., Комиссаров Д.С. Boeing-757. – М.: Авико-пресс, 1994.
27. Boeing-757. Maintenance Training.
28. Удалов К.Г., Комиссаров Д.С. Boeing-767. - М.: Авико-пресс, 1994.
29. Пассажирский самолёт Boeing-767. - М.: ЦАГИ, 1987.
30. Boeing-767. Maintenance Training.
31. Boeing-777. Training manual.
32. DC-10. Maintenance manual.

Оглавление

Глава II. Системы жизнеобеспечения.....	4
1. Влияние пониженного давления атмосферы на организм человека.....	4
2. Требования к микроклимату и составу воздуха в гермокабине.....	5
Раздел 1. Герметические кабины.....	6
1. Требования к герметичности кабин.....	7
2. Определение времени аварийной разгерметизации гермокабины и предельно безопасного времени для перевода самолёта в режим аварийного снижения.....	7
3. Проверка герметичности кабин.....	10
Раздел 2. Системы кондиционирования воздуха в гермокабине самолета	10
1. Регулирование избыточного давления в трубопроводах СКВ.....	12
2. Регулирование расхода воздуха.....	13
3. Обеспечение температурного режима в гермокабине.....	18
4. Влаagoотделители.....	21
5. Глушители шума.....	23
6. Увлажнение воздуха.....	23
7. Трубопроводы СКВ.....	24
8. Схемное построение СКВ.....	25
9. СКВ отечественных самолётов.....	31
А. СКВ самолёта Ил-86.....	31
Б. СКВ самолётов Ил-76 и Ил-62.....	33
В. СКВ самолета Ту-154.....	35
Г. СКВ самолета Як-42.....	37
Д. СКВ самолёта Ил-96.....	39
Е. СКВ самолёта Ту-204.....	42
Ж. СКВ самолёта Super Jet 100.....	48
10. Газодинамические подшипники.....	49
11. СКВ иностранных самолётов, эксплуатируемых на Российских авиалиниях.....	50
А. СКВ самолёта А-310.....	50
Б. СКВ самолёта А-320.....	51
В. СКВ самолёта Boeing-737.....	51
Г. СКВ самолёта Boeing-747.....	52
Д. СКВ самолёта Boeing-757.....	53
Е. СКВ самолёта Boeing-767.....	53
Ж. СКВ самолёта Boeing-777.....	53
З. СКВ самолёта Boeing-787.....	54
И. СКВ самолёта DC-10.....	54
Условные обозначения	56
Литература	57