

УДК 697.911

Расчет системы кондиционирования воздуха пассажирского самолета

И.Е. Меньщиков, В.С. Голубкин

Студенты, кафедра «Холодильная, криогенная техника, системы кондиционирования и жизнеобеспечения», МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Научный руководитель: Ю.Д. Фролов, доцент, к. т. н. преподаватель кафедры «Холодильная, криогенная техника, системы кондиционирования и жизнеобеспечения», МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Система кондиционирования воздуха самолета — одна из бортовых систем жизнеобеспечения. СКВ предназначена для поддержания давления и температуры воздуха в гермокабине летательного аппарата на уровне, обеспечивающем нормальную жизнедеятельность экипажа и пассажиров. Герметичность кабин обеспечивается их конструктивным исполнением, наличием уплотнений на дверях и люках, а также постоянным наддувом от СКВ.

Задачи

С подъёмом на высоту более 3 км у человека появляются признаки кислородного голодания. На высотах более 9 км из жидкости организма возможно выделение пузырьков газа (аэроэмболизм). На высотах более 19 км наблюдается закипание подкожной жидкости. Температура воздуха на высоте более 11 км может достигать -60°C . Для полёта на летательном аппарате в таких неблагоприятных для жизни условиях и потребовалось создать бортовые системы жизнеобеспечения.

Принцип работы

Обычно система работает на воздухе, отбираемом от компрессоров работающих авиадвигателей, с температурой отбираемого воздуха до 500 градусов и давлением до 1,6 МПа. Воздух разделяется на два потока (линии). Один поток проходит систему охлаждения и поступает в смеситель (холодная линия), второй поток поступает в смеситель напрямую (горячая линия). В смесителе оба потока дозированно смешиваются и затем подаются в гермокабину.

Также горячий воздух на многих самолётах направляется в противообледенительную систему (ПОС) и проходит по трубам под обшивкой, обогревая её во избежание нарастания льда.

Для охлаждения воздуха применяют следующие типы теплообменников — воздуховоздушные (ВВР) или топливно-воздушные радиаторы (ТВР) и турбохолодильники (ТХ). В сложных системах кондиционирования могут применяться несколько ступеней (каскадов) для охлаждения воздуха, и каждая — со своими автоматическими регуляторами температуры, например, на Ту-154 отобранный от двигателей воздух охлаждается в первичных ВВР и ТХ, установленных возле третьего двигателя, и подаётся к ПОС и СКВ, а в СКВ имеются по два вторичных ВВР и ТХ (установленных в носках корневых частей крыльев, для продува ВВР в крыльях сделаны небольшие воздухозаборники), охлаждающих воздух до пригодной для дыхания температуры. Типовой регулятор температуры состоит из задатчика температуры в кабине, датчика температуры в трубопроводе, блока автоматического управления и исполнительного электромеханизма — регулирующей заслонки в трубопроводе.

Давление воздуха в гермокабинах регулируется по специальным программам, которые несколько различаются на пассажирских (транспортных) машинах, тяжёлых маломанёвренных и манёвренных военных самолётах. Характерной программой для тяжёлых самолётов будет зона свободной вентиляции, зона постоянного абсолютного давления и зона постоянного избыточного давления относительно стандартной атмосферы. Для манёвренных самолётов с целью уменьшения скорости изменения давления в кабине при вертикальных манёврах на высотах в пределах 2-7 км в программу регулирования вводится зона переменного давления. Регулирование давления производится автоматом регулирования (АРД) путём сброса избыточного воздуха из гермокабины. На военных самолётах данный автомат имеет два режима работы — нормальный и боевой. В боевом режиме давление в кабине будет уменьшено — это делается для предотвращения баротравм у экипажа при резкой разгерметизации на больших высотах в случае, например, попадания снарядов. Повреждения гермокабины пулемётно-пушечным огнём истребителей при полёте на больших высотах вызывали гибель экипажей бомбардировщиков Второй Мировой войны.

Кондиционированный воздух может подаваться не только в гермокабины, но и в технические отсеки для продува разнообразного электронного оборудования. При наличии на борту ВСУ воздух от компрессора ВСУ также отбирается в СКВ для наземного кондиционирования (обогрева или охлаждения) кабин и отсеков.

Расчет параметров воздуха в основных точках СКВ летательного аппарата

I. Исходные данные:

Тип самолета:	пассажирский
Высота полета, h :	10 км
Скорость полета, V :	960 км/час
Количество пассажиров, $n_{пас.}$	210
Количество членов экипажа и стюардесс:	10
Длина кабины, l :	46 м
Диаметр кабины пассажиров, D :	6 м
Расход воздуха в СКВ, G :	2,218 кг/с
Температура воздуха на входе в кабину, t :	+22°C

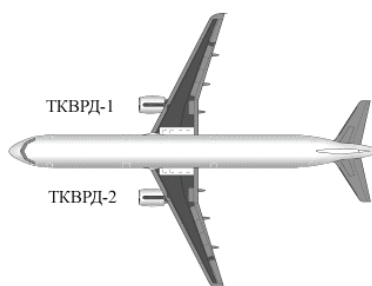


Рис. 1. Внешний вид самолета (вид сверху)

II. Принципиальная схема СКВ:

В рассматриваемом примере принята СКВ с воздушным циклом. Такой выбор обусловлен следующими преимуществами:

- надежность работы;
- безопасность (в качестве рабочего вещества используется атмосферный воздух);
- простота в обслуживании;
- нечувствительность к небольшим утечкам рабочего вещества;
- низкая стоимость эксплуатации;

Ниже представлена упрощенная схема СКВ, использующая сжатый воздух от одного двигателя летательного аппарата (Рис.2).

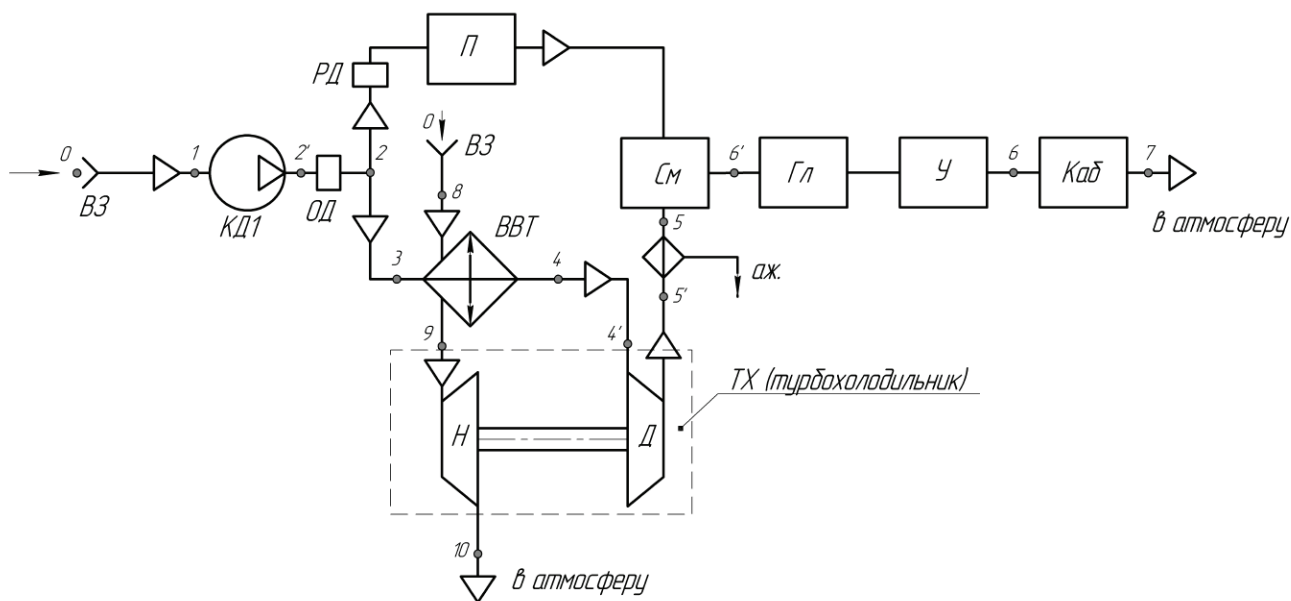


Рис. 2. Схема СКВ

Состав схемы СКВ:

1. Турбокомпрессорный воздушно-реактивный двигатель (ТКВРД) летательного аппарата – 2 шт.
2. Компрессоры ТКВРД – 2 шт.
3. Воздухо-воздушный теплообменник (ВВТ) с воздухозаборником (В.З.) – 2 шт.
4. Турбохолодильник (ТХ) – 2 шт.
5. Глушитель (ГЛ), не дублируется – 1 шт.
6. Смеситель (СМ), не дублируется – 1 шт.
7. Подогреватель (П), не дублируется – 1 шт.

Количество ступеней сжатия в потоке кондиционируемого воздуха в рассматриваемой схеме 2 (воздухозаборник компрессора, компрессор двигателя л.а.). Количество каскадов охлаждения – 2 (ВВТ, детандер «Д» турбохолодильника). Подробная типовая схема СКВ пассажирского самолета, ее структура, принцип действия приведены в литературе (Л.-1, Рис.6.1, стр. 161-166).

III. Параметры воздуха в основных точках первой ступени сжатия (воздухозаборнике)

Воздухозаборник – устройство для забора воздуха встречного потока и организованной подачи его к потребителю (к компрессору двигателя л.а., на продувку ВВТ и т.д.).

Дозвуковые и околзвуковые ВЗ имеют достаточно простую конструкцию (например, комбинацию диффузора и обтекателя). Такие заборники используются в турбокомпрессорных Молодежный научно-технический вестник ФС77-51038

воздушно-реактивных двигателях. Характер изменения давления (P), температуры (T), скорости движения воздуха (W) в воздухозаборнике и основных участках двигателя приведены в приложении 2.

1) Давление воздуха в окружающей атмосфере P_a на рассматриваемой высоте полета h составит:

$$\text{Для тропосферы: } P_a = P_h = P_0 \cdot \left(1 - \frac{h}{44300}\right)^{5,256};$$

$$\text{Для стратосферы: } P_a = P_h = 22690 \cdot e^{-\frac{h-11000}{6340}} \left[\frac{H}{M^2} \right];$$

На уровне моря (в соответствии с параметрами воздуха для «стандартной атмосферы»): $P_0 = 101325 \left[\frac{H}{M^2} \right];$

$$\text{В рассматриваемом примере } P_a = 101325 \cdot \left(1 - \frac{10000}{44300}\right)^{5,256} \cong 2,641 \cdot 10^4 \quad ;$$

2) Температура воздуха на высоте полета 10 км составит:

$$T_a = T_h = T_0 - \alpha \cdot h = 288 - 0,0065 \cdot 10000 = 223 \text{ K } (-50^\circ\text{C});$$

Где $T_0 = 288 \text{ K}$ – температура воздуха на уровне моря по «стандартной атмосфере» (СА), $\alpha_0 = 0,0065$ град/м – среднегодовой температурный градиент по СА.

3) Температура полностью заторможенного потока воздуха:

$$T_T = T_6 \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_6^2\right) = 223 \cdot (1 + 0,205 \cdot 0,89^2) \cong 258,3 \text{ K } (-14,7^\circ\text{C});$$

Где T_6, M_6 – параметры воздуха на внешней границе пограничного слоя воздуха.

Примечание:

В диапазоне чисел Маха $M=0,7..2,5$ можно принимать: $M_6 = M, M_6 = T_a, P_6 = P_a, V_6 = V;$

4) Число Маха: $M = \frac{V}{a} = \frac{266,67}{299,33} = 0,89;$

Где местная скорость звука: $a = \sqrt{k \cdot R \cdot T_a} = \sqrt{1,41 \cdot 287 \cdot 223} = 299,3 \quad / \quad ;$

Газовая постоянная: $R = 287 \text{ Дж/кг} \cdot \text{K};$

5) Давление полностью заторможенного потока воздуха:

$$P_T = P_6 \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_6^2\right)^{\frac{k}{k-1}} = 2,641 \cdot 10^4 \cdot (1 + 0,205 \cdot 0,89^2)^{3,44} \cong 4,42 \cdot 10^4 \quad ;$$

6) Температура полностью изолированной адиабатически нагруженной стенки (температура восстановления):

$$T_e = T_0 \cdot \left(1 + r \cdot \frac{k-1}{2} \cdot M_0^2 \right) = 223 \cdot (1 + 0,89 \cdot 0,205 \cdot 0,89^2) \cong 254,5 \text{ K } (-18,5^\circ\text{C});$$

Где коэффициенты восстановления для ламинарного и турбулентного режимов составляют соответственно: $r = 0,84$, $r = 0,89$.

Примечание: предварительно необходимо ориентировочно оценить режим течения (число Рейнольдса).

$$\text{Re} = \frac{V \cdot L}{\nu_{\text{возд.}}};$$

Где кинематическая вязкость воздуха, как функции от температуры, при $t=0^\circ\text{C}$ равна:

$$\nu = 13,3 \cdot 10^{-6} \frac{\text{M}^2}{\text{c}};$$

7) Процессы в воздухозаборнике ВЗ.

Процессы, протекающие в ВЗ можно считать адиабатическими, то есть допустимо пренебрегать теплотой, рассеиваемой стенками заборника в окружающую среду из-за того, что размеры ВЗ незначительны, а расходы воздуха через него весьма большие.

В целях упрощения расчетов с достаточной точностью (допустимой погрешностью) можно пренебрегать скоростью движения воздуха за пределами ВЗ. Такое допущение особенно касается заборников продувочного воздуха для ВВТ (точка 8 на Рис.1). Поскольку скорость движения продувочного воздуха на входе в ВВТ не превышает 10-30 м/с, можно считать, что температура воздуха на входе в ВВТ после выхода воздуха из ВЗ. Практически будет соответствовать температуре полностью заторможенного потока воздуха. Тогда:

$$T_{\text{вых.заб.}} = T_8 \approx T_T;$$

Где T_8 – температура продувочного воздуха в точке 8 расчетной схемы СКВ. В рассматриваемом примере:

$$T_8 = 258,3 \text{ K } (\square -14,7^\circ\text{C});$$

Скорость движения воздуха на входе в осевое колесо компрессора двигателя (точка 1 в схеме СКВ) превышает 50 м/с. В этом случае можно считать, что:

$$T_{\text{вых.заб.}} = T_1 \approx T_e;$$

Где T_e – температура восстановления. В рассматриваемом примере $T_e=254,5 \text{ K } (\sim -18,5^\circ\text{C})$.

Нагрев воздуха в воздухозаборнике в рассматриваемом диапазоне скоростей полета ЛА ($M=0,7...2,5$) составит:

$$\Delta T_{\text{заб.}} = T_{\text{вых.заб.}} - T_{\text{вх.заб.}} = T_e - T_a \approx T_T - T_a;$$

Где $T_{\text{вх.заб.}}$ – температура воздуха на входе в ВЗ:

$$T_{\text{вх.заб.}} = T_0 = T_a;$$

Где T_0 – обозначение точки на входе в ВЗ, $T_a=223$ К (-50°C) – температура воздуха на высоте полета 10 км.

Окончательно принимаем в нашем варианте, что:

$$\Delta T_{заб.} \cong T_T - T_a;$$

Учитывая выражения для T_T , T_a и т.д., получим:

$$\Delta T_{заб.} = \frac{k-1}{2} \cdot M^2 \cdot T_a \approx 0,2 \cdot M^2 \cdot T_a = 0,2 \cdot 0,89^2 \cdot 223 = 35,3 \text{ К};$$

Температура воздуха на выходе из ВЗ составит:

$$T_{вых.заб.} = \Delta T_{заб.} + T_{вх.заб.} = \Delta T_{заб.} + T_a = 223 + 35,3 = 258,3 \text{ К};$$

Температура согласуется с T_T .

8) Давление воздуха на выходе из ВЗ при принятых допущениях также будет повышаться и составит:

$$P_{заб.} = P_a \cdot \zeta_{заб.} \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M^2\right)^{\frac{k}{k-1}} = \zeta_{заб.} \cdot P_T;$$

$P_T = 4,42 \cdot 10^4 \text{ Па}$ - давление полностью заторможенного потока воздуха (см. п. III-5);

P_a - давление заборного воздуха на расчетной высоте полета (см. п. III-1);

$\zeta_{заб.}$ - коэффициент восстановления давления в заборнике воздуха (см. прил. 3);

В рассматриваемом примере:

$$P_{заб.} = 2,641 \cdot 10^4 \text{ Па}, \quad \zeta_{заб.} = 0,96, \quad P_T = 2,641 \cdot 10^4 \cdot \left[1 + 0,5 \cdot 0,41 \cdot 0,89^2\right]^{\frac{3,44}{k-1}} = 4,24 \cdot 10^4 \text{ Па};$$

9) Потери давления в заборнике по сравнению с идеальным сжатием:

$$\Delta P_{заб.} = P_{ид.} - P_{заб.} = (4,42 - 4,24) \cdot 10^4 = 0,18 \cdot 10^4 \text{ Па};$$

Примечание:

1. Потери давления на пути от ВЗ до компрессора можно принять равным $\Delta P_{вз.компр} = 0$, так как рассматриваемый тракт короткий.

2. Потери давления в воздухозаборнике продувочного воздуха для ВВТ следует учитывать.

3. ВЗ эквивалентен нагнетателю с адиабатическим КПД заборника:

$$\eta_{заб.ад.} = \frac{\zeta_{заб.}^{\frac{k-1}{k}} \cdot \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M^2\right)^{\frac{k}{k-1}} - 1}{\frac{k-1}{2} \cdot M^2};$$

10) Теплота, подведенная к воздуху во время его сжатия в воздухозаборнике:

$$Q_{заб.} = C_p \cdot G_C \cdot \Delta T_{заб.};$$

Где:

G_C – количество свежего воздуха.

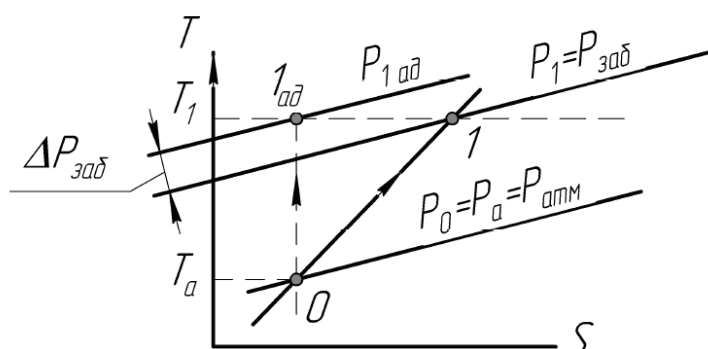


Рис. 3. Рабочий процесс в ВЗ в координатах T-S

Подставим численные значения параметров для определения КПД заборника:

$$\eta_{заб.ад.} = \frac{0,96^{\frac{0,41}{1,41}} \cdot (1 + 0,2 \cdot 0,89^2)^{\frac{1,41}{0,41}} - 1}{0,2 \cdot 0,89^2} = 0,92;$$

IV. Параметры воздуха во второй ступени сжатия

1) Общая часть

Как правило, на летательных аппаратах в качестве второй ступени сжатия компрессоры силовых двигателей летательного аппарата (турбо-винтовые, турбо-реактивные) или автономные кабинные нагнетатели (для небольших, маловысотных летательных аппаратов).

Мощные компрессоры турбовинтовых и турбореактивных двигателей, как правило, представляют собой многоступенчатую осевую машину. Степень сжатия в одной ступени составляет ориентировочно $\pi_1 = 1,28..1,36$. Воздух для СКВ отбирается от 7..8й ступени двигателя, с тем, чтобы давление составляло примерно $\sim 4,5..5,5$ бар, а в режиме посадки ЛА примерно ~ 3 бара.

В рассматриваемом примере принято:

Компрессор – осевой многоступенчатый. Штуцер отбора воздуха для СКВ устанавливаем за 8й ступенью компрессора высокого давления.

Степень сжатия в одной ступени принимаем: $\pi_1 = 1,28..1,36$.

Давление на входе в компрессор без учета потерь давления на участке «выход из заборника – вход в компрессор» составляет: $P_{вх. в компр.} = P_1 = P_{заб.} = 42,4$ кПа.

Общая степень сжатия на выходе из 8-й ступени (на входе в СКВ) будет равна:

$$\Sigma \pi_{1-8} = \pi_1^n = 1,36^8 = 11,703.$$

Тогда давление на выходе из 8й ступени (на входе в СКВ) будет равно:

$$P_{8\text{ступ.}} = P_{\text{вх.СКВ}} = P_2 = P_1 \cdot 11,7 = 42,4 \cdot 11,7 = 500 \text{ кПа} = 50 \cdot 10^4 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}.$$

Общий расход свежего воздуха, подаваемого в кабину, составляет $G_{\text{каб.}} = 2,218 \text{ кг/с}$ (из теплового расчета кабины). Следовательно расход воздуха, отбираемого в СКВ от одного

двигателя составит: $G_{\text{СКВ1.Дв.}} = \frac{G_{\text{каб.}}}{2\text{дв.}} = \frac{2,218}{2} = 1,109 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$

Температура воздуха на выходе из компрессора:

$$T_2 = T_e \cdot \left(1 + \frac{\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_k} \right);$$

Где:

$k = 1,41$ – показатель адиабаты для воздуха;

$\eta_k = 0,85$ – адиабатный КПД компрессора (принимаяем $T_e = 254,4\text{K}$ (см.выше), так как полного торможения воздуха в компрессоре нет). В случае полного торможения вместо температуры восстановления (температура полностью изолированной адиабатически нагруженной стенки) T_e используется температура полностью заторможенного потока воздуха T_T .

Тогда: $T_2 = 254,5 \cdot \left(1 + \frac{11,7^{0,29} - 1}{0,85} \right) = 292^\circ \text{ ;}$

Мощность, потребляемая одним компрессором на сжатие воздуха для СКВ:

$$N_{\text{кСКВ}} = G_{\text{вх.СКВ}} \cdot C_p \cdot T_e \cdot \left(\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_k} = 1,109 \cdot 1005 \cdot 254,5 \cdot \left(\left(\frac{50 \cdot 10^4}{4,24 \cdot 10^4} \right)^{0,29} - 1 \right) \times \frac{1}{0,85} = 347 \text{ ;}$$

Проверка:

$$N_{\text{кСКВ}} = G_{\text{вх.СКВ}} \cdot C_p \cdot \Delta T_{\text{компр.}}$$

Откуда: $\Delta T_{\text{компр.}} = T_2 - T_1 = \frac{N_{\text{к-1}}}{G_{\text{СКВ-1}} \cdot C_p} = \frac{347000}{1,109 \cdot 1005} = 311,3;$

Тогда: $T_2 = 311,3 + T_1 = 311,3 + 254,5 \cong 565\text{K};$

Результаты сходятся.

I каскад охлаждения

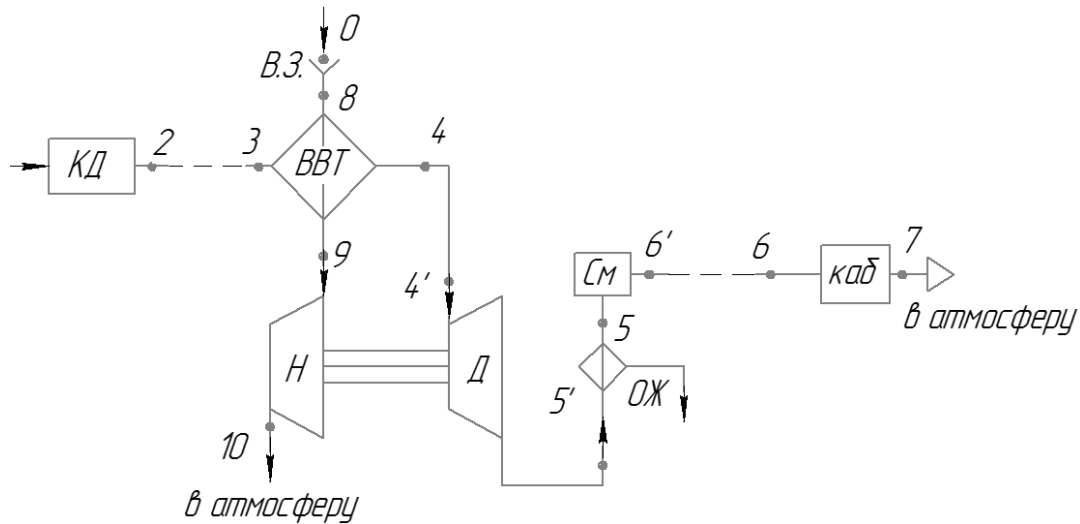


Рис. 4. Принципиальная схема каскада охлаждения

Параметры воздуха в первом каскаде охлаждения (ВВТ):

Температура кабиного воздуха на входе в ВВТ (точка 4, рис. 4) без учета тепловых потерь в магистрали от компрессора двигателя до ВВТ принята равной:

$$T_3 = T_2 = 565K (+292^{\circ}\text{C}).$$

Потери давления на рассматриваемом участке составляют 10% от давления отбора P_2 (принимая с последующим уточнением). Тогда $\Delta P_{2..3} = 0,10 \cdot 500\text{кПа} = 50\text{кПа}$.

Давление на входе в теплообменник составит $P_3 = P_2 - \Delta P_{2..3} = 500000 - 50000 = 450\text{кПа}$.

Потери давления в ВВТ принимаем в количестве 8% от давления P_3 (холодный поток кабиного воздуха): $\Delta P_{\text{ВВТ.КАБ.}} = 0,08 \cdot P_3 = 0,08 \cdot 450 \text{ кПа} = 36 \text{ кПа}$.

Давление на выходе из ВВТ составит: $P_4 = P_3 - \Delta P_{\text{ВВТ.КАБ.}} = 450000 - 36000 = 414 \text{ кПа}$.

Потерями давления на участке 4..4'(от ВВТ до входа в детандер) пренебрегаем. Тогда давление на входе в детандер составит: $P_{4'} = P_4 = 414 \text{ кПа}$.

Температура кабиного воздуха на выходе из ВВТ (т. 4).

Примечание: возможны различные пути решения поставленной задачи. Они зависят от исходных данных и принципиальной схемы рассматриваемой системы.

Вариант А: задача решается исходя из желаемого значения температуры кабиного воздуха на выходе из детандера ($t_5, \approx -50..+10^{\circ}\text{C}$ – реальный диапазон для различных систем) с тем, чтобы гарантированно работала система регулирования температуры в смесителе.

Для выполнения поставленной задачи необходимо определить (или назначить) следующие параметры:

Задаемся предпочтительной температурой воздуха на выходе из детандера (на входе в смеситель) исходя из необходимой надежности регулирования (обеспечения) температуры воздуха $t_{6'} \approx t_6$.

Принимаем $t_{5'} \approx t_5$ без учета вымораживания и конденсации влаги при расширении в детандере «Д» из-за очень малого влагосодержания воздуха на рассматриваемой высоте полета (10км). Тогда температура $t_{5'} = t_5 = 273 \text{ K} (0^\circ\text{C})$.

Более низкие значения t_5 следует принимать для летательных аппаратов с быстроменяющимися режимами полета. Пассажирские самолеты к таковым относить не будем.

Более высокие значения температуры ($t_5 = -10..+10^\circ\text{C}$) способствуют большей эффективности цикла (меньшие затраты на излишние подогрев и переохлаждение соответствующих потоков воздуха).

Кроме того необходимо иметь информацию о других параметрах (если они не известны, тогда ими надо задаваться или рассчитывать):

- Давление воздуха в кабине $P_6 \approx P_7 = 80 \text{ кПа}$ (задаем);
- Гидравлические потери на участке «выход из детандера-смеситель-глушитель-увлажнитель-кабина» обычно составляют 5-6% от давления $P_{\text{каб}}$. (принимаем 6%).
Тогда потери на рассматриваемом участке составляют $\Delta P_{5..6} = 5000 \text{ Па}$;
- Давление на выходе из детандера при отсутствии гидравлических потерь на участке 5'..5 составит: $P_{5'} = P_5 = P_6 + \Delta P_{5..6} = 85 \text{ кПа}$;
- Давление на входе в детандер $P_{4'} = P_4 = 414 \text{ кПа}$ (получено выше);
- Степень расширения в детандере: $\pi_D = \frac{P_4}{P_5} = \frac{414000}{85000} \cong 4,9$
- Изоэнтروпный КПД турбодетандера «Д» (принимаем): $\eta_s = 0,65$;
- Изоэнтропный перепад энтальпий в детандере: $\Delta h_s = i_4 - i_{5S} \approx C_p \cdot (T_4 - T_{5S}) = C_p \cdot T_4(1 - T_{5S}/T_4)$, где
 C_p –средняя изобарная теплоемкость в интервале температур $T_4' \dots T_{5'S}$;
 i_4, T_4 –энтальпия и температура на входе в детандер;
 i_{5S}, T_{5S} –энтальпия и температура на выходе из детандера при изоэнтропном (идеальном) процессе расширения;
- Действительный перепад энтальпий в детандере $\Delta h = \Delta h_s \cdot \eta_s = i_4 - i_5 = C_p \cdot (T_4 - T_5) = C_p \cdot T_4(1 - T_5/T_4)$, где i_5, T_5 –энтальпия и температура на выходе из детандера при действительном процессе расширения;
- Для изоэнтропного процесса справедливо соотношение: $\frac{P_5}{P_4} = \left(\frac{T_{5S}}{T_4}\right)^{\frac{k}{k-1}}$;

– На основе вышеизложенного можно получить: $T_4 \cdot \left[1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \cdot \eta_s = T_4 - T_5$ или

$$T_4 \in \frac{T_5}{1 - \left[1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \eta_s} = \frac{273}{1 - \left[1 - \left(\frac{85000}{414000} \right)^{\frac{0,41}{1,41}} \right] \cdot 0,65} = 359K (+86,2^\circ)$$

Примечание. Для определения температуры на входе и выходе из теплообменников любого типа используется единая по форме зависимость: $T_{\text{вх.возд.}} = (T_{\text{вых.возд.}} - \eta \cdot T_{\text{вх.хл.}}) \cdot \frac{1}{1-\eta}$, где

$T_{\text{вх.возд.}}$ – температура охлаждаемого кабинного воздуха на входе в теплообменник;

$T_{\text{вых.возд.}}$ – температура охлаждаемого кабинного воздуха на выходе из теплообменника;

$T_{\text{вх.хл.}}$ – температура хладоносителя (охлаждаемого вещества: топлива, продувочного топлива и т.д.);

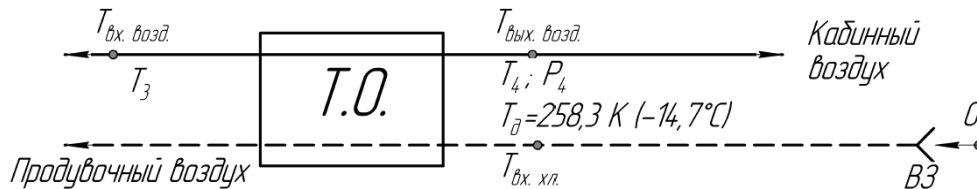


Рис. 5. Теплообменная секция

В рассматриваемом случае параметры продувочного воздуха соответствуют:

$T_8 = T_T = T_4 = 258,3K (-14,7^\circ C)$ - температура воздуха на выходе из воздухозаборника продувочного воздуха.

$P_8 = P_{\text{вых.из воздухозаб.}} = P_1 = 4,24 \cdot 10^4$ Па – температура во дужа на выходе из воздухозаборника продувочного воздуха.

Эффективность ВВТ: $\eta_{\text{ВВТ}} = \frac{T_3 - T_4}{T_3 - T_8} = \frac{565 - 359}{565 - 258,3} = 0,67;$

Соотношение потоков (G_X, G_T) по холодной и горячей «веткам» СКВ находится по уравнению смешения. Температура воздуха, подаваемого в кабину ($T_{\text{КАБ}}$) входит в следующую систему уравнений:

$$T_{\text{КАБ}} = T_6 = \frac{G_T \cdot T_2 + G_X \cdot T_5}{G_T + G_X}, \text{ при этом } \phi_6 \text{ должна быть много меньше } 100\% \text{ (около } 60\text{-}70\%).$$

Тогда $G_T + G_X = G_{\text{СКВ-1}} = 1,109 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$

$T_6 = 295K = 22^\circ C$ – температура воздуха, подаваемого в кабину (назначена при тепловом расчете кабины).

$$T_2 = 565K ; T_5 = 295K ;$$

В результате решения данной системы уравнений получено:

$$G_X = 1,026 \frac{KZ}{c} \text{ — количество кабиного воздуха, охлаждаемого в ВВТ.}$$

$$G_X = 1,026 \frac{KZ}{c} \text{ — количество горячего кабиного воздуха, поступающего в смеситель из}$$

подогревателя «П».

Температура продувочного воздуха на входе в тормозной нагнетатель T_9 и расход продувочного воздуха определяется из системы двух уравнений: теплового баланса ВВТ и баланса мощностей турбохолодильника.

Тепловой баланс для ВВТ:

$$G_X (i_3 - i_4) = G_{\text{прод.}} \cdot (i_9 - i_8) \text{ или (если } \Delta i = C_p \cdot \Delta t \text{)}$$

$$G_X \cdot C_p \cdot (T_3 - T_4) = G_X \cdot C_p \cdot (T_9 - T_8),$$

$$1,026(565 - 359) = G_{\text{прод.}} (T_9 - 258) \Rightarrow 211,35 = G_{\text{прод.}} (T_9 - 258);$$

Тепловая нагрузка ВВТ:

$$Q_{\text{ВВТ}} = G_X \cdot C_p \cdot (T_3 - T_4) = G_X \cdot C_p \cdot (T_9 - T_8) = 1,026 \cdot 1005 \cdot (565 - 359) = 212412 \text{ м}$$

$$\text{Баланс мощностей турбохолодильника: } N_{\text{нагнет.}} = N_{\text{турб.}} \cdot \eta_{\text{мех.}}; [2]$$

Мощность, необходимая для сжатия продувочного воздуха:

$$N_{\text{нагнет.}} = G_{\text{турб.}} \cdot R \cdot T_9 \cdot \left[\left(\pi_{\text{нагнет.}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \cdot \frac{k}{k-1} \cdot \frac{1}{\eta_{\text{сжат.}}}; [3]$$

Мощность, развиваемая турбодетандером:

$$N_{\text{турб.}} = G_X \cdot R \cdot T_4 \cdot \eta_s \cdot \left[1 - \left(\frac{P_S}{P_4} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \cdot \frac{k}{k-1}; [4]$$

Принимаем:

- Степень сжатия в тормозном нагнетателе: $\pi_{\text{нагнет.}} = 1,2$;
- Изоэнтروпный КПД нагнетателя: $\eta_{\text{сжат.}} = 0,65$;
- Механический КПД турбохолодильника (потери в подшипниках): $\eta_{\text{мех.}} = 0,8$;

Решаем систему уравнений 1-4 и находим:

$$G_{\text{прод.}} = 0000; T_9 = 0000; T_{10} = 0000; P_9 = 0000; P_{10} = 0000;$$

1) Баланс ВВТ:

$$G_X \cdot C_p \cdot (T_3 - T_4) = G_X \cdot C_p \cdot (T_9 - T_8);$$

$$1,026 \cdot (565 - 359) = G_X \cdot (T_9 - 258); \quad G_{\text{прод.}} = \frac{211,35}{T_9 - 258};$$

2) Баланс турбоохладителя:

$$N_{\text{турб.}} \cdot \eta_{\text{мех.}} = N_{\text{нагн.}};$$

$$G_X \cdot T_4 \cdot R \cdot \eta_S \cdot \eta_{\text{мех.}} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \cdot \frac{k}{k-1} = G_{\text{прод.}} \cdot T_9 \cdot R \cdot \frac{1}{\eta_{\text{Снагн.}}} \cdot \left[\left(\pi_{\text{нагн.}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \cdot \frac{k}{k-1};$$

$$\text{Тогда } G_X \cdot T_4 \cdot \eta_S \cdot \eta_{\text{мех.}} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] = G_{\text{прод.}} \cdot T_9 \cdot \frac{1}{\eta_{\text{Снагн.}}} \cdot \left[\left(\pi_{\text{нагн.}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right];$$

В данных уравнениях остаются неизвестными величины: T_9 и $G_{\text{прод.}}$.

Решая вышеприведенную систему получим: T_9 и $G_{\text{прод.}}$.

3) Температура воздуха на выходе из нагнетателя:

$$T_{10} \neq T_9 \cdot \left[1 + \frac{\left(\pi_{\text{нагн.}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{\text{Снагн.}}} \right] = 565$$

4) Давление продувочного воздуха на входе в ВВТ:

$$P_8 \neq P_1 = 4,24 \cdot 10^4 \quad ;$$

5) Потери давления в ВВТ по линии продувочного воздуха:

$$\Delta P_{\text{ВВТ}} \neq 0,05 \cdot P_8 = 0,05 \cdot 4,24 \cdot 10^4 = 2120 \quad ;$$

6) Давление продувочного воздуха на выходе из ВВТ:

$$P_9 = P_8 - \Delta P_{\text{ВВТ}} = P_8 - 0,05 \cdot P_8 = 0,95 \cdot P_8 = 40280 \quad ;$$

7) Давление продувочного воздуха из тормозного нагнетателя:

$$P_{10} = \pi_{\text{нагн.}} \cdot P_9 = 1,2 \cdot P_9 = 48366 \quad ;$$

Справка $P_9 = P_8 - \Delta P_{\text{ВВТ}}$ по продувочной ветке, где $P_8 = 4,24 \cdot 10^4$, а $\Delta P_{\text{ВВТ}}$ составляет 5%

от P_8 .

Расчетные значения сведены в таблицу.

Параметр	Значение	Параметр	Значение	Параметр	Значение
$P_a = P_o$	25,41 кПа	$\pi_{8ступ.}$	11,7	$\Delta P_{магист.4-4'}$	0 кПа
$T_a = T_o$	223 К (-50°C)	$P_2, P_{вх.СКВ}$ $P_{отб.8ступ.}$	500 кПа	$P_4 = P_{4'}$	414 кПа
P_T	44,2 кПа	$T_2, T_{вых.компр.}$	565 К (+292°C)	\vec{V}	960 км/час
T_T	258,3 К (-14,7°C)	$\Delta T_{компр.}$	311,3 К	$G_{СКВ-1}$	1,109 кг/с
P_e		N_{k-1}	347 кВт	$\eta_{компр.}$	0,85
T_e	254,5 К (-18,5°C)	$T_3 = T_2$	565 К	$P_{каб.}$	80 кПа
$\Delta T_{заб.} =$ $= 0,2 M^2 T_a$	-35,3°C	$\Delta P_{2..3} = 0,1 \times$ $\times P_2; (10..15\%)$	50 кПа	$\eta_{дет.}$	0,65
$T_1, T_{вых.заб.дв.}$ T_e	254,5 К (-18,5°C)	$P_3 = P_2 - \Delta P_{2..3}$	450 кПа	$\zeta_{заб.}$	0,96
$T_1, T_{вых.заб.ВВТ}$ T_T	258,3 К (-14,7°C)	$\Delta P_{ВВТ} =$ $(8..10\%) P_{max}$	2,2 кПа	$t_{каб.} = t_6$	295 К (+22°C)
$P_1, P_{вых.заб.}$ $P_{вх.ком.}, \zeta_{заб.} \cdot P_T$	42,4 кПа	$\Delta P_{ВВТкаб.возд.} =$ $= 0,08 \cdot P_3$	360 кПа	P_5	85 кПа
$\Delta P_{заб.}$	1,8 кПа	$P_4 = P_{вых.изВВТ}$ $каб.возд.}$	414 кПа	T_5	273 К
T_4	359 К (+86,2°C)	T_8	258,3 К (-14,7°C)	$\Delta P_{заб.компр.}$	0 кПа

Находим соотношение $G_{прод.} / G_{каб.}$ и сравниваем с рекомендованными значениями: 2,2..2,8

– для дозвуковых и 1,4..1,8 – для сверхзвуковых скоростей.

Проверяем основные допущения, значениями которых задавались ($\Delta P, \eta$ и т.д.).

Примечания.

При оценке $\Delta P_{гидр.}$ в продувочных трактах (ВВТ, трубопроводы и т.д.) скорости движения воздуха могут быть весьма большими из-за весьма малых значений плотности воздуха ρ и могут составлять 30..100 м/с на высотах от 5..7 км до 30 км.

Что делать, если «баланс» не получается при нужном значении $G_{прод.}$ и принятом $\pi_{нагнет.} = 1,2$:

- 1) Изменять (большие проблемы конструктивного характера).
- 2) Изменять расход воздуха через нагнетатель, оставляя $G_{прод.}$. Для этого необходима байпасная линия на ВВТ по продувочному воздуху (рис 7).

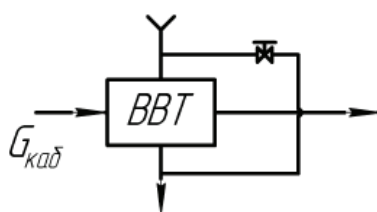


Рис. 6. Байпасная линия

Другие возможные варианты каскадов охлаждения:

- Турбохолодильник;
- Топливо-воздушный теплообменник;
- Холодильная машина (ПКХМ, водоиспарительные системы и др.);
- Запасы хладона (вода, спирт, смеси и т.д.).

Список литературы

1. Воронин Г.И. Системы кондиционирования воздуха на летательных аппаратах. Москва. Машиностроение, 1973. 444 с.
2. Суслов А.Д., Фролов Ю.Д. Основы теории систем кондиционирования летательных аппаратов. Учебное пособие. Издательство МГТУ, 1994 г. 77с.
3. Кутателадзе С.С. Основы теории теплообмена. Москва. Атомиздат, 1979. 417 с.
4. Краснощеков Л.Ф. Расчёт и проектирование воздухонагревательных установок для систем приточной вентиляции. Издательство литературы по строительству. Ленинград, 1972. 45 с.
5. Тихомиров К.В. Теплотехника, теплогазоснабжение и вентиляция. Москва. Строиздат, 1981. 268 с.