

**МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ**

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт»

А.В. Бетин, Н.В. Бондарева, В.Н. Кобрин,  
С.А. Лобов, Н.В. Нечипорук

**ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

Учебное пособие

Харьков «ХАИ» 2005

Функциональные системы аэрокосмической техники / А.В. Бетин, Н.В. Бондарева, В.Н. Кобрин, С.А. Лобов, Н.В. Нечипорук. - Учеб. пособие. - Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005. - 112 с.

Обобщен и систематизирован материал по противообледенительным и противопожарным системам, системам защиты самолетов и вертолетов от взрыва, а также санитарно-бытовому оборудованию самолетов. При этом рассмотрены требования к функциональным системам, методики расчета и основы проектирования, особенности расчета узлов и агрегатов, влияние эксплуатационных условий на функциональные системы.

Даны примеры элементов проектировочных расчетов, что, кроме всего прочего, может заинтересовать студентов и дипломников авиационных вузов, выполняющих бакалаврские и дипломные работы.

Для студентов всех специальностей бакалаврата «Авиация и космонавтика». Может быть использовано студентами вузов гражданской авиации, летным и инженерно-техническим составом авиационных предприятий.

Ил. 98 . Табл. 4 . Библиогр.: 6 назв.

Рецензенты: канд. техн. наук С.А. Вамболь,  
канд. геогр. наук Ю.В. Буц

## ВВЕДЕНИЕ

Современные комплексы аэрокосмической техники предназначены для выполнения широкого круга задач - транспортных, поисково-спасательных, исследовательских, сельскохозяйственных, военных и др. В состав комплекса входят летательные аппараты (ЛА), наземные и бортовые средства запуска управления полетом, экипаж и пассажиры, обслуживающий и вспомогательный персонал.

Одной из важнейших задач создания и эксплуатации ЛА является обеспечение комфортности жизнедеятельности членов экипажа и пассажиров, а также безопасности полетов. В значительной степени решение этой задачи зависит от степени конструктивного и технологического совершенства функциональных систем (противообледенительных и противопожарных, защиты самолетов и вертолетов от взрыва, а также санитарно-бытового оборудования), их надежности и отказобезопасности в процессе летной эксплуатации.

Функциональные системы создаются в неразрывной связи с проектируемым ЛА. Их "элементная" база в отличие от пилотажно-навигационных, радио- и электротехнических систем значительно меньше унифицирована, а отдельные части функциональных систем (например, панельные системы обогрева и охлаждения) являются одновременно и частями конструкции ЛА.

Существует постоянная тенденция развития функциональных систем. Современные функциональные системы должны надежно и эффективно работать в широком диапазоне изменения температуры, давлений, плотности, влажности и электропроводности воздуха при наличии переменных по величине и направлению действия сил, изменении положения в пространстве на всех заданных эксплуатационных высотах и скоростях полета. Поэтому будущие разработчики ЛА, летный и инженерно-технический персонал должны иметь представление о современном состоянии дел на примерах лучших образцов отечественной и зарубежной аэрокосмической техники, а также знать тенденции развития и конструктивного оформления функциональных систем ЛА, особенности выполнения проектировочных расчетов.

Интенсивная эксплуатация в авиационных предприятиях и войсковых частях самолетов Ту-154, Ил-86, Су-27, Су-35, МиГ-29, Ан-72, Ан-74, Ан-140 и подготовка к приему новых самолетов Ан-70, Ан-148 требуют от летного и инженерно-технического персонала высокой профессиональной подготовки по обеспечению наземной и летной эксплуатации этих и других ЛА, их функциональных систем, создание которых базируется на новейших достижениях науки и техники.

# 1. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ

## 1.1. Физические условия обледенения самолетов и вертолетов в полете и влияние обледенения на летные характеристики

В подавляющем числе случаев обледенение ЛА происходит при полете в среде, содержащей переохлажденные капли воды: в облаках, в условиях дождя, мокрого снега. Такое обледенение называется капельным и является наиболее тяжелым видом обледенения самолетов и вертолетов.

Переохлажденная вода, т.е. вода в жидкой фазе при отрицательной температуре, может сохраняться в атмосфере сравнительно долгое время и при достаточно низких температурах окружающей среды. Известны случаи обледенения при температуре воздуха  $-65^{\circ}\text{C}$  и ниже. На рис. 1.1 показана зависимость случаев обледенения самолетов и вертолетов от температуры воздуха и географического района Земли, построенная на основании статистических данных. Из рисунка видно, что наибольшая вероятность обледенения в полете существует в диапазоне температур от 0 до  $-20^{\circ}\text{C}$  и в особенности от 0 до  $-10^{\circ}\text{C}$ .

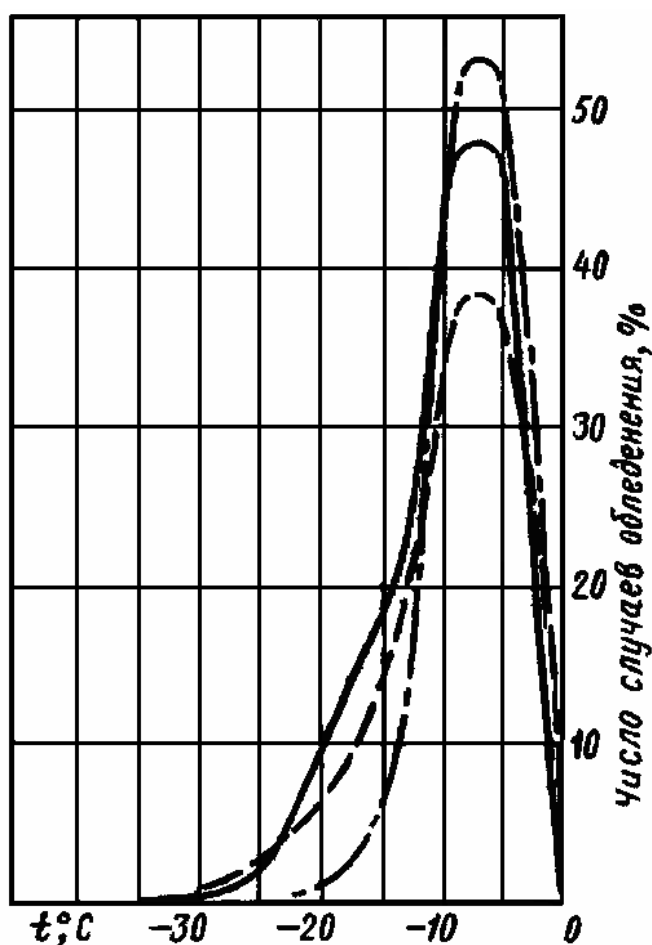


Рис. 1.1. Зависимость случаев обледенения самолетов и вертолетов в полете от температуры окружающего воздуха и географического района Земли:  
— - Украина и европейская часть России; — — — - Англия; — — — - Северная Америка

Как показывает опыт, авиационные двигатели могут также подвергаться обледенению при положительных температурах воздуха, на-

пример, при  $+5^{\circ}\text{C}$  и даже при  $+10^{\circ}\text{C}$ . Это объясняется в одних случаях охлаждающим эффектом испарения топлива (обледенение карбюраторов), а в других - адиабатическим расширением воздуха (например, в тоннелях реактивных двигателей), при котором происходят снижение температуры, конденсация влаги из набегающего потока воздуха и ее последующее замерзание.

Наиболее вероятными причинами быстрой кристаллизации переохлажденных капель при столкновении их с лобовыми поверхностями ЛА следует считать:

- наличие на поверхностях мельчайших кристаллов льда и пыли, являющихся ядрами кристаллизации;
- возможность образования ультразвуковых волн при ударах капель о поверхность (как известно, ультразвук значительно ускоряет процесс кристаллизации переохлажденной воды).

Наряду с капельным обледенением имеют место качественно отличные виды обледенения ЛА в полете: сублимационное и сухое.

*Сублимационное обледенение* - обледенение, обусловленное переходом водяных паров, содержащихся в окружающем воздухе, непосредственно в твердое состояние, минуя жидкую фазу. Упругость (парциальное давление) водяных паров в атмосфере в значительной мере зависит от температуры воздуха и различна над поверхностями воды и льда. Поэтому сублимационное обледенение самолетов и вертолетов имеет место при полете в безоблачной атмосфере: воздух вблизи поверхности может оказаться перенасыщенным, если на ней предварительно образовались кристаллы льда или ее температура стала ниже температуры воздуха, соответствующей точке инея (например, при резком снижении самолета).

*Сухое обледенение* - оседание на поверхностях ЛА кристаллов льда при полете в кристаллических облаках. Особой опасности для полета эти два вида не представляют, так как не могут быть значительными, за исключением случаев забивания кристаллами льда воздухозаборников сложной конфигурации.

Образование льда на поверхностях ЛА при полете в среде, содержащей переохлажденные капли, может быть представлено как результат двух явлений: соударения капель с поверхностью и растекания и замерзания капель. Величина зоны захвата профилем переохлажденных капель зависит в основном от скорости полета и от аэродинамики обтекания. Как известно, облако представляет собой полидисперсную аэрозоль, в которой содержатся капли самых различных размеров - от нескольких микрометров до десятков, а при дожде - и сотен микрометров. Переохлажденные капли имеют диаметр от 5 до 75 мкм. При определении зоны захвата принято считать собственную скорость капель  $V_{\text{капо}}$  в невозмущенном потоке равной нулю.

Рассмотрим схему обтекания профиля воздухом, содержащим переохлажденные капли воды (рис. 1.2, а). При полете с дозвуковой

скоростью воздух распределяется у лобовых поверхностей так, что линии тока резко искривляются у передней кромки, а затем примерно следуют кривизне профиля. Однако капли воды, имеющие скорость полета ЛА, обладают значительной инерцией, большей, чем воздух, и поэтому стремятся придерживаться более прямого пути. В результате часть из них ударяется о лобовую поверхность и замерзает.

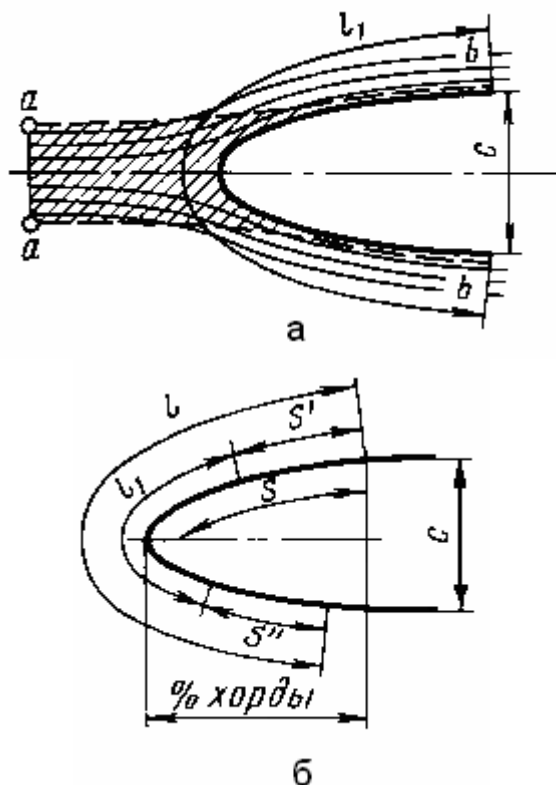


Рис. 1.2. К определению зоны защиты: а - схема обтекания профиля воздушным потоком, содержащим переохлажденные капли воды; ——— - линия потока воздуха; - - - траектория капель воды; заштрихованная область - зона, содержащая капли воды, оседающие на профиль;  $l_1$  - зона захвата переохлажденных капель воды профилем; б -  $S'$ ,  $S''$  - зоны растекания капель,  $l$  - зона защиты (ширина защищаемой поверхности)

На некотором расстоянии от передней кромки профиля в невозмущенном потоке возьмем сечение и рассмотрим траектории капель воды относительно профиля, имеющего строительную высоту  $c$ . Предположим, что все капли воды, находящиеся в этом сечении, высота которого ограничена точками  $aa$ , попадают на профиль. В точках  $a$  находятся капли, траектории которых являются крайними, касательными к профилю. Точки  $b$  касания крайних траекторий определяют зону захвата капель  $l_1$ .

Уменьшение строительной высоты профиля (рис. 1.3), увеличение скорости полета и размера капель приводят к росту относительной величины зоны захвата. Изменение плотности воздуха сказывается в меньшей степени. При острых кромках, характерных для профилей несущих поверхностей и воздухозаборников современных самолетов, может быть захвачено до 90% водяных капель, содержащихся в набегающем потоке. В то же время крыло с большей строительной высотой аэродинамического профиля при сравнительно небольшой скорости полета может захватить всего около 15% капель.

Поэтому на малых скоростях полета реактивные сверхзвуковые самолеты при обледенении будут находиться в несравненно худших

условиях по сравнению с дозвуковыми самолетами.

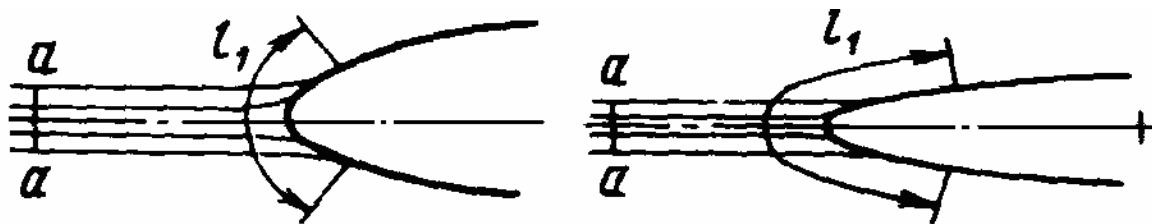


Рис. 1.3. Зависимость зоны захвата от строительной высоты профиля

Обычно при длине хорды более 3 м зона захвата капле лежит в пределах 5...6% хорды.

При выборе размеров поверхности, защищаемой от обледенения, приходится дополнительно решать вопрос о так называемой зоне растекания капле  $S'$  и  $S''$  (см. рис. 1.2, б). Размеры зоны растекания зависят от скорости полета, температуры, характера пограничного слоя, водности, потерь воды вследствие сдувания и испарения, метода защиты от обледенения.

Минимальный размер зоны защиты, естественно, ограничен зоной захвата капле. На практике максимальная зона защиты обычно не превышает 15% хорды профиля.

*Интенсивность обледенения  $J$*  - скорость образования льда на той или иной части ЛА (чаще - на передней кромке профиля), характеризующаяся изменением толщины ледяного слоя в единицу времени. Интенсивность обледенения зависит от водности, диаметра переохлажденных капле и температуры окружающего воздуха.

Ледяные наросты, образующиеся на лобовых частях ЛА, весьма различны и зависят от многих случайных факторов. Все многообразие встречающихся льдообразований можно классифицировать по форме, структуре и характеру внешней поверхности. Существуют три основные формы льдообразований (рис. 1.4):

1. *Клинообразная* (рис. 1.4, а), наиболее часто встречающаяся при полете ЛА в облаках, содержащих мелкие переохлажденные капли или смесь последних с ледяными кристаллами. Характерным признаком этой формы льда является небольшая зона захвата.

2. *Желобообразная* (рис. 1.4, б), возникающая при полете в среде, содержащей достаточно крупные переохлажденные капли воды ( $d \geq 20 \text{ мкм}$ ) при относительно высокой температуре воздуха ( $t_0 = 0... - 5^\circ \text{C}$ ). Эта форма отличается от предыдущей большей зоной захвата. Процесс замерзания капле сопровождается выделением скрытой теплоты, поэтому они замерзают не сразу, а под действием воздушного потока растекаются. Желобообразная форма является следствием перетекания и наслоения капле. При этом между ними не остается пузырьков воздуха. Образуется плотный полупрозрачный вид льда, обладающий наибольшей силой сцепления с поверхностью.

3. *Рогообразная* (рис. 1.4, в), возникающая в случае кинетического нагрева передней кромки. При высокой температуре может замерзать не вся вода. Поверхность льдообразования может быть бугристой. Описанный вид обледенения по статистике имеет место в 30% случаев обледенения. Он наиболее сильно влияет на аэродинамику ЛА и представляет наибольшую опасность.

Иногда встречается обледенение в виде ледяных игл или шипов, как правило, направленных своим острием против воздушного потока (рис. 1.4, г). Иглы могут достигать высоты 30...35 мкм. Этот вид обледенения встречается при высокой температуре, близкой к 0°C, и также представляет опасность.

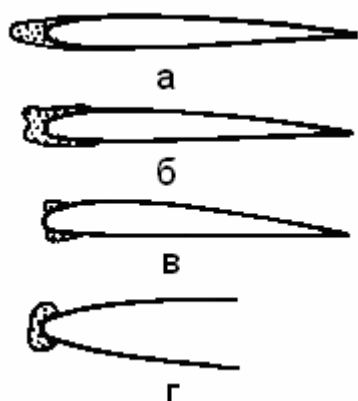


Рис. 1.4. Форма льдообразований: а - клинообразная; б - жёлобообразная; в - рогообразная; г - промежуточная

При полете в условиях обледенения лед образуется на всех лобовых поверхностях ЛА: несущих поверхностях, воздушных винтах, воздухозаборниках, силовых установках, остеклении фонарей, органах управления, датчиках приборов.

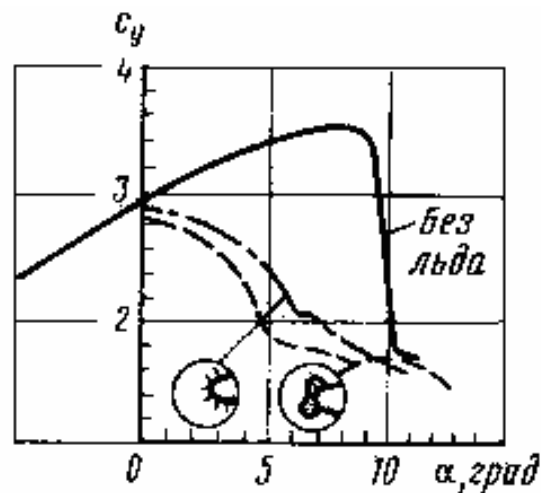
В общем приросте аэродинамического сопротивления самолета при обледенении доля крыла и оперения может составлять 70...80% (рис. 1.5). Аэродинамическое искажение профиля и шероховатости приводит к полному нарушению ламинарного обтекания и возникновению местных срывов потока. В результате значительного увеличения профильного сопротивления (при желобообразной форме льда оно может увеличиться в 5...10 раз) уменьшается подъемная сила, при меньших углах атаки наступает срыв потока.

На рис. 1.5 показано влияние формы льдообразований на величину критического угла атаки. Как видно из характеристик, срыв потока начинается уже при малых углах атаки.

На современных самолетах с высокой степенью механизации крыла горизонтальное оперение на взлетно-посадочных скоростях обычно обтекается под отрицательными углами атаки. Его обледенение, уменьшая критический угол атаки при относительно большой скорости полета и малой перегрузке, может уже при малых отрицательных углах атаки привести к срыву потока, что вызовет резкое неуправляемое опускание носа самолета и значительную потерю высоты.

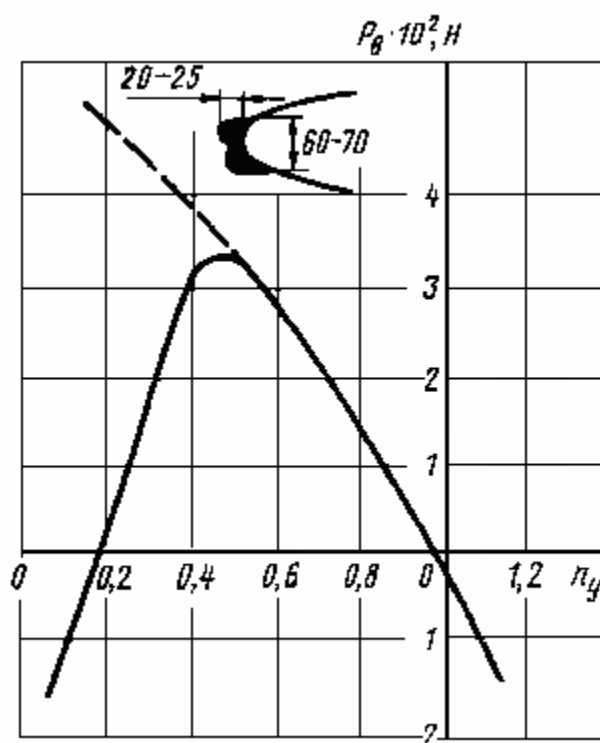


Рис. 1.5. Зависимость критического угла атаки от вида обледенения



Наибольшее нарушение устойчивости наблюдается при желобообразной форме льда (рис. 1.6).

Рис. 1.6. Изменение продольной устойчивости по перегрузке при обледенении стабилизатора самолета с четырьмя турбовинтовыми двигателями (ТВД) (угол отклонения закрылков, скорость полета и режим работы двигателя соответствуют посадочному режиму): — — - безо льда; ——— - со льдом



К потере управляемости самолета может привести обледенение щелей органов управления, передних кромок рулей, элеронов, закрылков, стыков секций предкрылков, забивание стыков органов управления при полете ЛА в условиях интенсивного дождя или выпадения мокрого снега при отрицательной температуре воздуха.

Обледенение воздушных винтов начинается с передних кромок, постепенно распространяется вдоль хорды, захватывая ее до 20...25%. На крейсерском режиме полета вследствие аэродинамического нагрева концы лопастей, как правило, не подвергаются обледенению. На других режимах полета, например, в случае посадки при небольшой частоте вращения винта, лед может распространяться по всей длине лопасти. Мощным накопителем льда является обтекатель

корпуса винта. В результате резко возрастает профильное сопротивление лопастей.

Когда толщина льда достигает 5...7 мм, центробежные силы начинают преобладать над силами сцепления льда с поверхностью и возникает самопроизвольное, обычно неравномерное и несимметричное, сбрасывание льда, которое приводит к нарушению балансировки винта, возникновению вибраций силовой установки с перспективой разрушения опорных подшипников вала и отказа силовой установки и способно повредить обшивку герметической кабины (ГК). Интенсивное обледенение воздушного винта приводит к ухудшению его тяговых характеристик и падению коэффициента полезного действия (КПД) (рис. 1.7).

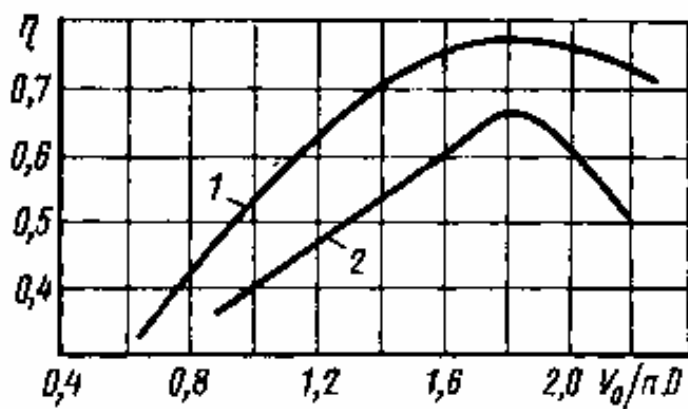


Рис. 1.7. Влияние обледенения КПД воздушного винта: 1 - без обледенения; 2 - при обледенении

Соосные винты имеют некоторые особенности обледенения. В спутной струе за первым винтом водность оказывается меньше, вследствие чего задний винт подвергается менее интенсивному обледенению.

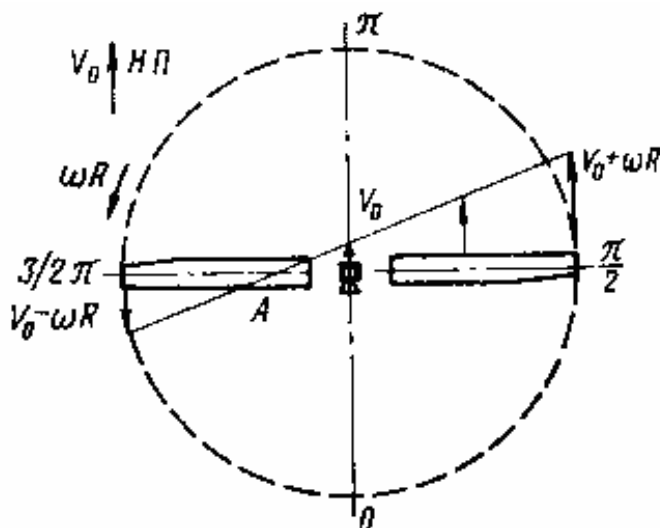
Степень обледенения и форма льдообразований на поверхностях воздушных винтов зависит от скорости полета, размера переохлажденных капель, водности, аэродинамических характеристик профиля лопастей и частоты вращения винта.

Обледенение *несущего и хвостового винтов* представляет для полета вертолета наибольшую опасность. Широкий диапазон изменения скоростей обтекания лопастей несущего винта, вплоть до отрицательных их значений в зоне обратного обтекания, создает несколько своеобразную картину обледенения. На рис. 1.8 дана схема скоростей обтекания лопастей несущего винта вертолета при горизонтальной скорости полета  $V_0$  и касательной скорости  $\omega R$  ( $\omega$  - угловая скорость вращения винта,  $R$  - радиус винта).

Картина обледенения меняется в зависимости от режима полета. Если на режиме висения точка  $A$ , характеризующая аэродинамическую асимметрию несущего винта, находится на оси вращения, то по мере увеличения горизонтальной скорости полета она все больше смещается в сторону отступающей лопасти. Чем выше скорость по-

лета и меньше частота вращения несущего винта, тем больше зона обратного обтекания и, соответственно, интенсивнее обледенение задней кромки лопасти. Для вертолетов, имеющих максимальную скорость полета (около 300 км/ч) и касательную окружную скорость несущего винта порядка 200 м/с, зона обратного обтекания может достигать  $(0,2...0,3) R$ . Для винтокрылов со скоростями полета  $V_0 = 500 \text{ км/ч}$  и более она может увеличиваться до  $0,7 R$ .

Рис. 1.8. К определению зоны обратного обтекания лопастей несущего винта вертолета



Картина обледенения по длине лопасти зависит также от температуры окружающей среды. При низких температурах (порядка  $-10^\circ\text{C}$  и ниже) лопасти несущего винта обледеневают по всей длине, причем интенсивность обледенения передней кромки пропорциональна радиусу винта  $R$  (рис. 1.9).

В зоне обратного обтекания вследствие того, что обледенение происходит лишь в продолжении части оборота, а скорость обтекания у комля небольшая, интенсивность обледенения мала и лишь немного возрастает вдоль кромки. Соответственно скорости обтекания изменяется и зона захвата (рис. 1.10).

При большой водности набегающего воздушного потока и особенно крупных каплях у комля обледеневают и задняя кромка, и некоторая часть верхней поверхности. Обледенение резко ухудшает аэродинамические характеристики несущего винта: возрастает профильное сопротивление лопастей, снижается коэффициент подъемной силы  $c_y$ . В результате аэродинамическое качество  $K = c_y / c_x$  снижается.

Так же, как и на воздушных винтах, на несущих винтах происходит несимметричное самосбрасывание льда. Возникающая вибрация несущего винта передается на двигатель, частота вращения уменьшается. Для поддержания постоянства частоты вращения требуется дополнительная мощность. Увеличением мощности двигателя не всегда удастся парировать уменьшение подъемной силы винта. При возникновении значительных динамических асимметрий теряется устойчи-

вость вертолета.

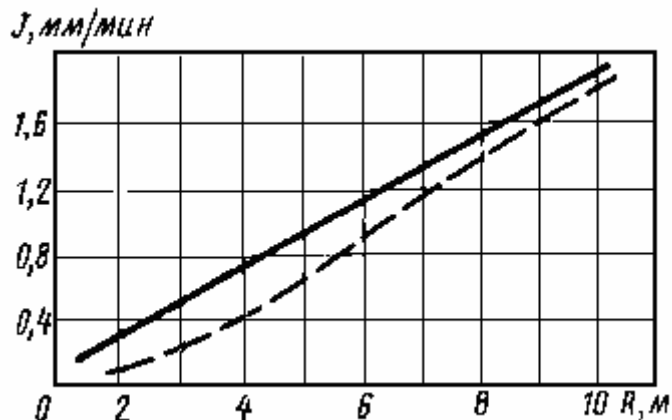


Рис. 1.9. Зависимость интенсивности обледенения по длине лопасти несущего винта от горизонтальной скорости полета вертолета:  $\omega = 0,2 \text{ г/м}^3$ , — -  $V_0 = 0$ , — — -  $V_0 = 100 \dots 120 \text{ км/ч}$

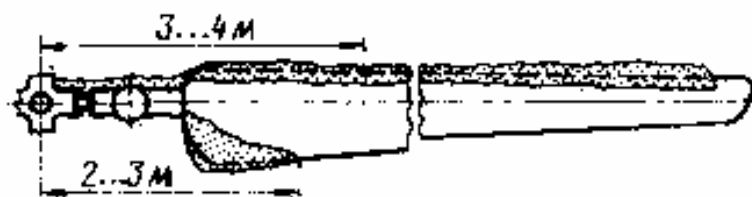


Рис. 1.10. Схема обледенения лопасти несущего винта при горизонтальном полете вертолета

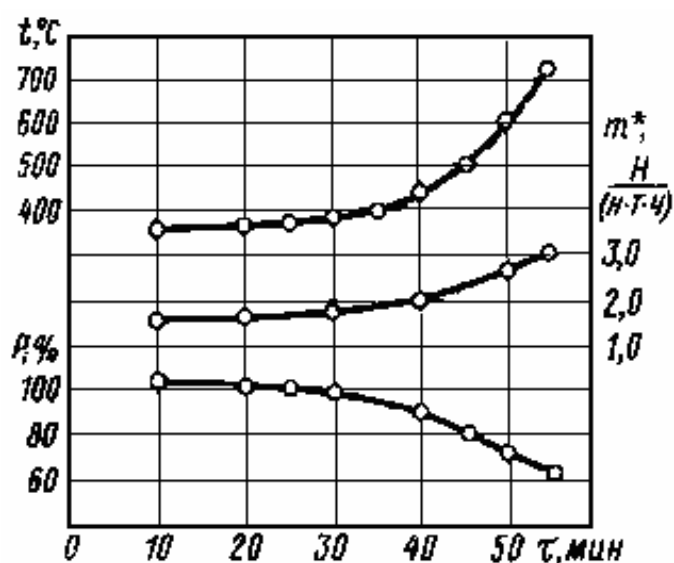
Хвостовой винт имеет приблизительно ту же окружную скорость, но из-за малых размеров подвергается обледенению в большей степени. Вследствие значительных центробежных сил (приблизительно в 5 раз больших, чем у несущего винта) хвостовой винт более чувствителен к несимметричному самосбрасыванию льда. К тому же оно возникает значительно чаще. Это приводит к сильной вибрации, и возникает опасность повреждения срывающимися кусками льда лопастей несущего винта и стабилизатора вертолета.

Обледенение входной части *воздухозаборников* силовых установок, как было отмечено ранее, может происходить также при положительной температуре окружающей среды. Интенсивность обледенения и зона захвата на внутренних поверхностях больше, чем на внешней поверхности. При этом нарушается аэродинамика. Неравномерность поля скоростей, местные срывы потока могут вызвать вибрацию лопаток компрессора. Обледенение входных частей сверхзвуковых воздухозаборников при взлете, когда требуется обеспечить максимальный расход воздуха, приводит к наиболее тяжелым последствиям - помпажу двигателей и в ряде случаев - их остановке. При самопроизвольном сбрасывании кусков льда в тракт двигателя могут произойти повреждение лопаток компрессора и последующее разрушение двигателя.

Одновременно с этим подвергаются обледенению входные части самих турбореактивных двигателей (ТРД): обтекатель, лопатки входного направляющего аппарата (ВНА), рабочие лопатки первой ступени компрессора. Обледенение изменяет аэродинамический профиль лопаток, уменьшает проходное сечение между ними, что также суще-

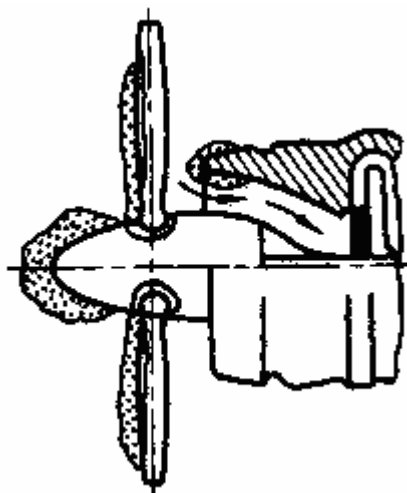
ственно уменьшает расход воздуха через компрессор. Для сохранения заданной тяги автоматически увеличивается удельный расход топлива, что является причиной повышения температуры газов перед турбиной (рис. 1.11). В целом возникающие при обледенении воздухозаборника и входных частей ТРД нарушения снижают КПД двигателя.

Рис. 1.11. Зависимость температуры воздуха за турбиной, удельного расхода горючего и тяги ТРД от времени обледенения



Несколько своеобразную картину имеет обледенение ТВД (рис. 1.12), который очень чувствителен к уменьшению расхода воздуха через компрессор. На первый взгляд кажется, что воздухозаборник будет подвергаться менее интенсивному обледенению, так как он защищен воздушным винтом. В действительности количество капель воды, проникающих через плоскость, ометаемую винтом, уменьшается незначительно, отбрасывание винтом воздушного потока увеличивает их скорость, и лед проникает в тракт воздухозаборника на большую глубину. На рис. 1.13 приведена зависимость располагаемых и потребных тяг по числу  $M$  для самолетов с различными силовыми установками.

Рис. 1.12. Схема обледенения ТВД



Обледенение воздухозаборников теплообменников (ТО) умень-

шает рабочий расход воздуха, что приводит к перегреву масла, воды, воздуха со всеми вытекающими отсюда последствиями.

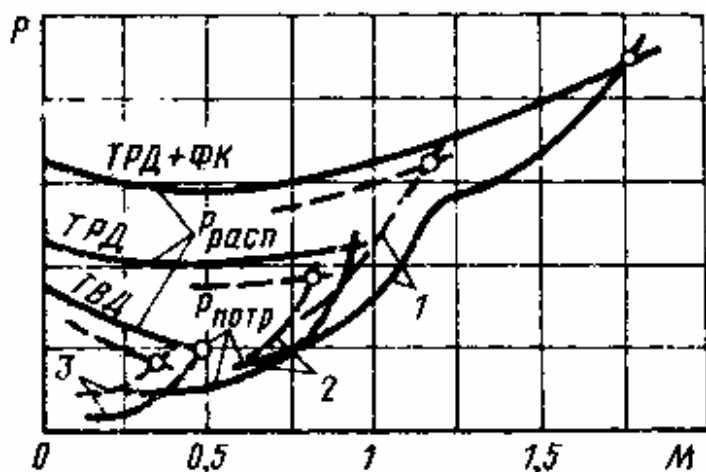


Рис. 1.13. Влияние обледенения на изменение потребных для горизонтального полета и располагаемых тяг в зависимости от числа  $M$  для: 1 - сверхзвукового самолета с ТРД, имеющего форсажную камеру; 2 - дозвукового самолета с ТРД; 3 - дозвукового самолета с ТВД; — — - при обледенении

При обледенении лобовых стекол фонарей резко ухудшается или совсем исчезает возможность визуального управления ЛА.

Обледенение датчиков приборов вызывает или их отказ, или неправильную работу, что сильно усложняет пилотирование ЛА.

## 1.2. Сигнализаторы обледенения

Безопасность полетов ЛА в большой степени зависит от возможности непосредственного контроля метеорологических условий полета и своевременного выявления начала процесса обледенения. Это осуществляется при помощи сигнализаторов обледенения, которые устанавливают в воздушном тракте силовых установок и на борту в местах с наименьшим искажением набегающего потока воздуха. Они могут быть автономными приборами или входить в состав противообледенительных систем (ПОС) наиболее важных органов.

К сигнализаторам обледенения предъявляются следующие технические требования. Они должны быть безотказными в работе и всегда выдавать достоверную информацию; иметь максимальную чувствительность; обеспечивать сигнализацию начала и окончания обледенения и автоматическое управление режимами работы ПОС; быть простыми в эксплуатации; иметь минимальные сопротивление, габариты и массу.

Все существующие сигнализаторы обледенения условно можно разделить на две основные группы: косвенного и прямого действия. Сигнализаторы первой группы реагируют на присутствие в атмосфере переохлажденных капель воды. Принцип их действия основан на измерении таких характеристик, как теплоотдача, электропроводность или электросопротивление и пр. Эти сигнализаторы обладают высо-

кой чувствительностью, но, как правило, не отличают обычные капли воды от переохлажденных, обуславливающих обледенение. Поэтому для исключения ложных срабатываний при положительной температуре воздуха в них устанавливаются датчики температуры.

Сигнализаторы второй группы реагируют непосредственно на слой льда, образовавшегося на датчике. Они несколько уступают в чувствительности первым, так как для нарастания слоя льда требуется время. Простейшим сигнализатором второй группы является визуальный указатель типа штыря, наиболее распространенным - радиоизотопный сигнализатор.

Основное преимущество радиационного метода измерения - бесконтактность. Этот метод может быть использован не только для обнаружения начала и конца процесса обледенения, но и для непрерывного измерения толщины льда на датчике, интенсивности обледенения и ряда параметров, позволяющих обеспечить эффективную защиту от обледенения с помощью тепловых ПОС циклического действия.

Радиоизотопный сигнализатор обледенения имеет чувствительность  $0,3 \pm 0,1$  мм льда, обеспечивает сигнализацию начала и окончания обледенения, а также непрерывную сигнализацию при полете в зоне обледенения. Он может быть использован для автоматического включения отдельных ПОС.

Его принцип действия основан на ослаблении  $\beta$ -излучения радиоактивного изотопа (стронция 90, иттрия 90) слоем льда, образующимся на рабочей поверхности выносного штыря-датчика.

Датчик (рис. 1.14) имеет: полый корпус 1, внутри которого установлен счетчик  $\beta$ -частиц 4 и цилиндрический штырь 6, устанавливаемый в невозмущенном воздушном потоке. В верхней части штыря расположен герметичный патрон 7 с радиоактивным изотопом. По всей высоте штыря намотан нагревательный элемент (НЭ) 10 для периодического нагрева тонкого экрана 8 и сбрасывания образовавшегося слоя льда с целью обнаружения момента прекращения обледенения. Поток  $\beta$ -частиц облучает галогенный газоразрядный счетчик 4. При достижении толщины слоя льда на датчике 0,3 мм включается исполнительное реле, управляющее работой блока задержки, в котором предусмотрено два реле времени. Одно из них служит для увеличения времени нагрева штыря 6 до 5 с, обеспечивая полное сбрасывание льда, а второе - времени подачи сигнала "Обледенение" и времени работы автоматически включенной ПОС до 20 с.

После удаления льда с датчика интенсивность  $\beta$ -излучения восстанавливается и сигнализатор приходит в исходное состояние. При продолжающемся обледенении после выключения обогрева на штыре датчика вновь нарастает слой льда, и описанный выше процесс работы сигнализатора повторяется.

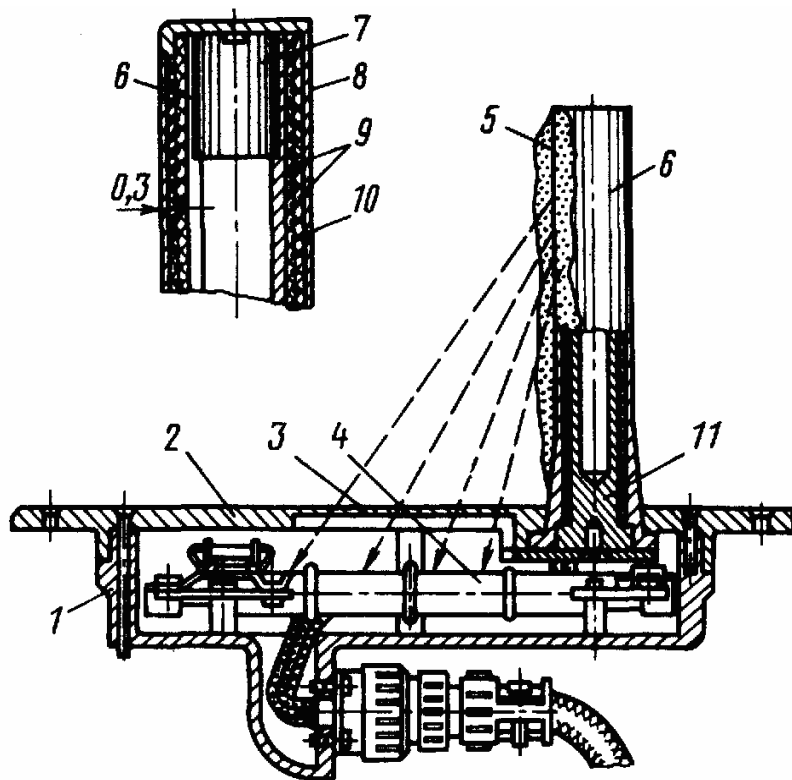


Рис. 1.14. Датчик радиоизотопного сигнализатора обледенения: 1 - корпус; 2 - фланец; 3 - выфрезерованное щелевидное окно; 4 - счетчик радиоактивного излучения; 5 - слой льда на рабочей поверхности штыря; 6 - цилиндрический штырь; 7 - патрон с источником радиоактивного излучения; 8 - экран; 9 - слои электроизоляции из стеклоткани; 10 - НЭ; 11 - корпус штыря

### 1.3. Системы защиты самолетов и вертолетов от обледенения

Для обеспечения безопасности полетов ЛА в условиях обледенения ПОС должны обеспечивать:

- безотказность работы наиболее ответственных органов - силовой установки, рулевых поверхностей, датчиков пилотажных приборов, несущих и хвостовых винтов вертолетов;
- возможность визуальных наблюдений через смотровые стекла;
- наименьшее влияние обледенения и самих ПОС на работу остальных агрегатов; при этом не должны заметно ухудшаться летные характеристики ЛА, их устойчивость и управляемость.

На самолетах от обледенения защищают (рис. 1.15) лобовые части несущих поверхностей, входные части воздухозаборников и силовых установок, воздушные винты, смотровые стекла, датчики приборов и антенные устройства, все поверхности и детали, образование льда на которых может вызвать повреждение или нарушить работу авиационных двигателей (стойки, обтекатели, защитные решетки и т.п.).



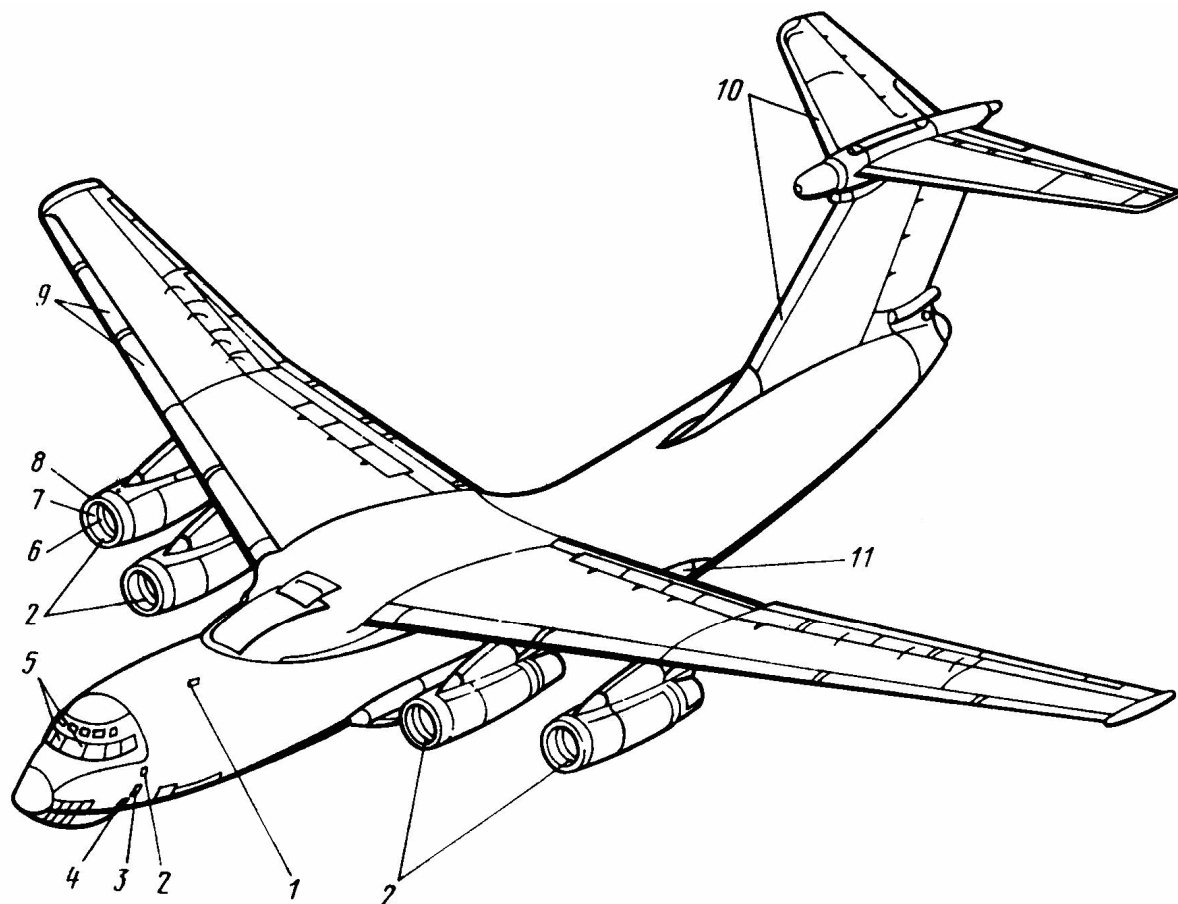


Рис 1.15. Схема защиты самолета от обледенения: 1 - электрообогреватель датчика углов атаки; 2 - датчик сигнализатора обледенения; 3 - фара для освещения носков воздухозаборников двигателей; 4 - электрообогреватель приемников полного давления; 5 - электрическая ПОС смотровых стекол фонаря; жидкостно-механическая система защиты смотровых стекол фонаря; жидкостно-механическая система защиты смотровых стекол при посадке, система защиты смотровых стекол и иллюминаторов от запотевания и обмерзания с внутренней стороны; 6, 7- ПОС кока и ВНА двигателя; 8 - ПОС входной части воздухозаборника двигателя; 9 - ПОС предкрылков; 10 - ПОС хвостового оперения; 11 - фара для освещения носков хвостового оперения

На вертолетах от обледенения защищают входные части воздухозаборников силовых установок, несущие и рулевые винты, смотровые стекла фонаря, датчики приборов, лобовые части несущих поверхностей (стабилизатора, крыла малого удлинения).

### 1.3.1. Классификация ПОС

Для защиты от обледенения ЛА наиболее широкое распространение получили следующие способы: механический, физико-химические и тепловой.

*Механический* способ основан на механическом воздействии на

слой льда. Лед с поверхности удаляется путем скалывания, деформации, отрыва его под действием центробежных, аэродинамических или других внешних сил.

*Физико-химические* способы основаны на использовании ряда разнообразных веществ в виде жидкостей, которые или понижают температуру замерзания переохлажденных капель воды, попадающих на поверхность, при смешивании с ними, или уменьшают силу сцепления льда с обшивкой.

*Тепловой способ* основан на нагревании защищаемой поверхности до температуры таяния льда или испарения пленки воды.

В зависимости от способа, который заложен в основу работы, ПОС подразделяются на механические, физико-химические и тепловые. В свою очередь, каждая из них может рассматриваться по виду применяемой энергии и физической сущности. Например, к механическим системам относят: пневматические ПОС, в которых используется энергия сжатого воздуха; электроимпульсные ПОС - электрическая энергия высокой частоты, подаваемая импульсами. К тепловым системам относятся воздушно-тепловые и электротепловые. В первых системах теплоносителем является воздух, во вторых - в тепловую энергию преобразуется электрическая энергия.

Наряду с этим все ПОС по характеру работы можно разбить на две группы: непрерывного действия и циклического действия. ПОС непрерывного действия не допускают обледенения защищаемой поверхности, ПОС циклического действия допускают образование льда определенной толщины, а затем удаляют его.

Независимо от предыдущих признаков все ПОС принято подразделять по месту их установки: в крыле, хвостовом оперении, воздушных и несущих винтах, смотровых стеклах и т.д.

### **1.3.2. ПОС несущих поверхностей. Механические ПОС**

Механические ПОС относятся к системам циклического действия, т.е. для их эффективной работы на защищаемой поверхности необходимо образование определенной безопасной для полета толщины льда. Цикл работы системы можно разбить на три этапа: образование рабочего слоя льда (обычно толщиной 4...5 мм), разрушение льда или уменьшение сцепления его с обшивкой и удаление льда под действием аэродинамического напора.

### **1.3.3. Пневматические ПОС**

Пневматические ПОС - одни из первых систем, установленных на самолетах для защиты от обледенения. Устройство и принцип действия системы показаны на рис. 1.16, 1.17. На защищаемой поверхности закрепляют тонкий протектор из эластичного материала (резины,

эластичных тканей) со встроенными в него камерами, ширина протектора обычно или равна зоне обледенения или немного превышает ее и разбивается на ряд секций (продольных или поперечных).

Рис. 1.16. Схема рабочей части пневматической ПОС несущих поверхностей: а - с продольными поочередно наполняющимися камерами 1, 2; б - с продольными одновременно наполняющимися камерами; в - с поперечными рабочими камерами; 1 - неработающая секция; 2 - работающая секция

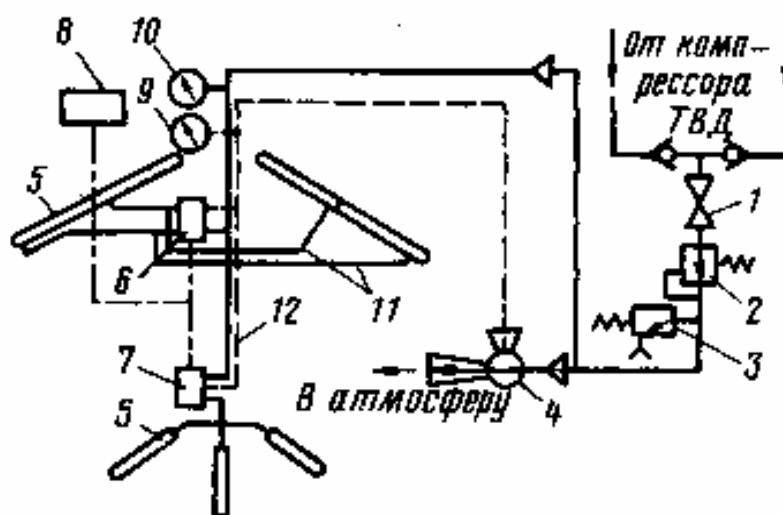
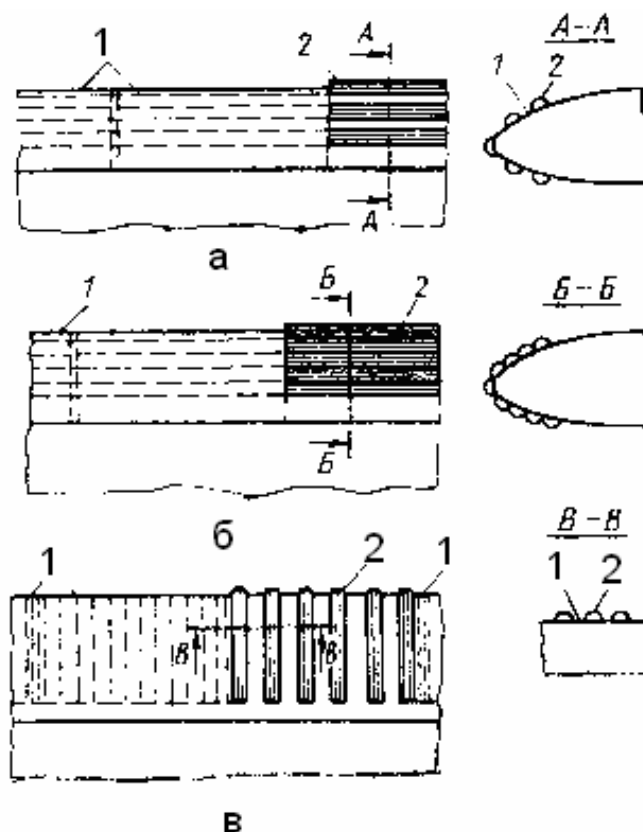


Рис. 1.17. Схема пневматической ПОС несущих поверхностей самолета с ТВД: 1 - кран для проверки системы; 2 - регулятор давления; 3 - предохранительный клапан; 4 - эжектор; 5 - рабочая часть ПОС; 6, 7 - распределительное устройство систем крыла и хвостового оперения; 8 - программный механизм; 9 - мановакуумметр; 10 - манометр; 11 - трубопровод для подвода сжатого воздуха; 12 - трубопровод для отвода отработанного воздуха

Воздух для работы системы отбирается от силовых установок и подается к распределительным устройствам систем крыла и хвостового оперения под давлением 120...130 кПа. Программа рассчитана на поочередное включение секций. При подаче сжатого воздуха камеры раздуваются, что приводит к деформациям и нарушению сцепления ледяных образований. При выключении секции воздух из камер отсасывается эжектором и выбрасывается в атмосферу. В результате обеспечивается хороший контакт протектора с обшивкой. Удельная масса системы - 28...33 кг/м<sup>2</sup>, расход воздуха - 24...36 кг/ч.

Достоинства: сравнительно малая масса, простота конструкции, небольшой по сравнению с воздушно-тепловыми ПОС расход воздуха.

Недостатки: увеличение профильного сопротивления системы на 8...10% в нерабочем состоянии и на 100...110% в рабочем состоянии. Как видно из рис. 1.16, наименьшее влияние на профильное сопротивление оказывает вариант "в".

Пневматическая ПОС не эффективна при иглообразной форме льдообразования и не может быть установлена на скоростные самолеты, так как уже при скорости  $V_0 = 590...600$  км/ч протектор может самопроизвольно менять форму.

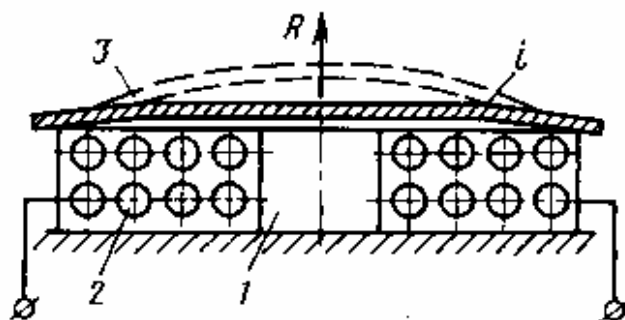
Протекторы имеют ограниченный ресурс: разрушаются под действием динамических нагрузок, температурных градиентов, солнечной радиации, влажности и др.

#### 1.3.4. Электроимпульсные ПОС

При механическом способе защиты от обледенения рабочий цикл разрушения льдообразований может быть очень коротким, определяемым скоростью распространения механических напряжений в обшивке, близкой к скорости звука. Используя короткие мощные импульсы с достаточно большими интервалами между ними (1...2 с) и применяя накопители энергии во время интервалов, рассматриваемые ПОС имеют небольшую потребляемую мощность.

Этот способ и положен в основу электроимпульсной системы. Лед с обшивки ЛА удаляют возбуждением в материале обшивки упругих волн напряжений с крутым передним фронтом, с интенсивностью, достаточной для создания в ледяном слое, прилегающем к обшивке, напряжений, превосходящих динамическую прочность льда. Рабочим элементом системы является *индуктор вихревых токов* - соленоид без сердечника (рис. 1.18). При подаче электрических импульсов соленоиды создают переменное магнитное поле высокой частоты, которое в обшивке наводит переменный электрический ток  $i$ . В результате взаимодействия полей соленоида и обшивки в последней возникают упругие деформации.

Рис. 1.18. Схема работы индуктора вихревых токов: 1 - индуктор; 2 - катушка соленоида; 3 - обшивка;  $i$  - переменный электрический ток в обшивке, создаваемый соленоидом;  $R$  - сила, возникающая при взаимодействии магнитного поля соленоида и электрического тока обшивки



Индукторы укрепляют в непосредственной близости (вплотную или с малым зазором) к внутренней стороне обшивки в пределах зоны обледенения. Величина защищаемой одним индуктором поверхности зависит от скорости волны упругих деформаций в обшивке и энергии импульса.

При выборе числа индукторов следует учитывать, что зона действия индуктора практически ограничена стыками обшивки. Мощность генератора зависит от числа индукторов в системе. Общее время цикла выбирают исходя из допустимой для данного ЛА толщины льда на обшивке, т.е. практически оно равно времени цикла обычных ПОС циклического действия.

На рис. 1.19 приведена схема электроимпульсной ПОС планера тяжелого самолета. Работа системы показана на рис. 1.20.

Система включает в себя три независимые друг от друга подсистемы. Первая подсистема защищает половину участков левого и правого предкрылков, вторая - половину участков правого предкрылка и хвостового оперения, третья - половины участков левого предкрылка и хвостового оперения. Для обеспечения надежности работы в каждой секции индукторы разных подсистем чередуются (рис. 1.19 и 1.21).

Система включается автоматически при подаче сигнала от сигнализатора обледенения планера; предусмотрена возможность ручного включения каждой из подсистем.

При включении подсистемы высокое напряжение подается на все индукторы 3, но ток по их обмоткам не пропускается, пока не поступит управляющий сигнал от коммутатора импульсов 1. На каждый индуктор последовательно подается два импульса с установленным интервалом, затем по очереди включаются другие индукторы.

Достоинства системы: широкий диапазон рабочих температур по сравнению с тепловыми ПОС, значительная экономия энергии, малая масса, компактность рабочей части, отсутствие барьерного льда, образуемого при растекании воды за пределы зоны защиты при тепловом способе защиты.



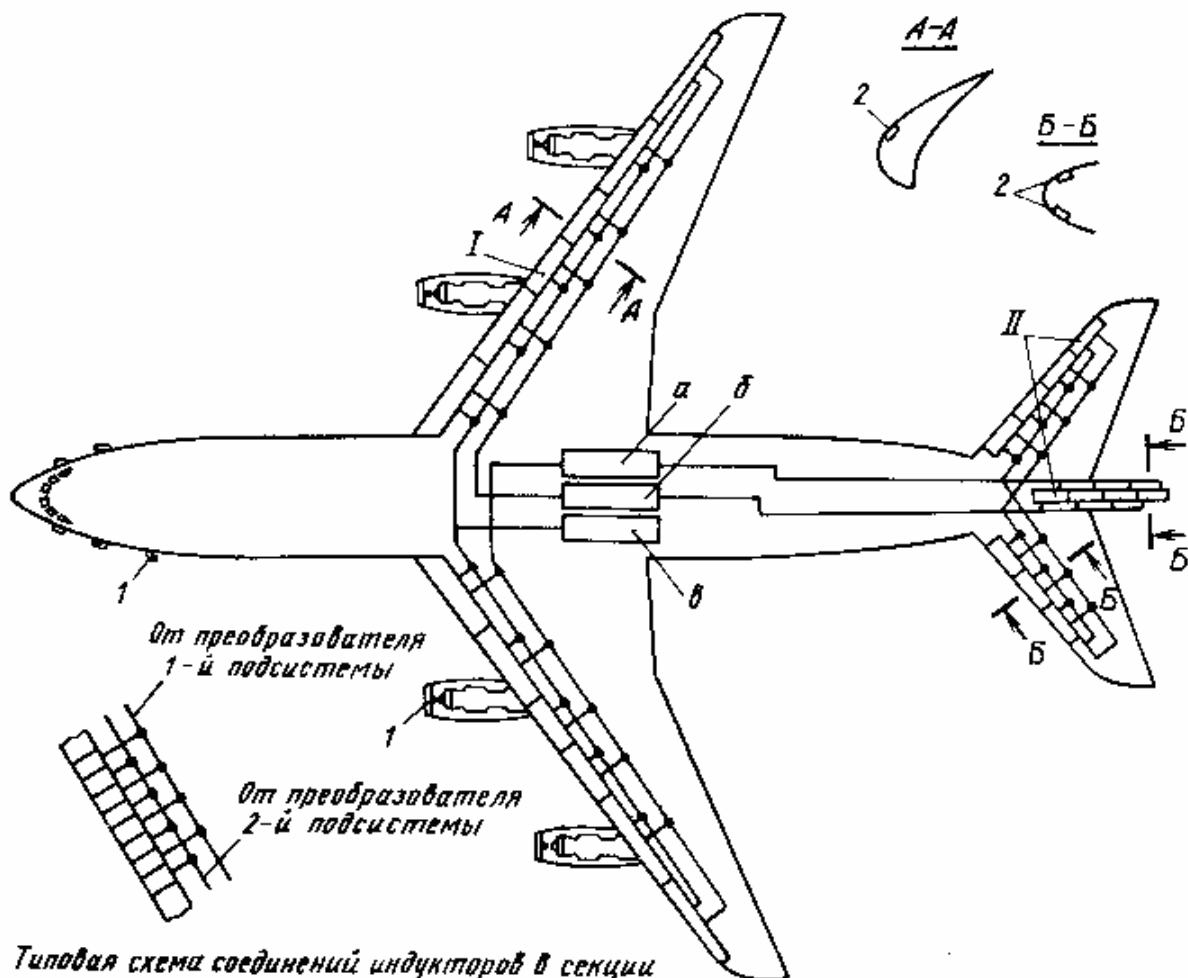


Рис. 1.21. Компоновка электроимпульсной ПОС на планере тяжелого самолета: I, II - соответственно ПОС предкрылка и хвостового оперения; а, б, в - 3-я, 2-я и 1-я подсистемы; 1 - датчик сигнализатора обледенения; 2 - индуктор

### 1.3.5. Тепловые ПОС

На современных ЛА тепловые ПОС получили наибольшее распространение, так как они обеспечивают эффективную и надежную защиту в широком диапазоне условий обледенения. Тепловые ПОС могут быть *непрерывного* или *циклического* действия. Для больших несущих поверхностей применяются главным образом ПОС циклического действия, что намного сокращает потребную мощность.

ПОС непрерывного действия чаще всего используют для защиты поверхностей, сбрасывание льда с которых может привести к опасным последствиям. Например, сбрасывание льда с поверхности центроплана при расположении авиационных двигателей в хвостовой части фюзеляжа может повлечь за собой повреждения лопаток компрессоров и выход из строя двигателей. Источником горячего воздуха для них могут быть компрессоры ГТД или специальные ТО, обогреваемые выхлопными газами.

На рис. 1.22 приведена типовая принципиальная схема ПОС, в ко-

торой используется воздух, отбираемый от компрессоров двигателей. Для понижения температуры воздуха он отбирается одновременно от низконапорных и высоконапорных ступеней. Регулирование температуры осуществляют регуляторы с клапанами 3 путем изменения подачи воздуха от ступеней высокого давления каждой пары двигателей. Температура воздуха на входе в рабочие части ПОС из-за прочности не должна превышать 200...230°C (для конструкций из алюминиевых сплавов - 180...200°C).

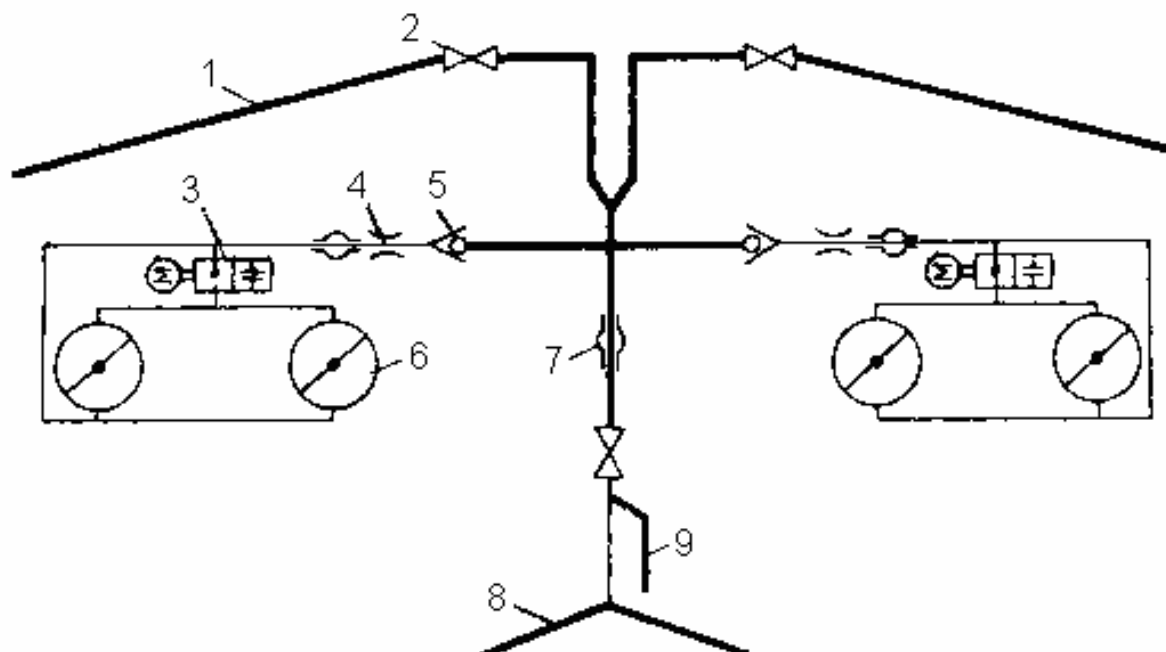


Рис. 1.22. Принципиальная схема воздушно-тепловой ПОС: 1 - ПОС крыла; 2 - запорный кран; 3 - клапан регулятора температуры воздуха; 4 - ограничитель расхода; 5 - обратный клапан; 6 - компрессор авиационного двигателя; 7 - температурный компенсатор; 8, 9 - ПОС стабилизатора и киля

Как видно из схемы, системы подачи воздуха от каждого двух двигателей функционируют независимо друг от друга. Этим обеспечивается надежная работа системы в случае выхода из строя одного или двух двигателей.

Необходимо отметить, что использование компрессоров ГТД как источников горячего воздуха так или иначе влияет на летные качества ЛА. При этом уменьшается или скороподъемность, или взлетная масса ЛА.

Для ПОС и системы кондиционирования воздуха от компрессора может быть отобрано в ТРД до 12% общего расхода воздуха через двигатель, а в ТВД - до 5%, что приводит к потерям мощности (тяги) двигателя около 10...15%.

Возможны две схемы распределения горячего воздуха: продольное распределение, когда горячий воздух нагревает обшивку, двигаясь вдоль консоли крыла или хвостового оперения, и поперечное рас-



пределение, когда он двигается вдоль хорды.

Недостатки, присущие первой схеме: неравномерность нагрева защищаемой поверхности и, соответственно, малый коэффициент теплоиспользования ( $\eta = 0,35 \dots 0,4$ ).

Рабочая часть ПОС с поперечными рабочими каналами (рис. 1.23) состоит из двух продольных каналов I и II, разделенных между собой перегородкой 2, и системы поперечных рабочих каналов 3, образованных с одной стороны обшивкой 1, а с другой - внутренней гофрированной, выполненной по форме профиля стенкой 4. При работе системы горячий воздух подается в продольный канал I, являющийся распределительным каналом. В носовой части профиля воздух через щель, образованную верхней и нижней гофрированными стенками, поступает в рабочие каналы, отдает тепло обшивке и выходит в продольный канал II, из которого выбрасывается в атмосферу. При этой схеме распределения рабочего воздуха коэффициент теплоиспользования выше ( $\eta = 0,4 \dots 0,45$ ).

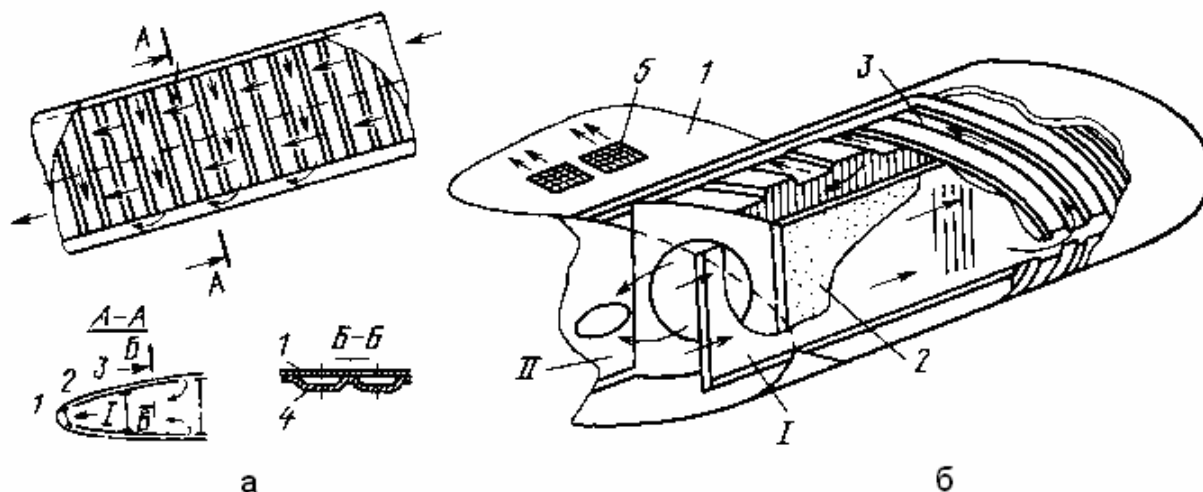


Рис. 1.23. Устройство противобледенителя с поперечными рабочими каналами: I - продольный распределительный канал; II - продольный канал для отвода отработанного воздуха; 1 - обшивка; 2 - стеклотекстолитовая перегородка; 3 - поперечный рабочий канал; 4 - гофр; 5 - жалюзи; а - схема каналов с выходом отработанного воздуха в консоли крыла; б - схема каналов с выходом воздуха через жалюзи в обшивке

Для дальнейшего повышения коэффициента теплоиспользования применяют следующие способы:

- изменение сечения рабочего канала (рис. 1.24, а);
- применение в распределительном канале экрана (дефлектора, рис. 1.24,б);
- применение высоконапорной камеры и рабочих каналов с малой высотой (рис. 1.24, в);

- обеспечение равномерной раздачи горячего воздуха по длине консоли применением трубки "пиколло" (рис. 1.24, г) и др.

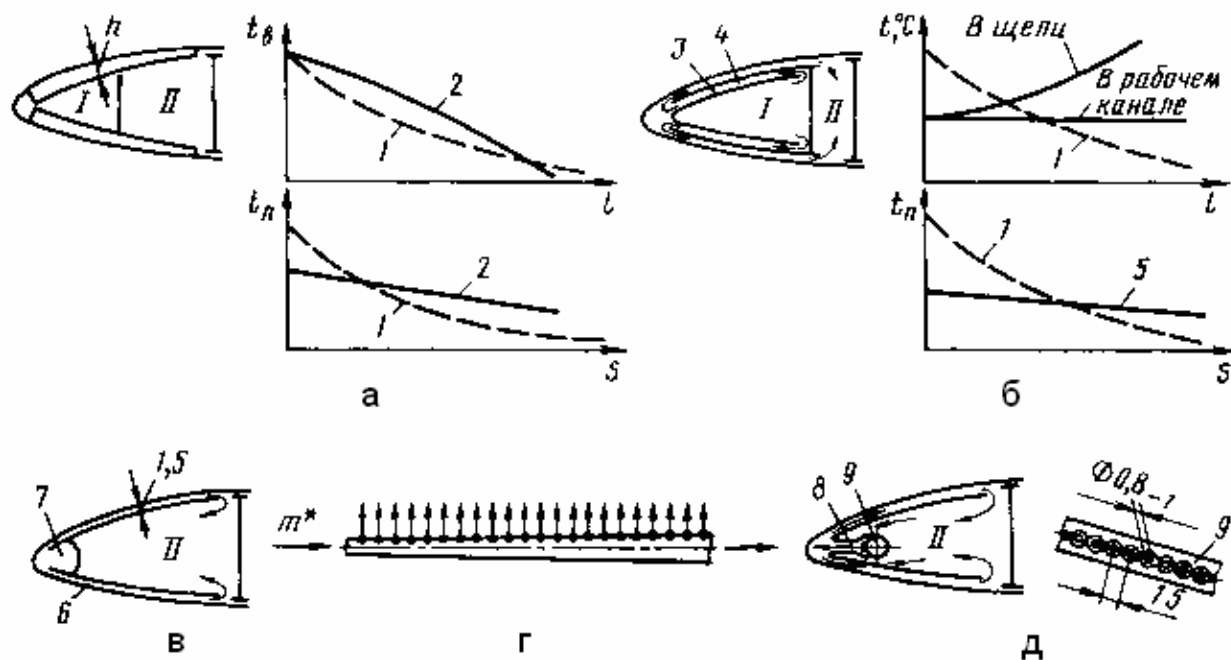


Рис. 1.24. Способы повышения коэффициента теплоиспользования: а - рабочие каналы переменного сечения; б - экран (дефлектор); в - рабочие каналы с малой высотой 6 и высоконапорная камера 7; г - распределительная трубка "пиколло"; д - микроэжекторная распределительная труба 9, плоская камера смешения воздуха 8; I - распределительный канал; II - канал для отвода отработанного воздуха; 1 - температуры воздуха в рабочем канале и поверхности обшивки по длине канала при постоянном его сечении; 2 - то же при переменном сечении; 4 - щель между экраном и стенкой рабочего канала; 5 - температура поверхности обшивки при использовании экрана (дефлектора) 3

На рис. 1.24, д показана схема, которая получила название микроэжекторной. Горячий воздух поступает в трубку 9 и через микросопла с большой скоростью выходит в плоскую камеру смешения 8, которая плавно переходит в гофрированные стенки рабочих каналов. При истечении горячего воздуха из микросопел энергично подсасывается отработанный воздух из канала II, в результате потребный для работы ПОС расход горячего воздуха значительно меньше.

Поперечные каналы воздушно-тепловой ПОС могут иметь различные конструктивные решения (рис. 1.25). Вариант конструкции 4 является наиболее технологичным в производстве, однако проигрывает в массе. Более совершенным является вариант 6, в котором внутреннюю стенку с обшивкой соединяют роликовой или точечной сваркой.

На рис. 1.26 показано устройство рабочей части воздушно-тепловой ПОС с поперечными рабочими каналами крыла и предкрылка. К предкрылкам горячий воздух поступает из носка крыла через телескопическое соединение и распределяется равномерно по длине

предкрылка с помощью трубки "пиколло". Отработанный воздух выводится в носок крыла (при убранном предкрылке) или сбрасывается в атмосферу (при выпущенном предкрылке). При выпущенном предкрылке отверстия в обшивке носка крыла закрываются пружинными клапанами.

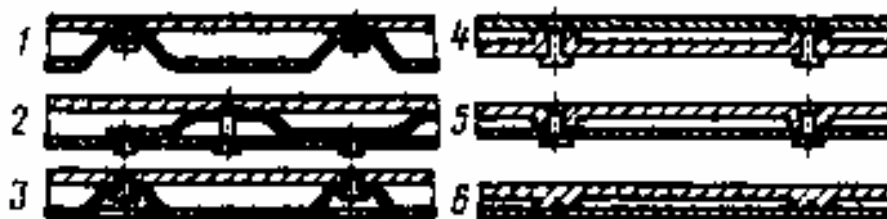
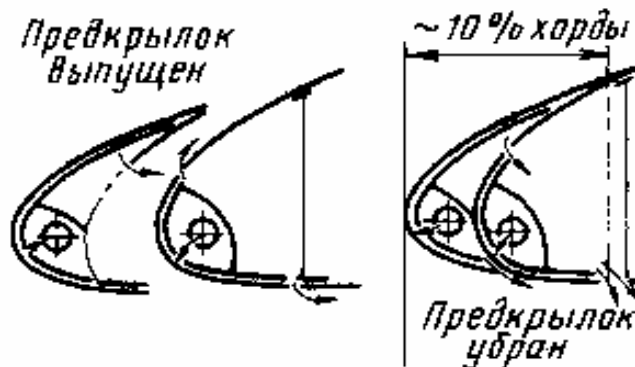


Рис. 1.25. Варианты конструктивных схем поперечных рабочих каналов воздушно-тепловых ПОС: 1 - канал с одинарным гофром; 2 - канал с двойным гофром; 3 - канал, образованный обшивкой и внутренней стенкой с выштамповкой под заклепки; 4 - фрезерованный канал во внутренней стенке, проклепанный с обшивкой; 5 - фрезерованный канал в обшивке, проклепанный с внутренней стенкой; 6 - фрезерованный канал в обшивке с приваренной внутренней стенкой

Рис. 1.26. Схема распределения горячего воздуха в рабочих каналах носка крыла и предкрылка



Представляет интерес комбинированная воздушно-тепловая система: система управления пограничным слоем (УПС) и ПОС (рис. 1.27).

Взлет и посадка самолета обычно совершаются с включенной системой УПС (расход воздуха в системе составляет 12% от общего расхода через двигатель), при которой автоматически решается задача защиты от обледенения (расход воздуха в ПОС - около 5% от общего расхода, температура воздуха составляет 225 или 345°C).

Масса комбинированной системы составляет не более 2% от взлетной массы самолета.

Для обеспечения надежного сбрасывания льда ПОС циклического действия включают в себя наряду с НЭ, включаемыми циклически, элемент, обогреваемый непрерывно, в виде узкой полосы (~15 мм), который называется тепловым "ножом" (рис. 1.28).

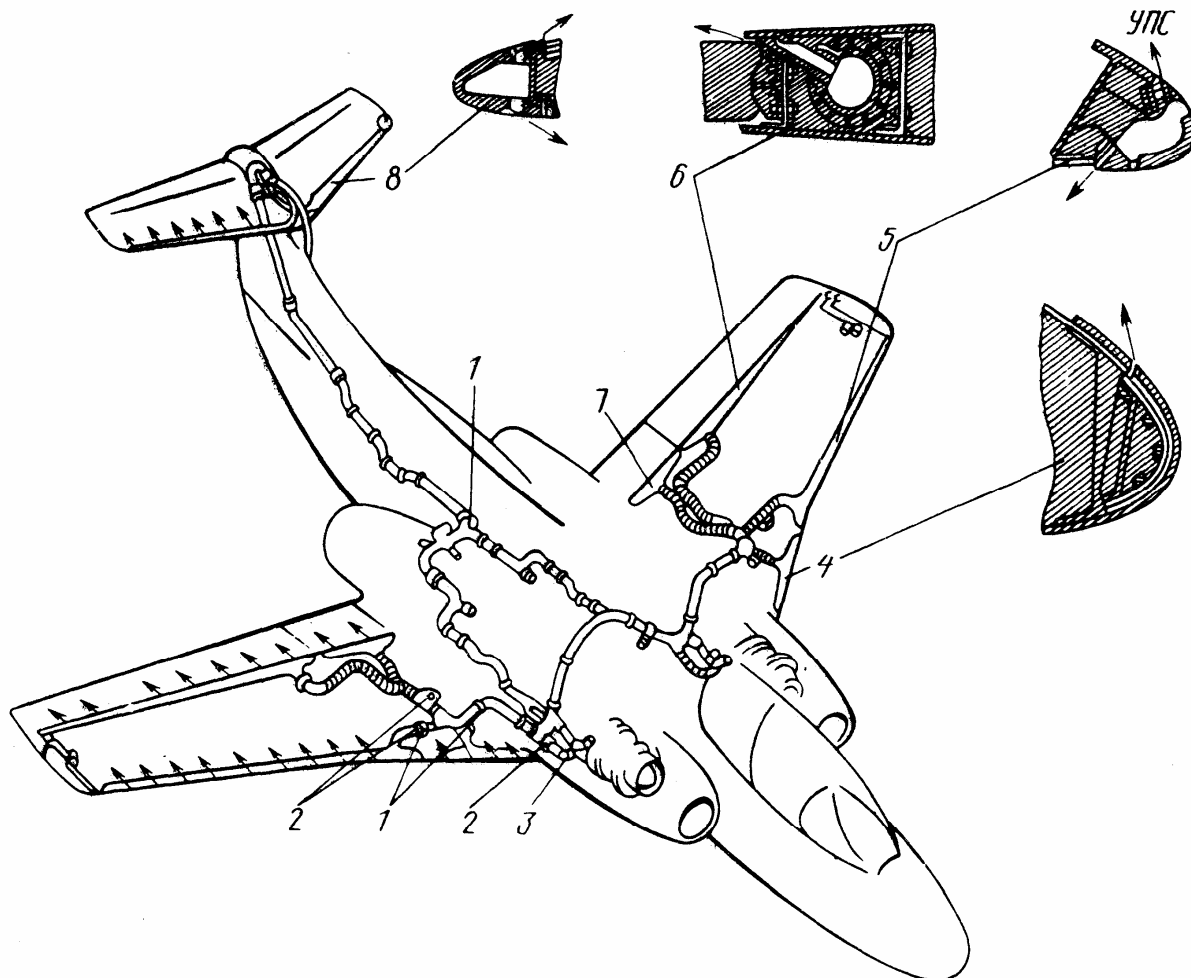


Рис. 1.27. Устройство комбинированной системы УПС и предупреждения обледенения: 1 - редукционный клапан; 2 - запорный кран; 3 - трубопровод отбора воздуха от силовой установки; 4 - ПОС центроплана; 5 - система УПС и ПОС консольной части крыла; 6, 7- система УПС закрылков элеронов; 8 - система УПС и ПОС стабилизатора

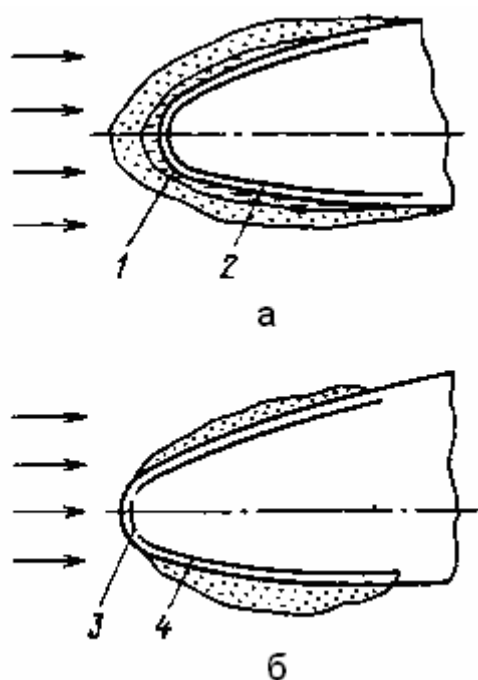
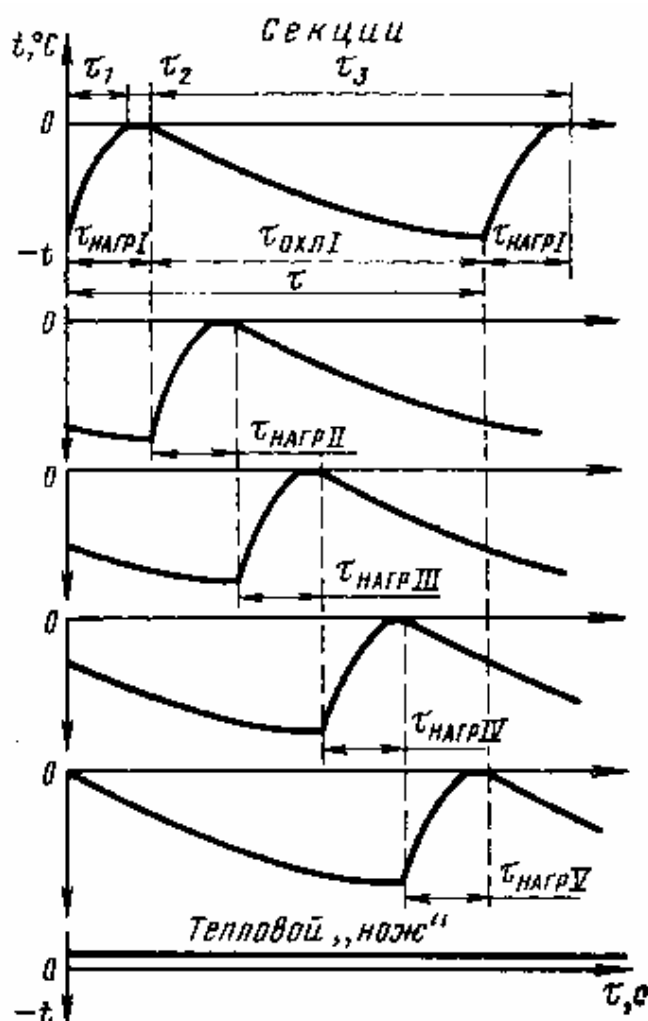


Рис. 1.28. К принципу работы теплового "ножа": а - обледенение без теплового "ножа"; б - обледенение при работе теплового "ножа"; 1 - пленка воды; 2 - НЭ, включаемый циклически; 3 - тепловой "нож"; 4 - НЭ циклической секции

При существующей тенденции роста площадей несущих поверхностей ЛА для их защиты ПОС непрерывного действия требуют мощности в сотни киловатт. Поэтому широко применяют более экономичные тепловые системы циклического действия. Защищаемые площади несущих поверхностей разбивают на ряд участков (секций), которые обогревают последовательно в течение ограниченного времени (рис. 1.29). В течение цикла работы секцию нагревают до  $0^{\circ}\text{C}$  (время  $\tau_1$ ), растапливают тонкую прослойку льда 0,25 мм (время  $\tau_2$ ), и вследствие уменьшения силы сцепления лед сбрасывается набегающим потоком, а нагревание секции прекращают. При этом температура на защищаемой поверхности снижается и вновь нарастает лед (время  $\tau_3$ ). Таким образом, во время работы очередной секции на всех остальных секциях лед нарастает.

Рис. 1.29. Циклограмма тепловой ПОС с пятью последовательно включаемыми секциями:  $\tau_{\text{нагр I}}$ ,  $\tau_{\text{нагр II}}$ , ... - время нагрева секции;  $\tau_{\text{охл I}}$ ,  $\tau_{\text{охл II}}$ , ... - время охлаждения секции;  $\tau_1$ ,  $\tau_2$ ,  $\tau_3$  - время нагревания секции до  $0^{\circ}\text{C}$ , время таяния льда, время образования льда;  $\tau_{\text{ц}}$  - время цикла



Работа электротепловых ПОС основана на преобразовании электрической энергии в тепловую.

В качестве НЭ применяют ряд параллельно соединенных проволок из высокоомных материалов (рис. 1.30), металлическую фольгу из константа, нихрома и другие токопроводящие пленки. Для равномер-

ного распределения проводимого тока по ширине НЭ устанавливаются специальные медные шины.

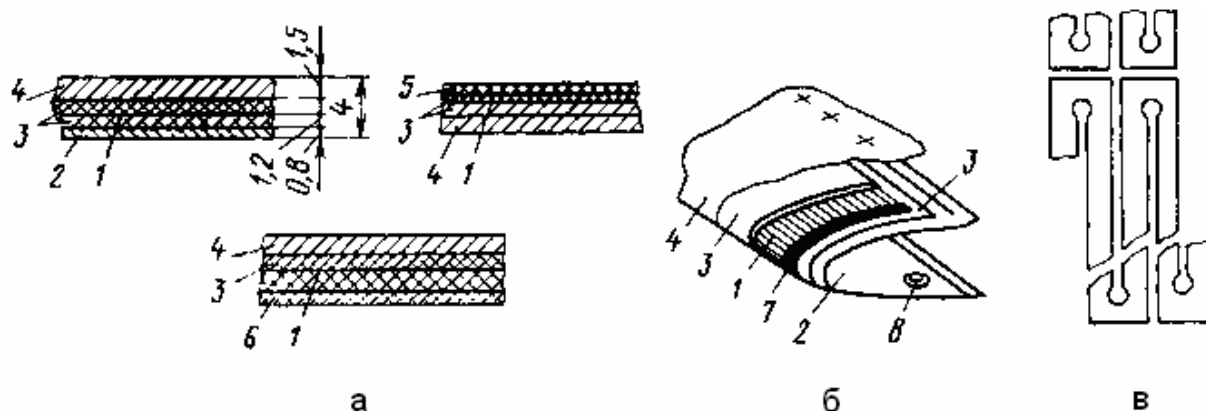


Рис. 1.30. Конструктивные схемы НЭ: а: 1 - собственно НЭ; 2 - внутренняя профилированная стенка из дюрала; 3 - изоляция (верхний слой – электроизоляция, нижний слой – электротеплоизоляция); 4 - обшивка; 5 - защитное противобабразивное покрытие; 6 - слой ткани; б: 1 - проволочный НЭ; 7 – токораспределительная шина; 8 - разъем электропитания; в - плоский НЭ зигзагообразной формы; г: 9, 10 - секции, работающие последовательно; 11, 12 - продольный и поперечный электрические «ножи»

Токопроводящие элементы заделывают между двумя слоями изоляции: внешний слой - электрическая изоляция с наибольшим коэффициентом теплопроводности, нижний - электрическая и тепловая изоляции. Весь пакет, пропитанный жидким пластиком, обычно не превышает 4 мм и устанавливается непосредственно под обшивку.

На несущих поверхностях с острыми передними кромками применяют токопроводящую пленку, например, из сплава меди, марганца и магния. Пленки наносят на внешнюю поверхность, предварительно покрытую слоем электротеплоизоляции, методом газопламенного напыления. Сверху пленку закрывают слоем изоляции и наносят абразивостойкое покрытие из порошка коррозионно-стойкой стали в смеси с синтетической смолой. Общая толщина такого НЭ не превышает 1,5 мм.

Для питания систем используют источники переменного тока напряжением 115 или 208 В частотой 400 Гц. Удельная тепловая мощность - 6...15 кВт/м<sup>2</sup>.

По сравнению с воздушно-тепловой ПОС электротепловые ПОС имеют следующие достоинства:

- более высокий КПД ( $\eta = 0,88...0,95$ ), так как электроэнергия распределяется в соответствии с потребной мощностью;
- мощность, потребляемая системой, практически не зависит от режима работы двигателей;
- могут быть установлены на элементах, где устройство каналов затруднено из-за малых геометрических размеров;
- имеют меньшую массу в случаях защиты небольших поверхностей, удаленных от источника тепла.

Недостатки: конструктивно более сложные, более трудоемкие в обслуживании, имеют большую вероятность отказа, требуют больших мощностей.

Воздушно-тепловые ПОС благодаря большой надежности и эффективности работы, сравнительной простоте конструкции получили более широкое распространение. На рис. 1.31 дана компоновочная схема воздушно-тепловой ПОС крыла пассажирского самолета. Корневая секция "О" обогревается (при включении ПОС) непрерывно.

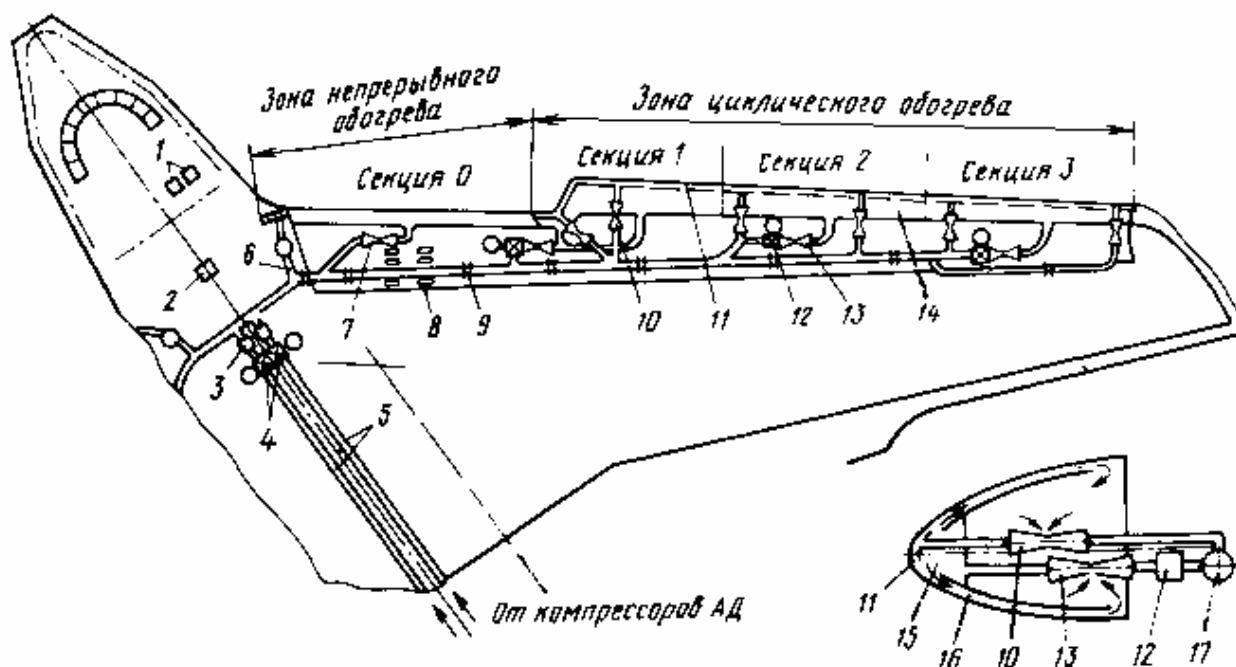


Рис. 1.31. Схема рабочей части и компоновочная схема воздушно-тепловой ПОС крыла: 1 - программный коммутатор; 2 - программный коммутационный механизм ПОС крыла; 3 - обратный клапан; 4 - заслонка; 5 - трубопроводы для подачи горячего воздуха в СКВ и ПОС крыла; 6 - трубопровод обогрева воздухозаборника радиатора; 7 - эжектор для подачи тепловой смеси в секцию "О"; 8 - отверстие для выхода отработанного воздуха; 9 - температурный компенсатор; 10 - эжектор подачи тепловой смеси в камеру теплового "ножа"; 11 - тепловой "нож"; 12 - заслонка с переключателем; 13 - эжектор для подачи тепловой смеси в секцию 2; 14 - циклически обогреваемая секция носка; 15 - продольный распределительный канал; 16 - поперечный рабочий канал; 17 - трубопровод горячего воздуха

Три консольные секции работают в циклическом режиме. В линиях теплового "ножа" и секций установлено 22 эжектора.

Горячий воздух из трубопроводов 5 поступает в продольный трубопровод консоли крыла и через эжекторы 7 и 10 подается в непрерывно работающую секцию "О" и тепловой "нож" консоли крыла. Одновременно работает одна из циклических секций: воздух эжекторами подается в тепловую камеру, через носовую щель поступает в поперечные рабочие каналы переменного сечения и обогревает обшивку. Отработанный воздух частично засасывается в эжекторы, отдав тепло, направляется в зону переднего лонжерона и через специальные жалюзи 8 выбрасывается наружу. Длительность цикла - 150 с: для секций  $\tau_{нагр} = 50 \text{ с}$ ,  $\tau_{охл} = 100 \text{ с}$ . Работу ПОС контролируют по указателю температуры. Наряду с основным режимом в данной ПОС предусмотрен аварийный режим, при котором горячий воздух подается одновременно во все секции системы.

В тепловых ПОС циклического действия зависимость удельной тепловой мощности от скорости полета ЛА имеет параболический характер (рис. 1.32). При больших скоростях полета на работу тепловых ПОС сильно влияет аэродинамический нагрев.

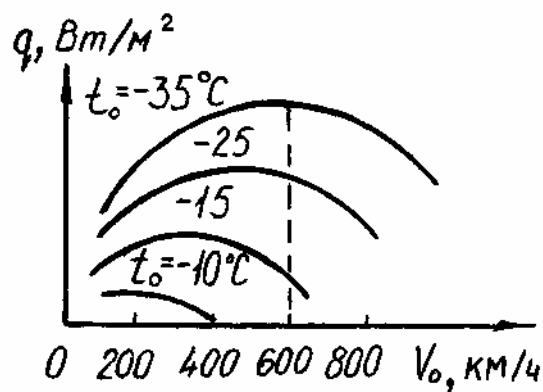


Рис. 1.32. Зависимость удельной тепловой мощности от скорости полета

### 1.3.6. Факторы, влияющие на выбор ПОС самолетов и вертолетов

Основными факторами, влияющими на выбор той или иной ПОС, являются:

- наиболее экономичное использование располагаемой энергии;
- необходимая степень защиты от обледенения, диапазон температуры работы ПОС;
- возможность того или иного конструктивного выполнения противобледенителя на защищаемом элементе конструкции ЛА;
- получение минимальной взлетной массы ПОС;
- расположение источников энергии относительно защищаемых поверхностей;
- последствия отказа ПОС и т.п.



Все эти факторы тесно взаимосвязаны, поэтому, прежде чем окончательно выбрать тип и рабочие характеристики ПОС, требуется тщательная их комплексная оценка.

### 1.3.7. ПОС силовых установок. ПОС воздухозаборников и ГТД

К ПОС воздухозаборников и двигателей предъявляют особо жесткие технические требования. В частности, защита от обледенения должна быть обеспечена в большем диапазоне температур окружающей среды (до  $-40^{\circ}\text{C}$ ) и более высокой влажности (в 1,7 раза выше, чем для несущих поверхностей). Для своевременного включения ПОС при обледенении на входе каждого воздухозаборника устанавливают автономные сигнализаторы обледенения, обеспечивающие автоматическое включение ПОС всех воздухозаборников и двигателей при срабатывании хотя бы одного из сигнализаторов. ПОС также может быть включена с пульта управления вручную заблаговременно, например, до входа в облачность.

ПОС силовых установок практически работают в каждом полете и по средней продолжительности работы в 3...5 раз превышают ПОС планера.

Для защиты от обледенения воздухозаборников и двигателей в основном применяют ПОС непрерывного действия.

Размеры защищаемой поверхности воздухозаборников в значительной степени зависят от конструкции входной части и конфигурации передней кромки, радиуса ее затупления, а также условий работы воздухозаборника (рис. 1.33).

Рис. 1.33. Траектории движения капель на входе воздухозаборника и зоны защиты обечайки: а - дозвукового воздухозаборника; б - сверхзвукового воздухозаборника



Наряду с входной частью воздухозаборников на современных ЛА происходит защита обтекателей, лопаток входного направляющего аппарата (ВНА), рабочих лопаток первой ступени компрессора.

Для защиты ГТД от обледенения широко применяют воздушно-тепловые и электротепловые ПОС.

На рис. 1.34 приведена типовая схема воздушно-тепловой ПОС воздухозаборника и ТРД. Горячий воздух отбирается от компрессора двигателя с  $t_{\text{вх}} \leq 170^{\circ}\text{C}$  и давлением около 0,3 МПа.

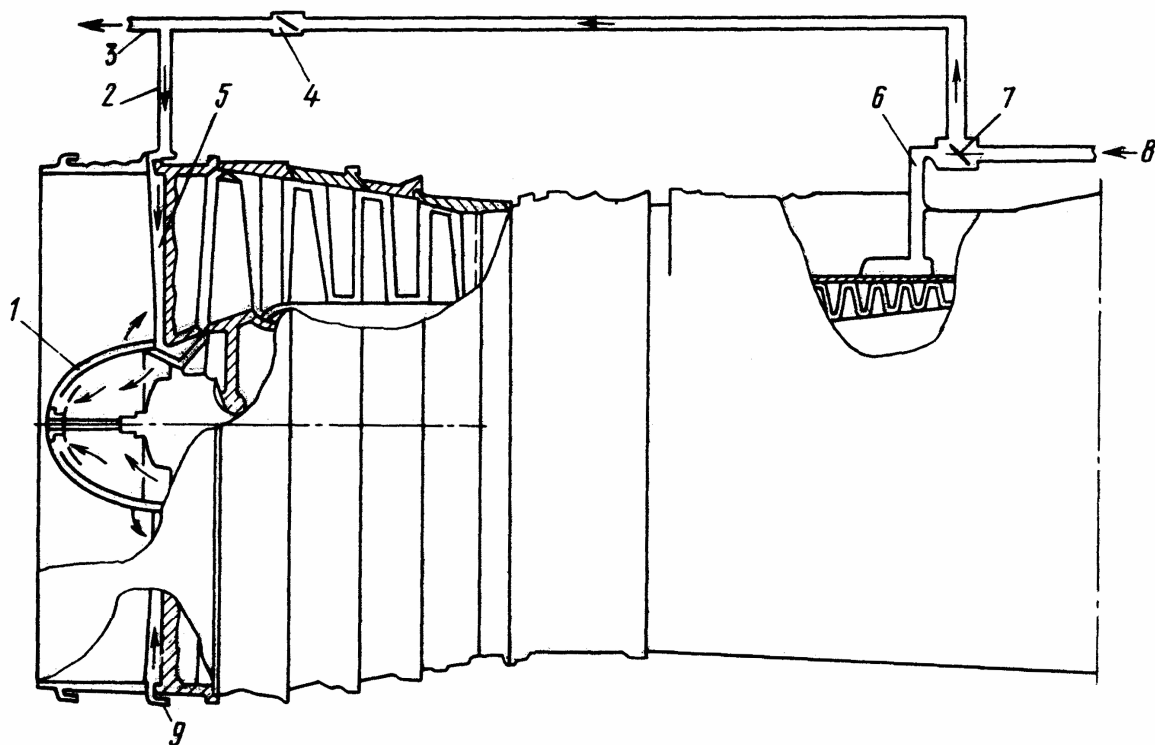


Рис. 1.34. Воздушно-тепловая ПОС ТРДД: 1 - рабочий канал обтекателя; 2 - трубопровод подачи горячего воздуха к лопаткам I каскада ВНА и обтекателю; 3 - то же к воздухозаборнику; 4 - заслонка с электроприводом дистанционного управления; 5 - рабочий канал ПОС в носовой части лопатки I каскада ВНА; 6 - трубопровод отбора воздуха от V ступени компрессора; 7 - распределительная заслонка с электроприводом; 8 - трубопровод отбора воздуха за XI ступенью компрессора; 9 - распределительный коллектор горячего воздуха

В конусе воздухозаборника (рис. 1.35) горячий воздух, проходя вдоль распределительного канала 1, расположенного в верхней части конуса, распределяется по рабочим каналам 2 и выбрасывается

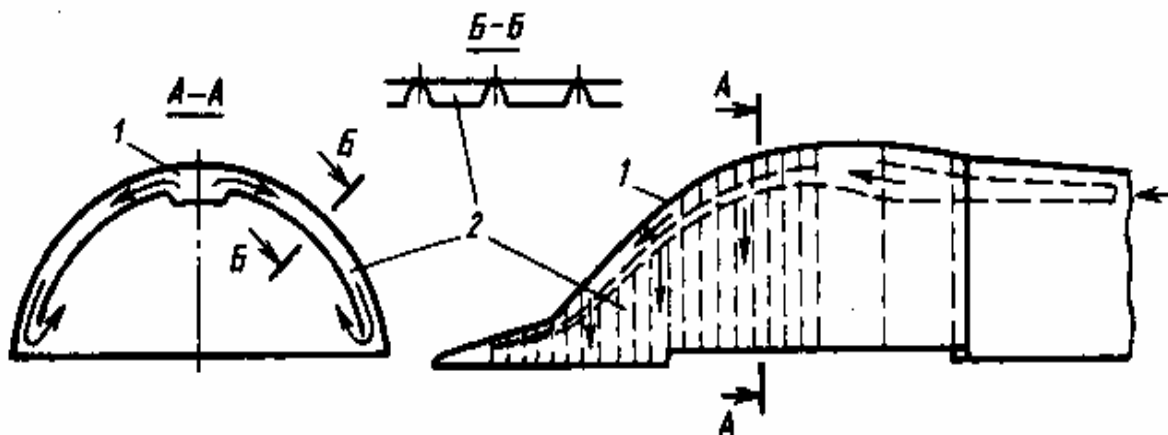


Рис. 1.35. Воздушно-тепловой противообледенитель конуса воздухозаборника: 1 - распределительный канал; 2 - рабочий канал

внутри конуса. В воздухозаборнике с острой кромкой (рис. 1.36) горя-

чий воздух из распределительного канала 5 через каналы подачи 4 поступает в рабочие каналы 3 с перегородками, которые повышают эффективность теплоиспользования горячего воздуха, и выбрасывается через отверстия 1.

Рис. 1.36. Схема рабочей части воздушно-тепловой ПОС сверхзвукового воздухозаборника: 1 - отверстия для выброса воздуха; 2 - носок воздухозаборника; 3 - рабочий канал; 4 - канал подачи горячего воздуха; 5 - распределительный канал

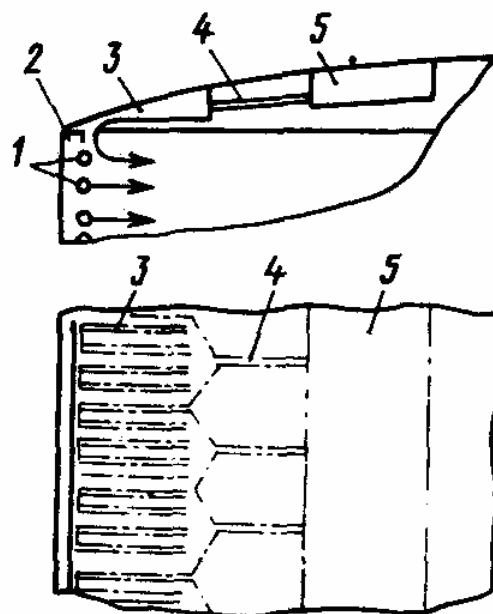
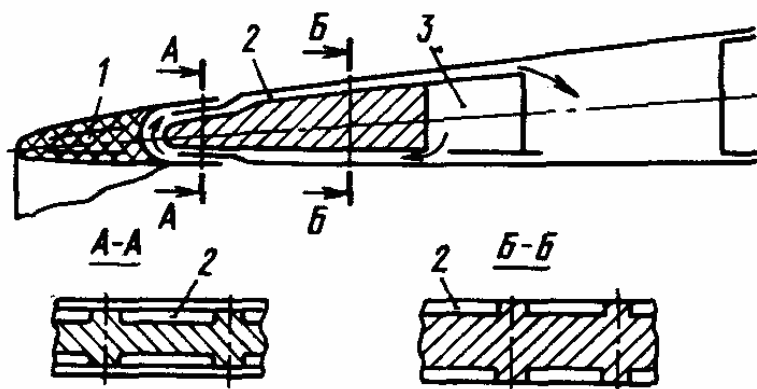


Рис. 1.37. Комбинированная электро- и воздушно-тепловая ПОС воздухозаборника: 1 - НЭ; 2 - рабочий канал; 3 - кольцевой распределительный канал



Представляет интерес комбинация в ПОС электротеплового и воздушно-теплого методов (рис. 1.37). В носовой части воздухозаборника у передней кромки в специальных канавках уложены электрические НЭ в виде лент из коррозионно-стойкой стали. За ними расположены каналы. Горячий воздух из кольцевого распределительного канала 3 поступает в нижний рабочий канал 2, обогревает внутреннюю обшивку воздухозаборника, затем в носовой части поворачивается на  $180^\circ\text{C}$ , проходит систему верхних рабочих каналов 2 и отводится во второй кольцевой канал.

Широкое применение воздушно-тепловых ПОС для защиты силовых установок от обледенения обусловлено близостью источника горячего воздуха, сравнительной простотой конструкции и надежностью систем.

### 1.3.8. ПОС воздушных винтов

Особенностью защиты воздушного винта (лопастей и обтекателя) является необходимость передачи больших мощностей с планера на вращающееся тело и с втулки винта на лопасть, угол которой в полете меняется в диапазоне  $90^\circ$ .

Конструктивно элементы воздушного винта имеют малые геометрические размеры, внутри лопасти отсутствуют свободные объемы.

Воздушные винты можно защищать либо предотвращением обледенения защищаемой поверхности, либо периодическим удалением образовавшегося льда. При работе циклических ПОС на лопастях воздушного винта допускается толщина льда не более 3 мм.

Для защиты воздушных винтов в подавляющем большинстве случаев применяют электротепловые ПОС, в основном циклического действия. Это объясняется сравнительной простотой передачи электрической энергии на вращающийся винт, компактностью НЭ, а также высоким КПД системы и эффективностью защиты. Циклический режим работы системы не только дает известную экономию энергии, но и повышает эффективность защиты: благодаря значительным центробежным силам лед сбрасывается с элементов винта, как только уменьшается сила сцепления с поверхностью.

На рис. 1.38 представлена принципиальная схема электротепло-

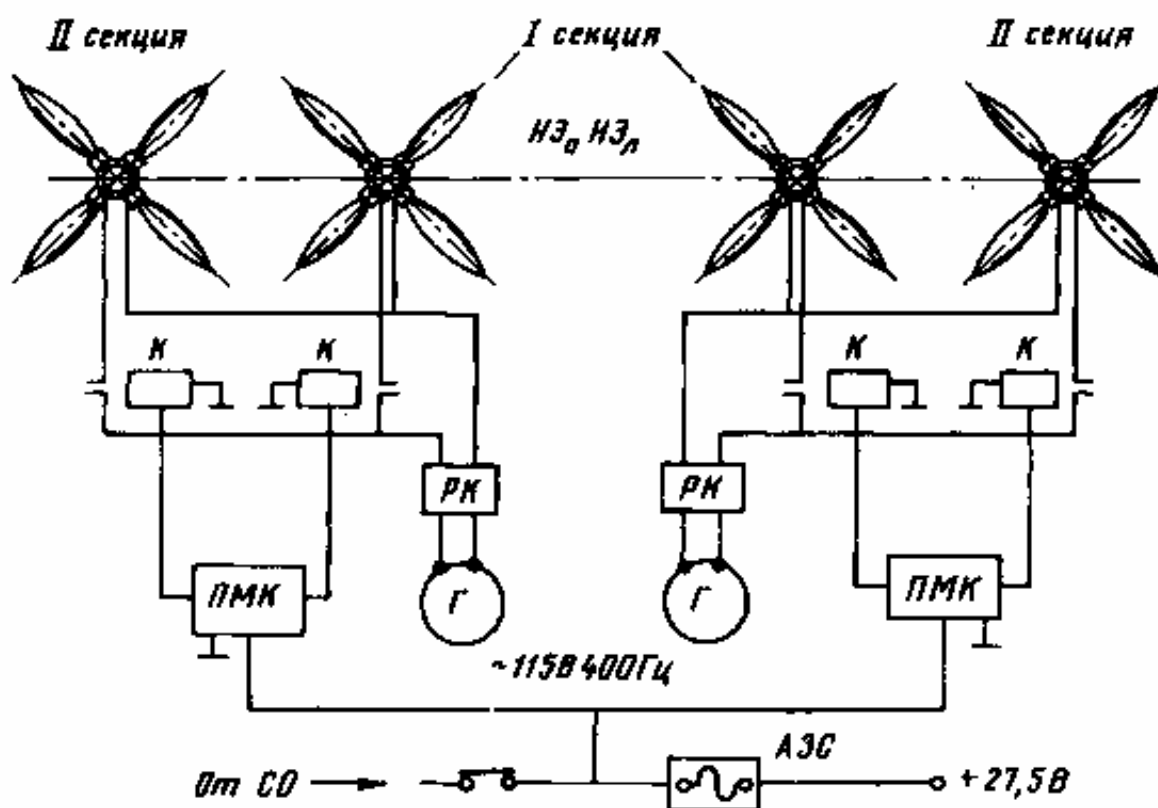


Рис. 1.38. Принципиальная схема электротепловой ПОС циклического действия:  $НЭ_л$  и  $НЭ_0$  - нагревательные элементы лопасти и обтекателя; К - контактор; РК - распределительная коробка; ПМК - программный механизм коммутационный

вой ПОС циклического действия для самолета с четырьмя ТВД. Противообледенительная система имеет две поочередно включаемые секции, в каждую из которых входят по два симметрично расположенных винта диаметром 4,5 м.

Потребляемая мощность ПОС при двух секциях в расчетном режиме составляет 13...16 кВт. Управление ПОС осуществляется двумя автономными программными механизмами.

Нагревательные элементы укладывают в выфрезерованные углубления и крепят, выдерживая заданный профиль лопасти. Для защиты от механических повреждений и увеличения прочности НЭ закрывают внешней металлической оковкой (рис. 1.39). Толщина пакета НЭ не превышает 2...5 мм. Специфической особенностью НЭ ПОС воздушных винтов является отсутствие тепловых "ножей". Их функцию выполняют центробежные силы.

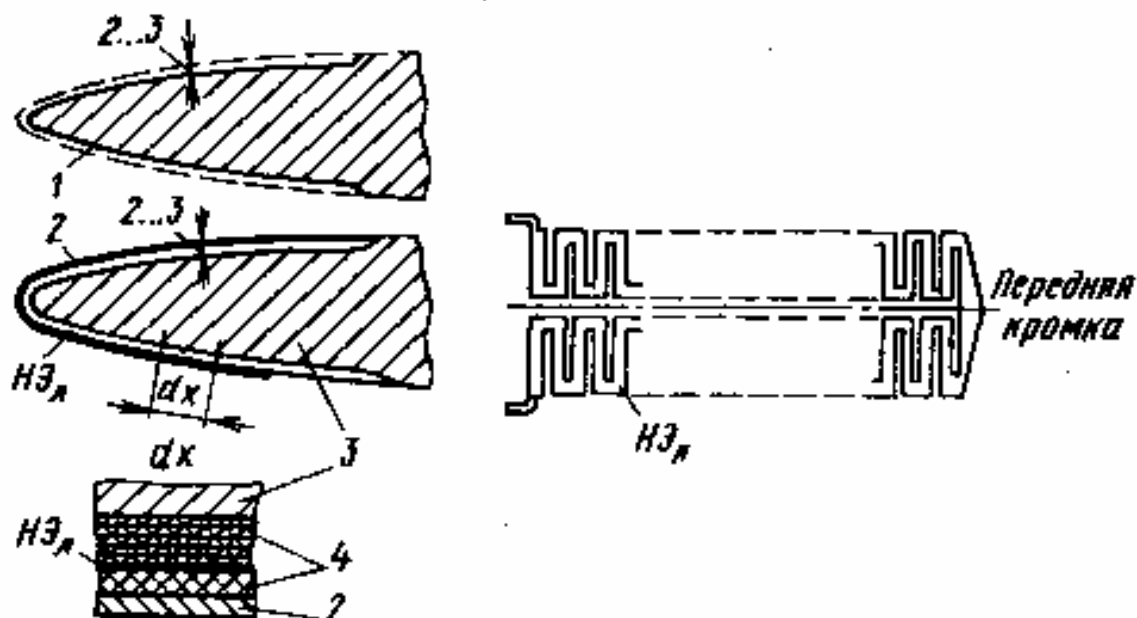


Рис. 1.39. Компонировка пакета НЭ на внешней поверхности лопасти: 1 - отфрезерованное углубление на защищаемой поверхности лопасти; 2 - оковка; 3 - тело лопасти; 4 - внутренняя электротеплоизоляция и наружная электроизоляция

Коллекторный узел для передачи электрической энергии на винт выполнен в виде контактной пары - токоприемных вращающихся вместе с валом винта колец 2 (рис. 1.40) и скользящих по ним токоподводящих неподвижных контактных щеток 1.

Передача электроэнергии с корпуса винта на подвижную лопасть обеспечивается электропроводом, выполненным в виде петли, позволяющей изменять углы поворота лопасти.

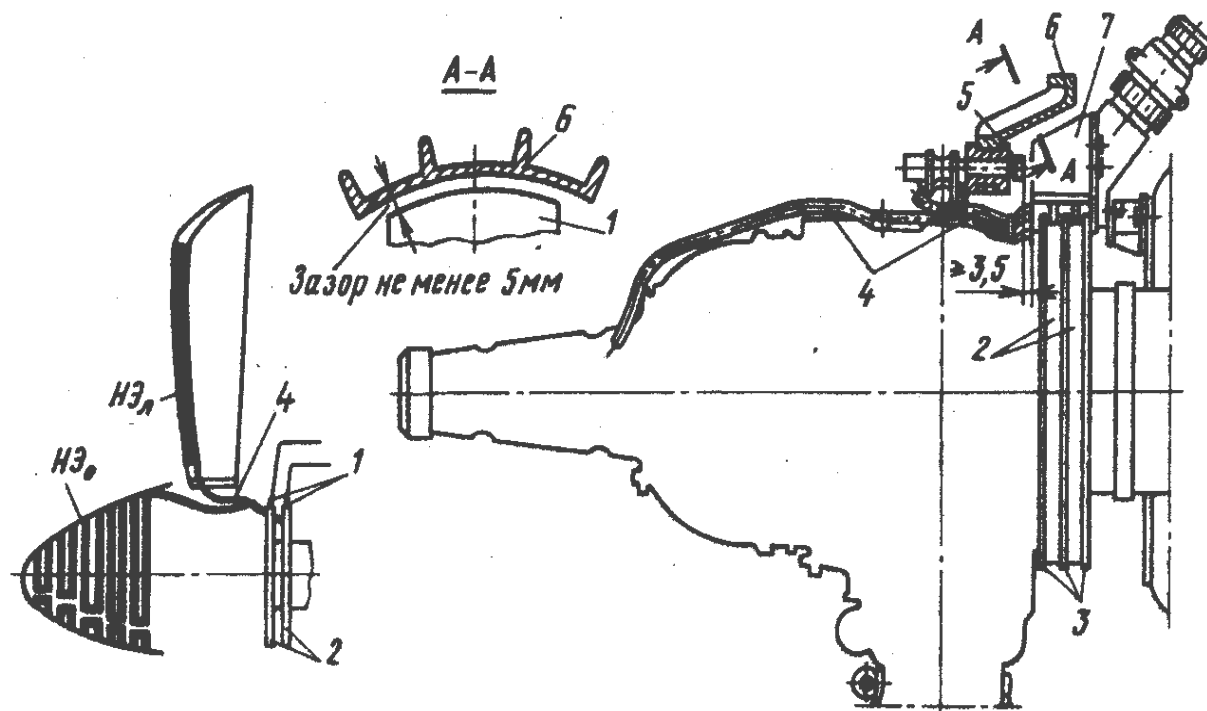


Рис. 1.40. Схема и общий вид коллекторного узла электротепловой ПОС воздушного винта: 1 - контактные щетки; 2 - контактные кольца токоприемника; 3 - текстолитовые изоляционные шайбы; 4 - электропровод НЭ лопасти и обтекателя винта; 5, 6 - узлы крепления заднего диска обтекателя винта; 7 - корпус токосъемника

### 1.3.9. ПОС несущих винтов вертолетов

Определение размеров защищаемой поверхности на лопастях несущего винта вертолета сопряжено с большими трудностями, обусловленными сложностью аэродинамики несущих винтов, возможностью срывов потока на лопастях.

На рис. 1.41 приведена зависимость радиуса обледенения лопастей несущего винта от температуры окружающей среды. Учитывая то, что горизонтальная скорость полета вертолетов невелика, а сам несущий винт имеет небольшие окружные скорости, т.е. кинетический нагрев поверхности не происходит, лопасти несущего винта защищают или по всей длине, или начиная от  $1/3R$  (рис. 1.42).

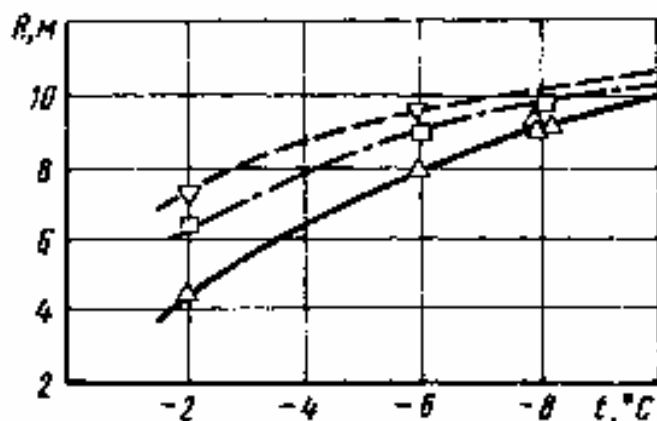


Рис. 1.41. Зависимость радиуса обледенения лопастей несущего винта от температуры окружающей среды:  $\Delta$  - на передней кромке;  $\nabla$  - на верхней поверхности;  $\square$  - на нижней поверхности

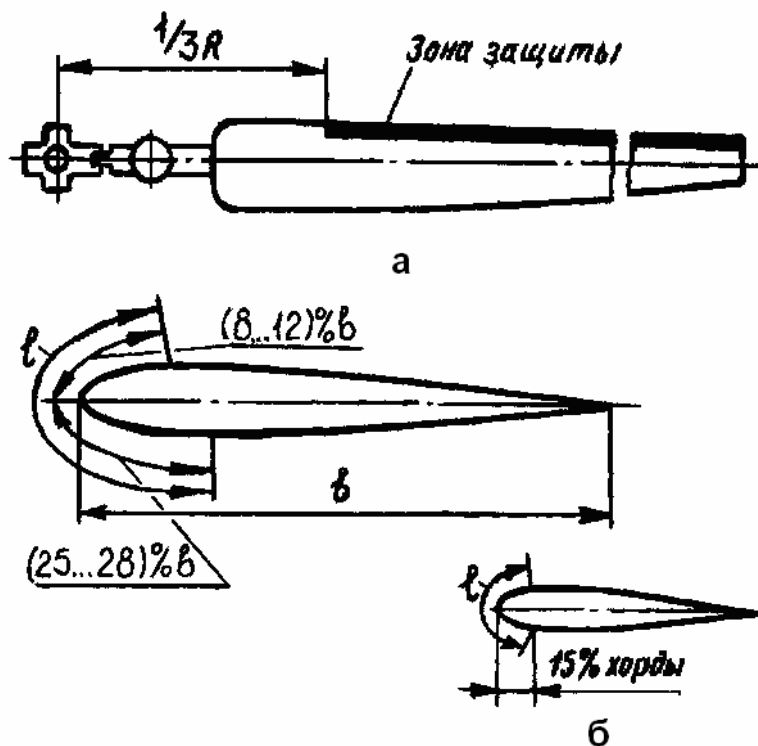


Рис. 1.42. Зоны защиты по длине лопасти несущего винта и хорде: а - лопасти несущего винта; б - лопасти хвостового винта

Носовые части лопастей защищают на верхней поверхности до 8...12% хорды, на нижней поверхности - 25...28% хорды. В случае применения несущих винтов с большими углами атаки или с управляемым пограничным слоем область защиты на нижней поверхности лопасти увеличивается до 30% хорды.

Хвостовые части лопастей у кюля не защищаются из-за трудности установки рабочего элемента системы при малой строительной высоте задней кромки и влияния на центровку лопасти. Чтобы уменьшить обледенение задних кромок лопастей несущего винта, обычно в условиях обледенения ограничивают максимальную скорость горизонтального полета вертолетов.

Зона защиты на лопастях хвостового винта не превышает 15...17% хорды.

Для защиты несущих и хвостовых винтов вертолета наибольшее распространение получили электротепловые ПОС непрерывного и циклического действия. Воздушно-тепловые ПОС для защиты несущих винтов не применяют в основном из-за сложности распределения горячего воздуха вдоль лопастей.

Устройство противообледенителя и НЭ лопасти несущего винта представлено на рис. 1.43 и 1.44. НЭ укладывают в канавку, полученную методом химического фрезерования, приклеивают и покрывают слоем резины.

Для передачи электрической энергии от бортовых источников питания на НЭ лопастей несущего винта используют коллекторный токосъемник.

Питание электротепловой ПОС несущего винта осуществляют от сети трехфазного переменного тока напряжением 208 В и частотой 400 Гц.

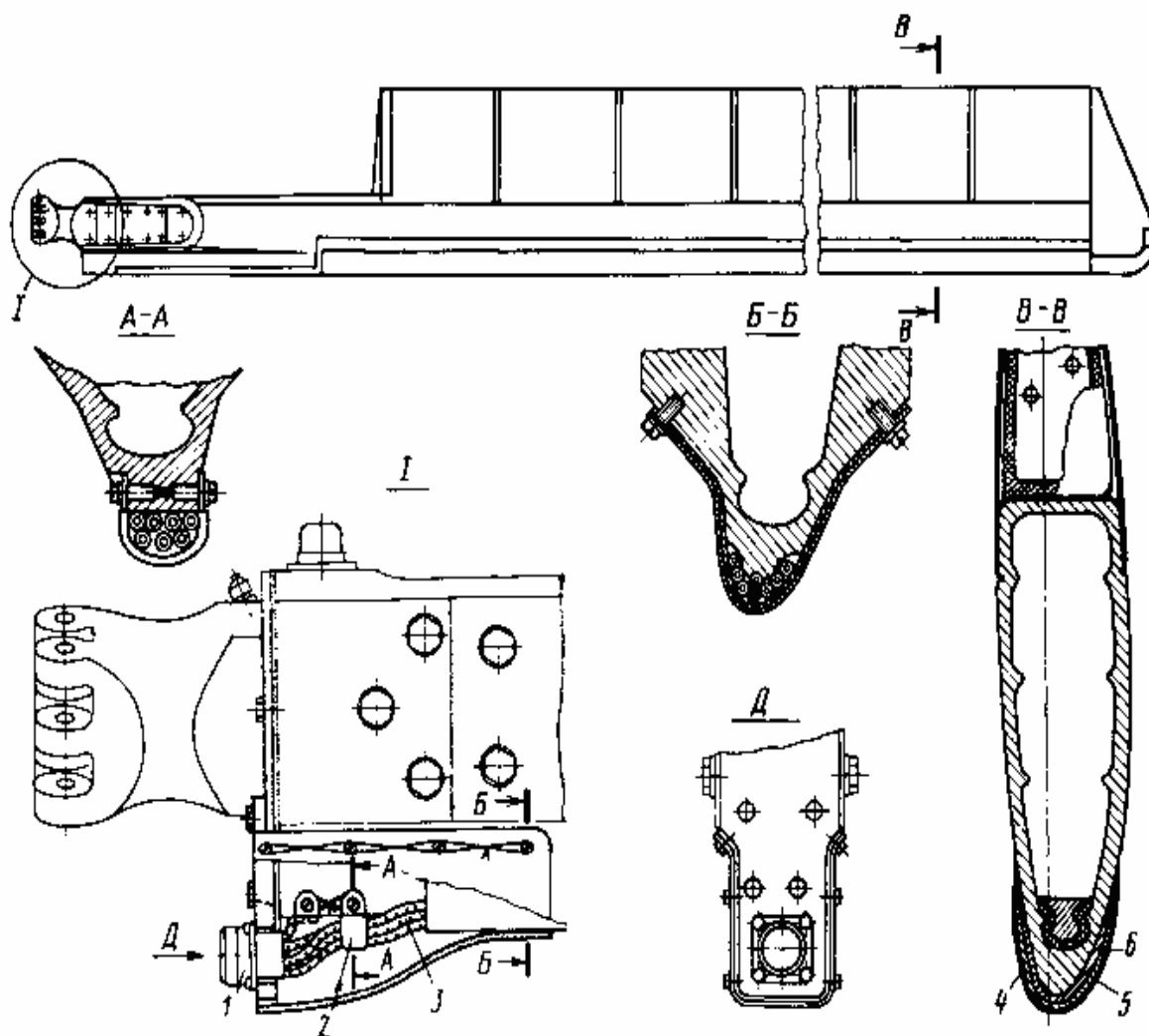


Рис. 1.43. Устройство рабочей части электротепловой ПОС лопасти несущего винта: 1 - штепсельный разъем; 2 - стяжной хомут; 3 - силовые электропровода; 4 - пакет НЭ; 5 - металлическая оковка; 6 - слой резины

Для экономии энергии при относительно большой защищаемой площади применяют электротепловые ПОС циклического действия. При работе системы необходимо обеспечить полное и достаточно быстрое сбрасывание льда, чтобы предотвратить разбалансировку винта.

Для уменьшения асимметричного сбрасывания льда и предотвращения образования "барьерного" льда следует применять весьма большие удельные мощности (свыше  $20 \text{ кВт/м}^2$ ) и минимальное время нагревания.

В зависимости от условий полета вертолета и интенсивности обледенения автоматически изменяются время нагрева и время охлаждения секций.

Устройство рабочей части ПОС с двумя секциями на лопастях хвостового винта показано на рис. 1.45.



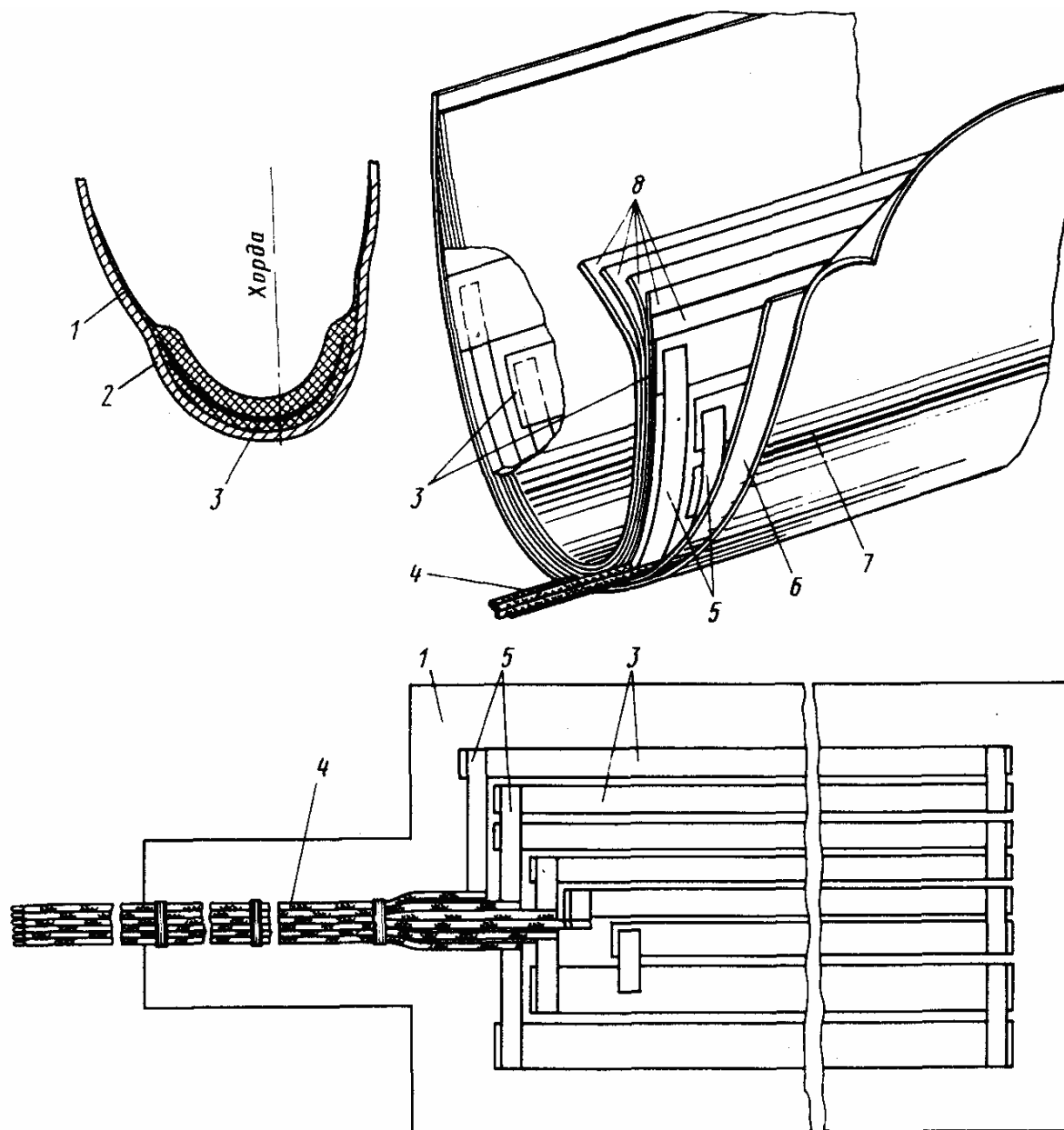


Рис. 1.44. НЭ лопасти несущего винта: 1 - поверхностный слой резины; 2 - внешний вид пакета; 3 - НЭ; 4 - силовой электропровод; 5 - токораспределительные шины; 6, 7 - внешний слой электроизоляции; 8 - внутренний слой электротеплоизоляции

### 1.3.10. ПОС смотровых стекол

Прозрачность смотровых стекол кабины экипажа может быть нарушена при полете в среде с переохлажденными каплями воды, в условиях дождя, снегопада, при запотевании и обледенении стекол с внутренней стороны вследствие высокой влажности воздуха в ГК.

Наряду с обычными требованиями к ПОС смотровых стекол предъявляют дополнительные требования: рабочие элементы ПОС не должны снижать прозрачность и уменьшать механическую прочность остекления.

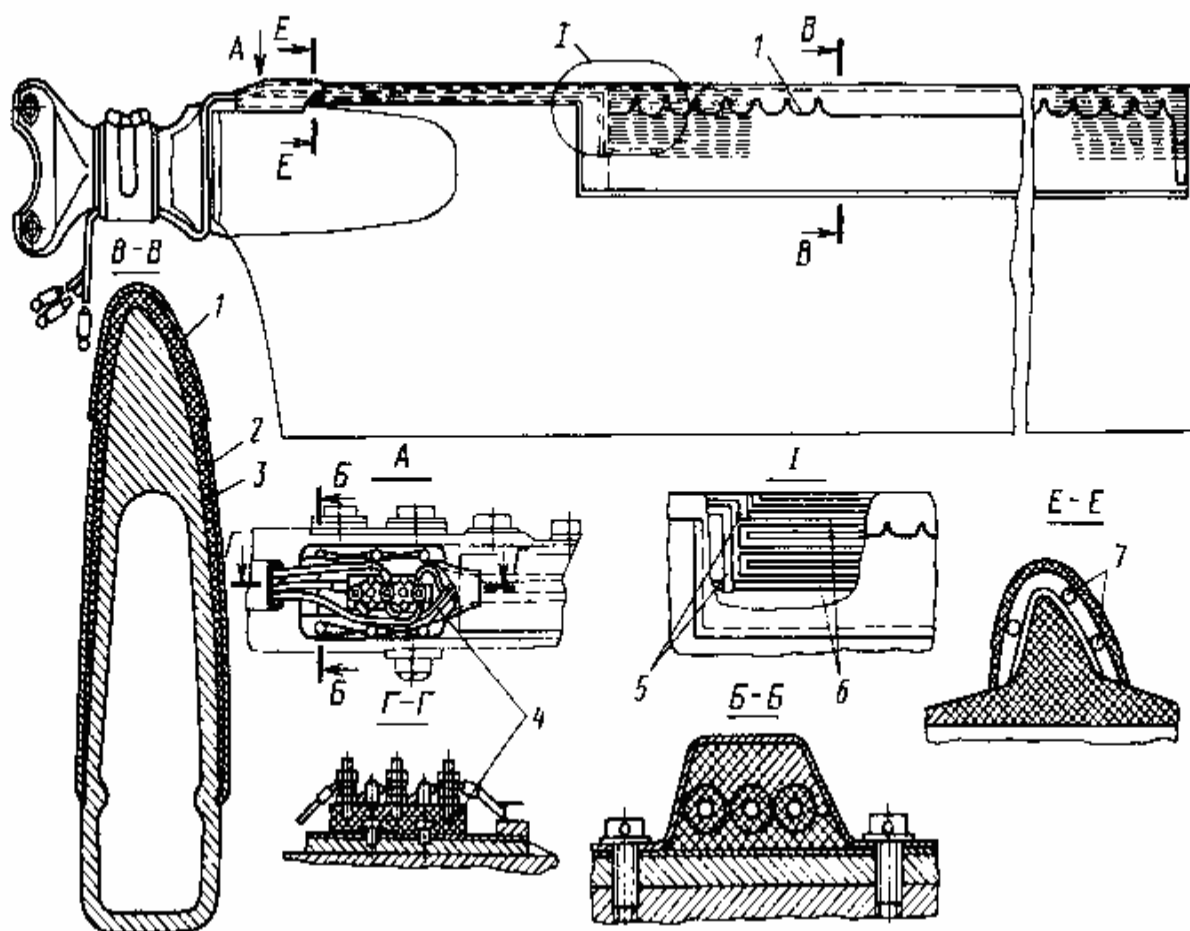


Рис. 1.45. Устройство рабочей части электротепловой ПОС хвостового винта: 1 - металлическая оковка; 1 - слой резины; 3 - изолирующий пакет с НЭ; 4 - клеммная колодка; 5 - соединительные шины; 6 - НЭ; 7 - силовые электропровода

Лобовые стекла фонарей современных самолетов состоят из трех и более слоев: внешний слой из кварца (силикатного стекла) служит для защиты от воздействия высоких температур, промежуточный слой - прочный (несущий) из алюмосиликатного стекла - выдерживает температурные перепады от  $+200$  до  $-80^{\circ}\text{C}$ , внутренний изготавливают как из силикатного, так и органического стекла. Слои склеивают между собой эластичными прослойками (например, из поливинилбутирола), которые одновременно повышают ударную прочность стекла и служат тепловой изоляцией.

Наиболее эффективным способом защиты смотровых стекол от обледенения и запотевания является тепловой.

Применяют в основном электротепловые системы. Наряду с ними дополнительно используют воздушно-тепловые ПОС для борьбы с запотеванием и обледенением внутренних поверхностей стекол, а также жидкостно-химические в сочетании с механическими системами при посадке в условиях дождя или снегопада (рис. 1.46).

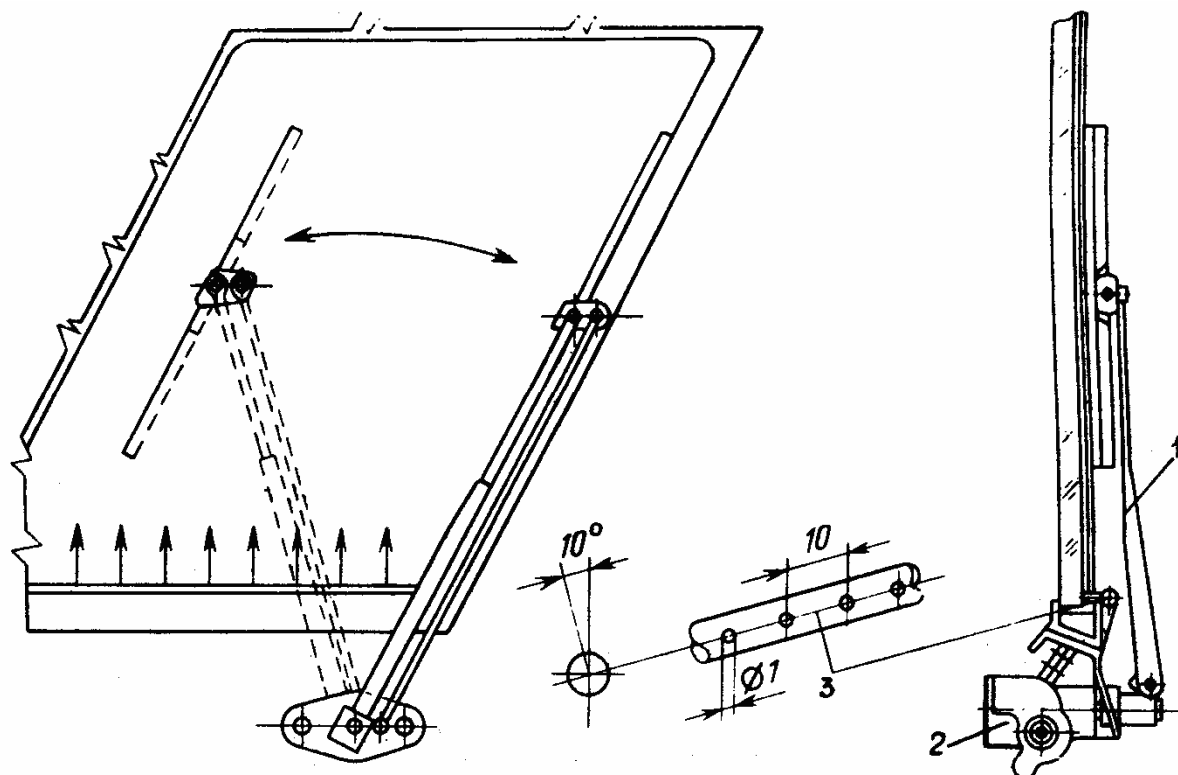


Рис. 1.46. Жидкостно-химическая и механическая ПОС лобового стекла: 1 - "дворник"; 2 - гидропривод "дворника"; 3 - распределительный коллектор жидкости

В электротепловой ПОС в качестве токопроводящего элемента применяют пленки из окиси олова или металлические из сплава золота и висмута. Пленку наносят на внутреннюю поверхность внешнего стекла методом газопламенного напыления (рис. 1.47).

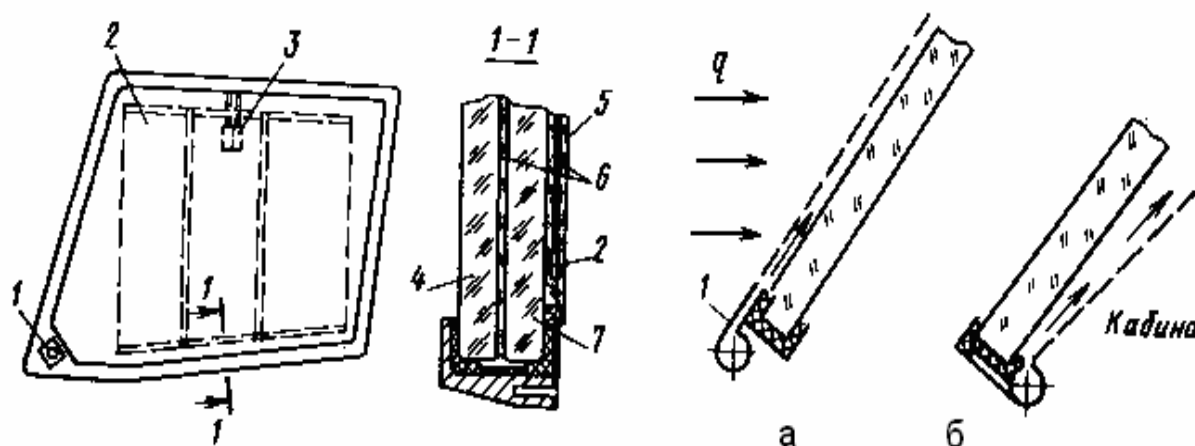


Рис. 1.47. Электротепловой противообледенитель лобового стекла и струйная защита стекол от обледенения и запотевания: 1 - штепсельный разъем; 2 - НЭ - токопроводящая пленка; 3 - термодатчик; 4 - внутренняя панель стекла; 5 - внешняя панель; 6 - склеивающий слой; 7 - средняя панель стекла; а - защита наружной поверхности стекла; б - защита внутренней поверхности стекла

Оксидные пленки обладают большим удельным сопротивлением и поэтому требуют питания повышенным напряжением 208 В и частотой 400 Гц, металлические пленки - обычным бортовым напряжением 27 В.

При струйной защите смотровых стекол (см. рис. 1.47) горячий воздух подается на наружную поверхность лобового стекла (вариант "а") из плоского сопла, расположенного перед передней кромкой стекла. При этом создается воздушный заслон набегающему потоку, оказывающий механическое и тепловое воздействие на капли воды. Система может быть использована как для защиты от обледенения, так и для улучшения видимости через остекление при полетах в дождь. Основным недостатком, препятствующим широкому распространению струйной защиты смотровых стекол от обледенения внешней поверхности, является большой расход горячего воздуха.

Струйную защиту остекления с внутренней поверхности (вариант "б") широко применяют для защиты от запотевания, когда ПОС выключена. Горячий воздух в коллектор подается от СКВ и имеет сравнительно небольшую температуру.

Как уже отмечалось, для обеспечения видимости через остекление в условиях дождя и снегопада при посадке или взлете применяют комбинированную (жидкостно-химическую и механическую) систему (см. рис. 1.46). В качестве рабочей жидкости используют спирт, который подают под давлением 0,125...0,13 МПа в распределительный коллектор. Одновременно с подачей рабочей жидкости на защищаемой поверхности осуществляется равномерное движение специальных скребков "дворников", механически удаляющих избыток жидкости. Принцип работы системы основан на понижении температуры замерзания смеси спирта и осаждающихся переохлажденных водяных капель и механическом удалении ее с защищаемой поверхности. Система в основном профилактическая, т.е. малоэффективная при обледенении. Ей свойственны недостатки: зависимость времени действия от запаса рабочей жидкости, некоторое ухудшение видимости через остекление при работе системы, пожарная опасность.

## **1.4. Элементы расчета противообледенительных систем**

### **1.4.1. Эксплуатационные требования к противообледенительным системам**

Летные качества и конструкция самолета должны обеспечивать безопасность полетов в условиях обледенения на всех эксплуатационных высотах и скоростях. Самолет должен быть защищен от обледенения в диапазоне температур наружного воздуха от 0 до -30°С при влажности от 0,8 до 0,2 г/м<sup>3</sup> на высотах 5000 - 9500 м.

При работе ПОС нормы летной годности предусматривают возмож-

ность сохранения остаточных льдообразований на отдельных элементах планера, однако такие образования не должны оказывать неблагоприятное влияние на летно-эксплуатационные характеристики самолета и двигателей. Агрегаты самолета, обледенение которых может привести к опасности ситуации, должны быть защищены от обледенения и в случае отказа силовой установки.

Для предупреждения экипажа об обледенении и для своевременного включения ПОС на самолете должны быть установлены сигнализатор обледенения двигателя и сигнализатор или сигнализатор-интенсиметр обледенения планера. Сигнализаторы или сигнализаторы-интенсиметры обледенения должны выдавать сигнал о наличии обледенения одновременно с визуальным обнаружением льда на поверхности самолета и обеспечивать сигнализацию об обледенении (или интенсивности) в течение всего времени полета в условиях обледенения. Автоматическое управление ПОС должно обеспечиваться по сигналу сигнализатора обледенения. При этом обязательно должна сохраняться возможность ручного включения ПОС в работу.

Конструкция ПОС должна позволять проверку ее исправности на земле, а также контроль за ее работой в полете. Для членов экипажа днем и ночью должна быть обеспечена возможность контроля наличия льда на наиболее ответственных частях самолета, определяемых требованиями к конкретному типу самолета.

Эксплуатация ПОС в условиях обледенения не должна вызывать изменения летных характеристик самолета, создавать помехи в работе навигационного и радиотехнического оборудования, превышающие допустимый уровень, а также вызывать отказ других систем самолета. Эксплуатация ПОС планера и двигателей должна обеспечиваться на всех эксплуатационных режимах работы двигателей.

Самолеты, имеющие не защищенные от обледенения отдельные участки несущих поверхностей и другие элементы конструкции, должны пройти летные испытания в условиях обледенения с целью обеспечения безопасности полетов.

Соответствие самолета требованиям ЕНЛГС к ПОС должно быть подтверждено расчетами, стендовыми и трубными испытаниями, а также летными испытаниями в «сухом» воздухе и в контролируемых условиях естественного и искусственного обледенения.

#### **1.4.2. Расчет массы конденсирующейся воды**

Обледенение ЛА связано с наличием в атмосфере переохлажденной капельно-жидкой воды, когда развитие обледенения ЛА происходит в среде, содержащей переохлажденные капли воды, т. е. в условиях сильной облачности, дождя и мокрого снега.

Попадание переохлажденного ЛА в насыщенную парами воды атмосферу является кратковременным, а обледенение ЛА малоинтен-

сивно, поэтому менее опасно. Но такое обледенение может представлять опасность для двигателей. Процесс обледенения может развиваться на двигателях при положительных температурах воздуха, например, при 5 и даже 10°C. В этих условиях карбюраторы двигателей внутреннего сгорания обмерзают из-за охлаждающего эффекта при испарении топлива. В воздухозаборниках турбореактивных двигателей при адиабатическом расширении всасываемого воздуха происходят понижение температуры, конденсация капель влаги и замерзание ее.

Появление капельно-жидкой воды связано с охлаждением паров воды, насыщающих атмосферу.

Масса конденсирующейся воды зависит от влажности воздуха и перепада температур при охлаждении и может быть оценена по формуле

$$\Delta M_{к.в} = 2,17 \cdot 10^3 \left( \frac{p_{в.п}}{T_p} - \frac{p_t}{T_p} \right),$$

где  $p_{в.п}$  - исходное парциальное давление водяных паров при температуре до охлаждения  $t_0$ ;  $T_p$  - температура точки росы;  $p_t$  - парциальное давление насыщающих паров воды при температуре до охлаждения.

Давление насыщающих паров надо льдом меньше, чем над водой, поэтому начавшееся обледенение происходит с возрастающим теплом. Значение  $p_{в.п}$  вычисляют из соотношения

$$p_{в.п} = \frac{\varphi}{100} p_t,$$

где  $\varphi$  - относительная влажность воздуха.

Парциальное давление  $p_t$  определяют по температуре паровоздушной смеси  $t$  (рис. 1.48).

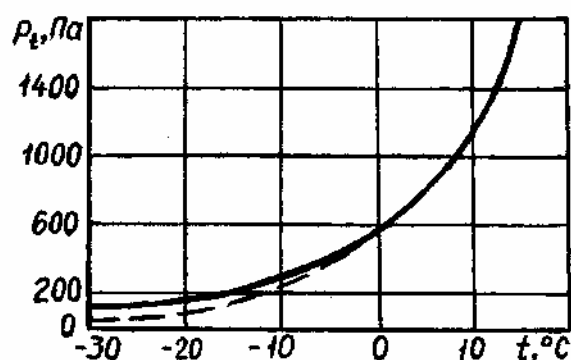


Рис. 1.48. Зависимость парциального давления от температуры паровоздушной смеси

Даже при сравнительно умеренной влажности воздуха при его охлаждении может выделиться существенное количество влаги. Например, масса воды, выделившаяся из 1 м<sup>3</sup>, при влажности воздуха  $\varphi = 60\%$  и охлаждении его от 15 до 0°C будет такой:

$$\Delta M_{к.в} = 2,17 \cdot 10^3 \left( \frac{\rho_{в.п}}{T_p} - \frac{\rho_t}{T_t} \right).$$

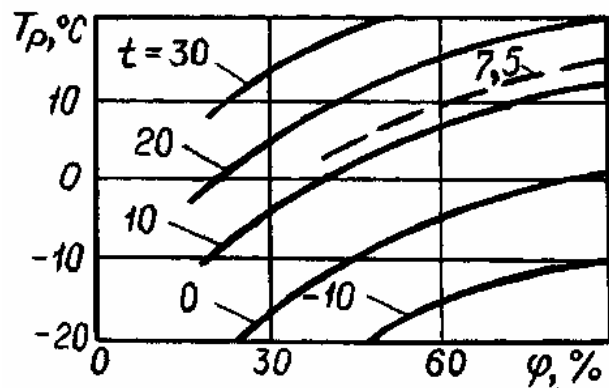
Исходное давление насыщенных паров рассчитывают следующим образом:

$$\rho_{в.п} = \frac{60}{100} \cdot 1720 = 1032 \text{ Па.}$$

Температуру точки росы  $T_p$  определяют по рис. 1.49. Переход к градусам Кельвина выполняют по формуле

$$T_p = 273 + 7,5 = 280,5 \text{ К.}$$

Рис. 1.49. Зависимость температуры точки росы от влажности воздуха



Тогда масса конденсирующейся воды

$$\Delta M_{к.в} = 2,17 \cdot 10^3 \left( \frac{1032}{280,5} + \frac{610}{273} \right) = 3,14 \text{ г/м}^3.$$

Абсолютная влажность среды оценивается массой водяного пара  $M_{в.п}$ , содержащейся в единице объема, согласно выражению

$$M_{в.п} = \frac{R_{\rho_{в.п}}}{R_{в.п} \rho V} = 0,622 \frac{\rho_{в.п}}{T} \rho,$$

где  $V$  - объем пара.

Относительную влажность определяют как отношение

$$\varphi = \frac{M_{в.п}}{M_{\ell}} \cdot 100\%, \text{ или } \varphi = \frac{\rho_{в.п}}{\ell} \cdot 100\%,$$

где  $M_{\ell}$  - масса насыщенного водяного пара при заданной температуре.

Масса воды, конденсирующейся при охлаждении пара до точки росы,

$$\Delta M = 2,17 \cdot 10^{-3} \left( \frac{\rho_{в.п}}{T_p} - \frac{\rho_t}{T_t} \right).$$

Выделившаяся вода в капельно-жидком состоянии может сохраняться в переохлажденном состоянии до значительных отрицательных температур.

Такое состояние капель особенно характерно для аэрозолей высокой дисперсности. Например, капли размером от 15 до 20 мкм сохраняются в жидком состоянии до температур порядка  $-20^{\circ}\text{C}$ . Более крупные капли уже при такой температуре начинают замерзать, при дальнейшем охлаждении процесс кристаллизации ускоряется, и практически уже при  $t = -40^{\circ}\text{C}$  заканчивается вымораживание воды в аэрозолях. Поэтому при температурах ниже  $-40^{\circ}\text{C}$  процесс обледенения невозможен, хотя в экстремальных условиях иногда удается сохранить в переохлажденном состоянии одиночные капли воды до  $t = -72^{\circ}\text{C}$ . Чаще всего процесс развития обледенения наблюдается в диапазоне температур от 0 до  $-15^{\circ}\text{C}$ . На температурный диапазон начала развития обледенения влияет скорость полета ЛА, причем с ростом скорости процесс обледенения происходит при более низких температурах наружного воздуха.

На развитие обледенения ЛА оказывает влияние насыщенность воздуха капельной жидкой фазой, называемой водностью.

Вероятность появления условий для существования аэрозоли с водностью  $\omega$  зависит от температур наружного воздуха (рис. 1.50). С понижением температуры при заданном уровне вероятности существование условий водности снижается. Расчетные условия водности для ЛА в пределах СССР задаются с вероятностью  $p_0$  появления этих условий, равной 0,5%.

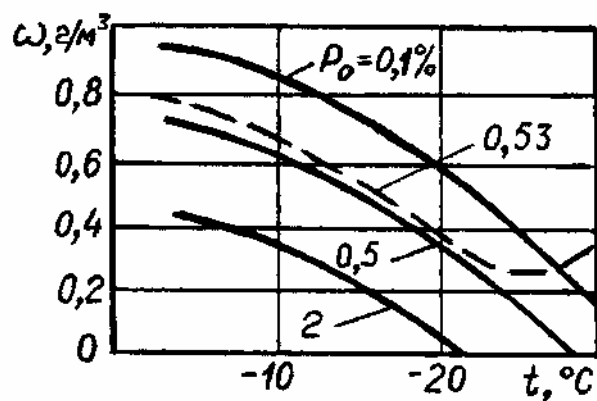


Рис. 1.50. Зависимость водности от температуры наружного воздуха

Расчет ПОС выполняют в зависимости от температуры наружного воздуха, нормируемой водности, высоты полета  $H$ , протяженности зон обледенения  $L$ , диаметра капель  $d_k$  жидкой водной фазы.

Размер капель водной фазы предопределяет размер зоны обледенения составных частей ВС, характер и структуру льда. Например, капли воды крупных размеров порядка 1000 мкм плохо обтекают профили крыла, оперения и образуют наросты льда вблизи ребер атаки. Мелкие капли заносятся воздушным потоком дальше по хорде, расширяя зону обледенения.



### 1.4.3. Расчетные условия для проектирования противообледенительной системы

Для ПОС ЛА задают параметры, которые являются критериями при выполнении расчетов при проектировании ПОС (табл. 1.1).

Таблица 1.1

Температура наружного воздуха $t_{н.в}, ^\circ\text{C}$	Водность $\omega, \text{г} / \text{м}^3$	Диапазон высот $\Delta H, \text{км}$	Протяженность зон обледенения $L, \text{км}$
0	0,8	0,5...5	5...10
-10	0,6	0,5...6,2	5...10
-20	0,3	0,5...7,8	5...10
-30	0,2	0,5...9,5	5...10

Для ПОС силовых установок значения расчетных условий приведены в табл. 1.2.

Таблица 1.2

Температура наружного воздуха $t_{н.в}, ^\circ\text{C}$	Водность $\omega, \text{г} / \text{м}^3$	Диапазон высот $\Delta H, \text{км}$	Протяженность зон обледенения $L, \text{км}$
0	2,5	0,5...5	5...10
-10	2,2	0,5...6,2	5...10
-20	1,7	0,5...7,8	5...10
-30	1,0	0,5...9,5	5...10
-40	0,2	0,5...11	5...10

При проведении расчета ПОС значения  $\omega$ , приведенные в табл. 1.1 и 1.2, увеличивают для повышения безопасности полетов в 1,7 раза. В зависимости от вида облачности размер капель жидкой фазы для слоистых облаков выбирают равным 14 мкм, для кучевых облаков - 22 мкм. Размер жидкой фазы воды зависит также от состояния атмосферы. Капли дождя равны 1000 мкм, облака обледенения - 30 мкм, изморози - 200 мкм, мокрого тумана - 100 мкм, мелкого тумана - 10 мкм.

Наибольшее число зафиксированных случаев обледенения ЛА находится в диапазоне температур от 0 до - 16°C. Влияние высоты полета на развитие зоны возможного обледенения показано на рис. 1.51.

Наиболее опасной зоной высот является диапазон от 2 до 6 км, где температура наружного воздуха в зависимости от времени года



Рис. 1.51. Влияние высоты полета на развитие зоны возможного обледенения

может снижаться до  $-30^{\circ}\text{C}$ . Процесс развития обледенения может носить длительный характер по времени, особенно если полет ЛА происходит в условиях кучевых или слоистых облаков, когда размер капель жидкой водной фазы соответственно равен 22 и 14 мкм. Возможность нахождения такого размера капель в переохлажденном состоянии можно оценить по рис. 1.52.

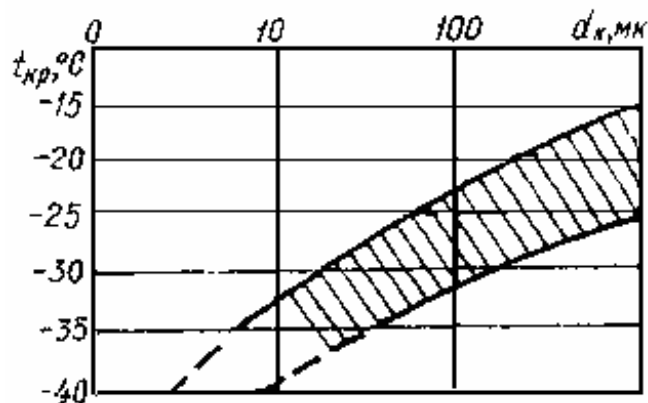


Рис. 1.52. Зависимость температуры кристаллизации от диаметра капель

С уменьшением диаметра капель  $d_k$  температура кристаллизации капель снижается, а значит, опасность развития процесса обледенения ЛА на высотах менее 6 км увеличивается.

Протяженность зоны обледенения  $L$  зависит от значения водности (рис. 1.53).

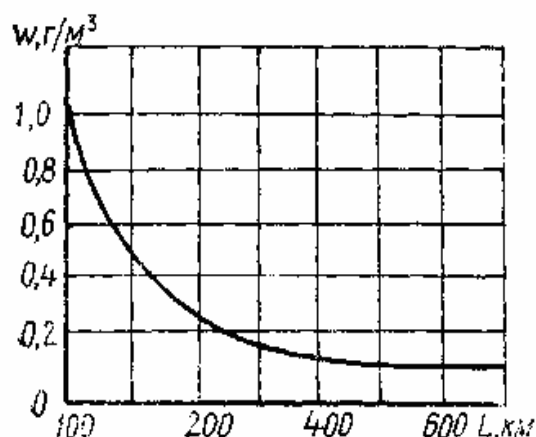


Рис. 1.53. Зависимость протяженности зоны обледенения от значения водности

С уменьшением водности  $\omega$  процесс обледенения охватит большие участки полета, если заблаговременно не покинуть эту зону.

#### 1.4.4. Тепловой расчет тепловой противообледенительной системы

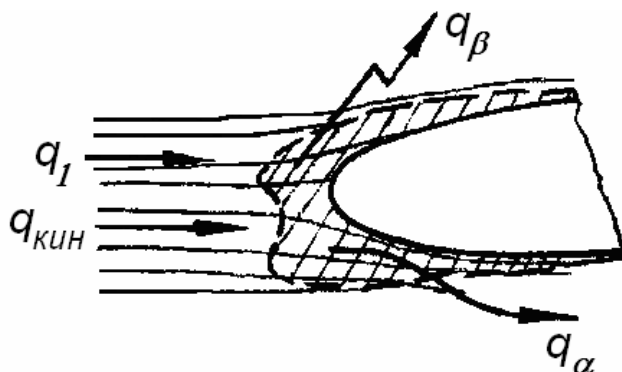
Тепловой расчет систем защиты ЛА от обледенения выполняют на основе анализа теплообмена поверхностей, подвергающихся обледенению или смачиванию за счет улавливаемых капель влаги.

Применительно к несущим поверхностям ЛА согласно рис. 1.54 уравнение теплового баланса можно записать как

$$q = q_{\alpha} + q_{\beta} - q_1 - q_{кин},$$

где  $q$  - удельный тепловой поток, уносимый с несущей поверхности при работе ПОС;  $q_{\alpha}$  - тепловой поток, характеризующий конвективный унос тепла;  $q_{\beta}$  - удельный тепловой поток, уносимый при испарении воды или льда;  $q_1$  - подвод тепла за счет нагрева от трения набегающего воздушного потока,  $q_{кин}$  - тепловой поток, происходящий за счет кинетической энергии капель воды при ударе о несущую поверхность.

Рис. 1.54. Тепловые потоки на несущих поверхностях ЛА



При выполнении оценочных расчетов значениями  $q_1$  и  $q_{кин}$  можно пренебречь, так как их влияние на расчеты незначительно в сравнении с остальными слагаемыми приведенной формулы, которую можно записать следующим образом:

$$q = q_{\alpha} + q_{\beta}.$$

Численное значение теплового потока за счет конвективной теплоотдачи определяют из выражения

$$q_{\alpha} = \alpha(t_n - t_1),$$

где  $\alpha$  - коэффициент теплоотдачи;  $t_n$  и  $t_1$  - соответственно температура на несущей поверхности (обшивке) и температура на внешней поверхности пограничного слоя (ПС).

Для предотвращения образования барьерного льда значение  $t_n$  принимают равным нулю. Значение температуры на внешней поверхности ПС вычисляют по формуле

$$t_1 = t_n + V_0^2 / 2C_p \left( 1 - (V_m / V_0)^2 (1 - r) \right),$$

где  $V_0$  - скорость полета;  $C_p$  - теплоемкость воздуха при постоянном давлении  $p$ ;  $V_m = V_0 \sqrt{1 - \bar{p}}$  - местная скорость воздуха в ПС;  $\bar{p}$  - коэффициент давления на аэродинамическом профиле (распределение  $\bar{p}$  в функции от координаты  $\bar{x}$  показано на рис. 1.55);  $r$  - коэффициент восстановления давления.

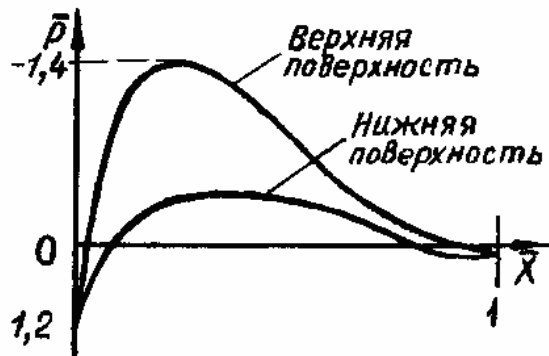


Рис. 1.55. Распределение  $\bar{p}$  в функции от координаты  $\bar{x}$

В зависимости от характера обтекания воздушного потока  $r$  меняется от 0,85 до 0,88. Меньшие значения  $r$  соответствуют ламинарному, а большие - турбулентному течению.

Коэффициент теплоотдачи зависит от характера течения и параметра потока (рис. 1.56).

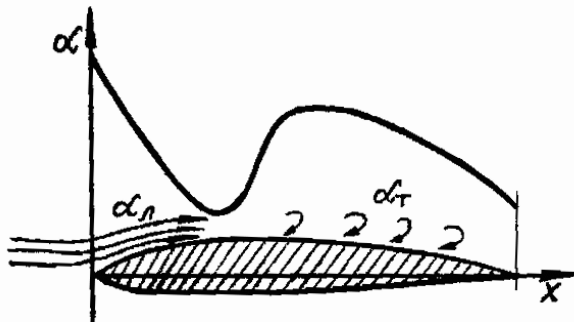


Рис. 1.56. Зависимость коэффициента теплоотдачи от характера течения и параметра потока

При ламинарном течении коэффициент теплоотдачи вычисляют по формуле

$$\alpha_l = 1,4 \cdot 10^3 \frac{C_p \rho V_m}{Pr^{0,66} Re^{0,5}},$$

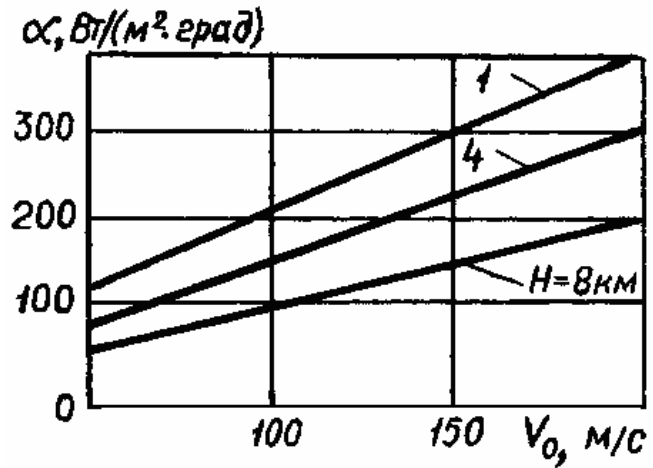
а при турбулентном - из выражения

$$\alpha_t = 1,28 \cdot 10^2 \frac{C_p \rho V_m}{Pr^{0,66} Re^{0,2}},$$

где  $Pr$  - критерий Прандтля, равный 0,72 для воздуха;  $Re = d_k V_0 / \nu$ ;  $d_k$  - диаметр капель воды.

В первом приближении значение  $\alpha$  при выполнении оценочных расчетов можно определять графически (рис. 1.57) в зависимости от высоты  $H$  и скорости  $V_0$ .

Рис.1.57. Зависимость  $\alpha$  от высоты  $H$  и скорости  $V_0$



Численное значение уносимого тепла  $q_\beta$  при испарении воды или льда оценивают по формуле

$$q_\beta = q_{\beta 1} - q_\beta^*,$$

где  $q_{\beta 1} = G_\beta L_\pi$  - теплота испарения;  $G_\beta$  - весовой расход воздуха на один метр площади защищаемой поверхности;  $L_\pi$  - теплота парообразования;  $q_\beta^*$  - тепло, возмещаемое за счет аэродинамического нагрева.

Тепловой поток за счет испарения находят из выражения

$$q_{\beta 1} = 0,622 \frac{\alpha L_\pi}{C_p} \cdot \frac{\ell_\pi - \ell_1}{\rho},$$

где  $\ell_\pi$  - упругость водяного пара при температуре поверхности профиля.

Тепло, возмещаемое за счет аэродинамического нагрева (энергии скоростного напора), вычисляют по формуле

$$q_\beta^* = 0,622 \frac{\alpha_\pi L_\pi}{C_p} \cdot \ell_1^* - \ell_1,$$

где  $\ell_1$ ,  $\ell_1^*$  - упругость водяного пара при температуре пограничного слоя  $t_1$  и температуре поверхности профиля  $t_\pi$ .

Подставив в формулу для определения  $q_\beta$  представленные выше выражения и выполнив преобразования, можно записать

$$q_\beta = \frac{0,622 L_\pi}{C_p} \cdot \frac{\ell_\pi - \ell_1^*}{\rho}.$$

После подстановки  $q_\alpha$  и  $q_\beta$  в формулу для определения  $q$  получают выражение для оценки интенсивности теплового потока, который необходимо подвести в зону, защищаемую ПОС для предотвращения образования льда:

$$q = \alpha(t_n - t_1) + 0,622 \frac{\alpha L_n}{C_p} \cdot \frac{\ell_n - \ell_1^*}{\rho} + 3600 \frac{\beta E V_0 C_\omega}{\ell} (t_n - t_1^*).$$

Последняя формула показывает, что  $q$  зависит от скорости полета, причем с ростом  $V_0$  повышается и температура  $t_1$  из-за кинетического нагрева, что приводит к уменьшению слагаемого  $(t_n - t_1)$ ; параметр  $q(t_n - t_1)$  имеет максимум по скорости, как это следует из рис. 1.58.

Из графика  $q(V_0)$  при  $t_0 = -35^\circ\text{C}$  видно, что расчетной скоростью для ПОС будет  $V_0 = 600 \text{ км/ч}$ . С увеличением высоты полета максимум по скорости смещается влево, что объясняется уменьшением  $\alpha$ . Поэтому при выборе скорости при расчете ПОС расчетным случаем может оказаться переходный режим полета, например, заход ЛА на посадку ( $V_0 = 300 - 500 \text{ км/ч}$ , высота полета  $H = 2 - 3 \text{ км}$  и ниже).

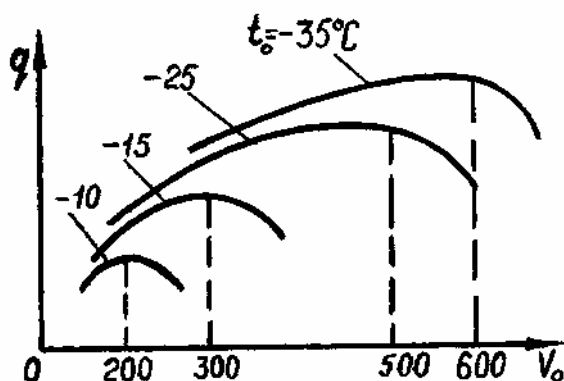


Рис. 1.58. Зависимость удельного теплового потока  $q$  от скорости полета и температуры окружающей среды

Тепловой поток, который необходимо подвести к ПОС, изнутри всегда будет больше, чем поток, вычисленный по формуле для определения  $q$ , из-за неизбежных потерь при теплопередаче. Поэтому  $q$  принято называть внешним тепловым потоком, который обусловлен внешними параметрами обтекания.

При определении потребного расхода горячего воздуха принимают ряд допущений, позволяющих существенно упростить расчет, сохранив уровень точности, достаточный для практических приложений.

Оценочный расчет выполняют на основе следующих допущений:

- режим течения воздушного потока в ПС принимается турбулентным;
- температура защищаемой поверхности постоянна по всей площади ПОС;
- температуру защищаемой поверхности принимают  $t_n \geq 0^\circ\text{C}$ , что позволит исключить образование барьерного льда;

- аэродинамический нагрев защищаемой поверхности не учитывают;
- поверхность, защищаемую от обледенения, принимают в виде плоской пластины общей площадью  $F$ , т. е. считают, что  $V_1 = V_0$ ;
- защищаемая поверхность смочена водой.

С учетом сделанных допущений формулу для внешнего теплового потока записывают в следующем виде:

$$q = \alpha(t_n - t_1) \left[ 1 + \frac{1550}{\rho} \cdot \frac{\ell_n - \ell_0}{t_n - t_0} \right],$$

где  $\alpha = 5,5 \cdot 10^{-4} (p_0 V_0^{0,8} / (0,5F))^{0,2}$  - коэффициент теплоотдачи;  
 $t_n = 0$ ;  $t_0$ ,  $p_0$ ,  $\ell_0$  - параметры набегающего потока на данной высоте.

После определения  $q$  вычисляют потребный расход горячего воздуха:

$$G = \frac{qF}{C_p(t_{вх} - t_{вых})\eta_T},$$

где  $t_{вх}$  - температура горячего воздуха на входе в ПОС, равная половине значения температуры воздуха, отбираемого от компрессора двигателя;  $t_{вых}$  - температура воздуха на выходе из магистрали ПОС в атмосферу;  $\eta_T$  - коэффициент теплоиспользования,

$$\eta_T = \frac{t_{вх} - t_{вых}}{t_{вх} - t_n}.$$

Значения  $\eta_T$  лежат в диапазоне от 0,5 до 0,75, нижнее значение  $\eta_T$  соответствует случаю, когда воздушный поток в магистралях не упорядочен (рис. 1.59, а). В случае применения эжекторов и других конструктивных мероприятий (рис. 1.59, б)  $\eta_T$  соответствует верхнему значению.

Рис. 1.59. Схемы движения воздушного потока в магистралях



Для уменьшения тепловых потерь коммуникации воздухопроводов теплоизолируют, а для исключения термонапряжений в трубопроводах производят установку термокомпенсаторов с шагом, равным 3 м (рис. 1.60).

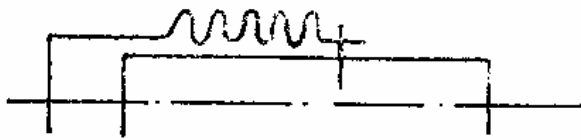


Рис. 1.60. Схема термокомпенсатора

Для поддержания температуры, равномерной по длине крыла (оперения), защищаемого ПОС, подвод горячего воздуха делают в нескольких местах с использованием трубок «пиколло» со сверхкритическим перепадом, что и обеспечивает высокую равномерность нагрева защищаемой поверхности.

#### 1.4.5. Гидравлический расчет противообледенительной системы

Гидравлический расчет ПОС сводится к определению потерь давления  $\Delta p_K$  в магистралях по длине трубопроводов:

$$\Delta p_K = \left( \xi_{вх} + C_f \frac{1}{d_{гид}} \right) \cdot \frac{\rho V_K^2}{2},$$

где  $\xi_{вх}$  - коэффициент потерь на входе (по экспериментальным данным  $\xi_{вх} = 0,5 - 1$ );  $C_f$  - коэффициент трения,  $d_{гид}$  - внутренний диаметр канала;  $V_K$  - скорость движения воздуха в канале.

Падение давления в продольном воздушном канале вдоль передней кромки несущей поверхности можно вычислить согласно выражению

$$\Delta p_K = C_f \frac{\rho V_K^2}{2} \cdot \frac{\ell_T}{d_{гид}},$$

где  $\ell_T$  - длина продольного канала.

Значение коэффициента трения для внутренней обшивки, выполненной гофрированной в первом приближении, определяют, используя формулу для сильно шероховатых труб:

$$C_f = 0,22 / Re_K^{0,22},$$

$$\text{где } Re_K = \frac{V_K d_{гид}}{\nu}.$$

В конструкциях, где поперечные каналы выполнены в виде гладкой двойной обшивки, значение  $C_f$  вычисляют, как для обычных технических труб, по формуле

$$C_f = 0,184 / Re_K^{0,2}.$$

При определении потери давления на прямых участках трубопроводов  $\Delta p$ , подводящих горячий воздух от двигателя к защищаемой



поверхности, используют выражение

$$\Delta p_k = \sum_{i=1}^n \left( \xi + f_1 \cdot \frac{\ell_T}{d_{mp}} \right) \cdot \frac{\rho_i V_i^2}{2},$$

где  $n$  - число прямолинейных участков трубопроводов в распределительной сети;  $\xi$  - коэффициент местных потерь.

Значения  $\xi$  и  $C_f$  на  $i$ -м участке распределительной сети принимают на основании экспериментальных данных, которые приводятся в справочной литературе.

При гидравлическом расчете воздушно-тепловых ПОС, в противообледенителях которых используют эффект трубки «пиколло», нужно, чтобы перепад давления вытекающего воздуха по длине трубопровода был выше критического, для чего статическое давление в трубопроводе должно сохраняться постоянным. Поэтому необходимо, чтобы скорость потока в канале трубопровода была больше, чем в конце, и плавно изменялась по его длине, т.е. трубопровод рассматривают как камеру постоянного статического давления, равного критическому. При этом считают, что при истечении воздуха из отверстий в трубе теряется лишь одно динамическое давление, соответствующее скорости истечения воздуха через отверстие  $V_{отв}$ . Кроме этого, из-за поджатия струи воздуха на входе в отверстие коэффициент потерь на входе  $\xi_{вх} = 0,5$ , а на выходе -  $\xi_{вых} = 1$ . Суммарные потери давления должны быть равны статическому давлению воздуха в трубопроводе:

$$p = 1,5 \frac{\rho V_{отв}^2}{2}.$$

Поскольку считается, что в начале трубопровода скорость истечения больше, чем в конце перед последним отверстием, то для постоянства статического давления по всей длине трубопровода необходимо выполнить условие

$$p = \frac{\rho V_{нач}^2}{2} - \frac{\rho V_{кон}^2}{2} (\sum \Delta p_{тр} + \Delta p_{отв}),$$

где  $\Delta p_{тр}$  - общая потеря давления на трение по длине распределительного трубопровода;  $\Delta p_{отв}$  - потеря давления за счет местных сопротивлений всех отверстий.

Для простоты расчета значения диаметров трубопровода принимают такими, чтобы скорость истечения воздуха после каждого отверстия в стенке трубы уменьшалась на одно и то же значение:

$$\Delta V = \frac{V_{нач} - V_{кон}}{n_{отв}},$$

где  $n_{отв}$  - число отверстий в трубопроводе.

Учет потери давления между соседними отверстиями за счет изме-

нения скорости истечения при делении потока вычисляют по формуле

$$\Delta p_m = 1/3 \frac{(V_{нач} - V_{кон})^2}{n_{отв}} \cdot \frac{\rho}{2}.$$

Поскольку по длине трубопровода имеется число  $n_{отв}$ , то общая потеря давления на местные сопротивления составляет

$$\sum \Delta p_m = 1/3 n_{отв} (V_{нач} - V_{кон})^2 \cdot \rho / 2.$$

Если при выполнении расчетов по представленным формулам равенства потери давления и статического давления воздуха в трубопроводе достичь не удастся, то необходимо задать другие значения  $V_{кон}$ ,  $V_{нач}$  и повторить расчет потерь.

После полного гидравлического расчета воздушно-тепловой ПОС сравнивают суммарные потери с располагаемым давлением источника горячего воздуха на данном режиме полета. При этом располагаемое давление и расход воздуха должны быть больше расчетных значений.

#### **1.4.6. Расчет прочности отдельных конструктивных элементов противообледенительной системы**

Расчету на прочность прежде всего подлежат агрегаты, образующие систему, трубопроводы и элементы крепления агрегатов и трубопроводов к конструкции планера ЛА. В распределительных устройствах и агрегатах обязательно рассчитывают прочность оси заслонок, которую рассматривают как двухопорную нагруженную расчетной сосредоточенной нагрузкой  $P_3^p$  балку, опорами которой являются подшипники навески оси. Значение сосредоточенной нагрузки, действующей на ось заслонки, определяют по формуле

$$P_3^p = f \Delta p_3 F_3,$$

где  $f$  - коэффициент безопасности для расчета заслонки,  $\Delta p_3$  - перепад давления при закрытой заслонке на взлетном режиме работы двигателя;  $F_3$  - площадь заслонки.

Трубопроводы распределительных магистралей воздушно-тепловых ПОС рассчитывают на прочность из условия разрыва по образующей от действия внутреннего избыточного давления:

$$\sigma_p = f \frac{\Delta p d}{2\delta_T},$$

где  $\sigma_p$  - нормальные напряжения;  $d$  - внутренний диаметр трубопровода;  $\delta_T$  - толщина стенки трубопровода.

Учитывая высокие температуры отбираемого воздуха (до 600°C), а также периодичность включения ПОС для стальных трубопроводов, давление ограничивают до 500 МПа, а для трубопроводов

из титановых сплавов  $p \leq 250$  МПа. Трубопроводы с толщиной стенки  $\delta_T < 0,2$  мм сложно изготовить технологически, поэтому их редко применяют на практике.

При расчете  $\sigma_p$  перепад давления  $\Delta p_z$  необходимо принимать равным давлению отбираемого от двигателя воздуха на взлетном режиме, что объясняется возможностью отказа ограничителя (регулятора) давления.

Элементы крепления трубопроводов к конструкции планера располагают с шагом 800 - 500 мм в местах установки нервюр или шпангоутов. Элементы крепления нагружаются погонной инерционной нагрузкой от массы трубопроводов и теплоизоляции. Значение погонной инерционной нагрузки  $q_{Тп}^p$  определяют по формуле

$$q_{Тп} = q_T^p + q_{уз}^p = fn^p g(m_{Тп} + m_{уз}),$$

где  $q_T^p$  и  $q_{уз}^p$  - соответственно погонные расчетные инерционные нагрузки трубы и теплоизоляции;  $n^p$  - коэффициент расчетной перегрузки для воздушной системы;  $m_{Тп}$  - погонная масса трубы;  $m_{уз}$  - погонная масса теплоизоляции.

Значение сосредоточенной нагрузки, действующей на кронштейн крепления трубопровода,

$$P_T = q_{Тп} t_{эл},$$

где  $t_{эл}$  - шаг размещения кронштейнов на конструкции планера ЛА.

По расчетной сосредоточенной нагрузке  $P_T$  определяют требуемые площади поперечных сечений деталей, образующих узел крепления трубопровода.

## **2. ПРОТИВОПОЖАРНЫЕ СИСТЕМЫ. СИСТЕМЫ ЗАЩИТЫ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ ОТ ВЗРЫВА**

### **2.1. Источники и специфика пожаров и взрывов самолетов и вертолетов в полете**

Анализ статистики аварий и катастроф пассажирских самолетов и вертолетов показывает, что значительная часть их приходится на пожары и взрывы.

Пожары и взрывы являются подавляющей причиной гибели военных самолетов и вертолетов при боевом поражении, при котором наиболее уязвимы топливные баки и топливные системы, силовые установки и системы управления (СУ), от защищенности которых зависит боевая живучесть ЛА.

Безопасность полетов пассажирских самолетов и вертолетов также в значительной степени зависит от эффективности методов и на-

дежности систем, применяемых для их защиты от пожаров и взрывов.

Как известно, для возникновения пожара или взрыва необходимы *горючее, окислитель и источник инициирования пожара или взрыва.*

На современных самолетах и вертолетах имеются десятки и сотни тонн топлива, в каждом кубометре которого при нормальных условиях растворено около 150 л воздуха. Учитывая различные режимы полета ЛА, при которых в баки подается воздух, в надтопливном пространстве баков почти всегда существует взрывоопасная концентрация смеси паров топлива и воздуха. Для инициирования взрыва такой смеси необходим только источник воспламенения, причем весьма малой мощности.

Наряду с этим на ЛА находятся топливные, гидравлические и масляные системы, имеющие большую протяженность и многочисленные механические соединения. При разрушении трубопроводов или нарушении герметичности соединений этих систем возможно появление течи топлива, гидросмеси, масла.

Топлива, масла и специальные жидкости являются огнеопасными жидкостями. Степень их огнеопасности характеризуется температурой вспышки и самовоспламенения паров, концентрационными и температурными пределами взрываемости (воспламенения), а также склонностью к самовозгоранию.

Жидкости, которые способны окисляться и самовоспламеняться на воздухе при обычных температурах, называются самовозгорающимися.

По степени пожаро- и взрывобезопасности все нефтепродукты делятся на четыре класса:

I - бензин, сернистый керосин и другие продукты, температура вспышки которых составляет не более 28°C;

II - бензин-растворитель (уайт-спирит), дизельное топливо ДА, керосин и другие жидкости, температура вспышки которых равна 28 - 45°C;

III - дизельные топлива ДЛ и ДЗ, мазут и другие нефтепродукты, температура вспышки которых равна 45 - 120°C;

IV - масла, смазки и другие нефтепродукты, температура вспышки которых составляет свыше 120°C.

На пожаро- и взрывобезопасность большое влияние оказывает способность нефтепродукта к накоплению статического электричества, т.е. способность приобретать электрический заряд при трении, распылении и ударе о твердую поверхность. Это свойство нефтепродукта определяется его диэлектрической проницаемостью. При прохождении по трубопроводам систем топлива рабочие жидкости заряжаются отрицательно, а металлические трубопроводы, сетки и другие устройства - положительно. Возникающая разность потенциалов может быть источником возникновения искры и воспламенения или взрыва паров нефтепродукта.

Окислитель в полете также имеется в избытке за счет набегающего потока воздуха, поставляющего кислород к месту возникновения пожара, и наличия на борту специальных кислородных систем.

Источниками инициирования пожара и взрыва в полете могут быть:

а) контакты легковоспламеняющихся жидкостей с поверхностями, имеющими высокие рабочие температуры;

б) различные механические воздействия - аварийные ситуации при посадке, боевое поражение снарядами, столкновение самолетов и вертолетов в воздухе;

в) искрение и возникновение разрядов статического электричества;

г) аварии силовых установок, вызывающие пожар в двигательном отсеке;

д) контакты топливных баков с открытым пламенем при пожарах в смежных отсеках и др.

Процесс развития пожара, его интенсивность и масштаб вызванных им разрушений, а также эффективность мер по его ликвидации зависят от причин, вызвавших пожар, особенностей конструкции ЛА, режима полета, аэродинамики, концентрации горючего в очаге пожара.

Пожары на ЛА характеризуются: кратковременностью; невозможностью прямого вмешательства, если пожар возник в СУ или другом недоступном месте; необходимостью принятия экстренных мер, так как продолжительность пожара до разрушения конструкции составляет обычно не более 1...5 мин.

Для повышения пожарной и взрывной безопасности полетов самолетов и вертолетов используют комплекс конструктивных и профилактических мероприятий, направленных на предотвращение условий, при которых может возникнуть пожар либо взрыв в полете, или обеспечивающих локализацию пожара и тем самым облегчающих борьбу с ним.

*К конструктивным мероприятиям* прежде всего относят создание автономных отсеков для наиболее опасных в пожарном и взрывном отношении агрегатов и систем ЛА, применение противопожарных перегородок и тепловых экранов, раздельную автономную компоновку топливных, гидравлических, масляных систем, электросистем, а также кислородных систем, расположение основной массы топливопроводов и агрегатов топливной системы внутри топливных баков, исключающее утечки топлива в другие отсеки, и др.

Для защиты от молний топливные баки размещают в крыле на расстояниях больше 500 мм от его законцовок. Все основные агрегаты ЛА соединяют в общую массу и на законцовках крыла и хвостового оперения устанавливают внешние разрядники статического электричества.

Для предотвращения течи из топливного бака при боевом поражении применяют протектирование. Протектор состоит из слоев натурального каучука и сырой резины толщиной 5...15 мм, не дает рваных краев при поражении бака, под действием топлива набухает и затягивает пробоину. Для уменьшения массы баков протектируют не весь бак, а только те участки, боевое поражение которых наиболее вероятно. Представляют интерес баки из материала типа "нейлон" из трех слоев, пропитанных полиуретановой смолой с общей толщиной около 2 мм, не разрушающихся при авариях самолетов на посадке.

Переход к электрогидравлическим СУ с использованием автономных следящих приводов позволяет повысить боевую живучесть СУ путем многократного дублирования и уменьшения их уязвимой площади.

*К профилактическим мероприятиям* следует отнести отсекание подачи топлива в аварийный двигатель, отсасывание взрывоопасных паров из топливных баков, применение огнеупорных или трудносгораемых материалов, негорючих жидкостей в гидросистемах.

При эксплуатации самолетов и вертолетов необходимо соблюдать правила техники заправки баков топливом, систематическую проверку систем на герметичность, контроль состояния электрооборудования и т.п.

Все это вместе взятое - *пассивные* методы защиты ЛА. На современных самолетах и вертолетах пожарную и взрывную безопасность полетов дополнительно обеспечивают широким применением *активных* методов защиты. Системы активной защиты состоят из систем сигнализации появления дыма, начала пожара или взрыва, систем подавления пожара и систем защиты от взрыва или автоматического подавления взрыва.

## **2.2. Противопожарные системы**

### **2.2.1. Системы пожарной сигнализации**

Технические требования, предъявляемые к системам пожарной сигнализации (СПС): минимальная инерционность срабатывания и снятия сигнала, обеспечение достоверности информации, отсутствие ложных срабатываний; надежность в работе во всех условиях эксплуатации; обеспечение автоматического включения табло "Пожар", звукового сигнала; при наличии нескольких очередей противопожарной системы (ППС) - автоматическое включение 1-й очереди и индикаторов контроля ее работы.

Система автоматической сигнализации включает в себя: датчики пожарной сигнализации (ДПС), размещаемые в наиболее пожаро-взрывоопасных местах ЛА; электронно-усилительный блок, обеспечивающий дистанционный приемоконтроль за состоянием ДПС; испол-

нительный блок, с помощью которого осуществляется при необходимости (решает летчик) перекрытие подачи топлива в горящий двигатель, подачи воздуха в защищаемый объект и включение 1-й очереди ППС; блок сигнализации.

ДПС, являясь наиболее важным элементом системы сигнализации, в основном определяет возможности и характеристики системы в целом.

СПС условно подразделяют на две группы: предупреждающие и констатирующие (рис. 2.1). В зависимости от физической сущности, заложенной в основу действия датчика, системы получили название: тепловые, ионизационные, радиационные и т.д. Тепловые системы реагируют на повышение температуры или стенок конструкции, или окружающей среды, ионизационные и радиационные срабатывают при наличии пламени в защищаемом отсеке. Кроме того, ДПС могут быть точечными, линейными и объемными.



Рис. 2.1. Классификация систем пожарной сигнализации

*Тепловые точечные* системы в качестве чувствительного элемента датчика используют термопары из сплавов алюминий, копель, ковар, хромель и других или термосопротивления. Одни из них срабатывают при определенной максимальной температуре, другие реагируют на скорость повышения температуры в защищаемом отсеке.

На рис. 2.2 представлена типовая структурная схема тепловой СПС, состоящей из шести групп датчиков (по три последовательно соединенных ДПС в группе) и исполнительного блока. Принцип действия датчиков основан на возникновении электродвижущей силы при нагреве термобатарей. Каждая из трех групп ДПС реагирует на различную максимальную температуру.

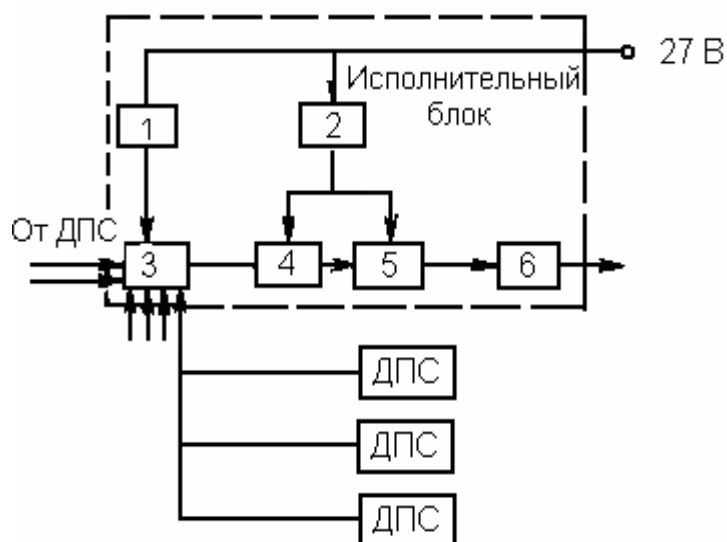


Рис. 2.2. Структурная схема тепловой системы сигнализации: 1 - регулятор уровня срабатывания; 2 - стабилизатор напряжения; 3 - входное устройство; 4 - усилитель; 5 - пороговое устройство; 6 - усилитель мощности

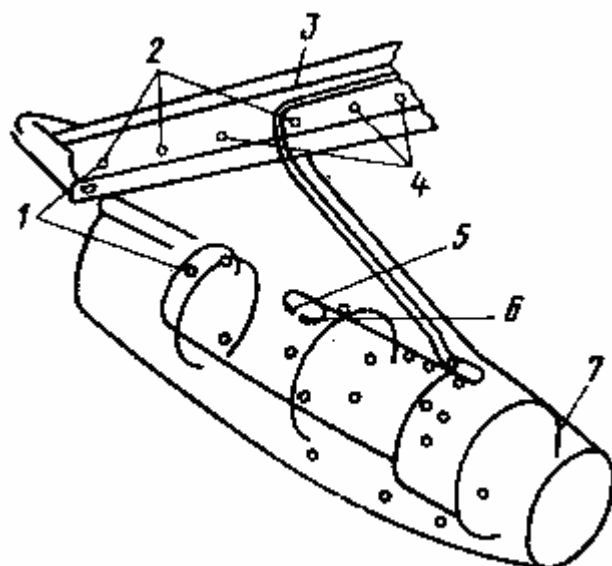


Рис. 2.3. Компоновка ДПС точечного типа ППС отсека двигателя и носка крыла: 1 - ДПС; 2 - I группа ДПС; 3 - распылительный коллектор носка крыла; 4 - II группа ДПС; 5 - насадок подачи огнегасящего состава в полость между кожухом вала и кожухом камеры сгорания; 6 - насадок подачи огнегасящего состава в кожух вала; 7 - распылительный коллектор гондолы

Инерционность системы при воздействии пламени на три ДПС группы - от 1 до 1,5 с (на один ДПС - не более 3...4,5 с). Сигналы, поступающие от ДПС, во входном устройстве 3 сравниваются с выходным напряжением регулятора 1. Разность их значений, усиленная в усилителе 4, подается на вход порогового устройства 5. Если этот сигнал превысит напряжение срабатывания порогового устройства, последний сработает и через усилитель мощности 6 подключит рабочие элементы ППС к бортовой электросети.

По сравнению с другими системами сигнализации тепловая система, имеющая большую инерционность, может давать отдельные ложные срабатывания. Точечные системы для обнаружения пожара в защищаемом отсеке требуют большого числа ДПС. На рис. 2.3 приведена компоновка тепловых точечных ДПС в отсеке двигателя и носовой части крыла.



Для повышения надежности обнаружения пожара в защищаемом отсеке применяют несколько типов ДПС, различных по своей физической сущности.

*Линейные тепловые* системы сигнализации имеют ДПС в виде кабеля длиной 8...10 м, диаметром 1...1,5 мм, наматывающегося на корпус защищаемого объекта так, чтобы тот охватывал наиболее опасные в пожарном отношении участки.

Широкое распространение получили электротепловые и пневмотепловые системы.

В *электротепловой* системе сигнализации (рис. 2.4) внутренний объем кабеля заполняют полупроводником - кобальтовым марганцем **CoMn** и окисью магния **MgO**. Внутри кабеля устанавливают стальной электропровод, несущий на себе положительный заряд.

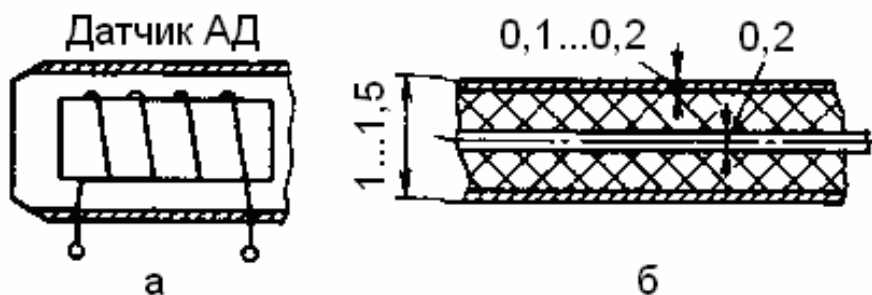


Рис. 2.4. Линейный электротепловой ДПС: а - компоновка на корпусе двигателя; б – устройство датчика

Принцип действия: при нормальной температуре датчик является высокоомным изолятором. При местном повышении температуры в любой части кабеля примерно до 300°C сопротивление падает до нескольких ом, корпус кабеля замыкается с центральным электропроводом, что приводит к срабатыванию реле системы.

Работа *пневмотепловой* системы сигнализации основана на увеличении давления газа в корпусе ДПС, представляющего собой капиллярную трубку, заполненную гелием, при местном повышении температуры кабеля.

Обе системы отличаются большой достоверностью информации, надежностью, простотой, длительным сроком службы, но, как все тепловые системы, достаточно инерционны.

Принцип действия *ионизационных* систем (рис. 2.5) заключается в том, что под воздействием высокой температуры происходит ионизация продуктов горения, в результате которой между двумя проводниками датчика 1, подвергающегося действию пламени, появляется электрическая проводимость. Датчик изготавливают в виде металлической трубки, которую устанавливают вблизи защищаемой поверхности на керамических изоляторах. Возникающий при высокой температуре ток усиливается в многокаскадном усилителе 4 и подается на исполнительные элементы ППС. Собственное время срабатывания

датчика - доли секунды. На практике система срабатывает в течение 1...2 с. Ионизационная система получила широкое распространение на сверхзвуковых самолетах. Недостаток системы - возможность ложных срабатываний при воздействии ионизационных полей, особенно на больших высотах.

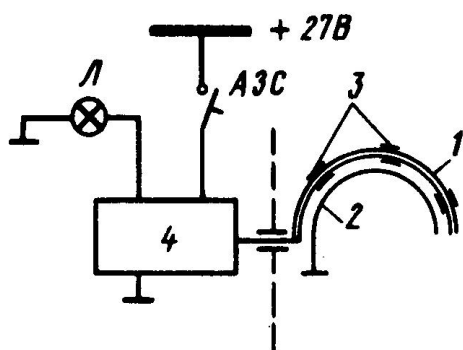


Рис. 2.5. Структурная схема ионизационного ДФС: 1 - датчик; 2 - корпус защищаемого агрегата; 3 - изолятор; 4 - усилитель

**Радиационные системы.** Приблизительно 20% всей выделяющейся при горении энергии приходится на излучение. Основная доля его - ближняя и средняя части инфракрасной области спектра (рис. 2.6) с очень узкими полосами излучения, поэтому ДФС должны обладать высокой селективной чувствительностью. В качестве чувствительных элементов используют термоэлементы, терморезисторы, фоторезисторы, фотодиоды и т.п. ДФС имеют, как правило, двухкаскадный усилитель, фильтры для исключения ложных срабатываний в областях наложения спектров солнечной энергии и излучений нагретой поверхности. Если площадь защищаемой нагретой поверхности велика, а фронт пламени при пожаре мал, то возможны погрешности в работе.

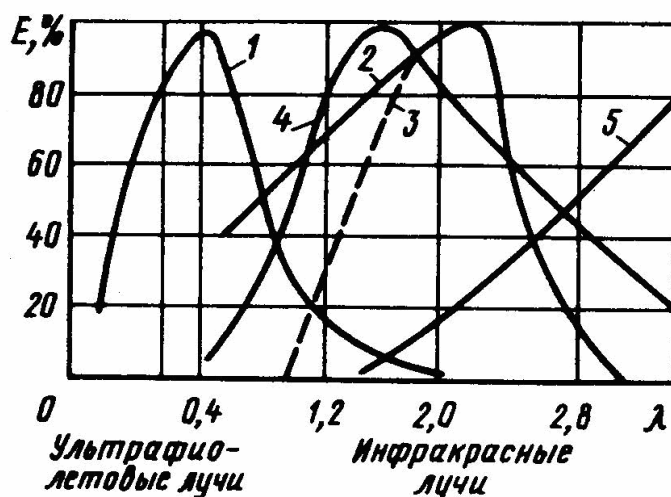


Рис. 2.6. Спектральные характеристики излучений: 1 - солнечной энергии; 2 - спектральная чувствительность фотосопротивления; 3 - то же светофильтра; 4 - спектр излучения пламени; 5 - то же тела с температурой 350°C

Достоинства: ДПС - объемного типа, практически безынертен, может быть установлен в холодном месте.

*Сигнализатор дыма.* Предназначен для оповещения экипажа о появлении дыма в багажных и грузовых отсеках ЛА, где освещенность не превышает 500 лк. Принцип действия сигнализатора показан на рис. 2.7.

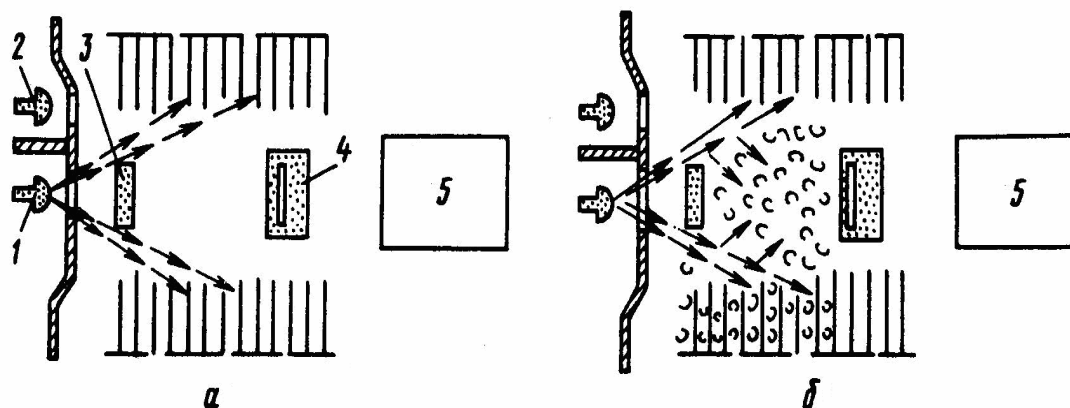


Рис. 2.7. К принципу работы сигнализатора дыма: 1 - осветительная лампа; 2 - контрольная лампа; 3 - экран; 4 - фоточувствительный элемент; 5 - исполнительный блок; а - при отсутствии дыма; б - при появлении дыма

Действие сигнализатора основано на регистрации фоторезистором света, рассеиваемого частицами дыма, попадающего сквозь пластинчатую поверхность корпуса в пространство между экраном и фоторезистором. Сигнализатор срабатывает при появлении дыма в концентрациях, при которых прозрачность среды уменьшается на  $30 \pm 10\%$  и более. Он размещается в местах, где имеется наибольшая вероятность появления дыма при пожаре с учетом внутренней аэродинамики отсеков.

### 2.2.2. Требования к ППС. Компоновочные схемы

К ППС предъявляются следующие требования:

- надежность работы на всех режимах полета и при аварийных посадках;
- возможность подвода огнегасящего состава от каждого огнетушителя к любому защищаемому отсеку;
- сохранение огнегасящей концентрации в отсеках - не менее 3...5 с;
- быстрое приведение в действие;
- на пассажирских самолетах и вертолетах наличие запаса огнегасящего состава в системе, рассчитанного на двух, - трехкратное использование, при этом первая очередь подачи должна включаться автоматически от СПС, вторая и третья - вручную;
- размещение агрегатов и трубопроводов системы в местах, наиболее защищенных от возможных повреждений при аварийной посадке;

ке ЛА;

- возможность автоматического включения всех огнетушителей одновременно для подачи огнегасительного состава в наиболее пожароопасные отсеки при аварийных посадках.

*Процесс горения* - экзотермическая реакция окисления, или химическая реакция соединения углеводородов и кислорода, которая характеризуется сложными газодинамическими и газохимическими превращениями и протекает с интенсивным выделением тепловой и световой энергий. Тепловая энергия при этом преобразуется в кинетическую энергию газов, которая при неорганизованном горении создает механические разрушения.

Для начала горения необходим некоторый энергетический толчок - энергия активации, которая вызывает повышение температуры топливо-воздушной смеси до температуры воспламенения.

Температура самовоспламенения авиационных топлив при нормальных условиях равна  $230...240^{\circ}\text{C}$ . При увеличении высоты полета температура самовоспламенения повышается (рис. 2.8), т.е. для воспламенения смеси требуется большая энергия активации.

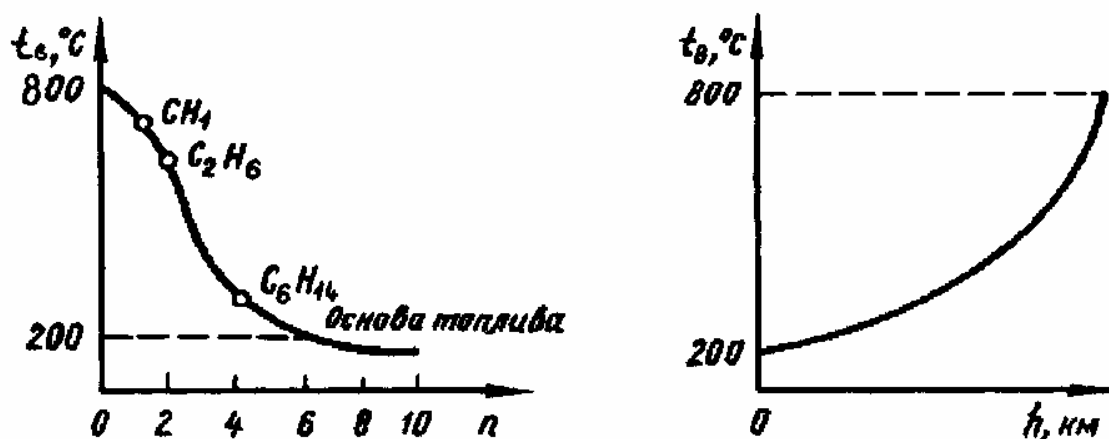


Рис. 2.8. Зависимость температуры воспламенения топлива от химического состава и высоты полета летательного аппарата

Из этого следует, что наибольшая вероятность возникновения пожара существует на малых высотах полета ЛА. При увеличении индикаторных скоростей полета вероятность возникновения пожара увеличивается.

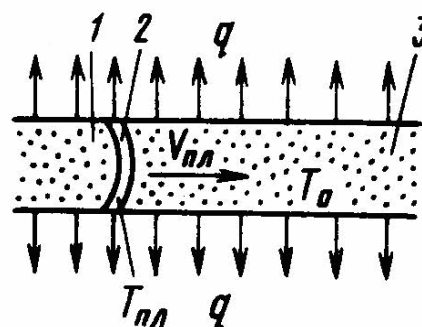
В зависимости от условий окружающей среды процесс горения характеризуется различной скоростью химической реакции.

В начальный период процесса скорость мала и сопровождается небольшим тепловыделением и, соответственно, незначительным повышением температуры и давления. При отсутствии теплоотдачи реакция происходит с большим ускорением. Если тепло отвести, то реакция горения прекращается.

Состояния исходной и сгоревшей смеси отличаются по температуре, плотности и химическому составу, поэтому в зоне пламени име-

ют место перенос тепла и перенос вещества. Поверхность, разделяющая обе среды, называется *фронтом пламени* (рис. 2.9).

Рис. 2.9. Физическая картина процесса:  $V_{пл}$  - скорость распространения фронта пламени;  $T_0$ ,  $T_{пл}$  - абсолютные температуры исходной смеси и смеси в зоне пламени; 1 - продукты сгорания; 2 - фронт пламени; 3 - горючее + окислитель



Скорость распространения фронта пламени  $V_{пл}$  является сложной функцией многих переменных. Главные из них - начальное давление, температура исходной смеси и состав смеси.

Распространение пламени становится невозможным при значительном обеднении или обогащении топливовоздушной смеси, что характеризуется концентрацией смеси

$$\alpha = m_T / m_g,$$

где  $m_T$  - масса топлива;  $m_g$  - масса воздуха.

Концентрация смеси, при которой прекращается распространение фронта пламени, называется *концентрационным пределом* распространения пламени. Для авиационных топлив концентрационный предел  $\alpha = 1/25 \dots 1/5$ . Зависимость основных физических характеристик при воспламенении и горении от концентрации топливовоздушной смеси представлена на рис. 2.10.

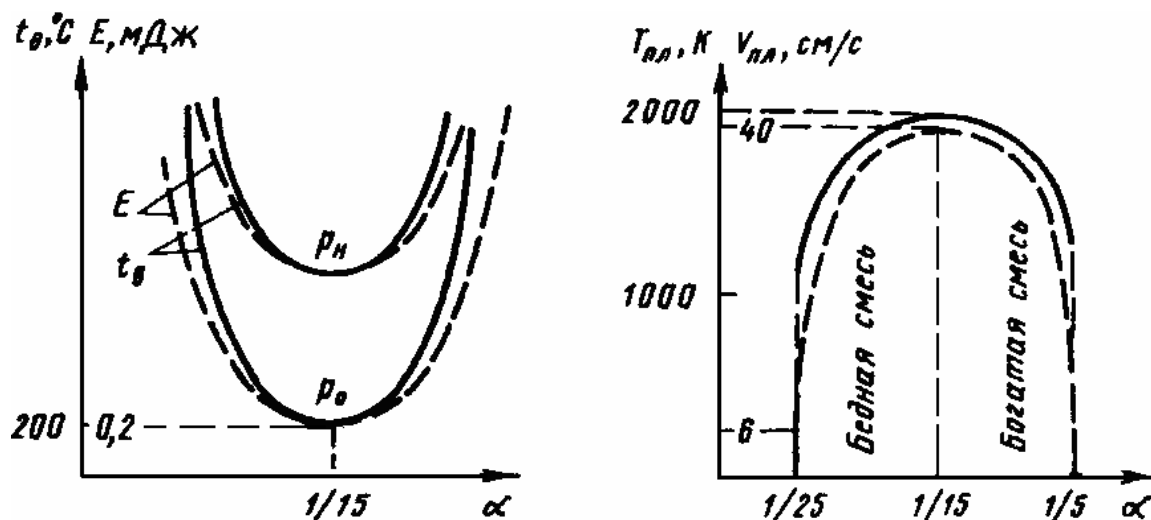


Рис. 2.10. Зависимость энергии активации, температур воспламенения и пламени, скорости распространения пламени от концентрации топливовоздушной смеси

Из совокупного рассмотрения характеристик процесса горения следует, что пожар можно прекратить изменением концентрации топливовоздушной смеси, химическим воздействием на реакцию горе-

ния или отводом тепла из очага пожара.

В системах защиты самолетов и вертолетов от пожара и взрыва в полете получили широкое применение нейтральные газы (НГ) и активные огнегасящие составы. Нейтральные газы - азот, гелий, углекислый газ, аргон и другие - уменьшают концентрацию кислорода и поглощают часть тепловой энергии за счет нагревания.

Огнегасящие составы наряду с физическим воздействием активно вступают в реакцию с продуктами сгорания, сопровождающуюся значительным потреблением тепла. Это вещества на основе галлоидных соединений, содержащих фтор, бром и др. Наряду с требованием высокой эффективности к огнегасящим составам предъявляют дополнительные требования. Они должны быть нетоксичными, иметь низкую температуру кипения, не вызывать коррозию материалов.

Этому комплексу требований наиболее удовлетворяют хладоны и обезвоженная техническая углекислота.

ППС может быть баллонной и безбаллонной.

Баллонная ППС включает в себя: баллоны высокого давления с запасом огнегасящего состава, находящегося в жидком или газообразном состоянии; дистанционно управляемые запорные устройства, пожарные и другие электрокраны, пироголовки баллонов и т.п.; трубопроводы, распылительные коллекторы, обратные клапаны (ОК) и арматуру; систему управления и контроля.

В ППС самолетов и вертолетов устанавливают не менее двух-трех равноценных очередей централизованной или автономной подачи огнегасящего состава в пожароопасные зоны (рис. 2.11), а на

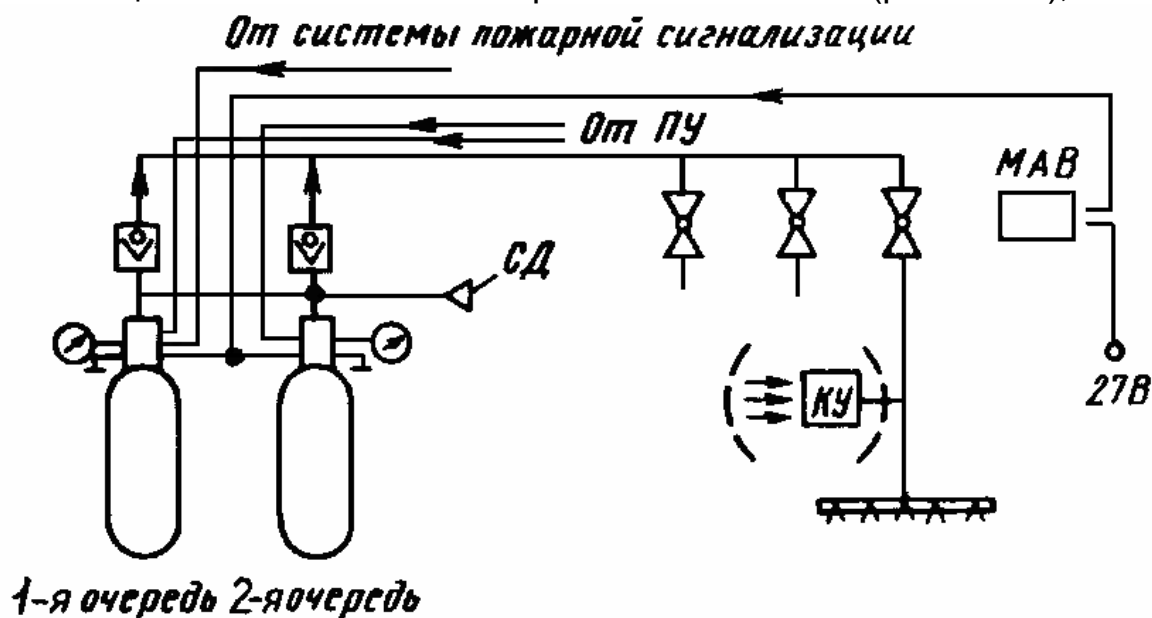


Рис. 2.11. Элементарная схема системы пожаротушения баллонного типа с двумя очередями подачи огнегасящего состава: МAB - механизм аварийного включения подачи состава от всех огнетушителей; КУ - компрессорное устройство для подачи воздуха в распылительный коллектор, иногда включаемый в систему; СД - сигнальный диск саморазрядки огнетушителей

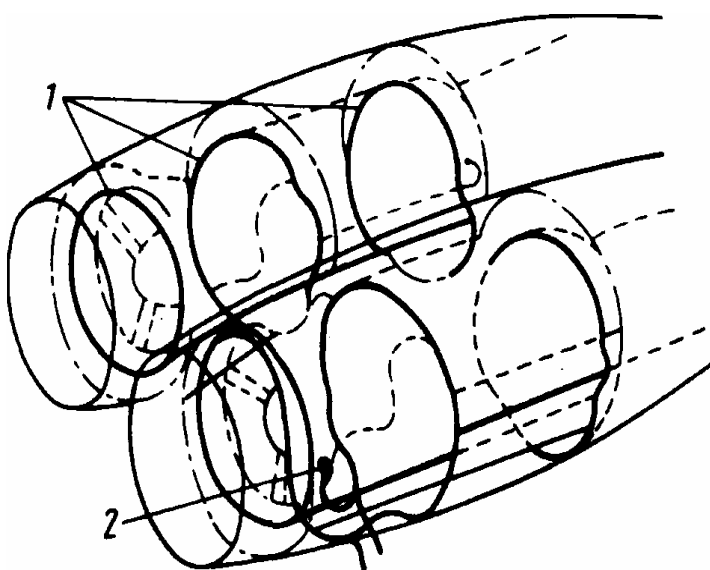
маневренных самолетах из-за ограничений, как правило, - одну очередь. Для подачи огнегасящего состава во внутренние полости двигателей иногда применяют независимые автономные ППС с одной очередью.

Как видно из схемы, первая очередь подачи огнегасящего состава в пожароопасные отсеки (кроме внутренних полостей двигателей) включается автоматически при срабатывании ППС и вручную с пульта управления экипажа.

Включение всех последующих очередей осуществляется только вручную с пульта управления.

Для равномерного распределения и распыления огнегасящего состава в защищаемом объеме используют коллекторы с калиброванными отверстиями диаметром  $D = 8$  мм, например, для ввода огнегасящего состава внутрь двигателя (рис. 2.12).

Рис. 2.12. Рабочая часть системы пожаротушения в двигательных отсеках: 1 - распылительный коллектор; 2 - калиброванное отверстие подачи огнегасительного состава внутрь двигателя



Огнегасящий состав размещается в баллонах (рис. 2.13), снабженных противоосколочной оплеткой.

На каждом баллоне может быть установлено от одной до нескольких пироголовок клапанного типа, которые являются основным запорным узлом огнетушителя.

При подаче электрического импульса на пиропатроны пороховые газы открывают цанговый замок и через сифонную трубку огнегасящий состав выбрасывается из баллона в магистраль ППС.

На рис. 2.14, 2.15 приведены компоновочная схема ППС основных и вспомогательной силовых установок (ВСУ) и компоновка агрегатов ППС под полом тяжелого пассажирского самолета.

Как видно из схемы, при тушении пожара на двигателе в случае недостаточности огнегасящего состава в ППС может быть подведен нейтральный газ из системы защиты топливных баков самолета.

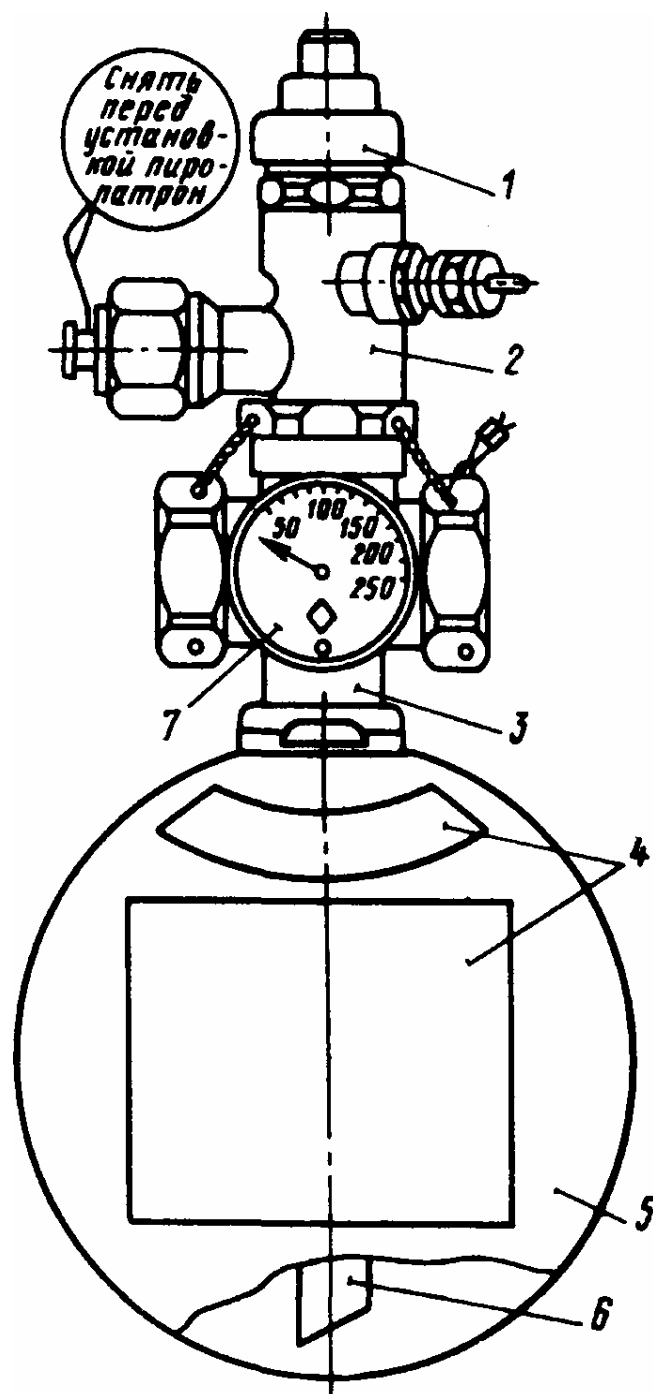


Рис. 2.13. Универсальный бронированный огнетушитель шаровой - УБШ: 1 - предохранительный колпачок с чекой; 2 - пироголовка клапанная; 3 - переходник; 4 - трафареты с указанием огнетушительного состава и технических характеристик; 5 - баллон; 6 - сифонная трубка; 7 – манометр



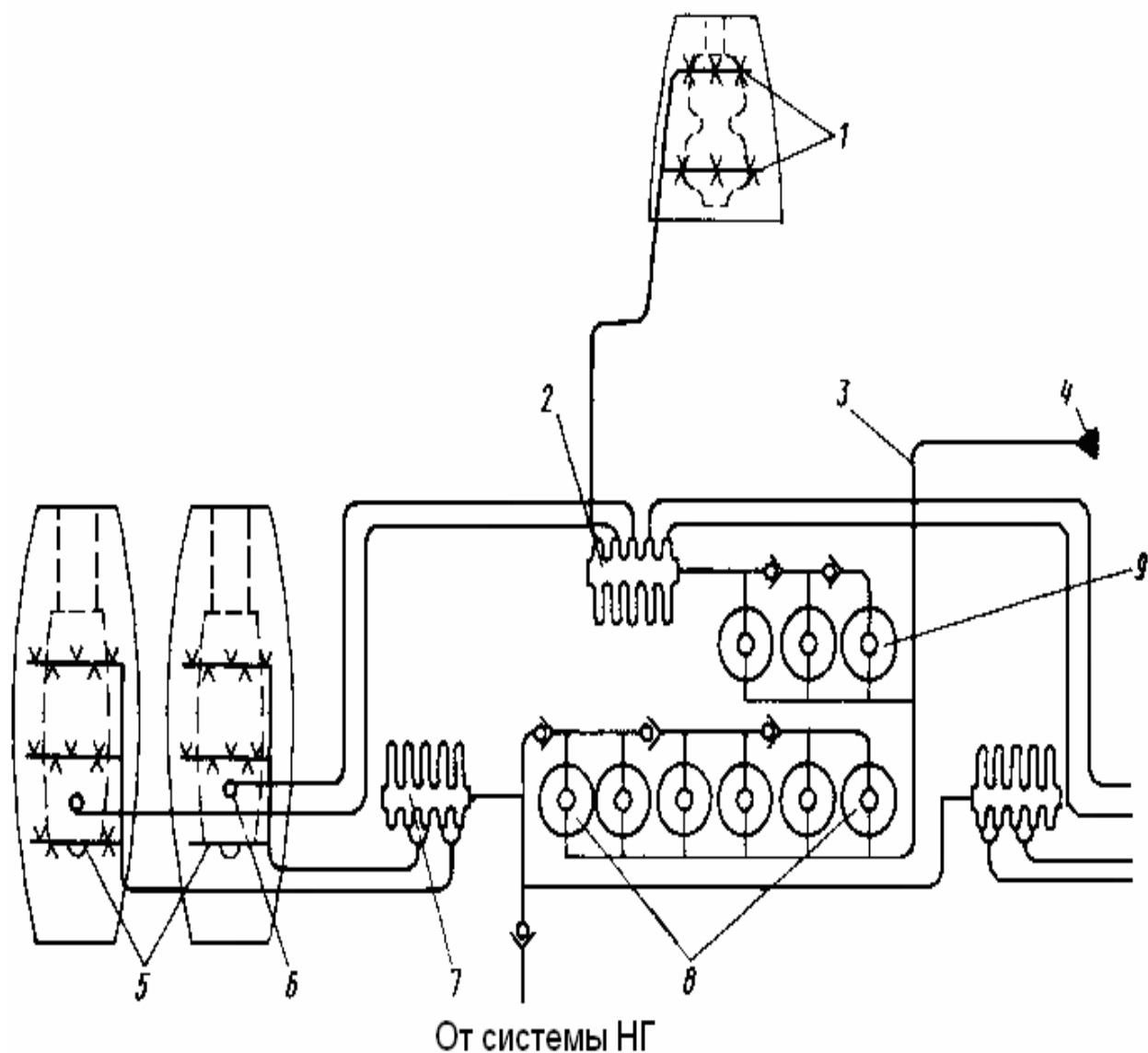


Рис. 2.14. Компоновочная схема системы пожаротушения силовых установок: 1 - распылительный коллектор в отсеке ВСУ; 2, 7 - блок распределительных электрокранов; 3 - трубопровод отвода огнегасящего состава в атмосферу; 4 - сигнальный диск саморазрядки огнетушителей; 5 - распылительный коллектор в отсеке силовой установки; 6 - штуцер подачи огнегасящего состава внутрь двигателя; 8 - цилиндрический огнетушитель; 9 - шаровой огнетушитель

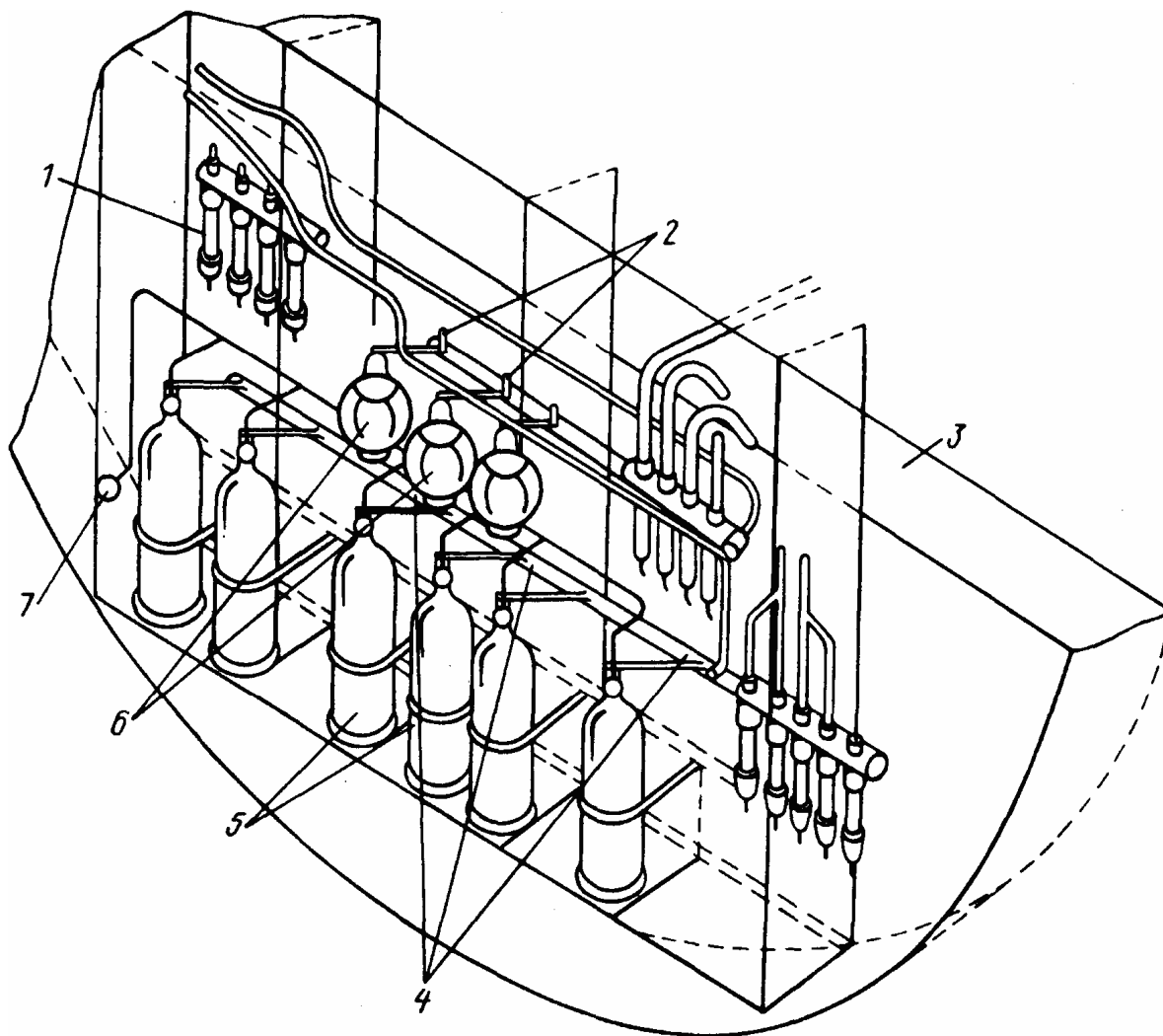


Рис. 2.15. Компоновка агрегатов системы пожаротушения под полом на тяжелом самолете: 1 - блок распределительных электрокранов; 2, 4 - ОК; 3 - балка пола; 5 - цилиндрический огнетушитель; 6 - шаровой огнетушитель; 7 - сигнальный диск саморазрядки огнетушителей

На рис. 2.16 представлена компоновка ППС на тяжелом вертолете. Защищаются: отсек силовых установок (подкапотное пространство двигателей), отсек главного редуктора, расходный топливный бак и обогреватель воздуха кабины. В грузовой кабине и на борту установлены ручные огнетушители. ППС включает в себя четыре двухлитровых огнетушителя с хладоном 114  $B_2$ , рассчитанные на две очереди срабатывания.

ППС *безбаллонного* типа (рис. 2.17) применяют в случаях, когда требуется форсированная подача в защищаемый объем большого количества огнегасящего состава (например, при больших защищаемых объемах или специфических условиях воспламенения, когда по своим характеристикам процесс приближается к взрыву). Система представляет собой трубу, являющуюся емкостью для размещения огнегасящего состава, один конец которой непосредственно связан с

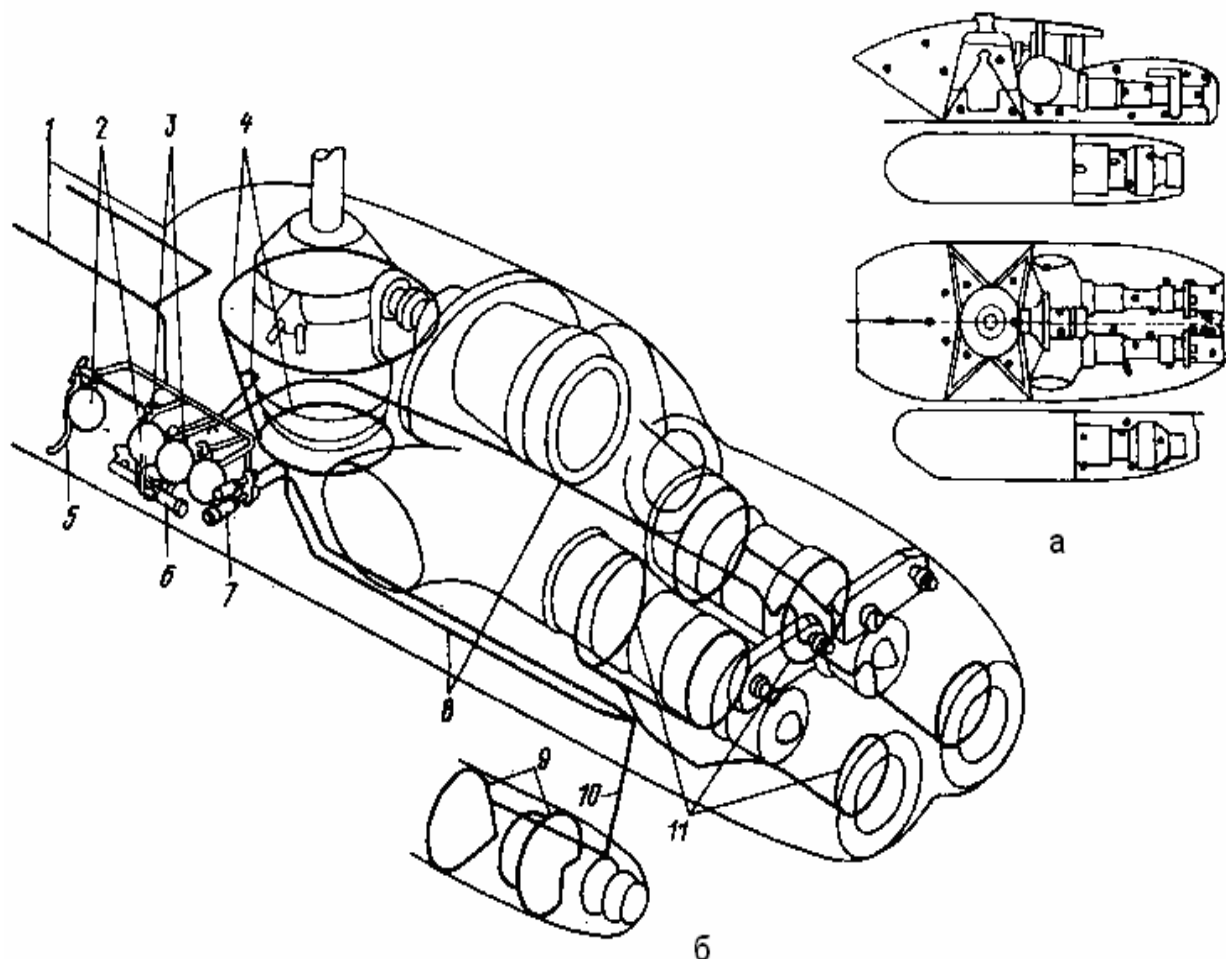


Рис. 2.16. Компоновка ППС на тяжелом вертолете: а - компоновка датчиков пожарной сигнализации, б - компоновка системы пожаротушения: 1 - распылительный коллектор в отсеке топливного бака; 2 - шаровой огнетушитель; 3 - ОК; 4 - распылительный коллектор в отсеке редуктора; 5 - трубопровод отвода огнегасящего состава в атмосферу; 6, 7 - двухсекционный блок клапанов; 8 - трубопровод подвода огнегасящего состава в отсек двигателя; 9 - распылительный коллектор в отсеке обогревателя воздуха кабины; 10 - трубопровод подвода огнегасящего состава к обогревателю; 11 - распылительные коллекторы в отсеках двигателей

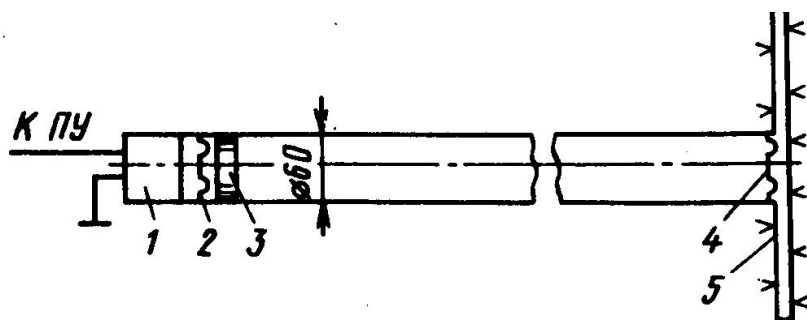


Рис. 2.17. Схема системы пожаротушения безбаллонного типа: 1 - пироголовка; 2, 4 - мембрана; 3 - поршень-пыж; 5 - распылительный коллектор

распылительным коллектором. С другого конца установлены пироголовка, мембрана и поршень-пыж. При включении системы сгорает порох и давление пороховых газов почти мгновенно увеличивается до 30...50 МПа, при этом разрываются мембраны и огнегасящий состав с большой скоростью выбрасывается в защищаемый отсек.

Огнегасящие вещества должны обладать высокой эффективностью, быть безопасными для обслуживающего персонала, членов экипажа и пассажиров, некоррозионно-активными, сохранять стабильность свойств при длительном хранении и эксплуатации.

Количество огнегасящего вещества в каждой очереди системы пожаротушения, скорость разрядки огнетушителей и распределение вещества должны обеспечивать создание необходимой огнегасящей концентрации не более чем через 3 с с момента разрядки, а сохранение ее - в течение не менее 2 с. Это должно быть подтверждено огневыми испытаниями.

Предварительные расчеты необходимого количества огнегасящего вещества в одной очереди системы пожаротушения выполняют по формуле

$$m_{o.в} = ck(Q_{возд}t + V_{св})10^{-3},$$

где  $m_{o.в}$  - масса огнегасящего вещества в одной очереди, кг;  $c$  - массовая концентрация вещества, мг/л,

$$c = n \frac{M^* p_H}{T_H 6,236};$$

$n$  - объемная огнегасящая доля, %;  $M^*$  - молярная масса;  $k$  - коэффициент запаса, равный соответственно 1,0 при подаче огнегасящего вещества через распылительный коллектор и 1,4 - при подаче через единичный патрубок;  $Q_{возд}$  - расход воздуха на охлаждение защищаемого отсека, м<sup>3</sup>/с;  $t$  - продолжительность сохранения огнегасящей концентрации, с;  $V_{св}$  - свободный объем защищаемого отсека, м<sup>3</sup>,  $T_H$  - температура окружающей среды, К.

При использовании в системе пожаротушения в качестве огнегасящих веществ хладонов  $114B_2$  ( $CF_4Br_2$ ),  $13B_1$  ( $CF_3Br$ ),  $12B_1$  ( $CF_2ClBr$ ) расчетные огнегасящие объемные доли должны соответственно составлять 4,5; 8,7 и 7,5%.

Для расчета потребного количества огнегасящего вещества принимают, что при  $p_H = 10130$  Па и  $t_H = +50^\circ\text{C}$  объем, занимаемый 1 кг вещества, будет составлять: для хладона  $114B_2$  - 120 л, для  $13B_1$  - 175 л, для  $12B_1$  - 160 л.

**ПРИМЕР.** Определить количество хладона  $114B_2$  для тушения пожара в отсеке ВСУ на самолете Ту-154, имеющем объем 1,8 м<sup>3</sup>. В

отсек подается около 100 кг/ч воздуха из системы кондиционирования воздуха для предотвращения замерзания двигателя ТА-6А.

Количество огнегасящего вещества хладона  $114B_2$  рассчитаем для продолжительности сохранения огнегасящей концентрации в течение 2 с.

Для хладона  $114B_2$  примем  $n = 4,5\%$ ,  $M^* = 260$  г/моль.

Тогда для тушения пожара на земле при  $t_H = 50^\circ\text{C}$  и  $p_H = 10137$  Па массовая концентрация хладона

$$c = 4,5 \frac{260 \cdot 10137}{323 \cdot 6,236} = 6060 \text{ мг/л.}$$

Коэффициент запаса примем равным 1,0, считая, что огнегасящий состав подается через распылительный коллектор. Секундный расход воздуха в отсеке найдем из выражения

$$Q_{\text{возд}} = \frac{100}{3600 \cdot 1,225} = 0,0203 \text{ м}^3/\text{с}.$$

Тогда

$$m_{o,в} = 6060 \cdot 1,0(0,0204 \cdot 2 + 1,8) \cdot 10^{-3} = 11,21 \text{ кг}.$$

Обычно в одном баллоне типа ОС-ВМФ или УБЦ-8 содержится около  $(8,7 \pm 0,1)$  кг хладона  $114B_2$ .

Следовательно, для тушения пожара в отсеке ВСУ требуется 1,45 баллона одной очереди, т.е. надо разрядить два баллона вместимостью по 8 л каждый.

### 2.2.3. Ручные огнетушители

Ручные огнетушители (рис. 2.18) предназначены для тушения пожаров в кабинах экипажа, пассажирских салонах, грузовых и багажных отсеках ЛА.

Для зарядки огнетушителей используют хладон  $12B_1$  и водоэтиленгликолевую смесь, поддавленные азотом давлением в 1 МПа. В принципе в качестве огнегасящего состава могут быть использованы углекислый газ и другие нейтральные газы.

Хладон  $12B_1$  применяют для тушения любых горящих материалов, в том числе топлива, смазочных материалов, специальных жидкостей, а водоэтиленгликолевую смесь - для тушения горящих конструкционных и отделочных материалов при наличии и отсутствии электрического напряжения.

Масса заряженных огнетушителей типа ОР1 и ОР2 составляет от 2,8 до 12,8 кг.

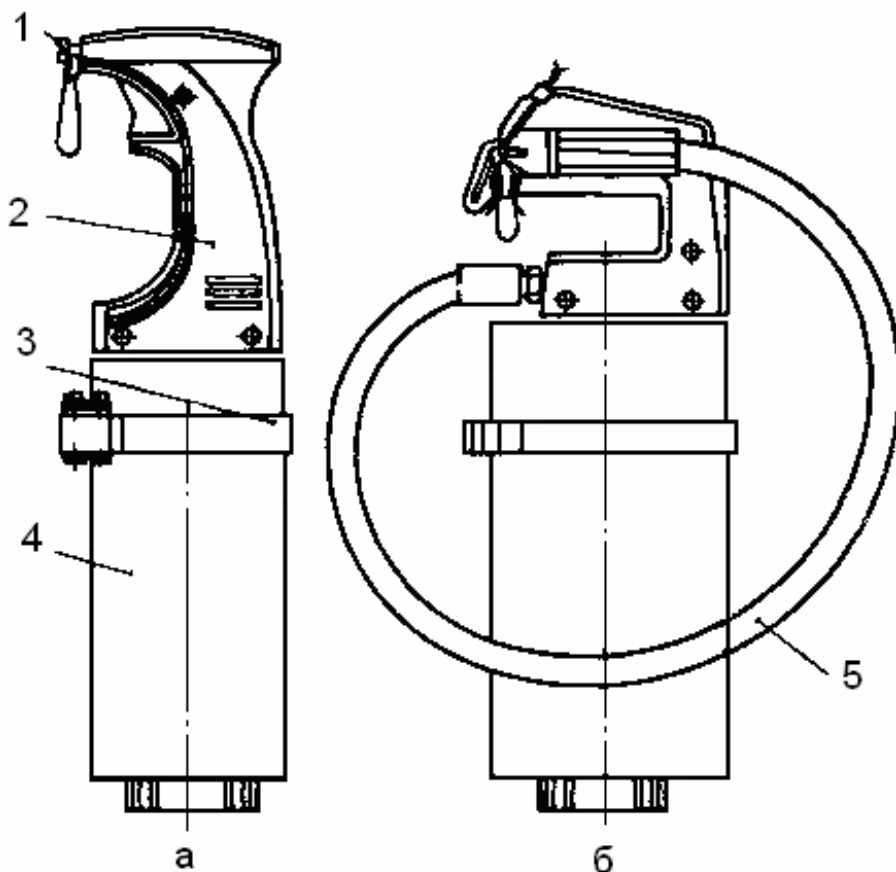


Рис. 2.18. Ручные огнетушители: а - ОП1; б - ОП2; 1 - колпачок; 2 - рукоятка; 3 - хомут; 4 - баллон; 5 - шланг с распылителем

### 2.3. Системы защиты топливных баков от взрыва

*Взрывом* называется процесс освобождения большого количества энергии в ограниченном объеме за короткий промежуток времени. В результате взрыва вещество, заполняющее объем, в котором происходит освобождение энергии, превращается в сильно нагретый газ с очень высоким давлением. Взрыв в твердой среде сопровождается ее разрушением.

Известно, что для возникновения взрыва топливных баков достаточными условиями являются взрывоопасная концентрация топливовоздушной смеси в надтопливном пространстве баков и источник инициирования взрыва.

#### 2.3.1. Способы защиты от взрыва

Для защиты топливных баков от взрыва могут быть использованы следующие способы:

- специальная обработка топлива (охлаждение, десатурация и азотирование топлива);
- создание в надтопливном пространстве баков инертной среды;
- образование в надтопливном пространстве баков топливного ту-

мана из мелкодисперсной аэрозоли;

- активное воздействие на топливовоздушную смесь с помощью хладонов;
- желатинизация и эмульгирование топлива;
- заполнение топливных баков полиуретановым поропластом с открытыми порами и протектирование их.

Понижение температуры топлива перед заправкой и в полете делает топливо менее летучим и обедняет топливовоздушную смесь в надтопливном пространстве баков. При этом увеличивающаяся плотность топлива повышает платную нагрузку и дальность полета ЛА. Тот же эффект получают при десатурации топлива, т.е. при удалении из топлива газов - кислорода, азота. Азотирование топлива производят при помощи "промыывания" топлива жидким азотом перед заправкой и поддерживают концентрацию азота в топливе в полете.

### 2.3.2. Системы нейтрального газа

Создание инертной среды в надтопливном пространстве баков осуществляется при помощи специальных систем, которые подразделяются на штатные, т.е. действующие на протяжении всего полета, и аварийные, включающиеся в сложных ситуациях, например, при вынужденной посадке.

В качестве нейтрального газа (НГ) используют азот и углекислый газ.

На рис. 2.19 приведена схема системы с баллонным содержанием НГ. Давление в баллоне равно 15...20 МПа.

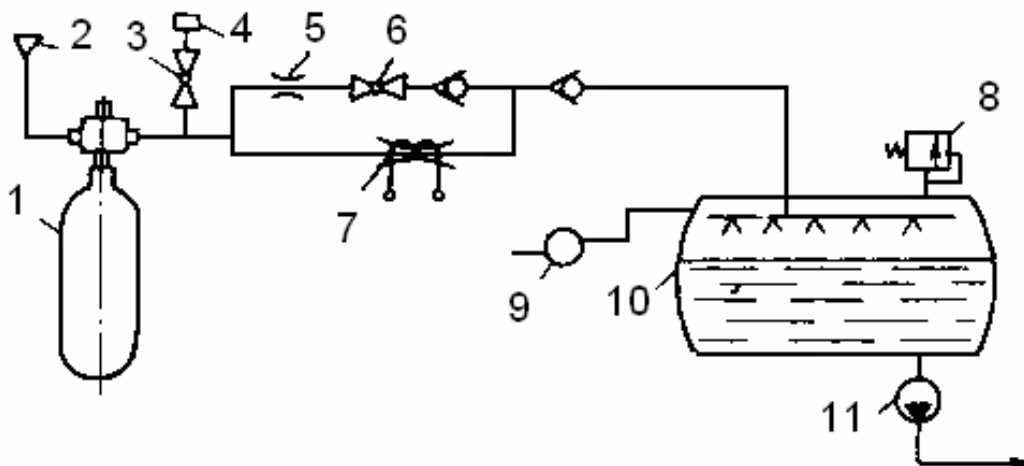


Рис. 2.19. Схема системы НГ, который хранится в баллонах под высоким давлением: 1 - баллон с НГ; 2 - сигнальный диск разрядки баллона; 3 - кран стравливания; 4 - штуцер; 5 - дроссель; 6 - перекрывной кран; 7 - калиброванное сопло с подогревателем; 8 - предохранительный клапан; 9 - датчик давления; 10 - топливный бак; 11 - подкачивающий насос

При включении системы (крана 6) НГ из баллона поступает в надтопливное пространство бака. При достижении избыточного давления в баке, равного 0,015...0,02 МПа, срабатывает сигнализатор давления 9 и подает сигнал на закрытие крана 6 и открытие стравливающего крана 3. Остаток НГ из баллона стравливается в атмосферу. Предусмотрена также возможность подачи НГ в баки через калиброванное сопло 7 с подогревателем в течение всего полета. Сопло 7 обеспечивает необходимое давление, заданный расход газа и время разрядки баллона. К недостаткам рассмотренной системы относится значительная масса баллонов высокого давления.

На рис. 2.20 представлена компоновка системы НГ на тяжелом вертолете.

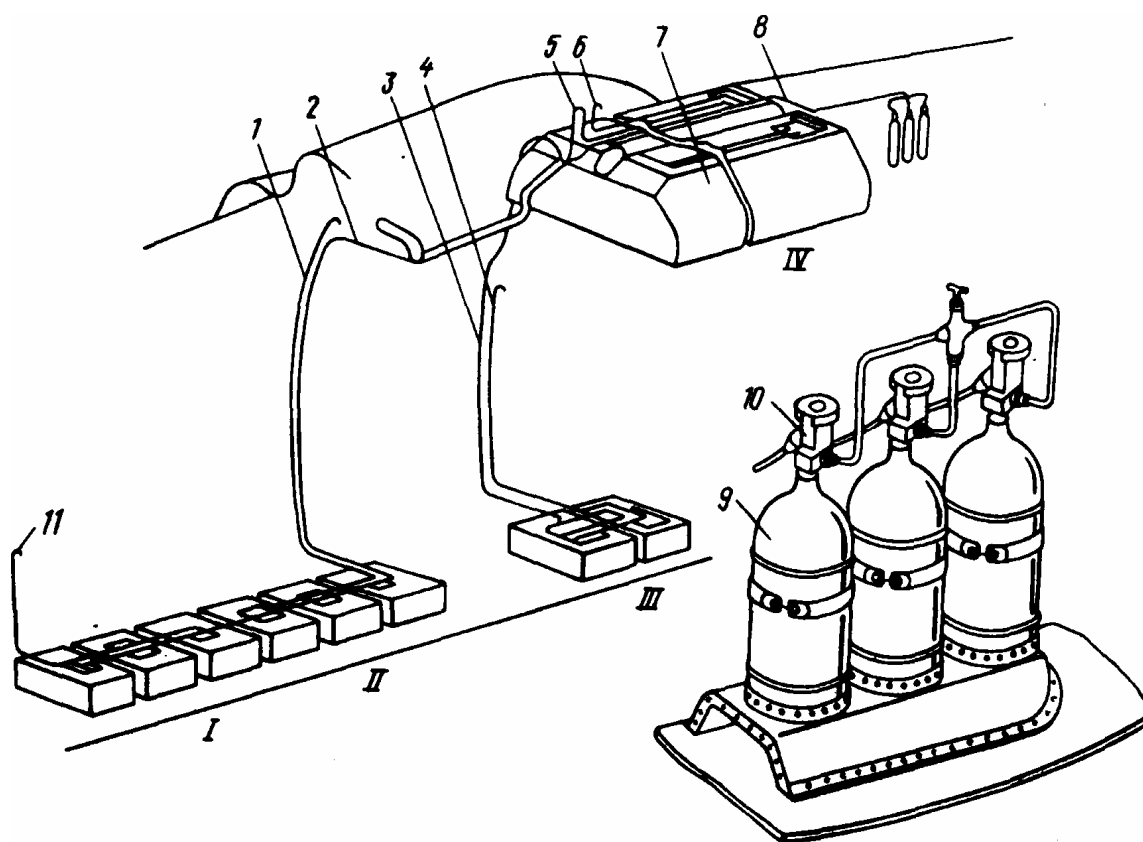


Рис. 2.20. Компоновка системы НГ на тяжелом вертолете: I, II, III, IV - группы баков; 1, 4, 6, 11 - дренажные трубопроводы соответственно II и III расходных баков, баков IV и I групп; 2 - трубопровод подачи НГ к I и II группам баков; 3 - то же к III группе баков; 5 - то же к расходному баку; 7 - расходный бак; 8 - трубопровод подвода НГ от баллонов в систему; 9 - баллон НГ; 10 - пироголовка

Различные криогенные системы НГ (рис. 2.21, 2.22) содержат НГ в резервуарах типа сосуда Дьюара в сжиженном состоянии с избыточным давлением 0,7...0,8 МПа. Производительность системы регулируют изменением мощности НЭ.



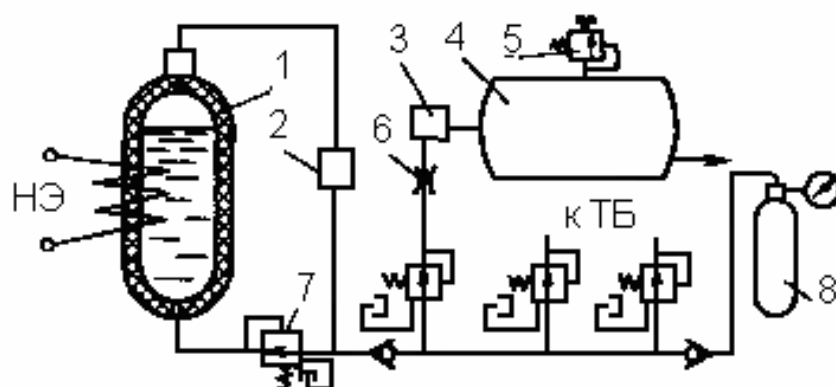
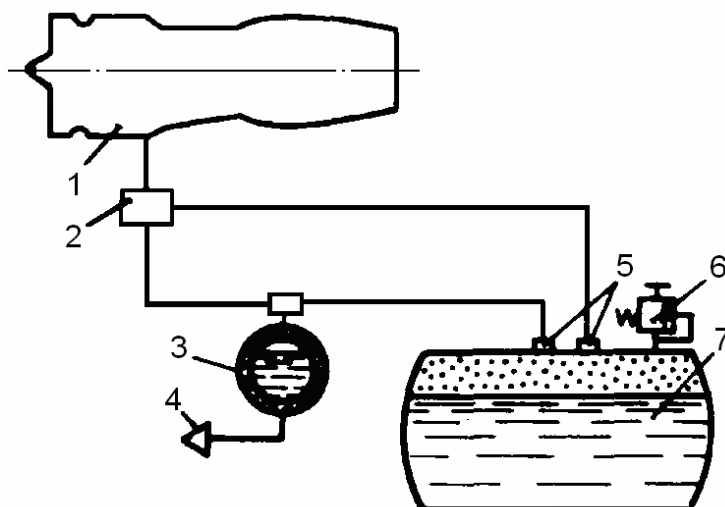


Рис. 2.21. Криогенная система НГ с газификатором: 1 - газификатор; 2 - система регулирования газообразной и жидкой фаз; 3 - подогреватель; 4 - топливный бак; 5 - ПК; 6 - дозатор (жиклер); 7 - редуктор; 8 - баллон с газообразным НГ

При больших потребных подачах в топливный бак подают газообразный НГ из баллонов высокого давления (см. рис. 2.21). Эта система может быть использована для азотирования топлива в полете (если распределительный коллектор бака расположить в нижнем слое топлива). Более простой является система, схема которой представлена на рис. 2.22.

Рис. 2.22. Криогенная система с наддувом топливного бака от авиационного двигателя: 1 - авиационный двигатель; 2 - распределительное устройство; 3 - сосуд Дьюара с сжиженным НГ; 4 - линия управления подачей НГ; 5 - разъемы системы подачи НГ и воздуха; 6 - ПК; 7 - топливный бак



Недостатки рассмотренных систем: необходимость зарядки баллонов, сложность хранения сжиженных газов.

На тяжелых высокоскоростных самолетах экономически более выгодна бортовая система с газогенератором НГ. В этих системах отбираемый от авиационного двигателя воздух (для удаления содержащегося в нем свободного кислорода) сжигается с авиационным топливом при низкой температуре в каталитической камере. Затем из него вымораживается вода. Охлажденный и осушенный газообразный  $\text{CO}_2$  подогревают и подают в топливный бак (рис. 2.23).

Масса системы НГ на борту ЛА может быть уменьшена при применении наземных систем азотирования топлива до его заправки в

топливные баки.

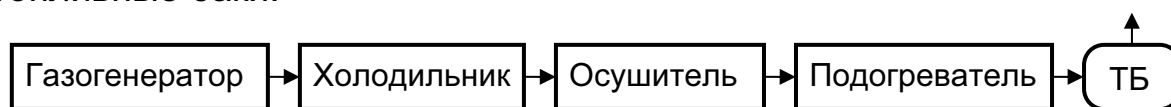


Рис. 2.23. Газогенераторная система НГ

Представляет интерес система защиты топливных баков от взрыва путем создания в надтопливном пространстве баков топливного тумана в виде мелкодисперсной аэрозоли. При этом топливовоздушная смесь переобогащается и из-за недостатка кислорода воспламенения ее не происходит. Большим преимуществом системы является ее малая масса и простота эксплуатации, так как рабочим составом становится само топливо, находящееся в баке. Внутри бака размещают форсунки, которые распыляют топливо. Система может быть как штатной, так и экстренного срабатывания при авариях.

### 2.3.3. Хладоновые системы

Высокая эффективность хладона позволяет значительно снизить массу системы защиты топливных баков от взрыва. На рис. 2.24 представлена схема системы, защищающей передний, крыльевые и задний баки в аварийных ситуациях. При включении системы хладон подается во все баки, в которых быстро создается защитная концентрация. Далее клапан регулирования расхода хладона смешивает его с воздухом, поступающим от системы кондиционирования воздуха, и поддерживает заданную концентрацию в зависимости от условий полета и расхода топлива. Для исключения пожара в случае перемещения топлива и его паров в обратном направлении до подогревателя в линии подачи хладона установлен пламяуловитель 10.

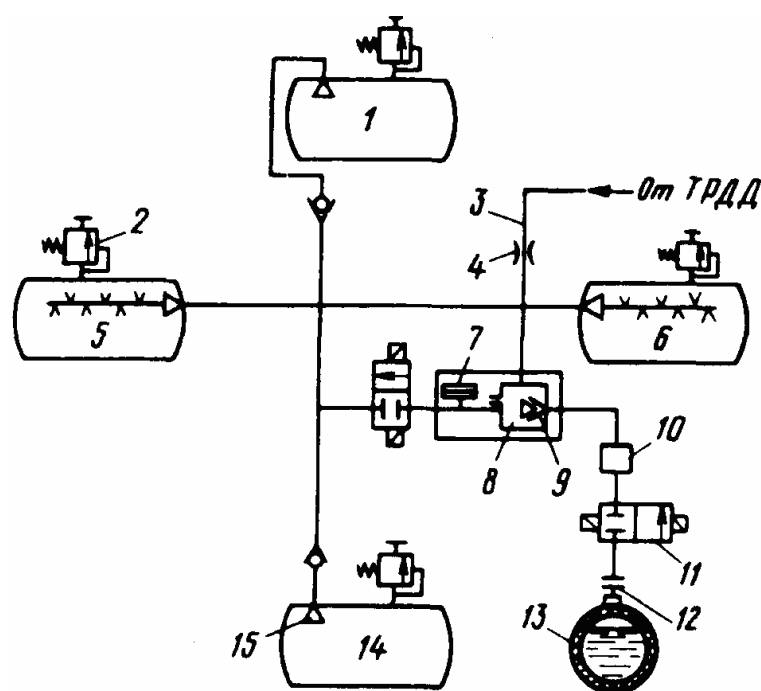


Рис. 2.24. Хладоновая система защиты топливных баков от взрыва: 1, 5, 6, 14 - соответственно передний, крыльевые и задний топливные баки; 2 - ПК; 3 - трубопровод отбора; 4 - ограничитель расхода; 7 - датчик давления; 8 - смеситель (эжектор); 9 - регулируемое сопло; 10 - пламяуловитель; 11 - запорный кран; 12 - компенсатор; 13 - сосуд Дьюара; 15 - распылитель (форсунка)

Еще экономичнее автоматическая система подавления взрыва (АСПВ), которая на протяжении всего полета находится в дежурном состоянии (рис. 2.25). Если все рассмотренные системы предупреждают взрыв, то АСПВ срабатывает (реагирует) на начало взрыва, а затем его подавляет. Для надежного подавления взрыва требуются высокое быстродействие автоматических противовзрывных систем, незначительное время доставки огнегасящего состава в зону горения, а также достаточно эффективная дальнобойность распыленного факела огнегасящего состава.

Система сигнализации состоит из датчика, воспринимающего свет от взрыва, и пирогидравлической пушки, которая впрыскивает в защищаемый объем хладон  $B_2$ . Хладон, смешиваясь с топливозвоздушной смесью, нейтрализует ее, тем самым предотвращая дальнейшее развитие процесса взрыва. Существенными недостатками АСПВ являются одноразовость действия и низкая эффективность в топливных баках сложной конфигурации.

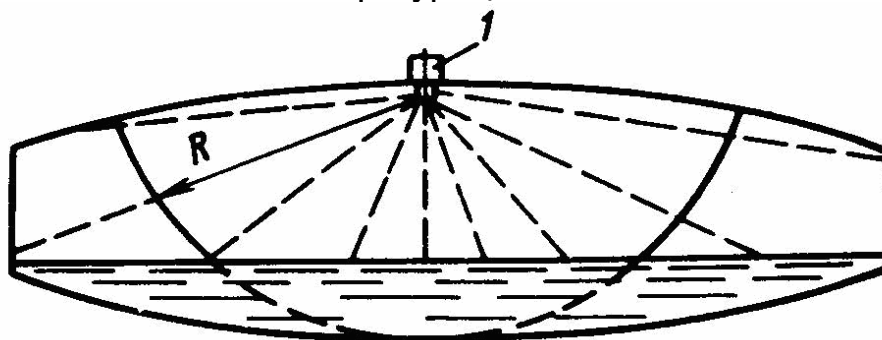


Рис. 2.25. К принципу работы АСПВ: 1 - исполнительный элемент - пушка с огнегасящим составом (хладоном)

#### 2.3.4. Желатинизация и эмульгирование топлива

Физическая сущность *желатинизации* топлива состоит в том, что при добавлении в топливо студенистообразователей - органически кислого алюминия, магния или мыл - оно приобретает псевдокристаллическую структуру и подвержено меньшей опасности воспламенения и взрыва при аварии ЛА, так как обладает меньшей скоростью испарения на единицу площади и значительно меньшей распыляемостью при ударе.

*Эмульгированные* топлива - это дискретные жидкости, в которых содержится до 97% топлива. Скорость испарения эмульсий в 10 раз, а скорость распространения пламени у эмульсий в 100 раз меньше, чем у обычных топлив.

Однако применение желатинизации топлива и эмульгированных топлив требуют существенной доработки топливных систем.

Использование поропластов для полного или частичного заполнения топливных баков (рис. 2.26) обеспечивает надежную защиту топ-

ливных баков от взрыва.

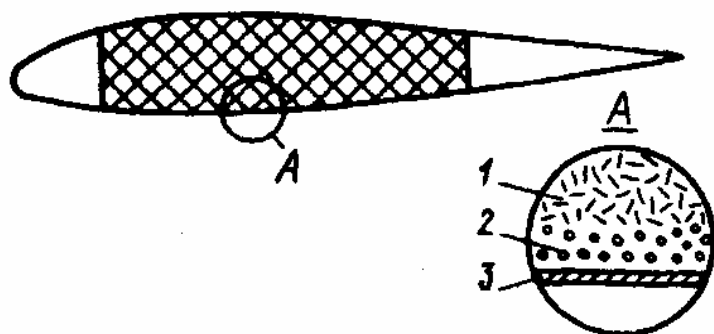


Рис. 2.26. Схема заполнения кессонного топливного бака полиуретановым поропластом: 1 - поропласт; 12 - пенопласт, заполненный коагуляторами; 3 - стенка топливного бака

На рис. 2.27 приведена типовая компоновка систем защиты самолета от пожара и взрыва.

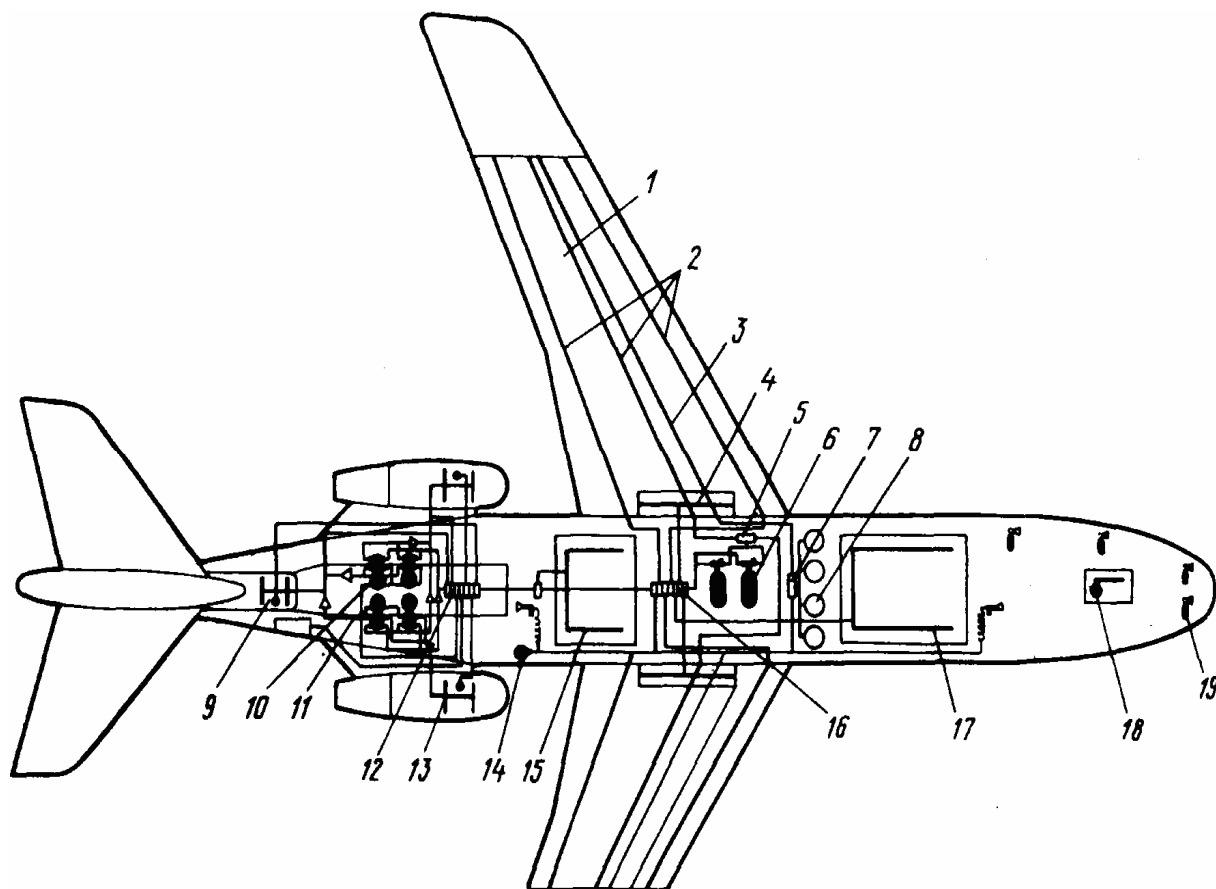


Рис. 2.27. Типовая компоновка системы защиты самолета от пожара и взрыва: 1 - топливный бак; 2 - распылительный коллектор системы НГ; 3 - то же системы экстренной желатинизации топлива; 4 - то же ППС в отсеке шасси; 5 - редуктор; 6 - баллон системы НГ; 7 - дозатор; 8 - баллон системы экстренной желатинизации топлива; 9 - ППС ВСУ; 10 - баллон с хладоном; 11 - ППС отсека двигателей; 12 - блок электромагнитных распределительных кранов; 13 - распылительный коллектор отсека двигателя; 14 - баллон ППС пассажирского салона; 15, 17 - распылительный коллектор противопожарной системы грузового отсека; 16 - блок дозаторов; 18 - ручной огнетушитель приборного отсека; 19 - ручной огнетушитель кабины экипажа

Технические требования к поропластам: они должны быть негорючими, иметь минимальную массу и минимальный коэффициент адгезии, не должны растворяться в топливе и изменять своих свойств со временем.

Для протектирования стенки топливного бака выкладывают пенопластом, заполненным химически активными коагуляторами, которые при пробое под воздействием топлива и воздуха создают твердую массу, закрывающую пробой.

### **3. САНИТАРНО-БЫТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТОВ**

#### **3.1. Типы кабин и их назначение**

Кабинами в фюзеляже самолета называют отдельные специально оборудованные его отсеки, предназначенные для выполнения определенных функций:

- *кабина экипажа* - для размещения членов экипажа (их рабочих мест), командных постов управления самолетом, рычагов управления двигателями, рукояток и кранов управления различными агрегатами и системами самолета, а также средств контроля за их работой;

- *пассажирская кабина* - для размещения пассажиров (пассажирских кресел) и необходимых бортовых помещений (буфетов, гардеробов, туалетов), а также помещений для багажа;

- *грузовая кабина* - для размещения перевозимых грузов, средств их погрузки и выгрузки, швартовки и т. д.

В кабинах размещается бытовое оборудование самолета, предназначенное для создания необходимых условий экипажу и пассажирам во время полета и на земле. К бытовому оборудованию самолета относят кресла экипажа и пассажиров, облицовку кабины экипажа, пассажирской и грузовой кабин, светозащитные шторы и светофильтры, системы водоснабжения и удаления отходов, сейфы, гардеробы и коврики.

На стеклах фонаря кабины экипажа могут быть установлены шторы для выполнения тренировочных «слепых» полетов и для защиты от солнечных лучей.

Астрокупол, блистер штурмана и окна грузовой кабины также могут закрываться шторами.

Для уменьшения теплообмена с окружающей атмосферой и для снижения уровня шума герметическая кабина имеет теплозвукоизоляционную защиту.

Коврики теплозвукоизоляции устанавливают выше уровня пола между металлической и внутренней декоративной обшивками.

Кабины экипажа и пассажирские кабины оборудованы системами

жизнеобеспечения (кондиционирования и кислородного питания).

В санитарном варианте в грузовой кабине самолета устанавливают санитарные стойки и санитарные ленты для крепления носилок.

Отсеки фюзеляжа для таких кабин для большинства современных самолетов герметизированы и нагружены дополнительно избыточным давлением  $\Delta p$ .

### **3.1.1. Требования к кабинам и пути их удовлетворения**

Кабина экипажа должна обеспечивать экипажу наиболее благоприятные условия для выполнения задач полета в соответствии с назначением самолета. Кабина для пассажиров должна обеспечивать пассажирам комфортные условия в течение полета. Грузовая кабина должна обеспечивать возможность быстрой погрузки и выгрузки грузов и их фиксацию во время полета. Эти основные требования к кабинам в соответствии с их специфическими особенностями удовлетворяются:

- выбором места расположения кабины экипажа и рабочих мест членов экипажа, размером кабин и форм их поперечных сечений;
- рациональной компоновкой рабочих мест членов экипажа, пассажирского салона и грузового отсека;
- использованием герметических кабин и систем жизнеобеспечения;
- применением теплозвукоизоляции кабин;
- рациональным устройством средств, используемых при посадке в самолет и при выходе из самолета экипажа и пассажиров, средств покидания самолета в аварийных ситуациях;
- выбором размеров и конструкции люков, средств механизации для погрузки и выгрузки грузов, устройств для их швартовки.

### **3.1.2. Месторасположение кабины экипажа и рабочих мест членов экипажа**

Кабина летчика одноместного самолета и кабина экипажа многоместного самолета располагаются в носовой верхней части фюзеляжа, обеспечивающей наилучшие условия для обзора летчику (летчикам и штурману). В фюзеляже в этой его части делается надстройка, закрываемая остекленным фонарем. Для уменьшения лобового сопротивления эта надстройка плавно вписывается в обводы носовой части фюзеляжа. Формы остекления фонаря, положение рабочих мест экипажа (летчика) и очертания носовой части фюзеляжа (особенно на боковой проекции) должны обеспечивать экипажу как можно большие углы обзора в передней полусфере.

### 3.1.3. Размеры кабин и формы их поперечных сечений

На основе практики проектирования самолетов различного назначения в зависимости от числа членов экипажа в самолете и их функциональных обязанностей, оборудования в кабине и т. д. выработаны рекомендации по рациональным для каждого типа самолетов размерам кабин, размещению в них членов экипажа и оборудования. На рис. 3.1 показано размещение экипажа в кабинах современных пассажирских самолетов.

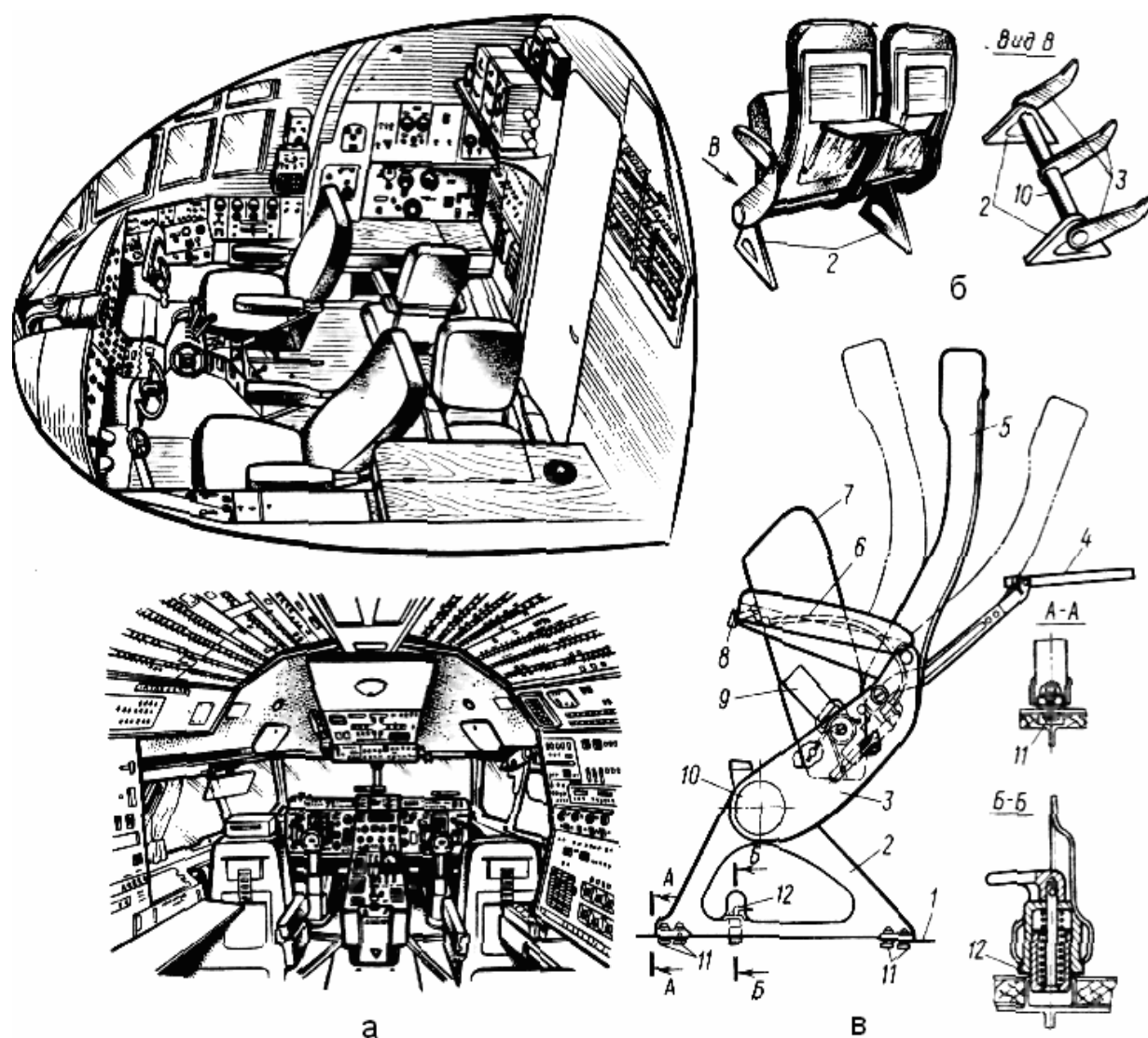


Рис. 3.1. Интерьер кабины экипажа и конструкция пассажирского кресла: 1 - направляющие рельсы; 2 - кронштейны (силовой каркас, на котором устанавливается труба 10); 3 - узлы крепления кресел к трубе; 4 - откидной столик; 5 - откидная спинка с углами отклонения до  $30^\circ$ ; 6 - подлокотники; 7 - мягкая, в основном из полиуретанового поропласта, подушка сиденья; 8 - кнопка управления механизмом, отклоняющим спинку; 9 - привязные ремни; 10 - основной силовой элемент блока кресел - труба; 11 - болты; 12 - фиксатор положения кресла на направляющей

Габаритные размеры фюзеляжа пассажирского самолета должны удовлетворять требованию иметь объем на каждого пассажира в салоне не менее  $0,9...1,2 \text{ м}^3$ , а для пассажирских салонов с уровнем комфортности первого класса -  $1,8...2,0 \text{ м}^3$ . Должны учитываться также размеры бытовых помещений для буфетов, туалетов и гардероба.

Имеется ряд зависимостей, которые позволяют определять рациональные (с точки зрения стоимости пассажирокилометра) размеры фюзеляжа в зависимости от числа пассажиров  $n_{\text{пас}}$  и расчетной дальности полета  $L_p$ . Так, например, расчеты показывают, что для  $n_{\text{пас}} = 300$  при  $L_p = 2000...4000$  км оказываются выгодными однопалубные фюзеляжи круглого сечения, имеющие 7 - 8 мест в ряду с двумя проходами ( $d_{\text{ф}} = 5,0...5,5$  м), а при  $L_p = 8000$  км выгодным становится размещение шести мест в ряду с одним проходом. При полетах на большую дальность на критерии стоимости пассажирокилометра начинают сильнее влиять аэродинамические характеристики, чем весовые. Этим и объясняются полученные выше результаты.

Однопалубные фюзеляжи имеют меньшее аэродинамическое сопротивление, но они длиннее и тяжелее двухпалубных фюзеляжей равной вместимости. Последние могут иметь круглое сечение или сечение, близкое к кругу, отдаленно напоминающее восьмерку.

Формы поперечных сечений кабины экипажа определяются компоновкой и размерами носовой части фюзеляжа. Однако кабины экипажа герметические и нагружены избыточным давлением. Поэтому с точки зрения восприятия нагрузок от избыточного давления и технологии изготовления лучше, когда обводы кабины имеют круглое сечение и совпадают с обводами фюзеляжа, имеющими чаще круглое или близкое к кругу сечение.

### **3.2. Компоновка рабочих мест членов экипажа**

О рациональности компоновки рабочих мест в кабине экипажа можно судить по нагрузке на членов экипажа при выполнении задач полета. Нагрузка физическая и, что не менее важно при управлении полетом, эмоциональная во многом зависят от условий работы, начиная с наличия удобного для работы (и отдыха) кресла и кончая удобством использования (расположения) всего того оборудования в кабине, которое необходимо на каждом из этапов полета.

На одноместном самолете летчик достаточно удобно размещается на парашюте, уложенном на регулируемую по высоте чашку катапультируемого кресла. При этом у летчика хороший обзор передней полусферы, и он может, используя необходимое оборудо-



дование в кабине, выполнять задачи, определяемые назначением самолета. Система фиксации в кресле летчика позволяет ему наклоняться вперед и со своего сиденья свободно доставать до всех рычагов, кранов и других средств управления самолетом и двигателями, которые размещены в кабине наиболее удобным для их использования образом (по группам, с учетом частоты использования, с различиями во внешней форме, цвете и т. д.). Со своего рабочего места летчик хорошо видит приборы и различные средства сигнализации, необходимые для контроля работы двигателя и систем самолета. Приборы по назначению также распределены на группы и устанавливаются на приборной доске на правом и левом пультах определенным образом (в центре - пилотажно-навигационные приборы, правее - приборы контроля работы двигателей, снизу - приборы энергосистем и т.д.).

На многоместных самолетах с экипажем два человека и более при компоновке их рабочих мест и оборудования в кабине выдерживаются те же описанные выше принципы. Кресла членов экипажа регулируются по высоте, могут перемещаться по направляющим рельсам вдоль кабины, спинка - отклоняемая от вертикали. Кресла штурмана и бортинженера могут вращаться относительно вертикальной оси и при необходимости складываться. На таких самолетах, как правило, два летчика. Поэтому у каждого из них - свои посты управления самолетом (штурвал и педали), между ними - колонка с рычагами управления двигателями, на приборной доске и пультах перед ними - многочисленные приборы, средства управления и сигнализации. В соответствии со спецификой работы штурмана и бортинженера перед каждым из них - свои средства управления и контроля.

На рис. 3.2 показано кресло летчика самолета Ан-26. Кресло выполнено регулируемым в продольном направлении и по высоте. Величина вертикального перемещения сиденья со спинкой для левого кресла - 125 мм, для правого - 135 мм, а величина горизонтального перемещения кресла - 180 мм. Рукоятки 8 и 10 управления фиксаторами кресла расположены на передней стороне чашки 9 сиденья. Кресла радиста и штурмана регулируются по высоте, и, кроме того, кресло штурмана может поворачиваться влево или вправо от нейтрального положения на 23°. Кресло бортмеханика в нерабочем (сложенном) положении служит подножкой для летчиков. Закрепление кресла в рабочем и убранном положениях обеспечивается фиксатором с рукояткой.

К настоящему времени число средств управления и контроля в кабине возросло настолько (это, кстати, хорошо видно и из рис. 3.1, а), что внимания, особенно у летчика одноместного самолета, уже не хватает на одновременное выполнение задач, связанных с назначением самолета, управлением самолетом и контролем за

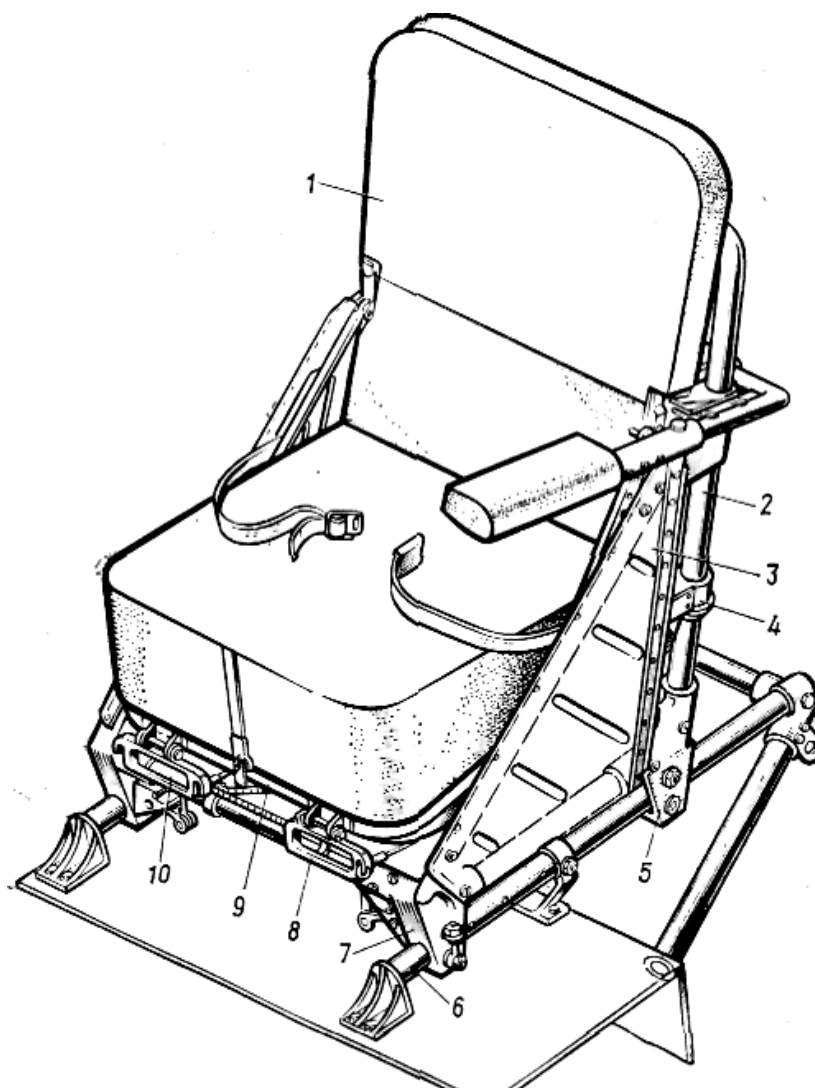


Рис. 3.2. Кресло летчика: 1 - спинка; 2 - вертикальная направляющая; 3 - тележка; 4 - кронштейн с фиксатором подъема; 5, 7 - роликовые опоры; 6 - горизонтальная направляющая; 8, 10 - рукоятки управления фиксаторами подъема и отката кресла; 9 - чашка сиденья

работой его систем и двигателей. Выход из сложившейся ситуации заключается в повышении степени автоматизации управления и в замене многочисленных приборов на ограниченное число дисплеев, световых табло, на которые выводилась бы только та информация, которая бы своевременно предупреждала летчика о возможном выходе за допустимые пределы любого из контролируемых рабочих параметров двигателя и систем самолета.

Сейчас вопросами, какую и в каком виде информацию о положении самолета, работе двигателей и систем самолета, о работе оборудования, о противнике и т. д. надо выдавать экипажу (летчику), чтобы облегчить ему управление самолетом и выполнение основных задач в соответствии с назначением самолета, занимается наука эргономика.

### 3.3. Компоновка пассажирского салона

Компоновка пассажирского салона на 32 пассажира изображена на рис. 3.3, а. Здесь же показана и компоновка кабины экипажа, отделенной от салона перегородкой с дверью. Удобства пассажиров во время полета в таком и подобном ему салонах (рис. 3.3, б) достигаются использованием удобных кресел, их рациональным размещением в салонах, наличием бытовых помещений (гардеробов, буфетов, туалетов) и полок или специальных камер для хранения ручной клади пассажиров, применением системы кондиционирования, индивидуальной вентиляции и дополнительного освещения, выбором цвета и качества декоративной внутренней обшивки салона, завершающей общее впечатление от всего интерьера салона в целом (см. рис. 3.3,б). Кроме того, в общий интерьер пассажирской кабины входят двери и окна, а также двери и люки для выхода из самолета при аварии.

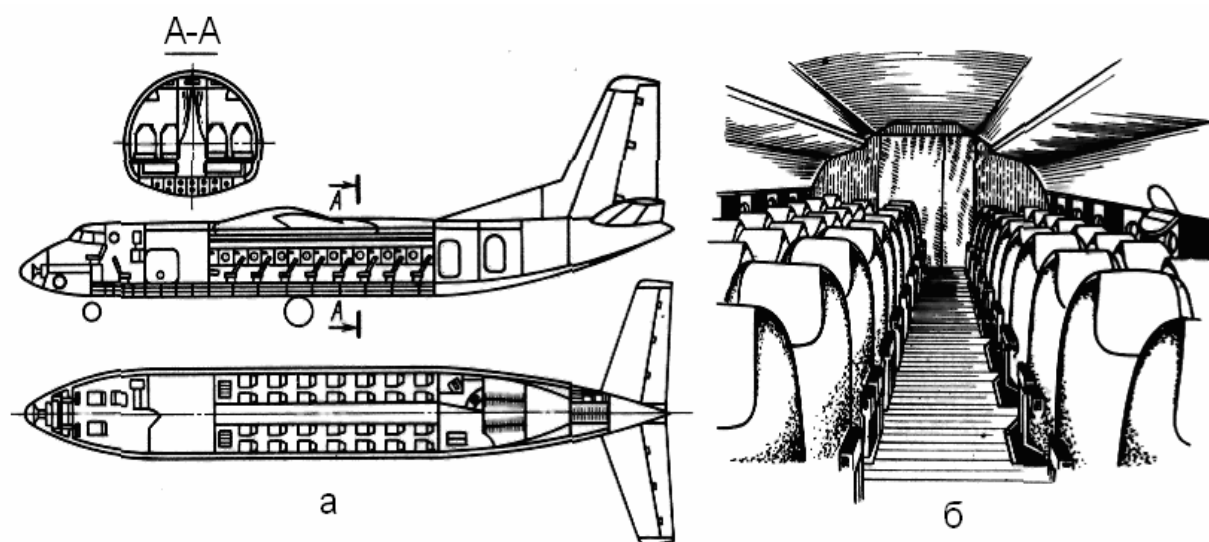


Рис. 3.3. Компоновка фюзеляжа пассажирского самолета и интерьер пассажирского салона

*Кресла.* Утомляемость пассажира, сидящего длительное время в кресле, зависит от размеров и упругости подушки 7 (см. рис. 3.1, в) сиденья, формы и упругости подушки спинки. Утомляемость уменьшается, если угол наклона спинки 5 кресел можно менять в полете, если есть удобно расположенные подлокотники 6 и т.д. Размеры кресел, их конструкция и размещение в салоне зависят от класса салона. В пассажирской кабине могут быть салоны разного класса. Так, размеры между подлокотниками кресел изменяются от 400 до 500 мм, а шаг между креслами - от 750 до 1500 мм.

Кресла могут быть одиночными, но чаще - в виде блоков из двух или трех кресел (см. рис. 3.1, б). База крепления кресел к полу, расстояние между направляющими рельсами 3 (см. сечение

Б-Б на рис. 3.1, б) для любого класса салонов - стандартная, а сама конструкция креплений кресел к направляющим рельсам 3 позволяет быстро производить смену кресел. На рис. 3.1, в показаны основные части достаточно распространенной конструкции блока кресел.

Фиксатор 12 вместе с болтами 11 позволяют устанавливать кресла с любым интервалом на рельсах 1. На спинке кресла, его обивке сделан карман для пакетов и откидного столика 4. На креслах закреплены привязные ремни 9 для фиксации пассажиров в кресле во время взлета, посадки и в аварийных ситуациях. Каждое кресло снабжено индивидуальным вентилятором, аварийным кислородным блоком, а в кармане под сиденьем находится индивидуальный спасательный жилет.

*Бытовые помещения.* На рис. 3.4, а показан интерьер широкофюзеляжного двухпалубного самолета. В интерьеры пассажирских салонов входят буфеты, гардеробы и туалеты. Размеры гардеробов (рис. 3.4, б), число туалетов (рис. 3.4, в) и буфетов, размеры полок над креслами пассажиров или специальных камер для ручной клади определяются исходя из числа пассажиров и дальности полета.

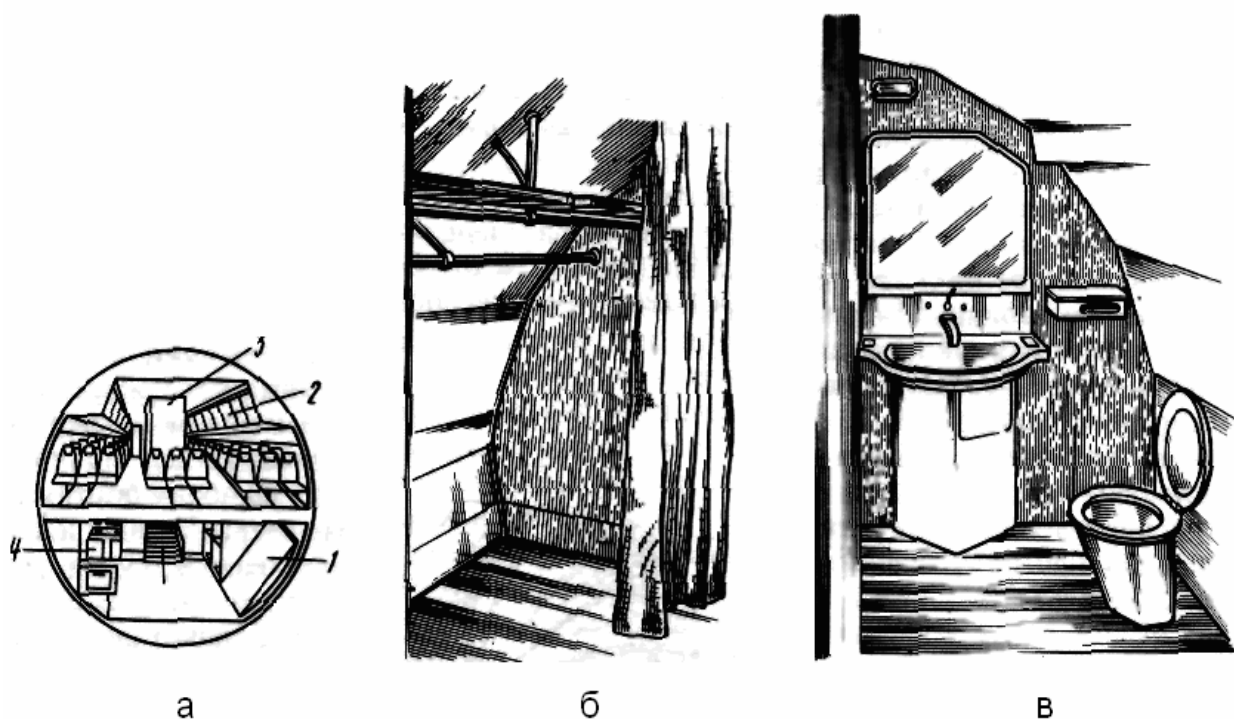


Рис. 3.4. Интерьер пассажирского салона, гардероб и туалет

Индивидуальная вентиляция через управляемые насадки над креслами подводится к каждому пассажиру.

Индивидуальные плафоны для дополнительного освещения обычно располагаются в этих же местах.

Декоративная обивка салона делается из легких хорошо моющихся материалов с хорошей звукопоглощаемостью и огнестойкостью, приятного цвета.

Наиболее полно перечисленные выше требования к компонов-

кам пассажирских салонов удовлетворены в кабинах современных пассажирских самолетов (см. рис. 3.4, а), где пассажирские салоны расположены на верхней палубе. Здесь с двумя проходами размещены три блока кресел по три кресла в каждом блоке, буфеты 3, камеры для ручной клади по обоим бортам над креслами пассажиров 2, гардеробы, туалеты (санузлы), аварийные двери. На нижней палубе расположены входные двери - трапы 1, багажные отделения 4, кухни. Для прохода в салоны на верхней палубе имеются удобные лестницы.

На рис. 3.5 показан санузел самолета Ан-26, который находится в грузовой кабине между шпангоутами 7 и 9 по левому борту и отгорожен от грузовой кабины шторкой или дверью.

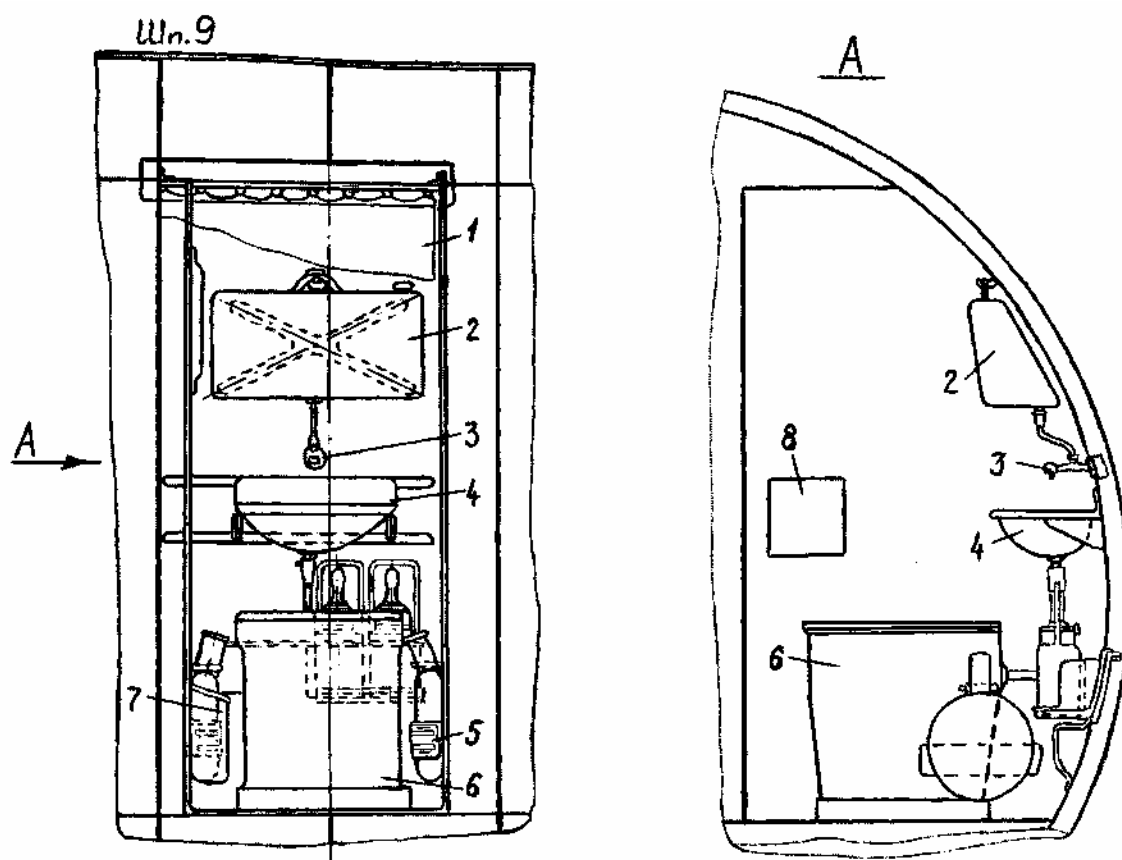


Рис. 3.5. Санузел: 1 - штора; 2 - бак для воды; 3 - кран; 4 - раковина; 5 - кассета; 6 - унитаз; 7 - ящик для грязной бумаги; 8 - карман для чистой бумаги

### 3.4. Системы водоснабжения и удаления отходов

Создание современных пассажирских самолетов требует решения целого ряда проблем, одна из которых связана с разработкой водовакуумных систем, призванных обеспечить необходимые физиолого-гигиенические условия в полете.

По функциональному назначению водовакуумная система подразделяется на систему водоснабжения и систему удаления

отходов. Рассмотрим эти системы на примере самолета Ан-148.

### **3.4.1. Требования к системам водоснабжения и удаления отходов**

Система водоснабжения подает под напором питьевую воду в буфет и туалеты для использования пассажирами и экипажем. Подача воды под давлением достигается путем отбора воздуха от двигателей с помощью воздушного компрессора. Питьевая вода хранится в центральном сборном резервуаре, имеющем полезную емкость 110 литров. Трубопроводы системы водоснабжения установлены внутри герметизированного терморегулируемого пространства фюзеляжа. В буфете предусмотрена система фильтрации для улучшения вкуса и качества воды.

Система удаления отходов позволяет сливать использованную воду из раковин буфета и туалетов. Слив осуществляется через штанги слива, расположенные в днищах носового и хвостового отсеков фюзеляжа.

Системы водоснабжения и удаления отходов самолета Ан-148 спроектированы для создания комфорта пассажирам, обеспечивая чистую, без загрязнения, окружающую среду и установку системы, минимизирующую возможности утечки, предотвращающую замерзание воды при любых условиях эксплуатации на земле или в полете.

Поэтому системы разработаны с учетом следующих основных требований:

- продолжительность полета: максимальная – 5,0 часов, номинальная – 1,5 часа;
- число пассажиров: 70 пассажиров, 3 члена экипажа, 2 бортпроводника;
- число номинальных полетов между обслуживанием - 2;
- номинальное время посадки пассажиров + предполетное время - 0,5 часа;
- резервуар для воды имеет размеры с учетом дополнительной емкости для будущих модификаций, связанных с удлинением фюзеляжа, увеличением числа пассажиров до 118 и увеличением дальности полета до 5,5 часов;
- подача воды под давлением в системе снабжения питьевой водой обеспечивается самолетной системой наддува с использованием отбора воздуха от двигателей и ВСУ;
- наземное обслуживание возможно без электроэнергии от генераторов самолета или аэродромного пускового агрегата;
- переливные, входные и выходные отверстия, а также сливные отверстия системы снабжения питьевой воды полностью отделены от водоводов сточных вод или средств хранения отходов;
- при подаче питьевой воды в кухни предусмотрены локальные фильтры, уменьшающие уровень хлорирования, дезинфекционных

средств и вторичных загрязняющих веществ, улучшающие вкус, запах, а также внешний вид питьевой воды;

- заборный слив использованной воды на земле или в полете с предотвращением ее замораживания;

- способность быстрого и полного слива резервуара питьевой воды, подводных трубопроводов и трубопроводов сточных вод;

- функционирование и контроль посредством устройства управления (WWSC) всеми компонентами системы, возможность обнаружения неисправностей с выдачей сообщений о состоянии системы на панель управления бортопроводника и на центральный компьютер технического обслуживания;

- обслуживание с использованием быстросменных блоков с оптимизацией простоты и времени осмотра, ремонта, демонтажа и установки;

- подогретая вода в кранах туалетов;

- обеспечение сбора сточных вод при функционировании на земле;

- возможность слива в полете неиспользованной питьевой воды из резервуара питьевой воды и распределительных трубопроводов.

### **3.4.2. Система водоснабжения**

Система снабжения питьевой водой подает под напором воду к водонагревателям и кранам туалетов, к раковинам умывальников в буфете. Вода также подается в туалеты для промывания вакуумных туалетов. Питьевая вода хранится в резервуаре питьевой воды, расположенном в хвостовом отсеке фюзеляжа самолета под полом позади задней переборки хвостового грузового отсека (рис. 3.6 - 3.9).

Система водоснабжения делится на следующие подсистемы:

а) хранения и распределения воды, которая включает в себя:

- 1) резервуар для воды;
- 2) патрубок заправки/слива;
- 3) эксплуатационную панель слива/заправки;
- 4) подводные трубопроводы;
- 5) клапан заправки/слива;
- 6) передний сливной клапан;
- 7) задний сливной клапан;
- 8) ручной запорный клапан;
- 9) фильтр для воды;
- 10) краны туалетов;
- 11) краны буфета;
- 12) панель слива в полете;

б) нагрева воды, состоящей из водонагревателя;

в) индикации количества воды в баке, которая включает в себя:

- 1) датчик уровня;
- 2) индикацию на эксплуатационной панели;
- г) слива сточных вод, которая включает в себя:
  - 1) кран автоматического слива;
  - 2) комплект резервуара сбора сточных вод;
  - 3) трубопровод сточных вод;
  - 4) штанги слива;
  - 5) отстойники;
- д) подачи воздуха, включающей в себя:
  - 1) компрессор;
  - 2) реле давления;
  - 3) воздушный фильтр;
  - 4) рукав подачи воздуха;
- е) защиты трубопроводов от обледенения, которая включает в себя:
  - 1) систему обогрева штанг слива;
  - 2) систему обогрева патрубка заправки/слива.

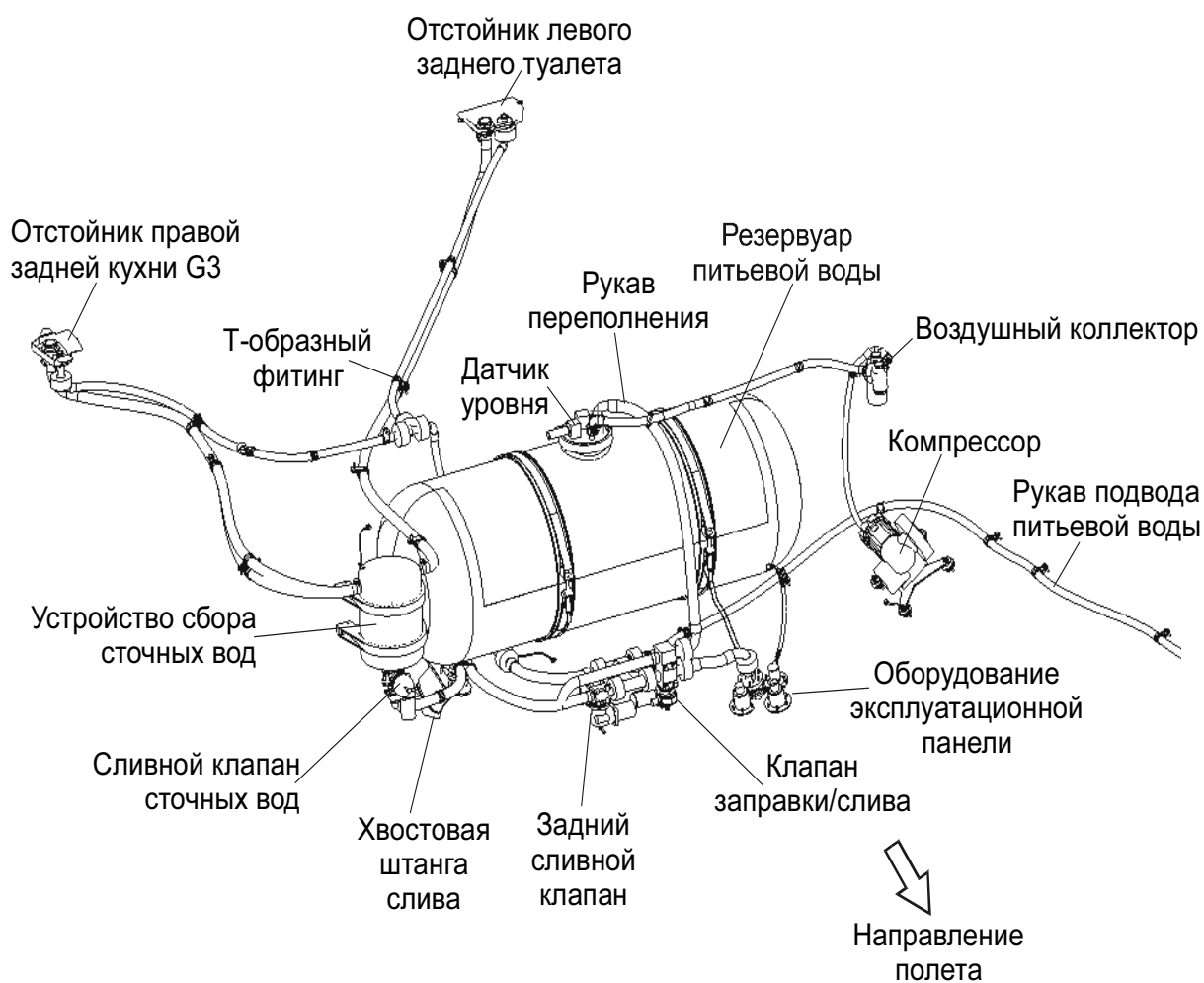


Рис. 3.6. Типовое расположение задней системы водоснабжения





Рис. 3.7. Типовое расположение передней системы водоснабжения

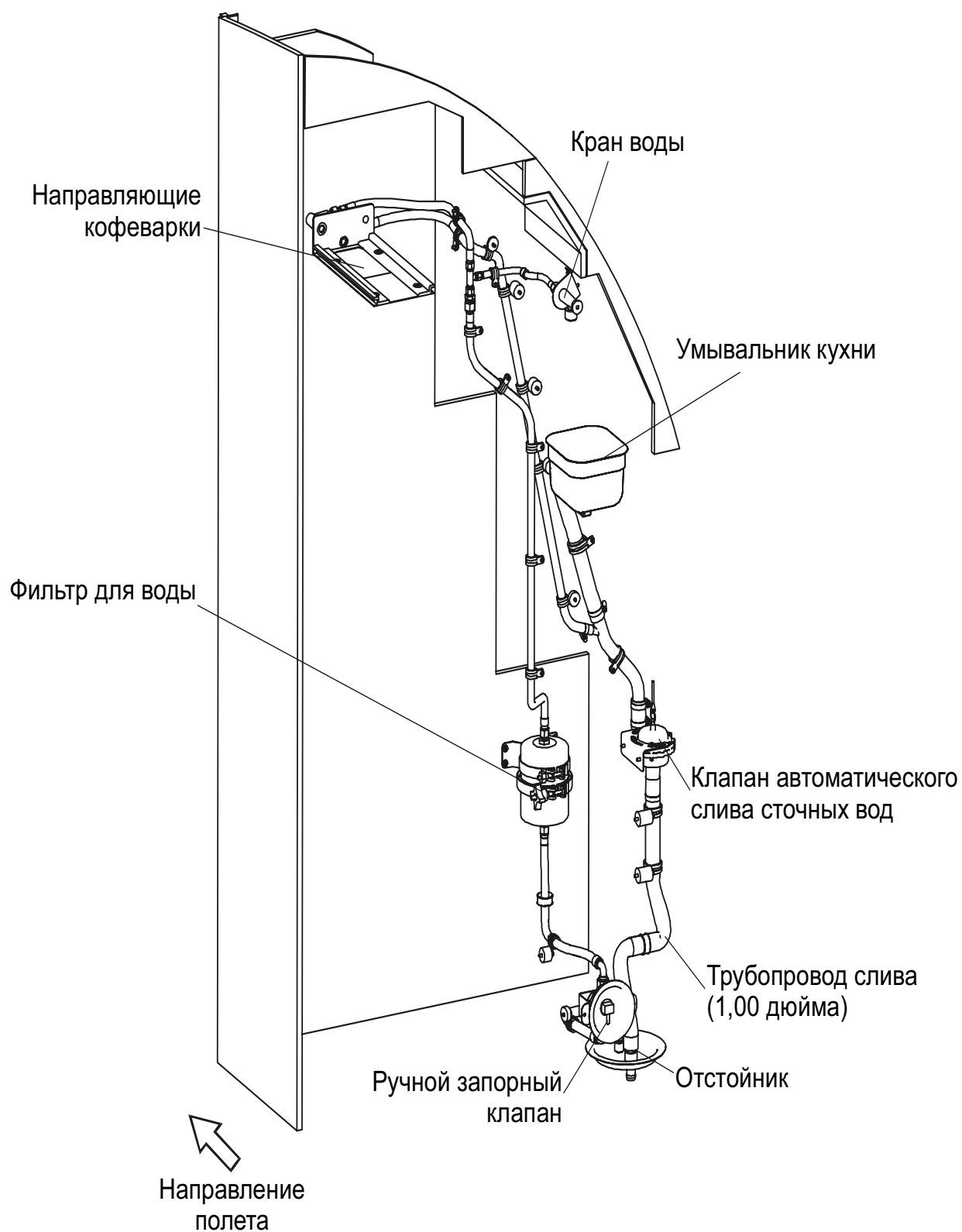


Рис. 3.8. Типовое расположение системы водоснабжения буфета

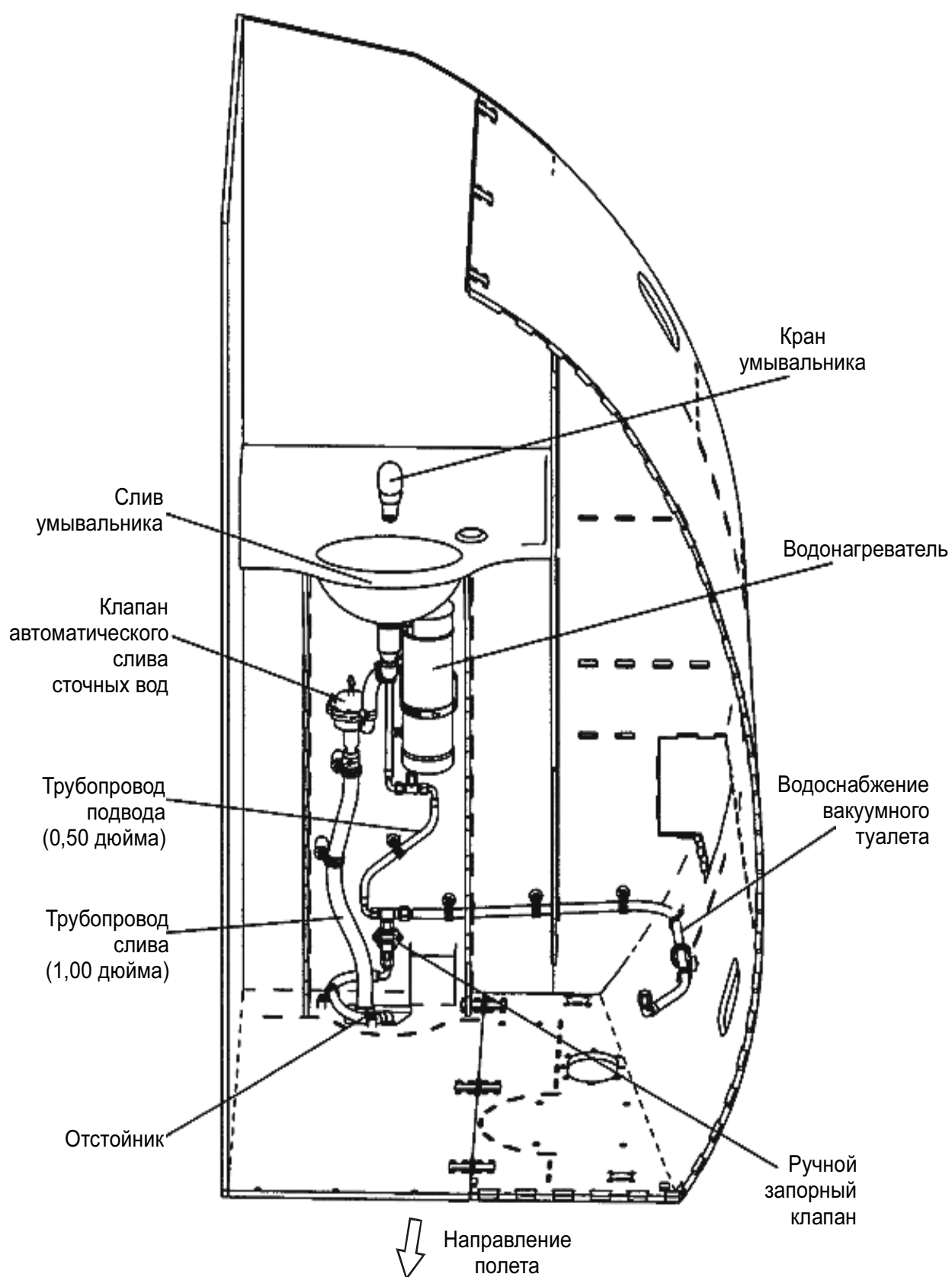


Рис. 3.9. Типовое расположение системы водоснабжения туалета

### 3.4.3. Система хранения и распределения воды

Система снабжения питьевой водой подает под напором воду к водонагревателям и кранам туалетов, к раковинам умывальника в буфете. Вода подается также в туалеты для промывания вакуумных туалетов. Питьевая вода хранится в резервуаре питьевой воды, расположенном в хвостовом отсеке фюзеляжа самолета под полом позади задней переборки хвостового грузового отсека.

Давление отбираемого воздуха используется как первичный источник давления системы. Трубопровод наддува проложен от главного воздуховода отбираемого воздуха самолета до входного распределительного воздушного коллектора резервуара для воды. Выпускной наконечник размещен таким образом, чтобы обеспечить отбор воздуха или от двигателей, или от ВСУ. Отобранный воздух фильтруется и приводится к рабочему давлению системы, составляющему 241,3 ... 262 кПа.

В качестве альтернативы как дополнительный элемент для поддержания давления в системе водоснабжения используется воздушный компрессор. В случае нахождения самолета на земле с незапущенными двигателями или ВСУ либо в случае, когда в полете давление отбора воздуха ниже оптимального уровня, датчик давления, установленный в резервуаре хранения воды, сигнализирует об этом устройству управления, которое включает компрессор, чтобы достичь требуемого давления в системе водоснабжения.

Заправка питьевой водой производится с помощью эксплуатационной панели. Эксплуатационная панель расположена по левой стороне хвостового отсека фюзеляжа. Панель содержит необходимое оборудование для обслуживания, такое, как патрубок заправки/слива, переключатель заправки/слива и панель индикации. Крышка эксплуатационной панели включает в себя физические стопорные устройства, которые препятствуют ее закрытию до тех пор, пока переключатель заправки/слива не будет находиться в положении «НОРМАЛЬНО». Эта конструкционная особенность гарантирует, что система снабжения питьевой водой полностью закрыта и полностью работоспособна после выполнения обслуживания. Как только переключатель заправки/слива устанавливается в положение «НОРМАЛЬНО», устройство управления переводит все клапаны системы водоснабжения в закрытое положение и запускает в работу воздушный компрессор.

Используемая емкость резервуара хранения питьевой воды - максимум 110 литров. Кроме того, в резервуаре имеется воздушная подушка объемом 10 литров, которая обеспечивает требуемое затухание изменений давления в резервуаре, возникающих вследствие изменения расхода в отдельных конечных пунктах потребления, а также из-за изменения давления отбираемого воздуха. На уровне, соответствующем 101% используемой емкости резервуара, предусмотрено устройство патрубка пере-

полнения для обеспечения предельного объема заправки резервуара в случае неправильного срабатывания контура управления и как защита против переполнения.

В туалеты вода подается через настенный кран, установленный над корпусом раковины умывальника, в котором имеется выходное отверстие крана. Выходное отверстие крана расположено минимум на 2,5 см выше максимального уровня обода раковины для предотвращения перекрестного загрязнения использованной водой. Кран имеет единственную головку управления, которая служит как для включения притока воды, так и для управления ее температурой. Кран включает в себя механическое устройство временной задержки для обеспечения непрерывного потока воды без удержания головки в нажатом положении.

Питьевая вода в туалетах используется также клапаном промывки вакуумных туалетов. Клапан промывки включает в себя контрольный клапан и вакуум-прерыватель.

В буфете вода подается к установленному на стене крану. Подводящий трубопровод содержит фильтр для воды для удаления примесей, осадка и улучшения вкуса и качества воды, используемой пассажирами и членами экипажа.

#### **3.4.4. Система нагрева воды**

С целью увеличения комфорта пассажиров, а также для предоставления членам экипажа возможности вымыть руки перед началом выполнения их обязанностей, в переднем и заднем туалетах установлены саморегулирующиеся водонагреватели, обеспечивающие теплую воду для мытья рук.

Регулирование выходной температуры в кране воды достигается смешиванием холодной и горячей воды, подаваемой к крану туалета.

#### **3.4.5. Индикация количества воды в баке**

В резервуаре воды установлен датчик уровня, в состав которого включено необходимое электронное оборудование для обработки сигналов.

Датчик уровня измеряет уровень воды внутри резервуара питьевой воды. Показания датчика уровня резервуара питьевой воды непрерывно контролируются, и количество воды отображается на панели управления бортпроводника. При обслуживании системы при заправке резервуара до полного уровня, выбранного для данной конфигурации, на эксплуатационной панели включается светосигнализация зеленого цвета, свидетельствующая о полной заправке резервуара.

Индикация количества воды в резервуаре питьевой воды на панели управления бортпроводника отображается в таких процентах за-

полнения объема резервуара: 0%; 25%; 50%; 75%; 100%.

### 3.4.6. Система слива сточных вод

Сточные воды из передних туалета и кухни сливаются через клапан автоматического слива и направляются к носовой штанге слива самолета. Сточные воды из задних туалета и буфета сливаются через клапан автоматического слива и направляются к хвостовой штанге слива. Клапаны автоматического слива обеспечивают слив жидкостей на земле и в полете без неприятного свиста, хлюпанья или напора воздуха и предотвращают утечку воздуха из кабины. Клапаны установлены внутри буфета или туалета соответственно (рис. 3.10).

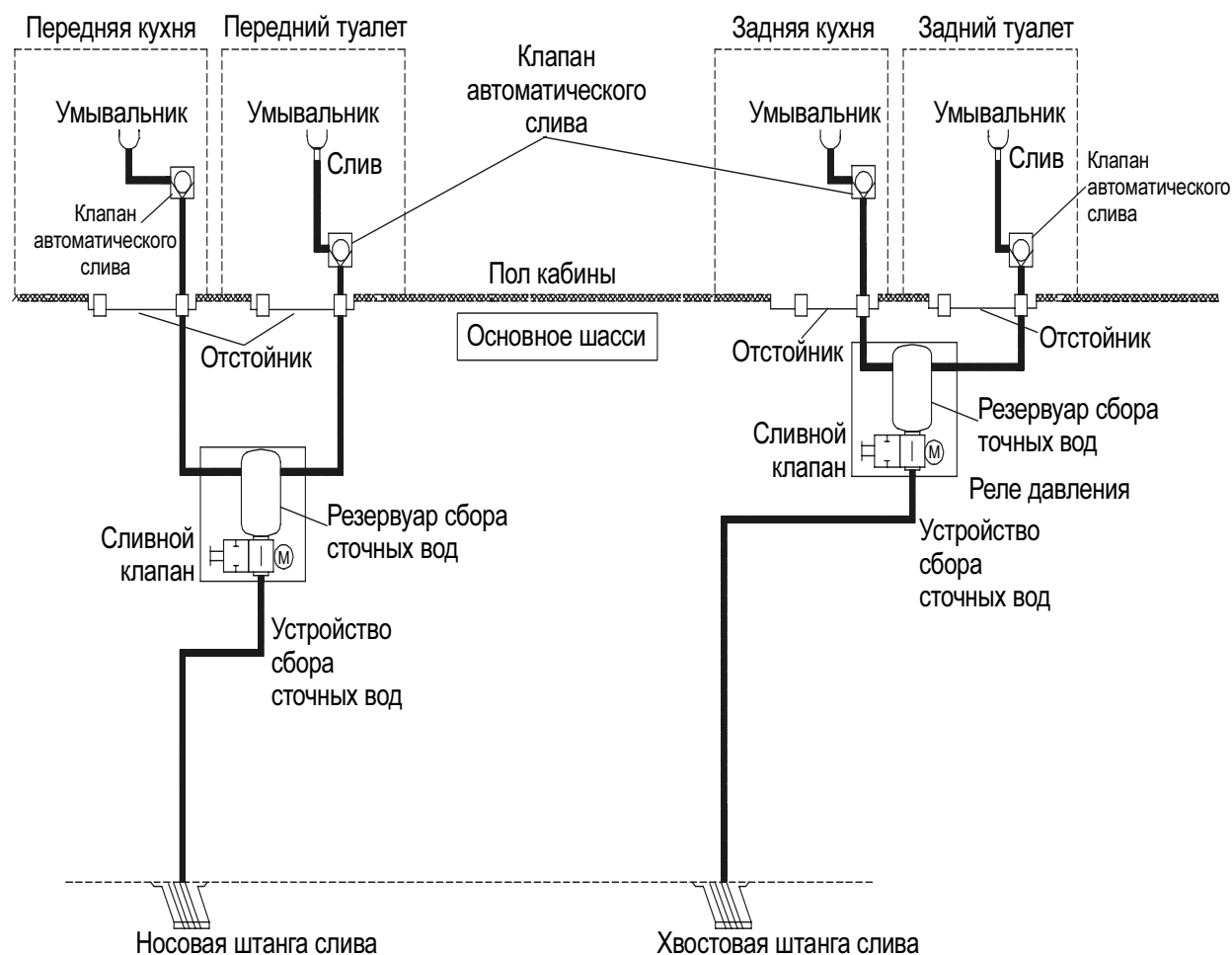


Рис. 3.10. Система слива сточных вод

Штанги слива являются каналами слива сдвоенного типа. Один канал используется для слива питьевой воды, а другой - для слива сточных вод. Конструкция штанг слива гарантирует надлежащее разделение питьевой и использованной воды.

Из умывальников туалетов и буфета слив воды осуществляется через сливы, расположенные на их корпусах. Сливы обеспечивают сток использованной воды к клапану автоматического слива.

Выше и ниже пола установлены трубопроводы для сливаемой во-

ды. Для предотвращения пробок трубопроводы установлены под углом в положении, возможно ближе приближающемся к вертикальному, с минимальным числом плавных изгибов.

Два промежуточных резервуара для сточных вод вместимостью 3,8 литра каждый установлены соответственно в переднем и хвостовом отсеках в подпольном пространстве самолета. В наземных условиях резервуары собирают сточные воды из буфета и туалетов для предотвращения утечки на бетонированное покрытие аэродрома.

Приводимые в действие электричеством вентили с электроприводами установлены под промежуточными сборными резервуарами, для обеспечения возможности слива резервуара в полете или на земле. Вентили управляются и приводятся в действие устройством управления системы водоснабжения и удаления отходов. При взлете через две минуты после уборки шасси сливные клапаны резервуара сбора сточных вод автоматически открываются, обеспечивая слив за борт использованной воды, накопленной на земле. В полете оба клапана остаются открытыми в течение остального времени полета.

### 3.4.7. Система подачи воздуха

В системе питьевой воды давление создается путем отбора воздуха от двигателей или ВСУ и от компрессора. Отобранный воздух откачивается из трубопровода кольцевания в центральном отсеке фюзеляжа. Воздух подается к хвостовому отсеку через фюзеляж и подводится к воздушному коллектору в хвостовом отсеке. Отобранный воздух вводится через воздушный коллектор в резервуар воды для обеспечения регулируемого напора питьевой воды (рис. 3.11).

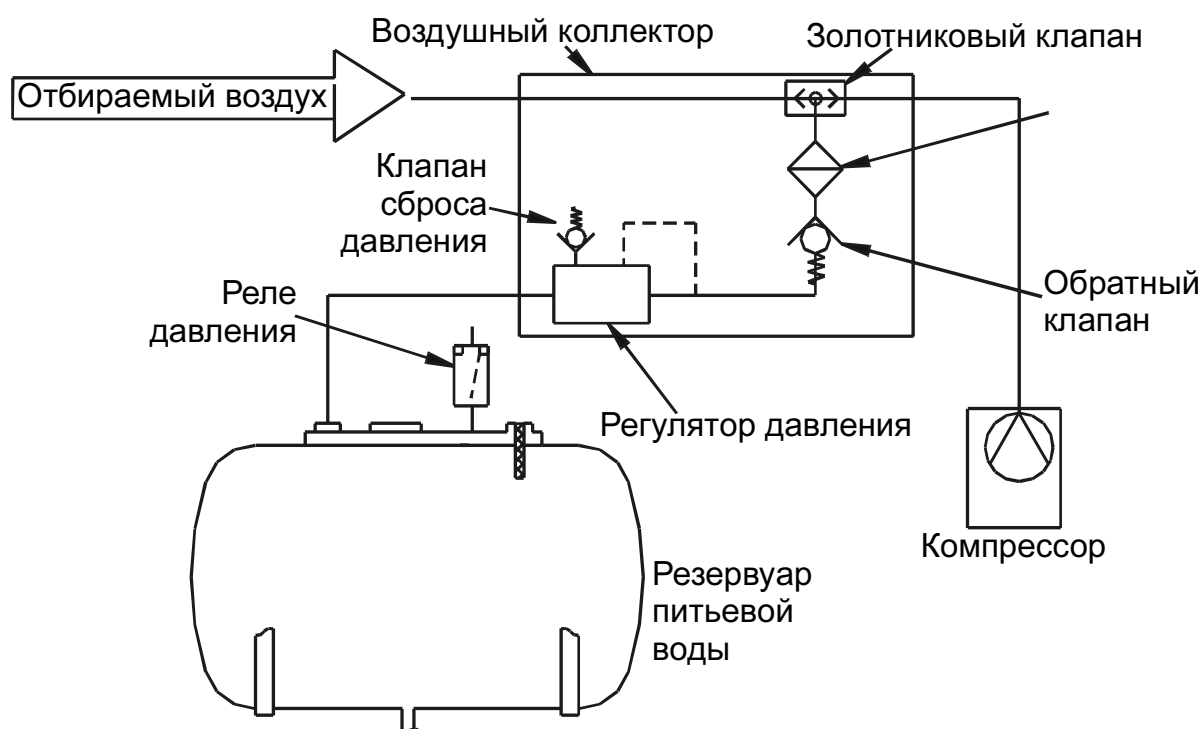


Рис. 3.11. Система подачи воздуха

Воздушный коллектор включает в себя золотниковый клапан, регулятор, воздушный фильтр, обратный клапан и клапан сброса давления. Воздушный коллектор обеспечивает рабочий уровень давления поступающего воздуха. Подача отобранного воздуха осуществляется через золотниковый клапан.

Воздушный фильтр устраняет примеси из сжатого воздуха перед подачей его в резервуар питьевой воды. Обратный клапан предотвращает попадание воды в воздухопроводы. Функция стравливания давления воздуха - неотъемлемая функция воздушного коллектора, она предотвращает избыточное давление в системе водоснабжения.

Воздушный компрессор предназначен для обеспечения стабильности давления в системе водоснабжения, если давления отбираемого воздуха недостаточно. Периодическая работа воздушного компрессора управляется устройством управления системы водоснабжения на основе сигналов от датчика давления, который установлен непосредственно в резервуаре воды. Компрессор включается, если давление отбираемого воздуха слишком низко. Нижняя граница давления - 241,3 кПа, верхняя - 262,0 кПа. Подводящий трубопровод компрессора соединен со вторым каналом золотникового клапана.

Воздушный компрессор отключается во время наземного обслуживания, чтобы избежать ненужной подачи импульсов. Устройство управления системы водоснабжения отключает компрессор при следующих условиях:

- а) переключатель эксплуатационной панели находится в положениях «ЗАПРАВКА» или «СЛИВ»;
- б) выполнено условие приложения веса к колесам шасси.

#### **3.4.8. Защита трубопроводов системы водоснабжения от обледенения**

Противообледенительные свойства обеспечиваются в системе путем использования обогреваемых штанг слива и обогревателя манжеты, установленного на патрубке заправки/слива эксплуатационной панели. Обогреватели штанг слива предотвращают опасное образование льда при сливе воды.

Обе штанги слива управляются устройством управления системы водоснабжения. Обогрев штанг слива включается, если термочувствительный элемент на штангах слива сигнализирует о снижении температуры ниже 63°C, и выключается, если температура превышает 71°C.

Саморегулирующийся обогреватель манжеты установлен на патрубке заправки/слива для предотвращения закупоривания трубопровода замерзшей водой вследствие наличия остаточной воды в трубопроводе заправки, слив из которого осуществляется через головку патрубка.



Трубопроводы распределения воды проложены в герметической кабине в хорошо вентилируемой зоне, где поддерживается температура выше температуры замерзания. Такое расположение минимизирует потребность в обогреве вдоль трубопроводов системы водоснабжения.

### **3.4.9. Система удаления отходов**

Система удаления отходов обеспечивает транспортировку отходов из туалетов в хвостовой накопительный бак под воздействием разности давлений. Отходы содержатся в баке в течение полета, а в дальнейшем их сливают в обслуживающий грузовик.

В данную систему входят два туалета, расположенных в туалетных отсеках. Тонкостенный трубопровод соединяет данные туалеты с общим хвостовым накопительным баком, в котором расположены входное отверстие для сливания отходов, перегородка, направляющая поток для замедления потока отходов, и водоотделитель, обеспечивающий отсутствие влаги в выходящем из системы воздухе. Кроме того, в сливном баке на отметках уровней 75 и 100% заполнения бака установлены два датчика.

На земле и при работе на малых высотах для создания разности давлений, необходимой для транспортировки отходов, используется совместная работа вакуумного насоса и обратного клапана. На больших высотах движущей силой является естественный перепад давлений между кабиной самолета и внешней средой.

Информация о высоте, получаемая от бортовой системы воздушных данных, используется как сигнал включения вакуумного насоса. После приземления самолета содержимое накопительного бака сливается через основной сливной клапан в эксплуатационную панель, включающую в себя вторичный сливной клапан, промывочную линию, подключенную к внутренней промывочной горловине бака для внутренней очистки бака, и выключатель эксплуатационной панели для отключения обдува.

### **3.4.10. Эксплуатация системы удаления отходов**

Цикл промывки туалета показан на рис. 3.12.

Пользователь (пассажир) нажимает выключатель промывки, инициирующий работу вакуумной канализационной системы. Это приводит к подаче напряжения питания на вакуумный насос на малых высотах (ниже 5400 м) таким образом, что создается разрежение в вакуумном баке для отходов. На больших высотах используется перепад давлений между кабиной и окружающей средой. Менее чем через 2 секунды после нажатия выключателя промывки открывается

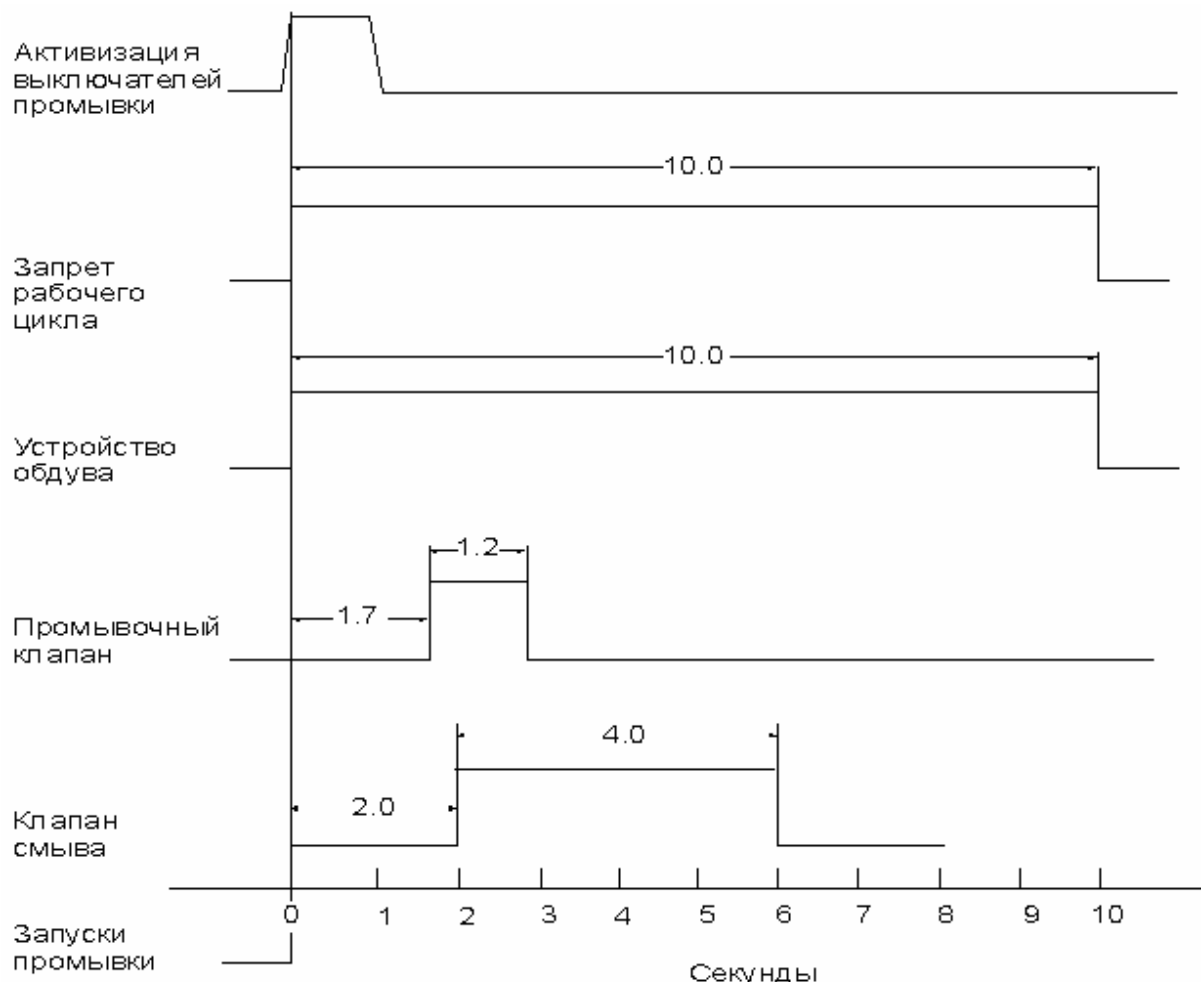


Рис. 3.12. Цикл промывки туалета

клапан промывки туалета, пропуская примерно 210 миллилитров воды в унитаз. Вскоре после начала промывки открывается клапан смыва туалета, и отходы под воздействием перепада давлений транспортируются по трубопроводу разрежения в накопительный бак. Через 4 секунды клапан смыва закрывается. Этот интервал времени позволяет отходам достигнуть накопительного бака. Полная последовательность промыва составляет 10 секунд, в течение которых дальнейшая эксплуатация туалета запрещена.

### 3.4.11. Расчет емкости баков для воды и отходов

В данном расчете определим потребное количество воды для водовакуумной системы, а также объемы баков:

- для системы подачи воды;
- для системы удаления отходов.

#### Определение необходимого количества воды

Максимальное количество посещений одного туалета за полет:

$$M = T/t,$$

где  $T$  - время полета самолета, мин;  $t$  - время, необходимое для од-

ного посещения, мин.

Количество человек, находящихся на борту,

$$N = N_1 + N_2 + N_3,$$

где  $N_1$  - количество членов экипажа, чел.;  $N_2$  - количество пассажиров, чел.;  $N_3$  - количество бортпроводников, чел.

Максимальное количество посещений двух туалетов за полет:

$$M_1 = 2M.$$

Количество воды, необходимое для смыва унитаза при максимальном посещении двух туалетов:

$$V_5 = M_1 \cdot V_1,$$

где  $V_1$  - количество воды на смыв унитаза за одно посещение, л/чел.

Общее количество воды, необходимое на гигиенические нужды:

$$V_6 = N \cdot V_2,$$

где  $V_2$  - количество воды на гигиенические нужды, л/чел.

Количество воды, необходимое для горячих напитков:

$$V_7 = N \cdot V_3,$$

где  $V_3$  - количество воды, необходимое для горячих напитков, л/чел.

Общее необходимое количество воды для нужд водовакуумной системы:

$$V = V_5 + V_6 + V_7.$$

### **Определение емкости водобака**

Емкость бака рассчитываем с 10%-ным запасом от количества воды:

$$V_6 = 1,1 \cdot V.$$

### **Определение количества отходов**

Количество отходов определяется количеством человек и нормой отходов на человека (при сливе "серой" воды за борт) с запасом 6...8 литров. Поэтому

$$V_{om} = N \cdot V_4 + (6...8),$$

где  $V_4$  - количество отходов на человека за полет, л/чел.

### **Определение емкости бака с отходами**

Емкость бака рассчитываем с 50%-ным запасом от количества отходов:

$$V_{6.om} = 1,5 \cdot V_{om}.$$

Для примера выполним расчет по приведенным формулам для различных вариантов самолета Ан-148 с пассажирами и экипажем на

борт. Слив “серой” воды производится за борт, техническое обслуживание бака с отходами осуществляется в аэропорту назначения. Исходные данные для расчета и результаты расчета количества воды и емкости баков для различных вариантов самолета Ан-148 приведены в табл. 3.1, 3.2.

Таблица 3.1

Исходные данные для расчета

Наименование параметра	Обозначение параметра	Значение параметра	Примечание
Количество членов экипажа, чел.	$N_1$	2	ЛТХ Ан-148
Количество пассажиров, чел.	$N_2$	75 или 80	ЛТХ Ан-148
Количество бортпроводников, чел.	$N_3$	2 или 4	ЛТХ Ан-148
Количество воды на смыл унитаза за одно посещение, л/чел.	$V_1$	0,2	РТМ 1652-81
Количество воды на гигиенические нужды, л/чел.	$V_2$	0,6	РТМ 1652-81
Количество воды, необходимое для горячих напитков, л/чел	$V_3$	0,3	РТМ 1652-81
Количество отходов на человека за полет, л/чел	$V_4$	1,4	РТМ 1652-81
Время полета самолета, мин	$T$	180...420	ЛТХ Ан-148
Время, необходимое для одного посещения, мин	$t$	~ 4	РТМ 1652-81

Таблица 3.2

Результаты расчета количества воды и емкости баков для различных вариантов самолета Ан-148

Наименование характеристики	Ан-148-100А $N_1 = 2$ $N_2 = 75$ $N_3 = 2/4$ $T = 180$	Ан-148-100А $N_1 = 2$ $N_2 = 80$ $N_3 = 2/4$ $T = 180$	Ан-148-100В $N_1 = 2$ $N_2 = 75$ $N_3 = 2$ $T = 300$	Ан-148-100В $N_1 = 2$ $N_2 = 80$ $N_3 = 2$ $T = 300$	Ан-148-100Е $N_1 = 2$ $N_2 = 75$ $N_3 = 2$ $T = 420$	Ан-148-100В $N_1 = 2$ $N_2 = 80$ $N_3 = 2$ $T = 420$
Максимальное количество посещений одного туалета	45	45	75	75	105	105
Количество человек, находящихся на борту	79/81	84/86	79	84	79	84

Окончание табл. 3.2

Наименование характеристики	Ан-148- 100А $N_1 = 2$ $N_2 = 75$ $N_3 = 2/4$ $T = 180$	Ан-148- 100А $N_1 = 2$ $N_2 = 80$ $N_3 = 2/4$ $T = 180$	Ан-148- 100В $N_1 = 2$ $N_2 = 75$ $N_3 = 2$ $T = 300$	Ан-148- 100В $N_1 = 2$ $N_2 = 80$ $N_3 = 2$ $T = 300$	Ан-148- 100Е $N_1 = 2$ $N_2 = 75$ $N_3 = 2$ $T = 420$	Ан-148- 100В $N_1 = 2$ $N_2 = 80$ $N_3 = 2$ $T = 420$
Максимальное количество посещений двух туалетов за полет	90	90	150	150	210	210
Количество воды, необходимое для смыва унитаза при максимальном посещении двух туалетов	18	18	30	30	42	42
Общее количество воды, необходимое на гигиенические нужды	39,5/40,5	42/43	55,3	58,8	71,1	75,6
Количество воды, необходимое для горячих напитков	23,7/24,3	25,2/25,8	23,7	25,2	47,4	50,4
Общее необходимое количество воды для нужд водовакуумной системы	81/83	85/87	109	114	161	168
Емкость бака с 10%-ным запасом от количества воды	89/91	94/96	120	125	177	185
Количество отходов	46/47	48/49	69	73	100	105
Емкость бака с отходами с 50%-ным запасом от количества отходов	69/71	72/74	103	109	150	158

Выводы: емкость бака для воды принимается равной 120 литрам, а емкость бака для отходов - 140 литрам.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

Системы оборудования летательных аппаратов/ Акопов М.Г., Бекасов В.И., Евсеев А.С., Матвеев А.М., Мещерякова Т.П., Павлов А.С., Петров Ю.М., Ружицкая В.В., Северин Г.И., Шустров Ю.М. - М.: Машиностроение, 1986. - 368 с.

Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: Учеб. пособие. - В 2 ч./ Балабуев П.В., Бычков С.А., Гребеников А.Г., Желдоченко В.Н., Кобылянский А.А., Мялица А.К., Рябков В.И., Цепляева Т.П. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т “Харьк. авиац. ин-т”, 2003. – Ч. 2. - 390 с.

Функциональные системы воздушных судов/ Гаража В.В., Желиба А.Н., Казанец В.И., Капралов Н.В., Максютинский П.Ф., Павлов И.Г., Сабитов Н.Г., Савельев Г.В., Челюканов И.П. - К.: КИИГА, 1989. - 402 с.

Стандартная спецификация на тип самолета (вертолета): Учебник/ Гребеников А.Г., Ключев П.А., Король В.Н., Науменко П.О., Повалий Ю.И., Подольский В.Г. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т “Харьк. авиац. ин-т”, 2004. – 350 с.

Житомирский Г.И. Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение, 1991. - 400 с.

Комаров А.А., Рычка В.П., Мамошин П.Н. Устройство и летная эксплуатация самолета Ан-26. - М.: Транспорт, 1987. - 189 с.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	3
1. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ.....	4
1.1. Физические условия обледенения самолетов и вертолетов в полете и влияние обледенения на летные характеристики.....	4
1.2. Сигнализаторы обледенения.....	14
1.3. Системы защиты самолетов и вертолетов от обледенения.....	16
1.4. Элементы расчета противобледенительных систем.....	44
2. ПРОТИВОПОЖАРНЫЕ СИСТЕМЫ. СИСТЕМЫ ЗАЩИТЫ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ ОТ ВЗРЫВА.....	59
2.1. Источники и специфика пожаров и взрывов самолетов и вертолетов в полете.....	59
2.2. Противопожарные системы.....	62
2.3. Системы защиты топливных баков от взрыва.....	78
3. САНИТАРНО-БЫТОВОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТОВ.....	85
3.1. Типы кабин и их назначение.....	85
3.2. Компоновка рабочих мест членов экипажа.....	88
3.3. Компоновка пассажирского салона.....	91
3.4. Системы водоснабжения и удаления отходов.....	93
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК.....	110

Бетин Александр Владимирович  
Бондарева Надежда Витальевна  
Лобов Сергей Александрович  
Кобрин Виталий Николаевич  
Нечипорук Николай Васильевич

## ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Редактор Л.А. Кузьменко

Св. план, 2005

Подписано в печать 18. 10. 2005

Формат 60×84 1/16. Бум. офс. № 2. Офс. печ.

Усл. печ. л. 6,2. Уч.-изд. л. 7. Т. 100 экз. Заказ 488. Цена свободная

---

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского

«Харьковский авиационный институт»

61070, Харьков-70, ул. Чкалова, 17

<http://www.khai.edu>

Издательский центр «ХАИ»

61070, Харьков-70, ул. Чкалова, 17

[izdat@khai.edu](mailto:izdat@khai.edu)