

ATA 36

SISTEMAS DE

NEUMÁTICA Y DE VACÍO

Sistemas neumáticos: aviones con motor de turbina

1. FUENTES DE AIRE A PRESIÓN

1.1 Las fuentes de aire a presión disponibles a bordo son:

Para aviones con motores de émbolo:

- a) Aire a presión procedente del compresor del sobrealimentador o del turboalimentador del motor (ver Capítulo 11). El aire de salida de esta fuente no tiene presión suficiente para operar un sistema neumático de potencia. Es más bien aire presurizado para servicios de acondicionamiento de cabina, antihielo, etc.
- b) Aire obtenido mediante compresores accionados por el motor. Los sistemas neumáticos de potencia, tanto para aviones reactores como para aviones con motor alternativo, emplean este sistema como fuente de aire a presión.
- c) De forma auxiliar, y en tierra, es posible la conexión a una fuente externa de presión.

Para aviones con motores de turbina:

Son aplicables los apartados b) y c), más:

- d) Aire extraído (sangrado) del compresor del motor. La presión obtenida de esta forma tampoco es suficiente para su empleo en sistemas neumáticos de potencia.

Por consiguiente, en un caso u otro, el sistema neumático de potencia emplea compresores de aire accionados por el motor o motores del avión.

1.2 En relación con los aviones con turborreactores se citan los sistemas que son, o pueden ser, de operación neumática: a) Sistema de potencia neumática; b) Sistema antihielo (avión y motor); c) Sistema de acondicionamiento de aire; d) Sistema de puesta en marcha cruzada; e) Presurización de depósitos hidráulicos; f) Ventilación compartimentos de aviónica; g) Sistema de agua potable; h) Sistema de deshecho de desperdicios.

La Fig. 37.1 muestra el esquema de distribución de aire sangrado del compresor del motor, para distintos servicios y sistemas. Se puede observar que todas las funciones neumáticas, a excepción de la primera, son realizadas por medio de este procedimiento.

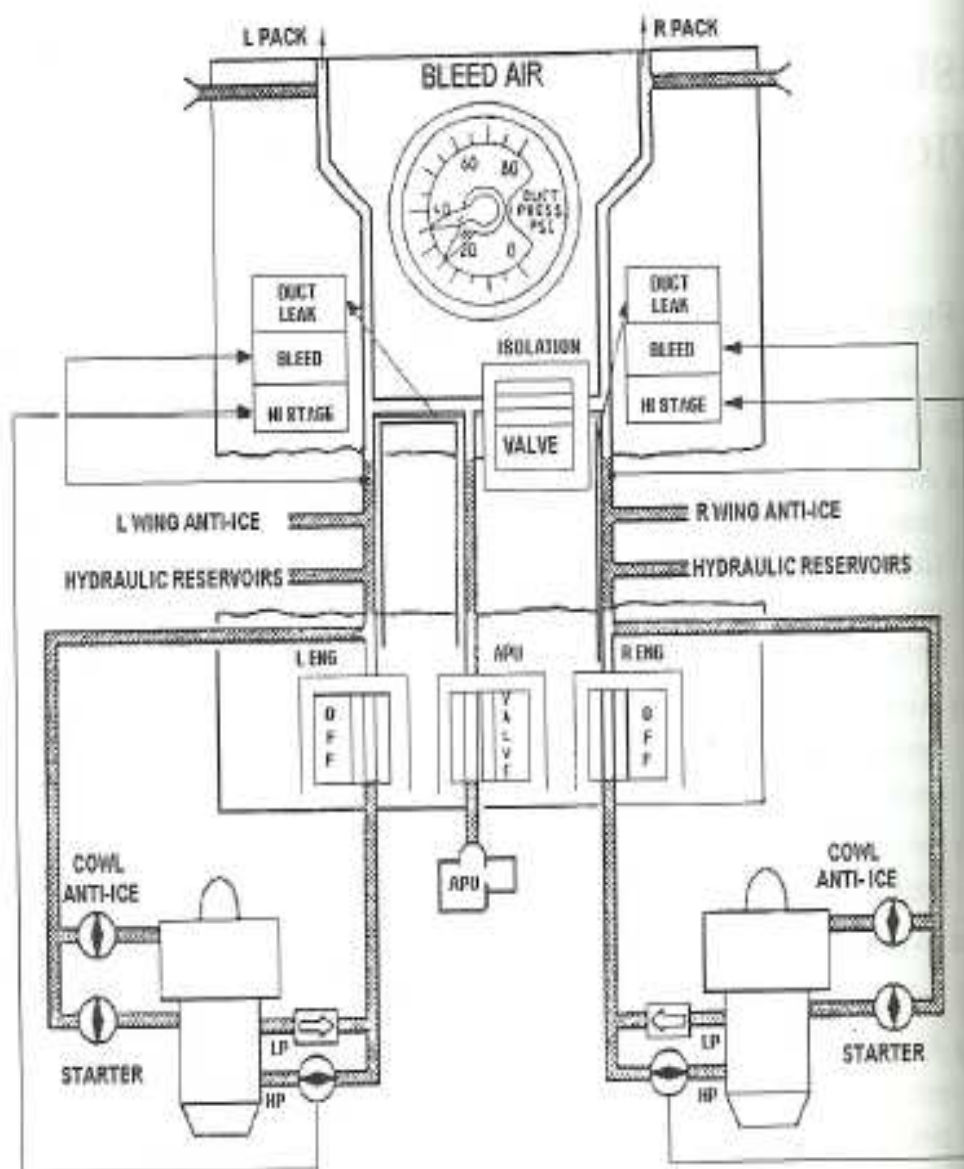


Fig. 37.1 Sangrado de aire de los motores para distintos servicios.

En el caso de la Fig. 37.1, el aire sangrado procedente del compresor de cada motor es canalizado para servicios de antihielo (entrada de aire y carena del motor, antihielo de las alas, y presurización de depósitos hidráulicos).

Igualmente, a través de la válvula de aislamiento puede ser dirigido de un ramal a otro para el arranque cruzado del motor. El aire continúa seguidamente (parte de arriba del gráfico) hasta el sistema de aire acondicionado, compuesto en este caso

por dos unidades de acondicionamiento de aire, llamadas "L Pack" y "R Pack", paquetes izquierdo y derecho de acondicionamiento de aire, respectivamente.

Observe que el neumático procedente del APU (unidad auxiliar de potencia de a bordo), o del carro móvil de tierra, se pueden emplear para suministrar aire a las unidades de acondicionamiento de aire cabina. Las dos conexiones para neumático de tierra aparecen en el esquema, a izquierda y derecha, en la parte superior.

Estudiamos estos sistemas en éste y próximos capítulos.

2. REQUISITOS DE LOS SISTEMAS NEUMÁTICOS

2.1 Los componentes de sistemas neumáticos para aviones comerciales deben cumplir dos requisitos:

- a) Superar ensayo de integridad estructural, realizado con presión neumática tres veces superior a la máxima operativa del sistema.
- b) Asimismo un ensayo de operatividad funcional, realizado con presión neumática vez y media superior a la máxima operativa del sistema.

3. SISTEMA NEUMÁTICO DE POTENCIA

3.1 El sistema neumático de potencia, de igual forma que el sistema hidráulico estudiado en el Capítulo 33, es un sistema reforzador de las acciones de mando del piloto.

Cuenta en principio con tres factores de ventaja en relación con sus homónimos hidráulicos:

- a) El aire, que es el agente que emplea el sistema como medio transmisor de la potencia neumática, se encuentra libremente en la atmósfera mientras que el fluido hidráulico hay que llevarlo a bordo.
- b) Las tuberías y todas las canalizaciones del sistema neumático son de menor tamaño que las hidráulicas, debido a la alta compresibilidad del aire.
- c) No se precisan las líneas de retorno de fluido del sistema. Sencillamente, una vez efectuado el servicio neumático el aire es expulsado a la atmósfera. La atmósfera es, pues, la "conducción" de retorno de los sistemas neumáticos de potencia.

Junto a estas ventajas, de ahorro de peso, hay inconvenientes. Son necesarias presiones muy altas para efectuar los movimientos de los mecanismos y superficies de control del avión. Además, el sistema neumático no es apropiado cuando los desplazamientos volumétricos de los martinets son grandes.

En particular, la alta presión del sistema neumático de potencia plantea el problema de las fugas de aire. El problema adquiere mayor relieve en aviones de mediano y gran tamaño cuyos martinets precisan grandes desplazamientos volumétricos para efectuar los movimientos. Las fugas de aire en el sistema, y su trazabi-

lidad, representan un problema de tal magnitud que puede afectar al movimiento seguro del mecanismo.

4. DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA NEUMÁTICO DE POTENCIA

4.1 El programa oficial de la asignatura sólo contempla en este punto la descripción esquemática del sistema, de modo que nos atenemos al mismo sin entrar en un estudio detenido de componentes.

La Fig. 37.2 muestra el esquema típico de sistema para un avión tipo turbopropelante bimotor.

El sistema neumático es un sistema cerrado, conforme a la clasificación vista en el Capítulo 33, a propósito del sistema hidráulico.

Los componentes básicos del sistema son: compresores, botellas de almacenamiento de aire de alta presión, válvula de descarga de presión, válvulas reductoras de presión, válvulas de alivio de presión, y válvulas de control de flujo y marshallers neumáticos.

a) Compresor

El compresor es una bomba de pistones, de dos o cuatro etapas según las necesidades de presión del sistema. Normalmente es impulsado por el motor a través de la caja de engranajes. Hay también en el mercado compresores eléctricos.

Los compresores de cuatro etapas suministran aire a presión hasta 3.500 psi (24 kg/cm², aproximadamente).

El compresor de las Figs. 9.2 y 9.3 tiene dos cilindros con sus correspondientes pistones. Está preparado para realizar cuatro fases de compresión por cada revolución de la manivela del pistón, gracias a que comprime el aire tanto en el movimiento de subida como de bajada del pistón.

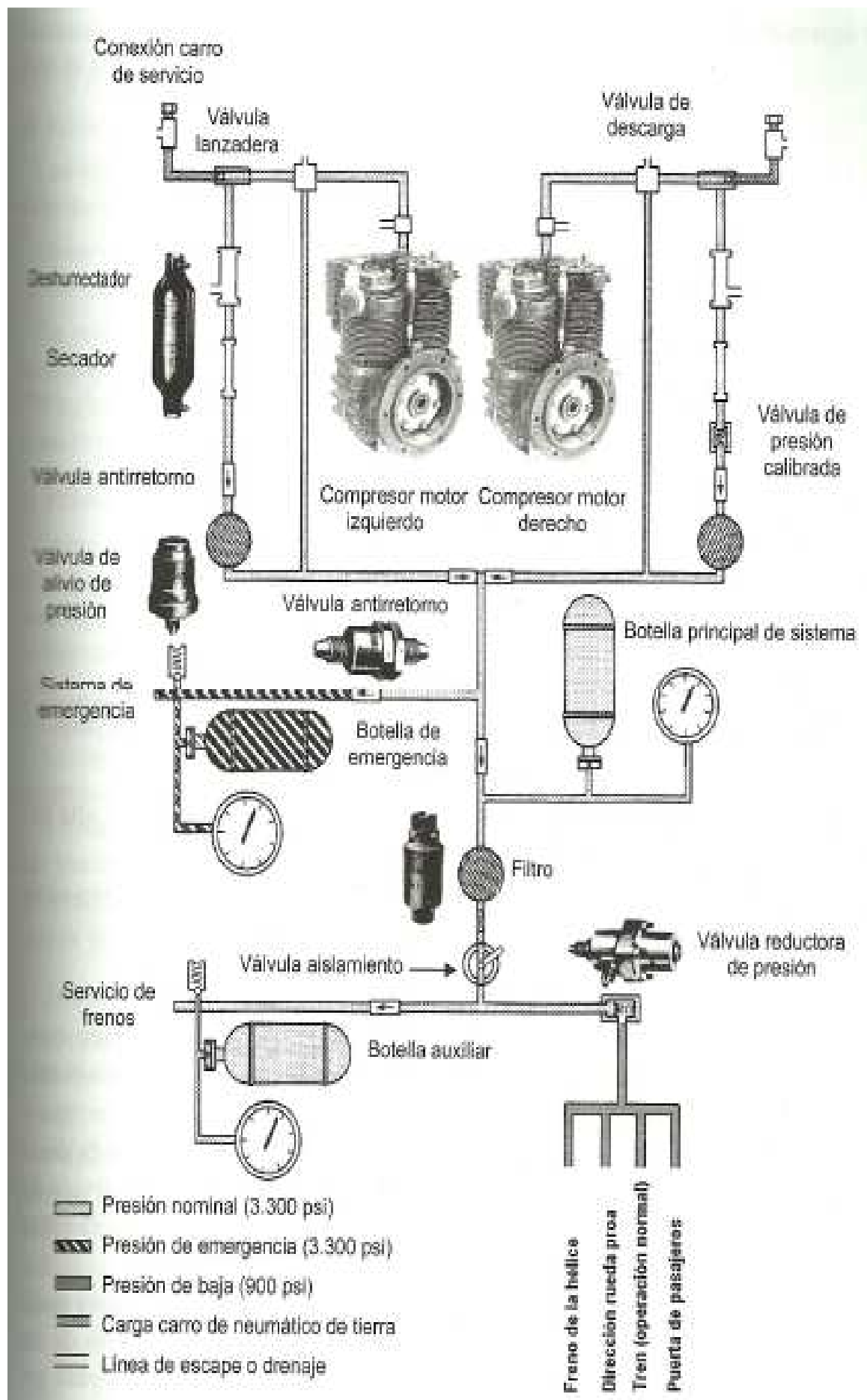
Cuando el aire se comprime en las dos fases del cilindro número 1 pasa al cilindro número 2. Los dos pistones, colocados en serie, permiten realizar las cuatro fases de compresión de los sistemas neumáticos de muy alta presión.

Entre fase y fase el aire se enfría en un cambiador de calor. Esto permite disminuir el trabajo necesario para obtener la relación de compresión prevista.

b) Botellas de almacenamiento de aire a presión

Las botellas de aire actúan como acumuladores de aire comprimido. Su función es suministrar aire a presión al sistema. Los compresores son meramente órganos de restablecimiento de la presión de aire de las botellas.

La capacidad de las botellas debe ser suficiente para todos los servicios neumáticos, incluidos los de emergencia, para los que se dedica normalmente una botella específica.



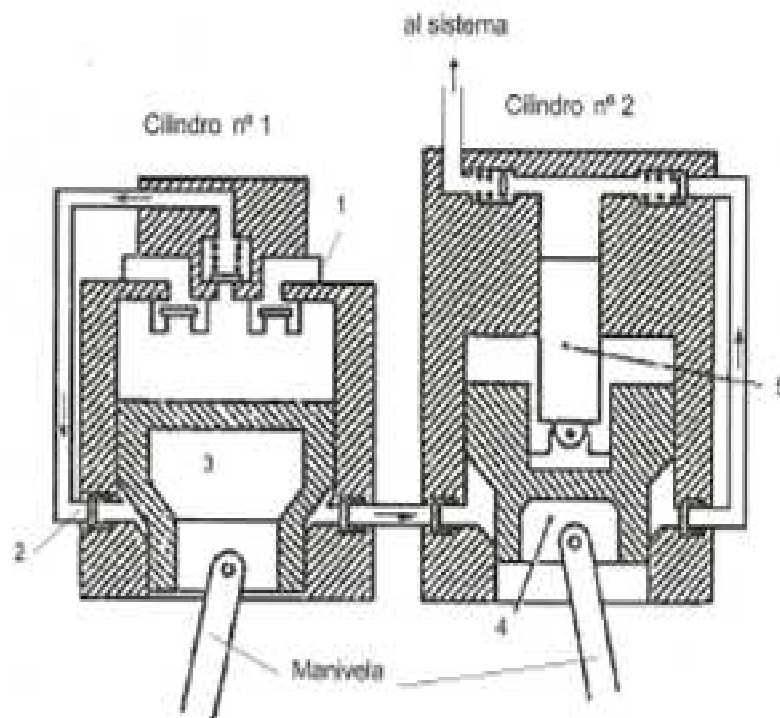


Fig. 37.3 Compresor de aire de cuatro fases para sistemas neumáticos de potencia.
1 Filtro de aire de entrada y válvula antirretorno; 2 Válvula antirretorno de la segunda fase de compresión; 3 Cabezal del pistón del cilindro nº 1; 4 Pistón del cilindro nº 2; 5 Cabezal del pistón del cilindro nº 2.

El material empleado en la fabricación de las botellas es acero de muy alta resistencia mecánica.

Las botellas se someten a inspecciones y pruebas hidrostáticas de presión cada intervalo de tiempo especificado.

c) Válvula de descarga del compresor

Es la reguladora de presión del sistema. Tiene dos funciones principales: controlar la presión máxima del sistema y permitir que el compresor funcione sin carga cuando el sistema no precisa de su funcionamiento.

Consiste en una válvula de bola que se abre cuando la presión a la salida de la segunda etapa de compresión sobrepasa un cierto valor. En este caso la válvula de bola alivia toda la presión de la tercera fase de compresión, funcionando el sistema sólo con las dos primeras.

No obstante, las botellas de aire están a presión máxima, de manera que es posible cualquier servicio neumático. Si la presión en la línea cae por debajo de un cierto valor, la válvula de bola se cierra y de nuevo entran en funcionamiento los cuatro grupos de compresión.

Las válvulas de descarga mantienen la presión del sistema entre 2.900 y 3.300 psi. Si la presión del aire aumenta más entra en acción la válvula antirretorno que

"atrapa" el circuito, manteniendo presión, mientras que la válvula de descarga dirige la salida del compresor a la atmósfera.

d) Válvulas reductoras de presión

Las válvulas reductoras tienen la función de disminuir la presión de aire para los subsistemas que no requieren la alta presión de línea que mantienen las botellas.

Observe que las válvulas reductoras mantienen una presión diferencial aproximadamente constante, entre el subsistema y la atmósfera.

En realidad, la mayor parte de los componentes del sistema, incluido el tren de aterrizaje, puerta de pasajeros, etc.) funcionan con presiones del orden de 1.000 psi (70 kg/cm^2), esto es, valores inferiores a los máximos que puede suministrar el sistema (ver Fig. 37.2).

e) Válvulas de aislamiento o mantenedoras de presión

Como su nombre indica mantienen la presión en la línea, o en un segmento de ella. Es una válvula que manipula el técnico de mantenimiento para realizar servicios en el sistema sin necesidad de tener que descargar todas las botellas de aire comprimido.

f) Válvulas de lanzadera

Cumplen en los sistemas neumáticos de potencia la misma función que en los sistemas hidráulicos, ver Fig. 37.2. Obsérvese que está situada entre el compresor y la línea principal. Cuando se conecta un carro neumático en la boca de servicio del sistema, la lanzadera se desplaza al otro extremo y permite cargar el sistema. En realidad esto sucede siempre que la fuente de presión de servicio en tierra es mayor que la del sistema, no sólo cuando los motores del avión están parados.

g) Martinetes neumáticos

Al igual que los martinetes hidráulicos estudiados en el Capítulo 33, los martinetes neumáticos tienen la función de transformar la energía presente en el aire comprimido en movimientos lineales o giratorios de distintos mecanismos.

A diferencia de los martinetes hidráulicos, los martinetes neumáticos están expuestos a movimientos repentinos muy enérgicos. Ello se debe a la compresibilidad del aire. Por consiguiente casi todos ellos disponen de mecanismos contra sacudidas o de rebote, que amortiguan los impulsos de presión que reciben los pistones cuando se comunican con la línea neumática de servicio.

4.2 El sistema neumático de potencia se completa con el cartucho secador de aire (deshumectador) y con el purgador de agua.

Además, el sistema está dotado de los correspondientes manómetros para las botellas.

a) Purgador de agua

El purgador de agua tiene la función de eliminar el agua suspendida que puede estar presente en el aire que sale del compresor.

El aire entra en el purgador a la presión normal de salida del compresor, y es dirigido contra unos tabiques colectores de agua, donde se deposita. Cuando el sistema está inactivo, y la presión del aire desciende por debajo de un determinado valor (digamos, 450 psi, equivalentes a 30 kg/cm²) se abre la válvula de drenaje y escurre el agua separada en el purgador. El aire de servicio entra finalmente filtrado en el sistema con malla de 10 micras, lo que da idea de su grado de limpieza.

b) Deshumectador

El deshumectador elimina la humedad del aire comprimido. Se impide de esta forma la posible formación de hielo en las válvulas y tuberías del sistema.

4. SISTEMA NEUMÁTICO DE EMERGENCIA

4.1 Como hemos visto, a propósito de la Fig. 37.2, el sistema neumático de potencia tiene su propio subsistema de emergencia, con botella de aire comprimido específica para estos fines. Otra cosa es la explicación que sigue, en relación con antiguos aviones que hacen uso del sistema hidráulico normal, más otro neumático para emergencia, éste último como respaldo del primero.

La Fig. 37.4 muestra el esquema de sistema neumático de potencia, para fines de emergencia, y los equipos accionados por el mismo.

Insistimos para distinguir dos situaciones:

- En los aviones con sistema exclusivo neumático de potencia, el sistema de emergencia se alimenta del sistema principal, en tanto funcione, a través de una válvula antirretorno (dirección sistema principal-sistema de emergencia). Dentro del circuito de emergencia se incluyen el sistema de accionamiento de bajada de los flaps, tren de aterrizaje y la aplicación de frenos, entre otros.
- En funciones de sistema alternativo al hidráulico o hidráulicos principales, como es el caso de la Fig. 37.4, las botellas de aire a presión se cargan en tierra con carros de aire o de nitrógeno.

El esquema del sistema de la Fig. 37.4 responde a los principios que hemos estudiado con anterioridad.

Tiene, no obstante la característica de disponer de una botella neumática de prioridad (2). Cuando la presión de las botellas (1) de servicio desciende por debajo de un cierto valor, la válvula de lanzadera (10) aísla el circuito de líneas prioritarias de tal manera que la botella neumática de prioridad (2) alimenta sólo a sistemas esenciales del avión.

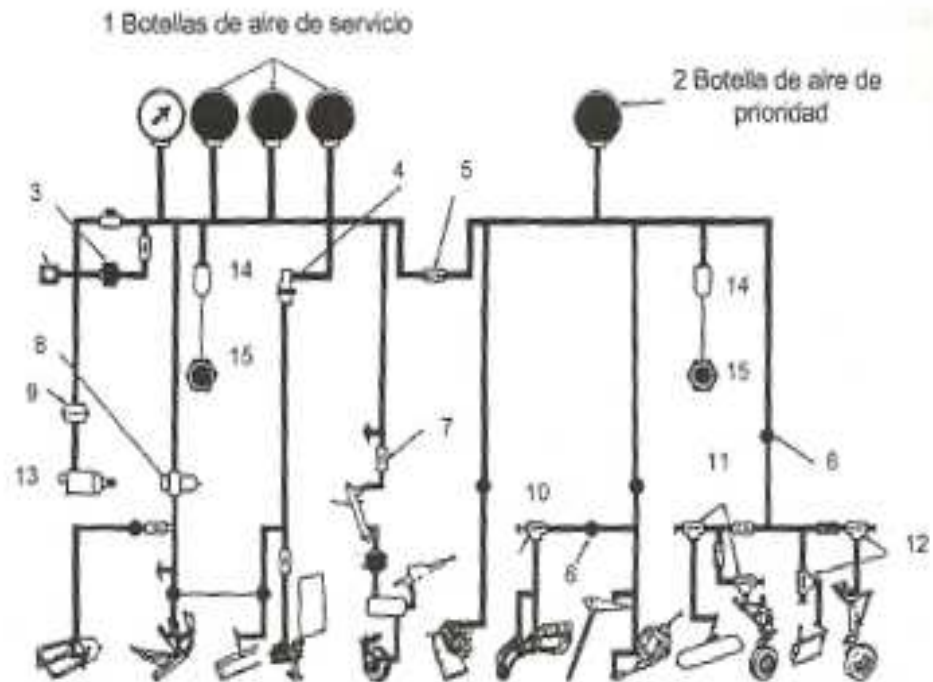


Fig. 37.4 Esquema de sistema neumático de emergencia para avión bombardero de gran radio de acción.

1 Botellas de aire de servicio; 2 Botella neumática de prioridad; 3 Filtro; 4 Regulador de presión y válvula de alivio; 5 Válvula de prioridad; 6 Válvula selectora; 7 Válvula antirretorno; 8 Regulador de presión y válvula de alivio de línea; 9 Regulador de presión y válvula de alivio de línea; 10 Válvula de lanzadera; 11 Válvula de lanzadera; 12 Válvula de lanzadera; 13 Arrancador; 14 Interruptor de presión; 15 Luces de aviso de avería.

En este caso, que corresponde a un avión bombardero de gran radio de acción, se actúan la extensión de la turbina de aire de impacto RAT, el paracaídas de frenado, los frenos aerodinámicos y el tren de aterrizaje.

En el caso de avión comercial habría que sustituir, lógicamente, el sistema de paracaídas de frenado, e incluir en su lugar el sistema de frenos.

Para esta aplicación, el sistema de emergencia de frenos neumático es controlado por el piloto, una vez que comprueba que el avión ha perdido la presión hidráulica. La carga de aire o de nitrógeno de alta presión se dirige a un depósito de transferencia, lleno de fluido hidráulico, que queda sometido a la presión del gas.

La presión neumática transferida al fluido hidráulico desplaza los pistones de los frenos, cuyos discos se someten ahora a presión hidráulica mantenida por la carga del gas a presión.

Nótese, pues, que no existe presión neumática en el paquete de freno. Es presión hidráulica procedente de la carga de gas a presión en la botella de emergencia.

La carga de gas permite la aplicación reiterada de los frenos. Por ejemplo, en el antiguo *Boeing 707* permite hasta cinco frenadas sucesivas.

5. SISTEMA DE SANGRADO DE AIRE

5.1 En relación con el sistema neumático del avión, se llama sangrado de aire a la operación de extraer aire caliente y a presión de uno o más de los compresores de motor. El fin es atender las necesidades de sistemas neumáticos utilitarios. Estos sistemas se dividen en dos categorías: principales y secundarios.

Los sistemas principales tienen funciones operacionales fundamentales. Son los siguientes: acondicionamiento de aire de cabina, sistema de deshielo-antihielo y, en algunos aviones, sistema de cortina neumática de protección del parabrisas frente a la lluvia. De forma colateral puede incluirse en esta clasificación la Unidad de Potencia Auxiliar (APU), dada su conexión íntima con el sistema.

Otros sistemas neumáticos tienen menor entidad desde el punto de vista operacional, como es el caso de los sistemas de agua potable y deshecho de desperdicios. Desde el punto de vista neumático tienen la característica común de simplicidad. A veces, la neumática se emplea únicamente para presurizar conducciones de fluidos. No obstante cada uno, en su esquema de servicio, es fundamental para los fines del avión comercial.

Los sistemas secundarios que vamos a considerar son los siguientes: sistema de presurización de depósitos hidráulicos, sistema de ventilación del compartimento de aviónica, sistema de agua potable y sistema de deshecho de desperdicios.

Los sistemas principales se estudian en sus respectivos ámbitos. El Capítulo 38 trata el tema de acondicionamiento de aire de cabina. El Capítulo 39 el tema de deshielo-antihielo y protección frente a la lluvia, y el Capítulo 41 está dedicado a la APU, unidad que se conecta también al distribuidor neumático general del avión.

5.2 La Fig. 37.5 muestra la disposición del sistema neumático del avión y las tuberías de distribución de aire para distintos servicios.

El avión dispone de tres fuentes distintas de suministro, como ya se ha dicho:

- Sangrado (extracción) de aire de los compresores de los motores de turbina
- Unidad de potencia auxiliar (APU)
- Vehículo de asistencia en tierra

Estudiamos entonces el sistema de sangrado de aire, la fuente neumática del avión con motores de turbina.

Arquitectura del sistema de sangrado de aire

5.3 El sistema extrae aire de los compresores de los motores a través de una o más válvulas de paso situadas en ellos, regula la presión y la temperatura del aire sangrado y lo entrega al colector de distribución de aire para los distintos sistemas neumáticos del avión.

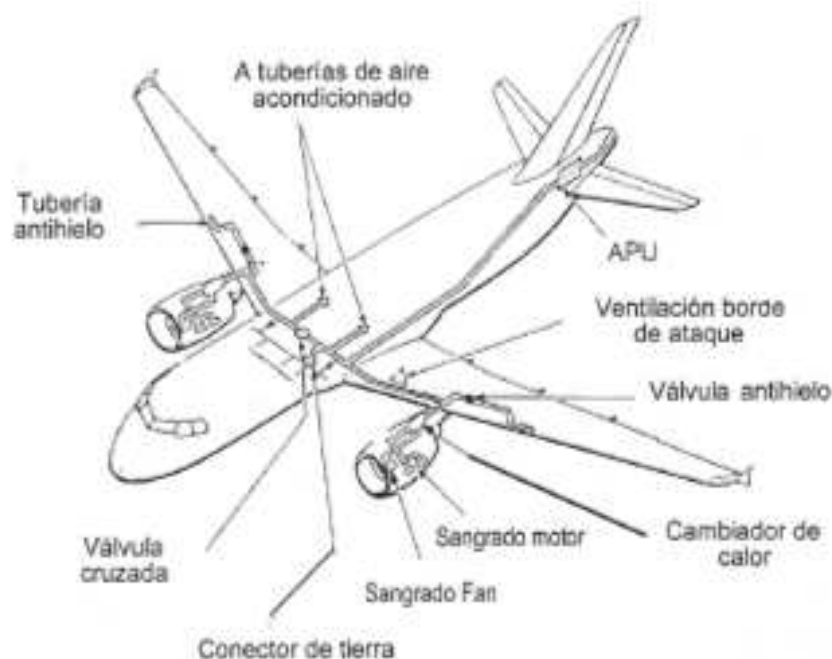


Fig. 37.5 Disposición general del sistema neumático del avión y las canalizaciones de distribución de aire para distintos servicios.

La Fig. 37.6 muestra la arquitectura típica del sistema, dibujada en forma de diagrama de flujo. Observe que tanto la Unidad de potencia auxiliar (APU) como el vehículo de servicio neumático de tierra cuentan con puntos de entrada en el colector de distribución de aire.

En funcionamiento, el aire se saca del compresor y pasa normalmente al cambiador de calor. Como veremos hay sistemas de sangrado de aire sin cambiador de calor, pero normalmente está presente en el avión comercial.

El cambiador de calor es un radiador del tipo gas a gas (ver apartado 5.10), en el que hay dos circuitos de aire independientes. Uno de los circuitos del cambiador es típicamente para el aire del "Fan" del turborreactor, es aire relativamente frío que actúa como flujo de refrigeración. Otro circuito es para el aire caliente y de mayor presión, pues se sangra del compresor. Las superficies metálicas de uno y otro circuito del cambiador están en contacto para favorecer la transmisión de calor.

El gasto de aire del "Fan" que se introduce en el cambiador es regulado por una válvula de flujo. La válvula está pilotada por el detector de temperatura T (ver la posición que tiene en el diagrama). Si la temperatura del aire a la salida del cambiador es alta el detector térmico envía señales a la válvula de aire del "Fan" para introducir más flujo en el circuito de refrigeración, y a la inversa. Observe que el aire que pasa al colector de distribución de neumático es el procedente del compresor del turborreactor.

Tres cuestiones a destacar, una de ellas para repaso:

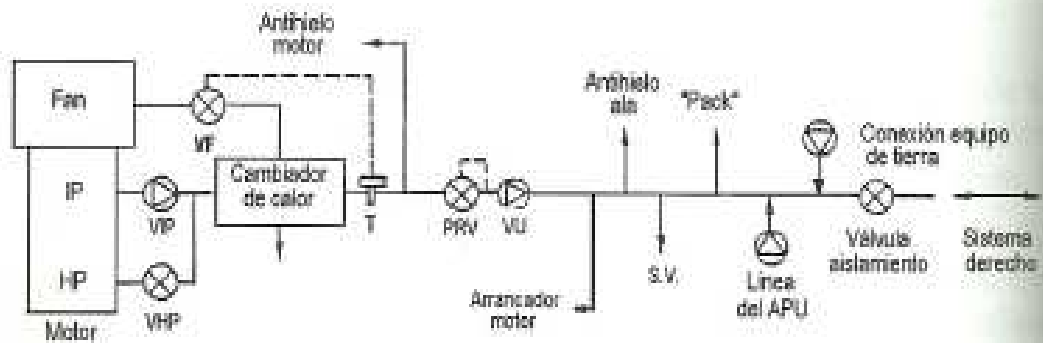


Fig. 37.6 Diagrama de flujo típico del sistema neumático. Observe que la Unidad de Potencia Auxiliar (APU) y el vehículo de servicio neumático en tierra cuentan con puntos de conexión en el colector de distribución de aire. (IP presión intermedia; HP alta presión.)

1. Hemos estudiado la disposición general típica del sistema. Hay más posibilidades, como veremos. Por ejemplo, la configuración en la cual el aire de refrigeración no procede del "Fan" del motor, sino de una línea de aire dinámico (aire de impacto o *ram air*). El resultado de la operación es el mismo.
2. Obsérvese de nuevo que el colector de distribución puede recibir aire de propio sistema de sangrado, del APU, o del vehículo de servicio en tierra.
3. Si el antihielo de la carena del motor se realiza de forma neumática, es frecuente que la tubería de esta parte de aire se encuentre situada antes de la válvula reguladora de presión. Hay dos razones para ello: en primer lugar la necesidad de enviar aire de alta temperatura para realizar la operación de deshielo-antihielo lo antes posible. Además, la línea de distribución de aire caliente, hasta el carenado del motor, es normalmente tortuosa y la presión del aire tiende a disminuir de forma notable (pérdida de carga).

Tipos de sistemas de sangrado de aire

5.4 Desde el punto de vista físico (Fig. 37.6) el sistema agrupa cuatro partes fundamentales: bocas o puertas de sangrado de aire en el compresor; cambiador de calor; regulador de presión y colector de distribución de aire.

Debido al régimen variable de revoluciones de los motores del avión, que es función de la posición de los mandos de gases respectivos, la presión del aire en las distintas etapas del compresor depende lógicamente del régimen del motor.

Cabe distinguir por ello cuatro tipos de sistemas de sangrado de aire.

La clasificación se establece primero por el número de bocas o puertas de sangrado de aire previstas para el sistema, y segundo por la localización que tienen en el motor.

Los sistemas se clasifican de esta forma:

- Sistema de sangrado mixto de presión intermedia y de alta presión

- Sistema de sangrado mixto de baja y de alta presión
- Sistema de sangrado de alta presión
- Sistema de sangrado mixto de tres flujos (presión de "Fan", compresores de baja y de alta presión)

Cada uno de estos sistemas encuentra distintas aplicaciones, en función de las necesidades neumáticas del avión. Digamos que el último citado es el estándar en el avión comercial avanzado.

Sistema mixto de presión intermedia y de alta presión

5.5 Corresponde al esquema de la Fig. 37.7. El sistema tiene dos puertas de sangrado de aire. La primera está situada en una estación de presión intermedia del compresor (IP, *Intermediate Pressure*) y la segunda en la zona de alta presión (HP, *High Pressure*). Por esta razón se conoce también por sistema IP-HP.

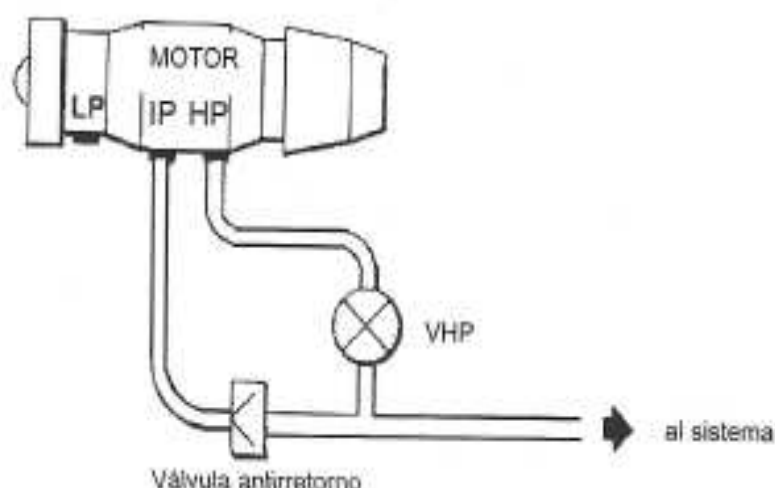


Fig. 37.7 Sistema de sangrado de aire mixto de presión intermedia y de alta presión. Este sistema tiene dos puertas de sangrado de aire, la primera está situada en una estación de presión intermedia del compresor del turboreactor (IP "Intermediate Pressure") y la segunda es la zona de alta presión (HP, "High Pressure").

Cuando el régimen de revoluciones del turboreactor es suficientemente alto el compresor funciona con alta relación de compresión. Para cubrir las necesidades neumáticas del avión es posible entonces la extracción de aire de las etapas intermedias del compresor, digamos de la 7ª u 8ª etapa del compresor. Situaciones operativas típicas donde la relación de compresión es alta suceden durante el despegue, ascenso y crucero. En estos casos, la válvula antirretorno está abierta y la reguladora de presión (VHP) está cerrada. El flujo de aire, que nace al sistema procede sólo de las etapas intermedias del compresor, de la puerta IP.

Ahora bien, en maniobras en tierra y en descenso, el motor está en ralenti o próximo a él, de tal manera que es necesario extraer el aire de las últimas etapas del

compresor con el fin de asegurar presión suficiente para el sistema. La etapa puede ser representativa de extracción de aire para estas fases de operación.

Nótese que cuando la válvula de alta presión VHP está abierta, la presión que se ejerce detrás de la válvula antirretorno es suficiente para cerrarla, de tal modo que se cierra la línea de presión intermedia IP.

Sistema mixto de baja y de alta presión

5.6 La Fig. 37.8 es un sistema con sangrado de baja presión (LP) y de alta presión (HP). En realidad es una variante del anterior, ahora no hay sangrado en la sección intermedia del compresor.

En este sistema es necesaria la presencia del cambiador de calor. Esto es así porque la presión y temperatura del aire de sangrado de alta presión es, a veces, demasiado alta para las necesidades del acondicionamiento de aire de cabina y el propio sistema de antihielo.

Ya hemos dicho que el cambiador de calor es un refrigerador. Aprovecha la corriente de aire más fría del sangrado de la zona de baja presión del compresor para refrigerar el aire en el circuito de alta presión. El flujo de alta presión es el que se distribuye al sistema neumático del avión.

La temperatura del ramal neumático de servicio se controla mediante las válvulas de flujo de baja y alta presión (VLP y VHP, respectivamente). Estas válvulas están pilotadas por termopares que regulan la temperatura del aire de servicio.

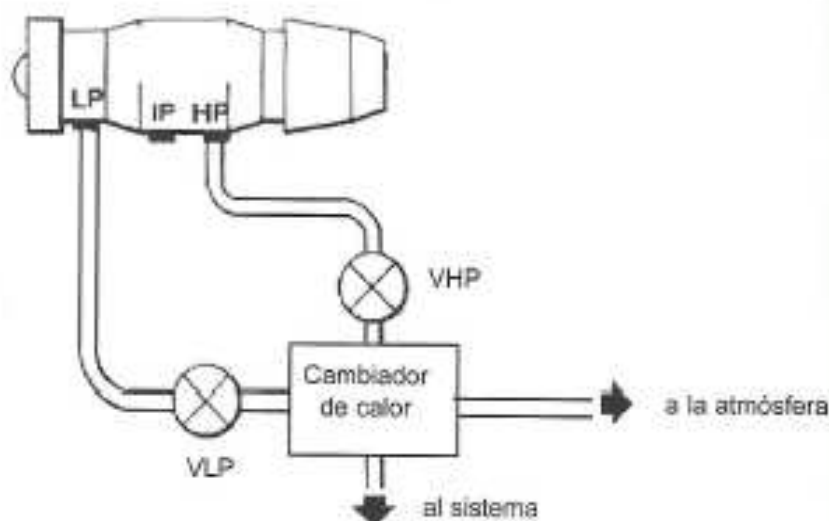


Fig. 37.8. Sistema de sangrado de aire mixto de baja y de alta presión. Es una variante del sistema de la Fig. 37.7, en el que no hay sangrado de aire en la sección intermedia del compresor.

Sistema de alta presión

5.7 El sistema de sangrado de alta presión (ver Fig. 37.9) se emplea normalmente en aviones de caza, con servicios neumáticos operativos a muy alta altitud.

de vuelo. Dentro de estos servicios se encuentra la necesidad de mantener presión neumática en las vejigas del traje de vuelo anti-g del piloto.

Es un sistema muy similar al anterior pero con un sólo sangrado de aire, de alta presión. En función de la posición de la válvula reguladora de presión (VRP), hay una parte del flujo sangrado que es refrigerado en el cambiador de calor por aire de impacto.

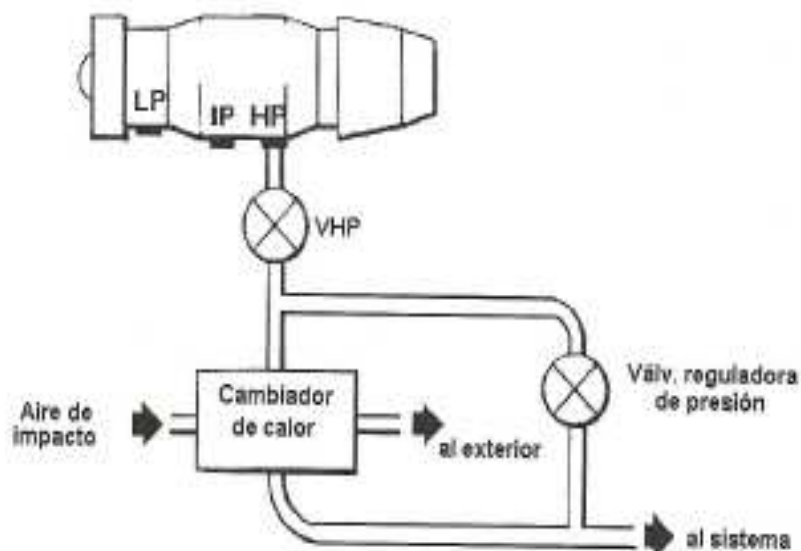


Fig. 37.9 Sistema de sangrado de aire de alta presión. El sistema de alta presión se emplea en aviones de combate que precisan de servicios neumáticos a muy alta altitud de vuelo.

Sistema mixto de tres flujos

5.8 Es el sistema estándar hoy día en aviación comercial. La Fig. 37.10 muestra el esquema.

El motor para este sistema tiene tres puertas para sangrado de aire.

- La primera está en la zona de baja presión (aire procedente del "Fan" del motor, y por tanto de presión baja y temperatura relativamente fría).
- La segunda puerta es de presión intermedia (IP), en la zona media del compresor principal del motor.
- La última puerta es la de alta presión (HP), en una zona muy avanzada del proceso de compresión.

El sistema mixto de tres flujos, como refleja la Fig. 37.10, es una variedad de los tipos primero y segundo estudiados.

El aire relativamente frío del "Fan" baña el cambiador de calor donde absorbe parte del calor de la corriente de aire que proviene de las etapas intermedias y de alta presión del compresor.

La refrigeración que experimenta este flujo es función de las necesidades momentáneas del sistema.

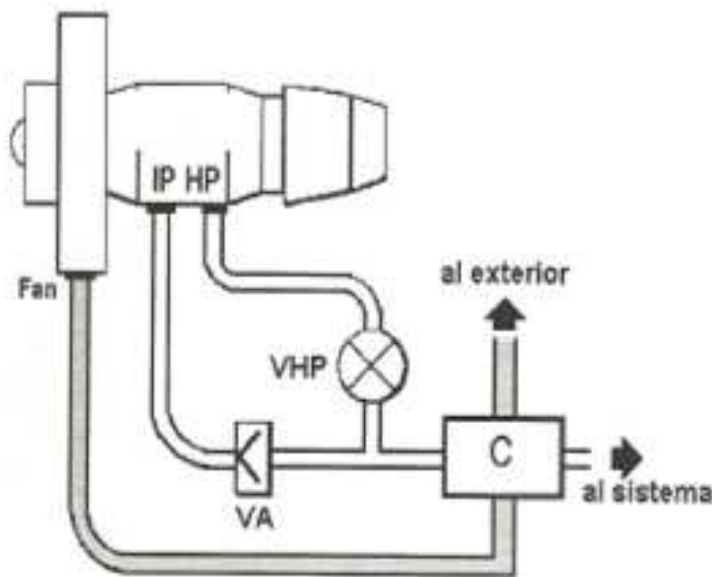


Fig. 37.10 Sistema de sangrado mixto de tres flujos.

Es el tipo estándar en aviación comercial. Tiene tres puertas en el motor para sangrado de aire. La primera está en la zona de baja presión (aire procedente del "Fan" del motor); la segunda es de presión intermedia (IP) y la última puerta es la de alta presión (HP), esta última en una zona muy avanzada del proceso de compresión. C es el cambiador de calor, VHP la válvula del flujo de alta presión y VA la válvula unidireccional o antirretorno.

La condición más crítica de funcionamiento del sistema se produce en el avión bimotor, cuando falla uno de los motores. El motor en servicio tiene que atender todas las necesidades neumáticas del avión. Normalmente, en estos casos, hay pleno empleo de la línea de sangrado de aire de alta presión. La presencia del cambiador de calor es fundamental en este momento. En efecto, el avión necesita ahora una fuente de aire de alta presión para su distribución a todas las líneas, pero no con temperatura tan alta. De hecho, el tamaño del cambiador de calor del sistema se calcula para estas condiciones operativas, donde la temperatura del aire de salida debe ser inferior a un cierto valor.

Cambiadores de calor

Informe

5.9 Lo que sigue es tema de estudio complementario sobre los cambiadores de calor en su aplicación aeronáutica.

Diversos sistemas del avión, no sólo el neumático, utilizan cambiadores de calor para transferir a un medio refrigerante la gran cantidad de energía calorífica que se genera a bordo. Así sucede, por ejemplo, en el grupo motor, en la fuente de alimentación eléctrica, sistema de aviónica, en el propio sistema de acondicionamiento de aire, sistema hidráulico y neumático.

En todas estas aplicaciones están presentes, de una forma u otra, los tres métodos de transmisión de calor: convección, conducción y radiación. También, en todos ellos, la cantidad de calor que es posible transmitir depende de dos variables básicas:

- Superficie de transferencia que presenta el medio que produce el calor y el que sirve de refrigerante.
- Diferencia de temperatura que existe entre los dos medios.

La mayor parte de los cambiadores de calor transfieren el calor de un fluido a otro, pero también hay casos, como sucede en algunas placas de aviónica, donde la transferencia se efectúa entre un medio sólido, la propia placa, y el aire. Por este motivo es necesario en primera instancia clasificar los cambiadores.

Clasificación

5.10 Los cambiadores de calor se clasifican atendiendo a su forma de construcción y al modo de operación.

a) Por su forma de construcción

Pueden ser de placas o tubulares.

Los cambiadores de placas emplean aletas metálicas como forma geométrica que separa ambos fluidos, el refrigerante y el térmico. La transmisión de calor se produce a través de estas superficies. Cuanto mayor es la superficie de contacto mayor es el calor cedido al refrigerante.

Los cambiadores tubulares, como su nombre indica, emplean diversas formas de tubos para producir la transmisión de calor.

Las aletas del cambiador de calor de placas están hechas de chapa metálica de pequeño espesor (0,05 mm a 0,25 mm). Normalmente se fabrican con formas geométricas complicadas, onduladas, con el fin de hacer máxima el área de transmisión de calor (área de "contacto" de los dos fluidos). Para mejorar la cesión de calor se introducen muchas veces en los conductos de paso verdaderos "generadores de torbellinos", de tal modo que el flujo en el interior del cambiador es muy turbulento.

En relación con los cambiadores de calor tubulares el más simple consiste en secciones aproximadamente circulares. Para mejorar la transmisión de calor por unidad de volumen es normal también producir un alto régimen de turbulencia en el flujo.

En relación con el tema de materiales de empleo: todos los cambiadores demandan las mismas características: alta conductividad térmica, resistencia mecánica y poco peso. El aluminio y sus aleaciones tienen buenas propiedades en el ámbito de las tres constantes físicas citadas. Si la temperatura del fluido en el cambiador es alta ($> 350\text{ }^{\circ}\text{C}$) se emplea acero inoxidable.

b) Por su modo de operación

Clasificación según los tipos de fluido presentes en el cambiador. Pueden ser: líquido a líquido, líquido a gas, gas a gas, y cambiador de calor de un solo fluido activo.

- Cambiador de calor líquido a líquido.

Los dos fluidos son líquidos. Predominan en este campo de empleo los cambiadores tubulares. Se emplea este método de operación en el grupo motor.

El aceite lubricante del turborreactor se refrigera con el combustible del sistema de alimentación del motor. Se consiguen en este caso concreto dos cosas: primero enfriar el aceite y segundo calentar el combustible y favorecer así su rápida evaporación en la cámara de combustión, tras la inyección.

- Cambiador de calor líquido a gas.

Predominan en este caso los cambiadores de placas. Se emplea también como radiador de aceite en algunos aviones, por ejemplo *Jetstream 61*, y en el sistema hidráulico.

- Cambiador de calor gas a gas.

Es el cambiador empleado en el sistema neumático, objeto de este capítulo. Puede ser de placas o tubular, no hay grandes preferencias de empleo porque la elección se resuelve de forma particularizada. Para una aplicación determinada el cambiador de placas puede ser el de menor volumen, pero el tubular puede resultar en uno de menor peso.

- * Cambiador de calor de único fluido activo

Algunos compartimentos de aviónica donde es necesario liberar gran cantidad de energía calorífica emplean este cambiador. Consiste en una placa por cuyo interior circula un fluido muy frío. La refrigeración se consigue por conducción de calor entre la placa fría y los elementos montados directamente en ella.

Más simple es el caso de la placa de aviónica bañada con aire de ventilación del sistema de cabina.

Diez criterios de seguridad en el sistema de sangrado de aire

El flujo de aire de alta energía calorífica presente en el sistema de sangrado dicta un conjunto de criterios de seguridad que afectan tanto a la instalación como a la operación del sistema. En esencia, los criterios tratan de prevenir los daños colaterales que puede originar la fuga de aire o la rotura de una conducción. Estos criterios pueden resumirse así:

1. Las bocas de sangrado de aire deben incorporar limitadores de flujo en el caso de que la rotura de una conducción de aire comprometa la integridad de la aeronave o las características operativas del motor.
2. La presión y temperatura del aire sangrado debe ser la mínima posible compatible con la demanda del sistema.
3. Para cumplir con los requisitos contra incendios del avión debe existir en cada conducto de sangrado una válvula de corte rápido del flujo (*shutoff*). La válvula reguladora de presión VRP (Fig. 37.11), o PRV (*Pressure Regulating Valve*) en el esquema general de la Fig. 37.6, situada aguas abajo del cambiador de calor, cumple esta función en los aviones comerciales.
4. La válvula de sangrado del sistema debe estar tan cerca como sea posible de la puerta de sangrado de aire del motor.
5. La temperatura superficial de las canalizaciones neumáticas debe mantenerse inferior al límite térmico previsto para la estructura circundante del avión, para los mazos de cables eléctricos, o las líneas de fluidos inflamables circundantes (Cifras recomendadas son: mantener temperatura inferior a 230 °C y proyectar el sistema para corte automático a 260 °C).
6. El sistema debe contar con equipo de detección de sobrecalentamiento y unidad de alivio de presión en todos los compartimentos donde la fuga de aire sangrado, o la rotura de una canalización del mismo, implica riesgo para el propio sistema o la integridad de la aeronave.
7. El sistema debe contar con instrumentación e indicación para cabina de forma que puedan detectarse las averías significativas del sistema.
8. Deben existir válvulas antirretorno en línea para prevenir la inversión de flujo desde el sistema a la boca de sangrado de aire en el motor (VU en la Fig. 37.6).

Nota. No confundir estas válvulas antirretorno de línea con la antirretorno VA de las Figs. 9.7 y 9.10, aguas arriba del cambiador de calor, que cumplen funciones de regulación operativa del flujo sangrado.

9. La carga de trabajo para la tripulación, asociada al sistema, debe ser la mínima posible.

10. La ejecución incorrecta de un procedimiento operativo del sistema no debe conducir a un fallo en cadena, o a una situación operacional potencialmente peligrosa del sistema.

Ordenadores de control de sangrado de aire

5.11 El controlador de sangrado de aire es modernamente un programa de soporte lógico implementado en dos o más ordenadores de control, según el número de motores del avión.

El controlador de sangrado tiene una triple función:

1. Seleccionar la puerta de sangrado de aire en el compresor, de acuerdo con las necesidades neumáticas del sistema
2. Regular la presión y temperatura del aire sangrado
3. Cerrar el sangrado del sistema cuando hay otra fuente de neumático alimentando el distribuidor del sistema, o cuando se producen condiciones de funcionamiento anormales.

La Fig. 37.11 muestra el diagrama operacional del sistema de control digital. Se ha dibujado el esquema correspondiente al motor nº 1 de un bimotor, siendo la parte derecha una imagen de éste.

Puntos para análisis son los siguientes:

1. Nótese en primer lugar que se trata de un sistema mixto de tres flujos de sangrado de aire, el estándar hoy día en aviones comerciales. El cambiador de calor se refrigera con aire procedente del "Fan".
2. Advierta asimismo la presencia de la válvula reguladora de presión (PRV, en el esquema válvula de sangrado) situada en el circuito de aire sangrado del motor. El circuito de control del ordenador actúa sobre esta válvula, a la que comunica órdenes de apertura y cierre.
3. Hay dos puertas neumáticas de salida para la inversión de empuje del motor (ENG 1 REVERSE). La situada aguas abajo de la válvula reguladora de presión (PRV) es la de funcionamiento normal, y la situada aguas arriba es para actuación en caso de que PRV esté cerrada por avería o sobre calentamiento del sistema. Nota. Tenga en cuenta que no todos los motores emplean neumático para desplazamiento de las compuertas de inversión de empuje.
4. La válvula de alimentación cruzada de aire sangrado (VSC), situada en el distribuidor de neumático, aísla los sistemas del motor izquierdo y derecho, y permite la alimentación cruzada de los sistemas del avión. En la posición

5. La Unidad de potencia auxiliar (APU) y el vehículo de asistencia en tierra se conectan directamente al distribuidor de neumático del avión.

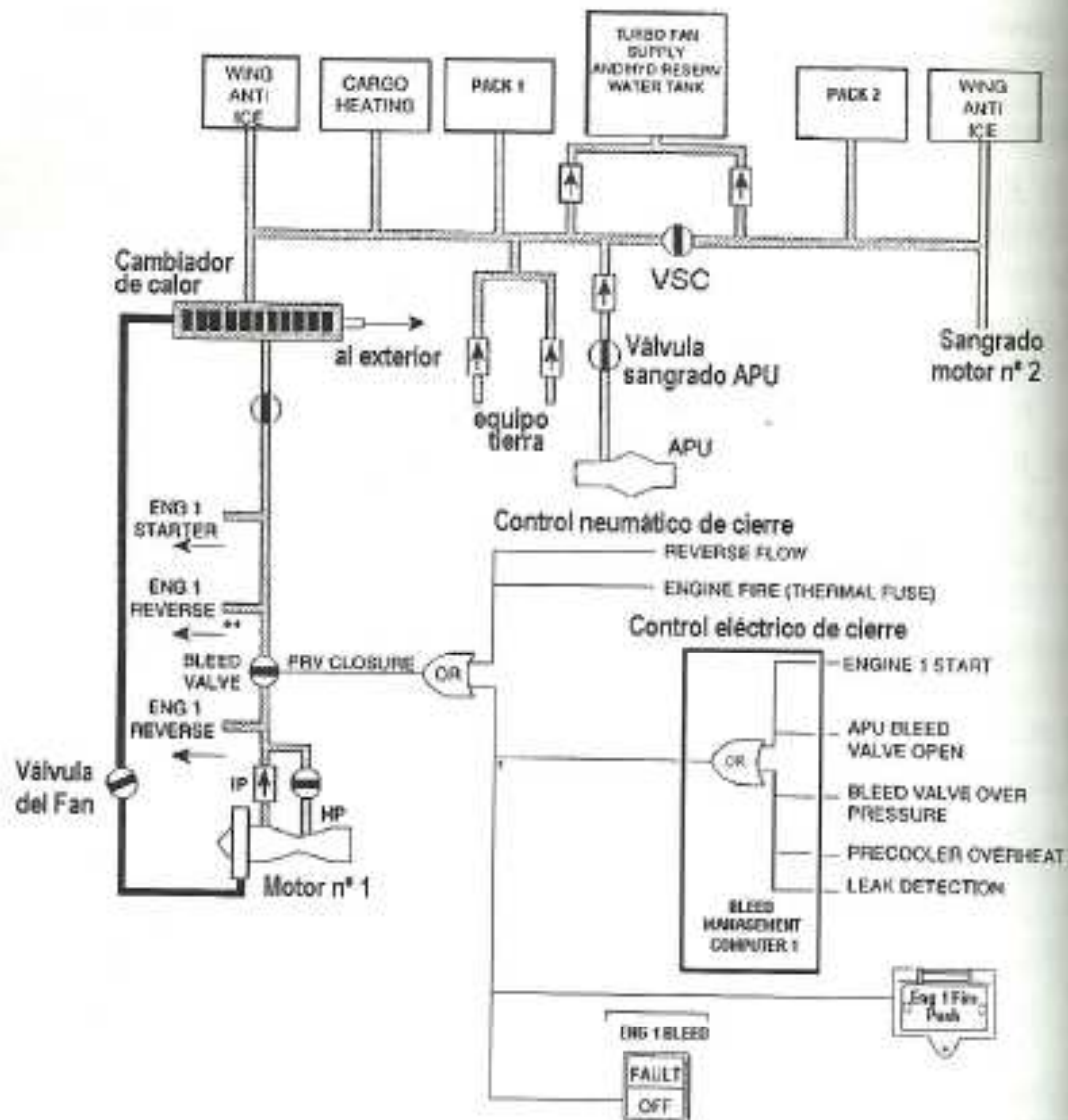


Fig. 37.11 Diagrama operacional del sistema de sangrado de aire controlado por ordenador.

5.12 Dentro de las funciones del ordenador está la selección de la puerta de sangrado de aire de cada motor.

Con este fin la sección controladora del ordenador recibe señal de una cámara neumática que detecta la presión del aire en cada puerta de sangrado. El ordenador recibe también la traducción digital de las señales de temperatura de aire y de po-

ción de las distintas válvulas del sistema. La cámara neumática del controlador detecta cuál es la demanda de aire que hace el sistema, y en función de esta demanda libera presión neumática hacia el actuador de las válvulas de aire que deben cubrir las necesidades. La apertura de las válvulas permite la entrada en el sistema de aire a presión y de temperatura adecuada.

Como hemos dicho, en el sistema mixto de tres flujos el sangrado de aire se obtiene normalmente de la boca de presión intermedia (IP). Cuando la presión y temperatura del aire en IP no es suficiente para atender la demanda, como sucede a bajas revoluciones del motor, el aire se extrae de la boca de alta presión (HP).

La válvula de alta presión regula la presión de aire en torno a $2,5 \text{ kg/cm}^2$. La válvula permanece cerrada por resorte antagonista si no hay neumático en la línea.

La secuencia de apertura y cierre de la válvula HP es automática, de manera que no hay control de ella en cabina.

En caso de avería del ordenador que cubre la operación de una de las partes del sistema, el otro se hace cargo del sistema en su conjunto.

Funciones lógicas de corte de flujo de aire sangrado

5.13 Además de regular la presión y temperatura del aire sangrado, el ordenador de control incorpora un conjunto de funciones lógicas eléctricas para cerrar el sistema de aire sangrado en ciertas condiciones de operación. No todas las funciones de cierre del sistema implican la presencia de anomalías o situaciones de emergencia. Algunas tienen carácter funcional o utilitario, como el corte de flujo cuando el APU está alimentando el distribuidor de neumático del avión.

En todos los casos la acción de control se ejerce sobre la válvula de sangrado.

5.14 Hay cuatro tipos de funciones lógicas de control que son las siguientes (ver a este respecto la Fig. 37.11): a) funciones de control neumáticas; b) funciones de control eléctricas; c) función de control en caso de incendio del motor; d) Función de control manual.

Advierta el lector que todas las funciones están conectadas mediante combinaciones lógicas de tipo OR, de manera que el cumplimiento de una u otra es suficiente para cerrar la válvula de sangrado. Por ejemplo, la pulsación del interruptor contra incendios en el motor conduce al cierre de la válvula de sangrado.

a) Funciones de control neumáticas

Dos típicas: en este campo son:

1. Inversión de flujo en el sistema, que se produciría por la avería de la válvula antirretorno.
2. Disparo del fusible térmico de detección de incendio en el motor.

Se trata de dos funciones que no requieren procesamiento en el ordenador. La señal es de actuación directa sobre la válvula de sangrado.

b) Funciones de control eléctricas

Grupo de cinco funciones de corte del sistema:

1. En la puesta en marcha del motor, si la válvula de aire de puesta en marcha no está cerrada (ver Capítulo 27).
2. La propia válvula de sangrado del APU está abierta. Es la posición dibujada en la Fig. 37.11. La válvula de sangrado del otro motor, el número 2, se cierra también, a no ser que la válvula de alimentación cruzada de aire sangrado esté cerrada (posición de aislamiento de sistema).
3. Condición de sobrepresión aguas abajo de la válvula de sangrado.
4. Sobrecalentamiento en el cambiador de calor.
5. Fugas en el sistema. Se detecta una condición de sobre calentamiento en compartimentos vecinos a las canalizaciones de aire sangrado.

c) Función de control en caso de incendio del motor

Situación en la que se pulsa el interruptor contra incendios del motor.

d) Función de control manual

Es la posición OFF del interruptor de sangrado de aire.

Efectos operacionales del sangrado de aire en el sistema neumático

5.15 El sangrado de aire del motor implica, en todos los casos, una pérdida de características del mismo, en empuje o potencia, según se trate de turborreactor o turbohélice. Físicamente, el sangrado representa un caudal de aire sobre el que se ha hecho trabajo (trabajo de compresión en el compresor) y en un punto intermedio del motor, antes de que produzca empuje, se saca del circuito y se dedica a otros fines que los propulsivos. Una parte del combustible que se quema en el motor se dedica entonces a estos fines utilitarios, pero que son ajenos al campo de la propulsión del avión. Por tanto, ya se ha dicho que la cantidad de aire extraída del motor debe ser la mínima compatible con la demanda neumática del avión¹.

Antihielo del ala, cotización a la baja

Los esquemas del sistema de sangrado de aire se han agravado, de forma paradójica, con el paso del tiempo. Aunque la penalización energética (el extra de gasto de combustible) que supone la extracción de aire en el compresor ha sido cada vez más pequeña, debido a los avances técnicos en los motores, es cierto

también que cada vez hay menos aire para sangrar en el compresor del motor. La causa es el incremento constante del índice de derivación de los motores (Capítulo 23), donde el "Fan" maneja ahora más del 80 por ciento del aire que consume el motor. Por consiguiente, con el constante aumento del índice de derivación del motor, cada vez hay menos aire en los compresores principales del motor, puntos donde se sitúan las bocas de sangrado de aire caliente.

Esta circunstancia explica, por ejemplo, que los fabricantes dediquen cada vez menos aire para antihielo del ala. En los modernos aviones comerciales se protege a veces tan sólo el 40 por ciento o así de la envergadura del ala, permitiendo el crecimiento del hielo en el 60 por ciento restante cuando el avión entra en una zona de acreción de hielo. Algunos fabricantes han comprobado también la actuación correcta del avión sin sistema antihielo en el empenaje de cola, evitando así la canalización de aire caliente desde puntos muy remotos, como son las estaciones de posición de los motores. Otros, en fin, han encontrado mejor solución en el calentamiento eléctrico de las superficies de cola.

Toda esta filosofía de diseño responde a la idea ya apuntada: cada vez hay menos aire, menos neumático, para atender las necesidades del avión debido al índice de derivación tan alto que se emplea en los motores actuales.

Controles e indicación

5.16 Los controles del sistema de sangrado de aire se encuentran normalmente en el panel de acondicionamiento de aire. La Fig. 37.12 muestra el sistema aplicable a un moderno avión bimotor.

a) Interruptor de aire de sangrado

Posición ON: Cuando se pulsa el botón ENG BLEED 1 y se sitúa en posición ON, para sangrado de aire del motor nº 1, el sistema es activo si se cumplen un conjunto de requisitos.

Condiciones típicas previas a la apertura de la válvula de sangrado son:

1. Presión de neumático suficiente.
2. Sangrado del APU, desactivado.
3. No se detectan fugas en el circuito de aire.

Posición OFF: la válvula de sangrado está cerrada.

b) Interruptor de aire de sangrado del APU

Posición ON: Se abre la válvula de sangrado del APU siempre que se cumplan dos condiciones:

1. Revoluciones del motor del APU superiores a un cierto régimen, digamos 95 por ciento RPM.
2. No se detectan fugas en el circuito de aire.

La posición OFF cierra la válvula de sangrado del APU.

Tanto el interruptor de sangrado del APU como del motor principal (turborreactor) cuentan con indicaciones de avería (FAULT) en el sistema. Esta indicación es complementaria a la que se muestra en la página de avisos de la pantalla de estado del sistema.

c) Interruptor de alimentación cruzada de aire de sangrado

Con posiciones AUTO, CLOSE y OPEN del interruptor. La posición AUTO se basa en la lógica que permite el control automático de la válvula de alimentación cruzada.

En cuanto a indicación, la Fig. 37.13 muestra información típica de la página de estado del sistema de sangrado de aire.

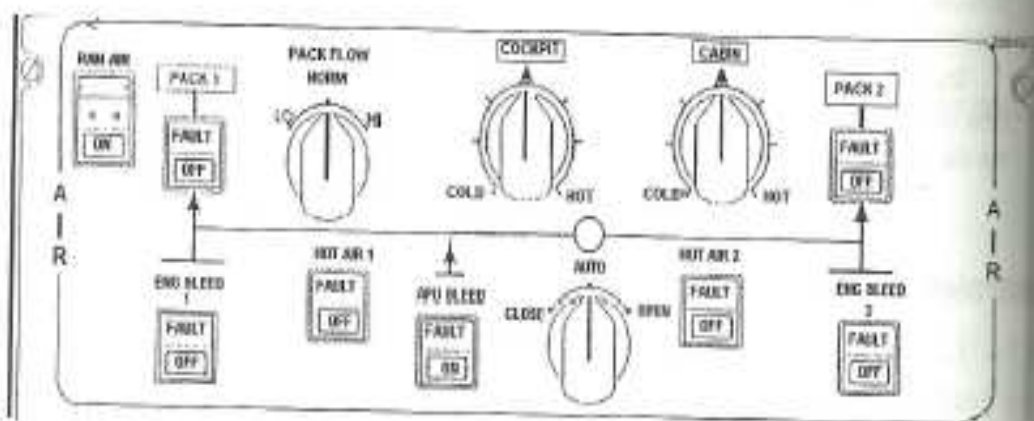


Fig. 37.12 Controles del sistema de sangrado de aire en el panel de acondicionamiento de aire.

6. SISTEMAS NEUMÁTICOS UTILITARIOS

6.1 En el apartado 5.1 señalamos como sistemas neumáticos secundarios los siguientes: sistema de presurización de depósitos hidráulicos y sistema de ventilación del compartimento de aviónica. Hay otros dos que guardan relación con el sistema neumático, que conviene estudiar en este capítulo: sistema de agua potable y el sistema de eliminación de desperdicios. Estos dos sistemas están incluidos en el Código ATA 38.

Presurización de depósitos hidráulicos

6.2 Vimos en el Capítulo 33, la necesidad de presurizar los depósitos del sistema hidráulico con el fin de cebar las bombas en todo tiempo y también impedir, o disminuir, la tendencia a la formación de burbujas de aire en el fluido hidráulico.

El método de presurización de depósitos es con aire a presión procedente del sistema de sangrado, ver Fig. 37.14.

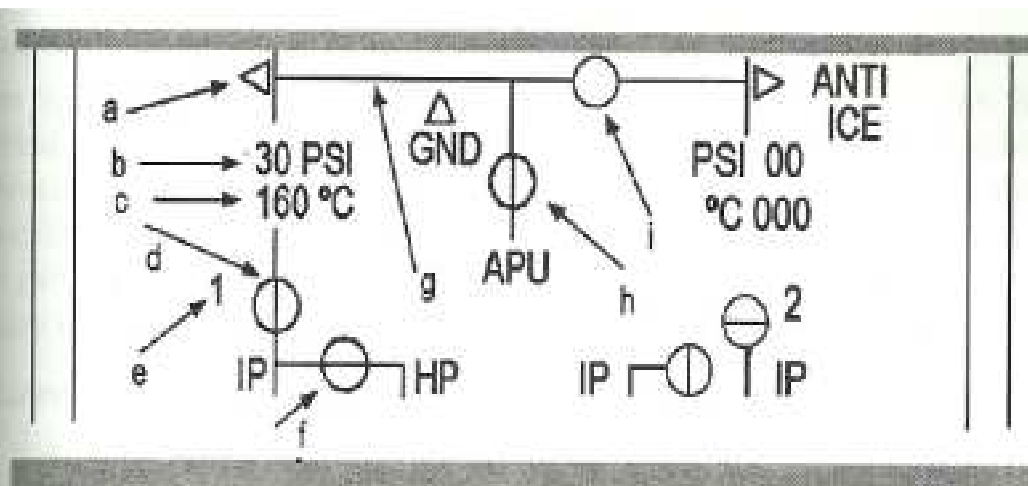


Fig. 37.13 Página de indicación de estado del sistema de sangrado de aire.

➔ Flecha que se muestra cuando la válvula de antihielo está abierta; b- Presión de aire de sangrado, en PSI (libras por pulgada cuadrada); c- Temperatura del aire de sangrado; d- Posición de la válvula de sangrado, actualmente en línea; e- Motor que suministra el aire de sangrado, en este caso el motor nº 1; f- Posición de la válvula de alta presión, en este caso abierta; cruzada si está cerrada; g- Línea del distribuidor de neumático; h- Válvula de sangrado de aire del APU; i- Válvula de alimentación cruzada de aire de sangrado.

Como ejemplo de simbología asociada a estas marcaciones, vemos la correspondiente a la última válvula (Válvula de alimentación cruzada de aire de sangrado).

En línea cruzada:

Verde si está completamente cerrada

Ambar cuando está cerrada y tal posición está en desacuerdo con la que es precisa (se dispara aviso de precaución).

En línea:

Verde si está completamente abierta

Ambar cuando está abierta y tal posición está en desacuerdo con la que es precisa (se dispara aviso de precaución).

En tránsito:

Ambar.

El aire procedente del sistema de sangrado entra en el circuito de presurización del depósito a través de una válvula de corte rápido, y pasa al cartucho de deshidratación (1). A continuación pasa por el filtro de aire (2), válvula antirretorno (3), directo al regulador de presión (4). La válvula de antirretorno (3) tiene la función de sellar el circuito de aire cuando no hay fuente de neumático en el avión (motores o APU en marcha, o carro de servicio en tierra conectado y en marcha).

El regulador mantiene la presión de la línea a cualquier altitud de vuelo. Ventila al exterior la línea de alimentación de aire cuando la presión de éste en el depósito alcanza el valor nominal de servicio.

El sistema incluye válvula de alivio de presión de depósito para el caso de fallo del regulador. También está prevista en el circuito la válvula manual de despresurización para servicios de mantenimiento, en la parte de arriba del depósito. El depósito está ventilado a la presión atmosférica cuando el avión está en tierra, sin

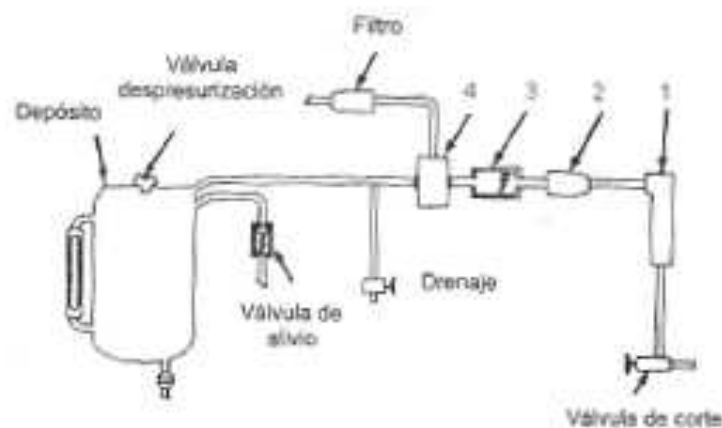


Fig. 37.14 Método de presurización de depósito hidráulico mediante aire a presión procedente del sistema de sangrado de aire del motor.

1. Cartucho deshumectador; 2. Filtro de aire; 3. Válvula antirretorno; 4. Regulador de presión

fuerza neumática activa. La ventilación se produce a través del filtro, vía el regulador de presión (4).

Ventilación de compartimentos de aviónica

6.3 En los compartimentos donde se instalan los "racks" o estanterías de aviónica, y en el propio panel de instrumentos de la cabina de vuelo, se genera gran cantidad de calor debido a la potencia eléctrica que consumen estos componentes. El calor es eliminado por el sistema de ventilación de aviónica. Así, pues, la función del sistema es mantener la temperatura de los componentes electrónicos al nivel térmico de trabajo apropiado.

La configuración del sistema de ventilación es muy diversa, hasta el punto de cambiar entre modelos del mismo avión. A veces hay tres o cuatro variantes en un mismo modelo de avión.

Sin embargo, es posible establecer algunos esquemas permanentes de configuración del sistema.

En principio hay que señalar que la actuación es completamente automática en los aviones modernos, de manera que no precisa otra actuación del piloto distinta de la observancia de los mensajes de avería o de precaución que puede generar el sistema de indicación.

Tipos de ventilación de aviónica según volumen de cabina

6.4 El volumen de cabina es determinante en la configuración del sistema.

Ello es así porque el aire de ventilación se obtiene en muchos casos del general de cabina.

Dentro de la gran casuística de tipos que se encuentran a bordo, hacemos la primera clasificación, del siguiente tenor.

Sistemas para aviones de corto y medio alcance

Son tipos de ventilación sofisticados puesto que, normalmente, precisan de un cambiador de calor. Esto es así porque el volumen de aire de cabina disponible es relativamente pequeño. En estos sistemas, el aire de ventilación, antes de entrar en los ventiladores de recirculación de cabina, pasa por el cambiador de calor donde cede parte del calor que ha absorbido a su paso por los "racks" de aviónica y los paneles de instrumentos.

Sistemas para aviones de gran alcance

El volumen de aire disponible en este tipo de avión es considerable y no es necesario, por lo común, el cambiador de calor. Quiere decirse que el aire de cabina puede acomodar el incremento térmico de la parte de aire que pasa por el compartimento de aviónica. Por esta razón es un sistema más simple que el anterior.

6.5 Algunas ideas complementarias sobre el tema se dan a continuación.

a) Sistema para aviones de corto y medio alcance

Tienen dos o más modos de funcionamiento, para adaptarse a la condición operativa del avión. Los modos de funcionamiento se citan de distintas formas, típicas son las denominaciones de circuitos cerrado y abierto, pero responden a la misma idea funcional. Son modos de conmutación automática, de acuerdo con la temperatura del aire de ventilación o según la condición de la avería que se presenta en el sistema.

1. Modo de circuito cerrado. El flujo de aire de ventilación requiere el paso por el cambiador de calor. La Fig. 37.15 muestra el esquema de un sistema de ventilación de aviónica funcionando en modo de circuito cerrado.
2. Modo de circuito abierto. El sistema de ventilación recibe el aire directamente del exterior del avión (ver Fig. 37.16).

Además de los dos modos básicos citados hay configuraciones intermedias que tienen en cuenta el estado del sistema en cuanto a averías del ventilador o extractor de aire, humos en el circuito, etc.. En estos casos, el sistema de ventilación recibe aire a través de la válvula de entrada de aire acondicionado.

b) Sistemas para aviones de gran alcance

La Fig. 37.17 muestra el esquema de sistema de ventilación típico para aviones de gran alcance, en el que destaca la simplicidad.

El aire que entra en el compartimento situado debajo del piso de cabina es aspirado por ventiladores a través del filtro de recirculación (ver la parte derecha del gráfico). Los ventiladores impulsan el aire hacia el mezclador (colector de compensación) del sistema general de aire acondicionado. Este aire se difunde allí con el que procede de las máquinas de aire acondicionado del avión ("Packs", ver Capítulo 38). Antes del mezclador, parte de este aire se ha desviado para refrige-

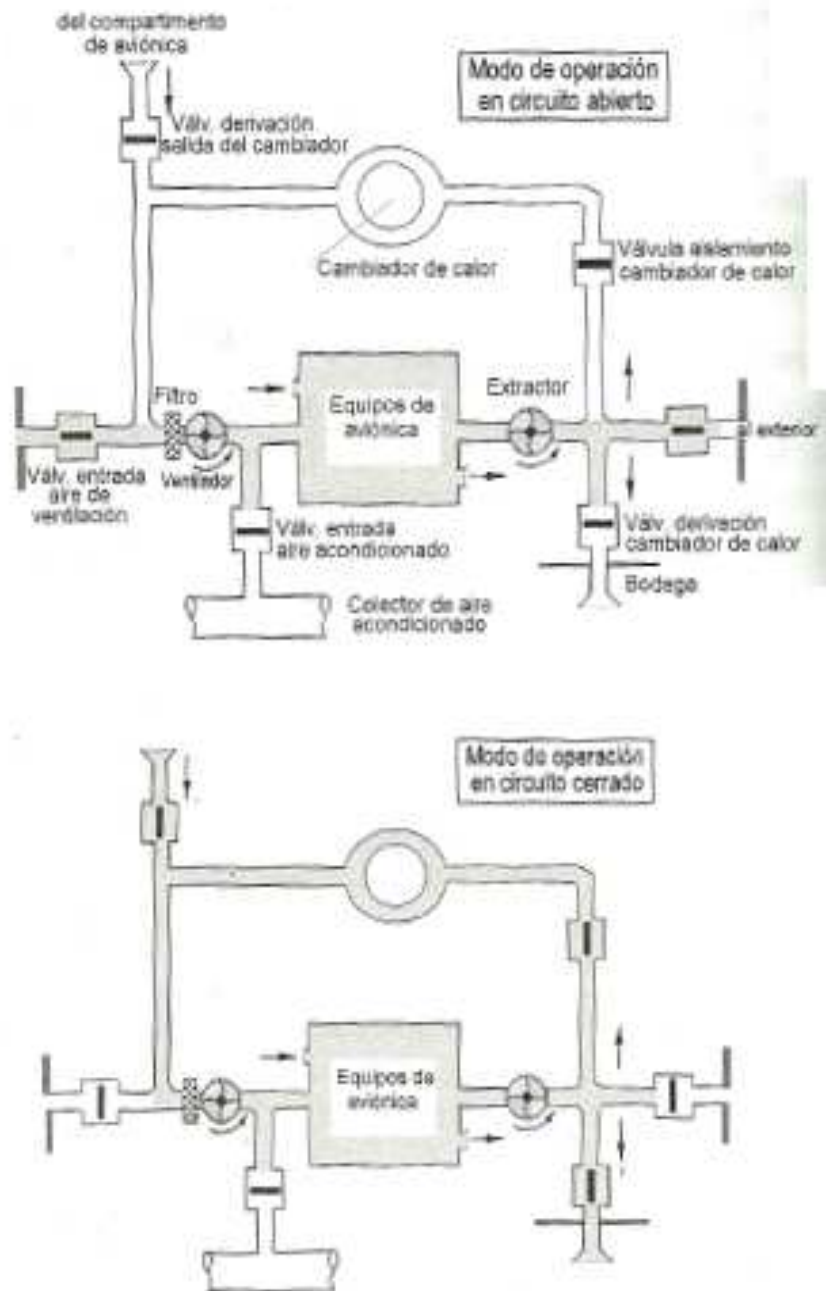


Fig. 37.15 y 37.16 Esquema de sistema de ventilación de aviónica funcionando en modo de circuito cerrado (ilustración de arriba) y en modo de circuito abierto (abajo).

rar los paneles de instrumentos y el equipo de aviónica. La distribución citada se corresponde con la línea de trazo grueso de la figura.

El extractor del sistema está siempre en funcionamiento. En tierra expulsa el aire directamente por la válvula de descarga exterior.

En vuelo descarga por una válvula interior. Ello permite cierto aporte de calor a los compartimentos o bodegas situados debajo del piso de cabina.

La válvula de salida controla el flujo de aire que se expulsa al exterior del avión.



Fig. 37.17 Esquema de sistema de ventilación de avión de gran alcance y amplio volumen de cabina.

Está previsto en el sistema el mando manual de la válvula de descarga exterior para el caso de avería en los ventiladores de cabina, y también para salida de humos, si es el caso.

Indicación en cabina

6.6 Ver la Fig. 37.18.

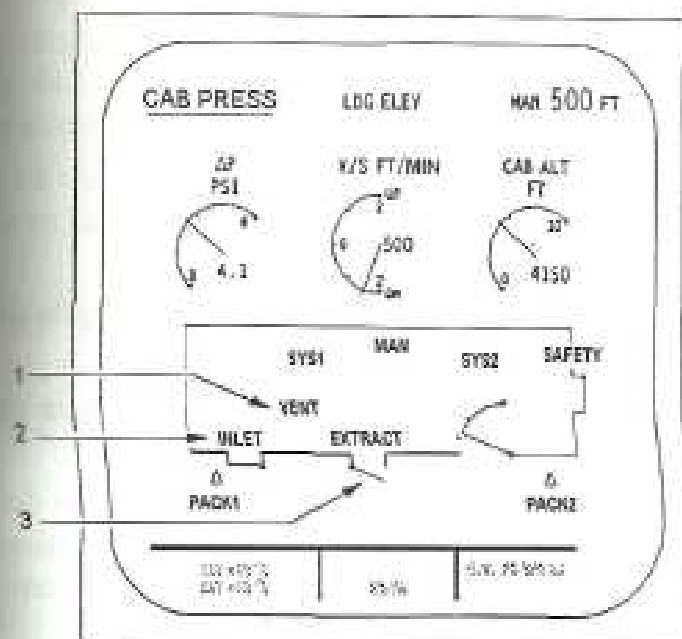


Fig. 37.18

Fig. 37.18 Indicación en cabina del sistema de ventilación de avión. Observe que la información de ventilación de avión en este sistema de presentación está incluida en la página de datos de presurización del avión.

1. Identificación del sistema de ventilación. Es una señal que se muestra en ámbar en caso de avería de los ventiladores.
2. Identificación de las válvulas de entrada de aire de ventilación y salida a la atmósfera. Son señales que se muestran en ámbar en caso de avería de los ventiladores.
3. Posición de las válvulas anteriores. En el caso de la ilustración la válvula de entrada (INLET) está completamente cerrada y la de descarga a la atmósfera (EXTRACT) está parcialmente abierta.

Sistema de agua potable

6.7 El sistema de agua potable tiene la función de distribuir el agua a las cocinas y lavabos del avión. El sistema consta de los siguientes elementos: a) depósito/s de almacenamiento de agua; b) circuito de presurización de depósito/s; c) sistema de distribución; d) controles e indicación para tripulación de cabina; e) unidad de drenaje y reabastecimiento.

La Fig. 37.19 muestra el esquema que nos servirá de referencia para los comentarios que siguen.

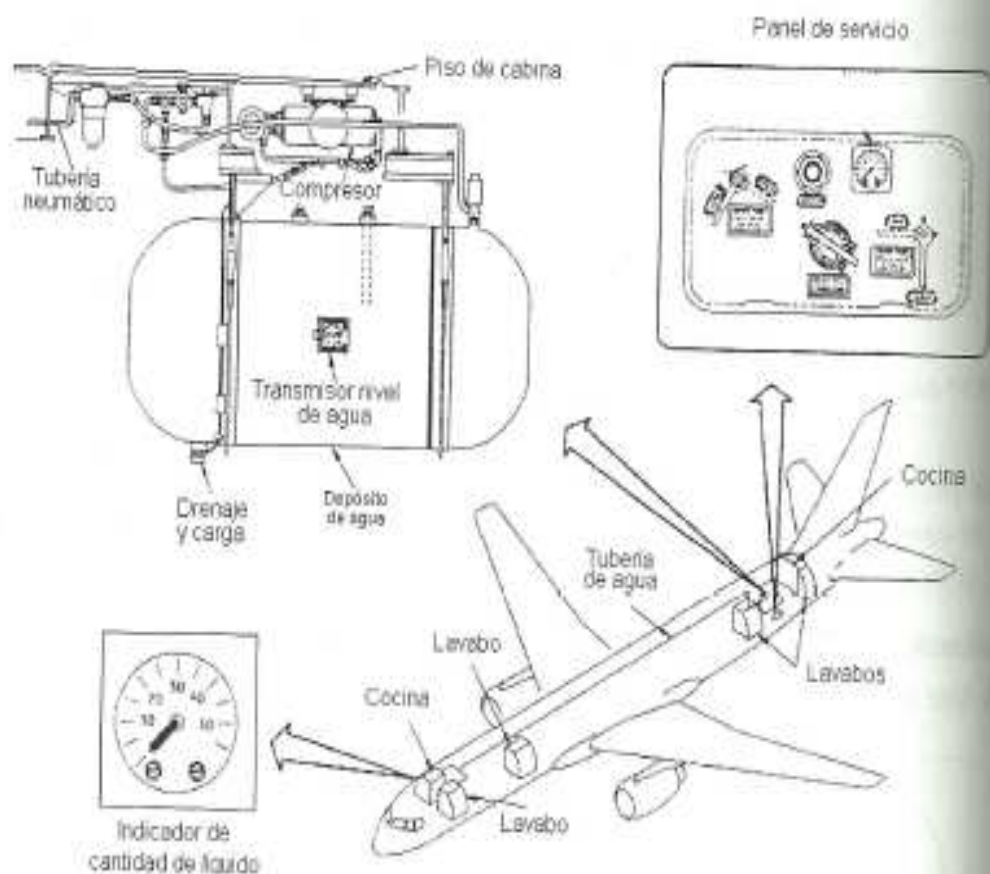


Fig. 37.19 Esquema de sistema de agua potable del avión comercial.

El depósito del sistema se llena con agua potable procedente de un vehículo de asistencia en tierra, operación que se controla desde un panel exterior.

El depósito se presuriza, bien con aire del sistema de sangrado (tubería de neumático), o mediante compresor de a bordo accionado por motor eléctrico.

La presurización del agua permite su distribución a los puntos de consumo del avión. El sistema dispone de un regulador de presión capaz de mantener presión diferencial de depósito entre 0,5 y 1 kg/cm² con uno de los grifos de lavabo completamente abierto.

El agua caliente para lavabos es parte del sistema de agua de distribución normal, pero pasa por calentadores eléctricos que sirven los grifos de agua caliente.



Fig. 37.20 Mástiles de drenaje del sistema de agua potable.

La temperatura máxima del agua está regulada en torno a 50 °C.

El agua que se drena de lavabos y de cocinas es expulsada al exterior, a través de mástiles de drenaje (Fig. 37.20), o bien, en otros aviones, se almacena en depósitos cuyo servicio posterior se realiza en tierra. En su caso, los mástiles de drenaje de agua disponen de calefacción eléctrica para impedir la congelación del agua en la boca de salida.

Asimismo, todas las líneas de conducción de agua que se encuentran por debajo del piso de cabina están protegidas también para impedir que la temperatura del agua alcance el punto de congelación. En realidad, mejor que hablar de "tuberías" de agua debemos decir mangueras de agua, puesto que se hacen de material elastómero. La manguera está revestida de una cinta térmica que proporciona el caldeo suficiente para mantener la temperatura del agua por encima del punto de congelación, hasta temperatura exterior de -40 °C. Más aún, suele ser una condición normal de proyecto del avión (p. e. MD-90) que la manguera de agua tenga elasticidad suficiente para soportar la congelación del líquido ante el fallo de la manta térmica aislante.

La tripulación de cabina dispone de indicadores de cantidad de agua almacenada en sus respectivos paneles de servicio.

6.8 Dos consideraciones de tipo operacional sobre el sistema de agua potable:

- El mantenimiento de la calefacción de los drenajes de agua potable tiene más importancia que los simples inconvenientes que se derivan de la colmatación de los desagües y posible inutilización de los lavabos. El hielo que se deposita en las zonas de drenaje se puede desprender del avión y ocasionar daños por impacto en el ala, empenaje o motores.

Un riesgo adicional existe si se desprende cerca de la superficie terrestre donde puede producir (ha producido) daños personales y materiales en tierra.

- El drenaje de agua potable al exterior forma parte de ensayos durante la Certificación de la aeronave. Se trata de comprobar que el agua expulsada no moje las superficies del avión colindantes con los mástiles de expulsión.

Los ensayos se efectúan coloreando el agua del depósito con tinte no tóxico. Por su parte, la superficie en estudio del avión se cubre con un producto que permite localizar con claridad las zonas de impacto por rociado del agua. Se efectúan los vacíos en condiciones normales de operación y se observan en tierra los resultados de los ensayos. La prueba con el avión en descenso suele ser la parte más exigente porque es en esta fase donde se suelen eliminar los restos de fluidos no consumidos a bordo. Son tolerables pequeñas zonas de contacto del agua con superficies del avión, pero en ningún caso el rociado debe alcanzar otras zonas que supongan riesgo potencial de la operación del avión por engelamiento.

Sistema de deshecho de desperdicios

6.9 El sistema de deshecho de desperdicios del avión tiene la función de eliminar residuos orgánicos de los inodoros de a bordo. Los residuos son transportados a uno o más depósitos, de donde son desalojados por los servicios de tierra que proceden también a su limpieza y desinfección. El sistema de deshecho de desperdicios se organiza en torno a inodoros de vacío. La Fig. 37.21 muestra el esquema típico del sistema. Está constituido por extractor, unidad de control de flujo de agua y de aire, y canalizaciones de transporte hasta de residuos.

a) Extractor

El extractor es una bomba de vacío. Tiene la función de disminuir la presión en la canalización de recogida de residuos con el fin de succionar el flujo hasta los depósitos de almacenamiento. El extractor funciona solamente a bajas altitudes de vuelo. Cuando el avión vuela a alta altitud es la propia presión diferencial de cabina la que actúa en las líneas de transporte de los residuos. A tal fin el sistema dispone de un interruptor barométrico que conmuta la operación del extractor a la condición originada por la diferencia de presión entre la cabina y el depósito de almacenamiento. Este depósito está ventilado a la atmósfera.

b) Unidad de control del inodoro

La unidad de control del inodoro es la que regula la operación del sistema. Tiene una triple función:

1. Situar en ON/OFF el extractor de las canalizaciones de transporte de residuos cuando se alcanza la altitud de conmutación, vía señal barométrica.
2. Regular el caudal de agua que se introduce en la taza del inodoro tras la pulsación de demanda de servicio
3. Controlar la posición de la válvula de desagüe de deshechos.

El regulador es hoy día una tarjeta electrónica que está montada en la propia unidad. La tarjeta tiene inscrita la lógica de funcionamiento del sistema. Las últimas

