

ATA 30

PROTECCIÓN CONTRA

HIELO Y LLUVIA

Protección contra hielo y lluvia

1. GENERALIDADES

1.1 Se sabe por los textos de Meteorología aeronáutica que el engelamiento en el avión se debe al choque y congelación de las gotas de agua superfrías sobre las superficies del avión.

El engelamiento afecta de modo principal a las zonas de impacto de las gotas, superficies tales como bordes de ataque de las alas y estabilizadores, tomas de aire del motor y dinámicas del avión, hélices, parabrisas, y en general todas las zonas de remanso de la corriente de aire como Tubos Pitot, antenas, etc.

Conviene recordar que el engelamiento es un problema en vuelo y en tierra, con el avión en el estacionamiento. En los últimos años, y debido a una serie de accidentes repetitivos se ha desarrollado una intensa labor en el campo de la prevención del engelamiento en tierra.

1.2 Los sistemas de protección contra el hielo se sitúan en dos grandes campos de operaciones: antihielo y deshielo.

Los sistemas *antihielo* impiden la formación de hielo en las superficies protegidas del avión. Los sistemas de *deshielo* permiten la agregación o acreción de hielo en las superficies del avión hasta un cierto límite o espesor de la capa de hielo, punto a partir del cual el sistema se activa para desprender el hielo formado. El deshielo es un proceso normalmente de carácter cíclico, con crecimiento y desprendimiento del hielo¹.

¹ Las superficies del avión protegidas con sistemas de deshielo deben estar diseñadas para aceptar en vuelo la degradación aerodinámica que produce la formación de capas de hielo del espesor previsto entre los ciclos de actuación del sistema. Bien entendido, los fabricantes no diseñan sus aviones para efectuar el despegue con superficies críticas del avión cubiertas con hielo, ni se hacen ensayos de este tipo durante la Certificación del avión. Aquí rige el concepto de "avión limpio", y no se debe intentar el despegue si falta la certidumbre de que las superficies críticas del avión están libres de hielo. Recuerdese la norma FAR/JAR: "No person may take off an aircraft when frost, snow, or ice is adhering to the wings, control surfaces or propellers of the aircraft".

El medio térmico utilizado generalmente por estos sistemas es el suministro de calor a las zonas susceptibles de formación de hielo, aunque también se emplean medios mecánicos y químicos. En los reactores comerciales se suele emplear un caliente sangrado del compresor para los bordes de ataque de las superficies aerodinámicas y carena de motor.

También se emplean resistencias eléctricas embebidas en las superficies que se quieren proteger. Normalmente, la calefacción eléctrica se efectúa sobre superficies de pequeña o mediana extensión, tales como parabrisas, Tubos Pitot, tomados de aire, orificios de estática, drenajes de lavabos, etc.

Para aviones pequeños se suelen emplear procedimientos mecánicos, tales como las zapatas neumáticas que rompen el hielo acumulado y se permite así su desprendimiento por la acción aerodinámica del viento.

1.3 Desde el punto de vista físico hay cinco procedimientos de protección contra el hielo:

- Mantener el agua en estado líquido mediante la aplicación continua de calor.
- Evaporación del agua en las superficies del avión, lo cual requiere aplicar calor de forma más continua y enérgica que en el caso anterior.
- Fusión del hielo, mediante aplicación de calor de forma intermitente.
- Desprendimiento del hielo por procedimientos mecánicos, con mecanismos de impulso o neumáticos.
- Prevención de la formación de hielo mediante procedimientos químicos, tales como fluidos depresores del punto de congelación.

La protección ideal sería el sistema antihielo para todas las superficies del avión, pero la energía necesaria para llevarla a cabo es prohibitiva. Nótese que de los cinco métodos señalados más arriba hay unos que requieren más energía que otros. No se olvide que el avión comercial es un producto optimizado en su totalidad por criterios económicos, operativos y de mantenimiento, de manera que el sistema antihielo o deshielo entra dentro de dicho proceso de optimización.

2. REQUISITOS DE LOS SISTEMAS DE PROTECCIÓN CONTRA EL HIELO

2.1 Se consideran dos regímenes de engelamiento: a) Máximo continuo, b) Máximo intermitente.

Régimen máximo continuo

El régimen máximo continuo de engelamiento se caracteriza por un contenido de agua líquida en la atmósfera de pequeño a moderado, con exposición del avión durante un "largo periodo de tiempo". El periodo de tiempo es equivalente, en longitud horizontal, a una distancia de 20 millas. Se trata de un régimen de engelamiento

mento que afecta a las alas, estabilizadores, etc., es decir, a las superficies expuestas de forma continua al impacto de las gotas de agua superfrias.

Régimen máximo intermitente

El régimen máximo intermitente de engelamiento se caracteriza por la exposición del avión a valores altos de contenido de agua líquida en la atmósfera. Es un régimen que normalmente se superpone al anterior. Es aplicable en particular a elementos que no pueden tolerar la más mínima formación de hielo, como la toma de aire del motor, o los álabes de entrada del compresor. El tiempo de exposición en este régimen se corresponde con una distancia horizontal de 3 millas.

3. DESHIELO POR ZAPATAS NEUMÁTICAS

3.1 Las zapatas neumáticas son un sistema de deshielo de los bordes de ataque de las superficies aerodinámicas del avión. Es un sistema de coste asequible, muy atractivo para aviones pequeños y turbohélices, porque la potencia que necesita para funcionar es pequeña.

La función del sistema es inflar y desinflar de forma sucesiva unas zapatas o bolsones de caucho natural instaladas en las superficies protegidas del avión, bordes de ataque del ala y estabilizador. Esta acción sucesiva desprende el hielo formado sobre dichas zonas.

3.2 Desde el punto de vista constructivo, las zapatas neumáticas son bandas de caucho y de lona, en medio de las cuales hay una serie de tubos inflables, cerrados en los extremos.

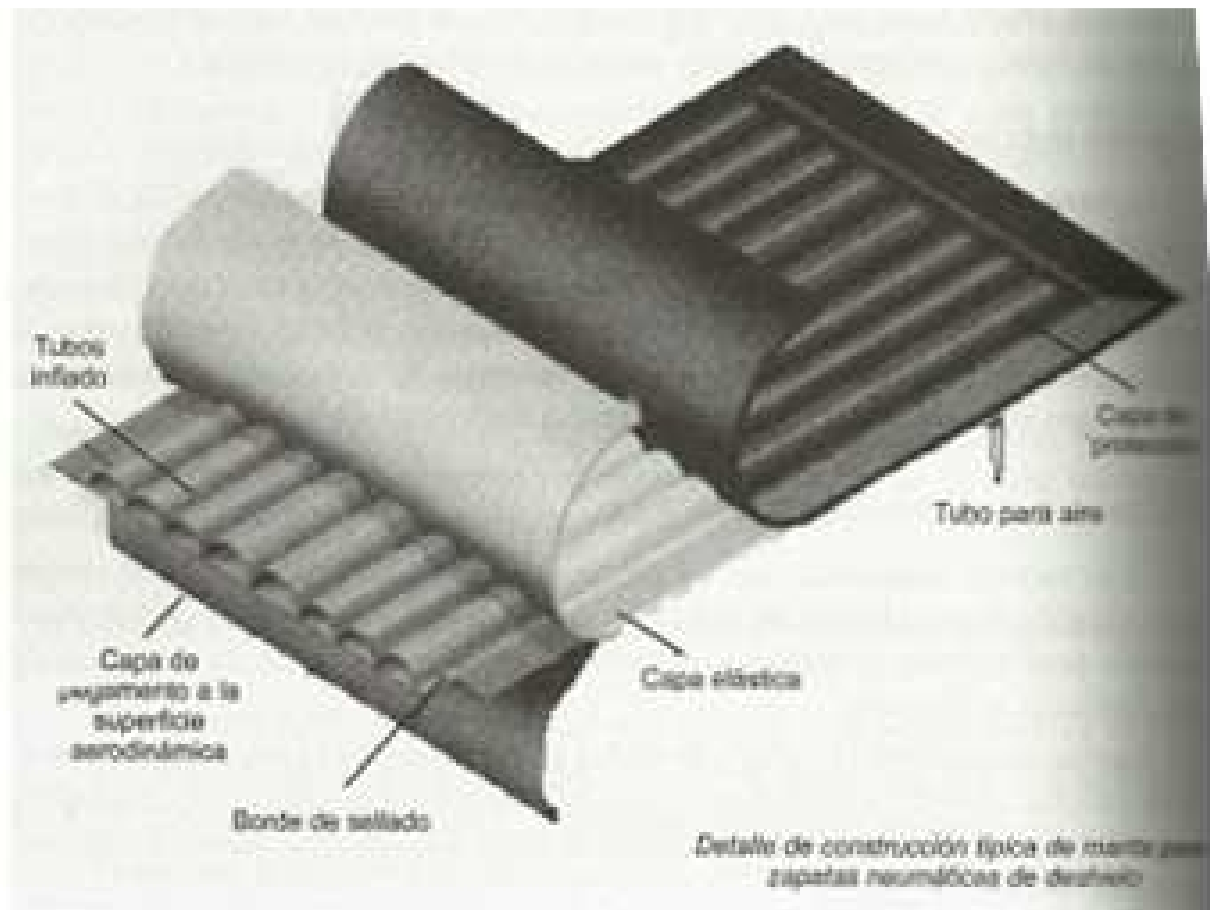
Los tubos están vulcanizados dentro de las capas de caucho. Los extremos libres de los tubos se unen al sistema de distribución de aire a presión mediante mangueras flexibles.

Como hemos dicho, la zapata se instala en los bordes de ataque, bien directamente con adhesivos o con tornillos y tuercas remachables.

La superficie externa de protección de la zapata lleva una capa delgada de material conductor de la electricidad, para impedir la acumulación de electricidad estática en dicha zona.

La Fig. 39.1 muestra el esquema básico de instalación de un sistema de zapatas neumático.

3.3 El aire que infla los tubos de las zapatas proviene de dos fuentes distintas, según el tipo de avión.



Para el caso de aviones con motor de émbolo suele tomarse del lado de presión de la bomba de vacío. En el caso de aviones turbobélicos proviene del sangrado que se efectúa en el compresor del motor.

El desinflado de los tubos de las zapatas se produce por el lado de vacío de la bomba, o por medio de venturis situados en el sistema en el caso de sangrado de aire del compresor.

Las zapatas son de dos tipos según la instalación en la superficie. En el tipo más común los tubos inflables se instalan a lo largo de la convergadura del borde de ataque. Hay otro tipo donde los tubos están instalados en sentido transversal, digamos paralelos a las costillas del ala.

Desde el punto de vista funcional las zapatas son también de dos clases, según que los tubos se inflen de forma simultánea o de forma secuencial. La Fig. 39.2 muestra la zapata de tipo secuencial, en la cual primero se infla el tubo central y después los laterales superior e inferior. Este movimiento se repite de forma cíclica. Los tubos se inflan y desinflan todos a la vez en las zapatas de inflado simultáneo.

En ambos casos, el aire es dirigido por medio de conducciones y válvulas a las zapatas de deshielo, ver parte (a) de Fig. 39.2.

El sistema general está compuesto de los siguientes elementos:

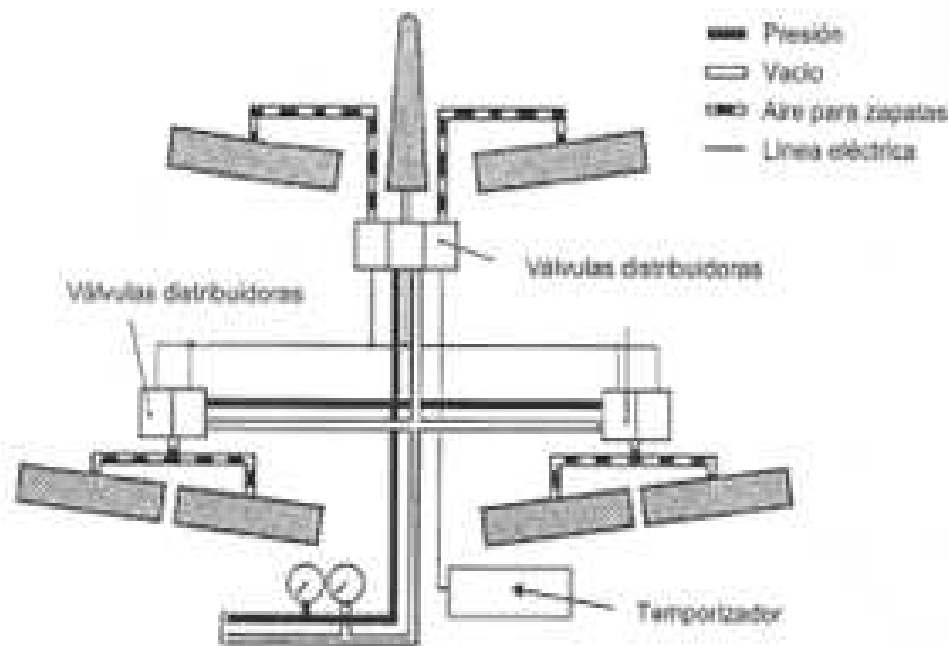


Fig. 39.1 Esquema de la instalación del sistema de deshielo por zapatas neumáticas. Ver en la Fig. 39.2a superficies y conjuntos típicos del avión protegidos contra el hielo.

Zapatas

Están pegadas o remachadas al borde de ataque del ala.

El gráfico (a) muestra la disposición de mangueras flexibles de conducción del aire a presión a la zapata. Por las mismas mangueras el sistema de vacío produce la succión cuando se desinfla la zapata y se ajusta al contorno aerodinámico de la superficie.

La operación típica en este tipo de zapata secuencial, gráfico (b), consiste en inflar el tubo o los tubos centrales de la zapata, de tal manera que se rompe el hielo acumulado en la superficie. A continuación se desinflan. Luego se procede a inflar los tubos laterales.

Reguladores de presión y válvulas antirretorno

Los reguladores mantienen la presión del aire a un valor determinado, del orden de $1,25 \text{ kg/cm}^2$.

Las válvulas antirretorno (no representadas en la Fig. 39.1) tienen la función de aislar los dos motores entre sí desde el punto de vista neumático. Impiden que en caso de parada de un motor el aire suministrado por el motor operativo escape hacia el motor parado.

Válvulas distribuidoras

Permiten la canalización del aire hacia las zapatas de deshielo, inflándolas, y producir el vacío en la conducción para desinflarlas.

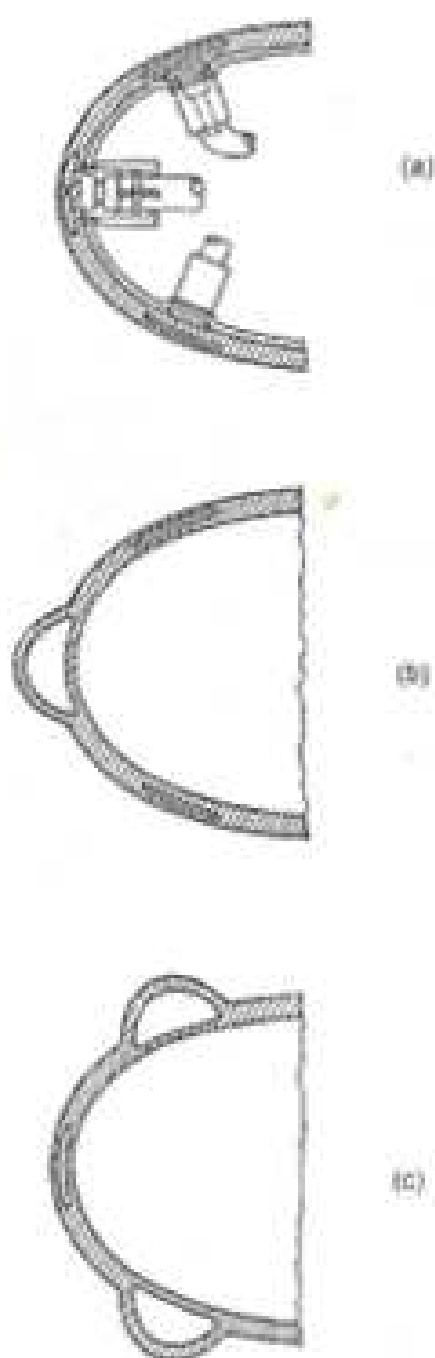


Fig. 39.2 Zapata neumática para deshielo con fase de operación secuencial. Observe en el gráfico (a) las mangueras de canalización de aire a las zapatas.

Temporizador

El temporizador establece la secuencia de los ciclos de inflado y desinflado de las zapatas. Es normal que haya dos ciclos, uno rápido y otro lento, que se diferencian en el tiempo que las zapatas permanecen inactivas (desinfladas). Señalamos un ciclo típico a continuación. Cada zapata permanece inflada cinco segundos: primero las interiores de las semialas, después las exteriores, y por último y simultáneamente las tres de los planos de cola. De acuerdo con el ciclo seleccionado, rápido o lento, las zapatas permanecen desinfladas 45 o 165 segundos, respectivamente. Por tanto, la duración del ciclo rápido es de 60 segundos y la del lento de 180 segundos.

Controlador

El control se efectúa en un interruptor de tres posiciones, de conexión del sistema y de selección de los ciclos rápido o lento.

Hay sistemas, aviones ligeros, donde falta el temporizador. El operador aplica a discreción deshielo con un interruptor de tipo ON/OFF. Cuando se pone el interruptor en ON el sistema realiza uno o más ciclos de inflado de la zapata, dependiendo del diseño del sistema.

3.4 La normativa aeronáutica es escueta en cuanto a los requisitos exigibles para las zapatas neumáticas. Señala que la tripulación debe contar con medios para comprobar que el sistema está recibiendo la presión de aire necesaria, y que la operación es normal.

En la práctica, casi todos los sistemas de este tipo se ajustan a una especificación que no es civil, sino militar, pero que recoge requisitos concretos sobre el particular¹.

¹ Es la norma MIL-D-8804. La norma especifica, entre otros, que el sistema de zapatas neumáticas debe eliminar el hielo formado con una concentración de agua de 0,5 gramos/m³, a -27 °C. La superficie aerodinámica protegida, a lo largo de su cuerda, debe ser la adecuada para eliminar el hielo formado desde la velocidad mínima de crucero, o de cizpa, hasta la velocidad máxima.

Tres consideraciones son de interés en estos momentos:

1. Por lo común (consulte el Manual del avión) las zapatas no se deben de activar hasta que exista un depósito de hielo de cierto espesor sobre ellas, digamos entre 5 y 10 milímetros. Este procedimiento suele ser la forma más eficaz para desprender el hielo.

Si se inicia el ciclo cuando la capa de hielo es muy delgada puede formarse el llamado "ice bridging", durante la expansión de la zapata, una forma geométrica de hielo en puente sobre la propia zapata. Para eliminar el "ice bridging" se necesitan más ciclos de expansión de la zapata, de manera que durante el proceso se habrá acumulado más hielo, en cuyo caso cabe esperar una disminución adicional del rendimiento aerodinámico del ala.

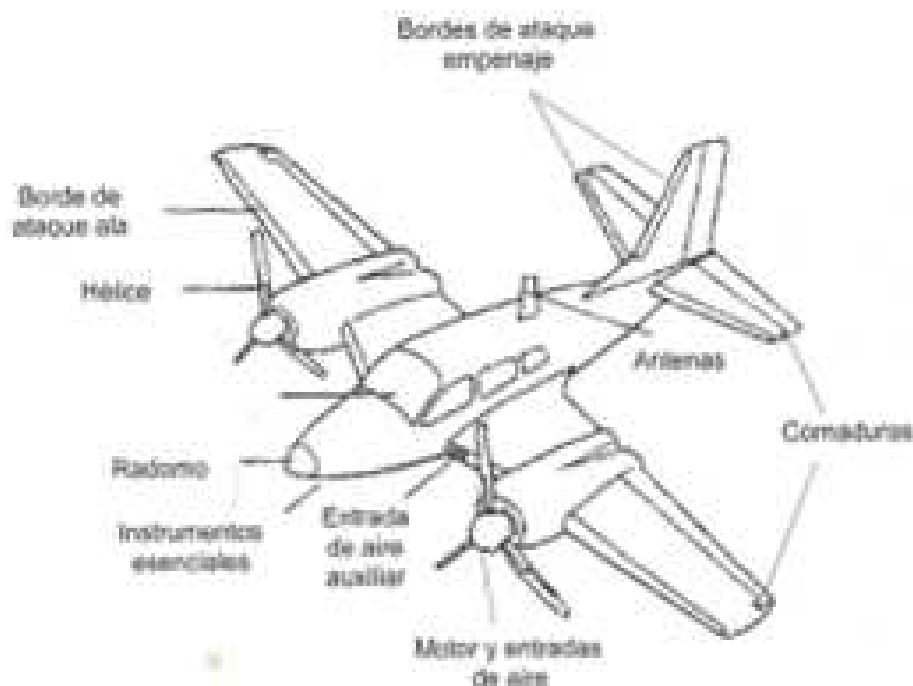


Fig. 39.2a Superficies y conjuntos típicos con protección frente al hielo

El hielo crece más aprisa conforme más pequeña es la superficie. La dependencia del tamaño de una superficie con su capacidad para acumular hielo es un factor operacional de interés. De hecho, las alas del *C-5A Galaxy* son tan grandes que la acumulación de hielo en ellas es mínima, lo que explica que no precisen protección frente al hielo. En fin, para los aviones normales que emplean sistema de deshielo, lo anterior quiere decir que el ala puede estar limpia y, sin embargo, la acumulación de hielo en la cola ha crecido al punto de empeorar las características aerodinámicas del avión, en particular durante la aproximación y aterrizaje (recuerde que la pérdida en el plano horizontal de cola es un problema extremo de estabilidad del avión). La escotilla del limpia-parabrisas es uno de los objetos más pequeños, y además vi-

sible, que acumula hielo con rapidez. Es un momento propicio para iniciar el sistema de deshielo en ON, o salir de las condiciones de engarriamiento.

3. Las zapatas de los estabilizadores de cola son más pequeñas que las del ala, sencillamente porque el radio del borde de ataque de estas superficies es menor. Por esta razón y su tendencia a la acreción de hielo, más que en el ala, la eficacia de las zapatas en esta zona podría ser menor que en el ala, y precisarse de un tiempo mayor de ciclaje del sistema.

Deshielo por sistemas de impulso

3.5 Se han desarrollado recientemente varios sistemas de deshielo que tienen mayor eficacia que las zapatas neumáticas y la calefacción eléctrica. Se denominan sistemas de deshielo por impulsos. Producen impulsos repetitivos muy rápidos en el borde de ataque, bien por medios neumáticos o electromagnéticos, en fracción de segundo. Los rápidos impulsos rompen y expulsan la capa de hielo. Se fundamenta, pues, no está ligado a la expansión lenta de la zapata clásica, que se apoya finalmente en las fuerzas aerodinámicas del viento relativo para desprender el hielo, sino en someter a la capa de hielo a una aceleración muy rápida, de hasta 1.000g, para expulsar inercialmente el hielo hacia atrás.

Es característico de estos sistemas su capacidad para eliminar láminas de hielo de 0,75 mm de espesor. Por consiguiente, la degradación de características aerodinámicas de las superficies del avión es mínima. También es importante señalar el menor tamaño de las partículas de hielo que se desprenden. El sistema de impulsos puede ser atractivo, por tanto, para su aplicación en las tomas de aire de los turboreactores, habida cuenta que tanto la fusión como la evaporación de partículas de hielo tan pequeñas serían procesos muy rápidos, con escaso riesgo para la cámara de combustión del motor.

4. SISTEMA MANUAL DE ANTIELO DEL ALA

4.1 Hemos visto que el sistema de deshielo es económico en consumo de energía, costes de adquisición y de mantenimiento. Su funcionamiento se basa en permitir el crecimiento de la película de hielo en la superficie aerodinámica para proceder, a continuación, a su eliminación por rotura mecánica y desprendimiento aerodinámico.

Desgraciadamente, en los aviones reactores comerciales y de negocios, no es posible permitir la acreción de hielo en zonas críticas de las alas y estabilizadores debido a las fuertes penalizaciones de tipo aerodinámico en que se incurren. El sistema antihielo tiene la función de no permitir la formación y acumulación de hielo en las superficies protegidas.

Se ha comprobado en aviones reactores que excrecencias de hielo en el borde de ataque de las alas de espesor tan pequeño como 0,15 mm han ocasionado una caída

de sustentación del 20 por 100. Se estima que la acreción de hielo hasta 0,7 mm, límite inferior típico de eficacia para los nuevos sistemas de deshielo por impulso, podría penalizar la sustentación hasta un 40 por 100. Hoy por hoy el sistema antihielo es necesario.

El sistema de antihielo del ala es relativamente sencillo y se basa en la circulación de aire caliente sangrado del compresor por conductos internos del borde de ataque, para prevenir o eliminar el hielo (ver Fig. 39.3).

El sistema antihielo del ala en aviones reactores consume mucha más energía, en términos comparativos, que el de deshielo en aviones convencionales.

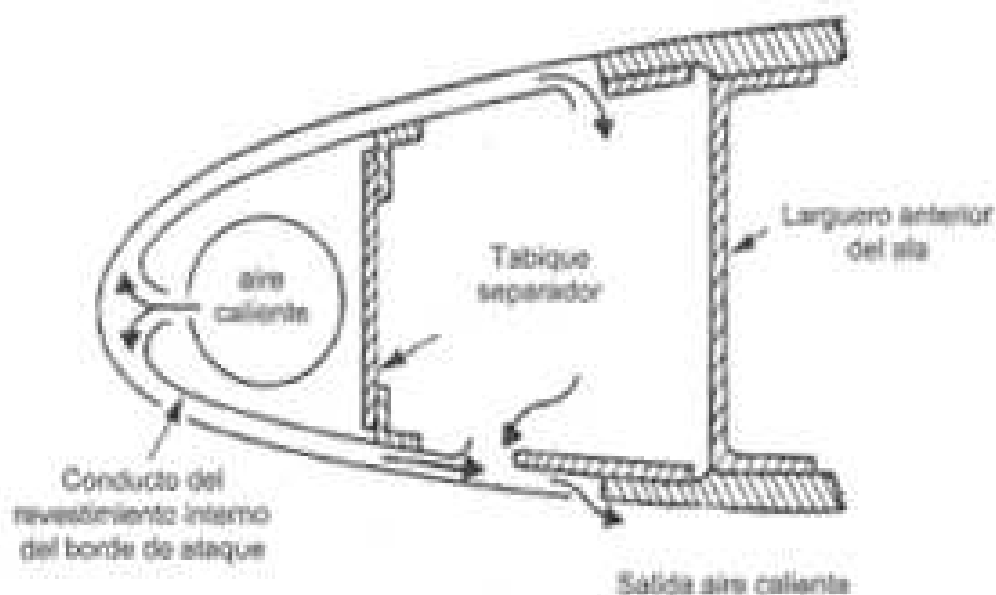
Desde el punto de vista operativo existe la posibilidad de "protección cruzada". Se trata de alimentar con aire caliente procedente del motor de un lado a la zona opuesta del plano. Se emplea en casos de avería de motor, o ante la imposibilidad de hacerlo con el sistema propio.

4.2 La Fig. 39.4 muestra el esquema de protección contra el hielo de un moderno avión bimotor.

El esquema incluye la válvula de sangrado, colector de aire caliente y válvulas antihielo. Además cuenta con los controles y avisadores de alerta necesarios.

Cuando el interruptor de antihielo del ala se coloca en posición de funcionamiento (WING ANTI ICE) se envía la correspondiente señal de apertura de las válvulas antihielo, tanto del plano izquierdo como del derecho.

La señal eléctrica se debe validar primero en el circuito lógico del cambiador de modo tierra/aire (AIR GND LOGIC).



El circuito lógico está controlado por un relé que detecta el cambio de modo de tierra del avión a modo de vuelo.

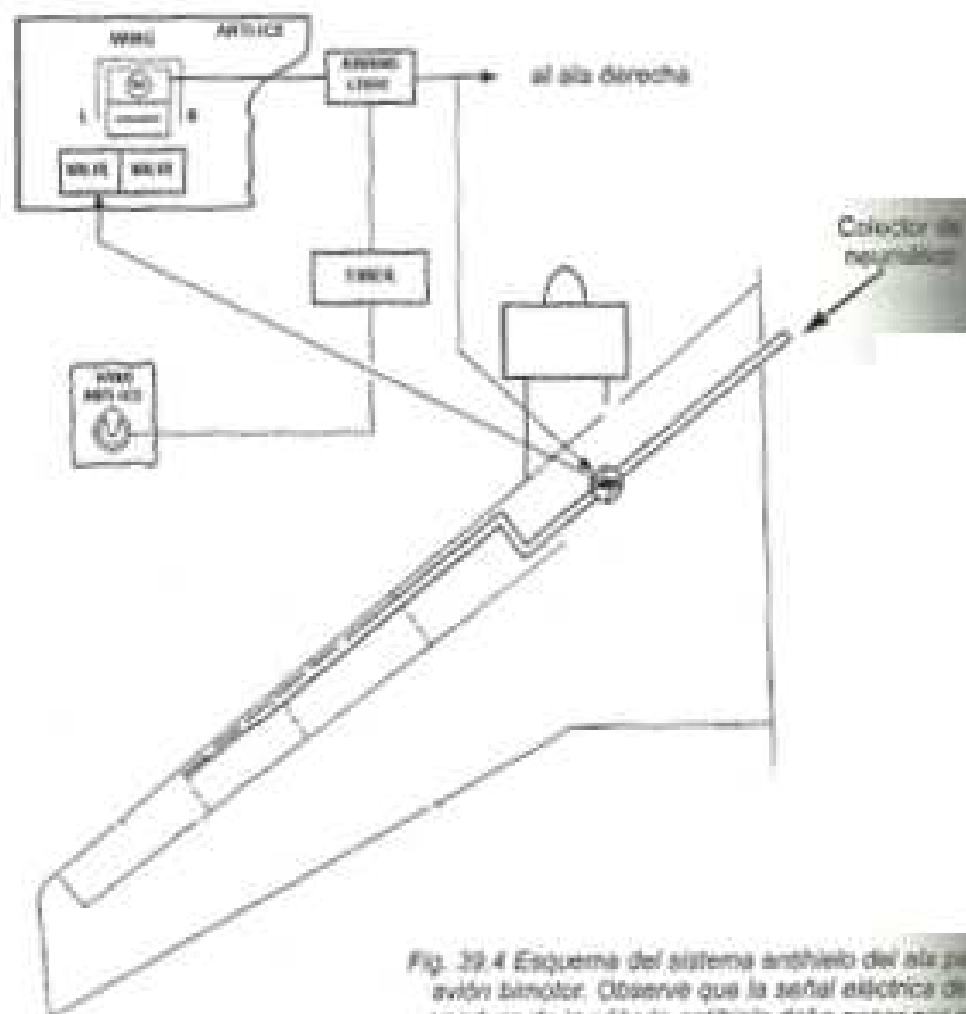
La detección se hace, como es bien sabido, a través de los cambiadores de modo tierra/aire de la pata del tren (la "pata sabia"), de manera que la señal eléctrica que pasa del circuito lógico si el avión está en tierra, con peso sobre las ruedas.

El sistema se sitúa automáticamente en posición de desconexión si el interruptor de antihielo está conectado cuando el avión hace contacto con la pista.

4.3 En el modo aire, la apertura de la válvula de sangrado del motor permite la llegada del aire caliente a todas las zonas del borde de ataque del ala que necesitan protección.

Si se produce una disfunción entre la posición del interruptor de antihielo del ala y la propia posición de la válvula se origina un aviso de precaución en cabina.

Si hay fallo en el sistema se reconoce en el avisador del panel principal.



En los sistemas antihielo manuales existe por lo común la posibilidad de chequear el sistema en tierra, a pesar del circuito lógico del cambiador de modo tierra-aire. La prueba se efectúa con el interruptor de TEST. Cuando el interruptor se coloca en la posición TEST se elimina del circuito de control el tramo básico que corresponde al interruptor de antihielo del ala. Si hay presión de aire sangrado es posible efectuar la prueba. El chequeo cuenta con la protección de un temporizador que limita la duración del ensayo. Se hace así para no sobrecalentar las superficies del ala cuando no hay viento relativo.

5. SISTEMA ANTIHIELO DEL MOTOR

5.1 La formación de hielo en los turborreactores tiene consecuencias importantes en su actuación, y por tanto en la del propio avión.

En principio, la obstaculización de un sector de la entrada del motor por hielo produce una caída de presión total en el mismo, que se traduce en pérdida de empuje. La pérdida de empuje puede agravarse si la formación de hielo llega a perturbar el flujo aerodinámico en los álabes del "Fan" o compresor. Consecuencia directa y previsible de esta perturbación es una condición de pérdida de compresor (ver a estos efectos el Capítulo 19).

5.2 En un sentido muy general, se puede distinguir entre antihielo de la carena del motor y antihielo de los álabes guía de entrada.

La Fig. 39.5 muestra el esquema del sistema clásico de protección de la carena del motor con procedimientos neumáticos, mediante aire sangrado del compresor.

La operación del sistema antihielo de carena de motor se controla mediante interruptores individuales.

Cuando el interruptor se sitúa en la posición COWL ANTI ICE -antihielo de carena del motor- se abre la válvula correspondiente y se permite que el flujo de aire caliente bañe el borde de ataque y una pequeña parte de los labios internos de la toma de aire del turborreactor.

Algunas consideraciones sobre la operación del sistema antihielo del motor son oportunas:

1. El interruptor de puesta en marcha del motor debe estar en la posición ON antes de iniciar el proceso de antihielo del motor. Esto se hace con el fin de disponer de corriente en las bujías de ignición de la cámara de combustión para el caso de que haya ingestión de agua en el motor. La ingestión de agua se puede producir por la fusión del hielo presente en la toma de aire (en realidad, el interruptor de encendido de la cámara de combustión debe estar en modo AUTO siempre que se vuela en condiciones de engelamiento).
2. En segundo lugar, como sucede en todas las aplicaciones con extracción de aire del compresor del turborreactor, hay que tener en cuenta la pérdida de

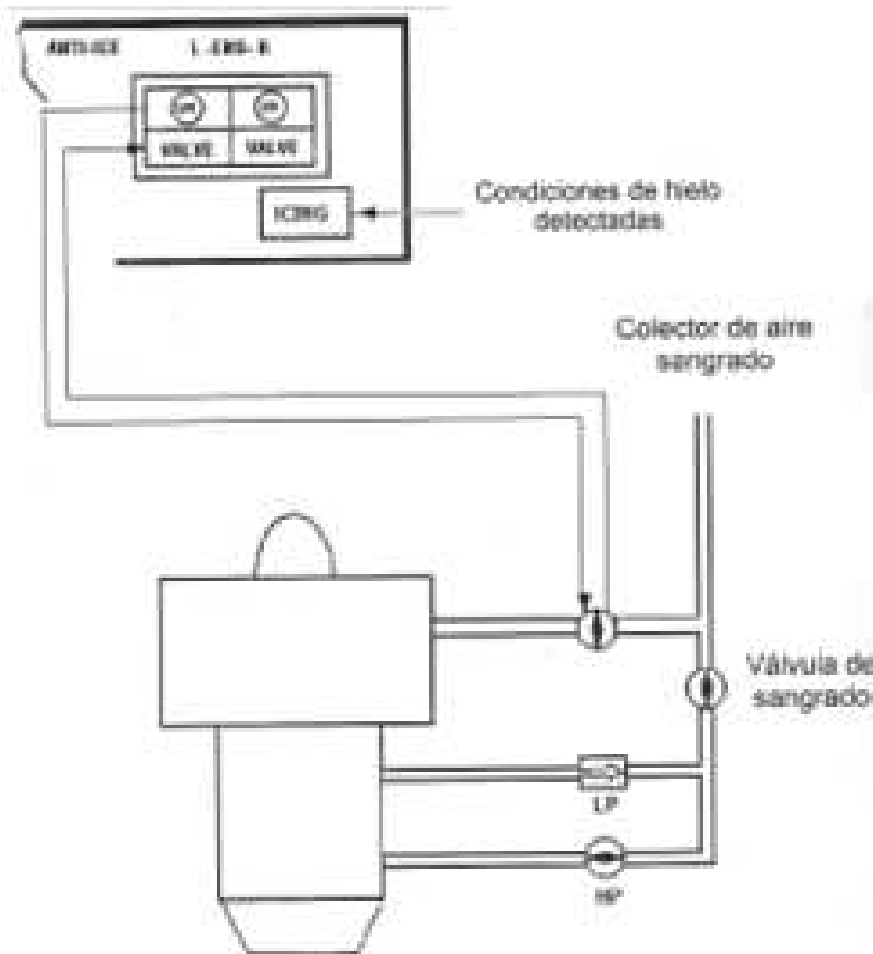


Fig. 39.5 Esquema del sistema antihielo del motor.

empuje que supone el sangrado de cantidades importantes de aire. Por ello, cuando se conecta el aire sangrado, bien para el motor o para bordes de ataque de las superficies aerodinámicas, es preciso sustraer del ajuste de empuje calculado el correspondiente a los sangrados de aire. La corrección citada se efectúa de modo automático en los aviones modernos. La Fig. 39.5a, por ejemplo, ilustra el desvío de la señal de antihielo ON del motor para el regulador electrónico de combustible del turborreactor (FADEC), ver Capítulo 28). En modelos más antiguos hay que hacerlo de acuerdo con las Tablas de los manuales del avión.

5.3 Algunos motores turborreactores, en particular en aviones militares, emplean álabes guía de entrada (AGE) en el compresor (ver Capítulo 19).

Son álabes estacionarios, algunas veces orientables, que sirven para dar a la corriente de aire que entra en el motor el ángulo de incidencia correcto en el primer rotor del compresor.

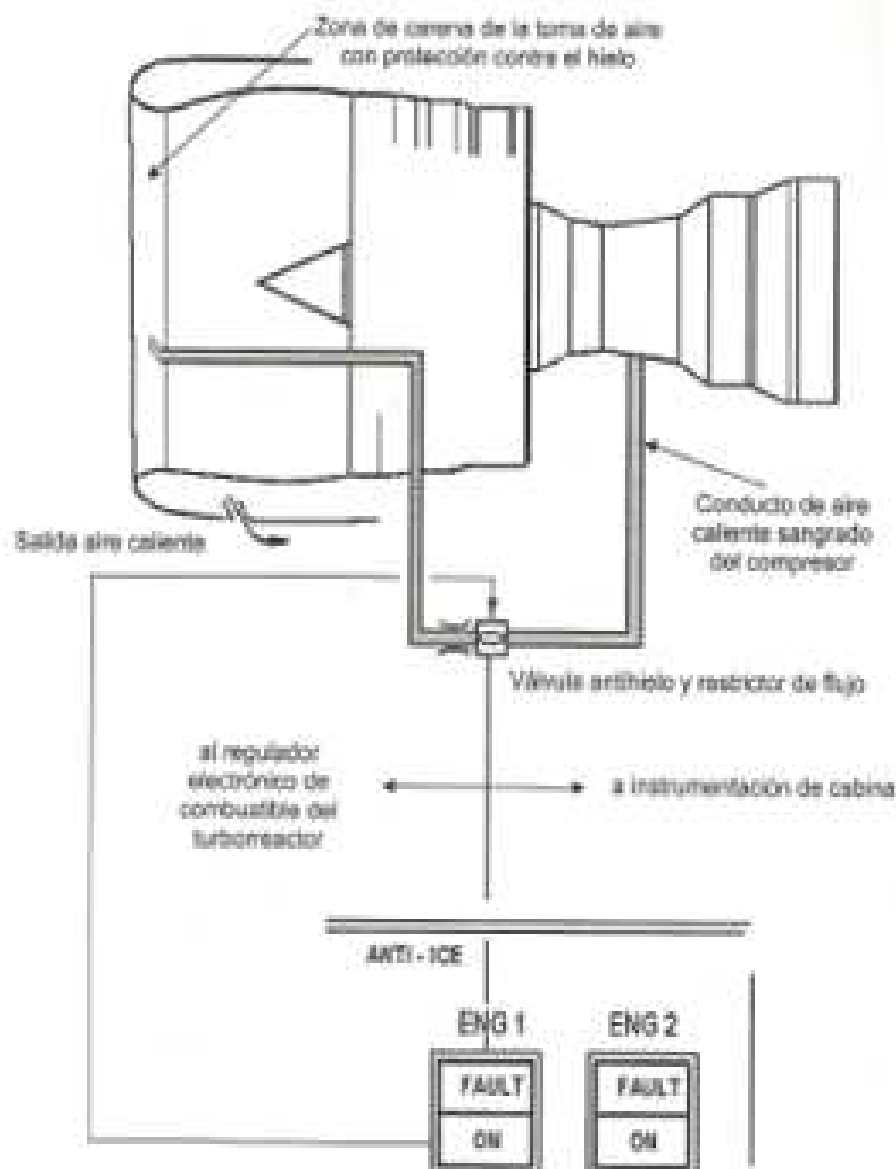


Fig. 39.5a Señal de activación antihielo de cabina de motor que se envía al regulador electrónico de combustible del motor para compensación automática de pérdida de empuje por el sangrado de aire caliente del compresor.

Los álabes guía de entrada están sujetos a la formación de hielo.

El sistema antihielo de los AGE, Fig. 39.6, consiste en extraer aire caliente del compresor y dirigirlo a la corona de soporte de los álabes guía. La corona de soporte hace la función de colector de aire caliente.

Como los álabes guía son huecos, el aire caliente circula por su interior y ofrece la protección contra el hielo. Una vez que recorre el circuito de calefacción, el aire pasa a la ojiva central de entrada, la caldea, y es expulsado finalmente en la corriente de entrada al motor.

Las válvulas de corte de las tuberías de distribución de aire caliente se controlan por medio de interruptores ON/OFF en cabina.

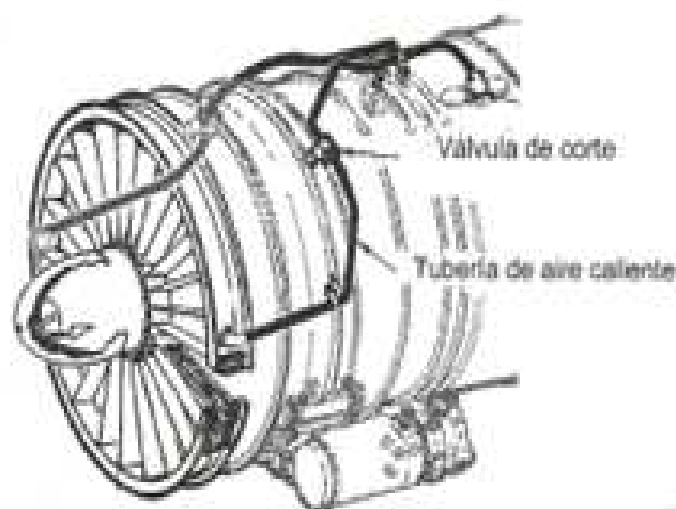


Fig. 39.6 Calefacción de álabes guía de entrada (AGE) del compresor mediante aire caliente succionado del compresor.

Separador inercial

5.3a Es un sistema muy simple pero efectivo para impedir que partículas de hielo y agua penetren en el motor. Se emplea en algunas instalaciones de motores turbobohélicos. Consiste, Fig. 39.6a, en curvar de forma intencionada la trayectoria que sigue la masa de aire que entra en el compresor del motor.

En condiciones normales de funcionamiento (gráfico inferior de la ilustración) la aleta del separador está recogida, ofreciendo la menor restricción posible al flujo de aire de alimentación del motor.

En condiciones de engelamiento o fuerte precipitación, además de la protección térmica estándar de la carena del motor, es posible extender la aleta del separador a la vez que se abre la compuerta de salida de aire de la instalación. Las partículas de hielo y agua presentes en la corriente de aire tienden a seguir, por inercia, la trayectoria rectilínea y escapan de la góndola sin entrar en el compresor.

Antihielo para superficies hipersustentadoras

5.4 Es un sistema que forma parte del general antihielo del ala, lo que sucede es que estas superficies introducen la complicación añadida de la conducción del aire caliente cuando la aleta está extendida.

La Fig. 39.7 muestra una de las formas de antihielo de los slats.

El conducto que aporta aire caliente al borde de ataque del slat es telescópico, de manera que tubo y superficie se extienden a la vez proporcionando continuidad a la tubería de distribución del aire.

Por lo demás, el procedimiento físico de antihielo es idéntico al caso del ala.

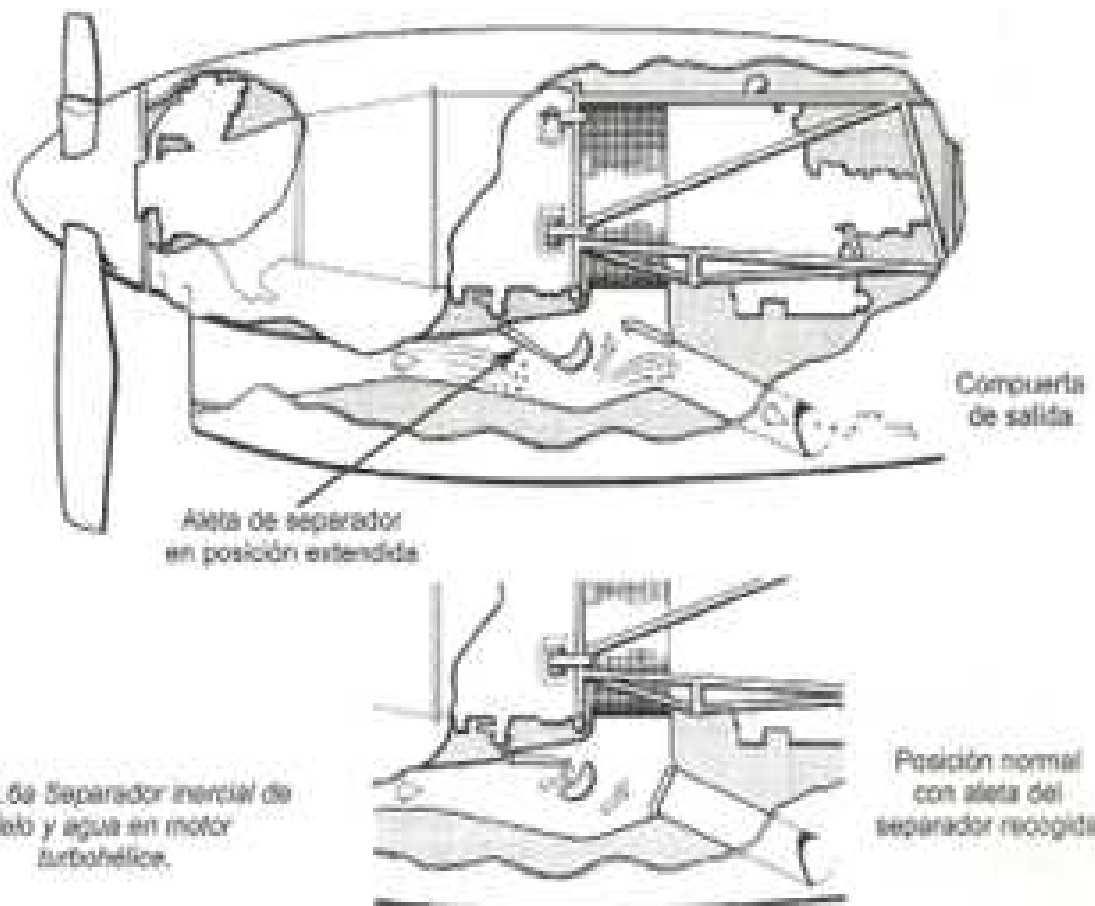


Fig. 39.6a Separador inercial de hielo y agua en motor turbohélice.

Calefacción de tomas estáticas y de Pitot

5.5 Las tomas estáticas, Pitots, sondas de ángulo de ataque y TAT (temperatura total del aire) reciben calefacción eléctrica, bien por procedimiento manual o automático.

La lógica de los circuitos automáticos es la siguiente:

1. Todos las sondas reciben calefacción cuando hay un motor en marcha, o el avión está en el aire.
2. Existe opción manual de calefacción antes de "turbinas", con el botón PROBE HEAT, o similar.

Igualmente están protegidos los mástiles de drenaje de fluidos, de lavabos y cocinas en su caso, mediante calefacción continua.

5. SISTEMAS DE DETECCIÓN DE HIELO

6.1 Los sistemas de detección de hielo tienen la función de alertar de la entrada del avión en zona de engelamiento y de la posibilidad de formación de hielo en las superficies del avión. Además de alertar a la tripulación sobre la detección de condiciones propicias a la formación de hielo, hay otros sistemas más modernos que ejecutan de forma automática las acciones de protección.

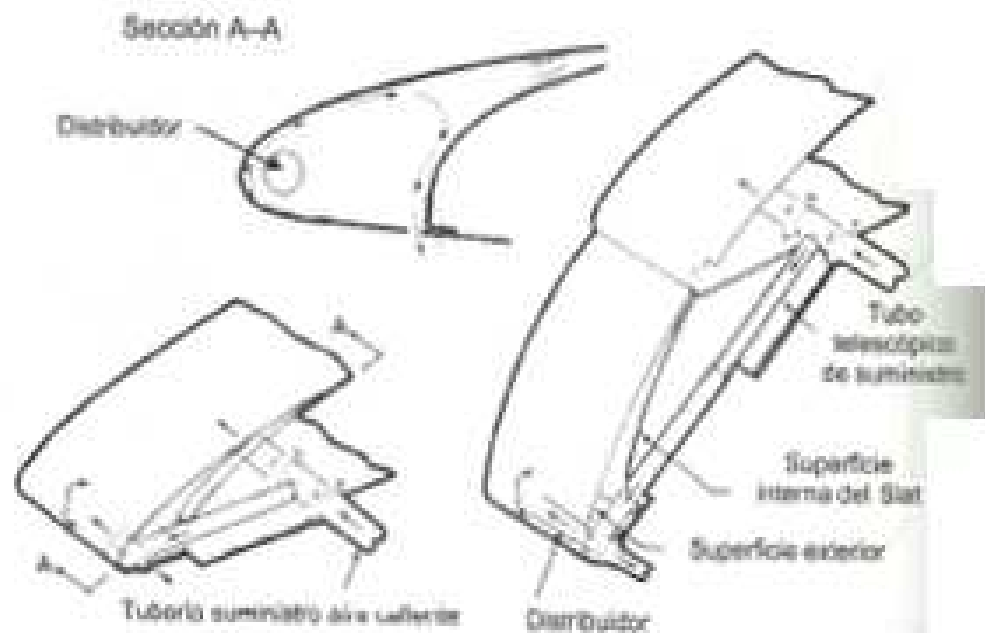


Fig. 38.7 Distribución de aire caliente para antihielo de Slat mediante tubería telescópica.

Conviene, por tanto, empezar por la clasificación de estos sistemas para una mejor orientación didáctica.

Clasificación

6.2 Los sistemas de detección de hielo se clasifican en dos categorías básicas:

- Sistemas de alerta, llamados también sistemas secundarios de detección de hielo.
- Sistemas de alerta y control, o sistemas primarios.

En los primeros, los sistemas de alerta, la actuación se limita a proporcionar aviso a la tripulación de la existencia de condiciones de formación de hielo. El piloto ejecuta las acciones pertinentes de protección de acuerdo con esta información y los procedimientos normales.

En los segundos, los sistemas de alerta y control, el sistema ejecuta automáticamente las acciones de protección contra el hielo. Estos sistemas reciben también el nombre de sistemas primarios de detección de hielo.

Ambos sistemas son muy similares, como veremos, aunque el sistema primario responde a unas acciones lógicas automáticas de control, muy rigurosas, antes de activar el sistema de protección.

Sistema de alerta de detección de hielo

6.3 El sistema de alerta de detección de hielo consta de:

1. Elemento detector con su cápsula.
2. Calefactor,

3. Oscilador y bobina de realimentación.
4. Microprocesador e interfase eléctrica necesaria.

El detector de hielo es una sonda que está situada físicamente en la parte anterior lateral del fuselaje. La zona está al abrigo de cualquier perturbación importante del flujo y de la propia capa límite que progresa y crece por el fuselaje. Esto se hace así con objeto de que las condiciones de impacto del aire en el sensor sean representativas de las condiciones presentes en el viento relativo.

El detector es un cilindro de unos 6 mm de diámetro y 25 mm de largo, montado en una aleta de perfil aerodinámico (ver Fig. 39.8). Expuesto a la corriente libre de aire, el detector se comporta como cualquier superficie sólida sometida a condiciones de engelamiento, es decir, que colecciona las gotas de agua superfrías que chocan con él. En realidad, su forma cilíndrica asegura que colecciona hielo más rápidamente que otras superficies del avión, bien los bordes de ataque de las superficies aerodinámicas, o la toma de aire del motor.

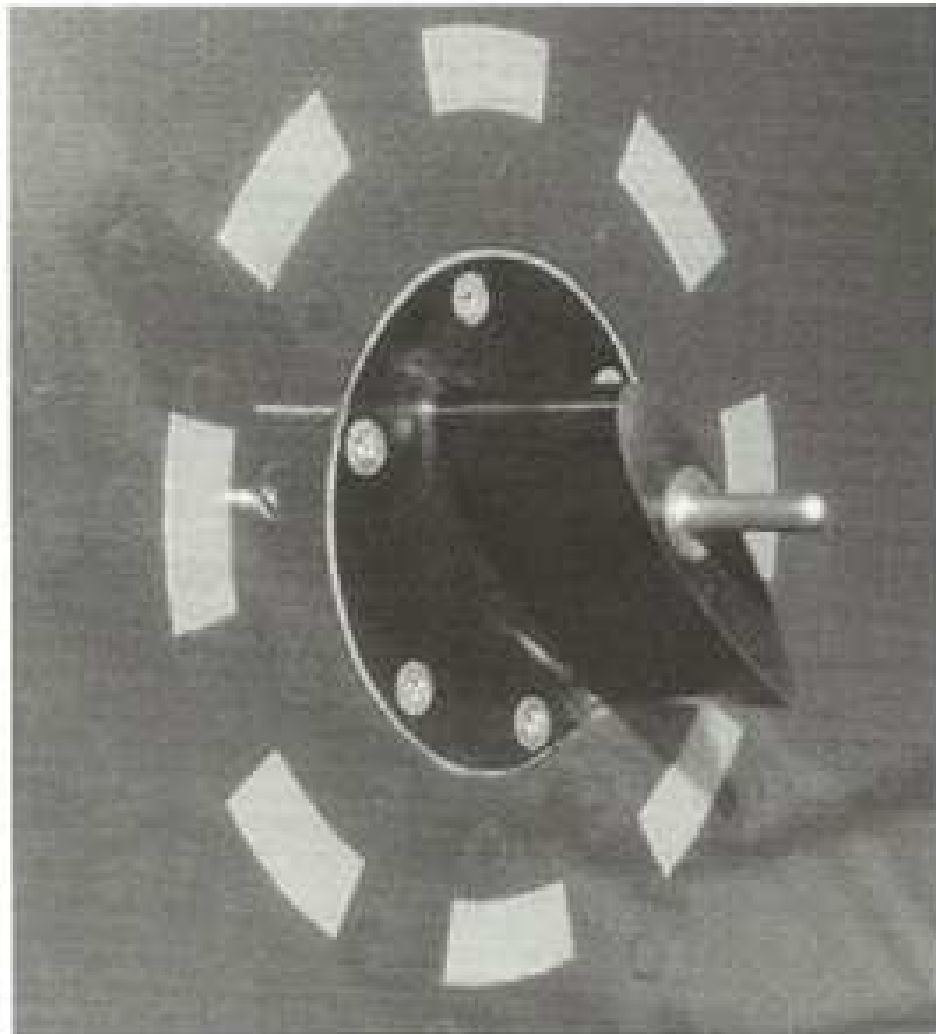


Fig. 39.8 Detector de hielo instalado en una aleta situada en la parte lateral del fuselaje. Nótese la forma cilíndrica del detector.

El detector está fabricado en material ferromagnético. Su funcionamiento se basa en la propiedad de magnetostricción, según la cual la longitud de estos materiales cambia cuando se someten a un campo magnético fluctuante. Así, pues, sometidos a la influencia del campo, el detector de hielo vibra en sentido axial a una frecuencia característica y determinada.

Cuando el hielo se deposita y acumula en el detector resulta que la frecuencia de vibración disminuye, debido a la capa de hielo que se está formando en su superficie. La frecuencia de la vibración resultante se compara constantemente con la propia original, ajustada en un oscilador de referencia, para determinar la variación existente entre ambas. La variación de la frecuencia de vibración (del orden de 150 ciclos) se corresponde con un espesor de la capa de hielo en el detector de 0,5 mm.

Cuando la sonda ha acumulado una capa de hielo de este espesor, el sistema de calefacción que incorpora funde el hielo depositado. La sonda se enfría, y de nuevo empieza a recoger hielo, iniciando un nuevo ciclo de acumulación de hielo y posterior fusión. Entre ciclo y ciclo una bobina excitatriz se ocupa de situar el detector de nuevo en su frecuencia natural de vibración.

¿Cuándo se origina la alerta para la tripulación, de existencia de condiciones de engelamiento?

La respuesta está en el número de ciclos de fusión del hielo que experimenta el detector (ver Fig. 39.9).

El número de ciclos de fusión que experimenta el hielo depositado sucesivamente en el detector es el parámetro de medida del sistema, pues está relacionado con la severidad de formación de hielo en la carena del motor o en las alas. La alerta de detección se dispara en función de este número y, en estas circunstancias, activa un panel de aviso para la tripulación. El piloto ejecuta entonces los procedimientos estándar de protección contra el hielo.

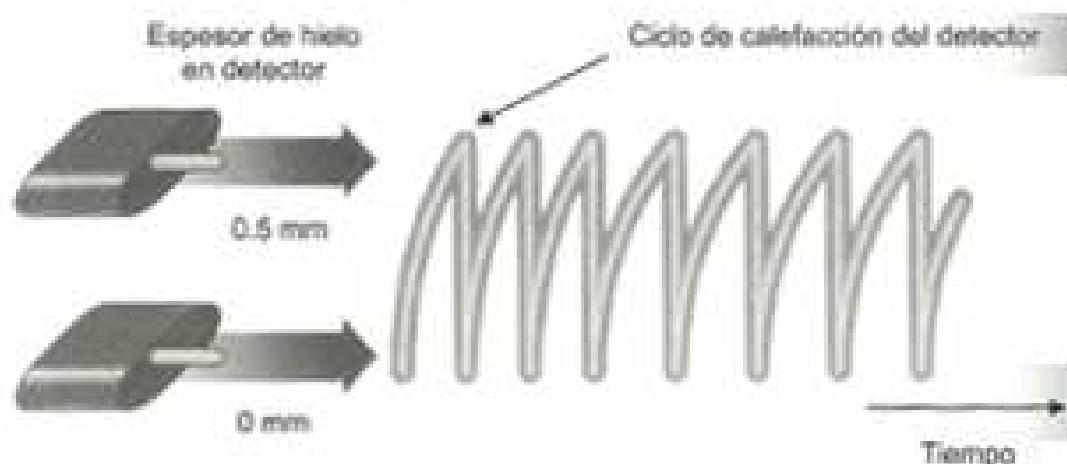


Fig. 39.9 Ciclos de deshielo del detector en función del espesor acumulado en la sonda

6.4 El sistema de alerta no tiene controles en cabina. Estamos, pues, en presencia de un panel de control normal, con interruptores ON-OFF, CTAI y WTAL, o rótulos similares para identificar antihielo de carena de motor (CTAI) o de ala (WTAL).

Las indicaciones que proporciona el sistema varían de un avión a otro, pero suele ser un aviso luminoso en ámbar (ICING), que anuncia la detección de hielo. Cuando desaparecen las condiciones de englamamiento se apaga la luz de aviso (ICING) y puede mostrarse en su lugar el aviso de que no existen condiciones de formación de hielo, por ejemplo NO ICE en color blanco.

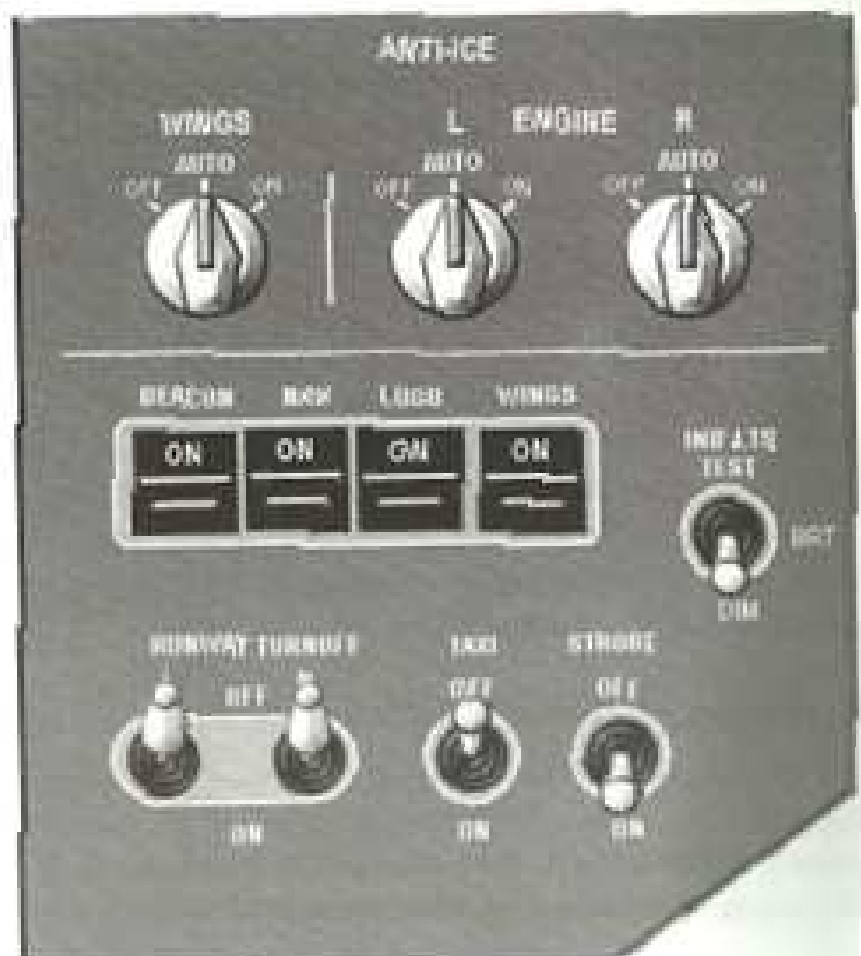
Sistema de alerta de detección de hielo y protección

6.5 El sistema de alerta de detección de hielo y protección ha sido el paso siguiente en la evolución de los detectores de hielo.

En este tipo de sistema no sólo hay avisos a la tripulación de condiciones de englamamiento, sino que el propio sistema pone automáticamente en acción el equipo de protección contra el hielo. Para ello es necesario que el interruptor del sistema se sitúe en la posición AUTO (automático). Ver por ejemplo Fig. 39.10 Así, pues, en estas condiciones, la tripulación es relevada en primera instancia de la supervi-

Fig. 39.10 Panel de control antihielo del Boeing 777 en la parte de arriba de la ilustración.

OFF: Válvulas de entrada neumático antihielo cerradas en ambos planos. Inhibición del sistema automático.
 AUTO: en vuelo, válvula de entrada neumático antihielo abiertas o cerradas según señales del sistema automático de detección de hielo.
 ON: válvulas abiertas con cambiador de modo tierra-aire en modo aire.



sión de las condiciones exteriores propias de engelamiento, es decir, humedad visible y temperatura exterior (OAT) igual o inferior a 10 °C.

6.6 Las dos diferencias básicas que existen entre este sistema y el más elemental de alerta, visto anteriormente, son éstas:

- a) El sistema de alerta y de protección cuenta con dos detectores de hielo, situados uno a cada lado de la parte anterior del fuselaje. De esta forma asegura máxima fiabilidad de detección. Es un requisito de normativa.
- b) El sistema de alerta y de protección pone en funcionamiento el equipo de antihielo del motor cuando detecta dos ciclos de fusión de hielo en cada detector. Para activar el equipo de deshielo de las alas se precisan diez ciclos de fusión.

Los valores de ciclaje del párrafo (b) anterior se han seleccionado experimentalmente de acuerdo con las condiciones generales de formación de hielo en las aeronaves.

Nótese que se precisan más ciclos de fusión para la activación del equipo de deshielo de las alas que para el borde de ataque de la toma del aire del motor. Esto pone de relieve el riesgo de operación presente siempre en los turboreactores cuando hay formación de hielo en la entrada de aire. Además, el corto ciclaje exigido impide que se formen depósitos de hielo de un tamaño que pueda dañar físicamente el motor si se desprenden.

Desde el punto de vista operativo el sistema se apoya en un programa lógico de control. El software incluye líneas de órdenes para cerrar las válvulas antihielo de motor y de ala, de forma automática, cuando transcurren 180 segundos (consecutivos) sin detección de ciclaje de fusión de hielo en el sensor. Este tiempo es razonable, pues elude respuestas excesivas del sistema automático en vuelo entre nubes, de forma intermitente.

6.8 Como se ha dicho, el sistema de alerta y activación de detección de hielo se controla mediante interruptores de cabina.

Las posiciones de funcionamiento son OFF-AUTO-ON.

Conviene señalar que en posición ON (manual) vuelve a ser responsabilidad primaria de la tripulación la previsión de las condiciones exteriores de engelamiento, de acuerdo con el manual de vuelo.

7. SISTEMA DE DESHIELO DE LA HÉLICE

7.1 Las palas de las hélices, al igual que otras secciones aerodinámicas, como las alas o los álabes de los compresores de los turboreactores, experimentan la misma degradación de funciones por la formación de hielo en sus superficies. En el caso de elementos giratorios, como es el caso de la hélice o de los álabes de los

compresores, hay que añadir el efecto desequilibrador por efectos centrífugos que produce la acumulación aleatoria de hielo. Vibraciones e incluso daños en la hélice o motor son posibles en estas condiciones.

El procedimiento más general de deshielo de la hélice consiste en la calefacción de las zonas propensas a la acumulación de hielo mediante resistencias eléctricas embebidas en las palas. Hay palas que tienen una sola zona de calefacción, la más cercana al buje de la hélice, digamos hasta el 40% del radio de la hélice; otras hélices tienen la pala dividida en dos zonas a los efectos de deshielo, zonas interior y exterior, de manera que se caldea prácticamente toda la pala.

En lo que sigue haremos referencia a la Fig. 39.11, que muestra el ciclo operativo de deshielo de hélice con dos zonas de caldeo por pala. El sistema consta de los elementos siguientes:

1. Zonas (elementos) de resistencias eléctricas pegadas a la pala de la hélice, cubriendo toda, o parcialmente, la zona del borde de ataque.
2. Anillos deslizantes que giran con la hélice cuya función es distribuir la energía eléctrica a los elementos de caldeo de las palas.
3. Escobillas de carbón que deslizan sobre los anillos y

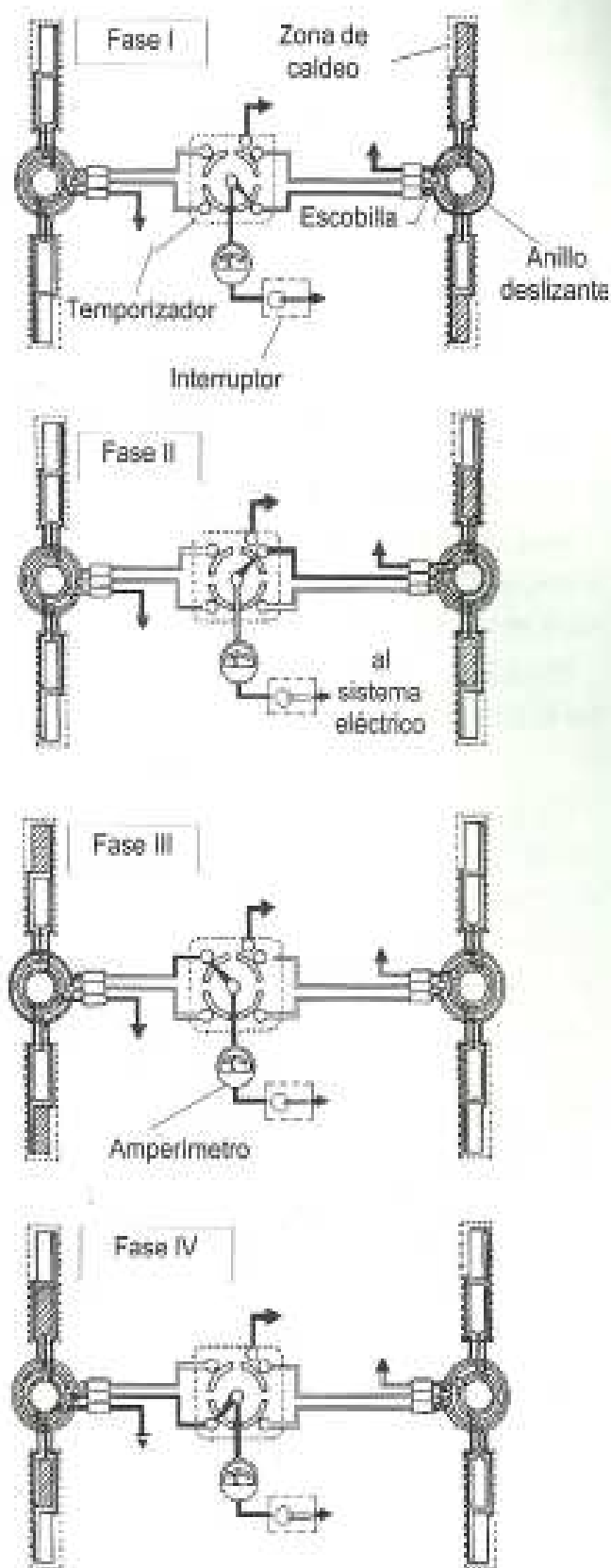


Fig. 39.11 Deshielo de la hélice por caldeo de las palas

transfieren la corriente eléctrica del bloque de escobillas (estacionario) a los anillos deslizantes (giratorios).

4. Temporizador, cuya función es el ciclo de suministro de energía eléctrica a los elementos de caldeo de las palas.

5. Amperímetro para medir la carga eléctrica que consume el sistema.

Cuando el interruptor del sistema de caldeo de la hélice se pone en posición ON, la corriente eléctrica pasa al temporizador. Del temporizador se distribuye a todos los elementos de caldeo exteriores de las palas de una misma hélice (ver Fase I en la Fig. 39.11).

El tiempo de caldeo es de unos 30 segundos, cifra variable según las aplicaciones. El hielo depositado en estas zonas se rompe y la fuerza centrífuga de la pala, por un lado, y el viento relativo por otro, eliminan cualquier depósito de hielo de la zona. En la fase siguiente (Fase II), el temporizador dirige la corriente eléctrica a todas las zonas interiores de caldeo de la misma hélice.

Si el avión es de un sólo motor aquí termina el ciclo de caldeo. Si es de dos motores, la calefacción sigue en la otra hélice, con la misma secuencia que la explicada antes (ver las Fases III y IV).

El ciclo de caldeo de la hélice se mantendrá en tanto que el interruptor de calefacción se mantenga en la posición ON.

7.2 Conviene señalar que cuando el interruptor se sitúa en la posición ON el ciclo de caldeo empieza por la posición que tenía el temporizador la última vez que se empleó. Por tanto, la secuencia de fases citadas anteriormente representa el ciclo de trabajo; el funcionamiento puede empezar en la práctica por cualquiera de las fases.

Normalmente se recomienda la activación del sistema de caldeo eléctrico de la hélice (interruptor en posición ON) cuando existen condiciones de engelamiento. Quiere decirse que se recomienda su empleo previo como antihielo, más que como sistema de deshielo. El manual de avión dice la última palabra sobre este punto.

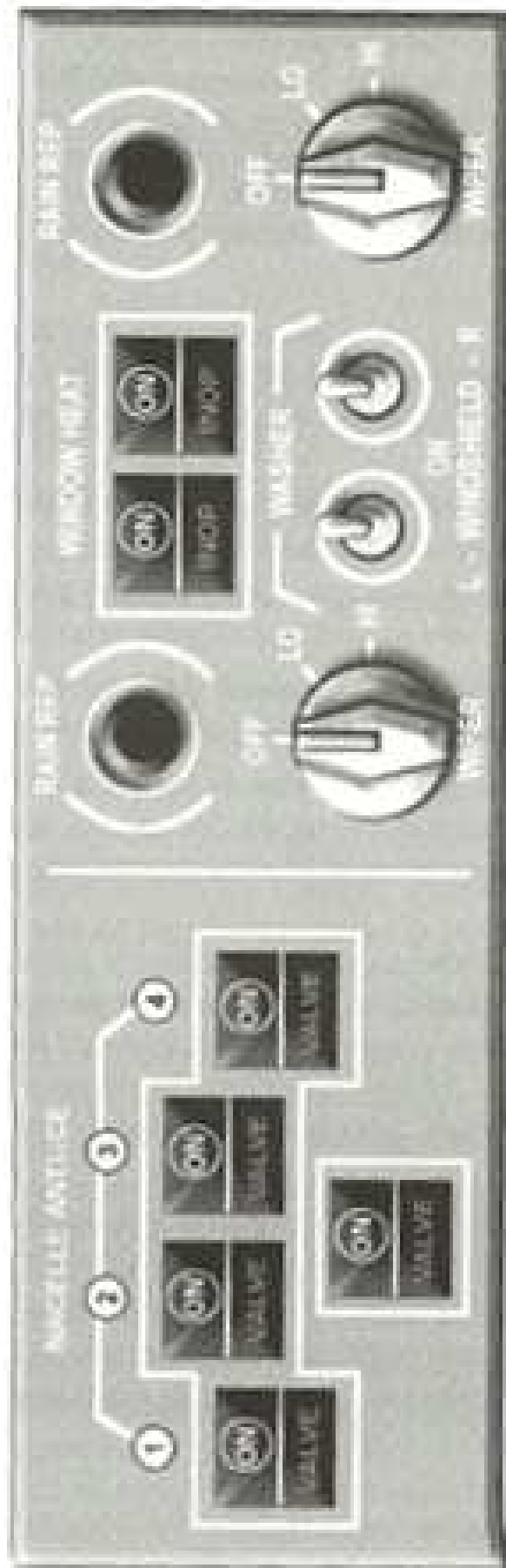
B. PROTECCIÓN DEL PARABRISAS

A) Protección contra el hielo

Sistema eléctrico

8.1 La calefacción eléctrica del parabrisas persigue tres objetivos:

- a) mantener la resistencia mecánica del cristal frente a impactos con pájaros
- b) antihielo
- c) antivaho.



Panel de protección contra hielo y lluvia (verón automático)

NACELLE ANTI-ICE SWITCHES (1, 2, 3, 4) Abren válvulas reguladoras de presión siempre que exista riesgo de presión suficiente y a temperatura adecuada. Se ilumina luz de válvula si hay desajuste entre la posición del interruptor y de la válvula.

WIND ANTI-ICE SWITCH, interruptor situado debajo de los correspondientes a NACELLE.

RAIN REP SWITCHES, aplican el agente químico repelente de agua en la superficie externa de cada parabrisas.

WINDOW HEAT SWITCHES, calefacción controlada de antebrazo y antebrazo a las ventanillas asociadas.

WIPER, OFF desconecta (a veces pluga) el limpiaparabrisas; LOW mueve la manivela a baja velocidad; HIGH mueve la manivela a alta velocidad.

WINDSHIELD WASHER SWITCHES, activa un flujo de limpieza al parabrisas asociado. Se activa luego el limpiaparabrisas.

Otros cristales de la cabina de mando (no frontales) se calientan para antifields antivaho.

Las ventanillas laterales posteriores de la cabina de vuelo pueden no disponer de calefacción. En ocasiones se fabrican en plásticos acrílicos, y lo que se hace es dejar una cierta separación entre los laminados de plástico, espacio de aire que se ventila al ambiente de la propia cabina. De este modo se favorece tanto el mantenimiento de temperatura del material como la ventilación de la ventanilla a una atmósfera cálida para permitir cierto movimiento de aire con fines antivaho.

El sistema de calefacción del parabrisas consiste en un circuito eléctrico de alimentación, una capa de material conductor, dos detectores térmicos, y los interruptores de mando de cabina.

Uno de los detectores actúa como lazo de control de modo para temperatura normal de funcionamiento; el otro actúa en condición de sobretemperatura.

El detector para temperatura normal de trabajo está ajustado a valores del orden de 30 °C a 45 °C.

El ajuste de temperatura es muy importante para no someter el cristal a esfuerzos térmicos cíclicos debido a la intermitencia normal de la operación.

Los sistemas modernos, como veremos enseguida, regulan la potencia eléctrica que se envía al cristal en función de la demanda del detector. Mejor aún, algunos son automáticos, circunstancias todas ellas que alargan la vida de servicio de los cristales.

La energía eléctrica para calefacción de parabrisas de comandante y piloto proviene de fuentes distintas. Así, en un avión bimotor, el parabrisas de la posición de comandante recibe energía eléctrica del mismo generador que suministra corriente a las ventanillas de la derecha de la cabina. El generador impulsado por el otro motor proporciona energía eléctrica al parabrisas de la posición de piloto y ventanillas de la izquierda.

Normalmente, la energía eléctrica del APU (Capítulo 41) se puede emplear para estos fines, e incluso el propio sistema de acondicionamiento de aire puede proporcionar protección antivaho cuando todos los sistemas de energía eléctrica han fallado.

La tripulación dispone de información del estado del sistema. Siempre existe el aviso de sobre calentamiento de cristal de parabrisas, indicativo de esta condición y de la interrupción de energía eléctrica.

Como se ha indicado, la calefacción de parabrisas está automatizada en los aviones modernos, que disponen de dos ordenadores específicos para ejecutar estas operaciones. Regulan y protegen el calentamiento de parabrisas y ventanillas, además de proporcionar información sobre el estado del sistema.

Interesa señalar aquí únicamente la operación típica del sistema:

1. Todos los cristales de cabina reciben calefacción cuando hay un motor en marcha, o el avión en el aire.
2. Opción manual de calefacción antes de "turbinas", con el botón WINDOW HEAT, o similar.

Los sistemas automáticos disponen de varios modos de calefacción, al menos dos, de bajo y alto consumo de energía, de tal manera que en tierra operan con modo de bajo consumo y en vuelo con alto. El cambio de uno a otro modo es automático.

Sistemas neumáticos

8.2 Hay dos sistemas neumáticos de protección del parabrisas contra el hielo, panel de doble cristal y sistema de cortina de aire exterior.

a) Panel con doble cristal

El parabrisas tiene dos láminas de cristal, entre medio de los cuales circula el aire caliente procedente del compresor del motor. Una válvula de control de presión y las tuberías apropiadas forman este sistema simple.

El sistema está en desuso. Esta circunstancia se ha debido al ruido que emite en funcionamiento y, en particular, a los fuertes gradientes térmicos que impone en los cristales.

b) Sistema de cortina de aire caliente

Cumple una doble función: antihielo y antilluvia. Su estudio lo hacemos en el apartado de protección contra la lluvia, ver apartado 8.8.

Sistemas con productos químicos

8.3 Los sistemas que emplean líquidos anticongelantes como medio de protección contra el hielo no tienen, por lo general, la capacidad protectora de la calefacción eléctrica o de los sistemas neumáticos.

La formación de hielo se impide por el rociado del líquido anticongelante (alcohol o glicol) en el parabrisas. Los productos químicos actúan como depresores del punto de congelación del agua de lluvia presente en el cristal. El sistema químico es simple, económico y de peso inferior a cualquiera de los citados anteriormente.

Se emplea en algunos aviones de prestaciones moderadas. El depósito de líquido anticongelante puede estar vacío cuando las condiciones de vuelo previstas no anticipan formación de hielo.

B) Protección contra el empañamiento

8.4 Los cristales del parabrisas, y en general de la cabina, se empañan si la temperatura del cristal es inferior al punto de rocío correspondiente de cabina. Situaciones de este tipo son muy frecuentes en los descensos.

El mantenimiento de un campo de visión claro en la cabina de vuelo es esencial desde el punto de vista de la seguridad en vuelo. La normativa exige que ambos pilotos deben tener visión clara del exterior, para todas las actitudes de vuelo aprobadas del avión, hasta 1,6 veces la velocidad de pérdida del avión con flaps retraídos. Este criterio, que es aplicable también a los sistemas de protección contra la lluvia, debe entenderse que afecta, por analogía, a los sistemas de protección contra el empañamiento.

8.5 Hay dos métodos principales de protección contra el empañamiento: a) calefacción eléctrica; b) chorro de aire caliente.

Método de calefacción eléctrica

Puesto que muchos aviones emplean la calefacción eléctrica del parabrisas como sistema antihielo, la cuestión que debe plantearse es si tales instalaciones son suficientes para mantener la superficie interna cristal por encima del punto de rocío correspondiente a la cabina. En términos generales, es así. Sin embargo, también es frecuente el empleo de un panel de cristal adicional, con su propia calefacción contra el empañamiento, y con un detector térmico específico.

Así, pues, el parabrisas en estos casos está formado, dirección exterior-interior de la forma siguiente:

1) cristal exterior con su correspondiente capa de material conductor para antihielo; 2) lámina de polivinilo con detector antihielo; 3) cristal intermedio con capa protectora de empañamiento; 4) lámina de polivinilo con el detector de protección de empañamiento; 5) lámina del cristal interior.

Método de chorro de aire caliente

Este método es normalmente alternativo, y emplea aire sangrado del compresor, regulado a baja presión (es suficiente media atmósfera superior a la de cabina). Por tanto puede ser aire cálido del sistema de acondicionamiento de aire.

El aire es dirigido a la parte interna del parabrisas. La temperatura del cristal aumenta en la zona de impacto del aire cálido y se elimina el empañamiento.

8.6 La potencia calorífica necesaria para los sistemas de protección del parabrisas contra el empañamiento depende del tipo del avión.

Las condiciones más adversas se registran en descensos rápidos, donde la temperatura del cristal no sube tan rápidamente. En estos casos, el sistema suele mantener el cristal con temperatura de unos 10 °C.

De todas formas, como idea orientativa, la potencia calorífica del sistema de protección contra el empañamiento es del orden de la quinta parte de la que tiene el sistema antihielo.

C) Protección contra la lluvia

8.7 Los sistemas de protección contra la lluvia tienen la función de mantener condiciones aceptables de visibilidad a través del parabrisas, inclusive con régimen de precipitación fuerte.

A estos efectos se entiende por régimen de precipitación fuerte el correspondiente a una intensidad de lluvia de 15 mm/hora, con un tamaño medio de gota de 1.500 micras (1,5 mm).

NOTA

El registro máximo de régimen de precipitación observado ha sido de 720 mm/hora, que se midieron en el Centro Wallops de NASA en 1990. Bien es cierto que tal régimen de precipitación se mantuvo sólo durante diez segundos. Quiere decirse que el criterio de protección del parabrisas frente a la lluvia representa un valor muy moderado, de 15 mm/h. En todo caso este régimen está avalado por la experiencia y tiene la virtud de ser el criterio unificador para todos los fabricantes de aviones. De hecho, como medida de seguridad en vuelo, el limpiaparabrisas del avión mantiene condiciones aceptables de visibilidad frente a intensidades de lluvia mayores, correspondientes incluso a 40 mm/h, y con tamaño medio de gota de 2.300 micras.

8.8 Hay dos sistemas básicos de protección contra la lluvia, más otros dos suplementarios. Los básicos son el sistema de cortina de aire caliente y el de escobillas mecánicas limpiaparabrisas. Los métodos suplementarios son el sistema repelidor de lluvia y el parabrisas con revestimiento hidrófobo.

Sistema de cortina de aire caliente

Este método de protección se basa en la formación de una cortina de aire caliente a gran velocidad en el exterior del parabrisas. La corriente de aire transversal desvía las gotas de agua lejos de los cristales del parabrisas. En la práctica es difícil desviar todas las gotas de agua en movimiento hacia el parabrisas, de manera que el aire caliente tiene también la función de evaporar lo más pronto posible aquellas que han hecho impacto con el cristal.

La Fig. 39.12 muestra el esquema del sistema de protección, que en este caso se combina con el sistema "defog" (desempañamiento de cristales).

El funcionamiento del sistema se basa en el equilibrio de las presiones que se produce en los pistones de la válvula de mariposa. Esta válvula controla el paso de aire caliente hacia las toberas de salida situadas en el exterior del parabrisas.

La válvula de mariposa tiene dos pistones de membrana, flexibles, que están unidos por un vástago. Cuando el piloto sitúa el interruptor del sistema en posición REMOVE, posición de activar el sistema, se cierra un circuito de corriente continua al electroimán de la válvula del pistón de cierre. En este momento el vástago de la válvula del pistón de cierre es atraído por la bobina del electroimán, desciende, y permite que el flujo de aire caliente circule hacia el pistón de cierre.

Así, pues, con el interruptor en posición REMOVE hay presión tanto en el pistón de entrada como en el de cierre de la válvula de mariposa. La presión que actúa sobre el pistón de cierre inicia el movimiento ascendente del vástago de la válvula, en el sentido de abrir la mariposa de la tubería de aire caliente que conduce a las toberas del parabrisas.

El pistón de entrada de aire está construido de tal forma que cuando el vástago asciende deforma la membrana, de tal modo que aumenta la superficie activa sobre la que actúa la presión del aire.

La válvula está calculada para alcanzar un punto de equilibrio entre las fuerzas que actúan en los dos pistones de la válvula. El punto de equilibrio coincide con la posición totalmente abierta de la mariposa de la tubería de aire caliente. Abierta la válvula de mariposa, el aire caliente y a presión pasa a las toberas situadas en el exterior del parabrisas para formar la cortina de aire de protección.

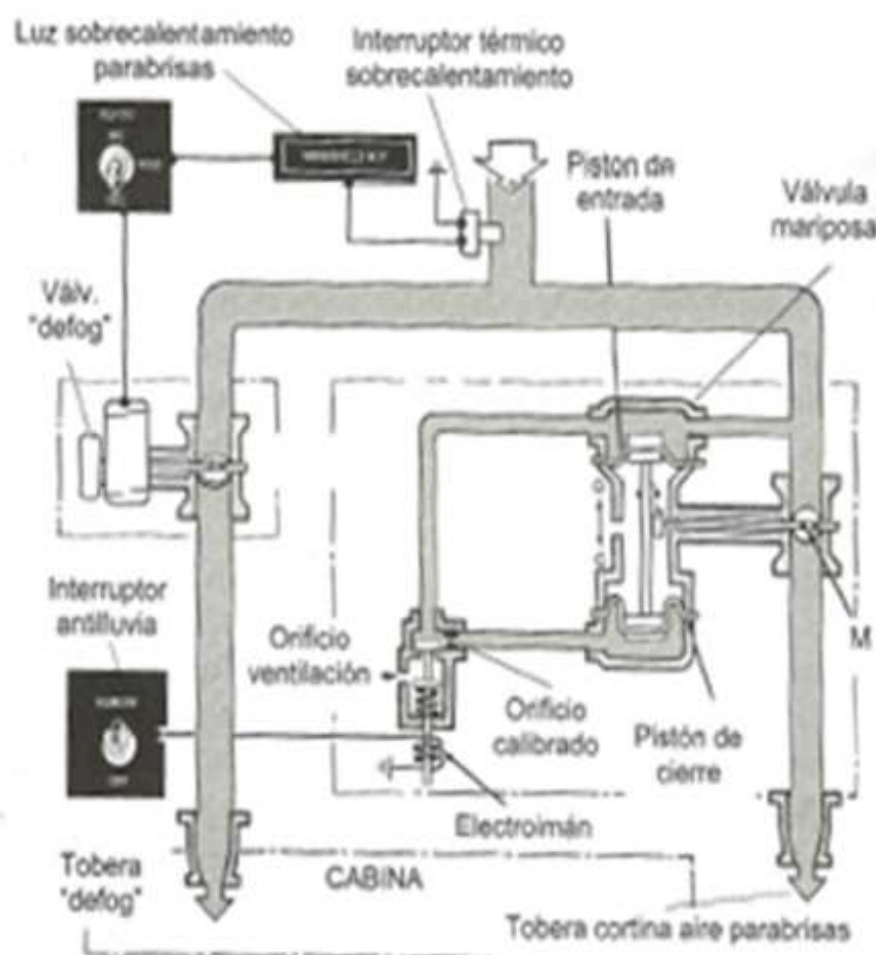


Fig. 39.12 Esquema de sistema de cortina de aire de protección del parabrisas contra la lluvia.

Notas de interés acerca del sistema son las siguientes:

- El electroimán no recibe corriente cuando el piloto sitúa el interruptor en OFF. El resorte de la válvula del pistón de cierre empuja el vástago hacia arriba para cortar

- El orificio calibrado presente en la tubería del pistón de cierre tiene la función de amortiguar los picos de presión que se producen cuando se pone en funcionamiento el sistema o se desactiva, momentos en los que se originan oscilaciones de presión. Se previenen así posibles daños en las membranas flexibles de los pistones.
- El sistema en su función de desempañamiento es más simple, pues se limita a la apertura o cierre de la válvula mediante el interruptor.
- Obsérvese que el circuito de entrada de aire caliente cuenta con un detector térmico para alertar sobre valor excesivo de la temperatura del aire de entrada en el sistema.

Sistema de raquetas limpiaparabrisas

Es el sistema principal estándar en aviación civil. Coincide con el clásico sistema que se emplea en los automóviles y que encuentra aplicación masiva también en los aviones (ver Fig. 39.13).

El sistema consiste en dos escobillas de material elastómero (posiciones de comandante y piloto) que deslizan sobre la superficie exterior del parabrisas, separando el agua del cristal en cada pasada. Las escobillas están montadas en raquetas que son el marco mediante el cual se unen al brazo metálico del motor impulsor, normalmente un motor eléctrico.

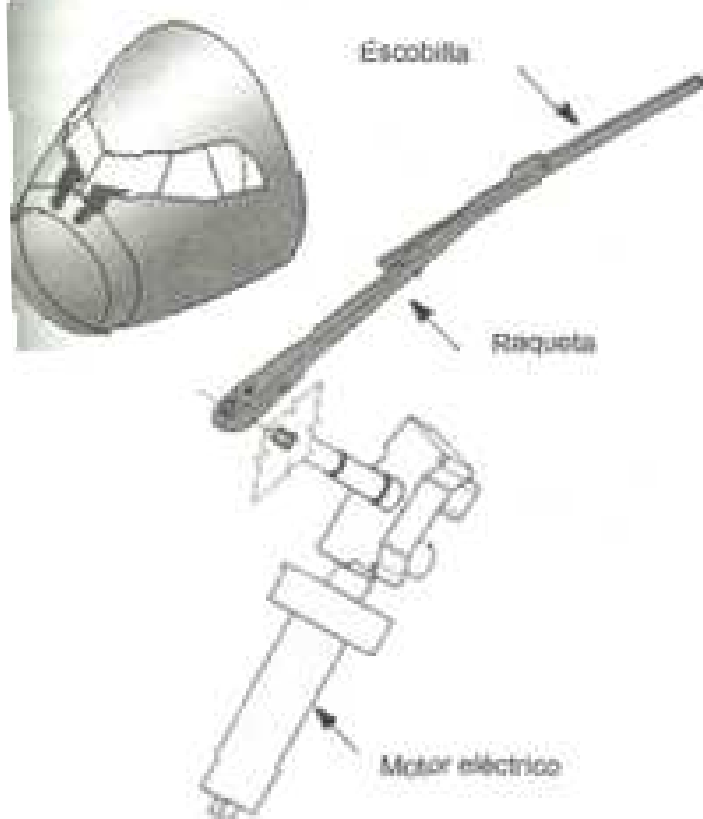


Fig. 39.13 Limpiaparabrisas

La frecuencia de oscilación de las escobillas es variable para acomodarse a las condiciones de intensidad de la lluvia.

El factor más importante de operación de las raquetas es la presión que ejercen sobre el cristal cuando están sometidas a todo tipo de fuerzas aerodinámicas.

El sistema estándar consiste en motor eléctrico de impulsión de las raquetas, conjunto de transmisión y juego de escobillas limpiadoras, ver Fig. 39.13.

El mando de control tiene normalmente tres posiciones (OFF) para parada y estacionamiento, LOW para oscilación lenta, y HIGH para oscilación rápida de las escobillas.

Junto a este panel de mando suele estar el botón de líquido limpiaparabrisas, y en su caso el de activación del sistema repeledor de lluvia.

Sistema con líquido repeledor de lluvia

Es un sistema de protección secundario. El sistema repeledor de lluvia aplica un compuesto químico transparente sobre el parabrisas.

La tensión superficial del compuesto químico extendido sobre el cristal tiene la función de disminuir la adherencia original entre el agua y el cristal.

El resultado es que las gotas de agua se comportan, en presencia de esta capa, como "gotas de mercurio", que se desprenden en pequeñas hiladas por el parabrisas, entre zonas secas. La protección de la capa es temporal porque el impacto del agua vuelve a "mojar" el cristal, hasta que de nuevo se efectúa otra aplicación de repeledor. Si el repeledor se aplica sobre una superficie seca o poco mojada se puede producir un depósito de producto que disminuye la visibilidad.

El sistema (Fig. 39.14) consta de interruptor de mando, un botón en el panel de control del limpia parabrisas, botella presurizada con fluido repeledor, válvulas solenoide temporizadoras y toberas de expulsión del líquido.

Dos microinterruptores, uno en cada línea de impulsión, desactivan el sistema cuando el avión está en tierra y con los motores parados.

El piloto aplica el líquido repeledor pulsando el botón, normalmente en condiciones de precipitación media o fuerte. Esta acción suministra corriente eléctrica a la válvula temporizadora respectiva, que impulsa el líquido durante unos segundos. La válvula regula el flujo de líquido que se envía al parabrisas. Una aplicación de líquido repeledor puede mantener un tiempo de protección de unos 10 minutos, según el régimen de precipitación.

La aplicación repetitiva del repeledor puede ocasionar una progresiva disminución de eficacia. Por esta razón, es práctica de operación común aplicar primero el repeledor en un cristal de parabrisas, ver los efectos que produce, y más tarde aplicarlo en el otro.

El sistema de protección por líquido repeledor ha estado inactivo por un tiempo en la flota de aviones comerciales por problemas medioambientales, pero ha vuelto al servicio en virtud de la producción de nuevos líquidos de protección, ver el comentario de texto "Boeing, Airbus y la lluvia".

Parabrisas con revestimiento hidrófobo

Debido a problemas medioambientales, en los nuevos aviones que entraron en el mercado se eliminó o desactivó, según los casos, el sistema repeledor de lluvia en favor de los cristales con revestimiento hidrófobo.

Son cristales normales pero con un revestimiento externo de protección frente a la lluvia. Esta capa de material repeledor tiene la propiedad de originar ángulos de

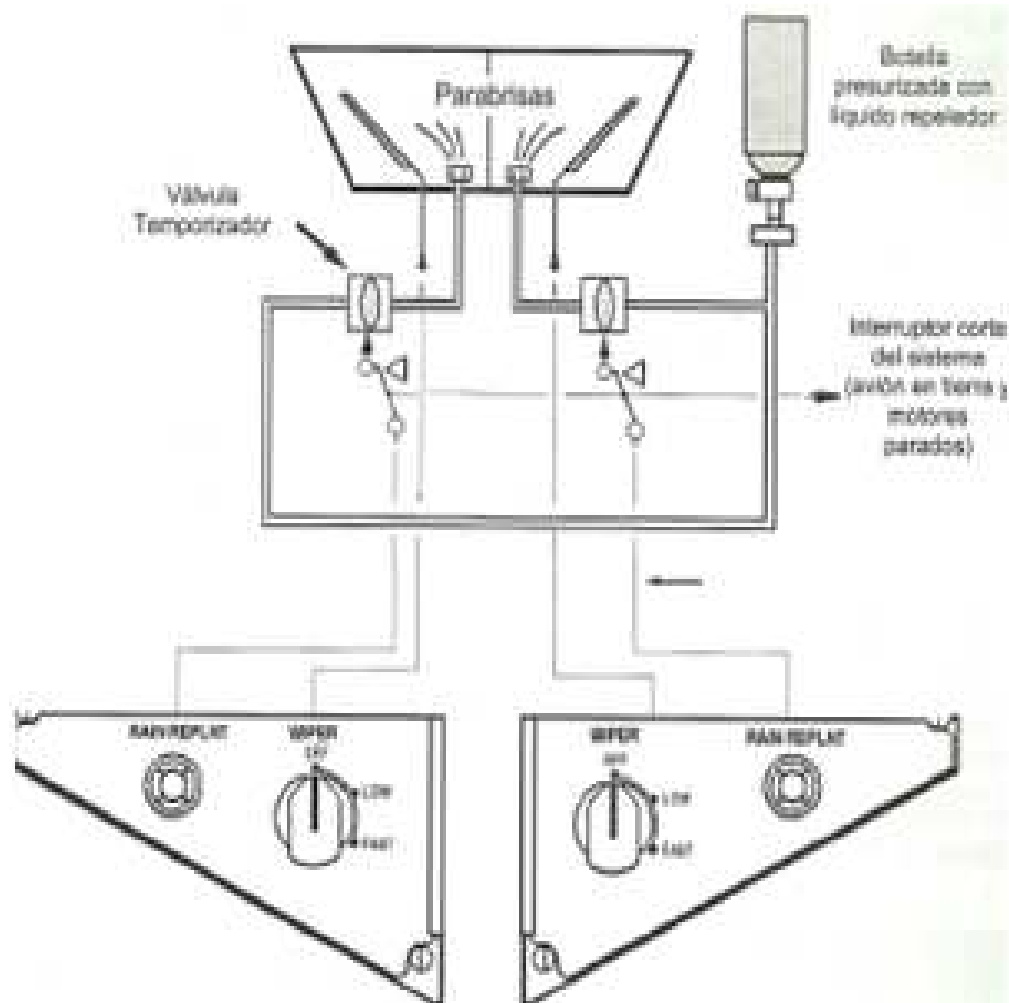


Fig. 39.14 Sistema de líquido repelente de lluvia

contacto con la gota de agua de 100° y superiores, mejorando notablemente la visión al exterior, incluso con las precipitaciones típicas que se producen en los aeropuertos tropicales, ver la Fig. 39.15 y su leyenda explicativa al pie.

La ilustración muestra los ángulos típicos de contacto de la gota de agua en dos tipos distintos de paneles parabrisas. El ángulo de contacto es el formado por el cristal y la tangente a la gota de agua trazada desde su borde de conjunción. Los mayores ángulos de contacto indican poca afinidad y falta de enlace entre la gota de agua y la superficie del cristal. Es una gota de contacto estrecho, fácil de desprender del parabrisas, mejorando con ello la visibilidad exterior. La fotografía de la Fig. 39.16 muestra la diferencia de visibilidad en un panel con una mitad de cristal común y la otra con revestimiento hidrófobo.

Los revestimientos hidrófobos de los parabrisas son resistentes a todos los productos que se emplean en aviación (combustibles, grasas, fluidos de deshielo, etc.) y alcanzan tiempos de vida en la actualidad de hasta 1.300 horas de vuelo.

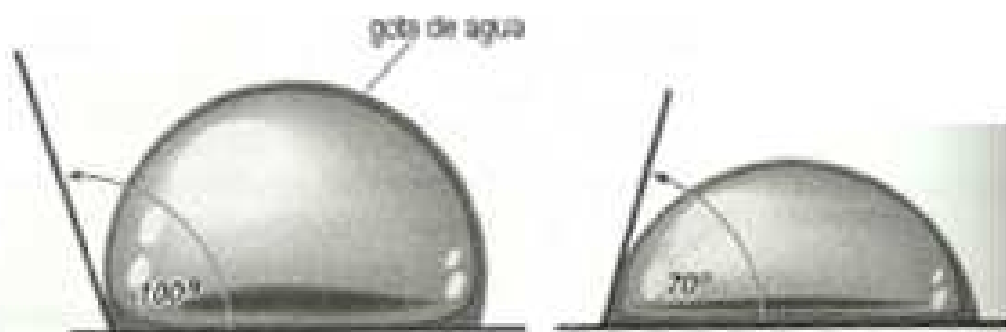


Fig. 39.15 Distintos ángulos de contacto de la gota de agua con el parabrisas.

El ángulo de contacto es el formado entre la superficie del parabrisas y la tangente en el borde de contacto de la gota. La visibilidad al exterior mejora con el aumento del ángulo de contacto, que es, en definitiva, una indicación de la adherencia de la gota de agua de lluvia a la superficie del cristal. En el gráfico, a la derecha, se muestra el ángulo de contacto típico de las gotas de agua con el parabrisas de tipo acrílico. Note que los vidrios acrílicos poseen, por su propia naturaleza, notable capacidad hidrófoba o repelidora del agua. Como comparación, el vidrio

común tiene ángulos de contacto de 0° a 20° y los líquidos repelidores de lluvia entre 60° y 90°. En la parte izquierda de la ilustración se observa lo mejor que se obtiene con los nuevos parabrisas de revestimiento hidrófobo, que alcanzan a superar ángulos de contacto de 100°. Los ángulos de contacto pequeños dan lugar a gotas de gran adherencia al cristal, son gotas muy planas, de base muy amplia y con escaso desarrollo vertical. Son situaciones de mala visibilidad por los procesos de reflexión y refracción de la luz que originan.



Fig. 39.16 Visibilidad exterior en un panel de parabrisas con una mitad de cristal común y la otra con revestimiento hidrófobo. (Cortesía de PPG Industries)

8.9 En resumen, la aplicación de métodos de protección contra la lluvia es una cuestión particular de cada avión, pero pueden formularse las ideas siguientes:

1. El sistema de raquetas limpiaparabrisas es más efectivo durante el rodaje y el vuelo a baja velocidad, en condiciones de precipitación ligera o moderada. Es menos efectivo en régimen de precipitación fuerte. Bien entendido, por sí solo es un sistema que cubre las exigencias impuestas para la certificación del avión en esta materia.
2. El sistema neumático de cortina de aire es eficaz en la aproximación y aterrizaje, pero depende de la presión del aire sangrado del compresor. Así, pues, suficiente cantidad de aire a presión debe estar disponible cuando el motor funciona a bajas revoluciones. En general, esta cuestión no es un problema para los aviones reactores militares, pero ya hemos visto que cada vez hay menos aire sangrado del compresor disponible en los aviones comerciales actuales. Algún reactor de negocios emplea este método.
3. El sistema repeledor de lluvia es un método suplementario que se combina con cualquiera de los dos anteriores. Se emplea sobre todo en regímenes fuertes de precipitación. Su futuro parece estar asegurado con el nuevo líquido repeledor francés, que no tiene problemas medioambientales.
4. Los cristales con revestimiento hidrófobo constituyen un método suplementario de protección. Son similares en eficacia al repeledor de lluvia. Ambos sistemas dan lugar a ángulos de contacto del agua en el cristal en torno a 100° . El problema de estos revestimientos es que necesitan ser sustituidos cada cierto tiempo de servicio. Cuestiones económicas deben dictar entonces la selección de uno u otro método como sistema secundario.

Boeing, Airbus y la lluvia

La compañía Boeing se enfrentó con un serio problema cuando el Gobierno sueco se adelantó en el tiempo y prohibió el uso de los compuestos fluorocarbonados, decisión que inutilizaba de hecho los sistemas de líquido repeledor de lluvia de los Boeings de la compañía SAS. Durante más de 30 años, todos los aviones comerciales han usado el popular sistema repeledor "Rainboe" de la compañía Boeing. Desgraciadamente, el líquido repeledor usaba como disolvente un tipo de freón (CFC 113) cuya fabricación se prohibió en 1994 conforme al Protocolo de Montreal. La reacción del gigante americano no se hizo esperar y obtuvo la certificación de sus aviones con el empleo único de las raquetas limpiaparabrisas.

La normativa actual de certificación del avión exige que los pilotos deben gozar de buena visibilidad en condiciones de fuerte precipitación. Se considera para ello un segmento de operación que incluye el rodaje en tierra y todas las fases de vuelo hasta 1,6 veces la velocidad de pérdida del avión (configuración del avión en actitud normal de vuelo, con flaps y slats plegados).

Prohibido el líquido repelidor de lluvia, vigente en los últimos 35 años, Boeing y Airbus tienen a gala hoy día el certificar sus aviones con el empleo único de las requetas limpiaparabrisas. Otra cosa es su intento de mejorar las condiciones de visibilidad de los pilotos en medio de la lluvia. Boeing ha apostado por el parabrisas hidrófobo de PPG Industries como sistema suplementario. Airbus Industrie ha dado un paso más y ha puesto en servicio, en 1998, un nuevo líquido repelidor, de base petrolífera, que no tiene los problemas medioambientales del CFC 113. No obstante, Airbus acepta también el parabrisas con revestimiento hidrófobo para las compañías que deseen instalarlo.

9. DESHIELO DEL AVIÓN EN TIERRA

9.1 Se ha desarrollado una intensa campaña de promoción y empleo de los métodos de deshielo del avión en tierra como consecuencia de accidentes ocurridos en los últimos años.

La operación del avión en el despegue y ascenso puede verse comprometida por la presencia de hielo en sus superficies debido a la degradación de la prestación aerodinámica normal. En general cabe decir que la presencia de hielo en las superficies del avión produce disminución de la sustentación y aumento de la resistencia aerodinámica. El incremento de peso por acumulación de hielo es, las más de las veces, un factor secundario en relación con la pérdida de configuración aerodinámica del avión (aumento de la velocidad de pérdida y variación de los coeficientes de momento de cabeceo).

El tema es importante porque, en última instancia, es responsabilidad del comandante determinar si las superficies críticas del avión necesitan deshielo antes del despegue.

9.2 Aunque hablamos de deshielo del avión en tierra, la práctica común es un proceso combinado de deshielo y antihielo, antes del despegue, mediante rociado de fluidos depresores del punto de congelación.

Los fluidos depresores tienen la función de disminuir el punto de congelación del agua.

El proceso de antihielo, que sigue al deshielo, tiene por objeto la formación de una capa protectora de fluido que retrasa la nueva acreción de hielo.

Estos fluidos son compuestos comerciales a base de glicol (ver el apartado "Efectos aerodinámicos de los fluidos de deshielo", apartado 9.7)

Métodos generales de aplicación

9.3 Cada superficie del avión debe limpiarse de hielo de una forma determinada (ver Fig. 39.17).

El ala debe limpiarse desde el borde de ataque hacia atrás y hacia el encastre en el fuselaje.

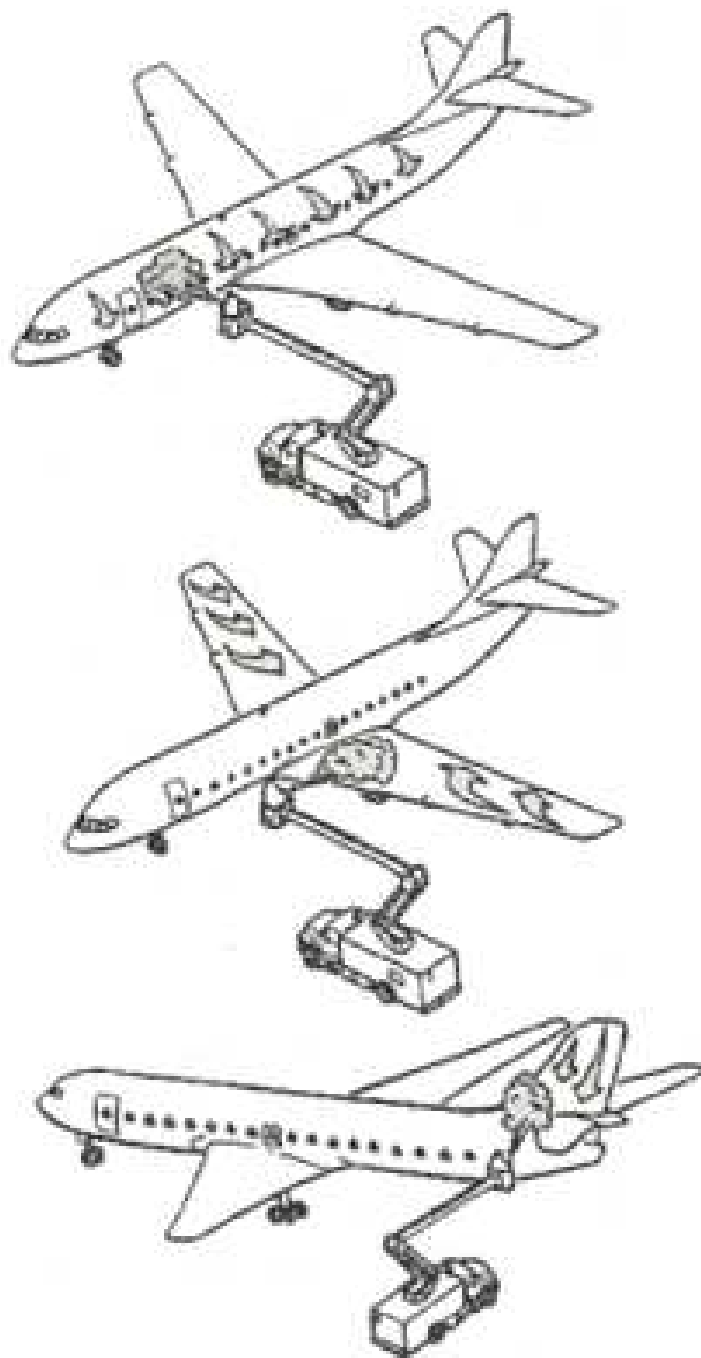


Fig. 39.17 Operaciones de deshielo del avión en tierra.

El motivo de esta secuencia es impedir la carga por acumulación de hielo en los extremos del ala, que ocasiona esfuerzos innecesarios en la estructura (aumento de los momentos flectores).

Las superficies de cola reciben el mismo tratamiento que el ala durante el proceso de deshielo.

Las zonas situadas entre las partes fijas y móviles se deshuelan de acuerdo con los procedimientos que indiquen los manuales aplicables del avión. En algunos aviones hay que poner el borde de ataque del estabilizador en posición inclinada hacia abajo y en otros en posición alta.

El deshielo del fuselaje se realiza de arriba abajo (ver Fig. 39.17).

El deshielo del techo del fuselaje es especialmente importante en aviones con el tercer motor en la deriva vertical o en la zona de confluencia de ésta con el fuselaje posterior. La ingestión de hielo en el motor puede provocar su parada, extinción de la combustión, o pérdida de compresor.

La zona de la cúpula de radar requiere deshielo por el peligro potencial de proyección de trozos desprendidos hacia el parabrisas, obstaculizando la visión del piloto. También se considera la protección en razón de distintos sensores de navegación que pueden estar presentes en dicha zona. La aplicación directa de fluido en los orificios de estática no está recomendada, por el peligro de ocasionar lecturas de instrumentos erróneas, o posibilidad de concentración de depósitos de fluido.

La zona de entrada de los motores y del APU (unidad de potencia auxiliar) requiere especial cuidado en estos procedimientos. En general, la aplicación de fluido en estas zonas debe ser mínima, si es que se recomienda alguna, por la pérdida de actuaciones del motor, en un caso, e incluso por la posible entrada de vapor de fluido en la cabina en el caso del APU.

Es normal el procedimiento que exige poner los motores en un régimen alto de empuje durante las operaciones de deshielo del avión en tierra, digamos 80% de NI, de forma intermitente, pues esta operación suele eliminar la posible acumulación de hielo en la entrada del motor o su deposición en los álabes del compresor o del "Fan".

Deshielo del hielo claro

9.4 En ciertas ocasiones se detecta la formación de hielo claro en la parte superior del ala, en la vecindad de los depósitos integrales de combustible.

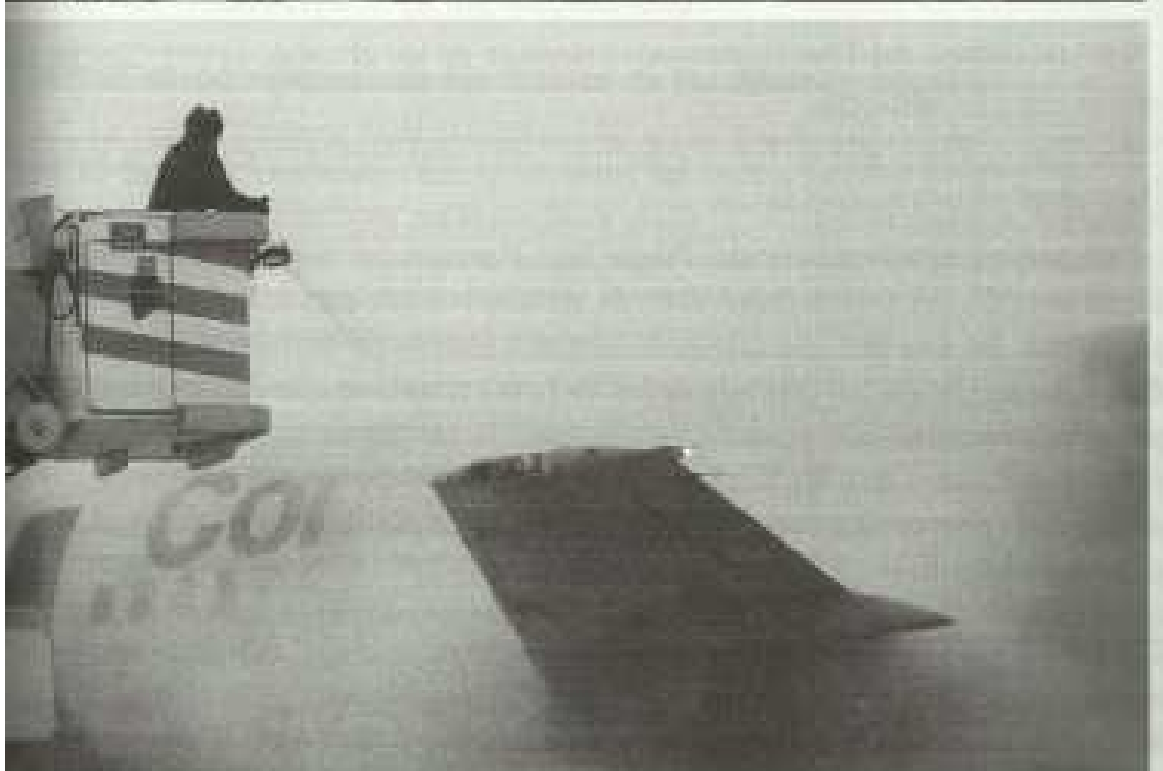
Este hielo es, a veces, muy difícil de ver, hasta el punto que sólo se puede detectar tocándolo.

Sin embargo debe eliminarse antes del despegue.

La formación de hielo claro se debe, por lo general, al enfriamiento que produce el combustible remanente en depósitos después de una ruta prolongada a alta altitud de vuelo.

Las zonas frías de la superficie del ala, debido al enfriamiento del combustible, pueden congelar el agua de lluvia o la humedad ambiente.

El deshielo del hielo claro se debe efectuar calentando la superficie del ala. A veces, el repostado con combustible caliente es suficiente para eliminarlo.



Aplicación selectiva de fluidos de antihielo

Tipos de fluidos de deshielo – antihielo

9.5 Como se ha indicado someramente más arriba, el engelamiento del avión en tierra se resuelve por lo común en el curso de dos operaciones consecutivas. En primer lugar se lleva a cabo el deshielo de las superficies del avión, para lo cual se aplican chorros de agua caliente, o mejor mezcla de agua caliente y el Tipo I de fluido de deshielo/antihielo, que se define más abajo. A continuación, con las superficies aerodinámicas limpias, se aplican los fluidos antihielo para preservar estas superficies del engelamiento durante un tiempo determinado, pero suficiente para realizar el despegue. En la actualidad hay dos tipos de fluidos de deshielo/antihielo que se conocen como Tipo I y II¹.

El fluido de deshielo/antihielo Tipo I tiene un contenido mínimo de 80 por ciento de glicol. Los glicoles son alcoholes con dos grupos hidroxilo ($-OH$), que se caracterizan por su gran solubilidad en el agua.

La viscosidad del fluido es función de su temperatura.

La característica física más importante del fluido Tipo I es su baja viscosidad, que mantiene incluso a temperaturas muy bajas. Esto indica que el fluido escurre rápidamente de las superficies del avión, dejando sólo una capa fina sobre ellas. Por estas razones el fluido Tipo I tiene una eficacia antihielo limitada.

En la actualidad el fluido Tipo I, mezclado con agua, se emplea básicamente en la operación de deshielo del avión. Es preferible emplear Tipo I que agua sola para ayuda a quitar la contaminación y suciedad que está normalmente presente en la superficie del avión.

9.6 Los fluidos del Tipo II, derivados también de los glicoles, se emplean en las operaciones de antihielo.

Son más viscosos que el Tipo I y forman capas más espesas y duraderas sobre ala y otras superficies del avión.

Una particularidad notable del fluido Tipo II es que su viscosidad disminuye de forma notable con la velocidad del aire, de manera que en vuelo escurre muy rápidamente. Se dice por ello que tiene comportamiento no newtoniano, en el sentido de que su viscosidad depende de las fuerzas cortantes a que está sometido. Así pues, la acción aerodinámica del aire durante la carrera de despegue produce los esfuerzos cortantes entre las láminas del fluido que tienen la virtud de disminuir la viscosidad. Ello permite que escurra fácilmente de las superficies del avión después de la rotación.

¹ Están recogidos en especificaciones SAE (*Society of Automotive Engineers*), ISO (*International Standard Organization*) y AEA (*Association of European Airlines*). Tenga en cuenta que, aunque estas especificaciones son muy similares, existen ciertas diferencias entre ellas, de manera que es normal la identificación separada de cada producto (p.e. SAE Tipo I, AEA Tipo I, etc.).

Los fluidos antihielo del Tipo II se han producido para aplicación en aviones con velocidad de rotación del orden de 110 nudos. Se busca con ello conseguir un tiempo de permanencia adecuado del fluido sobre las superficies del avión. El tiempo de permanencia debe mantener la protección antihielo del avión durante el tráfico normal y el despegue en un aeropuerto congestionado. (Nota. *Tiempo de permanencia* del fluido de antihielo es el tiempo que transcurre entre su aplicación y la aparición de cristales de hielo en el fluido. La Tabla adjunta muestra los tiempos de permanencia para el fluido ISO Tipo II, en diversas condiciones de englamamiento y temperatura exterior).

Los fluidos Tipo II no deben emplearse, como norma general, en aviones regionales o aviación general cuya velocidad de rotación es inferior a unos 85 nudos. La carrera de despegue de estos aviones suele ser de unos 15 segundos, de tal manera que no se desarrollan fuerzas cortantes suficientes para disminuir la viscosidad del fluido. Estos aviones, pues, podrían realizar la rotación con una capa espesa de fluido en las alas, rugosa desde el punto de vista aerodinámico, que puede comprometer las actuaciones del avión en esta fase. Para estos aviones sería adecuado el empleo de fluidos Tipo I, de menor viscosidad.

En los aviones de mayor velocidad de rotación, sin embargo, el Tipo II es un excelente fluido de antihielo porque la mayor velocidad del aire y también el tiempo de la carrera de despegue (25 segundos) favorece la presencia de fuerzas cortantes que disminuyen la viscosidad del fluido y facilitan su desaparición del ala tras la rotación.

Nota. Debe tenerse en cuenta que el tema de los fluidos de deshielo/antihielo es de actualización permanente entre los fabricantes de los fluidos y las compañías aéreas, con la introducción de nuevos productos.

Efectos aerodinámicos de los fluidos de deshielo-antihielo

9.7 La capa de fluido de deshielo/antihielo del avión, cuando está presente durante la carrera de despegue, se somete a fuerzas cortantes por efectos aerodinámicos que provocan su inestabilidad. Se manifiesta por la presencia en ella de ondulaciones que, en realidad, es rugosidad de la superficie del avión si se contempla desde el punto de vista aerodinámico. El resultado de esta rugosidad física sobre el ala es la disminución del coeficiente de sustentación y el incremento de resistencia aerodinámica.

Se origina así el hecho curioso de que, fluidos que protegen contra la rugosidad superficial debida a la presencia de hielo, introducen otra rugosidad, propia, que puede perjudicar la actuación del avión durante el despegue.

Las experiencias realizadas permiten establecer que la pérdida de sustentación en estos casos está relacionada con el espesor de la capa de fluido en el borde de salida del ala.

Aparecen de esta forma criterios aerodinámicos para aceptar o rechazar fluidos que los fabricantes pretenden introducir en las categorías I y II. Los fluidos que exceden un límite superior de espesor en las condiciones de prueba son rechazados. En realidad, note que se rechazan aquellos fluidos que ocasionan una pérdida de sustentación superior a la admisible para esta fase de operación del avión.

Tiempos de permanencia (horas:minutos) del fluido ISO Tipo II según temperatura exterior y condición de engelamiento

Temperatura exterior °C	Mezcla fluido/agua % vol.	Escarcha	Niebla helada	Nieve	Lluvia engelante	Lluvia sobre alas frías y mojadas
≥ 0	100/0	12:00	1:15-3:00	0:25-1:00	0:08-0:20	0:24-1:00
	75/25	6:00	0:50-2:00	0:20-0:45	0:04-0:10	0:18-0:45
	50/50	4:00	0:25-1:30	0:15-0:30	0:02-0:05	0:12-0:30
< 0 a -7	100/0	8:00	0:35-1:30	0:20-0:45	0:08-0:20	
	75/25	5:00	0:25-1:00	0:15-0:30	0:04-0:10	
	50/50	3:00	0:20-0:45	0:05-0:15	0:01-0:03	
-7 a -14	100/0	8:00	0:35-1:30	0:20-0:45		
	75/25	5:00	0:25-1:00	0:15-0:30		
-14 a -25	100/0	8:00	0:35-1:30	0:20-0:45		
< -25	100/0 (*)	(*) El empleo del fluido ISO Tipo II como antihielo por debajo de -25° C debe mantener un margen de 7° C respecto al punto de congelación del fluido. Por ejemplo, si el punto de congelación del fluido es -38° C, se puede emplear hasta -31° C. Considere el empleo de ISO Tipo I para los casos donde no pueda emplearse ISO Tipo II.				

El límite superior de aceptación está relacionado con el margen de seguridad que se establece para V_{LO} respecto a la velocidad de pérdida. (Recordamos que V_{LO} es la velocidad de seguridad de despegue.) La normativa señala que este margen debe ser el 13 por cien para el ala limpia. Sin embargo, para el caso que nos ocupa, se acepta reducir el límite al 10 por cien.

La normativa entiende aquí que la presencia de fluido en el ala y otras superficies de avión es una situación transitoria que desaparece después de la rotación.

Como ejercicio práctico, operando en las ecuaciones aerodinámicas se puede comprobar que para cumplir el límite del 10% de velocidad en cuanto a margen de seguridad respecto a la velocidad de pérdida, la disminución del coeficiente de sustentación del ala en estos casos no debe ser superior al 5,24 por cien.

En la práctica, casi todos los aviones comerciales han admitido y admiten esta pérdida de sustentación sin más problemas operativos, aunque también es verdad que algunos han debido ajustar su carga de pago durante las operaciones con fluidos antihielo.

10. PRECIPITACIÓN DE ESTÁTICA

10.1 Recibe el nombre de precipitación de estática (P -estática) el conjunto de fenómenos de interferencia en equipos radioeléctricos de a bordo debidos a los procesos de carga y descarga electrostática del avión, en ciertas condiciones de vuelo.

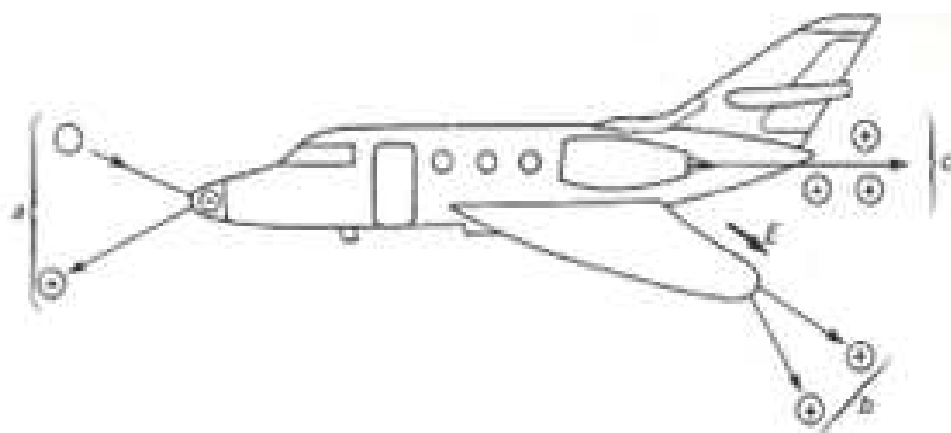


Fig. 39.18 Esquema gráfico de los tres mecanismos de electrización del avión: a) impacto a gran velocidad con partículas presentes en el aire (efecto triboeléctrico); b) influencia de campos eléctricos atmosféricos intensos; c) efectos de los turbo reactores.

Dada la naturaleza del fenómeno es procedente su estudio en el capítulo de protección del avión frente a factores externos.

Aunque existen varios procesos físicos que depositan carga eléctrica en el avión (ver el comentario de texto "Carga y descarga electrostática del avión") el mecanismo más eficiente se produce cuando el avión vuela entre nubes o en su proximidad, o bien en un ambiente donde hay partículas en suspensión (polvo, cristales de hielo, nieve, gotas de agua). Las partículas chocan o rozan con la superficie exterior de la aeronave. El resultado de los impactos, que se producen a gran velocidad relativa, es que las partículas liberan cargas positivas de la superficie metálica del avión hacia la atmósfera dejando cargas negativas en la estructura (ver la parte señalada con la letra (a) en la Fig. 39.18)¹.

En el curso de este proceso, pues, el potencial eléctrico negativo del avión aumenta respecto al de su entorno, y dado que su capacitancia permanece constante el resultado es la acumulación de carga suficiente para provocar descargas eléctricas entre el avión y la atmósfera ambiente.

Las descargas eléctricas son pulsos de corriente que afectan a las transmisiones radioeléctricas y a los equipos de navegación (radiación electromagnética que se puede acoplar a las antenas de aviónica y producir interferencias). El ruido ocurre ocasionalmente en la banda de VHF (50 a 300 Mhz), pero es peor a frecuencias más bajas (banda de HF y operativa del ADF).

¹ La carga eléctrica que adquiere el avión es siempre negativa, excepto en condiciones de vuelo a baja altitud y con lluvia que, no se sabe por qué, es positiva. La descarga corona de potencial eléctrico positivo del avión en la atmósfera tiene algunas particularidades; por ejemplo, los pulsos de corriente son más intensos, regulares y de frecuencia más baja que los producidos por electrización negativa. En todo caso los problemas de estática subsisten, ya sea con potencial de uno u otro signo.

Las descargas eléctricas pueden ser muy intensas en superficies dieléctricas del avión, tales como la cúpula del radar (radomo), el parabrisas y las antenas. En estos casos pueden originarse daños en estas superficies, pero tales circunstancias se deberían más al deterioro progresivo de la fina capa de pintura o barniz conductores que se aplican sobre el radomo y antenas.

Para prevenir las descargas bruscas y sus efectos perturbadores en los equipos de a bordo se emplean descargadores de estática.

Descargadores de estática

10.2 Los descargadores de estática son cuerpos cilíndricos, en forma de lápices, que están situados en los bordes de salida de las superficies sustentadoras. Estos bordes son zonas donde, primero, el potencial eléctrico es muy alto y, segundo, que están bien lejos de equipos radioeléctricos. La Fig. 39.19 muestra la disposición de los descargadores de estática en el borde marginal del ala de Boeing 757.

El descargador moderno ha desplazado a los antiguos hechos en forma de trenzas. Ahora es una varilla de fibra de vidrio que actúa como soporte y está envuelta en material conductor de baja impedancia. Las cargas eléctricas se desplazan a lo largo del revestimiento del descargador, que es material conductor, y viajan hasta su extremo. Para que se produzca este desplazamiento no es necesario que el potencial eléctrico sea muy alto, dada la trayectoria de baja impedancia que ofrece el descargador. Un potencial eléctrico relativamente bajo es suficiente para sostener la descarga. El resultado es que la descarga se produce con pulsos de corriente de alta frecuencia y baja amplitud (amperaje) que afectan de forma mínima al equipo de a bordo.

La función, pues, de los descargadores de estática es facilitar la descarga del potencial eléctrico acumulado en el avión antes de que éste alcance valores de ruptura. Es posible reducir el umbral de potencial de descarga desde 70.000 V a 7.500 V. La interferencia radioeléctrica asociada es mínima o despreciable.

De todo lo dicho es aparente la necesidad de mantener los descargadores en buen estado. La inspección de los descargadores es obligada cuando el avión ha entrado en colisión con el rayo.

Carga y descarga electrostática del avión

La aeronave en vuelo se carga de electricidad estática por tres mecanismos distintos, ver Fig. 39.18: anterior.

a) Triboelectricidad

Nombre técnico que recibe el proceso de carga por impacto y roce de las partículas presentes en el aire con la superficie exterior del avión. Es el proceso de carga más eficiente de los tres que estudiamos, ver el texto principal, donde hemos estudiado este tema en concreto.

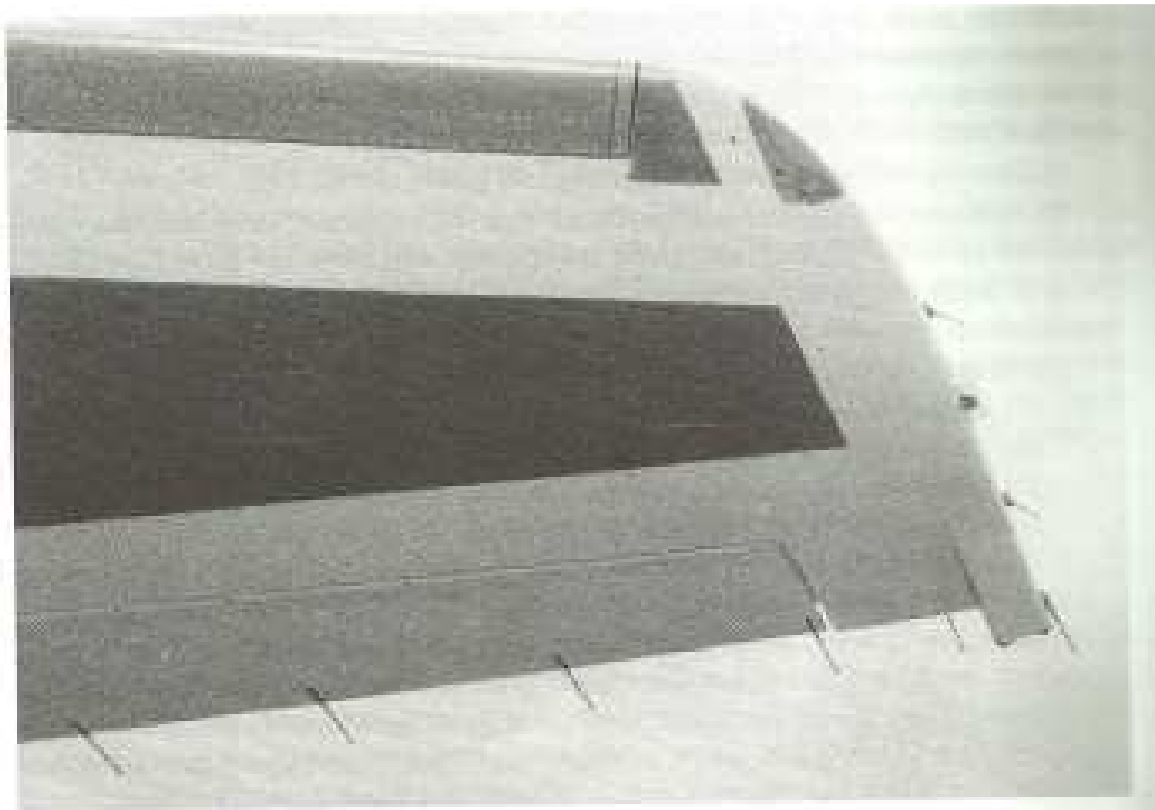


Fig. 39.19 Descargadores de estática en el borde marginal del ala del Boeing 757.

b) Inducción (vuelo en proximidad de nubes con carga eléctrica)

Cuando el avión vuela en el intenso campo eléctrico por la presencia de estas nubes se produce la redistribución de las cargas eléctricas en la estructura de la aeronave, por inducción. La parte del avión más cercana a la nube adquiere carga del mismo signo que la presenta mayoritariamente en ella; la otra parte de la estructura adquiere una carga contraria (ver esquema -b- de la Fig. 39.18, donde se admite que hay separación de las cargas en el avión y descarga a la atmósfera si el potencial del avión alcanza el valor crítico de ruptura).

Puesto que es muy improbable que el campo eléctrico de la nube sea perpendicular al plano de simetría de la aeronave, suele ser característico del fenómeno de inducción la asimetría de potencial eléctrico que produce en el avión. En efecto, consideremos que cierta parte de la estructura de babor, que está más cercana a una nube, separa cargas positivas por inducción. Si tiene lugar la descarga de esta zona del avión en la atmósfera realmente es muy improbable que se produzca, al mismo tiempo, una descarga de la misma intensidad y de signo contrario en la parte opuesta (estribor). El resultado de este proceso es que el potencial del avión aumenta, su desnivel eléctrico es mayor, hasta el punto de que si éste es suficiente puede desencadenar el relámpago entre la nube electrificada y el avión.

Advierta el lector, con referencia al último párrafo, que las teorías modernas no apuntan hacia el encuentro casual del avión con el canal del rayo, que salta de forma aleatoria entre la nube y tierra cuando el avión está, digamos, "en el peor lugar del cielo en el momento justo". Las observaciones modernas señalan que, las más de las veces, es el propio gradiente de potencial eléctrico del avión el que activa y desencadena el relámpago, en presencia desde luego de la nube electrificada. Se

admite hoy, pues, que el 90 por cien de los impactos con el rayo son provocados por el propio desnivel eléctrico del avión. Aunque seguimos hablando de "colisión" del avión con el rayo, y lo haremos en el capítulo siguiente, debemos entender propiamente el sentido del término en el contexto moderno.

c) Descarga de iones positivos (chorro de gases del motor)

Es también una observación reciente que los turbomotores expulsan iones positivos en la corriente de gases de escape, ver esquema -c- de la Fig. 39.18.

Si el chorro de gases del motor está electrificado quiere decirse que las paredes metálicas en contacto con él adquieren un determinado potencial eléctrico.

Sobre el particular se han desarrollado dos teorías:

- La cámara de combustión del motor produce electrones de forma continua, electrificando, que reaccionan, así modernizados, con iones positivos. Así sucede, por lo común, pero esta hipótesis sostiene que los electrones se neutralizan más rápidamente en las paredes metálicas de la cámara de combustión que los iones positivos. En consecuencia permanece un exceso de iones que abandona el motor con el chorro de gases.
- La segunda hipótesis es en realidad una observación, basada en la detección de partículas sólidas electrificadas en el chorro de gases de salida de algunos motores. En los motores actuales se miden intensidades medias de corriente entre 50 y 400 μA en el chorro de gases de salida. Se supone que estas partículas son productos de la combustión y que provienen en origen del aire de entrada del motor.

En todo caso, examinados los procesos que acumulan carga electrostática en el avión ¿cuáles son los mecanismos de descarga?

El potencial eléctrico del avión no puede aumentar de forma indefinida (la capacitancia del avión en vuelo es prácticamente constante) de modo que cuando su gradiente de potencial alcanza cierto valor se producen corrientes de descarga desde el avión a la atmósfera. Por supuesto estas descargas son responsables de la interferencia de estática en los equipos de a bordo.

El avión se descarga de estática según dos procesos: efecto corona y descarga superficial.

Veamos estos procesos por separado.

a) Descarga por efecto corona

El efecto corona se manifiesta en una zona de gas ionizado que se produce en los extremos de las superficies del avión cuando el gradiente de potencial supera el valor crítico para el aire (21.000 V/cm). Estas zonas se hacen luminiscentes a expensas de la energía de las descargas eléctricas que ocurren.

La descarga corona está constituida por pulsos de corriente muy rápidos, del orden de 5 ns, y amplitud de 10 mA. Los pulsos dan lugar a radiación electromagnética que se puede acoplar a las antenas de aviónica y ocasionar interferencias.

b) Descarga superficial

Al contrario que la descarga corona, que se produce entre el avión y la atmósfera, la descarga superficial tiene lugar entre dos partes del avión. Son posibles dos casos:

1. Descarga en superficie de material dieléctrico (p.e. cúpula de radar o parabrisas). Es una descarga muy intensa, de hasta 300 amperios. Físicamente se observa como una luz brillante en forma arborescente que cubre toda la super-

ficie donde se produce la descarga. La nube brillante es el canal de descarga que neutraliza la electricidad previamente depositada en la superficie. Hay gran interferencia en el equipo de aviónica circundante, e incluso son posibles daños estructurales en el material compuesto (por ejemplo, perforación, deslaminación de capas del tejido, avería en la calefacción del parabrisas).

2. El segundo caso es el clásico arco que salta entre dos partes del avión que están a distinto potencial y que no puestas a masa debidamente. Nota: Esta descarga puede ser peligrosa si hay vapores de combustible en la vecindad (depósitos de combustible).

Los dos tipos de descarga superficial se eliminan si funcionan las protecciones adecuadas. Para los dieléctricos es necesario mantener el tratamiento anti estático sobre toda la superficie. Además, todos los paneles y elementos del avión deben estar puestos a masa.

Estática en la cabina de pasajeros

Informe

10.3 La acumulación de electricidad estática por parte del pasajero en cabina presenta aspectos de tipo personal que no deben obviarse. La carga teórica de electricidad estática que el pasajero puede acumular en vuelo llega a valores extremos de 35.000 voltios. Sin embargo, en la realidad, según las experiencias llevadas a cabo, no se han medido valores superiores a 15.000 voltios.

Se admite hoy que el pasajero que se desplaza con frecuencia por la cabina puede acumular la carga de 17.000 voltios, en las condiciones más desfavorables posibles (bajo grado de humedad relativa del aire, indumentaria de lana, vuelos de muy larga duración, y alfombra o moqueta sin tratamiento de anti-estática). Si la descarga de este potencial se produce entre sus dedos, desde luego que el choque eléctrico es intenso (sensación de que han golpeado sus dedos con un martillo). Si toca los botones de control del moderno equipo personal digital de entretenimiento de su asiento es muy posible que la descarga inutilice los circuitos del equipo.

Como se ha dicho, el potencial de estática que el pasajero puede generar depende de factores ambientales, del tipo de indumentaria que porta y de la construcción de la moqueta del piso de la cabina.

La Tabla adjunta señala que la combinación que genera mayor carga electrostática se produce en el pasajero que viste traje de lana y zapatos de cuero, siendo mayor cuanto más seco es el aire (recordamos que a bordo, en crucero, es normal el 6-10 por cien de humedad). Por el contrario, la combinación que menos carga electrostática produce es la vestimenta de algodón con zapatillas de deporte.

El tipo de moqueta que cubre el piso de la cabina es determinante. Es práctica normal que la compañía aérea adquiera moqueta con tratamiento de antiestática. Es un revestimiento formado por una capa de soporte flexible que contiene polvo de carbón prensado, conductor de la electricidad. En esta capa se apoyan los penachos del tejido de fibra de la alfombra.

Estática en la cabina de vuelo

10.4 Simplemente señalar que no hay problemas de carga electrostática en la cabina de mando. Todo el equipo presente en ella supera ensayos de potencial de ruptura de hasta

15.000 voltios. Es innegable que un miembro de la tripulación de vuelo pueda acumular tal voltaje en los modernos aviones comerciales.

¿Moqueta en el piso del *cockpit*? Parece que la tendencia moderna es poner moqueta (últimos *Boeing 747* y *Boeing 777*), por supuesto antiestática. El fabricante americano entiende que la presencia de moqueta en la cabina de vuelo es acorde con la impresionante "suite" que se oferta. Modelos anteriores no tienen moqueta, v.g. *Boeing 737*, *737* y *767*.

