

ADMISIÓN

Conductos de Admisión al Compresor

Aunque el conducto de admisión lo construye el fabricante del avión, durante la operación en vuelo es muy importante para la actuación general del motor de reacción. Cuanto más rápido vuele el avión, más crítico será el diseño del conducto. El empuje del motor puede ser alto solo si el conducto de admisión abastece al motor con el flujo de aire requerido a la más alta presión posible. El conducto también debe permitir que el motor opere con las mínimas tendencias a la entrada en pérdida (*stall*) o inestabilidad (*surge*), así como admitir las amplias variaciones en ángulo de ataque y guiñada del avión. Para los aviones subsónicos, el conducto no debería producir fuertes ondas de choque o separaciones de flujo, y lo mismo para los diseños

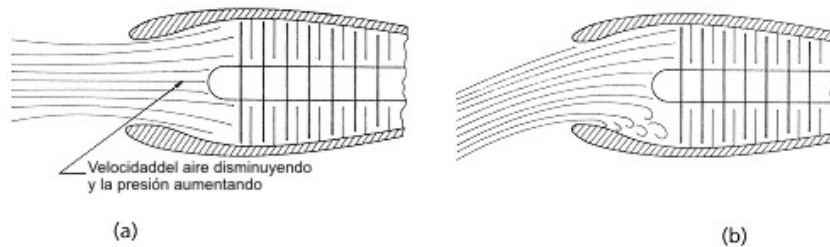


Fig. 3-1 Flujo de aire en el conducto de admisión

(a) Flujo normal

(b) Flujo distorsionado, como resultado de actitudes de vuelo inusuales o acumulación de hielo; este problema es especialmente crítico con los conductos de admisión cortos

subsónicos que supersónicos deberían ser del menor peso posible.

Los conductos de admisión deben operar desde el rodaje estático en tierra hasta altos números de Mach del avión con un alto rendimiento en todas las altitudes, actitudes, y velocidades de vuelo (Fig. 3-1). Los conductos de admisión deberían ser tan derechos y suaves como sea posible, y deberían diseñarse de tal forma que la capa límite de aire (una capa de aire inmóvil que yace próxima a la superficie) se mantenga al mínimo. La longitud, forma y emplazamiento del conducto se determinan mayormente por la localización del motor en el avión.

No solo debe ser el conducto lo suficientemente grande para suministrar el adecuado flujo de aire, sino que debe tener la forma correcta para entregar el aire a la parte frontal del compresor con una distribución uniforme de la presión. Una distribución pobre de la presión y velocidad del aire en la parte frontal del compresor puede resultar en una entrada en pérdida del compresor y/o vibración en los álabes del compresor. Algunas veces se colocan puertas cargadas con muelles, sopladoras o de succión alrededor del lateral del conducto para proporcionar aire suficiente al motor a altas r.p.m. y baja velocidad del avión. Esta disposición permite que el conducto de admisión sea adaptado más eficazmente para el vuelo de crucero.

Otra tarea primordial que un conducto debe hacer durante la operación en vuelo es convertir la energía cinética de la corriente de aire, que se mueve rápidamente hacia su interior, en elevación de la presión de impacto (*ram pressure*) dentro del conducto. Para hacer esto debe estar diseñado de forma tal que la velocidad de impacto sea lenta y suavemente reducida, mientras que la presión de impacto se eleva lenta y suavemente.

Los conductos de admisión se evalúan de dos formas: la relación de rendimiento de la presión del conducto y el punto de recuperación por aire de impacto (*ram recovery point*). La relación de rendimiento de la presión del conducto se define como la capacidad del conducto para convertir la energía de presión cinética o dinámica a la entrada del conducto (P_{t1}) en energía de

presión estática a la entrada del compresor (P_{12}) sin pérdida en la presión total. Esta tendrá un valor del 98 % si la pérdida por fricción es baja y si la elevación de presión se lleva a cabo con el mínimo de pérdidas. El punto de recuperación por aire de impacto es la velocidad del avión a la cual la elevación de presión de impacto se iguala a las pérdidas de presión por fricción, o la velocidad a la cual la presión total de entrada al compresor es igual a la presión del aire ambiente exterior. Un buen conducto subsónico tendrá un punto de recuperación por aire de impacto bajo (aproximadamente 160 mph [257'4 km/h]).

Los conductos de admisión pueden dividirse en dos amplias categorías:

1. Conductos subsónicos
2. Conductos supersónicos

Es interesante señalar que los fabricantes del motor usan campanas de admisión (Fig. 3-2). Este tipo de admisión es esencialmente un embudo en forma de campana con los bordes cuidadosamente redondeados, que prácticamente no ofrece resistencia al aire. La pérdida en el conducto es tan pequeña que se considera cero, y todos los datos de actuación del motor pueden recogerse sin ninguna corrección por pérdidas en el conducto. La pérdida de rendimiento normal en el conducto puede causar pérdidas en el empuje del 5 por ciento o mas debido a que una disminución de un 1 por ciento del rendimiento del conducto disminuirá el flujo de aire en un 1 por ciento, disminuirá la velocidad del chorro en un 0'5 por ciento, y resultará en un 1'5 por ciento de pérdida de empuje. La disminución en la velocidad del chorro ocurre porque es necesario aumentar el área de la tobera de descarga para mantener la temperatura de la turbina dentro de límites cuando tengan lugar las pérdidas en el conducto.

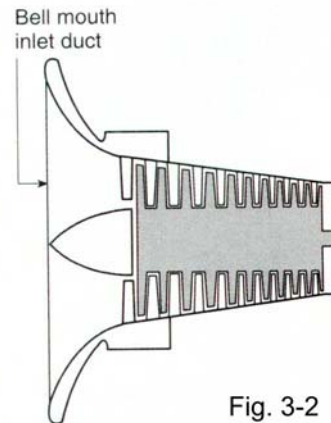
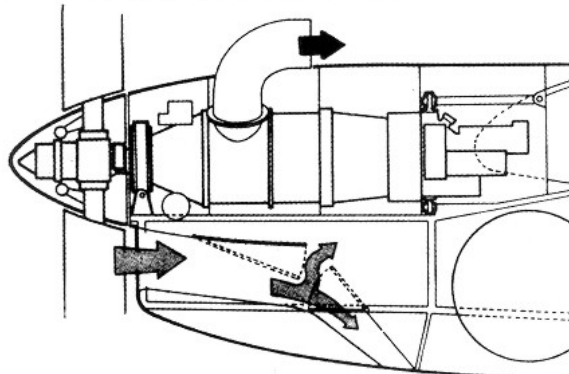


Fig. 3-2

Fig. 3-3 Los conductos de admisión también pueden usarse para limpiar el aire antes de que entre en el motor.



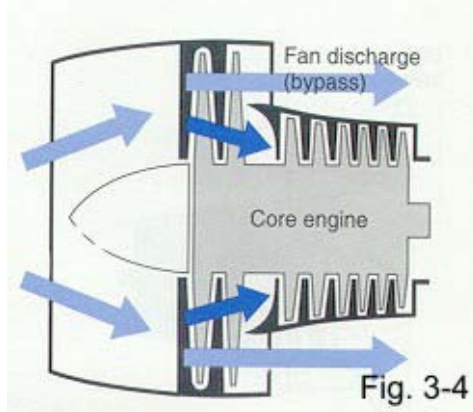
Instalación típica de un motor Pratt & Whitney Canada PT6 mostrando un filtro de aire pasivo (sin partes móviles). Las partículas más pesadas del aire tienden a continuar en línea recta, mientras que el aire limpio entra en el motor.

Los conductos de admisión también se pueden usar para pre – limpiar el aire antes que entre en el compresor. No se usan los filtros o pantallas tradicionales debido a que ofrecerían demasiada resistencia al flujo de aire. Los separadores de partículas para los motores turboprop/ turboshélices sacan ventaja de la propiedad natural de inercia de la materia de continuar en línea recta, como se muestra en la Figura 3-3.

Efecto de Diversas Configuraciones de Admisión

Conductos de admisión subsónicos

La mayoría de los conductos de admisión en los aviones subsónicos son del tipo divergente como el mostrado en la Figura 3-4. El aire que fluye dentro de un conducto divergente se expande ligeramente y convierte parte de su velocidad en energía de presión.



Cuando el motor está rodando a alta velocidad en tierra, el compresor absorbe aire hacia dentro a través del conducto de entrada, y la presión del aire a la entrada del compresor es ligeramente inferior que la de alrededor o del aire ambiente. Cuando el avión se desplaza por la pista para despegar, el aire es atacado dentro del conducto hasta que su presión llega a ser la misma que la del aire ambiente. La velocidad a la cual esto ocurre se llama velocidad de recuperación por aire de impacto (*ram-recovery speed*). A medida que el avión continúa aumentando su velocidad hacia delante, el efecto del aire de impacto se hace mayor, y aunque hay cierta pérdida debida al aumento de velocidad del aire que entra al

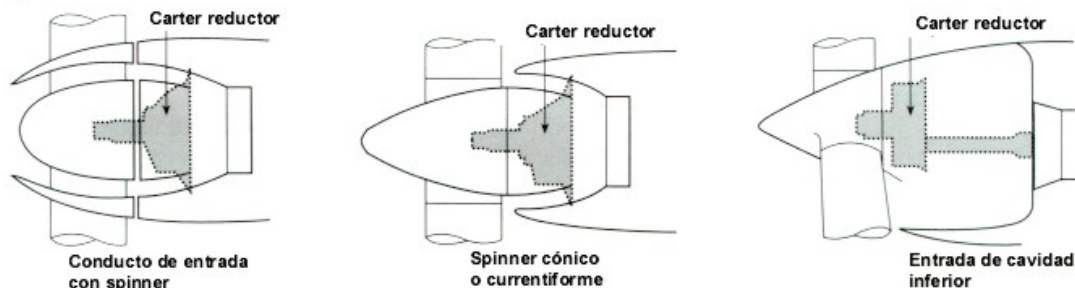
motor, el empuje aumenta.

La Figura 3-4 muestra el tipo de conducto de admisión utilizado por un típico turbofan de gran relación de paso. El aire fluye a través del conducto divergente dentro del fan, y aunque parte del aire pasa hacia el exterior a través de la descarga de fan, parte de él también fluye hacia dentro del compresor de baja presión y sobre alimenta al núcleo motor.

Conductos de admisión para turbohélices

El conducto de admisión para los motores turbohélices ha causado ciertos problemas a los ingenieros. Los engranajes de reducción de la hélice están situados en la parte frontal del motor y de esta manera interfiere con un flujo suave de aire que entra al compresor. En la Figura 3-5 se ilustran tres tipos de conductos de admisión para motores turbohélices. El conducto de admisión con spinner es el más rentable, pero es complejo de mantener y de

Fig. 3-5



proteger contra el hielo. El spinner cónico o currentiforme con el conducto de entrada alrededor de él es una alternativa efectiva. Para los motores que están diseñados con el reductor descentrado del eje principal del motor, normalmente se emplea un tipo de entrada de cavidad inferior o superior dependiendo hacia donde esté descentrado el reductor de la hélice. En la práctica real, el diseño del avión y los requisitos del motor dictaminan la configuración de la entrada de aire para un motor turbohélice. El compresor del popular motor Pratt & Whitney of Canada PT6 está situado en la parte posterior del motor, y el aire fluye hacia delante. El aire de admisión fluye a través de un conducto de entrada, normalmente situado debajo del motor, entrando en una cámara plenum que rodea al motor y actúa como difusor. Esto aumenta la presión del aire que entra al compresor.

Conductos de admisión supersónicos

El diseño y construcción del conducto de admisión para los aviones de alta velocidad es de importancia crítica debido a su profundo efecto sobre la estructura y el motor. El conducto de admisión de alta velocidad es con frecuencia una construcción compleja porque no solamente el aire debe ser entregado a la entrada del compresor a un régimen de flujo de masa aceptable, de velocidad, ángulo, y distribución de presión, sino que esto debe hacerse bajo condiciones extremas de velocidad de avión, altitud, y actitud, y con la mínima pérdida de presión total posible.

A alta velocidad del avión, la cantidad de empuje proporcionado por la admisión es mucho mayor que el producido por el motor, y cualquier ineficacia en el conducto de admisión resultará en una gran pérdida de empuje. (A Mach 3, la relación de presión a través de una admisión típica puede ser tan alta como 40:1 y está contribuyendo mucho más al empuje total que el motor.)

El conducto de admisión supersónico debe operar en tres zonas de velocidad (Fig. 3-6)

Subsónica

Transónica

Supersónica

Aunque cada una de estas zonas de velocidad necesita un diseño de conducto de admisión ligeramente diferente, se puede conseguir una buena actuación general diseñando en forma supersónica con algunas modificaciones.

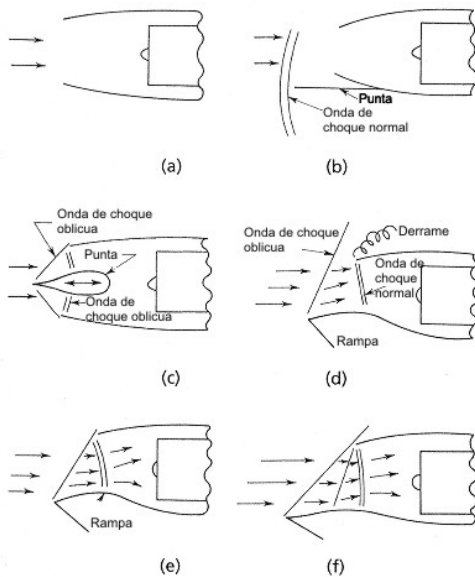


Fig. 3-6 Tipos de conductos de admisión.

- (a) Conducto subsónico.
- (b) Conducto transónico.
- (c) Conducto supersónico con geometría variable funcionando a velocidad de diseño.
- (d) Conducto tipo rampa o cuña por debajo de la velocidad de diseño.
- (e) Conducto tipo rampa o cuña a velocidad de diseño.
- (f) Conducto tipo rampa o cuña estableciendo múltiples ondas de choque oblicuas.

Los problemas del conducto supersónico comienzan cuando el avión empieza a volar a o cerca de la velocidad del sonido. A estas velocidades sónicas se desarrollan ondas de choque, las cuales, si no están controladas, producirán altas pérdidas de presión y de flujo de aire en el conducto y causarán condiciones de vibración en la admisión, llamadas zumbidos de la admisión. El zumbido es una inestabilidad del flujo de aire originado por la onda de choque al ser alternativamente tragada y expulsada a la entrada del conducto.

El aire que entra en la sección del compresor del motor debe ser normalmente admitido a velocidad subsónica, y este proceso debería realizarse con la menor pérdida de energía posible. A velocidades supersónicas el conducto de admisión hace el trabajo reduciendo el aire con la más débil posible combinación o serie de ondas de choque para minimizar la pérdida de energía y la elevación de temperatura.

A velocidades transónica (cerca del Mach 1), el conducto de admisión está normalmente diseñado para mantener a las ondas de choque fuera del conducto. Esto se hace localizando al

conducto de admisión detrás de una punta [Fig. 3-6 (b)] de forma que a velocidades del aire ligeramente por encima de Mach 1.0 la punta establecerá una onda de choque normal (onda de proa) delante del conducto de admisión. Esta onda de choque normal producirá una elevación de presión y un descenso de la velocidad a velocidades subsónicas antes de que el aire impacte el conducto de admisión real. Entonces la entrada será un diseño subsónico detrás de un frente de choque normal. A números de Mach supersónicos bajos, la fuerza de la onda de choque normal no es demasiado grande, y este tipo de entrada es bastante práctico. Pero a números de Mach más altos, la única, onda de choque normal es muy fuerte y origina una gran

reducción en la presión total recuperada por el conducto al tiempo que una excesiva elevación de la temperatura del aire dentro del conducto.

A velocidades ligeramente más altas la onda de proa normal cambiará a una onda de choque oblicua [Fig. 3-6 (c) y (d)]. Puesto que la velocidad detrás de una onda de choque oblicua todavía es supersónica, para mantener las velocidades supersónicas fuera del conducto de admisión, el conducto necesitará formar una onda de choque normal en la entrada del mismo. El flujo de aire se controla de forma tal que la velocidad del aire en la entrada del conducto sea exactamente igual a la velocidad del sonido. En este momento la elevación de presión del conducto será debida a

Una onda de choque oblicua
Una onda de choque normal
Una sección divergente subsónica

A medida que la velocidad del aire se aumenta, el ángulo de la onda de choque oblicua será forzado hacia atrás por la velocidad del aire más alta hasta que la onda de choque oblicua contacte con el labio exterior del conducto. Cuando esto ocurra habrá un ligero aumento en el empuje debido a un incremento en la presión de admisión al motor y del flujo de aire, porque la energía contenida en el frente de onda de choque está ahora encerrada dentro del conducto y se le entrega con menos pérdida de presión. A este punto se le llama *punto de recuperación del conducto* [Fig. 3-6(e)] o *punto de partida del conducto* [véase Fig. 3-7].

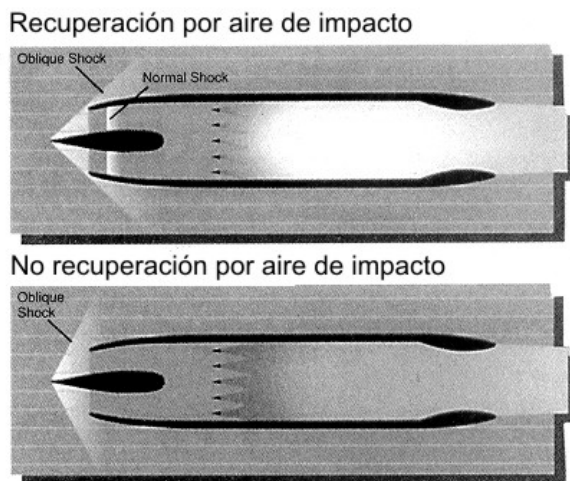


Fig. 3-7 En la condición de recuperación por aire de impacto, el flujo supersónico y la "onda de choque normal" - donde se reduce a las velocidades subsónicas - están bien establecidos dentro del motor; La no recuperación por aire de impacto describe la condición en la cual la onda de choque normal se desliza hacia adelante y "permanece" delante de la entrada, reduciendo el flujo de aire dentro del motor.

A números de Mach más altos (aproximadamente 1.4 y por encima) el conducto de admisión debe crear una o más ondas de choque oblicuas y una onda de choque normal [Fig. 3-6(f)]. Las ondas de choque oblicuas reducirán las velocidades supersónicas, la onda de choque normal bajará la velocidad hasta subsónica, luego la sección subsónica reducirá aún más la velocidad antes de que el aire entre en el compresor. Cada descenso en velocidad producirá una elevación de presión.

Conductos de geometría variable

Una complicación de la entrada supersónica es que la forma óptima varía con la dirección del flujo de admisión y el número de Mach. En los aviones de más altos números de Mach la geometría del conducto de admisión se hace variable por medio de uno de los siguientes métodos:

1. Desplazando la punta de admisión hacia dentro y hacia fuera de manera que se mantenga la onda de choque oblicua en el borde de ataque más exterior del conducto (conducto asimétrico)
2. Desplazando la pared lateral o rampa a un ángulo más alto de forma que fuerce un frente de onda de choque oblicua más fuerte (conducto de dos dimensiones) (Fig. 3-8)
3. Variando la onda de choque normal (expandiendo el cuerpo central) (Fig. 3-9)
4. Variando el área del borde de ataque del conducto de admisión, de forma que varíe el área de admisión.

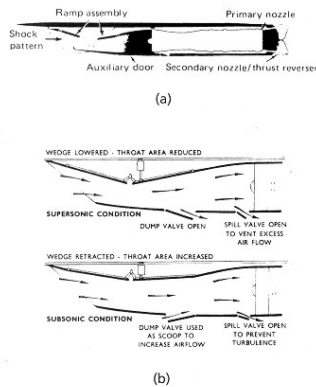


Fig. 3-8 El conducto de dos dimensiones se usa en el B.A.C./Aerospaciale Concorde SST. La geometría variable de la góndola de admisión y las toberas de escape primaria y secundaria aseguran que la demanda de flujo de aire del motor sea exactamente satisfecha y el rendimiento propulsivo del grupo motopropulsor se optimice durante todas las condiciones del vuelo.

(a) Las toberas secundarias o compuertas deflectoras se usan también como inversor de empuje para proporcionar retención en vuelo y ayudar en la frenada.

(b) Admisión durante los flujos subsónico y supersónico.

Todos estos métodos tienen ventajas y desventajas en lo que se refiere al coste, facilidad y rapidez de control, buenos rendimientos en todas las velocidades de vuelo, e integración dentro de la aerodinámica del avión y diseño estructural.

Para proporcionar una propulsión eficiente en amplias variaciones de velocidad, la NASA y otros están considerando múltiples instalaciones de motor. Los conductos de admisión y escape de geometría variable representarán un papel importante en el diseño y desarrollo de cualquier vehículo hipersónico.

En resumen, el conducto supersónico debe

1. Dar un alto rendimiento y entregar la más alta presión de impacto (*ram pressure*) posible.
2. Entregar el flujo de aire requerido. (aunque en algunas velocidades supersónicas, puede ser necesario descargar el exceso de flujo de aire.)

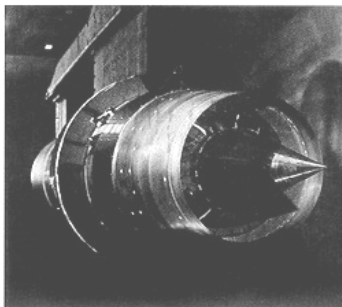
Protección Antihielo

Sistema de Protección Contra el Hielo en la Admisión

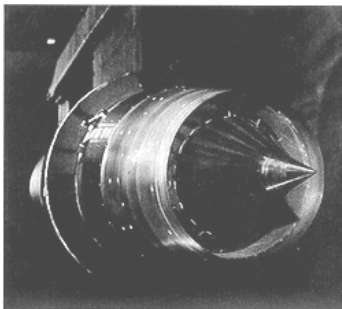
Cuando la temperatura exterior desciende a valores próximos y por debajo de los 0° C, durante el vuelo entre nubes que contienen gotas de agua extremadamente frías y durante la operación en tierra en condiciones de poca visibilidad.

El empuje de los reactores es afectado sensiblemente por la formación de hielo en el sistema de admisión, restringiendo la sección de paso de aire al compresor o compresores, manifestándose por un aumento de la temperatura de los gases de escape, pues el flujo de combustible no disminuye en la misma proporción que el gasto de aire. Como las unidades de control de combustible tienden a corregir la caída de RPM aumentando el flujo de combustible, esto agudiza el problema. La formación de hielo en la admisión es más crítica en los motores con compresor axial que en los de compresor centrífugo, por la posibilidad de entrada en pérdida, tanto más crítica cuanto más reducida sea la admisión de aire.

Para impedir la formación de hielo, el conducto de admisión se calienta con aire procedente del compresor y, en el caso de los compresores axiales, se deriva a los álabes guías en aquellos motores que disponen de cárter de entrada con álabes guías, permitiendo su salida a través de pequeños taladros practicados en el perfil.



(a)



(b)

Fig. 3-9 (a y b) Experimento de la NASA, geometría variable, cuerpo central expandible. Este tipo de admisión se está diseñando para el futuro High Speed Civil Transport (HSCT)

Es menester poner el sistema en funcionamiento, antes de que se hayan formado cristales de hielo que al desprenderse pudieran dañar al motor al penetrar por la admisión. Los sistemas antihielo están dotados por lo general, de un regulador que hace variar automáticamente el flujo de aire caliente al sistema, dependiendo del cambio de temperatura en la admisión al compresor.

La derivación de aire caliente procedente del compresor para ser utilizado en el sistema antihielo, reduce la masa de aire para reacción y, por lo tanto, el empuje es menor, por lo que solamente deberá estar operativo el sistema cuando sea necesario, circunstancia esta que se indica en el panel de instrumentos por la actuación de una válvula antihielo detectora de la formación de hielo, que acciona un interruptor transmisor de la indicación a un avisador

luminoso. En algunos aviones militares de caza, esta operación es automática, en tanto en la mayor parte de los aviones es de operación manual.

En instalaciones de motor turbohélice generalmente se usan sistemas eléctricos de protección contra la formación de hielo a la entrada del motor, y esta forma de protección también es necesaria para las hélices. Las superficies que requieren ser calefactadas eléctricamente son: el borde de ataque del conducto de entrada de aire al motor, las palas de la hélice y el spinner, y cuando sea necesario el carenado de la entrada de aire al radiador de aceite.

Las almohadillas calefactantes eléctricas están unidas a la superficie exterior de los bordes de ataque de los elementos a calefactar. Estas consisten en capas de bandas conductoras de neopreno, o fibra de vidrio impregnada con resina epoxídica. Para proteger las almohadillas contra la erosión de la lluvia, están cubiertas con una capa de pintura especial a partir de poliuretano. Cuando el sistema anti-hielo está funcionando, parte de las áreas están calefactadas continuamente para evitar que se forme una capa de hielo sobre los bordes de ataque y así limitar también el tamaño del hielo que se forme sobre las áreas que se calefactan intermitentemente.

La energía eléctrica la suministra un generador, y para mantener al mínimo el tamaño y peso del generador, las cargas eléctricas del anti-hielo van ciclando entre el motor, hélice, y algunas veces la estructura.