

TEMA IX

COMBUSTIBLES

Definición

Los combustibles son sustancias que reaccionan con el oxígeno del aire en forma fuertemente exotérmica. Dicho proceso, denominado combustión, permite transformar la energía asociada a la estructura molecular de los reactantes en energía térmica que se aporta a los productos.

Clasificación

Los combustibles se subdividen, según su estado de agregación en condiciones ambientales, en gaseosos (gas natural, gases licuados del petróleo GLP, etc.), líquidos (gasolina, gasóleo, etanol, etc.) y sólidos (carbón pulverizado, etc.)

Los combustibles gaseosos se utilizan principalmente en motores estacionarios, debido a los grandes depósitos que se necesitan para su almacenaje. Una excepción la forman los gases licuados del petróleo GLP (propano, butano) que a temperatura ambiente y una presión de 5 a 15 bar se encuentran en estado líquido. Los combustibles gaseosos presentan una buena formación de mezcla por lo que se pueden quemar mezclas más pobres y sus gases de escape no son tan contaminantes como los producidos por los otros combustibles.

Los combustibles líquidos son la fuente de energía por excelencia de los motores de combustión interna. Sus ventajas principales son la gran cantidad de energía por unidad de volumen y su fácil y seguro manejo, almacenamiento y transporte. Durante el proceso de mezcla con el aire, los combustibles líquidos deben vaporizarse o atomizarse. Los combustibles líquidos proceden en un 99% de la destilación del petróleo y consisten en una mezcla de diversos hidrocarburos.

Los combustibles sólidos no se utilizan en el MCI. Actualmente se realizan encaminados a quemar en los motores Diesel lentos mezclas de combustibles líquidos con carbón pulverizado.

Estructura molecular

El petróleo en bruto (crudo) es la mezcla de sustancias de tipo orgánico compuesta de muchos hidrocarburos diferentes, con algo de azufre y otras impurezas. Las cadenas de hidrocarburos pueden presentar diferentes estructuras, pudiendo ser cadenas abiertas o cerradas.

1. Hidrocarburos de cadena abierta

a) Parafinas (alcanos $C_n H_{2n+2}$)

Hidrocarburos formados por cadenas abiertas con los átomos unidos por un enlace simple. Son los hidrocarburos que en mayor proporción se encuentran en el petróleo. Sus propiedades varían con la longitud de la cadena y la estructura de las moléculas.

- Parafinas normales

Cadena no ramificada. La tendencia a la autoinflamación es mayor cuanto más larga sea la cadena.

Ejemplos:

metano, CH_4

n- heptano, C_7H_{16}

- Isoparafinas

Cadena ramificada. Son bastante menos autoinflamables que las parafinas de igual número de carbonos (molécula más compacta), por lo que son adecuadas para MEP

Ejemplo:

iso-octano, (2, 2, 4 -trimetilpentano) C_8H_{18}

b) Ólefinas (alquenos)

Hidrocarburos con estructura de cadena abierta con una o más enlaces dobles entre los átomos de carbono. Su estructura puede ser no ramificada (n-) o ramificada (iso-). Las n-olefinas son menos autoinflamables que las n-parafinas. También aumenta la autoinflamabilidad con el aumento del número de carbonos. Ejemplo:

n-hexeno (C_6H_{12})

2. Hidrocarburos de cadena cerrada

a) Nafíenos (cicloalcanos C_nH_{2n})

La serie nafténica de los hidrocarburos tiene sus átomos de carbono unidos por enlaces simples cada uno de ellos unido a los dos adyacentes, formando así una estructura de anillo. Cada uno de estos átomos de carbono tiene también unidos a sí mismo dos átomos que pueden ser H ó C, ó ambos.

ciclohexano, C_6H_{12}

metilciclopentano, C_6H_{12}

b) Aromáticos (C_nH_{2n})

La serie aromática de los hidrocarburos lleva un anillo bencénico al que van unidos H ó radicales formados por C y H.

Los aromáticos pertenecen a los compuestos con menor tendencia a la autoinflamación, por tanto se utilizan como parte fundamental de las gasolinas.

Ejemplos:

benceno (C_6H_6)

tolueno (metilbenceno C_7H_8)

OBTENCIÓN DE COMBUSTIBLES LÍQUIDOS DERIVADOS DEL PETRÓLEO

1. Destilación

Una de las propiedades fundamentales que caracteriza a las moléculas de hidrocarburos es la de poseer un punto de ebullición propio. Esta "circunstancia es aprovechada para hacer pools la separación de los distintos componentes del petróleo, gracias a la destilación fraccionada de éste. La destilación a nivel industrial consiste en calentar gran cantidad de petróleo crudo a una temperatura de $350^{\circ}C$. De esta forma se provoca la vaporización de la mayor parte de las cadenas de hidrocarburos. No obstante, en la constitución del petróleo se encuentra un cierto tipo de moléculas que tiene un punto (evaporación por encima de los $350^{\circ}C$). Estos productos permanecen depositado en el calentador y más tarde, tras sufrir un proceso de separación y refinado, los hidrocarburos residuales de base parafínica darán origen a aceites lubricantes, vaselinas y parafinas mientras que los de base asfáltica más groseros, serán empleados como alquitrán.

Los vapores obtenidos el calentador se trasvasan a la denominada torre de fraccionamiento, la cual ala como un refrigerador-destilador, descendiendo su temperatura interior conforme aumenta la altura de la torre. Los vapores, que penetran polla parte inferior de la torre, ven descender su temperatura, con lo que progresivamente van condensándose. La figura 10.1 muestra un esquema bastante simplificado del proceso.

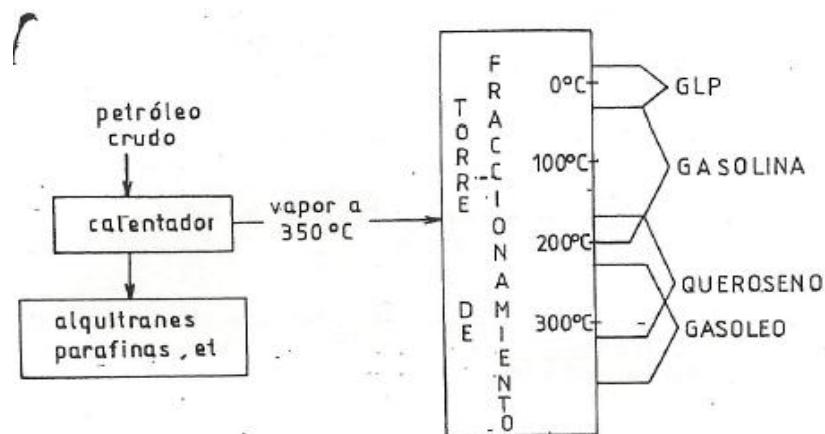
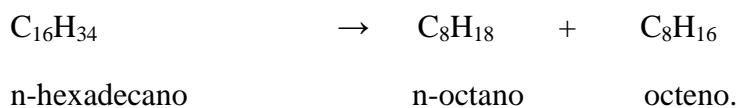


Fig. 10.1. Esquema del proceso de destilación del petróleo

Producto	Composición aprox. (núm. de carbonos)	Intervalo de destilación
GLP (butano, etano propano)	C ₁ a C ₄	-5 a 20°C
Gasolina	C ₄ a C ₁₂	20 a 200°C
Queroseno	C ₁₂ a C ₁₆	180 a 315°C
Gasóleo	C ₁₆ a C ₃₄	220 a 350°C

2- Craqueo

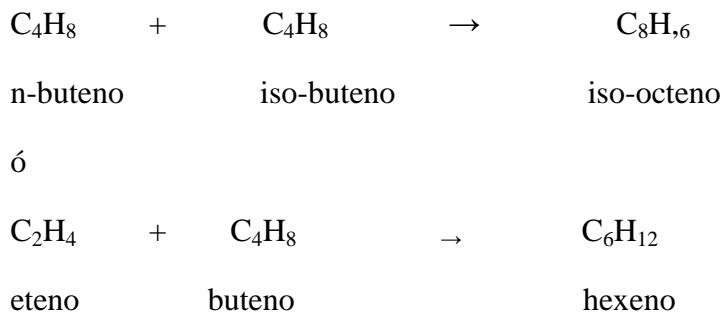
fraccionamiento de moléculas largas en moléculas más cortas, que tengan puntos de ebullición dentro de la gama de las gasolinas. Por ejemplo: el craqueo de una parafina produce una molécula parafínica y una olefina:



El proceso del craqueo puede ser catalítico o térmico. En el primero las reacciones de craqueo se realizan en presencia de un catalizador a bajas temperaturas, mientras que en el térmico es a unos 500°C y a 25-30 bar. El craqueo catalítico, que ha reemplazado prácticamente al térmico, se utiliza para la elaboración de aproximadamente, el 40% de la gasolina corriente.

3-. Polimerización

Consiste en la combinación de 2 ó más moléculas olefínicas para dar lugar a una mayor. Por ejemplo:



El proceso se realiza a unos 200°C y 30-80 bar en presencia de un catalizador.

4. Reformado

Conversión catalítica de parafinas o naftenos en aromáticos mediante una reacción de deshidrogenación con vistas a una disminución de la tendencia al autoencendido, por ejemplo:



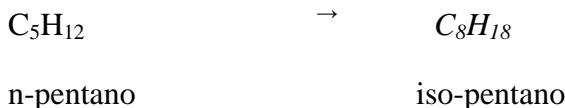
5. Hidrogenación

Medición de H a los hidrocarburos no saturados para disminuir la tendencia a la formación de resinas. Por ejemplo:



6. Isomerización

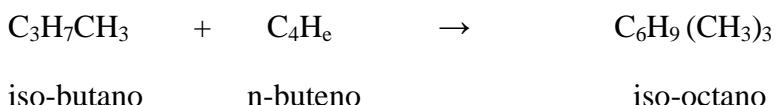
Transformación de n-parafinas en iso-parafinas de menor tendencia al autoencendido, por ejemplo:



El proceso se suele realizar normalmente en fase gaseosa con catalizadores de metales nobles a aproximadamente 13°C y 20 bar.

7. Alquilación

Consiste en combinar una iso-parafina con una olefina, ambas en estado gaseoso, dando lugar a una molécula iso-parafínica líquida de tamaño mayor con una tendencia a la autoinflamación menor.



Proceso catalítico entre 0°C y 40°C.

8. Hidrodesulfuración

Reducción del contenido de azufre de los gasóleos a través de la adición de hidrógeno al azufre y posterior separación de esta combinación. Se utiliza para disminuir el S_0_2 en los gases de escape, que es muy corrosivo y venenoso.

CARACTERÍSTICAS DE LOS COMBUSTIBLES

1. Poder calorífico

El poder calorífico de un combustible es la cantidad de calor desprendido por el mismo en su combustión completa, en condiciones determinadas. La determinación se lleva a cabo experimentalmente, mediante aparatos denominados calorímetros. El más utilizado para determinar el poder calorífico de los combustibles líquidos y gaseosos es el calorímetro Junkers.

Lo que sí es importante es distinguir, en aquellos combustibles cuyos gases de combustión contienen agua o vapor de agua, entre el poder calorífico superior e inferior. La distinción entre ambos procesos se basa en el hecho de que si los productos de la combustión están calientes (por encima de unos 50°C) el agua se encuentra en: forma de vapor, mientras que si se enfrián a la presión atmosférica normal hasta 0°C el vapor de agua se condensa, desprendiendo el calor latente de vaporización.

El poder calorífico superior H_{SC} es el calor desprendido en la combustión de una unidad de combustible medido en un calorímetro con enfriamiento de los productos de combustión hasta 0°C, a fin de que dicha medición incluya el calor latente de vaporización.

El poder calorífico inferior H_{ic} es el medido en un calorímetro sin enfriamiento de los productos de combustión, de manera que el vapor de agua contenido en los mismos no se condensa.

Entre ambos poderes caloríficos existe la relación siguiente: $H_{ic} = H_{sc} - r g_v = H_s - 2500 g_v \text{ Kj / Kg}$

donde:

r - calor de vaporización a 0°C por kg de agua (cantidad de calor necesaria para vaporizar 1 kg de agua).

g_v - fracción molar de vapor (kg de vapor de agua por kg de combustible).

2. Volatilidad

La volatilidad, es la tendencia que tiene una determinada sustancia a evaporarse. Cuanto más reducida sea la temperatura de vaporización de un producto, más volátil puede considerársele. Ya hemos visto que los hidrocarburos no tienen un punto de ebullición fijo, sino que éste varía con el número y la disposición de los átomos de carbono. De esta manera, debido a la diversidad de cadenas que los componen, los

combustibles presentan fracciones con una volatilidad más acusada (sobre todo la gasolina) que otras.

- Gasolina

El combustible se ha de vaporizar en muy poco tiempo y sin formar residuos en la cámara de combustión.

Punto 10% muy alto: - Dificultades en el arranque en frío.

Muy bajo:

- Formación de burbujas de vapor (*vapor lock*) en el colector de admisión, debido a la formación excesivamente rápida de vapor en el sistema de alimentación de combustible o carburador.
- Pérdidas por evaporación en el tanque de combustible.

Punto 50% muy bajo :

Formación de hielo en el carburador (en condiciones especiales de funcionamiento, como veremos más adelante)

Punto 90% muy alto:

- Dilución del aceite lubricante en el cárter, al pasar a través de los segmentos parte del combustible líquido.
- Formación de residuos en la cámara de combustión^

-Gasóleo

Como el gasóleo se inyecta en una atmósfera de aire altamente comprimida y caliente, no es importante la posición de la curva de vaporización (tampoco en el arranque en frío), sino la temperatura a la que termina la vaporización.

Fin de vaporización muy alto: Los componentes menos volátiles no se queman bien.

3. Calor latente de vaporización

Toda sustancia para evaporarse precisa absorber una determinada cantidad de calor que eleve su temperatura hasta su punto de vaporización. La forma de obtener el mencionado calor consiste en extraerlo de la materia que rodea la sustancia en cuestión.

4. Comportamiento respecto a la combustión

a) Inflamabilidad

La inflamabilidad es una característica que afecta a los combustibles indicando el grado de propensión a inflamarse bajo el efecto de presiones elevadas, temperaturas elevadas o agentes exteriores.

b) Límites de inflamabilidad

Existen dos límites de inflamabilidad para cada combustible. Uno correspondiente a una mezcla rica y otro a una mezcla pobre en combustible.

En los MEP los límites teóricamente se encuentran entre:

$$0,7 < F_R < 2,5$$

aunque en la práctica estos valores se transforman en:

$$0,8 < F_R < 1,7$$

En los MEC la formación de la mezcla no tiene prácticamente importancia en la inflamabilidad del combustible.

Los órganos de formación de la mezcla en MEP deberán trabajar de tal forma que la composición de la mezcla combustible-aire esté con seguridad dentro de los límites de inflamabilidad.

c) Temperatura de autoinflamación

La temperatura de autoinflamación es la mínima temperatura para la cual el combustible se autoinflama sin ningún agente exterior, al entrar en contacto con el aire no es una constante fisicoquímica del combustible sino que depende de las condiciones existentes en cada caso.

d) Punto de inflamabilidad

Punto de inflamabilidad es la mínima temperatura a la que un combustible líquido, en un depósito abierto, a una presión de 760 mm Hg, evapora en su superficie una fracción suficiente para que al acercarle una llama se produzca una inflamación superficial breve. El punto de inflamabilidad no tiene ninguna importancia para el servicio de los motores, pero sí para el almacenaje y transporte.

CONDICIONES OPERATIVAS	METODO MOTOR		METODO RESEARCH
	CFR	BASF	CFR
Núm. de revoluciones	900 min ⁻¹	900 min ⁻¹	600 min ⁻¹
Relación compresión	variable	variable	variable
Punto de encendido	f(r)	f(r)	13° cigüeñal
Precalentam. mezcla	149°C	165°C	ninguno
Precalentam. del aire	38°C	ninguno	52°C

e) *Número de octano*

Los combustibles empleados para los MEP deben poseer una baja tendencia a la autoinflamación.

La mayor o menor tendencia a la detonación de un combustible para MEP se mide por el número de octano (NO). A mayor NO, mayor es la resistencia del combustible.

El iso-octano, C₈H₁₈ (2, 2, 4-trimetilpentano), poco detonante, tiene el NO = 100.

El n-heptano, n-heptano C₇H₁₆, muy detonante, tiene el NO = 0.

El método *MOTOR* se diferencia del *RESEARCH* en el precalentamiento de la mezcla, el mayor número de revoluciones y el ajuste variable del punto de encendido, por lo que el combustible a analizar se somete a mayor esfuerzo térmico. Los valores MON son algo inferiores a los RON, denominan se sensibilidad del combustible a la diferencia. A medida que las gasolinas se separan más de las estructuras parafínicas, tienen sensibilidades mayores.

Para determinar el NO de un combustible por los dos métodos se procede de la siguiente forma:

- Se ajusta la relación de compresión del motor de prueba, en las condiciones operativas normalizadas, hasta obtener una detonación estándar en el medidor de detonación.

- Para la relación de compresión obtenida se buscan a continuación dos mezclas de iso-octano y n-heptano que difieran a lo sumo en dos unidades de NO, y cuyos valores de detonación queden uno por encima y otro por debajo del valor obtenido en el combustible que se ensaya.

- Conseguidas estas condiciones, el NO buscado se determina por interpolación.

La resistencia de las gasolinas a la detonación depende de las características del petróleo y de los procedimientos de elaboración. Ya hemos visto que los hidrocarburos con estructura molecular cíclica (nafteno, aromáticos) y con cadenas ramificadas (isoparafinas) son más resistentes a la detonación que los de estructura de cadena lineal (n-parafinas, definas). Mediante apropiados procesos de refino pueden producirse combustibles bastante resistentes a la detonación, pero por término medio no cumplen con las exigencias de los motores, de modo que a las gasolinas se les ha de añadir sustancias llamadas antidetonantes. Las más utilizadas son el "plomotetraetilo y el plomo tetrametilo.

Los antidetonantes son sustancias sumamente propensas a la oxidación.

f) *Número de cetano*

Los combustibles empleados para motores Diesel, deben poseer una elevadatendencia a la autoinflamación, ya que si no se produciría una acumulación de grandes cantidades de mezcla combustible vaporizado-aire, que al autoinflamarse provocarían un aumento muy brusco de la presión durante la segunda fase de la combustión .

La medida para la autoinflamación es el número de cetano (NC) que está estrechamente relacionado con el tiempo de retraso (tiempo transcurrido entre el comienzo de la inyección y el aumento de la presión debido a la combustión,.

Cuanto mayor es el NC, mayor es la tendencia al autoencendido de un gasóleo y por tanto menor su tiempo de retraso en el motor.

Al cetano, $C_{16}H_{34}$ (hexadecano), combustible con poco tiempo de retraso, se le asigna el NC = 100.

Al metilnaftaleno, α -metilnaftaleno $C_{10}H_7CH_3$, combustible con tiempo de retraso elevado, se le asigna el NC = 0.

Condiciones operativas	CFR (ASTM D-613)	BASF (DIN 51773)
Proceso de combustión	Cámara turbulenta	Precámara
Relación compresión	Variable (7-28)	Fija (18,2)
Régimen de giro, min^{-1}	900	1000
Avance de inyección, °cigüeñal	13	20
Comienzo de la combustión	PMS	PMS
Ángulo de retraso, °cigüeñal	13	20
El ángulo de retraso se coloca	Variando rel. compresión	Variando el caudal de aire admitido mediante la mariposa

Para determinar el NC de un combustible para motores Diesel se procede de la siguiente forma:

- Se ajusta el ángulo de retraso hasta conseguir el valor estándar, variando la relación de compresión (CFR) o el caudal de aire admitido (BASF) en las condiciones operativas normalizadas.

- Se buscan dos mezclas de n-cetano y α -metilnaftaleno tales que para el ángulo de retraso estándares los valores de la relación de compresión (CFR) o caudal de aire (BASF) estén uno por encima y otro por debajo del valor obtenido con el combustible que se ensaya.

- Se calculan los NC correspondientes y el NC buscado se determina por interpolación

LA GASOLINA DE AVIACIÓN 100 LL

Obtención de la gasolina de aviación grado 100

Objetivo.- Es obtener un corte lateral o una gasolina redestilada, de la gasolina platformada que se obtiene en la unidad de reformación catalítica, para esto se modifican las condiciones operativas que consiste en elevar el octanaje a 98 de RON.

El redestilado se obtiene en la T - 101, donde el objetivo principal es reducir el punto final de la gasolina de 375°F a 310°F, ya que el punto final de la gasolina de aviación es 338°F como máximo.

Al margen de esto la gasolina se concentra, al separar por la cabeza los hidrocarburos livianos de bajo octanaje y por el fondo los hidrocarburos pesados (xileno). Por lo tanto el corte lateral al concentrarse sube de octanaje a 102 de RON (compuestos aromáticos).



Antes de llevar a la práctica en la T - 101, este trabajo fue realizado en el TBP D-2892.

El isopentano fue obtenido por varias modificaciones en torres de destilaciones (T 1501 - T 1502), en laboratorio fue realizado en el equipo de depentanizador D 2001.

El producto llamado alquilato también fue obtenido por varias modificaciones en distintas torres (T 1503 - T 1504), en laboratorio se lo realizó en el TBP D 2892.

CLASIFICACIÓN DE LOS COMBUSTIBLES EN LA AVIACIÓN



Se agrupan en:

- **Gasolinas de aviación** para motores de combustión interna de cuatro tiempos. (AVGAS)
- **Combustibles de turbinas** de aviación para utilización en turbohélices y reactores (JET-FUELS)

Las propiedades más importantes de las gasolinas de aviación para motores de combustión interna son las relativas al índice antidetonante y la volatilidad.

La volatilidad del combustible tiene influencia en la mezcla y en el arranque en frío del motor.

En los motores JET-FUELS no es importante el factor antidetonante,

Grados e identificación de los combustibles de aviación.

Las gasolinas de aviación se clasifican en grados, de acuerdo con su nivel mínimo antidetonante.

Cuando la indicación viene en dos números (ej.: 100/130), el primero de ellos indica el poder antidetonante con mezcla pobre y el segundo al poder antidetonante con mezcla rica.

Si el primer número indica por debajo de 100, entonces se refiere a Octanos y no a potencia mecánica,

- Grado 80:

Gradación 80/87 Octanos, con un contenido de plomo tetraetilo (TEL) de 1,14 gr/l. Color Rojo,

- Grado 100:

Gradación 100/ 130, con un contenido de plomo tetraetilo de 0.85 gr/l. Color Verde.

- Grado 100 LL:

Gradación 100/ 130. con un contenido de plomo tetraetilo de 0.56 gr/l. Color Azul.

Nota: LL = Low Lead. Bajo contenido en TEL. Es el más utilizado en el mundo actualmente.

Requisitos de calidad de las gasolinas de aviación.

Los requisitos más importantes de la calidad de las gasolinas de aviación es su capacidad antidetonante en un amplio espectro de operación.

Contaminación en las gasolinas de aviación.

Entre las causas que pueden provocar la contaminación del combustible, hay que señalar al agua y a la suciedad, aunque es la primera la más común.

Para comprobar si el combustible de aviación esta contaminado es recomendable realizar una inspección de contaminación, drenando el depósito de combustible y buscando indicios de existencia de agua en el mismo.

Evitar la contaminación.

Para tratar de evitar la contaminación, en el combustibles de aviación es recomendable

- - Cambiar regularmente los filtros de combustible. (cada 100 horas)
- Drenar los depósitos de combustible durante el prevuelo. (primer ciclo del día).
- Llenar los depósitos después de cada vuelo o después del último vuelo del día, para evitar que se condense la humedad en el depósito de combustible.

Tipos de depósito de combustible de aviación.

- Deposito Rígido. Son los más antiguos. Están formados por planchas metálicas unidas entre sí con tabiques internos para evitar desplazamientos incontrolados del combustible.
- Deposito elástico o flexible. Están fabricados en materiales que permiten su adaptación a distintos lugares del avión, desde donde son comunicados con el sistema de combustible del avión.

- Depósito Integral. Se encuentran integrados en la estructura del avión. Los utilizan los aviones comerciales.

Sistema de Purga ("Primer")

- Este sistema permite incrementar la cantidad de combustible de aviación que entra en el cilindro para facilitar la puesta en marcha del motor.
- Puede ser manual o eléctrico.
- Este sistema suelen llevarlo los aviones en los que el suministro de gasolina es por gravedad
- Bombas mecánicas y eléctricas de combustible.
- Se suelen utilizar para asegurar un flujo continuo de combustible en el motor en determinadas situaciones tales como, despegues, aterrizajes, etc.
- La bomba mecánica de combustible pertenece al conjunto del motor del avión y se encuentra situada en la parte posterior.
- Cuando la cantidad de combustible enviada por la bomba es superior a las necesidades del motor, el combustible sobrante pasa de nuevo a la entrada de la bomba por un circuito auxiliar.
- Con las bombas eléctricas, hay que comprobar el manual de operación del avión. Suelen ser auxiliares de las mecánicas.

Suministro de gasolina del avión por gravedad.

- El suministro de combustible del avión por gravedad es un sistema utilizado principalmente en aviación ligera, generalmente en aviones de ala alta.
- Este sistema utiliza el efecto de la gravedad para que el combustible de aviación fluya, con la presión necesaria, desde el depósito de combustible al carburador.
- Este sistema suele incorporar una bomba de cebado.

Selección de depósitos. (Gestión del combustible de aviación)

La selección del depósito de donde se obtendrá el combustible de aviación, se realice por medio de una válvula selectora situada en la cabina de mando del avión.

Esta válvula tiene cuatro posiciones:

- OFF: El combustible está cortado. También se utiliza esta posición para situaciones de fuego en el motor, ya que actúa de corta-fuegos.
- LEFT: El combustible de aviación viene del depósito izquierdo,
- RIGHT: El combustible de aviación es suministrado desde el depósito derecho

- BOTH: Esta posición hace que el combustible de aviación fluya de los dos depósitos al mismo tiempo. Es la posición "por defecto".

La selección debe efectuarse durante el rodaje y prueba del motor, pero nunca inmediatamente antes del despegue.

Hay que llegar al destino final con un Remanente de 45 minutos. Por Legislación.

TEMA X

COMBUSTIÓN EN LOS MEP

9.1 nociones del proceso

La combustión en los motores es considerada, de forma general, como el proceso de oxidación del combustible por el aire, que es el que aporta como oxidante su contenido en oxígeno, dando lugar a la aparición de la llama .que no es otra cosa que la reacción de combustión acompañada de luz y calor.

La propagación de la combustión queda caracterizada en los MEP y en los MEC de forma diversa. En efecto, en los primeros existe una mezcla prácticamente homogénea que da lugar a lo que se denomina combustión homogénea o premezclada, de la que nos vamos a ocupar en este capítulo: en los segundos en los que no se da aquella condición, la autoinflamación da lugar a la combustión de difusión.

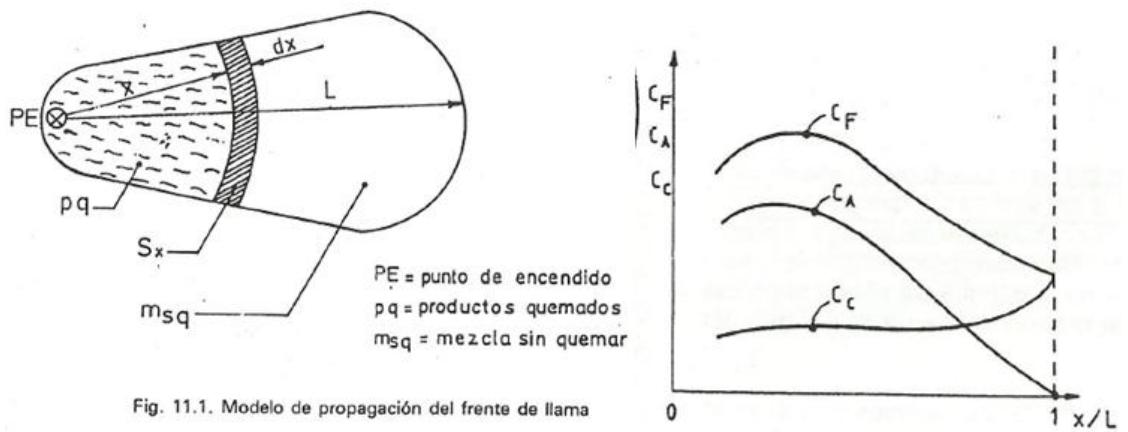
La combustión homogénea puede quedar estructurada por la presencia del llamado frente de llama, superficie física en la que ocurre el proceso y que separa los productos quemados de la masa sin quemar. La propagación queda definida por el movimiento relativamente lento de este frente de llama. En cada posición del frente de llama, que representa un autentico frente térmico, la presión en cada instante en toda la cámara de combustión es la misma.

9.2. Combustión normal

Llamaremos velocidad de combustión c_c a la velocidad normal de penetración del frente de llama en la mezcla sin quemar medida con relación a un observador situado en dicho frente, que no es otra que la velocidad del frente de llama respecto de la mezcla sin quemar, y que otros autores llaman velocidad de combustión normal (NCV) o velocidad de la llama (FV). La distinguiremos de la velocidad del frente de llama c_F , que es con la que el frente se mueve con relación a un observador situado en la cámara. Esta velocidad se denomina, algunas veces, velocidad de la llama aparente (AFV).

La velocidad del frente de llama c_F será en cada instante, la suma de la velocidad de combustión c_c más la debida al desplazamiento del frente de llama por dilatación de los productos quemados, que llamaremos velocidad de arrastre c_A

$$c_F = c_c + c_A$$



dV - variación de volumen en un intervalo dt debida a la compresión adiabática de la masa sin quemar.

S_x - superficie del frente de llama en -el instante t .

dx - recorrido del frente de llama en un intervalo dt .

Esta ecuación permite afirmar que si la velocidad del frente de llama c_c puede también hacerse depender de la curva de variación de la presión con el tiempo, la velocidad de combustión se podrá poner igualmente en función de ese parámetro.

Así pues, llamaremos:

C_{CL} - velocidad de combustión laminar.

C_{CT} - velocidad de combustión turbulenta

y consecuentemente; -;

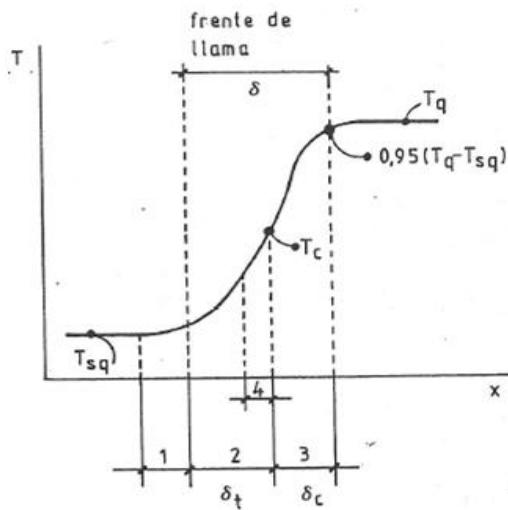
C_{FL} - velocidad del frente de llama laminar.

C_{FT} - velocidad del frente de llama turbulento.

1. Velocidad de combustión laminar

La velocidad de combustión laminar está ligada al movimiento de un frente de llama, que en ausencia de turbulencia, se mueve por efecto de la difusión molecular y térmica.

La propagación de la combustión laminar está condicionada microestructuralmente por la existencia, en el frente de llama, de los fenómenos de difusión térmica y difusión molecular de radicaos o elementos activos.



zona 1 = umbral de elevación de la temperatura 0,05 ($T_q - T_{sq}$)
 zona 2 = calentamiento
 zona 3 = combustión
 zona 4 = prerreacciones

$$c_{cl} \sim \left(\frac{K}{\rho c_n} \right)^{1/2} (e^{-E/RT_f})^{1/2} (p^{n-1})^{1/2}$$

donde:

K - conductividad térmica de la masa quemada.

ρ - densidad de la masa sin quemar.

E - energía de activación de los reactantes.

T_f - temperatura final de combustión.

p - presión en la cámara.

n - orden de la reacción.

El factor cuantitativamente de mayor influencia es la exponencial del segundo paréntesis. El aumento de la temperatura final de los productos debe ser el factor que produzca mayores incrementos de las velocidades de combustión. El aumento de la

La presencia de elementos inactivos tales como humedad o residuales disminuyen la temperatura de la combustión, y en consecuencia disminuyen también la velocidad de propagación del fenómeno. Los aditivos, activos químicamente, no modifican substancialmente esta velocidad.

También la variación de la velocidad de combustión laminar con el dosado es reflejo de la variación que aquél produce en la temperatura de la combustión. Los do-

sados ligeramente ricos, próximos al estequiométrico son los que producen mayores temperaturas y, por tanto, mayores velocidades de la llama.

2. Velocidad de combustión turbulenta

La turbulencia es el parámetro que de forma más directa condiciona el proceso de combustión dando lugar a un incremento del ritmo de propagación del frente de llama.

La turbulencia sin duda afecta tanto a la estructura del frente de llama como a la velocidad de propagación de dicho frente, que en esas condiciones alcanza valores muy superiores al riel correspondiente frente laminar. La velocidad laminar es del orden de los 0,5 m/s, mientras la velocidad del frente turbulento alcanza valores del orden de los 10 m/s. La evidencia experimental confirma que en los casos de reducidos niveles de turbulencia el frente de llama presenta un aspecto arrugado que va creciendo a medida que aumenta dicho nivel. Llega un momento para, altos niveles de turbulencia,

3. Desarrollo de la presión en el motor con el giro del cigüeñal

Se denomina ángulo de combustión α_c girado por el cigüeñal durante el proceso de combustión.

El fenómeno de compresión progresiva, dependiente de la forma de la cámara, y al que ya nos hemos referido, hace inapreciable, la desviación de la línea de presión.

la temperatura de la combustión, y en consecuencia disminuyen también la velocidad de propagación del fenómeno. Los aditivos, activos químicamente, no modifican substancialmente esta velocidad.

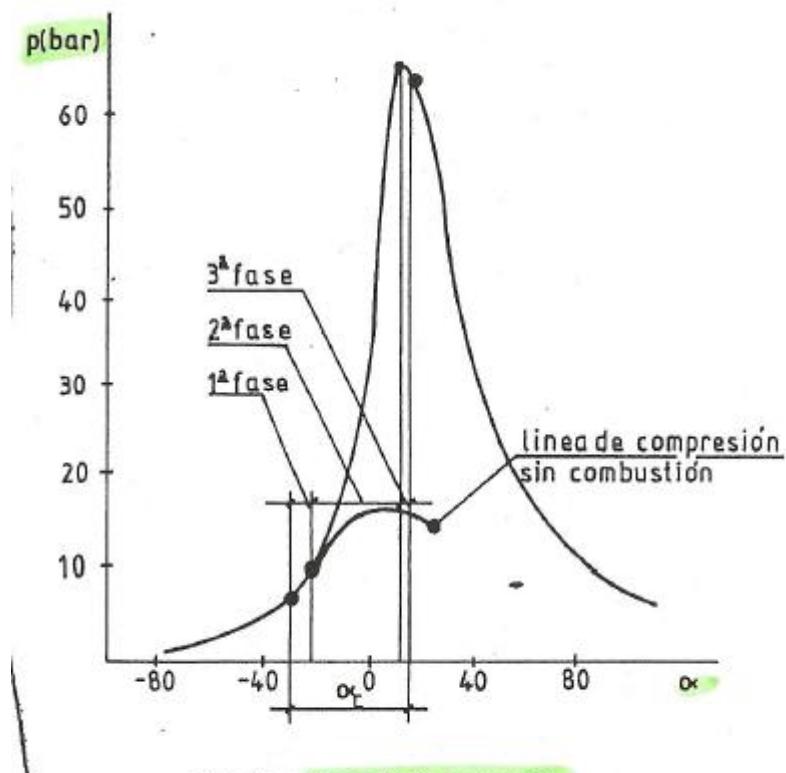


Fig. 11.5. Fases de la combustión

La homogeneidad de la mezcla juega también un importante papel. Esta fase cubre aproximadamente un 10% del ángulo de combustión, y en ella predomina la combustión laminar, a esta fase también se la conoce como tiempo de retraso.

La segunda fase está caracterizada por un gradiente progresivamente creciente de presiones hasta alcanzar la presión máxima. Es la fase fundamentalmente ocupada por la combustión. Se extiende durante el 95% de α_c y en ella predomina la combustión turbulenta. En la fase, la combustión vuelve a ser laminar, ocupando un intervalo de un 5% de α_c y terminando con la extinción de la combustión.

$$\alpha_c = \alpha_{c1} + \alpha_{c2} + \alpha_{c3}$$

. Pasamos a analizar los factores más importantes que afectan a la variación de la presión con el ángulo de giro del cigüeñal.

a) Número de revoluciones

Al aumentar el número de revoluciones de un motor y en consecuencia c_m , manteniendo constantes los restantes factores operativos, el ángulo de combustión α_{cl} aumenta, porque c_{CL} permanece prácticamente constante y L , aunque disminuye, no evita que el producto $L \cdot c_m$ aumente sustancialmente. Consecuencia de ello es el aumento de α_c , con la consiguiente necesidad de tener que realizar el oportuno "avance centrífugo.

Para evitar que el régimen influya en el llenado del cilindro y aumente por ello la velocidad de la llama, es necesario mantener la presión en el colector de admisión durante los ensayos, accionando la mariposa del acelerador en la forma conveniente

b) Grado de carga

Cuando la carga disminuye aumenta en la cámara el porcentaje de residuales y por esta razón la velocidad de combustión laminar disminuye, aumentando α_{c1} ; Por otra parte, la turbulencia aumenta y así mismo la velocidad de combustión turbulenta con el consiguiente descenso de α_{c2} . El resultado es un aumento del ángulo de combustión que requerirá el conveniente avance neumático.

c) Dosado

La variación del ángulo de combustión no es importante, obteniéndose el valor mínimo para mezclas ligeramente ricas que dan, una temperatura de combustión más alta. Para mezclas pobres, o por encima del margen antes indicado ángulos de combustión aumentan en forma apreciable.

d) Presión exterior

A plena carga la presión media durante la combustión es proporcional a la presión exterior. Una disminución de dicha presión media aumenta el efecto enfriador de la pared. Disminuyendo la velocidad de combustión e incrementando, por consiguiente, el ángulo de combustión.

e) Temperatura exterior

Una disminución en la temperatura exterior disminuye la velocidad de combustión laminar al disminuir, aunque en proporción muy inferior, la temperatura de combustión y, consecuentemente, el ángulo de combustión aumenta.

f) Humedad

Disminuye la temperatura y la velocidad de combustión, porque el ángulo de combustión debe aumentar.

g) Cámara de combustión

La cámara de combustión afecta a la variación de la presión en dos facetas distintas. Por un lado una cámara de combustión que favorezca la turbulencia disminuirá el ángulo de combustión, por otro lado una cámara compacta, también reducirá el ángulo de combustión.

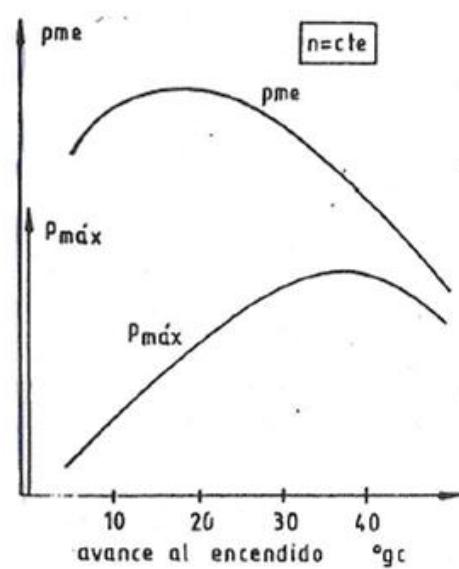
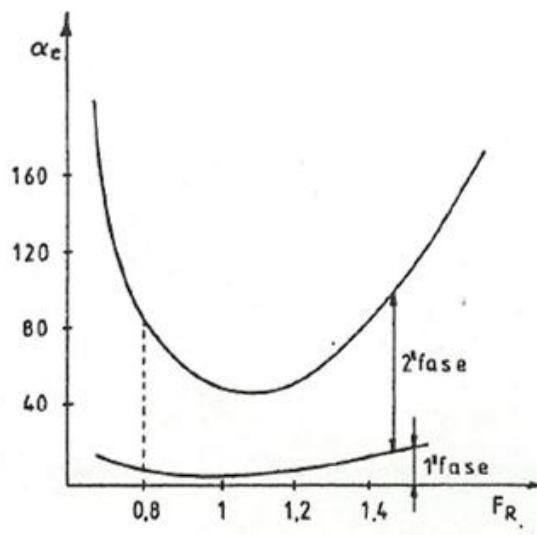
h) Posición de las bujías

La posición que haga mínimo el recorrido de la llama es la que hará mínimo el ángulo de combustión.

Debe tenerse en cuenta el movimiento de la mezcla en el interior del cilindro al situar la bujía.

Es deseable colocar la bujía en la zona más caliente de la cámara de combustión con lo que se reduce la primera fase de combustión y se limita la detonación.

El aumento del número de bujías disminuye el tiempo de combustión por reducir el recorrido de la llama.



i) Punto de encendido

El punto de encendido óptimo será aquél que consiga que el rendimiento del motor sea máximo.

9.3. Combustión anormal

1. La combustión detonante

Al avanzar el frente de llama y debido a la dilatación de los productos quemados, la mezcla sin quemar se comprime, y puede suceder que, cuando se dan determinadas condiciones, se produzca la autoinflamación de la misma.

Si la autoinflamación de la mezcla sin quemar produce gradientes de presión suficientemente intensos, acompañados normalmente de ruido fácilmente audible y frecuentemente de quemaduras en las superficies expuestas a la llama, decimos que tenemos combustión detonante o simplemente detonación.

El fuerte desequilibrio local de presiones, que normalmente se produce cuando la autoinflamación es suficientemente rápida se propaga a través de la cámara de combustión por ondas de presión, haciendo vibrar el gas con una frecuencia dependiente de la velocidad de las ondas y del tamaño y forma de la cámara de combustión. Las vibraciones del gas inducen vibraciones mecánicas en los elementos que configuran la cámara de combustión, dando origen al ruido característico que frecuentemente se denomina picado.

Los fuertes gradientes de presión incrementan la transmisión de calor por modificación de la estructura de la capa límite, y por tanto, la temperatura local, lo que provoca el reblandecimiento o fusión del material y la posible rotura de la pieza.

Aparece la brusca compresión (a-b) que tiene lugar en la máquina de compresión rápida, seguida de una subida muy lenta de la presión, que corresponde a las prerreacciones durante el tiempo de retraso, y que finaliza en una brusca subida de la presión, que corresponde a la autoinflamación. En el gráfico (A), correspondiente a la mezcla de isooctano y aire, se presentan las oscilaciones de presión clásicas de la combustión detonante, mientras que en el (B), que corresponde a la mezcla de benceno y aire, hay autoinflamación pero no combustión detonante, debido al notablemente menor gradiente de presiones generado.

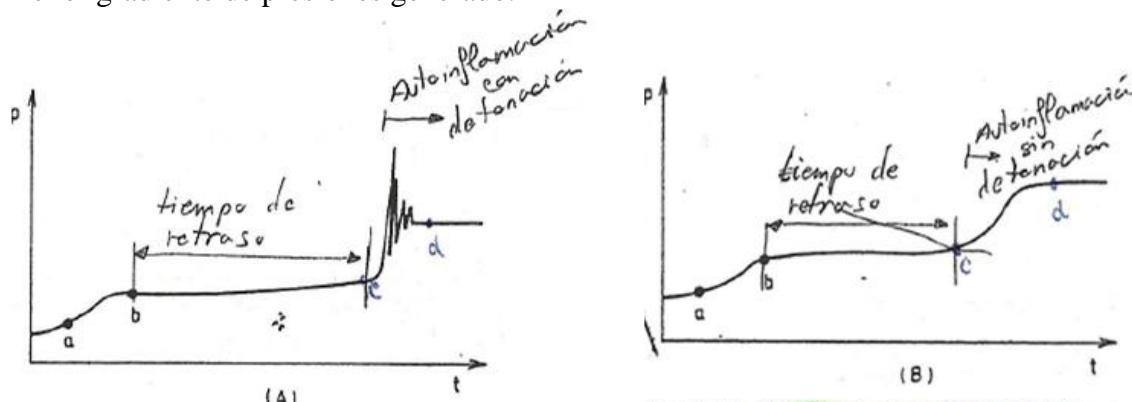


Fig. 11.15. (A) Diagrama p-t isooctano-aire
(B) Diagrama p-t benceno-aire

Temperatura y presión finales de compresión

El tiempo de retraso disminuye al aumentar la temperatura y presión finales de compresión

Si $t_c - t_r > 0$, habrá detonación, con intensidad creciente con el valor de la diferencia.

Si $t_c - t_r \leq 0$, no habrá detonación.

d) Factores que afectan a la detonación

- Factores de funcionamiento

.- Régimen

La influencia que tiene el régimen sobre la tendencia a la detonación es muy compleja. Los factores más importantes que intervienen son los siguientes:

- El aumento del régimen incrementa la velocidad de la llama, fundamentalmente debido al aumento de la turbulencia. La disminución de la presión y el aumento de los residuales al aumentar el régimen contrarrestan en parte el incremento de dicha velocidad, pero su influencia es poco importante.

El aumento del régimen conlleva un aumento de las temperaturas internas del motor, y por tanto de la fracción final de la mezcla sin quemar, que reduce más el tiempo de retraso que el de combustión.

De los dos factores anteriores, que son contrapuestos, tiene mayor peso el primero, por lo que los motores presentan en la práctica una menor tendencia a la detonación con el número de revoluciones.

- Grado de carga

El aumento del grado de admisión reduce el porcentaje de residuales e incrementa la presión de admisión, aumentando por ambas causas, en especial por la primera, la velocidad de la llama, con la consiguiente mayor repercusión en la disminución del tiempo de combustión.

El aumento, por otra parte, de la densidad de la fracción final de la mezcla sin quemar, conduce, incluso con un frente de llama más avanzado cuando tiene lugar la autoinflamación, a un aumento de la detonación.

El aumento de carga incrementa por tanto la tendencia a la detonación.

A elevados regímenes y cargas sostenidos, como ocurre en la utilización de un vehículo en autopista, se puede presentar una detonación prácticamente inaudible, y por tanto difícil de detectar, con consecuencias especialmente graves.

• Presión exterior

Al aumentar la presión ambiental, se incrementa la presión final de compresión y por tanto la tendencia a la detonación. Los razonamientos que conducen a esta consecuencia son similares a los empleados en el caso anterior, pero sin tener en cuenta la influencia de los residuales.

• Temperatura exterior

y por tanto la de la fracción final de la mezcla sin quemar. El aumento de temperatura conduce a una fuerte reducción del tiempo de retraso, fundamentalmente por el efecto directo de la temperatura, reduciéndose algo el tiempo de combustión. El

resultado final es un apreciable aumento de la tendencia a la detonación con el incremento de la temperatura exterior.

- *Humedad del aire*

La humedad del aire aumenta el tiempo de retraso, por la menor reactividad de la mezcla, así como el tiempo de combustión por ser menor la velocidad de la llama. La influencia del primer factor predomina, reduciéndose consecuentemente la tendencia a la detonación con el aumento de la humedad del aire.

- *Depósitos en el motor*

La deposición de sustancias carbonosas en la superficie de la cámara de combustión incrementa fuertemente la tendencia a la detonación por el aumento de la relación de compresión, de reducirse el volumen de la cámara de combustión, y por el aumento de la temperatura del gas, al disminuir el coeficiente de transmisión debido a los depósitos.

- *Dosado*

Las mezclas con dosados próximos al estequiométrico tienen máxima temperatura de llama. A medida que nos sepáramos de este dosado, ya sea hacia mezclas más pobres o más ricas, aumenta el tiempo de retraso y el de combustión, disminuyendo la tendencia a la detonación por predominar el primer efecto sobre el segundo.

- *Temperatura del refrigerante*

La tendencia a la detonación se incrementa con la temperatura del refrigerante.

Factores de diseño

- *Turbulencia*

En general, en el diseño de un motor, rebuscará un aumento de la turbulencia modificando, entre otros, los siguientes elementos:

- Pipas de admisión. Empleando geometrías adecuadas, por ejemplo la helicoidal.

- Válvulas de admisión. Colocando deflectores en las válvulas, solución constructiva poco recomendable, o reduciendo simplemente la sección de paso.

- Pistón. Buscando geometrías adecuadas que favorezcan la turbulencia, como ¹ por ejemplo ubicando parte de la cámara de combustión en la cabeza del pistón, y produciendo, con esta geometría, corrientes radiales centrípetas por efecto del laminado del gas existente entre periferia del pistón y la culata.

- Cámaras de combustión. Mediante el, empleo de cámaras que por su diseño generan turbulencia como consecuencia del movimiento del pistón o por el simple proceso de combustión.

- *Relación de compresión*

La elevación de la presión y temperatura final de compresión por un aumento de la relación de compresión volumétrica, incrementa la tendencia a la detonación por afectar más el aumento de estas variables, a la reducción del tiempo de retraso que al de combustión, tal como ya se ha comentado.

- *Fracción final de mezcla sin quemar*

Todo lo que conduzca a reducir la temperatura de la fracción final de la mezcla sin quemar, incrementará el tiempo de retraso y por tanto reducirá la detonación.

En general, la temperatura de la fracción final de la mezcla sin quemar es superior a la de las paredes de la cámara de combustión, por lo que se podrá favorecer, en el diseño, la transmisión de calor desde la mezcla sin quemar a las paredes.

Los sistemas encaminados a conseguir que la temperatura de la fracción final de la mezcla sin quemar sea menor son, entre otros, los siguientes:

- *Cámara de combustión* - Empleo de geometrías que lleven a que el volumen de la fracción final de la mezcla sin quemar tenga una relación superficie-volumen elevada. La cámara en forma de cuña con la bujía en el extremo más ancho es un ejemplo típico.
- *Materiales*. Utilización de materiales que favorezcan la transmisión de calor, como por" ejemplo culatas de aleación de aluminio.
- *Refrigeración*. Intensificación de la refrigeración de la zona que ubica la fracción final de la mezcla sin quemar.
- *Tamaño del cilindro*. Como ya se ha visto al estudiar las pérdidas de calor del motor, el aumento del tamaño del cilindro lleva a temperaturas medias del gas más elevadas con la consiguiente reducción del tiempo de retraso.

2. Encendido superficial

En determinadas condiciones, ciertos puntos calientes de la cámara de combustión pueden, de forma esporádica o permanentemente, llegar a ser fuentes de encendido y generar frentes de llama en cualquier momento del ciclo. A este fenómeno se le conoce con el nombre de encendido superficial.

El encendido superficial puede darse antes o después de que salte la chispa en la bujía, y se denominan preencendido y postencendido superficiales respectivamente. En particulares importante el preencendido ya que post-encendido conduce simplemente a

más fuertes gradientes de presión con el giro de cigüeñal, que se producen en forma más o menos errática. Los puntos calientes más frecuentes que originan el encendido superficial son el electrodo central de la bujía y las deposiciones carbonosas en la culata y cabeza del pistón.

Una causa importante que puede producir preencendido superficial es la combustión detonante, que, como hemos visto, viene frecuentemente acompañada de calentamientos locales de los elementos que configuran la cámara de combustión. El preencendido producido por la detonación puede realimentar e intensificar la detonación, conduciendo incluso, a un preencendido de avance creciente con una detonación extrema más o menos errática de efectos desastrosos, denominada *wild ping*.

Si el preencendido no va acompañado de detonación, y el punto caliente tiene su origen en la combustión normal, se presenta una combustión anormal, caracterizada por un ruido sordo o marcha dura, denominado *rumble*.

El *wild ping* y el *rumble* son fenómenos que normalmente se presentan cuando se extrema la relación de compresión del motor.

9.4. CÁMARAS DE COMBUSTIÓN EN LOS MEP

Del análisis de los factores que afectan al proceso de combustión, podemos resumir una serie de características que deben poseer las cámaras de combustión de los MEP que son entre otras:

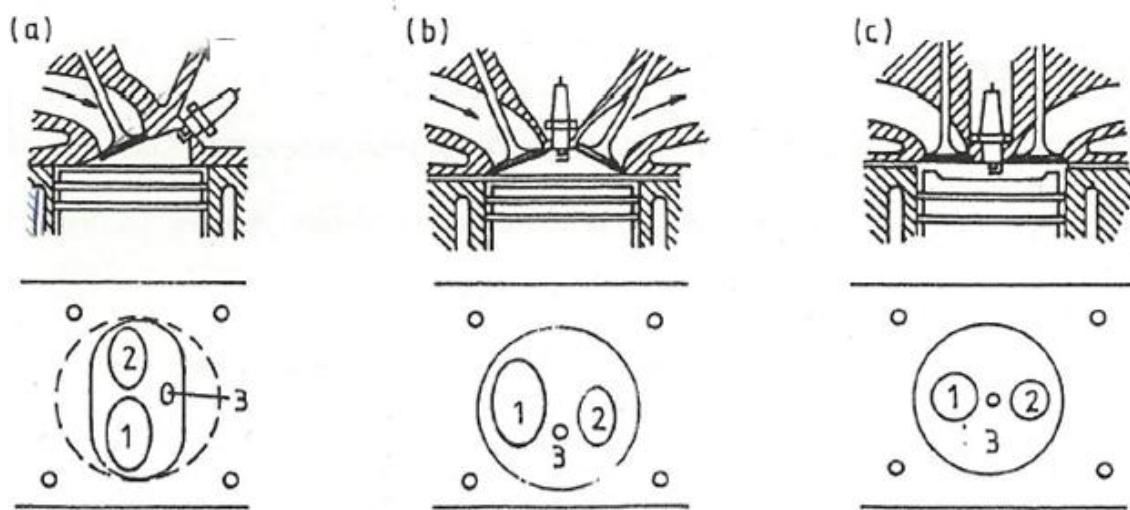
- Alta turbulencia de la cámara, que podrá ser favorecida por la válvula, el pistón o por su propia geometría. Particularmente interesante es esta turbulencia en la fracción final de la mezcla sin quemar.
- Pequeña relación entre el recorrido de la llama y el diámetro del pistón. Es decir la cámara de "combustión" deberá ser compacta.
- Ausencia de superficies o puntos calientes que puedan provocar detonación -o encendido superficial. Particularmente interesante es que no existan en la zona de la fracción final de la mezcla sin quemar.
- Disipación de calor de la fracción final de la mezcla sin quemar para evitar la autoinflamación,
- Resistencia al envejecimiento, es decir, que posean unas buenas características que impidan un aumento continuamente creciente de depósitos carbonosos.
- Formas que favorezcan una buena disposición constructiva de las válvulas y de la bujía

- Geometrías que faciliten importantes secciones de paso para las válvulas.
- Cámaras que favorezcan el buen rendimiento del motor.

1. Cámara de combustión en forma de cuña (Figura 11.19.a)

Tiene la ventaja de que concentra la mayor parte de la masa de mezcla en las proximidades de la bujía. Por otra parte, la fracción final de la mezcla sin quemar transmite calor a las paredes debido a la favorable relación superficie-volumen. Estas dos cualidades hacen que sea una buena cámara de combustión desde el punto de vista de la detonación.

En cuanto a la disposición de las válvulas, presenta la ventaja de que facilita el accionamiento de las mismas mediante un solo árbol de levas, lo que conduce a una



construcción simple y económica; sin embargo, el tamaño de las válvulas no puede ser muy grande por no disponer de espacio suficiente.

2. Cámara de combustión hemiesférica (11.19,b)

Si bien el accionamiento de las válvulas resulta más complejo, ya que las válvulas de cada uno de los cilindros quedarán situadas en V, presenta entre otras las siguientes:

La sección de paso de las válvulas puede ser grande, ya que se dispone de gran superficie.

Es una cámara de combustión muy compacta con un recorrido pequeño de llama.

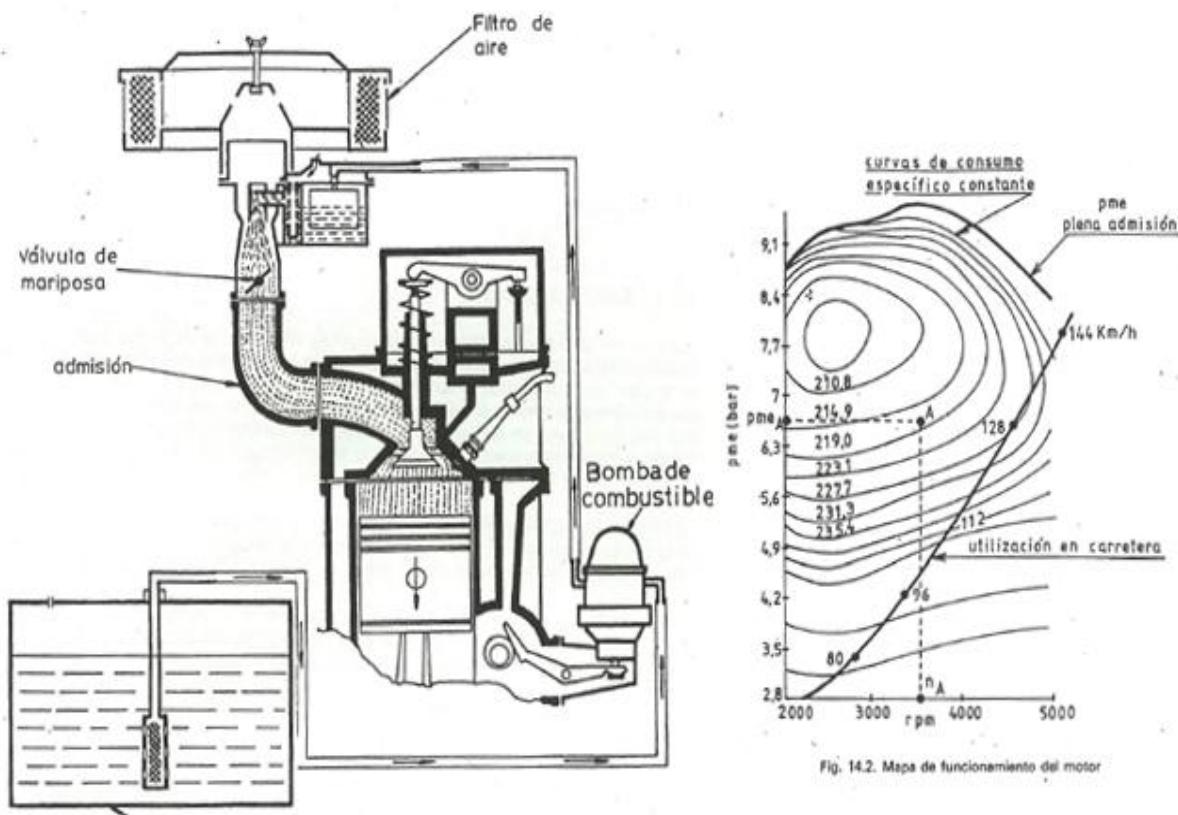
3. Cámara de combustión labrada en el pistón (figura 11.19.c)

Presenta la ventaja de simplificar la culata y, por otra parte es una cámara de combustión de elevada turbulencia, ya que lame el fluido que se encuentra entre la culata y la zona plana del pistón.

Siendo como es, una cámara compacta de alta turbulencia tiene buenas cualidades

TEMA XI

REQUERIMIENTOS DE MEZCLA DE LOS MOTORES DE ENCENDIDO PROVOCADO (MEP)



α_e es el grado de admisión que corresponde al dosado estequiométrico. Estas condiciones se encuentran generalmente entre los dosados y grados de admisión antes comentados.

α_{\max} , grado de admisión máximo con el cual se consigue un funcionamiento suave y fiable. Grados de admisión mayores producen inestabilidades, debidas a fallos de combustión o explosiones en la admisión.

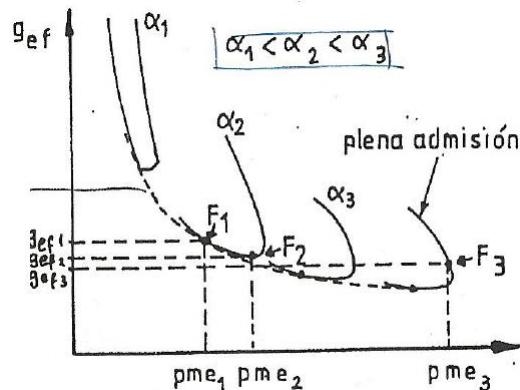
La realización de un ensayo práctico que permitiese obtener las curvas de la figura 14.3 presenta dos dificultades fundamentales: la medida del grado de admisión y

su repetibilidad. Por esta razón, para la determinación del requerimiento de mezcla se emplea, como condiciones operativas fijas, el régimen y el grado de admisión, obteniéndose la pme y el consumo específico de combustible en función del dosado. A veces, para mejorar la repetibilidad de los ensayos se sustituye la válvula de mariposa que regula el grado de admisión por un diafragma tarado, sin embargo este procedimiento tiene el peligro de modificar la geometría del sistema de alimentación y, por lo tanto, pueden verse afectados los requerimientos, por ser éstos también función de dicha geometría.

El ensayo de un motor para determinar sus requerimientos de mezcla puede realizarse empleando en cada punto el avance al encendido óptimo o el correspondiente a la curva de avance del distribuidor. Los resultados que se obtienen en cada caso son Diferentes.

Empleando los parámetros n y a para definir las condiciones operativas del motor, se obtienen las curvas de requerimientos de mezcla de la figura 14.4. En esta figura se dan igualmente cuatro condiciones características: límite de funcionamiento estable (F_R)_{min}, máximo rendimiento (F_R)_N máxima potencia (F_R)_N y dosado estequiométrico $F_R = 1$. El concepto de cada condición es el mismo que el descrito para la figura 14.3.

Asimismo, existe un límite de funcionamiento para mezclas muy ricas pero, debidas a que se encuentra muy alejado de las condiciones reales de funcionamiento del Motor.



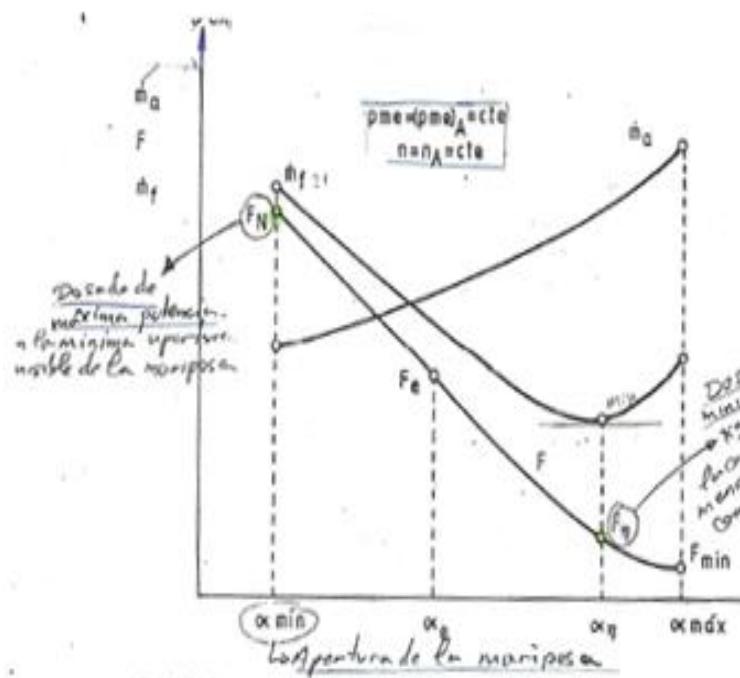


Fig. 14.3. Gastos de aire y combustible y dosado en función del grado de admisión

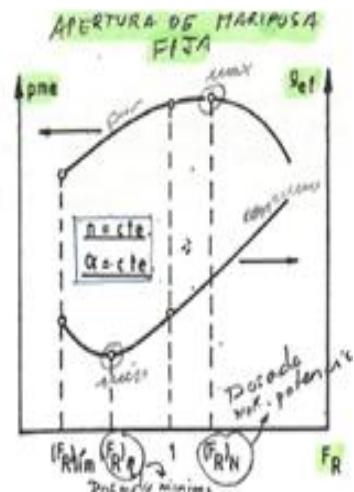


Fig. 14.4. Presión media efectiva y consumo específico efectivo de combustible en función del dosado relativo $f_R = (m_f/m_a) - 1$

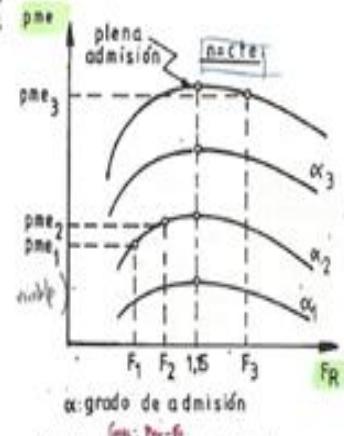


Fig. 14.6. pme en función del dosado

REGÍMENES TRANSITORIOS

Entendemos por régimen transitorio aquel en el que la velocidad, la carga o la temperatura son anormales o están modificándose con cierta rapidez. Los principales son: arranque en frío, calentamiento, aceleraciones y deceleraciones.

Durante el funcionamiento del motor en régimen estacionario, se establecen unas condiciones de equilibrio entre las fases líquido-vapor del combustible en el colector

1. Arranque en frío y calentamiento

De acuerdo con lo expuesto anteriormente, es obvio que el motor frío necesitará una mezcla muy rica con objeto de conseguir un dosado en los cilindros dentro de los límites de inflamabilidad, gracias a la evaporación de los componentes más ligeros de la gasolina.

Cuando el motor es arrastrado por el motor de arranque, la mezcla debe tener un dosado próximo al estequiométrico y lógicamente más rico cuanto mas baja sea la temperatura ambiente. Una vez el motor haya arrancado, la mezcla deberá empobrecerse progresivamente a medida que el motor se calienta hasta que funcione satisfactoriamente con la dosificación normal de las condiciones estacionarias.

2. Aceleración

El término aceleración se emplea para indicar un aumento del grado de admisión porque generalmente va acompañado de un incremento del número de revoluciones.

El aumento brusco del grado de admisión provoca un aumento de la presión en el colector de admisión y un desplazamiento hacia la fase líquida del equilibrio establecido en el mismo. Se deposita transitoriamente sobre la pared interior del colector más combustible del que se desprende de ella por evaporación, ya que incluso parte del combustible ya evaporado vuelve a condensarse bien sobre las paredes del colector, bien sobre las pequeñas gotas de líquido aumentando su peso y en consecuencia su inercia. Estos fenómenos dan lugar a un empobrecimiento brusco de la mezcla que puede provocar fallos en la combustión e incluso la parada del motor.

El problema se resuelve inyectando una cierta cantidad de combustible en el colector en el momento de la aceleración. La cantidad a inyectar ha de ser tal que no solo mantenga el dosado de la mezcla sino que la enriquezca hasta el dosado de máxima potencia, a fin de que la aceleración se realice en el período de tiempo más corto posible. Estas consideraciones se ponen de manifiesto gráficamente en la figura 14.16.

3. Deceleración

Durante los períodos de deceleración disminuye la presión en el colector de admisión y éste tiende a secarse, provocando un enriquecimiento de la mezcla con tendencia a que se produzcan explosiones en el escape.

Cuando la deceleración es una retención, debido a la baja presión de la admisión y a la consiguiente dilución con gases residuales, la mezcla, además de ser excesivamente rica, no se quema, provocando un incremento súbito de hidrocarburos sin quemar en los gases de escape. En ciertos motores es necesario introducir un amortiguador que realice una disminución suave del grado de admisión con objeto de que el secado del colector sea alargue en el tiempo, reduciendo el enriquecimiento y haciendo más lento el descenso de la presión en el colector. Esto permite quemar la mezcla y reducir la emisión de hidrocarburos.

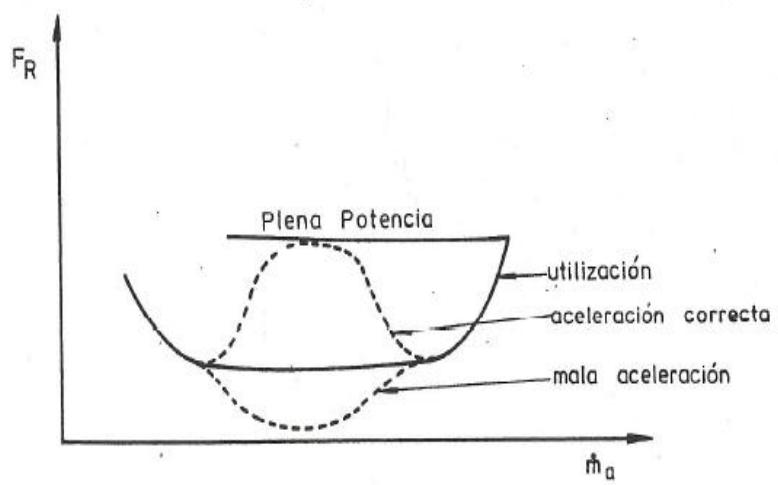


Fig. 14.16. Dosado en función del gasto de aire durante la aceleración

TEMA XII

PRUEBA DE MOTORES DEL AVIÓN

Supervisión de motores y operaciones en tierra

En este capítulo se abordan los dos últimos cheques a realizar antes de proceder al despegue del avión. El primero (prueba de motores) consiste en probar el funcionamiento del motor y sus sistemas, y el segundo (antes de despegar) tiene una parte de chequeo y otra de preparación del avión para el despegue.



1.- Prueba de motores del avión.

1.1.- Procedimientos de arranque y calentamiento en tierra

La prueba de motores del avión o "ground check" se realiza normalmente en el área de espera o "punto de espera". Muchos aeródromos tienen espacio suficiente en este área para que el calentamiento de motores y chequeo previo al despegue de un avión no bloquee a los que vienen detrás, pero en aquellos que no disponen del mismo, se debe procurar no retrasar innecesariamente a otros aviones, si es posible realizando estas operaciones en otro lugar del aeródromo limpio y despejado. Este chequeo conviene realizarlo si es posible con el avión enfrentado (apropiado) al viento.

1.2.- Interpretación de los parámetros y la potencia útil del motor

En primer lugar se pone el freno de mano, y seguidamente se comprueba que la presión y temperatura del aceite del motor tienen valores normales (arco verde). La presión del aceite debería tenerlos, pues nada más arrancar el motor se chequeó, pero esta comprobación aunque redundante es necesaria. Si no marca valores normales algo grave debe suceder en el sistema de lubricación para que en el tiempo que dura el rodaje la presión tenga valores anormales, así que se procede volver lo más pronto posible y sin acelerones, a un lugar del aparcamiento para apagar el motor antes de que pueda griparse. Y agradecer que esto haya sucedido ahora y no durante el vuelo.

Si la temperatura del aceite no ha alcanzado el arco verde, el motor está frío y habrá que esperar a que tome la temperatura suficiente para realizar las pruebas. El régimen de r.p.m. adecuado para el calentamiento del motor es el especificado en el

chequeo "después de arrancar". El aceite tarda en alcanzar su temperatura normal de operación unos cuatro minutos en tiempo cálido y seis minutos en tiempo frío, aproximadamente, pero algunos pilotos lo apresuran algo con un poco más de r.p.m. o empobreciendo ligeramente la mezcla, cosa que como sabemos produce más calor en el motor.

Una vez el motor tiene la temperatura adecuada, se comprueba que la palanca de mezcla esté en posición de "full rich", y se abren gases paulatinamente hasta las r.p.m. indicadas en la lista (2000 en el ejemplo de la fig.4.9.1), para chequear:

PA.28 - PIPER CHEROKEE 140	
PRUEBA DE MOTOR	
1. Freno de aparcamiento...	Puesto
2. Temperatura aceite.....	Arco verde
3. Presión de aceite.....	Arco verde
4. Mezcla.....	Rica
5. Gases.....	2000 r.p.m
6. Instrumentos de motor....	En arco verde
7. Bomba de vacío.....	5 Hg. +/-0.1
8. Magnetos.....	Chequear (175/50 r.p.m)
9. Calefacc. carburador.....	Chequear/OFF
10. Gases.....	Ralentí
11. Gases.....	1100 r.p.m
12. Briefing de despegue.....	Realizado

- Chequeo y prueba del motor.

En primer lugar, que todos los instrumentos del motor dan lecturas normales. Encaso negativo, volver al aparcamiento para resolver el problema o aparcar el avión.

Seguidamente, comprobar que el indicador de succión de la bomba de vacío da la lectura indicada en la lista, entre 4 y 5 Hg dependiendo del avión. Recordemos que la bomba de vacío es la que mueve los giróscopos, por ello la importancia de su buen funcionamiento.

A continuación, se efectúa la prueba de magnetos del avión, que ya la vimos anteriormente.

En algunas listas de chequeo, antes de la prueba de motores se requiere cambiar de depósito, en cuyo caso dicho cambio no está incluido en el chequeo tras arrancar el motor. Si hemos rodado con el motor alimentado por un depósito, en caso de problemas en el mismo lo hubiéramos detectado. Al cambiar ahora de depósito, se verifica durante la prueba de motores que el motor se nutre del otro también sin problemas.

2.- Más chequeos.

El propósito del chequeo de la calefacción al carburador consiste por un lado en eliminar cualquier rastro de hielo que pudiera haberse formado en el carburador durante el rodaje, cosa improbable pero no imposible, y por otro comprobar su funcionamiento.



Para realizar esta prueba haga lo siguiente: mueva el mando de la calefacción al carburador a su posición de activado (Hot), compruebe que la caída de r.p.m. no exceda las especificadas (normalmente no más allá de 100 r.p.m.), vuelva a poner la palanca en la posición de desactivado (Cold) y compruebe que las r.p.m. vuelven a su valor inicial. Recuerde, que al activar la calefacción al carburador, el aire de entrada no pasa por el filtro. Es conveniente por tanto efectuar esta prueba sobre una superficie libre de arena, piedras sueltas, gravilla, o cualquier otra impureza que pueda ser movida por la hélice y aspirada por el motor.

Si el avión es de hélice de paso variable, seguidamente se procede a su chequeo. Para ello, se baja la palanca de paso de la hélice a su posición de paso largo, se mantiene un segundo o dos en esa posición y se vuelve a subir inmediatamente a su posición de paso corto. Esta prueba se repite normalmente tres veces, y en cada una de ellas las r.p.m. no deben caer más de lo indicado en la lista, por lo general 500 r.p.m. No mantenga abajo el mando del paso más de 2 o 3 segundos para no someter a sobreesfuerzo al dispositivo del paso de la hélice.

Aunque algunas listas de chequeo no lo contemplan, conviene verificar que el alternador funciona correctamente. Para ello incremente la carga del sistema, por ejemplo encendiendo la luz de aterrizaje, y compruebe que esto hace subir la aguja del amperímetro.

Chequeo del alternador en la prueba de motores

Incremente la carga del sistema, por ejemplo encendiendo la luz de aterrizaje, y compruebe que esto hace subir la aguja del amperímetro.

Una vez efectuadas las pruebas anteriores, se comprueba si cortando gases el motor mantiene el ralenti o por el contrario se cala. Para ello se mueve el mando de

gases a su posición de mínimos y se observa durante unos segundos si el motor mantiene el ralentí perfectamente. En caso afirmativo, se vuelve a poner el motor al régimen indicado en la lista de chequeo, en caso contrario algo falla y debemos volver al aparcamiento, pues no podemos salir a volar con un motor que cuando se cortan gases se cala.

3.- Briefing de despegue.

Si ha visto alguna película de guerra en la que intervienen aviones, recordará seguramente que los pilotos antes de una misión asistían a un "briefing" en el cual se impartían las instrucciones a cada escuadrón. En este caso, el "briefing" lo hacemos con nosotros mismos o con el instructor y no hay órdenes que dar o recibir, a estas alturas debemos tener claro lo que vamos a hacer. Esta tarea de la lista consiste en recordar en voz alta por donde despegamos, a qué velocidad vamos a rotar, a cuál nos vamos a ir al aire, y qué haremos en caso de emergencia. Creo que se comprende mejor con un ejemplo:

"Despegaremos por la pista dos ocho, sin flap. A 60 nudos rotamos y a 70 nos vamos al aire. La velocidad de mejor ascenso es de 80 nudos. En caso de problemas: con pista suficiente cortar gases y aplicar frenos; sin pista suficiente cortar gases, aplicar frenos y si da tiempo cortar mezcla, combustible y magnetos, manteniendo el control direccional del avión; etc...". Esto anterior es solo un ejemplo, las acciones a realizar en caso de emergencia se detallarán en su correspondiente capítulo.

Teniendo en cuenta que un fallo de motor no es lo más oportuno en el despegue, cuando estamos con poca velocidad y baja altura y necesitamos toda la potencia, este recordatorio o "briefing" debe tomarse muy en serio. Seguramente que durante la instrucción practique simulacros de parada de motor, pero tomando las debidas precauciones: suficiente altura de seguridad, etc... Lo que es más improbable es que pueda practicar paradas de motor en el despegue. Este déficit de entrenamiento solo podemos paliarlo practicando con simuladores e interiorizando los procedimientos en cada despegue.

4.- Antes de despegar.

PA28 - PIPER CHEROKEE 140	
ANTES DE DESPEGAR	
1. Mando de vuelo.....	Libres
2. Flaps.....	A/R
3. Compensador.....	Despegue
4. Puertas.....	Blocadas
5. Autorización despegue...	Recibida
6. Mezcla.....	Full Rich
7. Bomba combustible.....	ON
8. Luz aterrizaje.....	Encendida
9. Hora de despegue.....	Anotar
10. Freno aparcamiento.....	Quitar

- Chequeo pre-despegue.

En primer lugar comprobamos que los mandos de vuelo están libres, moviendo el volante de control en toda su extensión adelante y atrás, y a un lado y a otro. Seguidamente, si se ha decidido despegar con algún punto de flap, se extienden estos hasta el punto decidido; en caso contrario se deja el flap arriba.

En cuanto al compensador, lo normal es que siga en la posición neutral que habíamos puesto en una fase anterior del chequeo. Algunos pilotos lo retrasan un poco para hacer menos esfuerzo en los mandos para llevar el avión al aire, pero hay que tenerle bien cogido el punto al compensador pues de lo contrario un exceso de posición atrás (timón de profundidad más abajo) provoca que el avión quiera irse al aire antes de tiempo.

Asegurar que las puertas están bien cerradas y blocadas, y a continuación solicitar permiso de despegue a la torre. Más o menos, este puede ser el dialogo (N somos nosotros y T es la torre):

N - "eco charlie bravo eco tango en punto de espera dos ocho listo para despegue".
T - "eco charlie bravo eco tango autorizado a despegar, viento calma".
N - "autorizado a despegar, eco charlie bravo eco tango".
La primera parte suele ser invariable, solicitamos permiso a la torre para el despegue. La respuesta de la torre depende de la situación del tráfico: nos puede dar permiso para despegar, decirnos que esperemos "eco charlie bravo eco tango mantenga posición", que entremos en la pista y nos situemos pero sin despegar "eco charlie bravo eco tango, entrar y mantener" o "eco charlie bravo eco tango ruede a posición", etc...

Tarde o temprano, salgo algún imponderable, tendremos permiso para despegar. En ese momento realizamos las últimas tareas de la lista, cuyo objetivo es preparar el avión para el despegue: comprobar mezcla en "full rich", activar la bomba de combustible si el avión la tiene, encender la luz de aterrizaje, anotar la hora, quitar el freno de mano, rodar a la cabecera de la pista y, "voila", a volar. Dependiendo de la situación, el orden de las tareas anteriores puede ser distinto. Por ejemplo, en un aeródromo con mucho tráfico, lo normal es tratar de abbreviar (en ningún caso rebajando los niveles de seguridad) las operaciones. En ese caso, nada más recibir permiso de la torre y confirmarle nosotros su recepción, lo normal es anotar la hora, quitar el freno de mano y poner el avión a rodar hasta el punto de despegue. Las otras operaciones, activar la bomba de combustible y poner la luz de aterrizaje las hacemos mientras movemos el avión.

Si el aeropuerto no tiene servicio de torre hay que extremar las precauciones antes de entrar en la pista para despegar: mirar bien que no haya aviones en la pista o en la fase final del aterrizaje y comunicar por radio nuestras intenciones a otros posibles tráficos "eco charlie bravo eco tango entrando en pista cero seis para despegue".

Resumiendo:

- La prueba de motores tiene como objetivo probar el perfecto funcionamiento del motor y sus sistemas.
- El chequeo pre-despegue tiene una parte de chequeo y otra de preparación del avión para el despegue.

- La prueba de motores o "ground check" se realiza normalmente en el área de espera o "punto de espera", con el avión aprobado al viento.
- Antes de proceder con la prueba de motores se debe comprobar que el aceite del motor ha alcanzado una temperatura de operación adecuada (marcador en arco verde). En caso negativo, esperar a que el aceite alcance dicha temperatura.
- Con el motor acelerado al número de r.p.m. que indique el manual de operación se comprueba que todos los instrumentos marcan valores normales, incluido el indicador de succión, y se procede a efectuar la prueba de magnetos y de calefacción al carburador.
- La prueba de magnetos tiene como objetivo comprobar el funcionamiento del motor en caso de avería de una magneto. Para ello se va desactiva una magneto y posteriormente la otra, comprobando en cada paso que la caída de r.p.m. no es superior a la indicada en el manual de operación, y que la diferencia de caída entre ambas tampoco supera lo especificado en dicho manual.
- Despues de desactivar una magneto es imprescindible pasar por la posición BOTH (ambas activas) antes de desactivar y comprobar la otra.
- Al activar la calefacción al carburador comprobando que el motor baja de revoluciones en un número no superior al recomendado, estamos verificando que este dispositivo funciona con normalidad. La caída de r.p.m. indica un correcto funcionamiento.
- En aviones con hélice de paso variable o constante se prueba que cambiando de paso corto a paso largo no hay una caída de más de 500 r.p.m. Este chequeo se realiza normalmente tres veces seguidas.
- El alternador se comprueba sometiendo a mayor esfuerzo al sistema eléctrico, por ejemplo encendiendo la luz de aterrizaje y verificando que el amperímetro refleja un mayor valor de carga.
- El "briefing" de despegue tiene como objetivo interiorizar, a base de repetirlos y reflexionar sobre ellos, los procedimientos a realizar en caso de emergencia en el despegue. De esta manera se atenúa un poco el déficit de entrenamiento en emergencias imposibles de practicar salvo en simuladores.
- La lista de chequeo antes del despegue verifica que los mandos de vuelo están libres y se mueven en toda su extensión, así como que las puertas están cerradas y blocadas.
- Las últimas tareas de dicha lista consisten en preparar al avión para despegar: extensión de flap según convenga, mezcla en Full Rich, si el avión tiene bomba de combustible ponerla ON, luz de aterrizaje encendida, etc..

2 Manejo del motor de aviación ligera

El manejo del motor debe ser consultado en el POH o Manual del Piloto.

Procedimientos y precauciones en el encendido del motor de aviación ligera.

- Consultar listas de chequeo del avión.
- Importante: Beacon antes de arranque.
- Si a los 30 seg. el motor no ha arrancado, dejar un periodo de tiempo entre 3 y 5 minutos antes de volver a intentarlo.
- En caso de observar llamas en el arranque: (procedimiento de fuego en el motor).
- Poner la mezcla atrás del todo, la palanca de gases hacia delante y seguir girando el motor con la puesta en marcha hasta la extinción del fuego del motor.

Reconocimiento de mal funcionamiento del motor de aviación ligera.

- Presencia de humo negro en el escape = mala combustión.
- Humo azulado = Consumo de aceite.
- Baja presión de aceite = Alta temperatura de culata.

Calentamiento, potencia y verificación del motor de aviación ligera.

Una vez puesto el motor en marcha:

- - Esperar a que la temperatura de aceite sea la adecuada antes de empezar a rodar.
- - Situar el avión al viento para refrigerar mejor.
- - Al efectuar las pruebas del motor y magnetos aproarnos al viento.
- - Verificar la caída de RPM al comprobar las magnetos, asegurándonos de que la caída de RPM este en los límites establecidos.

Limitaciones de presión y temperatura del aceite.

Para la utilización normal del avión existen unas ilimitaciones de presión y temperatura del aceite máximas y mínimas, cuyos valores están descritos en el POH de cada aeronave.

Las temperaturas anormalmente altas en el indicador, pueden originar detonación, fallos de motor, daños en el cilindro, etc. Las causas pueden estar motivadas por mezclas pobres, ambientes calurosos y operaciones con altas potencias, defectos en el sistema de inducción, etc.

Verificación del encendido del motor de aviación ligera.

Comprobamos el encendido en la comprobación de magnetos.

Hay que observar si la diferencia entre los dos magnetos, difiere mas de 50 RPM, con una caída máxima para cada magneto de 150 RPM.

Puede ocurrir que durante esta comprobación no exista caída de RPM en las magnetos, lo cual indicaría un mal funcionamiento del sistema de encendido y habría que revisar el sistema.

Limitaciones de potencia del motor de aviación ligera.

La densidad del aire va en función de la altitud y de la temperatura, la cual disminuye con la altura, por lo que en estos casos, la potencia del motor será inferior.

Ver las tablas de operación.

A igualdad de presión, cuanto mayor es la temperatura, la densidad del aire disminuye, por lo que la potencia del motor, disminuirá igualmente.

La humedad también es otro factor que limita la potencia. Al incrementarse la humedad del aire, disminuye la cantidad de aire que entra en el carburador y aumenta la altitud de densidad, por lo que la potencia igualmente disminuirá.

Control de la mezcla del motor de aviación ligera.

Hay que tener en cuenta:

- - A altos regímenes de utilización del motor, mezcla rica. (Siempre por debajo de 4500')
- - Al ralentí, mezcla rica, ya que evita el engrase de las bujías.
- - En vuelo de crucero, habré que ir ajustando a mezcla pobre, según corresponda,
- - Durante el ascenso, la mezcla deberla ser empobrecida progresivamente.
- - Durante el descenso, la mezcla deberla ser enriquecida progresivamente.
- - Antes del aterrizaje, la mezcla debe ser rica.



TEMA XIII

INSTALACIÓN DEL GRUPO MOTOPROPULSOR

ATA 71-10-00 CUBIERTAS DESMONTABLES

Lista de acrónimos:

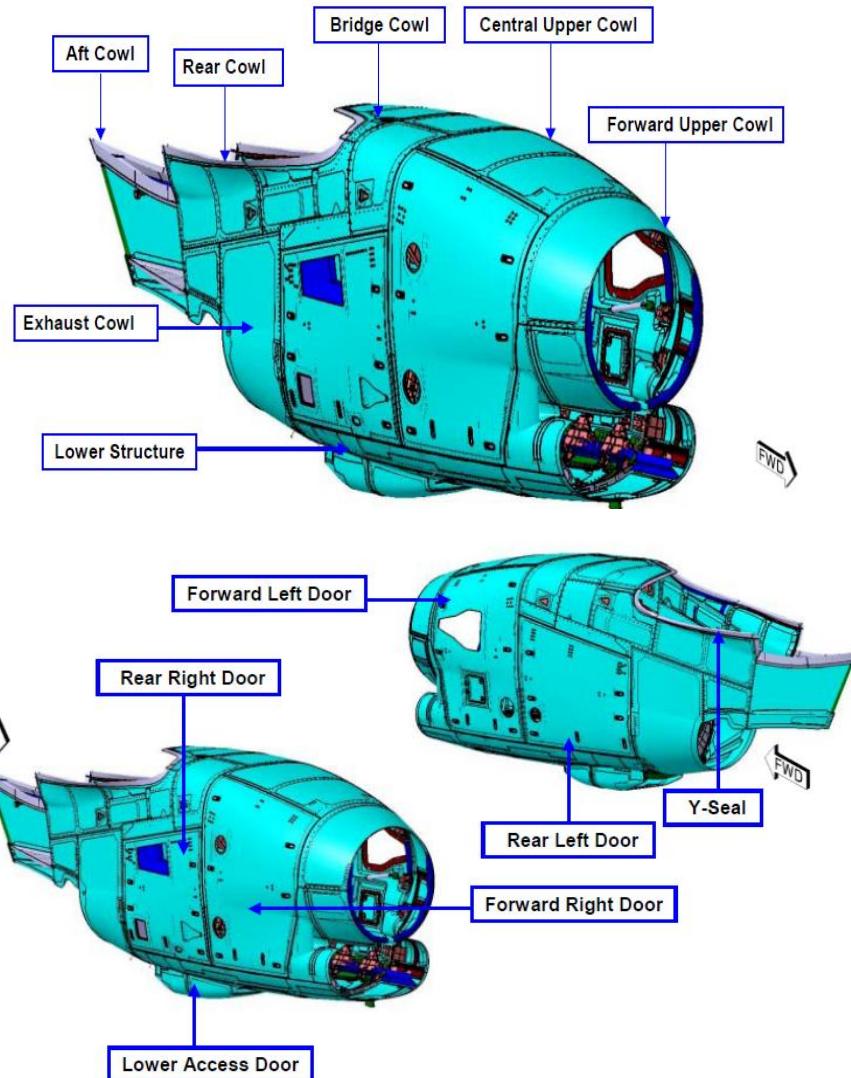
ACOC Air Cooled Oil Cooler;	IPS Inertial Particle Separator
CFRP Carbon Fiber Reinforced Plastic;	L/H Left Hand
CRES Corrosion REsistant Steel	NAI Nacelle Anti - Ice
FADEC Full Authority Digital Engine Control	PCE Precooler
FBDPS Flow Balancing Differential Pressure Sensor	RGB Reduction Gear Box
FCOC Fuel Cooled Oil Cooler	RAA Ram Air Actuator
HOR Hold-Open Rod	R/H Right Hand
	VFG Variable Frequency Generator

Los capós del motor proveen protección mecánica para el motor y optimizan las calidades aerodinámicas del avión, suministrando una forma aerodinámica limpia. Consisten en varios paneles de plásticos reforzados con fibra de carbono (carbon fiber reinforced plastic (CFRP)) apoyados sobre el pilón del motor. Se pueden distinguir:

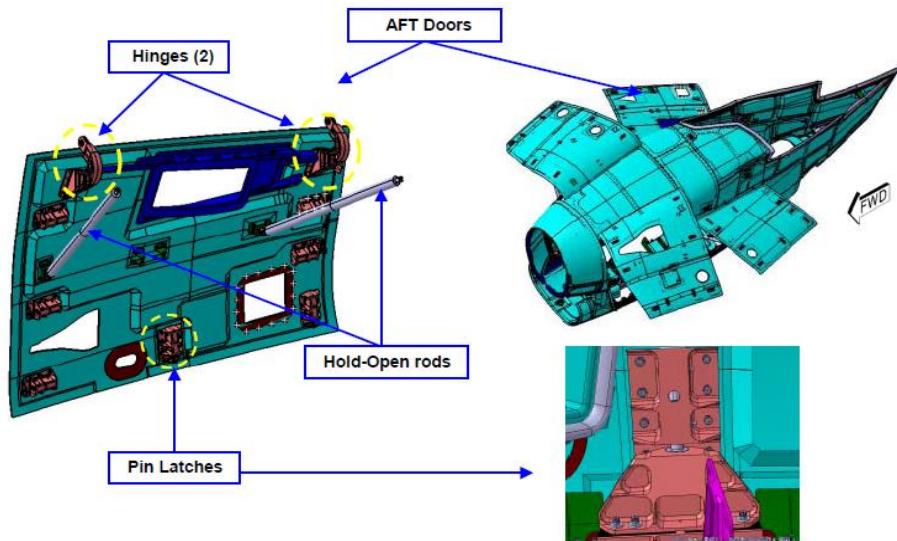
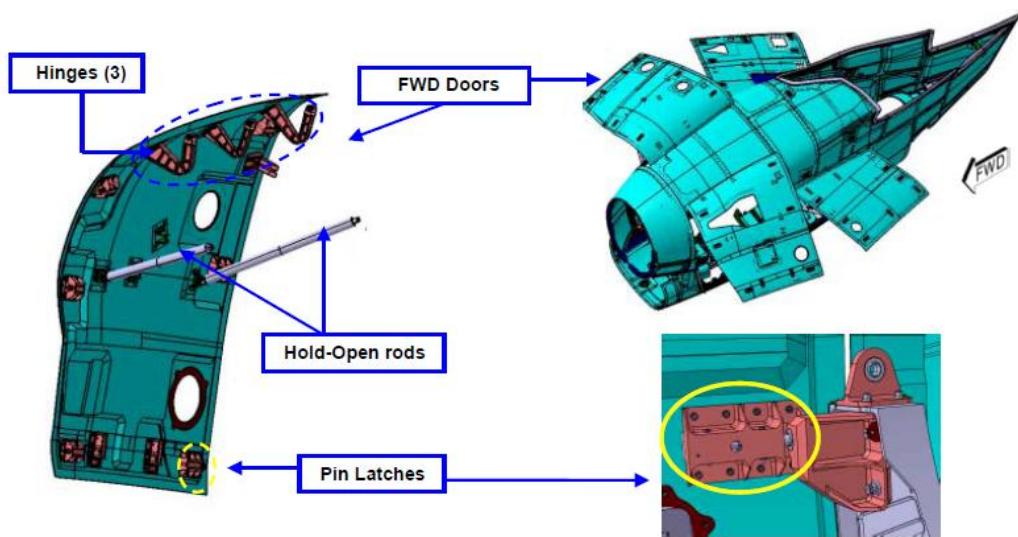
- Forward Upper Cowl.
- Central Upper Cowl.
- Bridge Cowl (LH/RH)
- Rear Cowl Assembly.
- Aft Cowl (The lower part of the aft cowl is metallic).
- Exhaust Cowl.
- Lower structure.

Los capos del motor sirven también como accesos de mantenimiento para el mantenimiento del grupo motopropulsor. Hay cinco puertas de paneles del motor:

- Forward Left Door.
- Forward Right Door.
- Rear Left Door.
- Rear Right Door.
- Lower access Door.

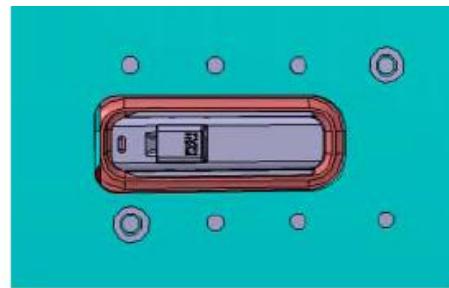
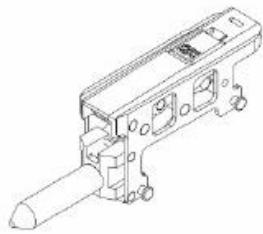


PUERTAS LATERALES. Van unidas con bisagras a la estructura en diferentes puntos de apoyo (3 puntos de bisagra (hinges) para FWD puertas, y 2 puntos de bisagra para AFT (cola). Ellas están equipadas con pasadores de pestillo (pin latches) para asegurarlas en la posición cerrada, y con varillas mantener-abrir (Hold-Open rods) para prevenir que la puerta se cierre inesperadamente. Estas HORs están almacenadas dentro de la puerta, y deben ser manualmente instaladas antes de abrir completamente la puerta.

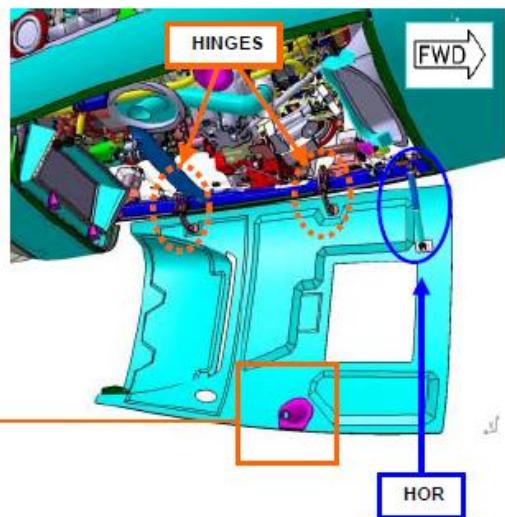
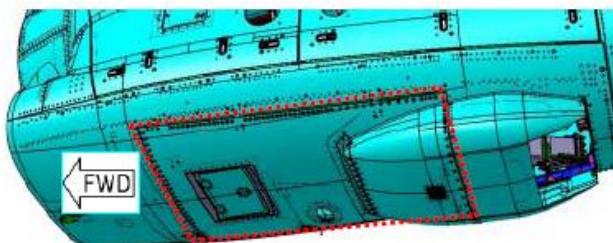


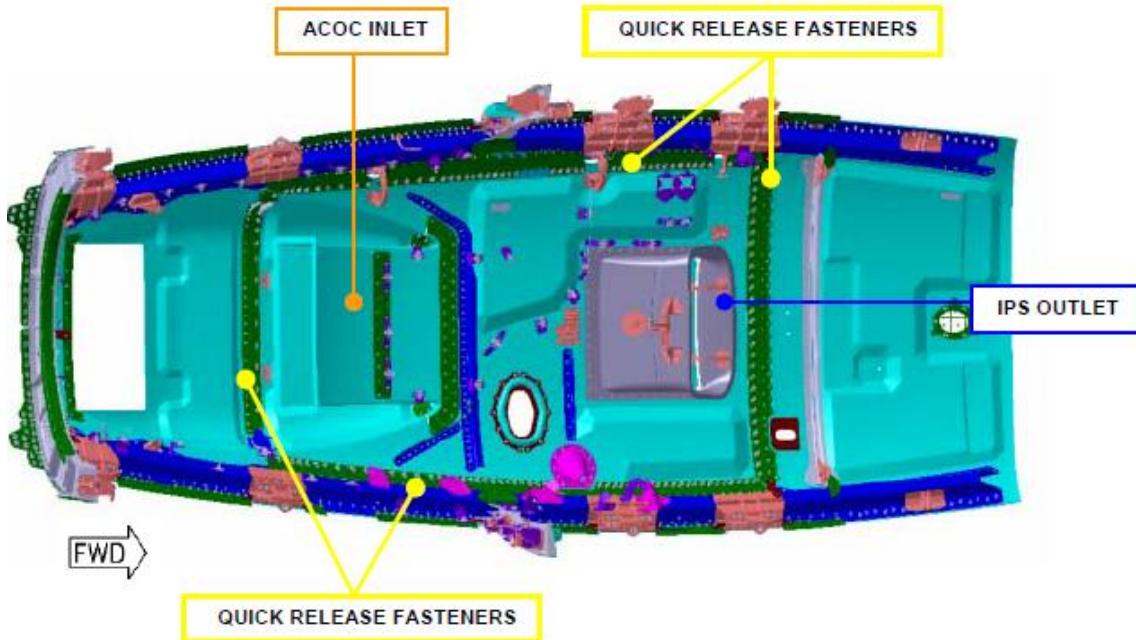
Al liberar la maneta, el pasador entra dentro del hueco y cierra el pestillo (latch).

PIN LATCH – Closed



LOWER ACCESS DOOR. Está unida a la lower structure con cierres de liberación rápida (Quick Release Fasteners (QF)). Pestillos y bisagras son suministrados para facilitar la apertura y cierre a la lower Access door. Además, un accesorio para instalar una varilla mantener-abrir para evitar un inesperado cierre de la puerta en condiciones de viento ha sido instalado. El ACOC del motor (Engine ACOC (air cooled oil cooler)) conducto de entrada y conductos de salida que son separadores de partículas inerciales (IPS (inertial particle separator)) son fijados a esta puerta.





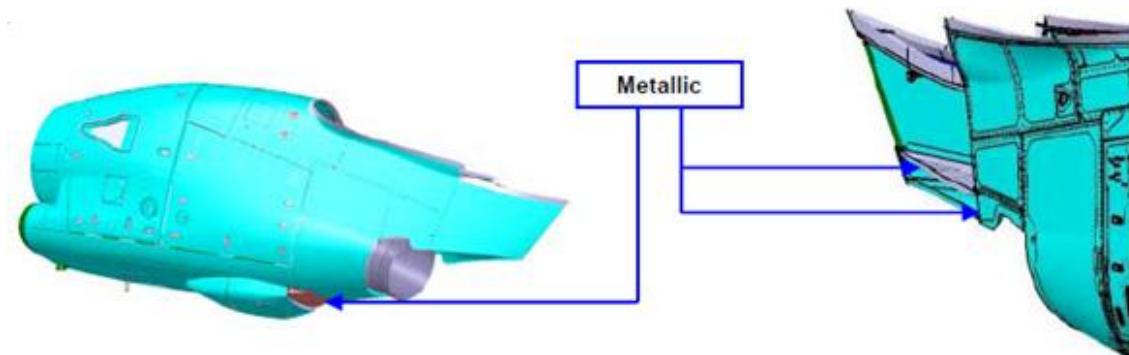
2. CONFIGURACIÓN Y DESCRIPCIÓN FUNCIONAL

Los capós del motor consisten en varios paneles, cuyas funciones son proveer forma aerodinámica y guiar el aire hasta y desde los componentes de la nacela.

El conjunto de capós se compone de los siguientes componentes:

- | | |
|---|-----------------------------|
| Forward Upper Cowl. - Forward Left Door. | - Aft Cowl. - Lower access. |
| - Central Upper Cowl. - Forward Right Door. | - Exhaust Cowl. |
| - Bridge Cowl (LH/RH) - Rear Left Door. | - Lower structure. |
| - Rear Cowl Assembly. - Rear Right Door. | |

Estos paneles están hechos de CFRP, except para el fuselaje del aft ACOC, la parte más baja del Aft Cowl, la parte trasera del exhaust cowl, los pasadores y las bisagras, que están hechas de Titano.



Los capós del motor proveen acceso a todos los componentes localizados en la nacela. Además, el capó delantero izquierdo está equipado con una puerta de acceso para

realizar tareas de servicio del tanque de aceite. **PANELES DE PROTECCIÓN DEL DERRAME DE HIELO** han sido instalados en las puertas delanteras de las nacelas de los motores interiores. Estos paneles protegerán las puertas de la proyección de pequeños trozos de hielo desde las palas de las nacelas externas.

También provee **ventilación** a la estructura interna de la nacela. Para evitar sobrepresiones dentro del compartimento de la nacela, los capós laterales están equipados con **BLOWOUT DOORS**.

En la lower structure, hay varios agujeros de drenaje, también como mástil y rejilla de drenaje, para impedir acumulación de fluidos en la parte baja de la nacela.

Los capós de los motores están equipados con protección contra fuego y capacidad contenedora, y consta de la instalación de Firewalls, capas de protección contra el fuego y sellantes contra el fuego. También hay telas térmicas en la zona de la cola por temas de aislamiento.

También, los capós del motor dan capacidad de aire de entrada para esas unidades de las nacelas montadas que requieren aire externa para funcionar a través de agujeros hechos para ello:

- | | |
|---------------------------|----------------------------------|
| - Engine Intake Air Inlet | - VFG ACOC air inlet. |
| - Precooler air inlet | - Nacelle ventilation air inlet. |
| - Engine ACOC air Inlet | |

También como salidas de aire para los componentes de las nacelas que ventilan por la borda usando los siguientes agujeros:

- | | |
|----------------------------|----------------------------------|
| Engine bleed valve outlets | - Oil breather air Outlet |
| - Precooler air outlet | - FODs protection system outlet |
| - Engine ACOC air Outlet. | - Vapor zone ventilation outlets |
| - VFG ACOC air outlet | |

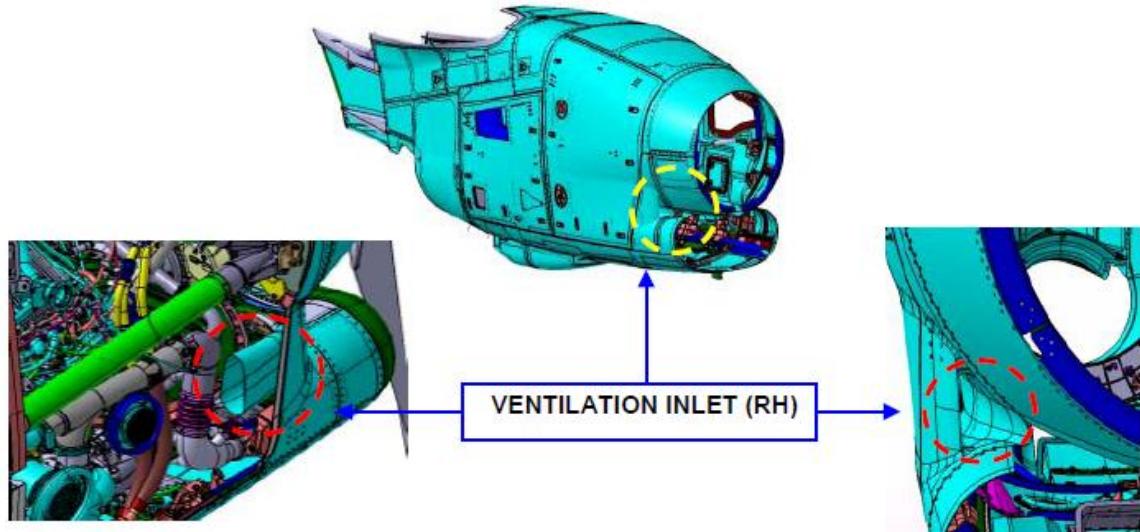
También dan apoyo a los componentes montados de la nacela:

- | | |
|--|------------------------------------|
| Engine Air intake | - Precooler inlet and outlet ducts |
| - VFG ACOC | - IPS outlet actuator |
| - Engine ACOC and Engine ACOC actuator | |

2.1. Entradas de ventilación de la nacela

El sistema de ventilación de la nacela está compuesta de dos entradas de ventilación localizadas en la parte frontal de los capós de la nacela. El conducto de escape (exhaust)

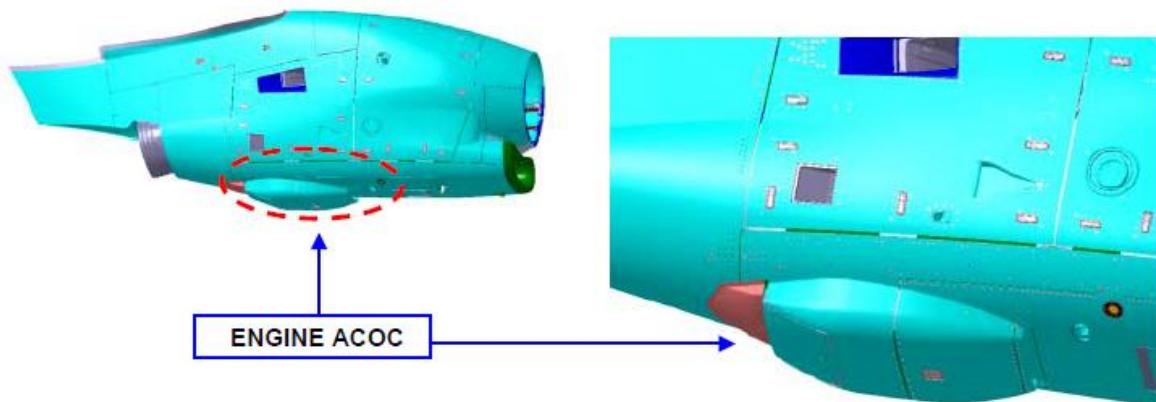
es diseñado para inducir al flujo de aire frío requerido para guardar la temperatura ambiente de la nacela y su cubierta dentro de los límites operacionales.

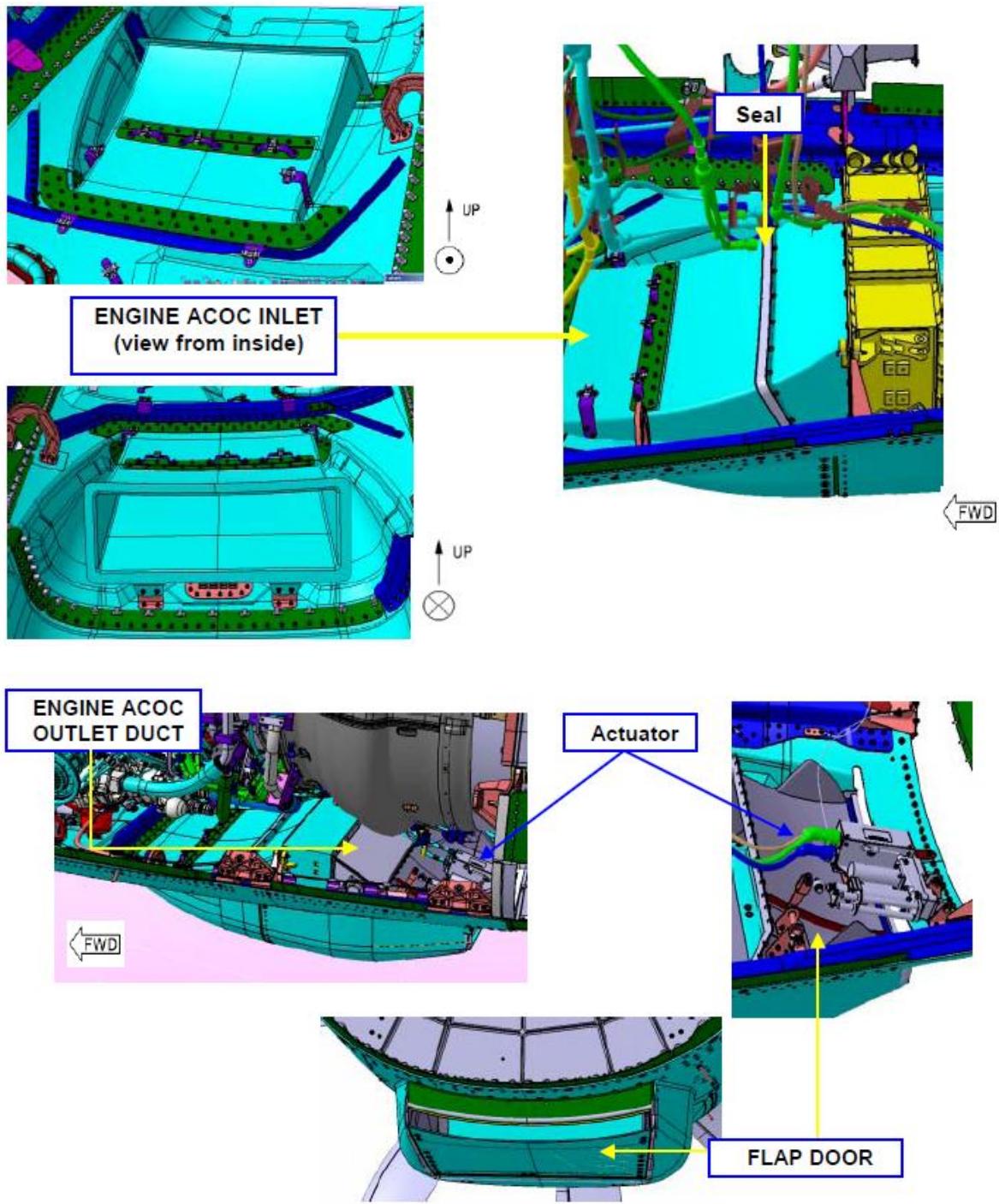


Hay varias entradas de ventilación (NACA), hechas de aleación de aluminio y remachadas a la parte superior de los capós.

2.2. ACOC de entrada y salida al motor

La ACOC proporciona enfriamiento al aceite para el RGB. Es nacela montada y localizada en el capó lower rear en su posición de la estructura de la nacela. El flujo de aire entra al ACOC a través de una entrada de aire independiente y evacúa el calor del cooler. El aire usado es entonces lanzado corriente abajo. Una flap door localizada en la parte trasera del ACOC es necesaria para poder con las temperaturas de trabajo del aceite en la envoltura de vuelo total. El actuador que acciona este flap está montado en el capó.

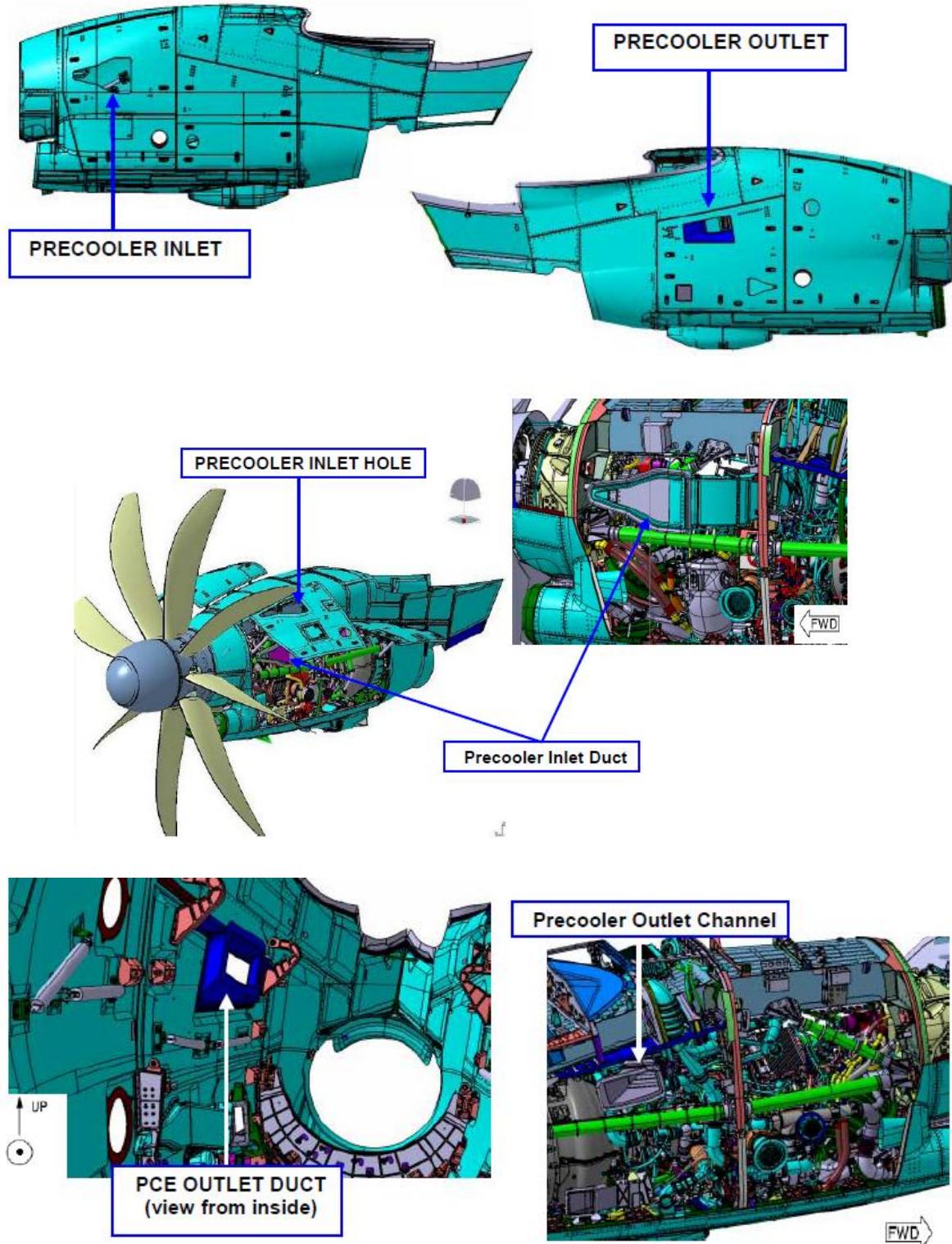




2.3. Entrada y salida del canal del pilón del precooler (Precooler ram Channel Inlet / Outlet)

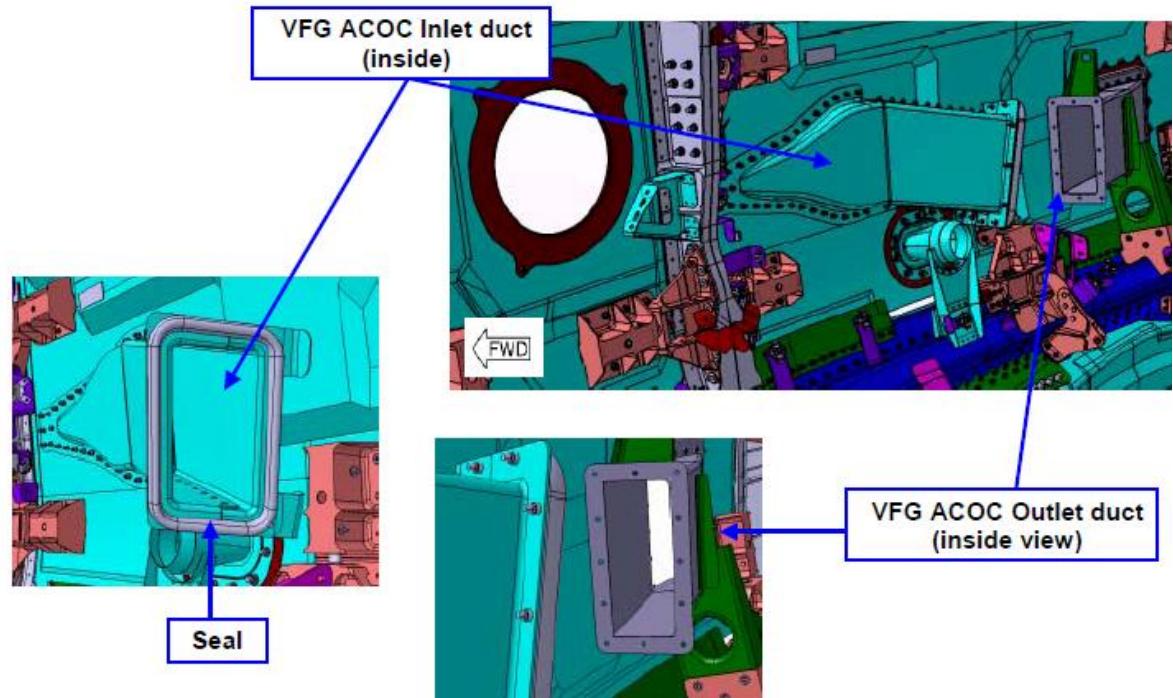
El precooler (PCE) es un elemento a prueba de fuego resistente a altas temperaturas, que enfriá el aire sangrado usando el pilón de aire para absorber el calor (uno motor sangrado). El conducto de entrada del PCE está localizado en la puerta FWD LH, mientras que las salidas de aire están en la puerta AFT RH.

El control de la temperatura del aire sangrado es lograda al modular el aire del pilón a través del PCE usando una puerta corredera operada desde el actuador y localizada en la entrada del canal de aire del pilón.



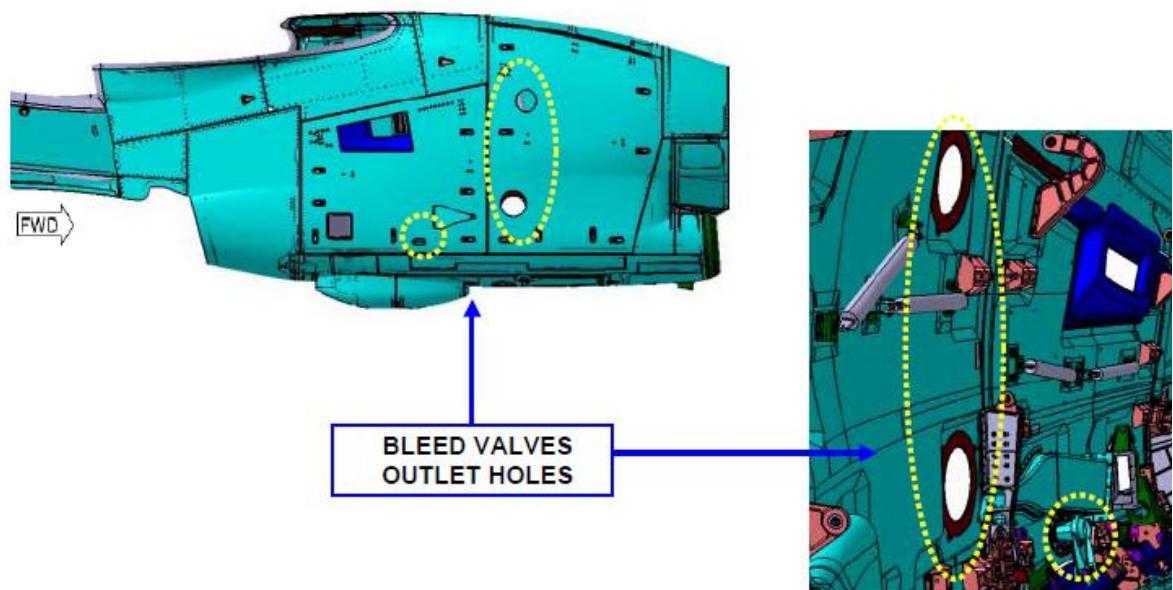
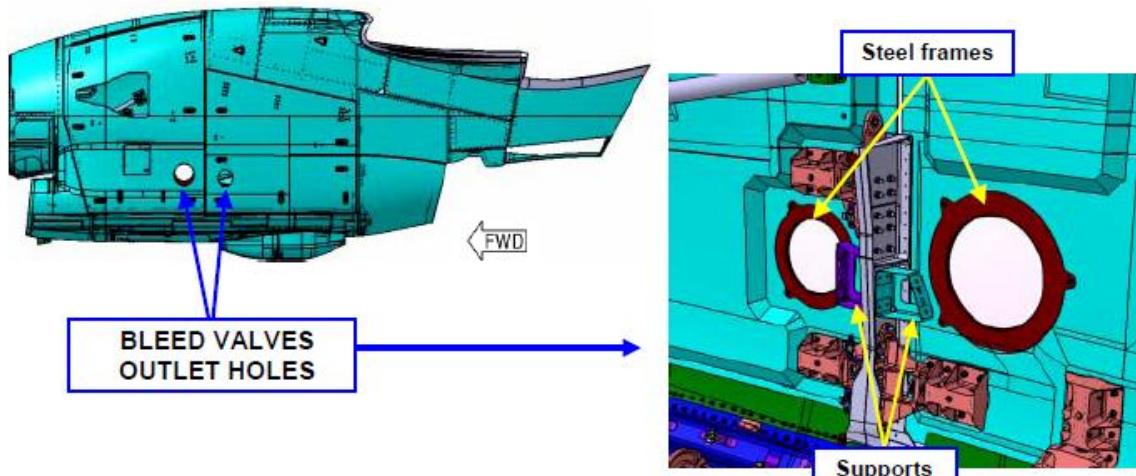
2.4. VFG (Variable Frequency Generator) ACOC (air cooled oil cooled).

El VFG tiene su propio circuito de aceite con su tanque de aceite, solamente para el VFG. La temperatura del aceite tiene que ser mantenida dentro de valores aceptables durante el vuelo. Este control de temperatura es logrado a través del VFG ACOC, el cual está a cargo del enfriamiento del aceite. Los conductos de entrada y salida del VFG ACOC están unidos a la puerta del capó. Mientras el intercambiador de calor y el tanque de aceite están unidos a la lower structure.



2.5.(Salidas de aire de las válvulas de sangrado del motor (Engine Handling Bleed Valves Air Outlets)).

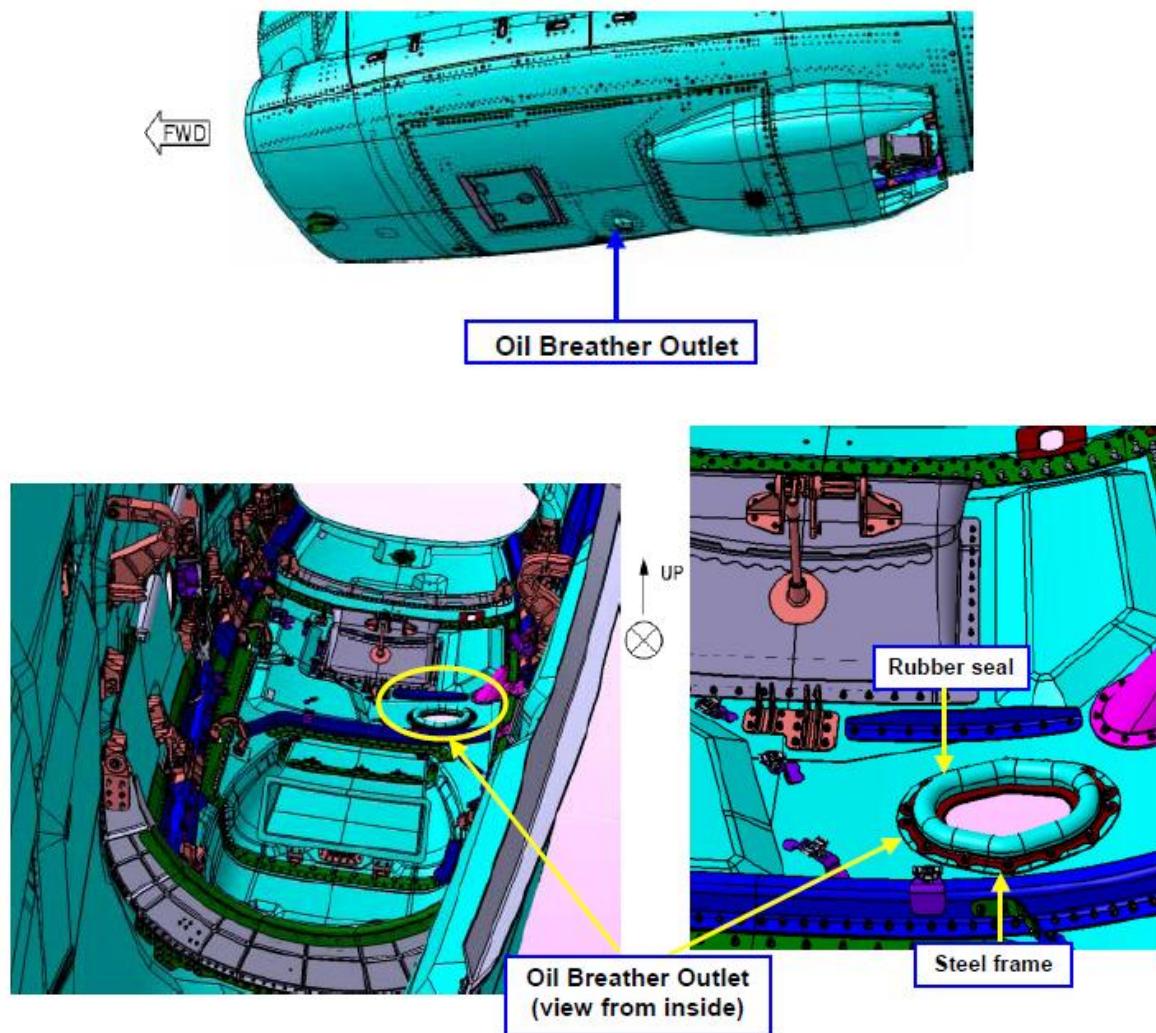
Como parte del control del motor, el motor es equipado con CRES válvulas de sangrado handling, las cuales, cuando abiertas, mandan fuera el aire sangrado desde los compresores. Estas válvulas de sangrado de aire del motor, ventilan hacia fuera las siguientes salidas de los capós.



2.6. Respiradero de aceite (Oil breather).

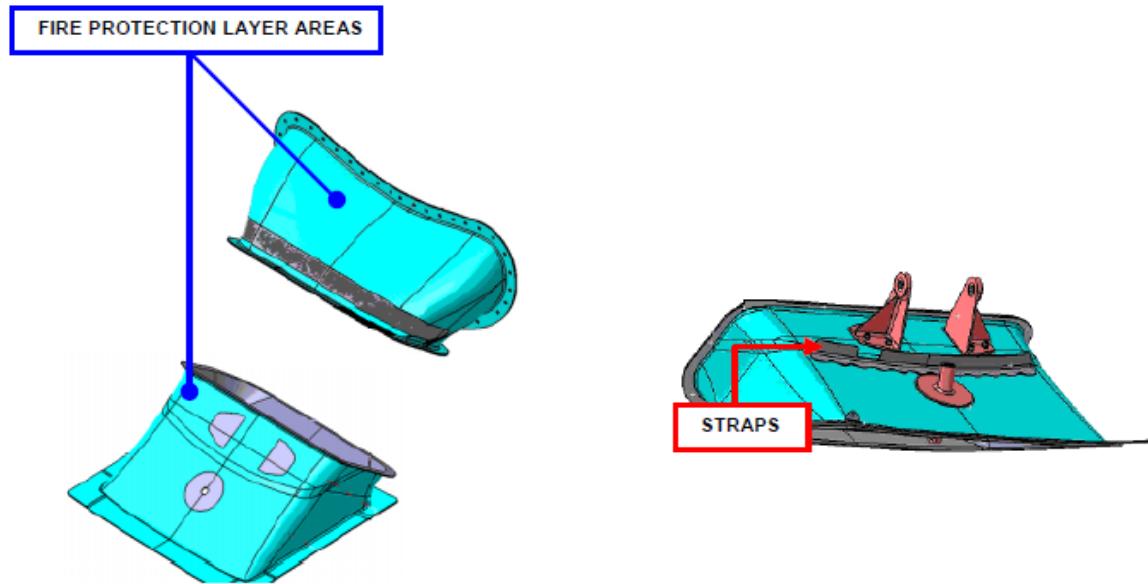
Para evitar el calor excesivo durante la operación del motopropulsor, las partes del motor han de ser lubricadas. El sistema de aceite está a cargo de proveer la apropiada cantidad de aceite, a la correcta temperatura. Para permitir un buen flujo de aceite y abastecer a las distintas partes del motor, el aceite tiene que ser rescatado y separado del aire por un retenedor de aceite.

El sistema de ventilación quita el vapor de aire/aceite desde los cojinetes y controla la presión del carter y el tanque. Una unidad respiradora rotatoria tiene que ser integrada en la caja de cambios accesoria separa el aceite desde el aire de ventilación, que es ventilado hacia afuera a través del outlet localizado en la lower part de los capós.



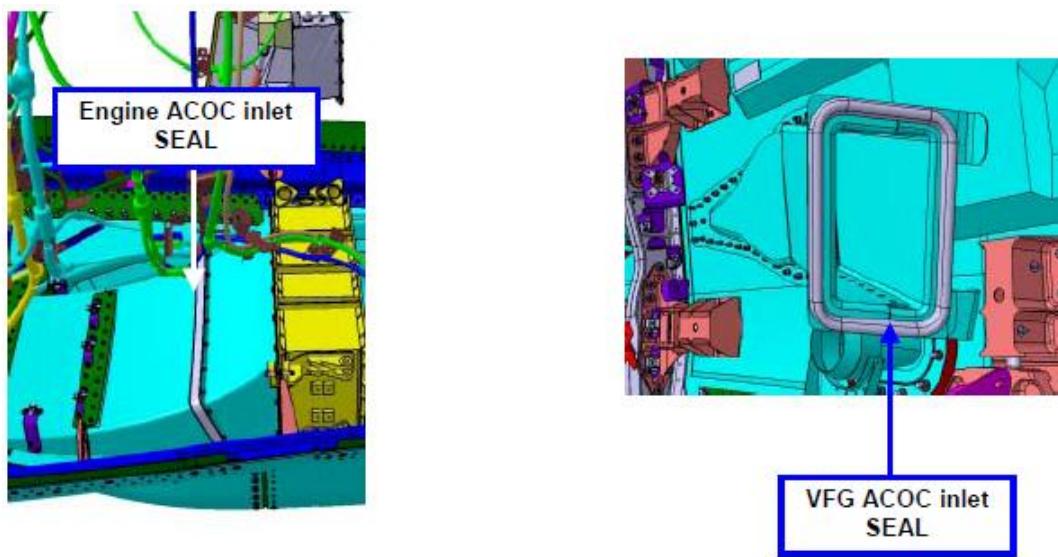
2.7. Protección/Aislamiento contra el fuego

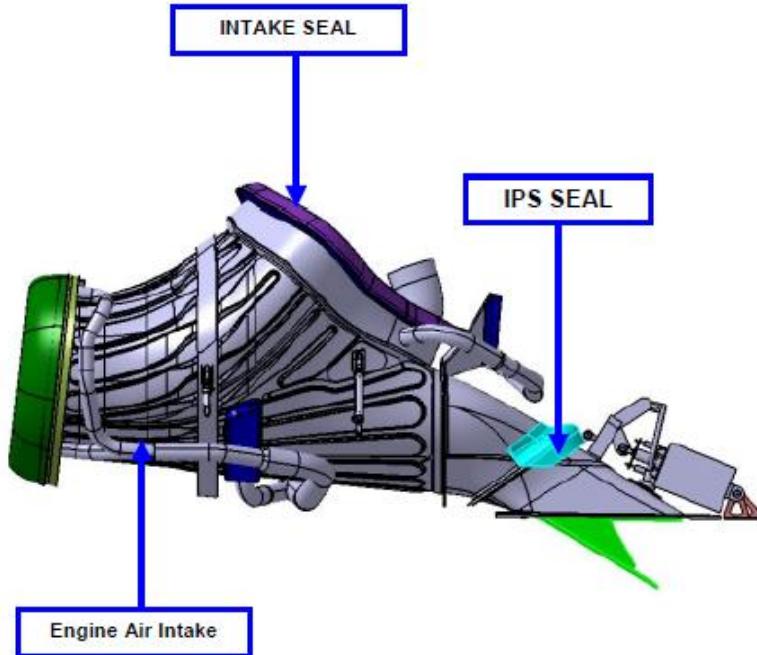
Las capas de protección contra el fuego están adheridas las superficie exterior del conducto IPS (Inertial Particle Separator), para asegurar que el elemento resista el fuego. También el conducto está equipado con bandas de titanio para dar capas de protección contra el fuego.



2.7.2. SELLANTES CONTRA EL FUEGO

Hay también varios cierres de estanqueidad entre conductos que pueden ser considerados como parte del sistema de protección contra el fuego. Este análisis tiene en cuenta sólo los cierres que son parte de los capós. Estos sellantes que permanecen unidos al equipo son considerados en su análisis respectivo.

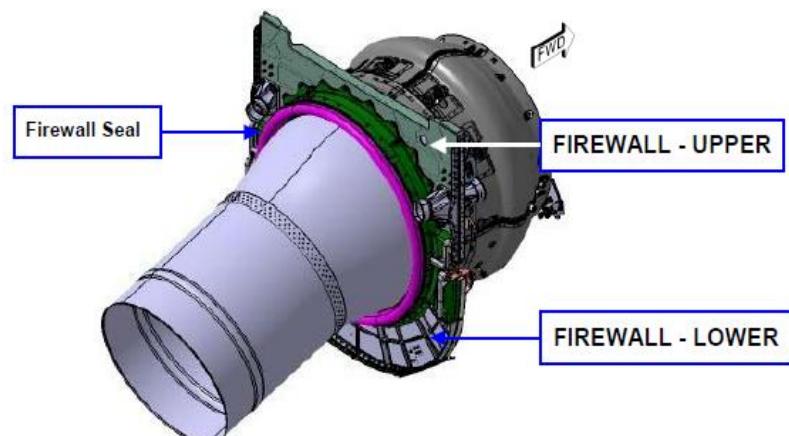


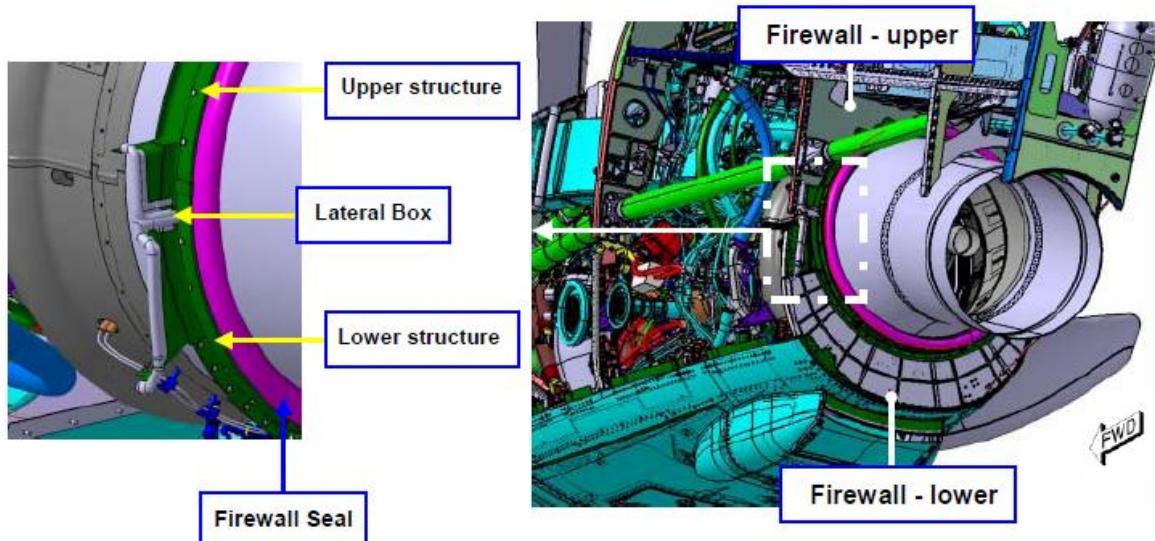


2.7.3. CORTAFUEGOS (FIREWALL)

La estructura es aislada de la zona de fuego de la nacela mediante los **Firewalls**. El firewall consiste en:

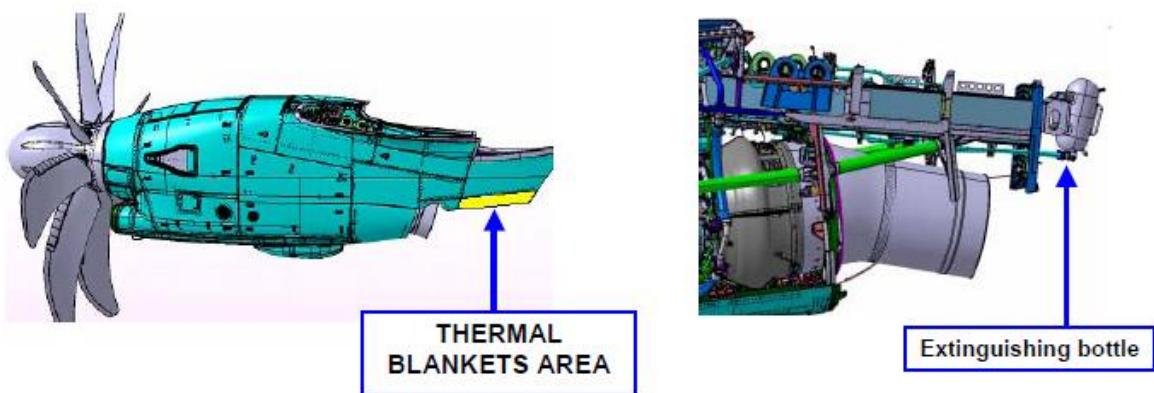
- **FIREWALL.** Dos estructuras diferentes, hechas de titanio, se distinguen:
 - FIREWALL. Lower, unida al capó lower structure.
 - FIREWALL. Lower, unida a la estructura del pylon.
- Upper & Lower Structure, que sirve de apoyo al aislante del cortafuegos.
- Firewall seal (aislante del cortafuegos).
- - Lateral Seal Box (caja del aislante lateral).





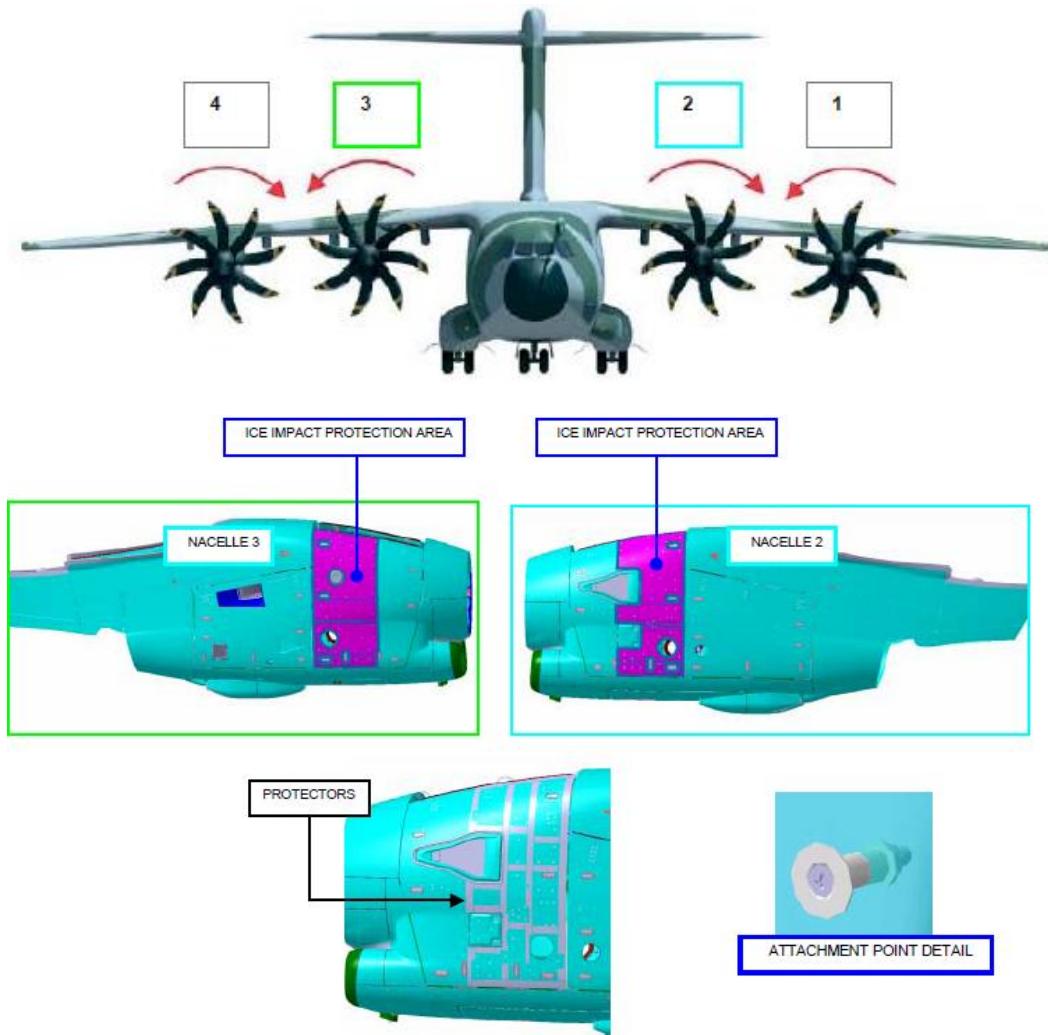
2.7.4. AISLAMIENTO

La botella extinguidora está montada dentro del capó de cola, sobre la tobera de escape. Debido a las altas temperaturas que pueden ser alcanzadas esta zona, la botella necesita ser protegida contra sobretemperaturas. Esta protección es lograda por mediante telas térmicas unidas a la parte metálica del capó de cola (aft cowl). Consisten en dos láminas metálicas (acero) con un material aislante entre ellas.



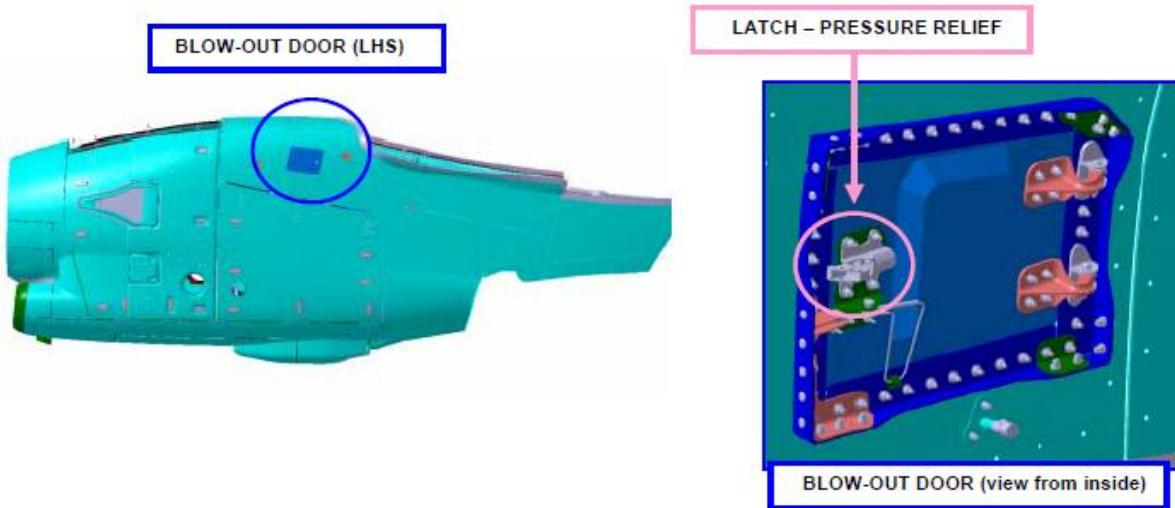
2.8. Protección contra las proyecciones de hielo

Hay también necesidad de proteger algunas áreas de la nacela contra el impacto de hielo de la hélice. Teniendo en cuenta el sentido de rotación de la hélice y, después de varios estudios, solamente la parte delantera de los motores interiores (nacela 2 y 3) tienen paneles de protección al impacto de hielo. Esta protección consiste de un núcleo aislante entre varias de Kevlar y está unido a las puertas delanteras (FWD) (puerta LHS para nacela 2 y puerta RHS para nacela 3). Para proteger los capós, varios GF protectores entre la puerta y los paneles de protección de hielo son puestos. Los revestimientos son instalados con insertos de Titanio con tornillos CRES y tuercas de auto bloqueo. Y son desmontables.



2.9. Blow out doors

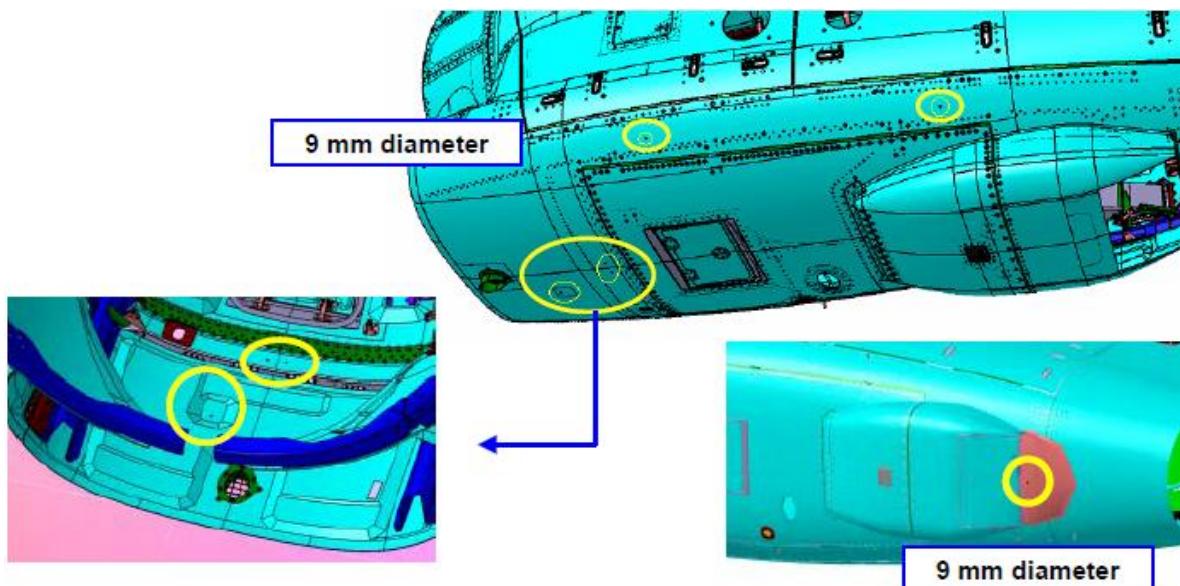
Son para proteger contra sobrepresiones dentro del área cortafuegos del pylon debido a estallidos del conducto neumático del motor, cada motor lleva una puerta blow out. El sistema consiste en un panel, dos bisagras de Aluminio y un pestillo hecho de CRES (Corrosion REsistant Steel) El pestillo está diseñado para abrirse cuando hay una presión diferencial, que resulta en una carga mayor que un cierto valor determinado. Entonces, por debajo de un cierto valor, el pestillo se abre y la presión interna es liberada.



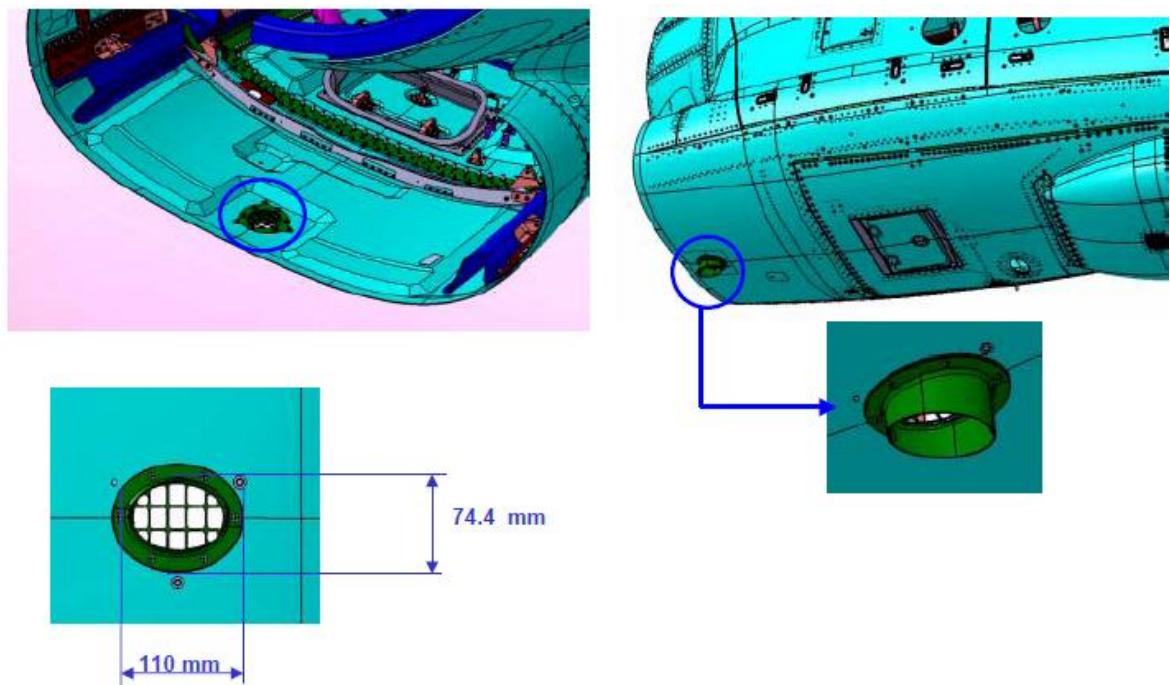
2.10. DRENAJES

Hay varias provisiones de drenaje para facilitar la evacuación de fluidos acumulados

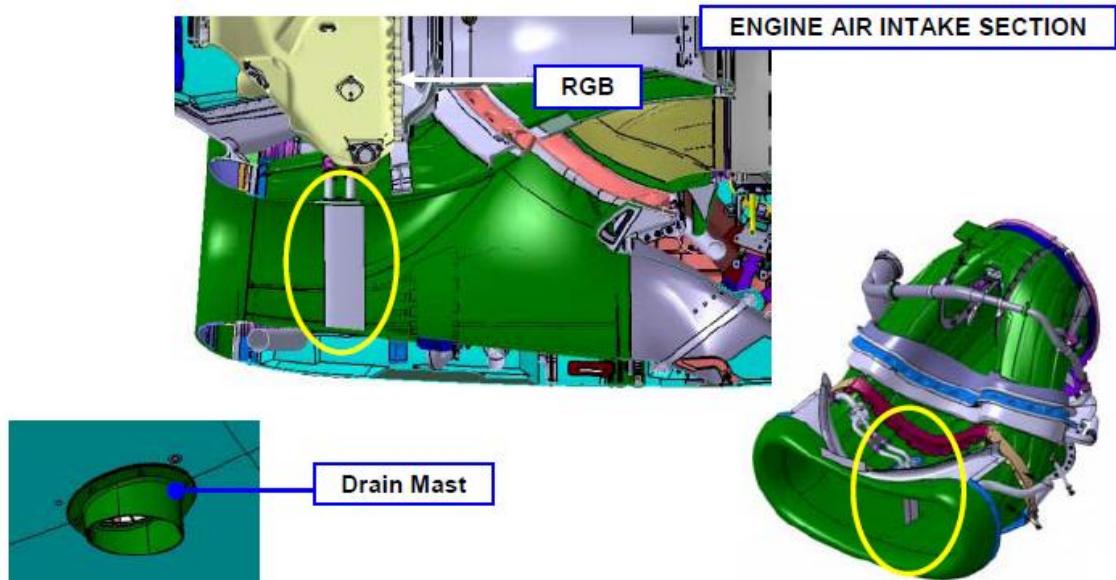
2.10.1. Agujeros de drenaje



2.10.2. Mástil de drenaje (drainage mast)

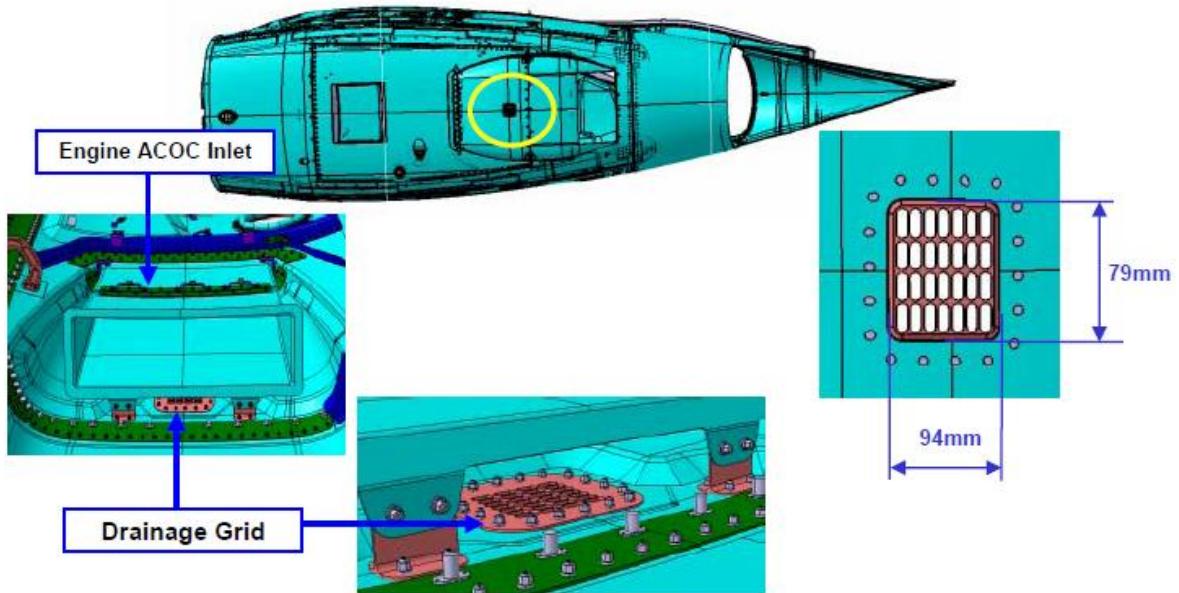


Debido a la forma de U de la superficie superior de la entrada de aire al motor, el agua proveniente de la condensación puede acumularse en la zona. De esta manera, una provisión de drenaje es dada. Los fluido recogidos en la superficie superior de la entrada atraviesan un conducto de drenaje a través de la entrada, hasta el mastil de drenaje localizada en la lower structure de la nacela.



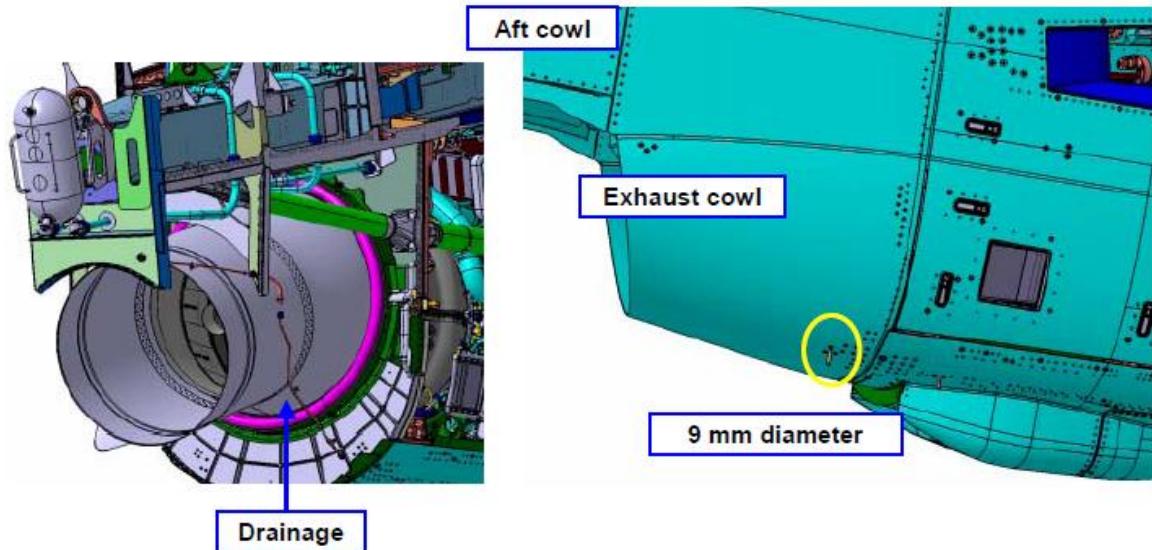
2.10.3. Drainage grid (Rejilla de drenaje).

Está en el punto más bajo de la lower structure, justo de bajo de la entrada de la ACOC del motor.



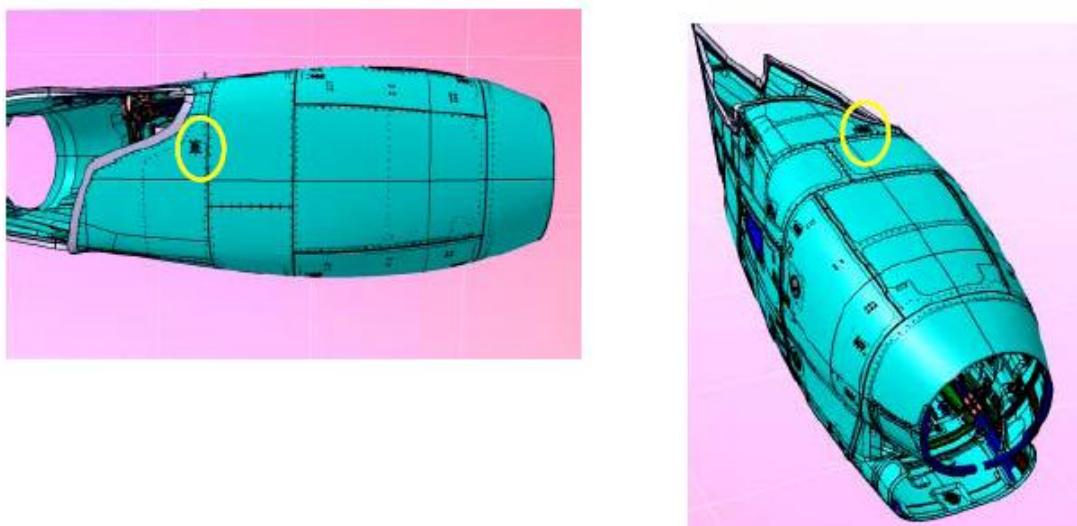
2.10.4. Aft cowl drainage (drenaje del capó de cola)

Está hecho a través del exhaust cowl: Los fluidos son recogidos en una bandeja en la parte más baja del Aft Cowl, y son conducidos a través de un tubo, todo a lo largo de la exhaust cowl, y drena al exterior.



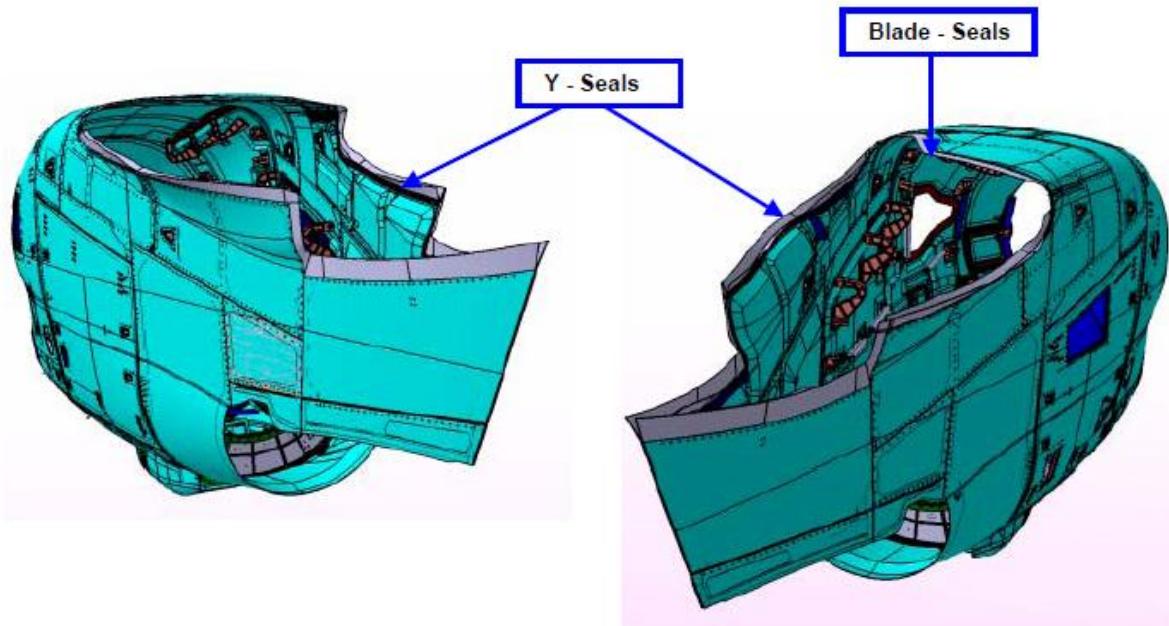
2.11. Ventilación de vapor

Se usa para ventilar la zona de vapor. Se pone además de los conductos de ventilación NACA. Una rejilla de escape está localizada en la parte superior del Bridge Cowl.

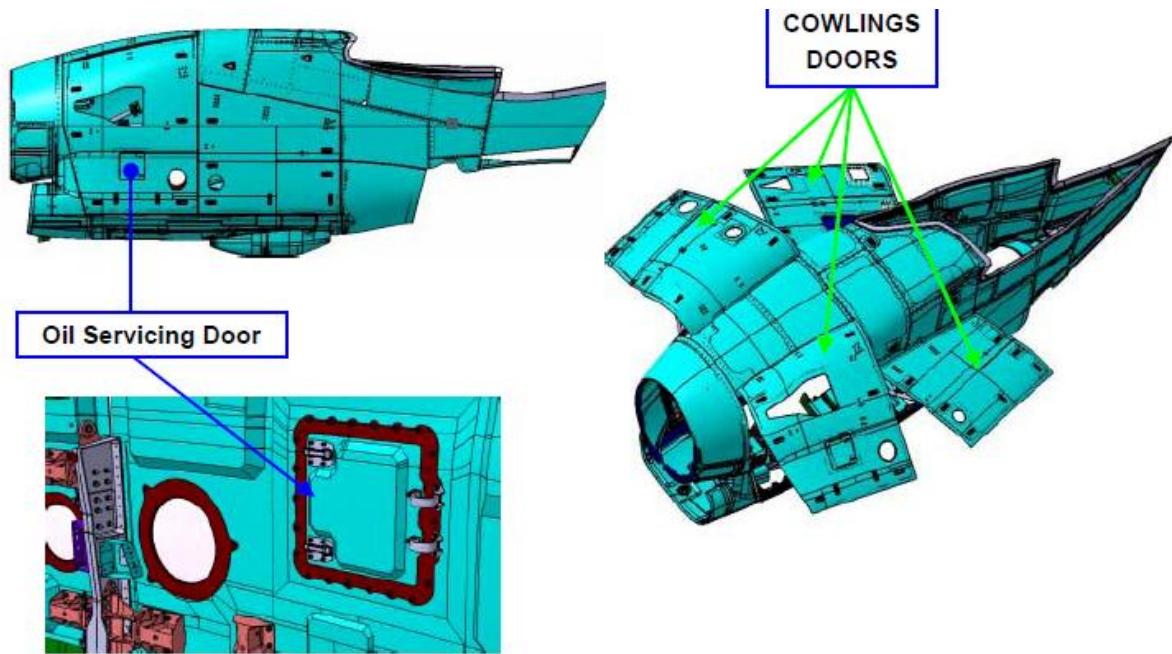


2.12. Interferencia capó-ala (Cowling-to-wing Interface)

La interferencia nacela – ala es lograda mediante Y-seal a lo largo de la parte superior de la nacela, y un Blade-seal en la parte frontal del capó.



2.13. Accesos para servicio



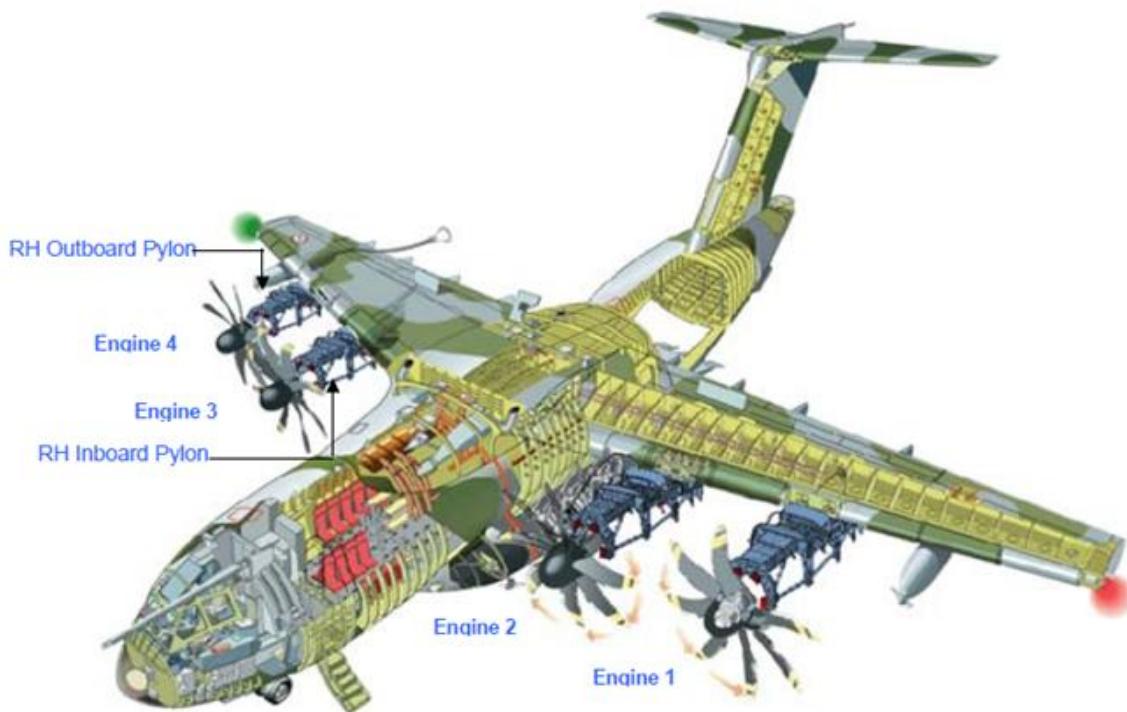
ATA 71-20-00 BANCADAS DEL MOTOR

- ENGINE MOUNTS (Bancadas del motor)

Cada pylon del A400M está equipado con seis bancadas de motor.

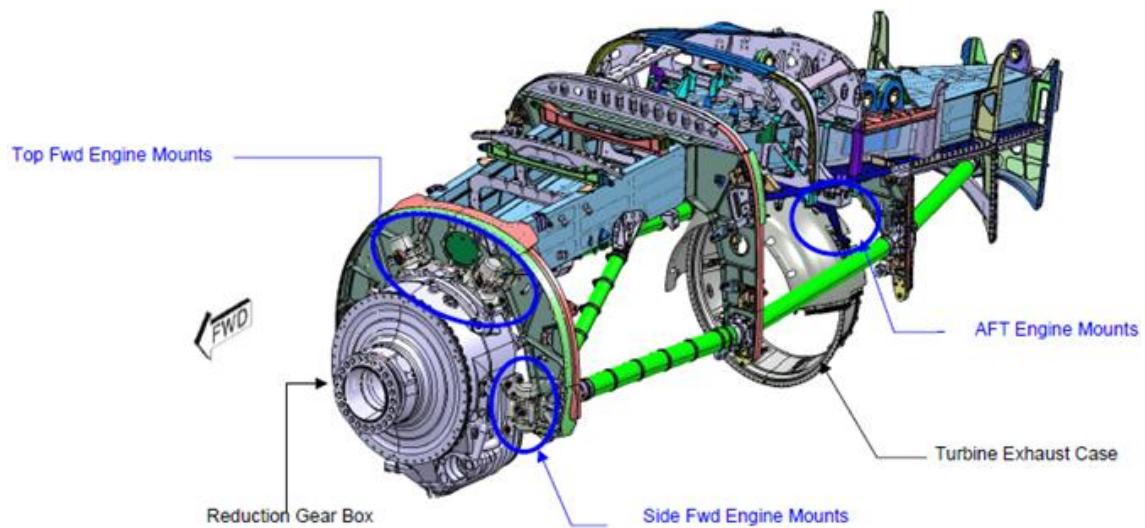
Las dimensiones generales y características de la bancada del motor delantero son:

- Cantidad de bancadas de motor delantero..... 4 (2 side mounts y 3 Top mounts)
- Cantidad de bancadas de motor de cola..... 2



El propósito de las bancadas del motor es:

- Soportar el motor
- Transmitir las cargas de hélice/motor y empuje al pylon
- Amortiguar las vibraciones de motor y hélice

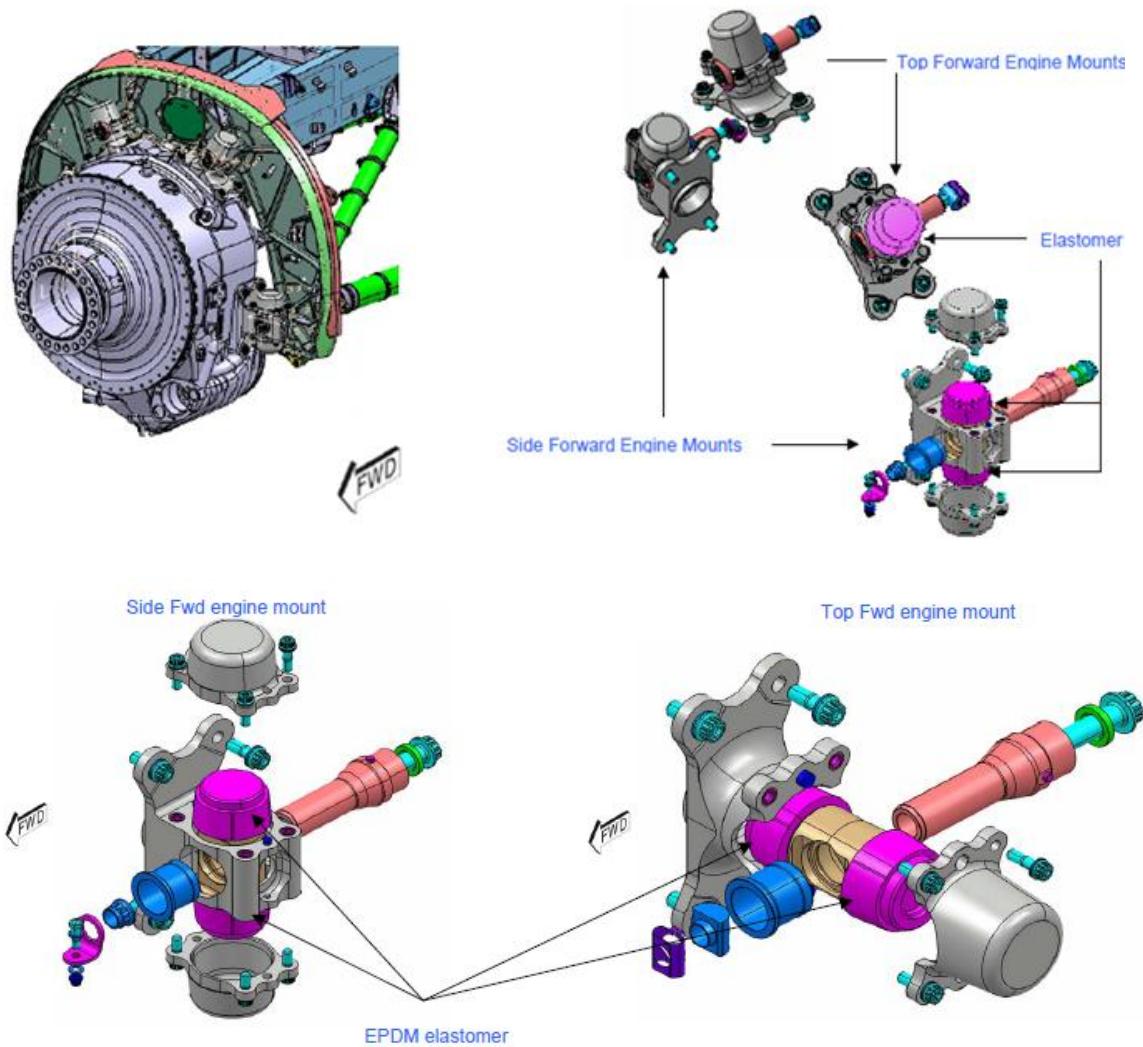


1. FORWARD ENGINE MOUNTS (Bancadas del motor delantero)

Las bancadas del motor A400M están unidas al pylon. Las bancadas conectan el pylon al TP400, proporcionando amortiguación y atenuando vibraciones a través de elementos elastómeros resilientes.

EPDM (*Ethylene-Propylene-Diene-Monomer*), es el elastómero seleccionado para las bancadas delanteras. Comparado a otros elastómeros naturales y sintéticos negros, EPDM tiene excelentes propiedades como:

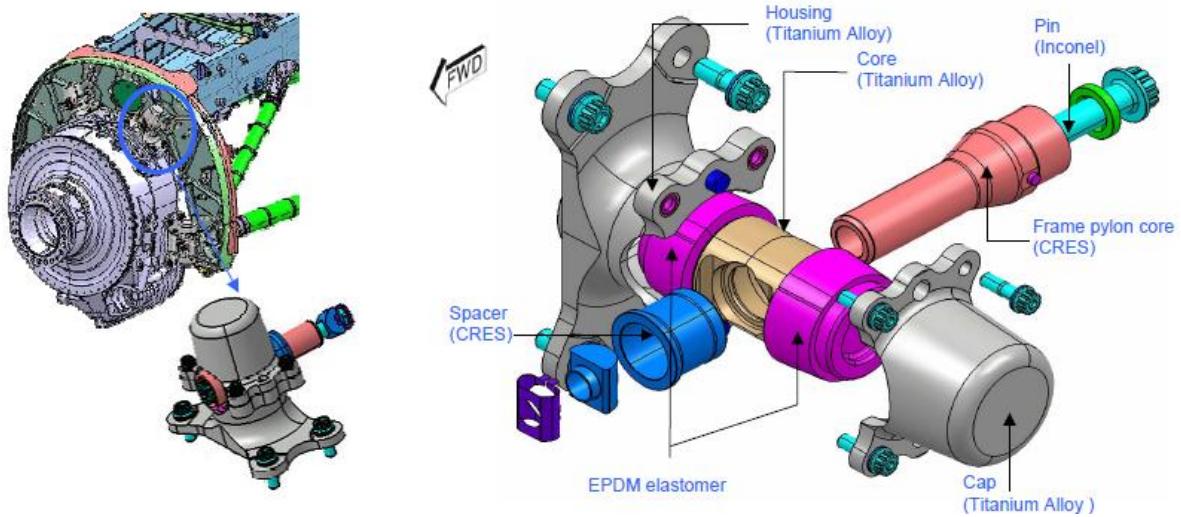
- Alta fortaleza mecánica
- Una relativa estabilidad en ambientes de temperaturas extremas.
- Resistencia a disolventes, aceites y otros fluidos típicos usados en motores de avión.



1.1.1. TOP FWD ENGINE MOUNTS

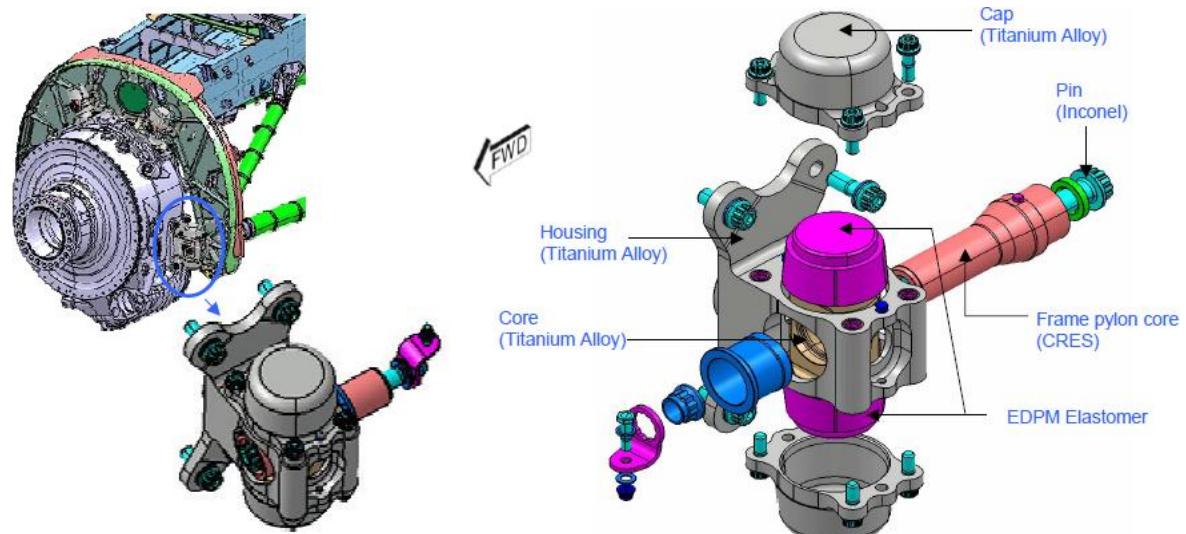
Están constituidos por una lámina metálica (hecha de aleación de Aluminio), con dos elastómeros EPDM a cada extremos. Esto, tomado ente el hueco metálico y la tapa (hecha de aleación de Aluminio), sirve como absorbente de impacto. El conjunto es unido a la Reduction Gear Box del motor a través de su alojamiento en el plato. También está unido a la cara delantera de la cara delantera del pylon por medio de un

pin y una conical frame pylon core (CRES). Su objetivo es transmitir las cargas y empuje desde la hélice/motor a la estructura primaria del pylon.

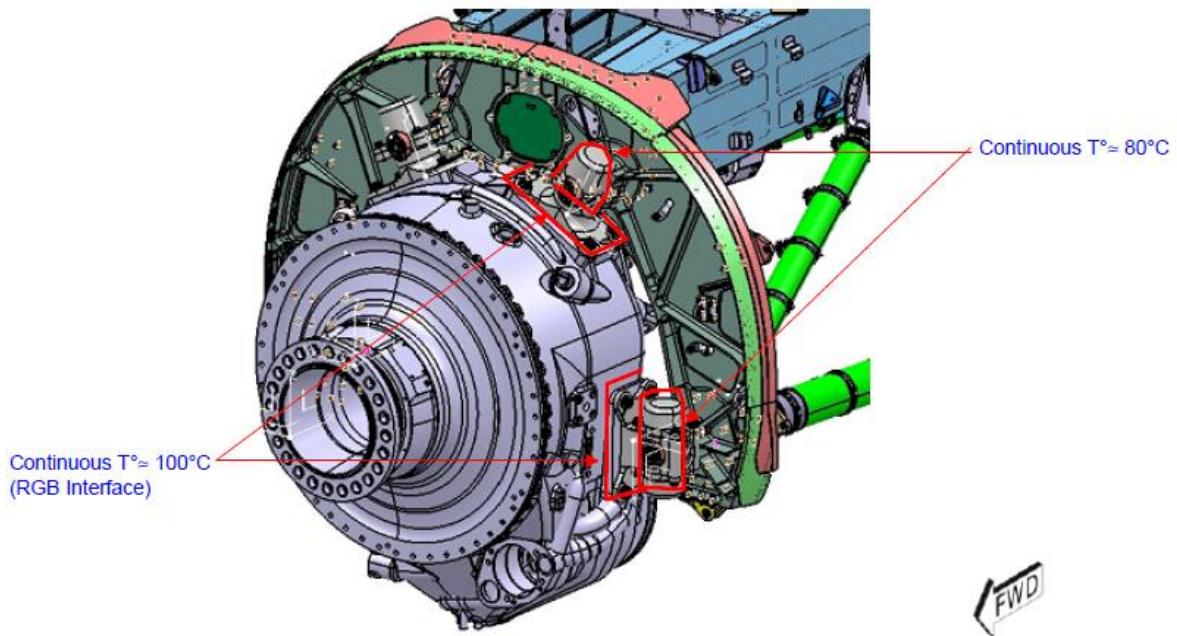


1.1.2. SIDE FWD ENGINE MOUNTS

Las Side FWD Engine Mounts se constituyen de una lámina metálica (hecha de aleación de Aluminio), con dos elastómeros EPDM a cada extremo. Esto, cogido entre las dos tapas, de aleación de Al, sirve de absorbente de impactos. El conjunto es unido a la Reduction Gear Box del motor a través de su alojamiento en el plato. También está unido a la cara delantera de la cara delantera del pylon por medio de un pin y una conical frame pylon core (CRES). Su objetivo es transmitir las cargas y empuje desde la hélice/motor a la estructura primaria del pylon.

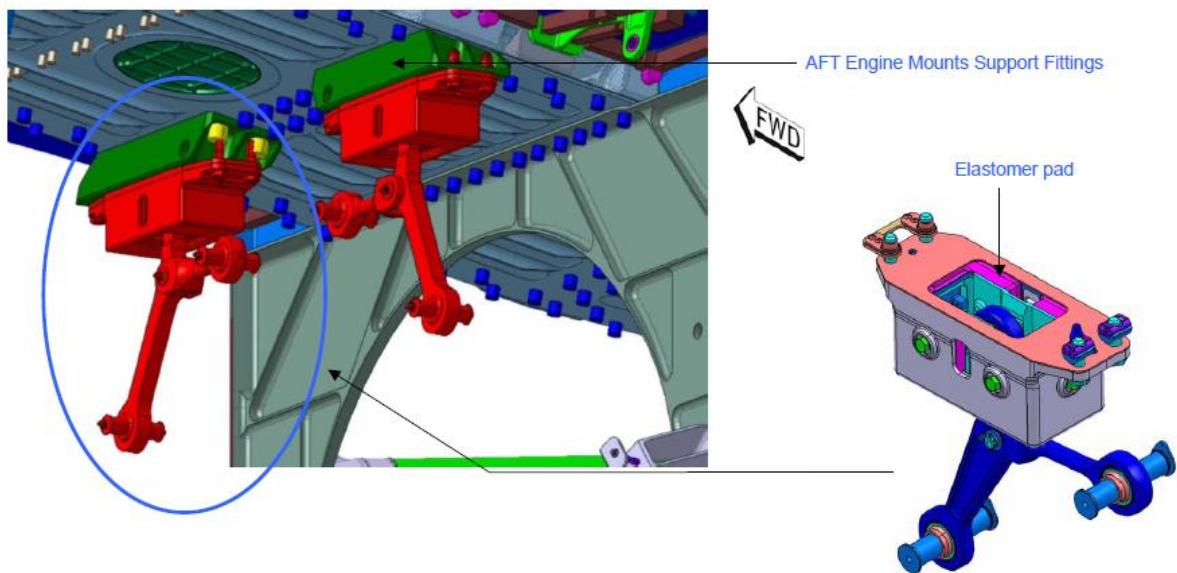


Fwd engine mounts que se exponen a continuación, han de soportar las siguientes temperaturas durante condiciones normales de vuelo:

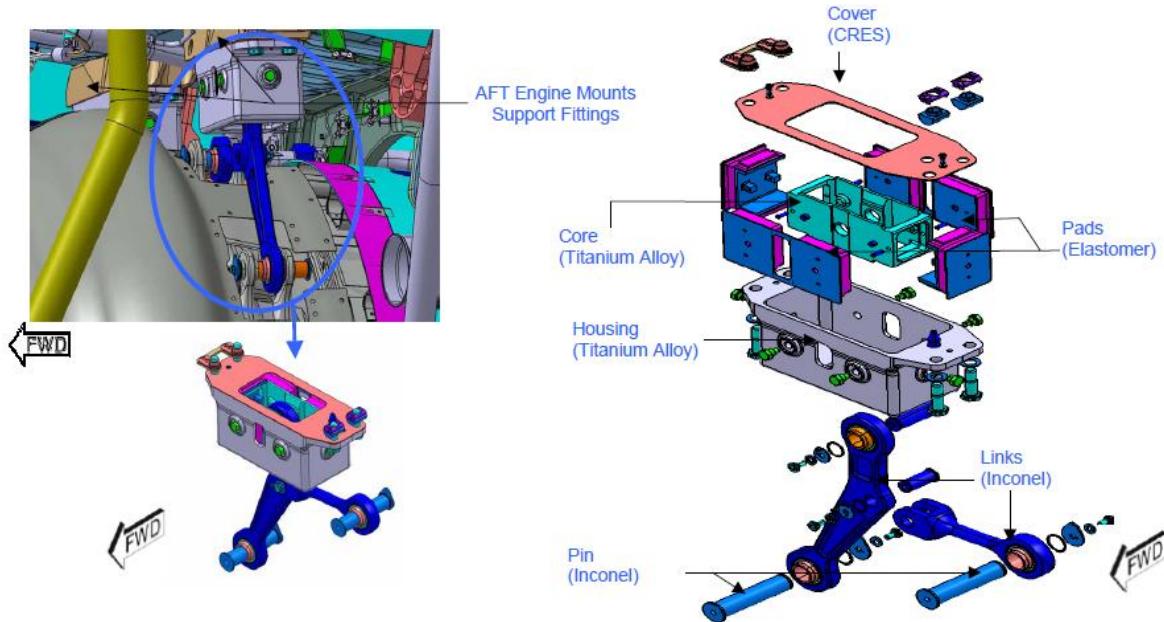


1.2. DESCRIPCIÓN DE AFT ENGINE MOUNTS

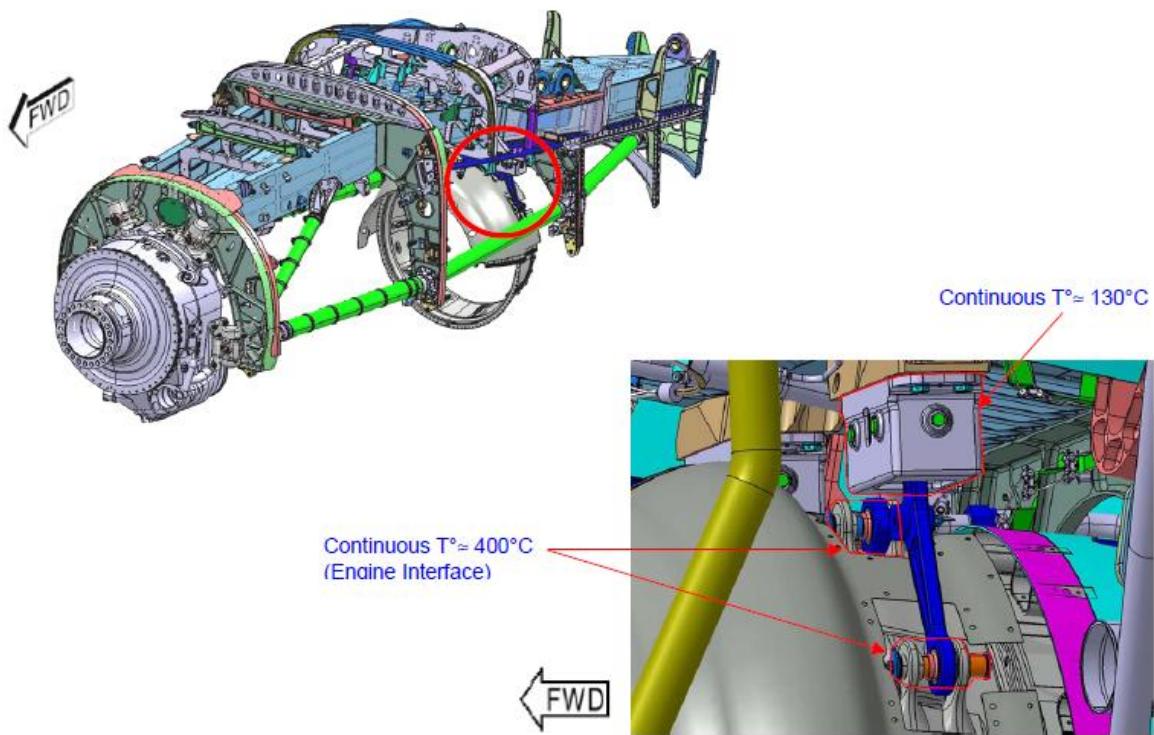
La silicona es el elastómero para los Aft Engine Mounts principalmente por las altas temperaturas normalmente dadas en estas áreas para aplicaciones. Este material elastómero proporciona actuación estable a través de temperaturas extremas.



Las Aft Engine Mounts consisten en láminas metálicas (de aleación de Al) rodeadas de acolchamientos (pad) de elastómero (Silicona). Un conjunto de unión, hecho de Inconel forjado, hace de absorbente de impactos. El alojamiento está unido a la estructura de pylon primario a través del plato de cubierta en accesorios de apoyo. Está también unido a la caja de la turbina de escape a través de un pasador. Su objetivo es transmitir el empuje y sostener el motor.



Aft engine mounts han de soportar las siguientes temperaturas durante condiciones normales de vuelo:



ATA 71-10-00 AIR INTAKE (Entrada de aire)

Lista de acrónimos:

CFRP Carbon Fiber Reinforced Plastic
ECU Electronic Control Unit

EPMM Engine Protection Management
Module

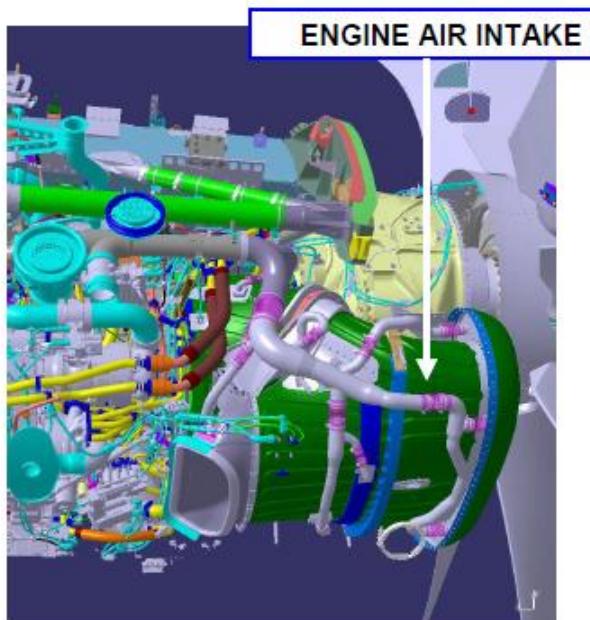
L/H Left Hand
LVDT Linear Variable Differential
Transformer
NAI Nacelle Anti - Ice
RGB Reduction Gear Box
R/H Right Hand

EPMU Engine Protection Monitoring Unit
FADEC Full Authority Digital Engine Control
IPS Inertial Particle Separator

1. Configuración y descripción funcional.

El término intake, comprende todas las partes que conducen el aire al motor hacia abajo a la cara del compresor.

El aire es alimentado al motor desde la boca del inlet a través del Inlet Duct, que tiene forma de “S”. El engine intake es un accesorio con forma de barbilla con cazo localizado directamente debajo de la reduction gear box (RGB).



El air intake consiste de:

Upper duct. Está hecho de aleación de Al y se une al motor.

Lower duct. Está unido a la cowling lower structure, y está hecho también de aleación de Al. Podemos distinguir:

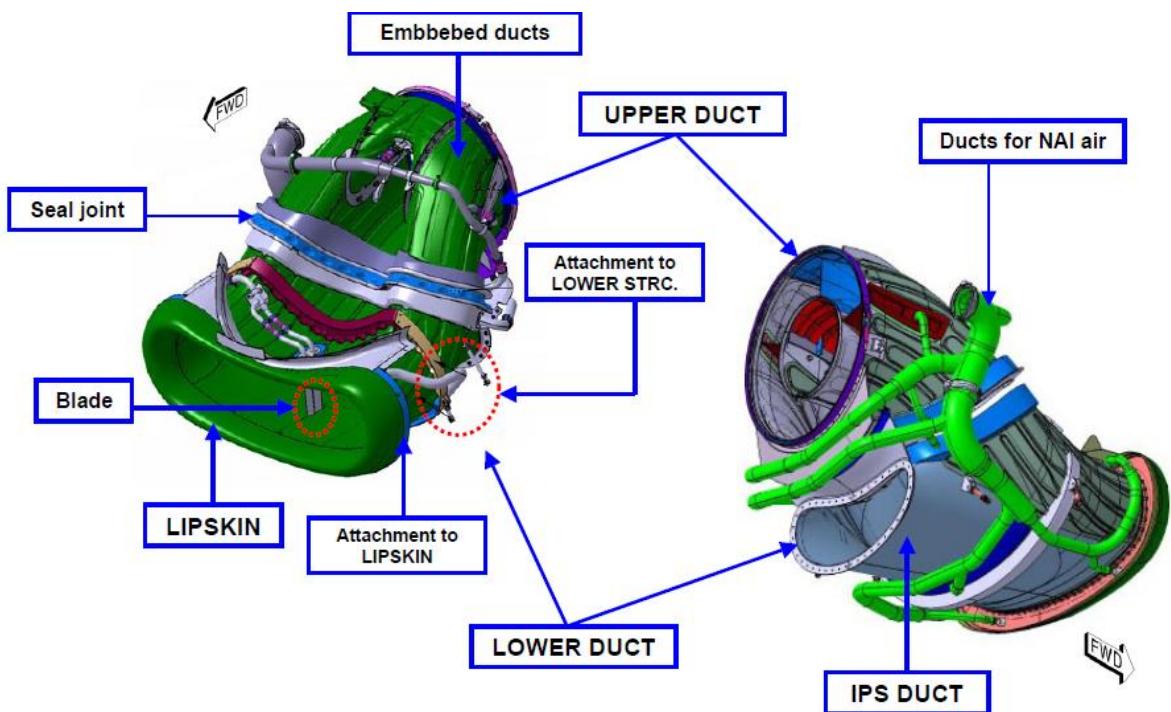
- Conducto Inertial Particle Separator (IPS) duct
- Lip skin (piel de labio), un conjunto de pared dual hecho de aleación de Al.
- Blade. Debido a la forma de U de la superficie superior del lower duct, el agua proveniente de la condensación puede acumularse en la zona. De esa

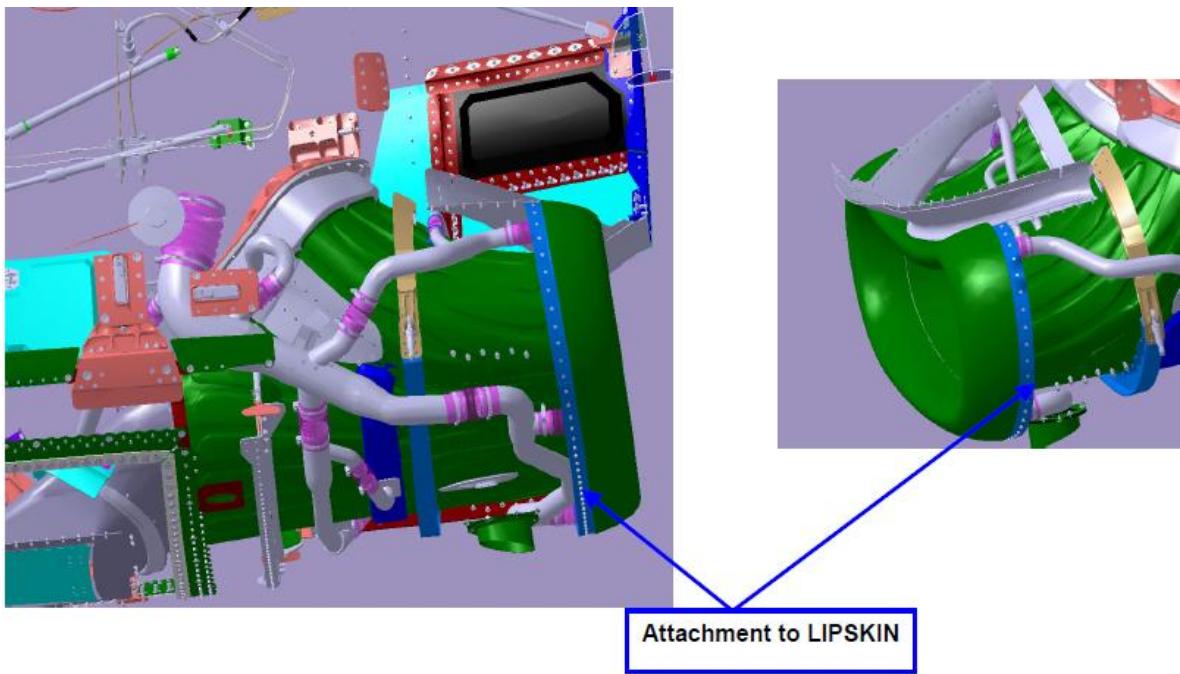
forma, un agujero de drenaje ha sido hecho en esa zona. Así, los fluidos pueden circular a través del conducto de drenaje atravesando el Air Intake del motor y son protegidos contra daños hechos por la hoja (blade). Los fluidos son entonces drenados a través de la rejilla localizada en la lower structure de la nacela, justamente debajo del conducto de drenaje.

- **Seal joint (Unión sellante).** Unión entre los upper y lower ducts. Tiene un aislante resistente al fuego y flexible hecho de silicona reforzada.
- **Distribution pipes (tuberías de distribución).** Hechas de CRES & Titanio, reciben aire caliente de la Nacelle Anti – Ice (NAI) system es contenido dentro, y circula a través de estos conductos, y es distribuido a través de las tuberías de distribución por propósitos de Engine Intake y Nacelle anti-icing.

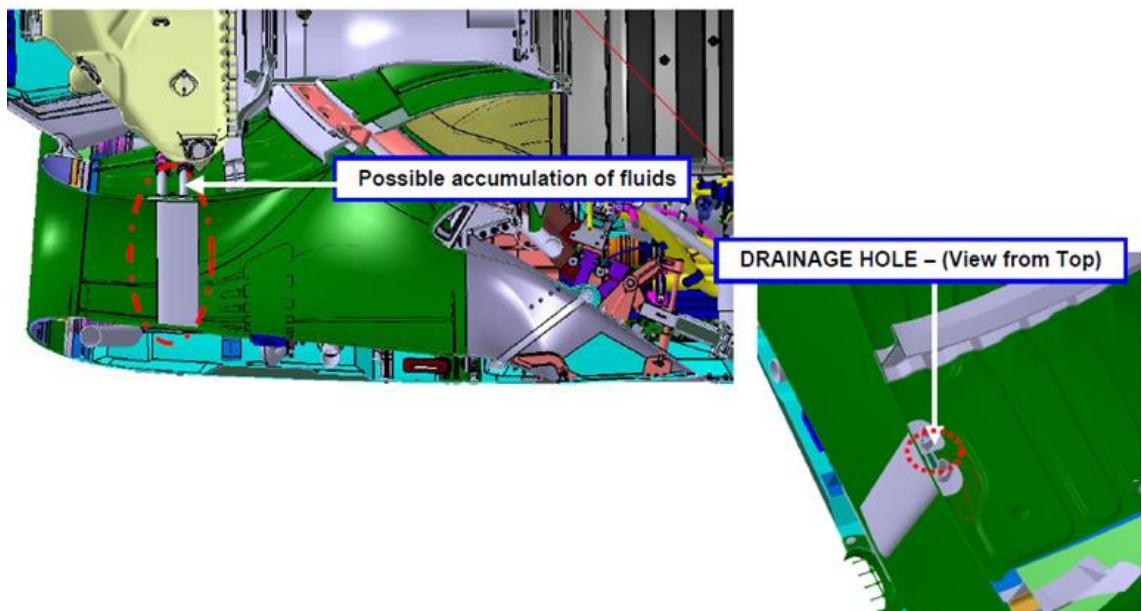
El Engine Air Intake está unido a la estructura de la nacela a través de:

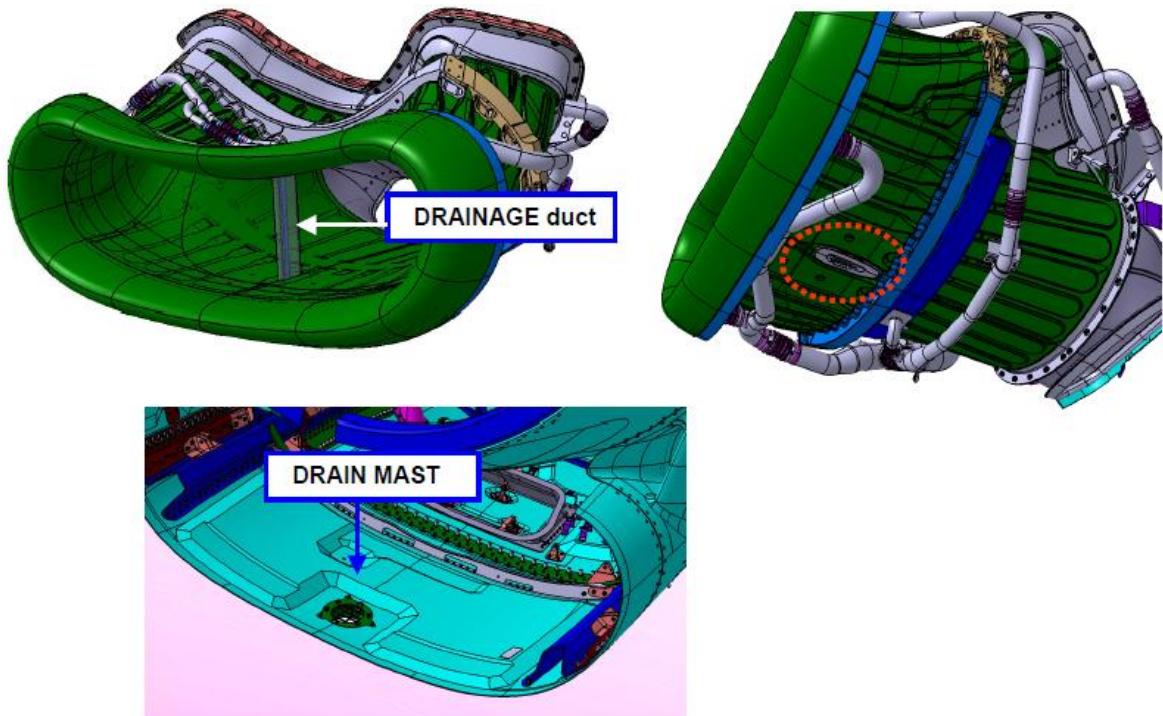
- A la lower structure de la nacela: Con 4 uniones (2 cada lado del Intake)
- Al lipskin: Con dos abrochadores que rodean el lip.





Debido a la forma de U de la superficie superior del Engine Air intake, se acumulan fluidos condensados. Los fluidos se recogen desde la superficie superior del Intake y van a través del conducto de drenaje a través del intake, hasta el mástil de drenaje de la lower structure de la nacela.



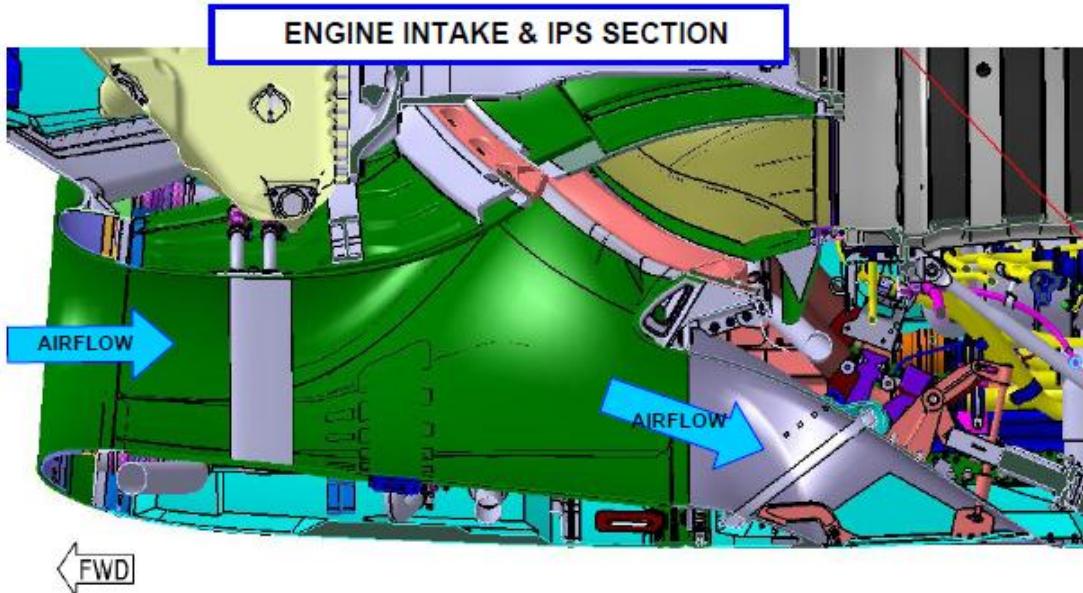


El intake incorpora un Inlet Particle Separator (IPS) sistema para proteger el motor contra la ingestión de restos de objetos preservando la vida y salud del motor, e impidiendo cualquier impacto peligroso de pájaro en el compresor.

El IPS es un intake de geometría variable en el cual objetos extraños y partículas son conducidas, permitiendo un suministro de aire limpio al generador de gas.

El flujo de aire dentro del IPS es controlado por la Full Authority Digital Engine Control (FADEC), a través del conjunto Flap-Actuador montado en la lower structure.

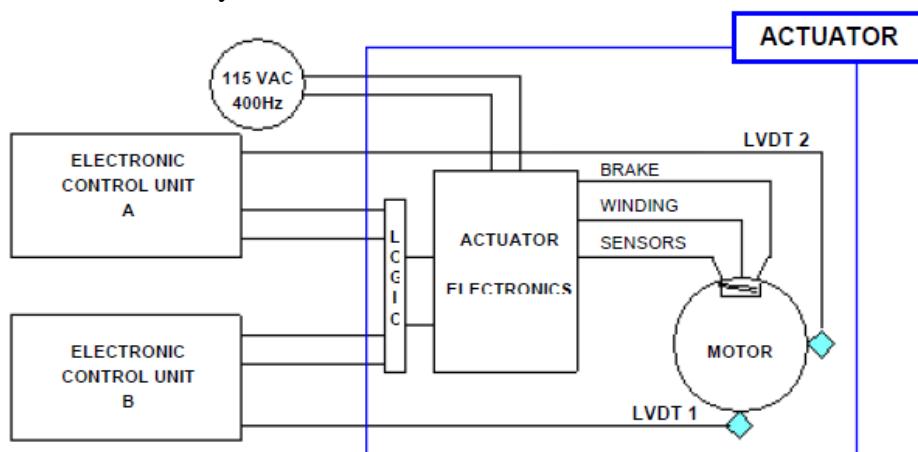
Durante operaciones de tierra, para evitar foreign object debris (FOD) (ingestión de objetos extraños), la puerta flap debe estar mantenida protegida a la nacela.

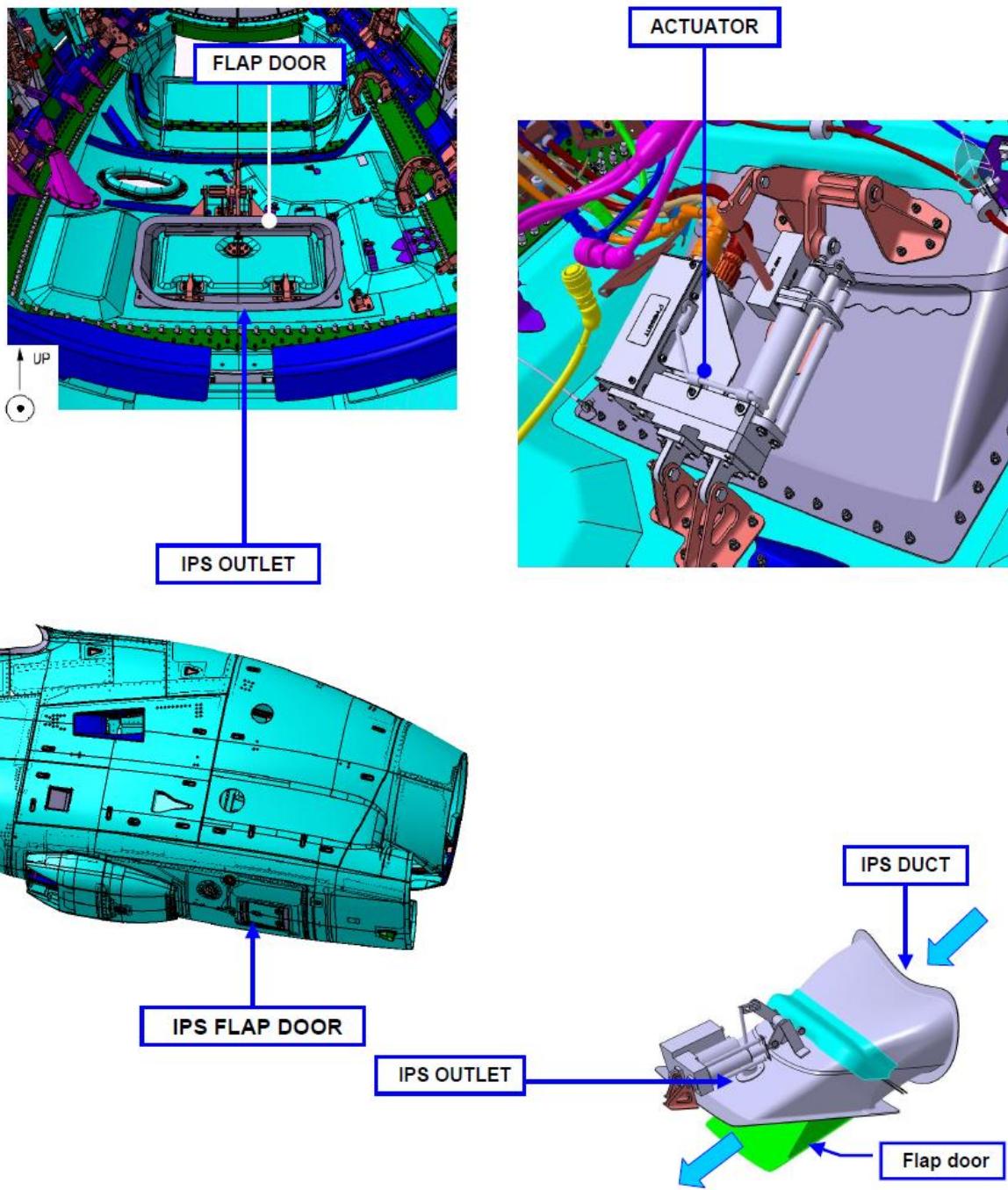


La posición del FLAP es controlada, a través de varillas de conexión, por un actuador electromecánico montado en la lower structure de los cowlings. El actuador recibe la energía eléctrica (115VAC) directamente desde el airframe (armazón), a través del Engine Protection Management Module (EPMM) del Engine Protection Monitoring Unit (EPMU), y las ordenes para moverse son desde el Electronic Control Unit (ECU). El actuador consiste en varios componentes, tales como el alojamiento de subconjunto, un conjunto motor con freno eléctrico, 2 Linear Variable Differential Transformers (LVDTs) para la señal feedback de posición, suministro eléctrico y controladores electrónicos, varillas, ...

El motor es operado con energía del avión. Bajo condiciones normales de operación, tiene que extenderse o retraerse, el controlador del actuador liberará el freno y la energía del motor.

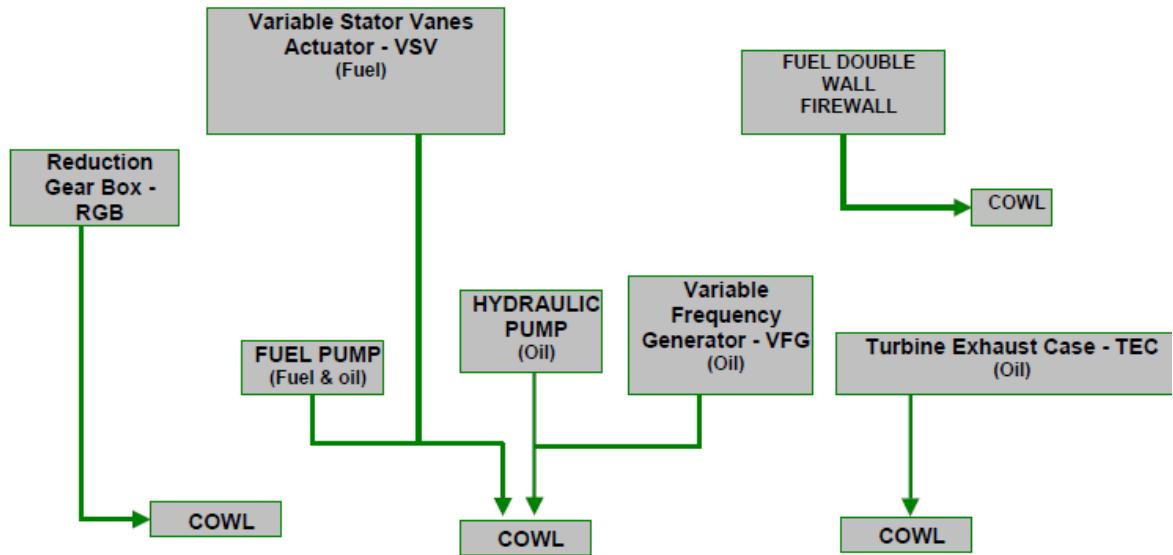
Como una de las ECUs (canal ECU A) detecta y comunica que la posición deseada del actuador ha sido alcanzada, el controlador del actuador quitará energía desde el motor y el freno se aplicará.





ATA 71-70-00 ENGINE DRAINS (Drenaje del motor)

El objetivo del sistema de drenaje del motor es proporcionar conductos para evacuar pérdidas de líquidos y otros fluidos depositados y gases hacia fuera.



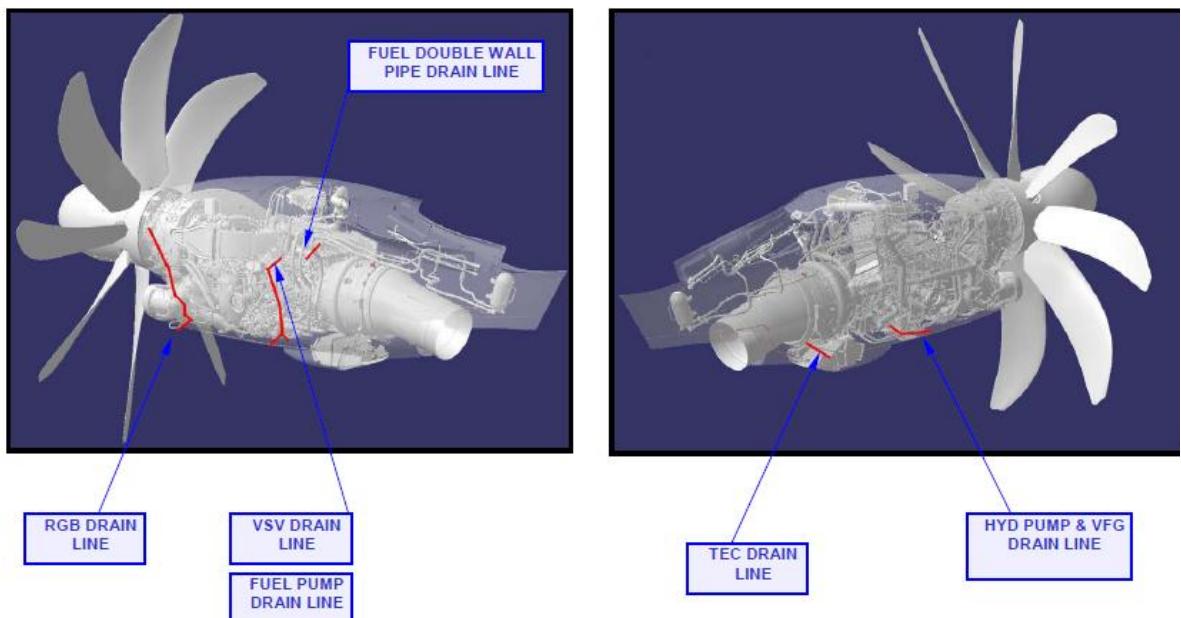
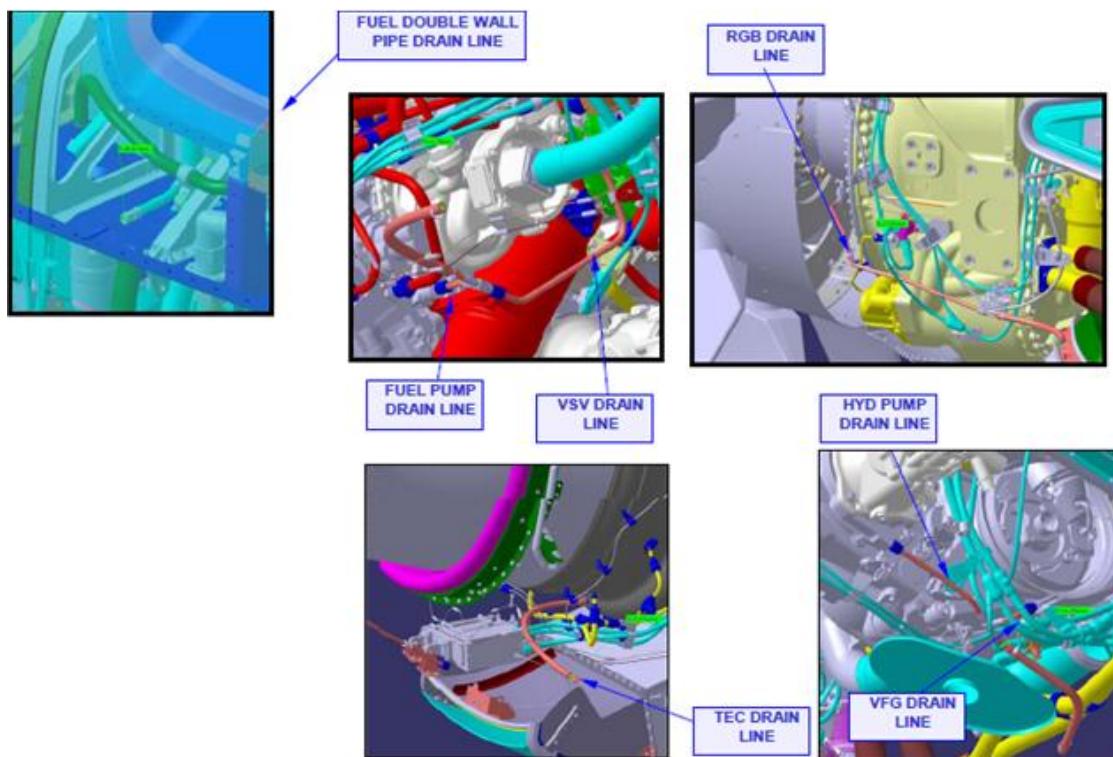
1. General

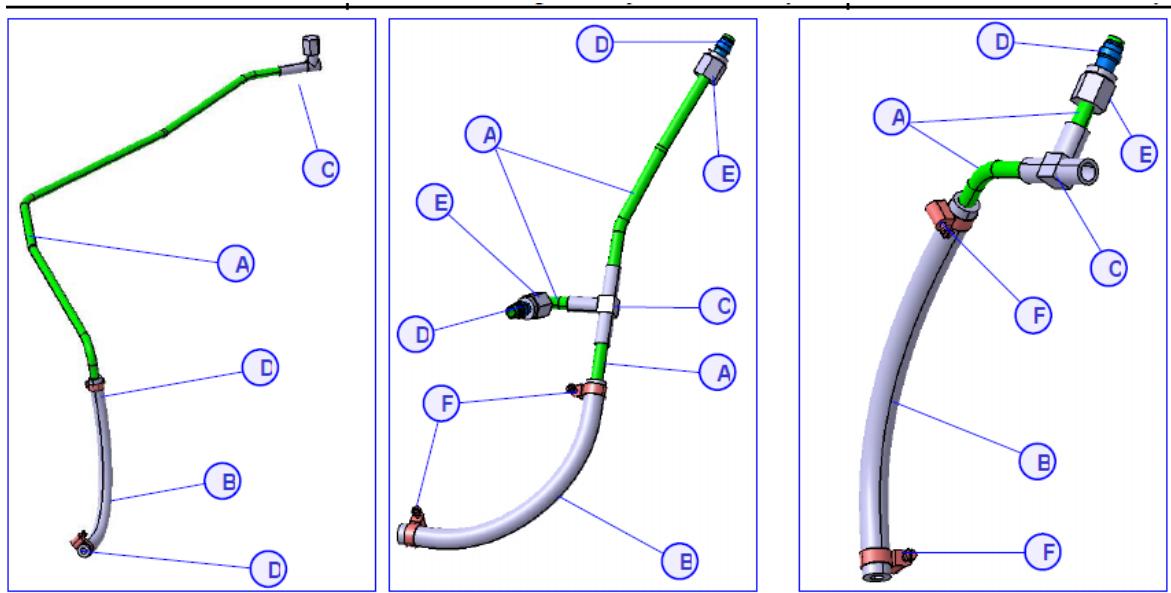
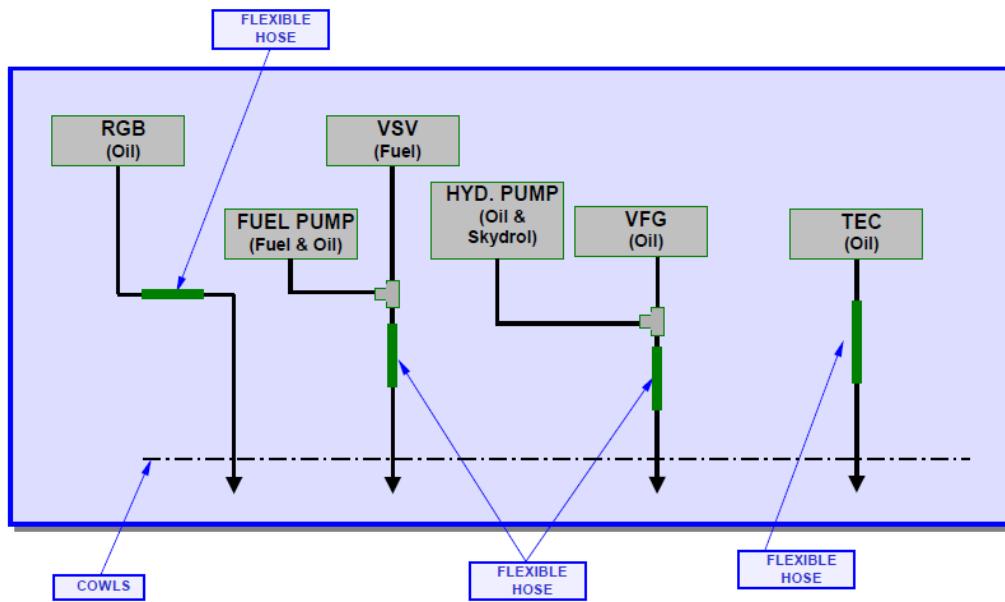
Las pérdidas de fluido de los componentes del motor van a través de tubos de drenaje y son liberados hacia fuera. Los drenajes del motor son considerados “secos”, no transportan el volumen completo de fluido y sirven como evacuadores para unidades de goteos, tanto desde operación normal como por avería de la unidad en sí misma (pérdidas menores).

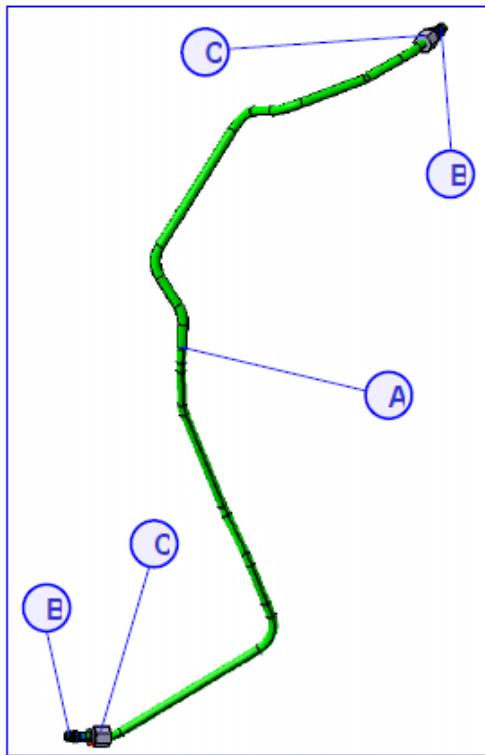
En el caso de tubería de drenaje de doble pared y drenaje del Aft Cowl, sirven como drenajes de protección para casos de rupturas de tuberías y están completamente secos durante operación normal.

2. Localización

El sistema de drenaje del motor no es funcionalmente agrupado en espacio. La tubería de drenaje de combustible de doble pared, drenaje RGB y la bomba de combustible & líneas VSV descargan en el lado izquierdo de la nacela. Drenaje TEC y VFG & drenaje de la bomba hidráulica descargan en el lado derecho.

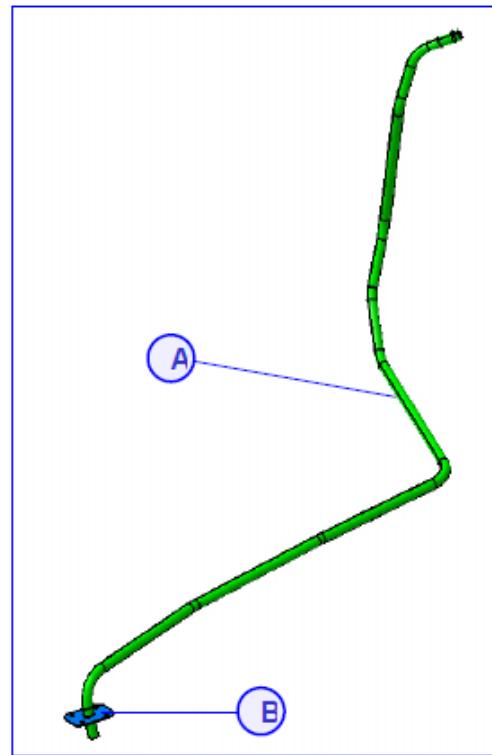






VSV drain assembly:

A Tube
B Bush
C Nut



TEC Drain Hose Assembly

A Tube
B Hose
C Bush
D Nut
E Warm Clamp

TEMA XIV

ALMACENAMIENTO

Y

CONSERVACIÓN DEL MOTOR

IZADO

ELEVACION SOBRE GATOS

Descripción

1 GENERALIDADES

El avión está provisto de tres puntos principales de apoyo sobre gatos, que son:

- Un punto de apoyo de morro situado en la parte inferior del fuselaje en la STA 4792 (FR11).
- Dos puntos de apoyo situados en ambos lados (izquierdo y derecho) del fuselaje posterior en la STA 17190 (FR30).

El avión completo, se puede elevar sobre gatos, empleando el punto de apoyo del morro y los dos puntos de apoyo principales en el fuselaje posterior, siempre que el máximo peso del avión no exceda los límites requeridos para ello.

El máximo peso para elevar el avión sobre gatos es de 17000 kg.

Para el mantenimiento del tren de aterrizaje principal, está aprobado el método de elevación sobre gatos del tren de aterrizaje principal sólo.

Para el mantenimiento del tren de aterrizaje auxiliar, está aprobado el uso del punto de apoyo de morro, sin poner gatos en el tren principal.

Una vez terminadas las operaciones de elevación, y antes de autorizar el acceso del personal al avión, debe colocarse un soporte de seguridad de la cola.

Los procedimientos de elevación sobre gatos son:

- Elevación sobre Gatos para Mantenimiento CA-A-07-11-00-00A-912A-A .
- Elevación sobre Gatos- Sustitución de Ruedas CA-A-07-12-00-00A-912A-A .

ELEVACION SOBRE GATOS

Descripción

1 GENERALIDADES

El avión está provisto de tres puntos principales de apoyo sobre gatos, que son:

- Un punto de apoyo de morro situado en la parte inferior del fuselaje en la STA 4792 (FR11).
- Dos puntos de apoyo situados en ambos lados (izquierdo y derecho) del fuselaje posterior en la STA 17190 (FR30).

El avión completo, se puede elevar sobre gatos, empleando el punto de apoyo del morro y los dos puntos de apoyo principales en el fuselaje posterior, siempre que el máximo peso del avión no exceda los límites requeridos para ello.

El máximo peso para elevar el avión sobre gatos es de 17000 kg.

Para el mantenimiento del tren de aterrizaje principal, está aprobado el método de elevación sobre gatos del tren de aterrizaje principal sólo.

Para el mantenimiento del tren de aterrizaje auxiliar, está aprobado el uso del punto de apoyo de morro, sin poner gatos en el tren principal.

Una vez terminadas las operaciones de elevación, y antes de autorizar el acceso del personal al avión, debe colocarse un soporte de seguridad de la cola.

Los procedimientos de elevación sobre gatos son:

- Elevación sobre Gatos para Mantenimiento CA-A-07-11-00-00A-912A-A .
- Elevación sobre Gatos- Sustitución de Ruedas CA-A-07-12-00-00A-912A-A .

ELEVACION SOBRE GATOS PARA MANTENIMIENTO

Prácticas de Mantenimiento

CONDICIONES REQUERIDAS:

Condición	Módulo Datos/Publicación Técnica
El avión debe cumplir las condiciones de seguridad establecidas CA-A-12-00-00-00A-010A-A	
para realizar tareas de mantenimiento	

EQUIPOS DE TIERRA:

Item	Nomenclatura	Nº Identificación	Cant
1	Gato Hidráulico de Trípode (Fuselaje Proa)	CAAHA070100A066AA	–
2	Gato Hidráulico de Trípode (Fuselaje Posterior)	CAAHA070200A066AA	–
3	Adaptador para Gatos Fuselaje Posterior	CAAHA070300A066AA	–
4	Soporte de Cola	CAAHD070400A066AA	–

CONSUMIBLES:

Ninguna

REPUESTOS:

Ninguno

CONDICIONES DE SEGURIDAD:

PELIGRO

NO ELEVAR EL AVION SOBRE GATOS, CUANDO EL PESO MAXIMO DE ESTE EXCEDA LOS LIMITES INDICADOS PARA ELLO CA-A-07-10-00-00A-040A-A .

PRECAUCION

NO ELEVAR EL AVION SOBRE GATOS FUERA DEL HANGAR, SI LA VELOCIDAD DEL VIENTO SOBREPASA 15 NUDOS.

PRECAUCION

CUANDO SE ELEVE EL AVION SOBRE GATOS FUERA DEL HANGAR, ASEGURARSE DE QUE LA OPERACION SE REALIZA SOBRE UNA SUPERFICIE FIRME DE CEMENTO BIEN NIVELADA.

PRECAUCION

MIENTRAS QUE EL AVION ESTE SOBRE GATOS, NO EFECTUAR NINGUNA OPERACION DE APERTURA/CIERRE DE PUERTAS.

NOTA

Para elevar todo el avión, deben emplearse los tres puntos de apoyo principales para situar los gatos y el punto de apoyo de cola en donde se situará el soporte de cola.

Procedimiento

1. Finalidad del Trabajo

Esta sección contiene los procedimientos de elevación sobre gatos e indica el equipo requerido para elevar el avión con el objeto de efectuar operaciones de mantenimiento.

La carga de trabajo de seguridad (SWL) y los requisitos de dimensiones para otros gatos son los siguientes:

Gato	SWL	Dimensiones	Altura en Retracción	Carrera	Altura en Extensión
Principal	20000 kg		0,89 m	0,71 m	1,60 m
Morro	10000 kg		0,493 m	0,607 m	1,10 m

2. Elevación Sobre Gatos (figura 1)

- 2.1. Soltar el freno de aparcamiento del avión.
- 2.2. Situar el gato de morro (equip.apoyo Item 1) (2) bajo el apoyo de morro (1) en la parte inferior del fuselaje y operar el gato hasta acoplarlo al apoyo.
- 2.3. Montar los adaptadores para fuselaje posterior (equip.apoyo Item 3) (4) en ambos lados del fuselaje posterior STA.17190, mediante los tornillos (3) suministrados con los adaptadores.
- 2.4. Situar los gatos (equip.apoyo Item 2) (6) bajo los puntos de apoyo (5) izquierdo y derecho de los adaptadores para fuselaje posterior (4) y operar los gatos hasta acoplarlos a los apoyos.
- 2.5. Elevar el avión a la altura requerida para la operación de servicio.
- 2.6. Bloquear los gatos principales y de morro.
- 2.7. Colocar el soporte de cola (equip.apoyo Item 4) (7), en la STA 22598 del fuselaje y accionarlo hasta que quede adaptado a la estructura.

3. Descenso del Avión (figura 1)

- 3.1. Cerciorarse de que se dispone de espacio libre suficiente por debajo y alrededor del avión.
- 3.2. Cerciorarse de que el tren de aterrizaje está extendido y enclavado. Asegurarse que los bloques en tierra del tren de aterrizaje están instalados CA-A-32-00-00-00A-912A-A .
- 3.3. Comprobar que el freno de aparcamiento del avión está suelto.
- 3.4. Recoger el soporte de cola (7) hasta que quede liberado del apoyo del fuselaje y retirarlo del avión.
- 3.5. Desbloquear los gatos.
- 3.6. Bajar el avión lentamente a tierra, manteniendo siempre bien nivelado el avión durante la operación.
- 3.7. Poner freno de aparcamiento del avión.

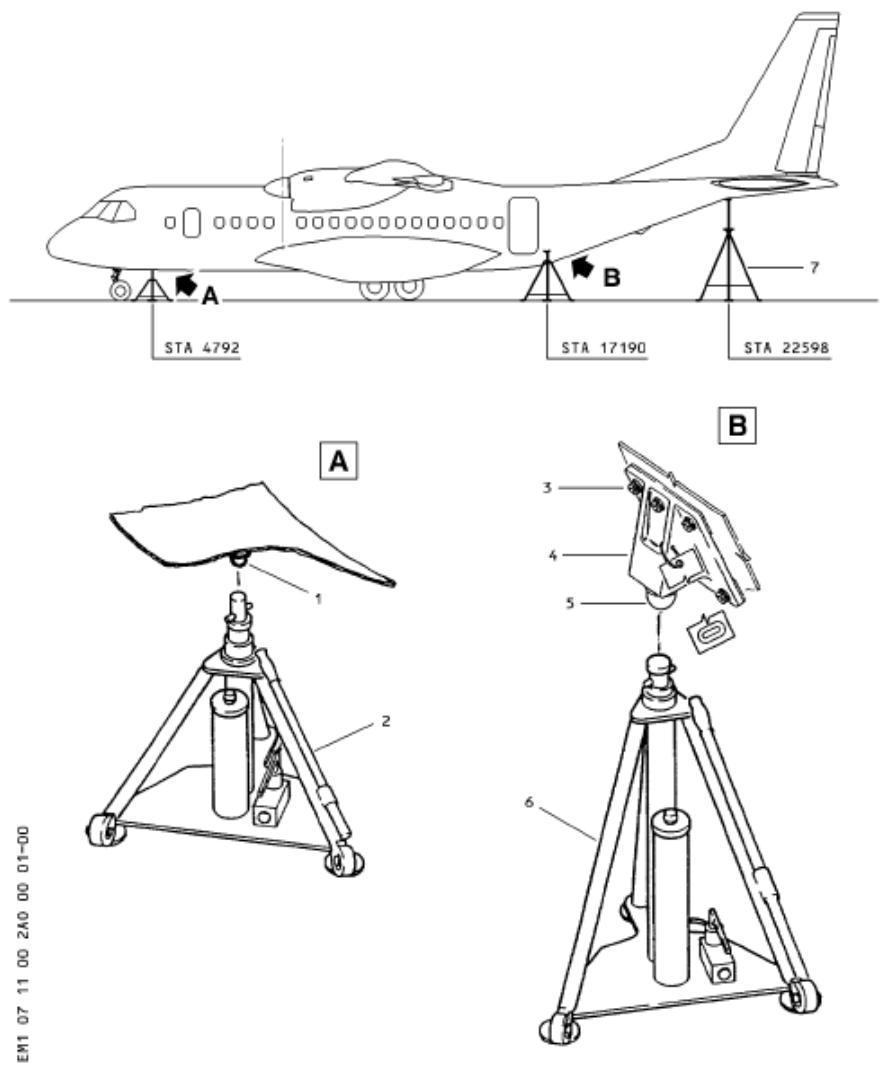


Figura 1 Puntos de Apoyo de Gatos y de Seguridad

4. Operaciones Finales

- 4.8. Quitar los adaptadores para fuselaje posterior (4) de ambos lados (figura 1).
- 4.9. Si se considera oportuno, realizar las tareas necesarias para restaurar el avión a la configuración previa al inicio de tareas de mantenimiento CA-A-12-00-00-00A-010A-A .
- 4.10. Retirar todas las herramientas y equipos de la zona de trabajo. Cerciorarse de que la zona de trabajo queda limpia.

MAZOS ELÉCTRICOS

MAZOS ELECTRICOS

Descripción

1 GENERALIDADES

Los mazos eléctricos del grupo motopropulsor de la planta de potencia distribuyen la potencia eléctrica requerida por el sistema eléctrico.

Los mazos y cables recorren toda las zonas del grupo motopropulsor. A través de bridas y abrazaderas, van sujetos a la bancada del grupo motopropulsor, a unos soportes diseñados para la sustentación de los mazos y al propio motor.

El cableado de mazos termina en conectores eléctricos múltiples, teniendo algunos de ellos, además, unos terminales de toma de masa.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.		Control Electrónico de Motor (EEC)	414 (424) 413 (423)	414AB (424AB) 413AB (423AB)	71-51-11
2.		Mazo de Hélice	414 (424) 413 (423) 413 (423) 412 (422)	414AB (424AB) 413AB (423AB) 413AR (423AR) 412AT (422AT)	71-51-11
3.		Mazo Positivo del Generador	413 (423)	413AR (423AR)	71-51-11
4.		Mazo Negativo del Generador	413 (423)	413AR (423AR)	71-51-11
5.		Mazo de Potencia	414 (424) 413 (423) 413 (423) 412 (422)	414AB (424AB) 413AB (423AB) 413AR (423AR) 412AT (422AT)	71-51-11
6.		Mazo de Usos Varios	414 (424) 413 (423) 413 (423) 412 (422)	414AB (424AB) 413AB (423AB) 413AR (423AR) 412AT (422AT)	71-51-11

3 DESCRIPCIÓN

3.1 SISTEMA ELÉCTRICO

El sistema de mazos eléctricos está constituido por un cableado eléctrico protegido de las altas temperaturas. La instalación eléctrica usa protecciones especiales contra incendio para todos los mazos de los circuitos críticos, así como protección contra las interferencias electromagnéticas originadas por los rayos.

3.2 CONEXIONES

Los mazos eléctricos del motor usan abrazaderas y bridas tanto para sustentarse a la bancada y demás puntos de sujeción, como para agruparse varios mazos en uno sólo.

El cableado de los mazos termina en conectores móviles de acoplamiento roscado tipo rear-release. Estos mazos proporcionan señales de control de los equipos montados en el motor. Estas señales van a los monitores situados en la cabina de control del avión en los cuales se visualizan.

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

4.1 MAZO DE EEC

El mazo está formado por un conjunto de cables. Cada cable está constituido por un haz de hilos de cobre niquelado trenzado de alta resistencia y envuelto por una funda de politetrafluoretileno (PTFE) extruido. Todos ellos agrupados por medio de alambre y cinta adhesiva de silicona, enrollados helicoidalmente en toda su longitud.

El mazo (figura 2) conecta a los siguientes equipos y/o componentes:

- Autofeather Control Unit (AFU) mediante el conector (1) KC7A (KC8A).
- Sensor de torsión mediante el conector (2) EC3A (EC4A).
- Sensor de velocidad mediante el conector (3) EA7A (EA8A).
- Zona de conexión del cortafuegos superior mediante los conectores (4) ZC10900-31M y ZC10900-29M (ZC10900-32M y ZC10900-30M).
- Zona J11 de la instalación de mazos propios del motor mediante el conector (5) ZD131A (ZD132A).

4.2 MAZO DE HÉLICE

El mazo está formado por varios cables. Uno de ellos (cable eléctrico termopar) está formado por dos conductores, uno de cromel y otro de alumel, enlazados y envueltos en una pantalla de cobre estañado y con aislante y funda exterior de Co-polímero modificado, extruido, de etileno y tetrafluoretileno (XETFE). Los restantes cables están constituido por un haz de hilos de cobre niquelado trenzado y envuelto por una funda de PTFE. Todos estos cables están agrupados por medio de alambre y cinta adhesiva de silicona, enrollados helicoidalmente en toda su longitud.

El mazo (figura 3) conecta a los siguientes equipos y/o componentes:

- Control electrónico de hélice mediante los conectores (1) KC13A y KC13B (KC14A y KC14B)
- Módulo de válvula de hélice mediante los conectores (2) KC75A y KC75B (KC74A y KC74B)
- Regulador de sobrevelocidad mediante el conector (3) KC85A (KC84A)
- Transductor de presión mediante el conector (4) EG7A(EG8A)
- Sensor de temperatura mediante el conector (5) EG9A (EG10A)
- Termopar mediante las conexiones (6) EB5 (EB6) CHRL y ALML
- Generador mediante el conector (7) PA1A (PA2A)
- Fluxómetro de combustible mediante el conector (8) ED5A (ED6A)
- Sensor simple de sincronismo de hélice mediante el conector (9) KD1A (Sólo en motor izquierdo)
- Sensor doble de sincronismo de hélice mediante el conector (9) KD3A (KD2A)
- Transformador mediante las conexiones (10) PA31 (PA30) X1 y X2
- Zona de conexión del cortafuegos posterior mediante los conectores (11) ZC10900-25M y ZC10900-27M
- Velocímetro postizo mediante el conector (12) KG3A (KG4A)
- Sensor magnético de hélice mediante el conector (13) KG1A (KG2A).

4.3 MAZO POSITIVO DEL GENERADOR

El mazo está formado por un sólo cable. Dicho cable está constituido por un haz de hilos de cobre plateado trenzado con dos aislantes, uno de PTFE encintado o extruido y otro de PTFE con fibra de vidrio y cinta adicional de PTFE, todo ello envuelto por una funda de PTFE y cinta adicional de PTFE. El cable en sí, a su vez, va envuelto por una funda termocontraíble semiflexible.

Este mazo conecta el Generador mediante el terminal (1) PA1B (PA2B) a la zona de conexión del cortafuego posterior mediante el terminal (2) ZC10900-21 (ZC 10900-22) (figura 4).

4.4 MAZO NEGATIVO DEL GENERADOR

El mazo está formado por un sólo cable. Dicho cable está constituido por un haz de hilos de cobre plateado trenzado con dos aislantes, uno de PTFE encintado o extruido y otro de PTFE con fibra de vidrio y cinta adicional de PTFE, todo ello envuelto por una funda de PTFE y cinta adicional de PTFE. El cable en sí, a su vez, va envuelto por una funda termocontraíble semiflexible.

El mazo conecta el generador mediante el terminal (1) PA1E (PA2E) a la zona de conexión del cortafuego posterior mediante el terminal (2) ZM6-115 (ZM6-116) (figura 5).

4.5 MAZO DE POTENCIA

El mazo está formado por un conjunto de cables. Uno de ellos resistente al fuego y temperaturas elevadas de diámetro reducido y aligerado formado por un conductor de cobre niquelado y tres capas de aislante. Los dos restantes están constituido por un haz de hilos de cobre niquelado trenzado con dos aislantes, uno de PTFE con fibra de vidrio y otro de PTFE con fibra de vidrio y cinta adicional de PTFE, todo ello envuelto por una funda de PTFE fundido (dos capas superpuestas en cruz). Todos estos cables están agrupados por medio de una funda termocontraíble semiflexible, para la identificación por colores del cableado eléctrico que los engloba a todos, formando el conjunto mazo.

El mazo (figura 6) conecta a los siguientes equipos y/o componentes:

- Modulador de escobillas mediante el conector (1) HB31A (HB30A).
- Bomba auxiliar de hélice mediante el conector (2) KC41A (KC42A).
- Alternador mediante el conector (3) XB21A (XB20A).
- Zona de conexión del mamparo cortafuego mediante el conector (4) ZM6-113 (ZM6-114), ZM6-107 (ZM6-108) y ZM6-109 (ZM6-110)
- Zona de conexión del cortafuego posterior mediante los conectores (5) ZC10900-23H (ZC10900-24H) y ZC10900-37H (ZC10900-38H).

4.6 MAZO DE USOS VARIOS

El mazo está formado por varios haces de cables. Dichos haces de cables están constituidos por hilos de cobre niquelado trenzado y envuelto por una funda de PTFE extruido. Todos estos cables están agrupados por medio de alambre y cinta adhesiva de silicona, enrollados helicoidalmente en toda su longitud.

El mazo (figura 7) conecta a los siguientes equipos y/o componentes:

C295 VERSION EA03 (01-04)

Conexiones del Mazo de Usos Varios

- Detector de partículas de caja reductora de hélice mediante el conector (1) WA19A (WA20A)
- Excitadores de encendido mediante el conector (2) KA19A, KA21A (KA20A, KA22A)
- Generador mediante los terminales (3) PA1A, PA1D y PA1E (PA2A, PA2D y PA2E)
- Válvulas eyectoras de antihielo de toma de aire, mediante los conectores (4) HC7A, HC19A (HC8A, HC20A)

-
- Alternador mediante el conector (5) XB21B (XB20B)
 - Detector de partículas en turbina mediante el conector (6) WA91A (WA92A)
 - Interruptor del filtro de alta presión de combustible, mediante el conector (7) WA93A (WA94A)
 - Zona de conexión del cortafuego superior mediante los conectores (8) ZC 10900-33M y ZC10900-35M (ZC 10900-34M y ZC10900-36M)
 - Interruptor de baja presión de combustible, mediante el conector (9) WA17A (WA18A)
 - Interruptor del filtro de presión de aceite, mediante el conector (10) WA25A (WA26A)
 - Interruptor del filtro de recuperación de aceite, mediante el conector (11) WA95A (WA96A)
 - Interruptor del filtro de baja presión de combustible, mediante el conector (12) WA23A (WA24A)
 - Interruptor de baja temperatura de combustible, mediante el conector (13) WA37A (WA38A)
 - Válvula eyectora de refrigeración de aceite, mediante el conector (14) KF17A (Sólo en motor con freno de hélice).
 - Manocontactor mediante el conector (15) KE12A (Sólo en motor con freno de hélice).
 - Freno de hélice mediante el conector (16) KE7A (Sólo en motor con freno de hélice).
 - Interruptor de alta presión de sangrado de aire, mediante el conector (17) HF41A (HF42A)
 - Válvula de cierre de alta presión de sangrado, mediante el conector (18) HF53A (HF54A).

C295 VERSION EA03 (05-99) RJ01

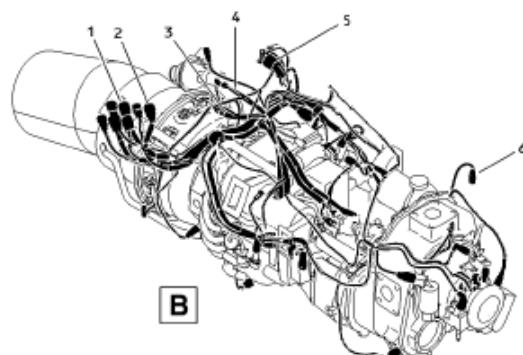
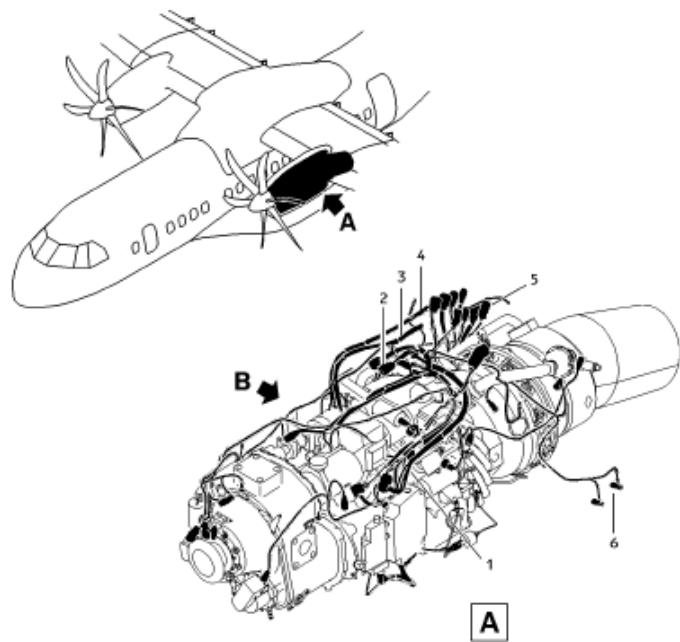
Conexiones del Mazo de Usos Varios

- Detector de partículas de caja reductora de hélice mediante el conector (1) WA19A (WA20A)
- Excitadores de encendido mediante el conector (2) KA19A, KA21A (KA20A, KA22A)
- Generador mediante los terminales (3) PA1A, PA1D y PA1E (PA2A, PA2D y PA2E)
- Válvulas eyectoras de antihielo de toma de aire, mediante los conectores (4) HC7A, HC19A (HC8A, HC20A)
- Alternador mediante el conector (5) XB21B (XB20B)
- Detector de partículas en turbina mediante el conector (6) WA91A (WA92A)
- Interruptor del filtro de alta presión de combustible, mediante el conector (7) WA93A (WA94A)
- Zona de conexión del cortafuego superior mediante los conectores (8) ZC 10900-33M y ZC10900-35M (ZC 10900-34M y ZC10900-36M)
- Interruptor de baja presión de combustible, mediante el conector (9) WA17A (WA18A)
- Interruptor del filtro de presión de aceite, mediante el conector (10) WA25A (WA26A)
- Interruptor del filtro de recuperación de aceite, mediante el conector (11) WA95A (WA96A)
- Interruptor del filtro de baja presión de combustible, mediante el conector (12) WA23A (WA24A)
- Interruptor de baja temperatura de combustible, mediante el conector (13) WA37A (WA38A)
- Válvula eyectora de refrigeración de aceite, mediante el conector (14) KF17A (Sólo en motor con freno de hélice).
- Manocontactor mediante el conector (15) KE12A (Sólo en motor con freno de hélice).
- Freno de hélice mediante el conector (16) KE7A (Sólo en motor con freno de hélice).
- Interruptor de alta presión de sangrado de aire, mediante el conector (17) HF41A (HF42A)
- Válvula de cierre de alta presión de sangrado, mediante el conector (18) HF53A (HF54A).
- Elemento Calefactor del Mastil de drenaje mediante el conector (19) HC103 (HC104)

C295 VERSION PO01 AG01

Conexiones del Mazo de Usos Varios

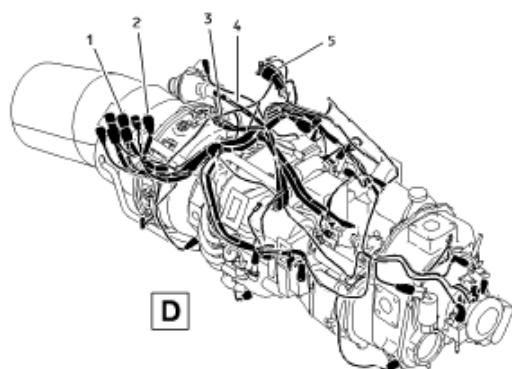
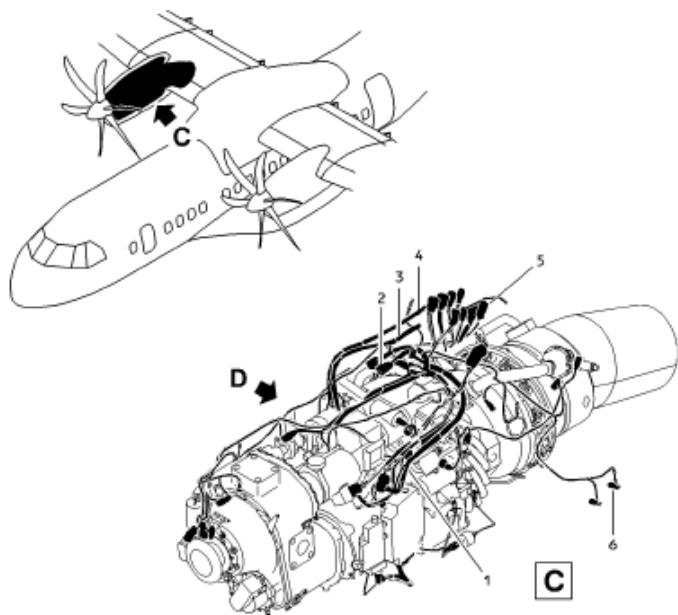
- Detector de partículas de caja reductora de hélice mediante el conector (1) WA19A (WA20A)
- Excitadores de encendido mediante el conector (2) KA19A, KA21A (KA20A, KA22A)
- Generador mediante los terminales (3) PA1A, PA1D y PA1E (PA2A, PA2D y PA2E)
- Válvula eyectora de antihielo de toma de aire, mediante el conector (4) HC7A (HC8A)
- Alternador mediante el conector (5) XB21B (XB20B)
- Detector de partículas en turbina mediante el conector (6) WA91A (WA92A)
- Interruptor del filtro de alta presión de combustible, mediante el conector (7) WA93A (WA94A)
- Zona de conexión del cortafuego superior mediante los conectores (8) ZC 10900-33M y ZC10900-35M (ZC 10900-34M y ZC10900-36M)
- Interruptor de baja presión de combustible, mediante el conector (9) WA17A (WA18A)
- Interruptor del filtro de presión de aceite, mediante el conector (10) WA25A (WA26A)
- Interruptor del filtro de recuperación de aceite, mediante el conector (11) WA95A (WA96A)
- Interruptor del filtro de baja presión de combustible, mediante el conector (12) WA23A (WA24A)
- Interruptor de baja temperatura de combustible, mediante el conector (13) WA37A (WA38A)
- Válvula eyectora de refrigeración de aceite, mediante el conector (14) KF17A (Sólo en motor con freno de hélice).
- Manocontactor mediante el conector (15) KE12A (Sólo en motor con freno de hélice).
- Freno de hélice mediante el conector (16) KE7A (Sólo en motor con freno de hélice).
- Interruptor de alta presión de sangrado de aire, mediante el conector (17) HF41A (HF42A)
- Válvula de cierre de alta presión de sangrado, mediante el conector (18) HF53A (HF54A).
- Elemento Calefactor del Mastil de drenaje mediante el conector (19) HC103 (HC104)



EM1 71 51 00 0400 01 01-00

ICN-CAA-A-715100-C-01179-03244-A-05

Figura 1 Instalación Eléctrica de Motor (hoja 1 de 2)



ICN-CA-A-715100-C-01178-03245-A-00-1

Figura 1 Instalación Eléctrica de Motor (hoja 2 de 2)

MAZOS ELÉCTRICOS

AISLAMIENTO Y REVESTIMIENTO INTERIOR

Descripción

1 GENERALIDADES

El avión está provisto de un acondicionamiento interior insonorizado, tapizado y acabado para comodidad y seguridad de la tripulación y los pasajeros, que proporciona protección a los equipos y sistemas.

La sección de aislamiento y revestimiento interior contiene las subsecciones siguientes:

- Aislamiento (Ver CA-A-25-81-00-00A-040A-A)
Contiene las bolsas de insonorización y planchas antivibración.
- Revestimiento interior (Ver CA-A-25-83-00-00A-040A-A)
Contiene los paneles de Cabina de Pilotos y el Tapizado de Cabina Principal.
- Instalación de zócalos (Ver CA-A-25-85-00-00A-040A-A)
- Instalación de techos (Ver CA-A-25-86-00-00A-040A-A)
- Sistema de Blindaje (Ver CA-A-25-89-00-00A-040A-A).

AISLAMIENTO

Descripción

1 GENERALIDADES

La cabina de pilotos y la cabina principal están provistas de protecciones que se fijan a la estructura del avión para asegurar el aislamiento termo-acústico, reduciendo el ruido a un nivel aceptable.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1 Y figura 2)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	-	Bolsas de Insonorización	100/200	-	-
2.	-	Planchas Antivibración	230/240	-	-

3 DESCRIPCIÓN

Las bolsas de insonorización están repartidas por toda la sección del avión desde la cuaderna 1 hasta la cuaderna 30, y se fijan a la estructura mediante discos de poliamida que, presionando las bolsas, se alojan en espárragos pegados al revestimiento. En la cuaderna 1, se fijan por medio de cinta velcro.

Las planchas antivibración se instalan a cada lado de la cabina principal entre la STA 7168 y la STA 9708, y proporcionan un tratamiento especial para amortiguar las vibraciones que se puedan producir en la zona de plano de hélices.

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

4.1 BOLSAS DE INSONORIZACIÓN

Están formadas por relleno de fibra de vidrio de diferentes espesores, dependiendo del área del fuselaje en que se fijan, recubiertas por tejidos reforzados de poliéster, cosidos entre sí (figura 1). Se utilizan discos adhesivos como protección en las zonas perforadas por los espárragos.

4.2 PLANCHAS ANTIVIBRACIÓN

Están compuestas por una espuma de poliamida, la cual está protegida por ambas caras por una lámina de aluminio (figura 2). Una de éstas láminas está provista de un adhesivo acrílico, con la cual se fija a la estructura.

5 OPERACIÓN

N/A

6 INTERFACES

N/A

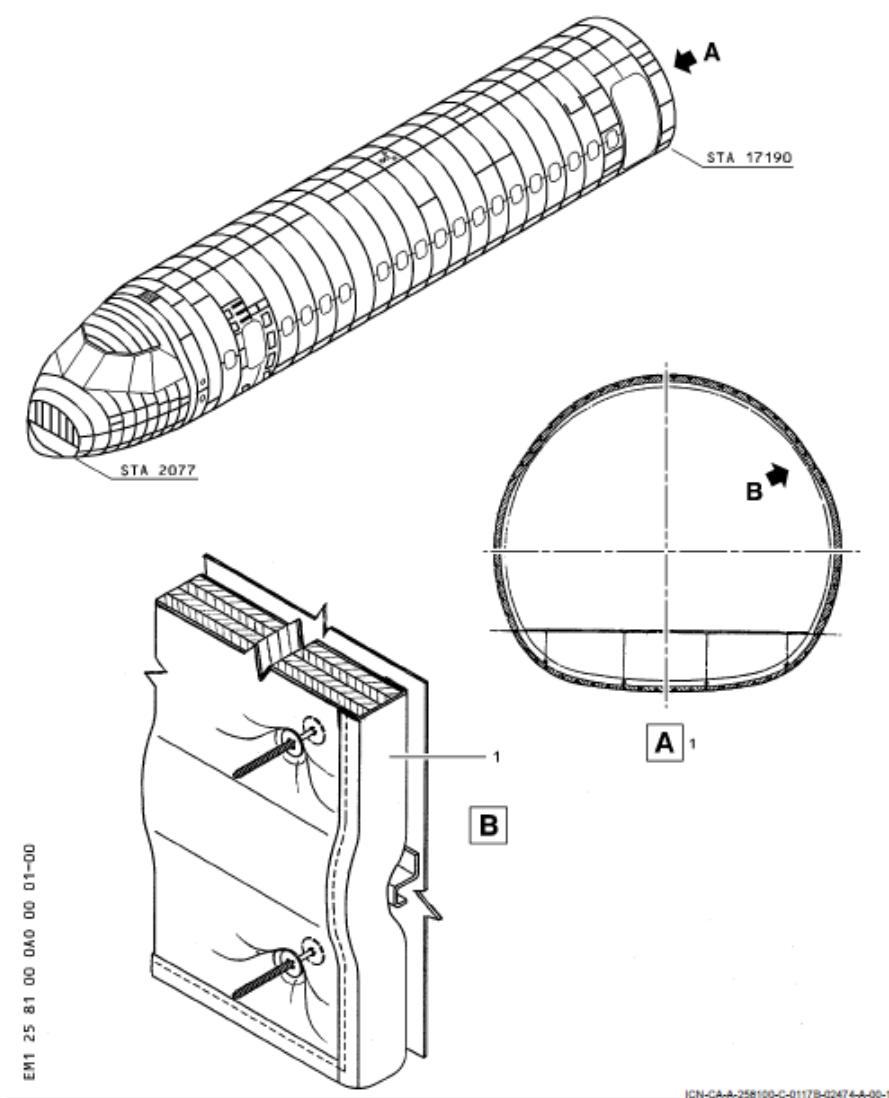


Figura 1 Bolsas de Insonorización - Situación de Componentes

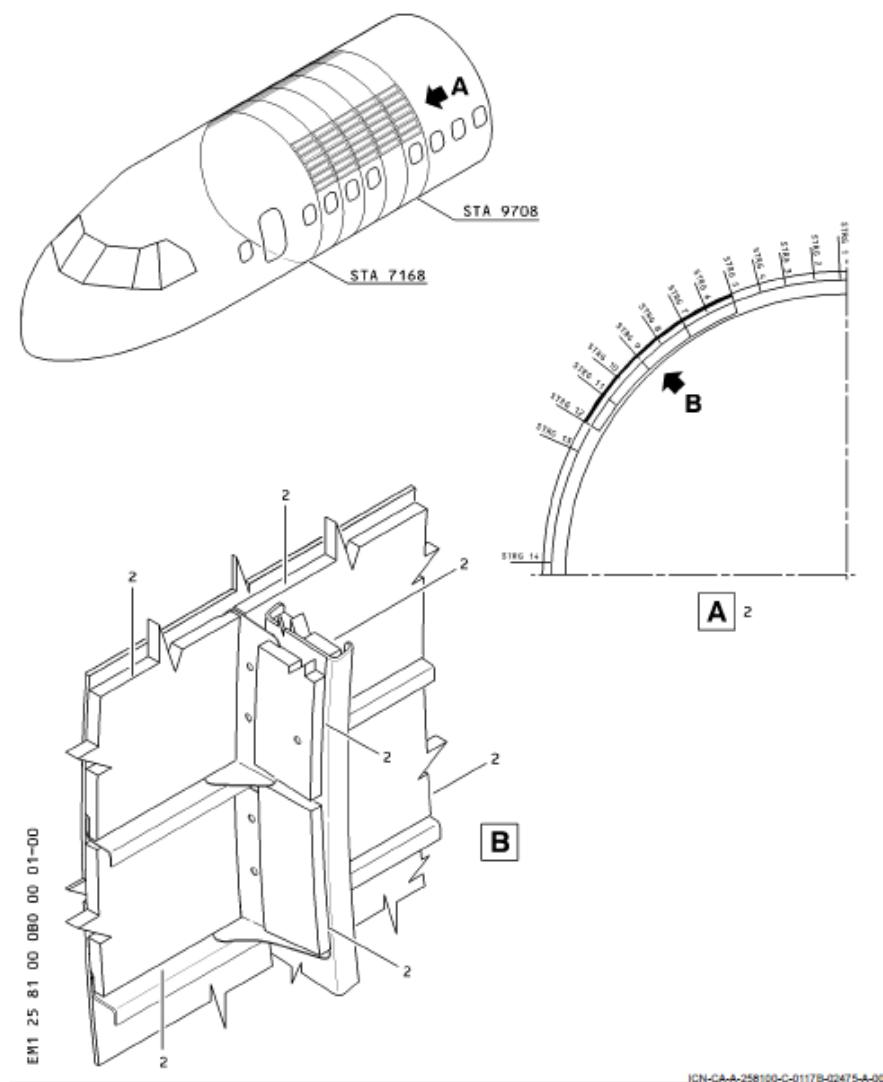


Figura 2 Planchas Antivibración - Situación de Componentes

AISLAMIENTO

REVESTIMIENTO INTERIOR

Descripción

1 GENERALIDADES

El acondicionamiento interior de la cabina de pilotos incluye paneles laterales desmontables, mientras que el revestimiento interior lateral de la cabina principal consiste en un tapizado.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	-	Paneles de Cabina de Pilotos	211(212)	-	-
2.	-	Tapizado de Cabina Principal	231/251 (232/252)	-	-

3 DESCRIPCIÓN

Dos paneles a ambos lados de la cabina de pilotos cubren la zona comprendida entre el marco del parabrisas y las consolas laterales, desde la STA 2800 hasta la STA 4300.

El tapizado de la cabina principal cubre la zona comprendida entre el zócalo y los techos, y se extiende desde la STA 4406 hasta la STA 17190. Está provisto de huecos para las ventanas, botiquines, altavoces, soportes de camillas y otros equipos. El revestimiento interior de las puertas de paracaidistas y puerta de emergencia también está tapizado.

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

4.1 PANELES DE CABINA DE PILOTOS

Son fácilmente desmontables y se fijan a soportes instalados en las cuadernas mediante tornillos y arandelas embutidas.

El panel está compuesto de varias capas de tejido de fibra de vidrio.

4.2 TAPIZADO DE CABINA PRINCIPAL

El tapizado de la cabina principal consiste en mantas de tejido acolchado colocadas a ambos lados de la cabina. Se mantienen en posición mediante tiras de velcro.

Cada manta está realizada de tejido de poliéster por sus caras exteriores, que encierra una capa de aislante térmico-acústico de fibras de vidrio y una lámina de aluminio. Estos materiales van unidos entre sí cosidos mediante hilo de poliamida, formándose con el mismo un almohadillado en forma de cuadros.

5 OPERACIÓN

N/A

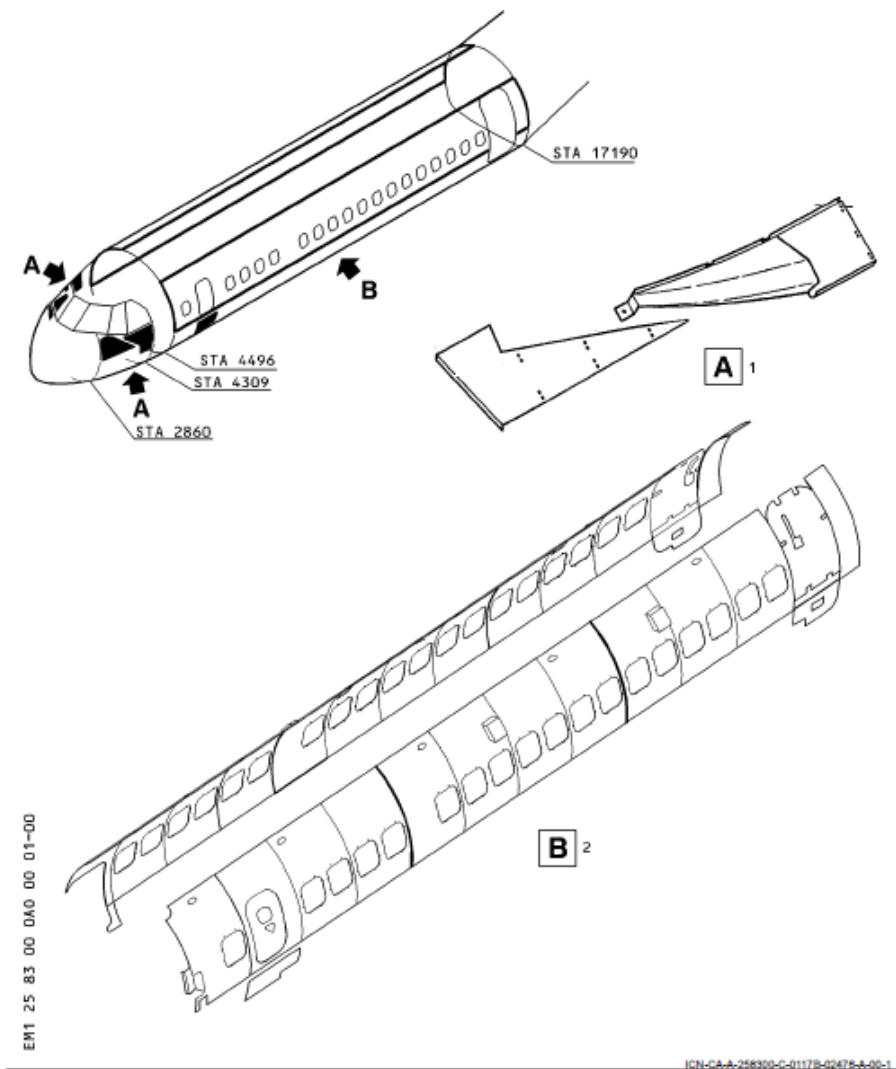


Figura 1 Revestimiento Interior - Situación de Componentes

ALMACENAMIENTO

ALMACENAMIENTO Prácticas de Mantenimiento

CONDICIONES REQUERIDAS:

Condición	Módulo Datos/Publicación Técnica
El avión aparcado sobre un firme bien nivelado	
Suficiente espacio alrededor para el paso del personal de mantenimiento	
Si el avión está al aire libre, dejar el morro orientado al viento y las ruedas de morro centradas	
Si es posible, los neumáticos de los trenes principal y de morro CA-A-07-12-00-00A-912A-A deben ser sustituidos por neumáticos viejos/inservibles	
El avión debe estar completamente limpio	CA-A-12-21-00-00A-040A-A
Todo el equipo suelto del interior del avión debe estar retirado e identificado	

EQUIPOS DE TIERRA:

Item	Nomenclatura	Nº Identificación	Cant
1	Funda Rueda del Tren Principal	CAAFB100100A066AA	-
2	Funda para Ruedas de Proa	CAAFB100200A066AA	-
3	Funda del Tubo Pitot	CAAFB100300A066AA	-
4	Tapa para Tubería de Escape	CAAFB100500A066AA	-
5	Tapa Entrada Aire de Motor	CAAFB100600A066AA	-
6	Calzos de Rueda	CAAHD101100A066AA	-
7	Protección del Parabrisas	-	-

CONSUMIBLES:

Item	Nomenclatura	Nº Identificación	Cant
1	Lámina de Polietileno	Z-24.202	-
2	Cinta Adhesiva	Z-24.301	-

REPUESTOS:

Ninguno

CONDICIONES DE SEGURIDAD:

NOTA

Si el avión va a estar un largo periodo de tiempo inactivo, debe, en la medida de lo posible, almacenarse en un hangar o bajo cubierta.

Procedimiento

1. Finalidad del Trabajo

Asegurar y proteger el avión cuando está fuera de servicio durante un corto o largo periodo de tiempo, por daños sufridos en la estructura, desmontaje de los motores o cualquier otro motivo por el que deba quedar almacenado.

2. Almacenaje

- 2.1. Dejar que el avión ruede un poco hacia adelante, para eliminar posibles cargas laterales sobre el tren de aterrizaje.
- 2.2. Colocar los calzos (equip.apoyo Item 6) en las ruedas principales y en las ruedas de morro.
- 2.3. Efectuar el bloqueo del tren auxiliar CA-A-32-00-00-00A-912A-A . Cerciorarse de que las banderolas de aviso están bien a la vista.
- 2.4. Poner la palanca del freno de aparcamiento en la posición PARK.

NOTA

Cuando los frenos están calientes, después de efectuar un rodaje, o por frenados repetidos, dejar de actuar los frenos hasta que se enfrien las unidades de freno.

- 2.5. Poner la palanca de bloqueo antirráfagas en la posición ON.
- 2.6. Conectar a tierra el avión CA-A-12-33-24-00A-912A-A .
- 2.7. Colocar las tapas de las entradas de aire de motor (equip.apoyo Item 5) y las tapas para toberas de escape de gases de los motores (equip.apoyo Item 4), en las entradas y salidas de aire.

PRECAUCION

CERCIORARSE DE QUE LAS CABEZAS DE PITOT ESTAN FRIAS, ANTES DE COLOCAR LAS FUNDAS.

- 2.8. Poner las fundas de pitot (equip.apoyo Item 3) en los tubos.
- 2.9. Desconectar todas las unidades de potencia exterior CA-A-24-40-00-00A-912A-A .
- 2.10. Cerrar y asegurar todas las puertas de acceso, paneles, ventanas y ventanillas.
- 2.11. Vaciar todos los depósitos de agua limpia y residual.
- 2.12. Poner cubiertas de ruedas de tren principal (equip.apoyo Item 1) y de morro (equip.apoyo Item 2).
- 2.13. Poner las hélices en bandera y anclarlas CA-A-61-23-00-00A-040A-A .
- 2.14. Rellenar los tanques de combustible CA-A-12-11-28-00A-200A-A hasta, al menos, el 90% de su capacidad.
- 2.15. Cubrir todas las aberturas con láminas de polietileno para evitar la entrada de lluvia, animales o polvo.
- 2.16. En las aberturas menores de 25 mm poner cinta adhesiva y papel plastificado.

NOTA

Restringir al mínimo el uso de la cinta adhesiva sobre las superficies pintadas para evitar decoloración.

- 2.17. Proteger el parabrisas y todas las ventanas, aplicándole recubrimientos pelables.
- 2.18. Proteger las tomas estáticas.

- 2.19. Desconectar y almacenar las baterías adecuadamente.
- 2.20. Proteger todos los conectores de los elementos desmontados.
- 2.21. Purgar los acumuladores hidráulicos hasta dejarlos en el 10% de su presión nominal.
- 2.22. Registrar en el Libro del Avión todos los procedimientos y demás operaciones realizadas.
- 2.23. Si el almacenamiento del avión está previsto para un tiempo superior a 15 días, realizar las tareas de mantenimiento indicadas para períodos de inactividad prolongada, ver CA-A-05-50-18-00A-000A-A .

3. Operaciones Finales

- 3.24. Retirar todas las herramientas y equipos de la zona de trabajo. Cerciorarse de que la zona de trabajo queda limpia.

ALMACENAMIENTO
Mantenimiento del Avión Almacenado

CONDICIONES REQUERIDAS:

Ninguna

EQUIPOS DE TIERRA:

Ninguno

CONSUMIBLES:

Item	Nomenclatura	Nº Identificación	Cant
1	Cinta Adhesiva	Z-24.301	—

REPUESTOS:

Ninguno

CONDICIONES DE SEGURIDAD:

Ninguna

Procedimiento

1. Finalidad del Trabajo

Efectuar las Inspecciones y comprobaciones necesarias cuando el avión está almacenado.

2. Inspección y Comprobación

- 2.1. Comprobar la condición general del avión y la presencia de dispositivos de protección y fugas.
- 2.2. Desde el suelo hacer una comprobación general en cuanto a pérdidas de combustible y/o cualquier otro fluido.
- 2.3. Si para el almacenamiento no se han montado neumáticos viejos:
 - 2.3.1. Quitar cubiertas de ruedas de tren principal y de morro.
 - 2.3.2. Comprobar el estado general de los neumáticos y que la presión de éstos no excede del 85% de la presión nominal.
 - 2.3.3. Si están excesivamente bajos, llenarlos teniendo en cuenta el apartado anterior.
 - 2.3.4. Volver a poner las cubiertas de ruedas de tren principal y de morro.
- 2.4. Comprobar que en los drenajes los orificios no están obstruidos y que no existen acumulaciones de agua en las zonas presurizadas.
- 2.5. Comprobar que todas las aberturas están tapadas, si fuera necesario renovar las cintas adhesivas.
- 2.6. Comprobar el estado de los recubrimientos pelables de las ventanas y parabrisas.
- 2.7. Si los motores están montados, comprobar el estado general de las hélices.
- 2.8. Si el almacenaje del avión es superior a 15 días, realizar periódicamente las tareas de mantenimiento del avión almacenado indicadas para períodos de inactividad prolongada, ver CA-A-05-50-18-00A-000A-A .

3. Operaciones Finales

- 3.9. Retirar todas las herramientas y equipos de la zona de trabajo. Cerciorarse de que la zona de trabajo queda limpia.

VUELTA AL SERVICIO
Prácticas de Mantenimiento

CONDICIONES REQUERIDAS:

Ninguna

EQUIPOS DE TIERRA:

Item	Nomenclatura	Nº Identificación	Cant
1	Escalera Portátil Múltiple	CAAGG121300AD66AA	-

CONSUMIBLES:

Ninguna

REPUESTOS:

Ninguno

CONDICIONES DE SEGURIDAD:

Ninguna

Procedimiento

1. Finalidad del Trabajo

Efectuar las Inspecciones y comprobaciones necesarias cuando el avión va a ser puesto en servicio después de estar almacenado.

2. Inspección y Comprobación

2.1. Comprobar la condición general del avión y la presencia de dispositivos de protección y fugas.

2.2. Desde el suelo hacer una comprobación general en cuanto a perdidas de combustible y/o cualquier otro fluido.

2.3. Reponer todos los equipos que fueron en su día desmontados para el almacenamiento del avión y comprobar visualmente su estado general.

2.4. Si para el almacenamiento no se han montado neumáticos viejos:

2.4.1. Quitar cubiertas de ruedas de tren principal y de morro.

2.4.2. Comprobar el estado general de los neumáticos y que la presión de éstos no excede del 85% de la presión nominal.

2.4.3. Llenar los neumáticos a la presión nominal CA-A-12-14-32-00A-200A-A .

2.5. Si el avión tiene montados neumáticos viejos, sustituirlos por neumáticos nuevos CA-A-07-12-00-00A-912A-A .

2.6. Comprobar visualmente los microinterruptores de tren.

2.7. Hacer una Inspección general visual de los trenes y sus alojamientos en cuanto a perdidas de fluidos, corrosión y estado general.

2.8. Comprobar los límites de vida de los componentes.

2.9. Comprobar que en los drenajes los orificios no están obstruidos y que no existen acumulaciones de agua en las zonas presurizadas.

2.10. Comprobar que todas las aberturas están destapadas.

2.11. Comprobar que todas las puertas y accesos funcionan correctamente.

2.12. Chequear el combustible por contaminación microbiológica CA-A-12-32-28-00A-390A-A y limpiar filtro CA-A-28-22-65-00A-920A-A .

2.13. Poner la escalera portátil múltiple (equip.apoyo Item 1) en posición correcta para chequear ventanas y parabrisa.

2.14. Quitar protecciones de ventanas y parabrisas comprobando que no quedan puesto recubrimientos pelables en las ventanas.

2.15. Si el almacenaje del avión ha sido superior a 15 días, realizar las tareas previas a la puesta en servicio del avión, ver CA-A-05-50-18-00A-000A-A .

3. Operaciones Finales

3.16. Realizar una limpieza completa del avión CA-A-12-21-00-00A-040A-A .

3.17. Retirar todas las herramientas y equipos de la zona de trabajo. Cerciorarse de que la zona de trabajo queda limpia.

CONSERVACIÓN

GRUPO MOTOPROPULSOR
Limpieza de Desalinización

CONDICIONES REQUERIDAS:

Condición	Módulo Datos/Publicación Técnica
El avión debe cumplir las condiciones de seguridad establecidas CA-A-12-00-00-00A-010A-A para realizar tareas de mantenimiento	
Avisos de peligro colocados en la cabina de pilotos prohibiendo el arranque de motores	
El interruptor automático START, KA1, del Panel SYSTEMS 1, PC13, debe estar sacado y asegurado mediante clip de seguridad con banderola	CA-A-24-61-11-00A-040A-A
Grada de mantenimiento colocada en posición correcta	
Los capós laterales del motor deben estar abiertos	CA-A-06-41-54-00A-040A-A

EQUIPOS DE TIERRA:

Item	Nomenclatura	Nº Identificación	Cant
1	Grada para Mantenimiento de Motores	CAAGG121100A066AA	-
2	Clip de Seguridad con Banderola para Interruptor Automático	CAAFD200400A066AA	-

CONSUMIBLES:

Ninguna

REPUESTOS:

Ninguno

CONDICIONES DE SEGURIDAD:

PELIGRO

ANTES DE INICIAR EL TRABAJO EN EL MOTOR O EN COMPONENTES ASOCIADOS CON EL, ASEGURARSE DE QUE SE HAN PUESTO AVISOS DE PELIGRO EN LA CABINA DE PILOTOS PROHIBIENDO EL ARRANQUE DE LOS MOTORES.

PRECAUCION

ANTES DE INICIAR LA OPERACION DE LAVADO, ASEGURARSE DE QUE LAS VALVULAS DE SANGRADO DE AIRE ESTAN CERRADAS, PARA PREVENIR LA ENTRADA DE SOLUCION DE LIMPIEZA O DE GASES AL INTERIOR DE LA CABINA DE PILOTOS Y CABINA PRINCIPAL.

Procedimiento

1. Finalidad del Trabajo

Realizar la limpieza de desalinización.

NOTA

Los Intervalos de limpieza de desalinización varían dependiendo de las condiciones ambientales. Desde una limpieza diaria en zonas marinas con ambiente contaminado, a una limpieza cada 130 horas de vuelo en zonas de operación con clima seco, sin contaminar y con ambiente sin polvo en suspensión (Ver 05-20-00, PB001 - Engine MM PW127G de Pratt and Whitney).

2. Procedimiento**NOTA**

Efectuar el procedimiento de limpieza de desalinización del motor según indica el fabricante (Ver EMM, 72-00-00, Bloque 701).

- 2.1. Desconectar, si es necesario, la manguera que comunica el divisor del flujo con el depósito de drenaje (Ver CA-A-73-11-48-00A-920A-A).
- 2.2. Efectuar la rotación del motor según se indica en (Ver CA-A-80-10-00-00A-320A-A) y seguir las instrucciones señaladas en 72-00-00, PB701 - Engine MM PW127G de Pratt and Whitney .
- 2.3. Efectuar el arranque y parada de motor según se indica en (Ver CA-A-71-00-00-00A-912A-A) y seguir las instrucciones señaladas en 72-00-00, PB701 - Engine MM PW127G de Pratt and Whitney .

3. Operaciones Finales

- 3.4. Cerrar los capós laterales del motor abiertos anteriormente (Ver CA-A-06-41-54-00A-040A-A).
- 3.5. Quitar el clip de seguridad con banderola y meter el interruptor automático sacado anteriormente. C295
- 3.6. Retirar la grada de mantenimiento de la zona de trabajo.
- 3.7. Si se considera oportuno, realizar las tareas necesarias para restaurar el avión a la configuración previa al inicio de tareas de mantenimiento (Ver CA-A-12-00-00-00A-010A-A).
- 3.8. Retirar todas las herramientas y equipos de la zona de trabajo. Cerciorarse de que la zona de trabajo queda limpia.

GRUPO MOTOPROPULSOR
Limpieza para Recuperación de Actuaciones

CONDICIONES REQUERIDAS:

Condición	Módulo Datos/Publicación Técnica
El avión debe cumplir las condiciones de seguridad establecidas CA-A-12-00-00-00A-010A-A para realizar tareas de mantenimiento	
Avisos de peligro colocados en la cabina de pilotos prohibiendo el arranque de motores	
El interruptor automático START, KA1, del Panel SYSTEMS 1, PC13, debe estar sacado y asegurado mediante clip de seguridad con banderola	CA-A-24-61-11-00A-040A-A
Grada de mantenimiento colocada en posición correcta	
Los capós laterales del motor deben estar abiertos	CA-A-06-41-54-00A-040A-A

EQUIPOS DE TIERRA:

Item	Nomenclatura	Nº Identificación	Cant
1	Grada para Mantenimiento de Motores	CAAGG121100A066AA	—
2	Clip de Seguridad con Banderola para Interruptor Automático	CAAFO200400A066AA	—

CONSUMIBLES:

Ninguna

REPUESTOS:

Ninguno

CONDICIONES DE SEGURIDAD:**PELIGRO**

ANTES DE INICIAR EL TRABAJO EN EL MOTOR O EN COMPONENTES ASOCIADOS CON EL, ASEGURARSE DE QUE SE HAN PUESTO AVISOS DE PELIGRO EN LA CABINA DE PILOTOS PROHIBIENDO EL ARRANQUE DE LOS MOTORES.

PRECAUCION

ANTES DE INICIAR LA OPERACION DE LAVADO, ASEGURARSE DE QUE LAS VALVULAS DE SANGRADO DE AIRE ESTAN CERRADAS, PARA PREVENIR LA ENTRADA DE SOLUCION DE LIMPIEZA O DE GASES AL INTERIOR DE LA CABINA DE PILOTOS Y CABINA PRINCIPAL.

Procedimiento**1. Finalidad del Trabajo**

Realizar la limpieza para recuperación de actuaciones.

2. Procedimiento

Efectuar el procedimiento de limpieza de recuperación de actuaciones del motor según indica el fabricante (Ver 72-00-00, PB701 - Engine MM PW127G de Pratt and Whitney).

- 2.1. Efectuar la rotación del motor según se indica en CA-A-80-10-00-00A-320A-A y seguir las Instrucciones señaladas en 72-00-00, PB701 - Engine MM PW127G de Pratt and Whitney .
- 2.2. Efectuar el arranque y parada de motor según se indica en CA-A-71-00-00-00A-912A-A y seguir las Instrucciones señaladas en 72-00-00, PB701 - Engine MM PW127G de Pratt and Whitney .
3. Operaciones Finales
 - 3.3. Cerrar los capós laterales del motor abiertos anteriormente (Ver CA-A-06-41-54-00A-040A-A).
 - 3.4. Quitar el clip de seguridad con banderola y meter el interruptor automático sacado anteriormente.
 - 3.5. Retirar la grada de mantenimiento de la zona de trabajo.
 - 3.6. Si se considera oportuno, realizar las tareas necesarias para restaurar el avión a la configuración previa al inicio de tareas de mantenimiento (Ver CA-A-12-00-00-00A-010A-A).
 - 3.7. Retirar todas las herramientas y equipos de la zona de trabajo. Cerciorarse de que la zona de trabajo queda limpia.

GRUPO MOTOPROPULSOR
Limpieza Externa

CONDICIONES REQUERIDAS:

Condición	Módulo Datos/Publicación Técnica
El avión debe cumplir las condiciones de seguridad establecidas CA-A-12-00-000A-010A-A para realizar tareas de mantenimiento	
Avisos de peligro colocados en la cabina de pilotos prohibiendo el arranque de motores	
El Interruptor automático START, KA1, del Panel SYSTEMS 1, PC13, debe estar sacado y asegurado mediante clip de seguridad con banderola	CA-A-24-61-11-00A-040A-A
Grada de mantenimiento colocada en posición correcta	
Los capós laterales del motor deben estar abiertos	CA-A-06-41-54-00A-040A-A

EQUIPOS DE TIERRA:

Item	Nomenclatura	Nº Identificación	Cant
1	Clip de Seguridad con Banderola para Interruptor Automático	CAAFD200400AD66AA	—
2	Grada para Mantenimiento de Motores	CAAGG121100AD66AA	—

CONSUMIBLES:

Ninguna

REPUESTOS:

Ninguno

CONDICIONES DE SEGURIDAD:

PELIGRO

ANTES DE INICIAR EL TRABAJO EN EL MOTOR O EN COMPONENTES ASOCIADOS CON EL, ASEGURARSE DE QUE SE HAN PUESTO AVISOS DE PELIGRO EN LA CABINA DE PILOTOS PROHIBIENDO EL ARRANQUE DE LOS MOTORES.

PRECAUCION

ANTES DE INICIAR LA OPERACION DE LAVADO, ASEGURARSE DE QUE LAS VALVULAS DE SANGRADO DE AIRE ESTAN CERRADAS, PARA PREVENIR LA ENTRADA DE SOLUCION DE LIMPIEZA O DE GASES AL INTERIOR DE LA CABINA DE PILOTOS Y CABINA PRINCIPAL.

Procedimiento

1. Finalidad del Trabajo
Efectuar la limpieza externa del motor.
2. Limpieza

Efectuar la limpieza externa del motor según las indicaciones del fabricante (Ver 72-00-00, PB701 - Engine MM PW127G de Pratt and Whitney).

3. Operaciones Finales
 - 3.1. Cerrar los capós laterales del motor abiertos anteriormente (Ver CA-A-06-41-54-00A-040A-A).
 - 3.2. Quitar el clip de seguridad con banderola y meter el interruptor automático sacado anteriormente.
 - 3.3. Retirar la grada de mantenimiento de la zona de trabajo.
 - 3.4. Si se considera oportuno, realizar las tareas necesarias para restaurar el avión a la configuración previa al inicio de tareas de mantenimiento (Ver CA-A-12-00-000A-010A-A).
 - 3.5. Retirar todas las herramientas y equipos de la zona de trabajo. Cerciorarse de que la zona de trabajo queda limpia.