

ATA 28
SISTEMA
DE
COMBUSTIBLE

Sistema de combustible

1. DEFINICIÓN Y CLASIFICACIÓN

1.1 El sistema de combustible del avión es el conjunto de instalaciones cuyo objeto es proporcionar un caudal ininterrumpido de combustible a cada motor.

Desde el punto de vista operativo, los sistemas de combustible del avión se clasifican en dos: sistema principal y auxiliar.

El sistema principal de combustible es el conjunto de instalaciones que proporcionan el abastecimiento de combustible necesario para la operación del avión.

Por su parte, el sistema auxiliar de combustible tiene la función de aumentar el radio de acción o el alcance del avión con depósitos suplementarios.

2. DEPÓSITOS DE COMBUSTIBLE

2.1 El combustible a bordo se almacena en depósitos. En aviación se emplean tres tipos de depósitos de combustible: a) rígidos; b) flexibles; c) integrales.

Depósitos rígidos

2.2 El depósito rígido es el más antiguo de los empleados en aviación.

Sin embargo es de uso poco frecuente en la actualidad, salvo en aviones ligeros. No obstante se emplea como recipiente de otros fluidos del avión, aceite, líquido hidráulico, etc.

La Fig. 40.1 muestra el esquema de depósito de combustible metálico para aviones ligeros, fabricado en chapa de aleación de aluminio. Las chapas se pliegan y sueldan para conseguir la estanqueidad necesaria. El depósito tiene una boca de llenado, de manera que cuando el combustible alcanza el nivel máximo (representado por la línea horizontal de trazos) aún existe suficiente espacio en el depósito para permitir la expansión térmica del combustible.

Todos los depósitos deben tener un cierto volumen libre para la expansión térmica del combustible. No debe ser inferior al 2 por 100 de la capacidad del depó-

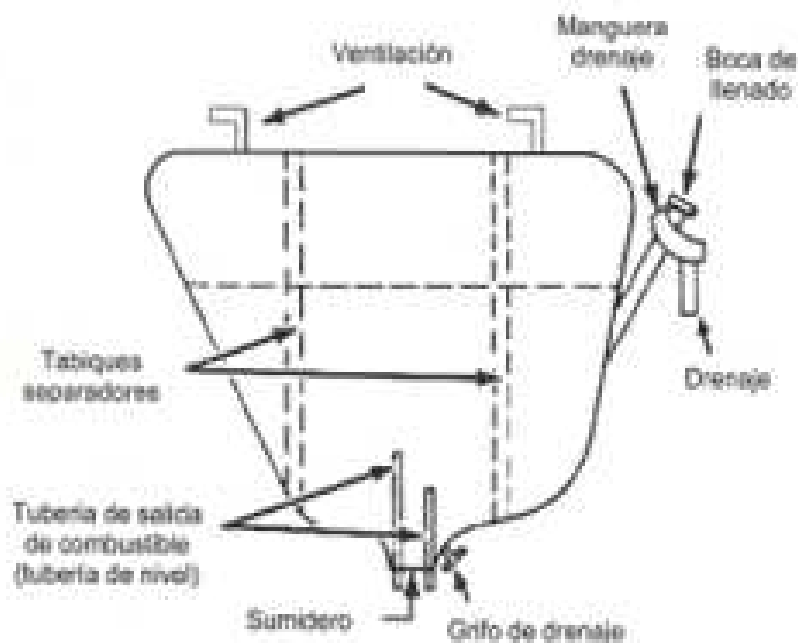


Fig. 40.1 Depósito de combustible

sito. La forma geométrica del depósito y la posición de la boca de carga es tal que hace imposible en la práctica llenar este espacio.

Los tabiques internos separadores del depósito constituyen un elemento de refuerzo, pero evitan también los vaivenes de la gasolina en el depósito, de un lado a otro, que puede ocasionar el desabastecimiento de la bomba.

Las líneas de ventilación permiten la salida de los vapores del combustible al exterior, a la vez que mantienen el depósito a la presión atmosférica.

La reserva de combustible en el depósito de la ilustración es fijada por la tubería de nivel. La altura entre los dos tramos de la tubería de nivel representa la reserva de combustible disponible a bordo. Otros aviones pueden tener un depósito suplementario.

Puesto que la presencia de agua en el depósito de combustible es inevitable, hay previsto un sumidero para contener y drenar más tarde el agua del depósito. La capacidad del sumidero no es nunca inferior al 0,10 por ciento de la del depósito.

El drenaje se efectúa manualmente con válvulas de drenaje. El técnico pulsa el botón de la válvula de drenaje, normalmente en la inspección prevuelo diaria del avión. En este momento, Fig. 40.1(a) cierta cantidad de combustible (y agua posiblemente) sale al exterior.

Depósitos flexibles

2.3. Los depósitos de combustible flexibles tienen amplio campo de aplicación en aviación general. Menos frecuente es el empleo en aviones comerciales, aunque algunas veces se han combinado con depósitos integrales en las alas.

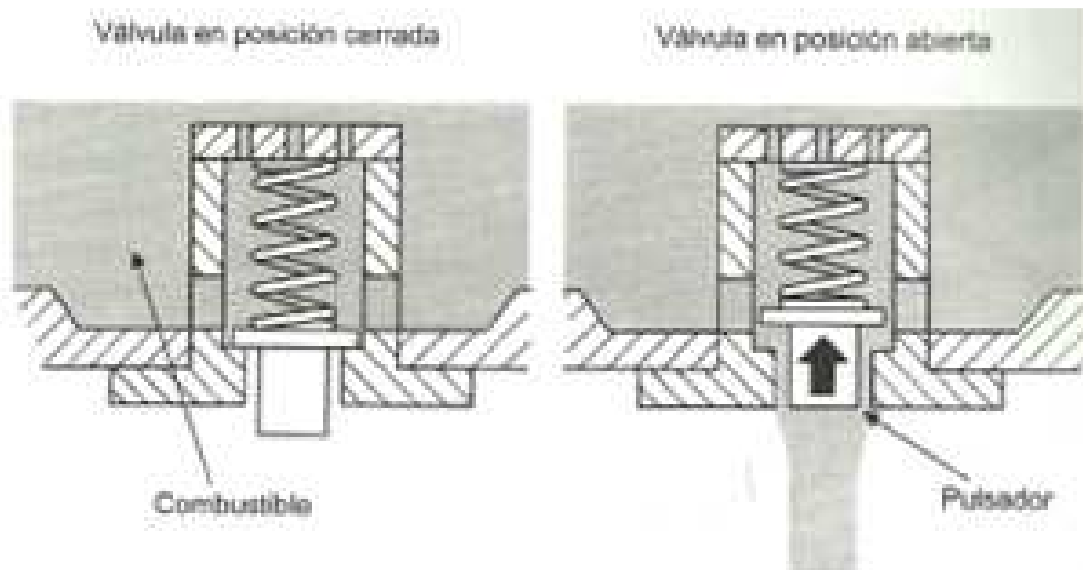


Fig. 40.1a Válvula de drenaje de depósito de combustible, en posiciones cerrada y abierta Fig. 40.1a
Válvula de drenaje de depósito de combustible, en posiciones cerrada y abierta

Los depósitos flexibles están fabricados en material elastómero. Por consiguiente tienen elasticidad suficiente para adaptarse a volúmenes internos más o menos complicados del avión. Se fabrican, pues, expresamente para situarlos en zonas determinadas del ala o del fuselaje. La zona del avión que recibe un depósito flexible está especialmente diseñada y protegida para evitar el desgarramiento del material elástico del depósito. Una vez instalados en su sitio, por la abertura prevista en la estructura del avión, se sujetan a ella con broches u otros medios, adaptándose el depósito al habitáculo interno previsto. El depósito tiene una abertura con brida metálica de unión al circuito general del sistema de combustible. A través de esta brida se conecta al circuito de filtro, bombas, etc.

Depósitos Integrales

2.4 El depósito de combustible integral es el estándar actualmente en los aviones comerciales.

Se llama integral porque forma parte de la estructura del avión. Físicamente está constituido por volúmenes internos que permanecen en zonas previstas de la estructura del avión. Estos espacios, del ala, fuselaje o estabilizador, que tienen la forma de caja, se llenan de combustible. Las "cajas" del depósito se sellan y se hacen herméticas.

La Fig. 40.2 muestra el dibujo de un depósito integral. Nótese que las esquinas de los compartimentos estructurales, que pasan a ser depósitos de combustible, se sellan con materiales de relleno (sellantes) para impedir las fugas de combustible. Todas las uniones de la chapa, así como las cabezas de los remaches, tornillos, etc., que se emplean en estas zonas, deben quedar perfectamente selladas para asegurar la estanqueidad del depósito.

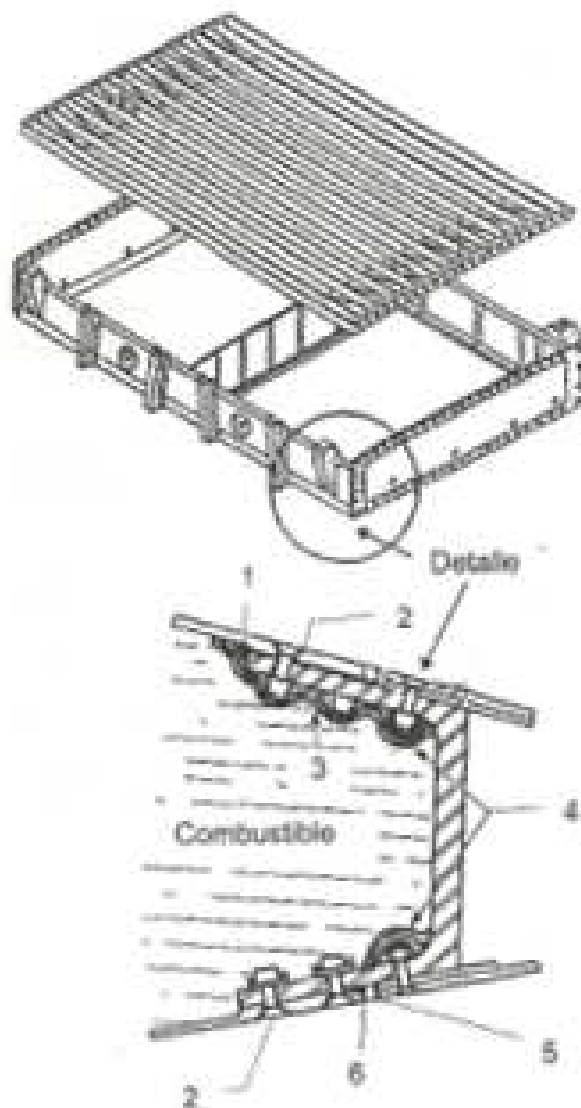


Fig. 40.2 Depósito integral. Abajo, zonas de sellado del depósito para estanqueidad.

Detalle de la ilustración inferior: 1 Cordón de sellante en ángulo; 2 Capa de sellante de seguridad en torno a la cabeza de una fuerza remachada; 3 Doble capa de sellante interno; 4 Tres capas de sellante internas en torno al extremo de una fuerza remachada; 5 Junta sellada en suplemento de refuerzo; 6 Cordón de sellante suplementario.

zona de ubicación.

3. Buena resistencia a la vibración y al impacto en circunstancias de aterrizajes de emergencia.

Los depósitos integrales se forman en el momento de fabricación del avión.

Se comprende entonces que el requisito de estanqueidad es clave en el éxito de esta construcción. La reparación posterior, una vez el avión en servicio, puede ser complicada y costosa.

El interior de los depósitos integrales recibe un tratamiento especial de pintura de protección contra la corrosión; además lleva varias capas de pintura antibacteriana¹.

2.5 Dejando a un lado los depósitos de combustible rígidos, obsoletos en el campo comercial, las ventajas de los depósitos flexibles son las siguientes:

1. Posibilidad práctica de ubicar el depósito flexible en cualquier posición del avión, haciendo los registros de acceso correspondientes en la estructura.

2. Posibilidad de desmontaje del mismo, para reparación, e incluso para reparación estructural en la

¹ Ver el Capítulo 30, sobre crecimiento de microorganismos en el queroseno.

Las desventajas son éstas:

A) Coste de fabricación alto.

B) Grave peligro de grietas en las operaciones de doblado, desdoblado, montaje y desmontaje del depósito.

C) Riesgo de presencia de microporosidades en el material flexible, que suelen terminar en la difusión del combustible en el caucho, con goteo al exterior.

Con todo, hay una desventaja singular del depósito flexible en el campo de la aviación comercial. Es algo "añadido" a la estructura.

En consecuencia es un diseño que no respeta las reglas de mínimo peso del avión, tan importante a efectos comerciales.

2.6 Los depósitos integrales, por su parte, resuelven de manera eficiente el problema de almacenamiento de combustible con los requisitos de peso mínimo del sistema.

El volumen de las "cajas" que se forman en la unión de los planos con el fuselaje, o bien en el estabilizador horizontal en la zona de cola, es enorme en términos de capacidad.

Desde el punto de vista del peso total del avión hay que tener en cuenta que la estructura del depósito integral ya está en el avión; sólo hay que protegerla y acondicionarla a las funciones propias del sistema de combustible, esto es, estanqueidad y bombeo.

No obstante, el gran problema del depósito integral es el referente a las fugas de combustible. Los depósitos integrales de ala resultan más accesibles, y a veces las fugas se detectan en el mismo prevuelo. Sin embargo los depósitos de fuselaje y cola tienen una posición muy interna y el problema de fugas en esta zona implica siempre unos costes de mantenimiento mayores.

Por esta razón los depósitos integrales están sometidos a un proceso riguroso de detección de fugas durante la fabricación del avión.

Requisitos estructurales de los depósitos

2.7 Hay un conjunto numeroso de requisitos sobre depósitos de combustible en aviación civil¹

Por su mayor interés para los fines de esta obra destacamos dos: en primer lugar consideraciones para el caso de aterrizaje con el tren arriba, en emergencia, y los referentes a las tapas de los depósitos.

¹ Sobre depósitos de combustible ver por FAR 25.863 y siguientes, que se refieren a los ensayos, instalación, volúmenes de expansión de depósito, sumideros, conexiones, ventilación y temperatura del combustible en depósito, etc.

A) Aterrizaje con tren arriba

Es situación que impone una arquitectura propia del sistema de combustible en todos los aviones comerciales.

En efecto, tanto el depósito/s de combustible (en góndolas y fuselaje) como los propios equipos del sistema, deben soportar las cargas de inercia de impacto en el caso de un aterrizaje con el tren arriba.

A todos los efectos se considera el aterrizaje en pista pavimentada y la aeronave con control durante toda la maniobra.

El requisito de soportar las cargas de inercia implica la retención del combustible después del impacto.

Además, dichos depósitos deben estar protegidos, o situados de tal forma que el rozamiento directo de los depósitos con el suelo es improbable.

Estas reglas obligan a varias técnicas, que están bien implantadas a bordo desde hace años, tales como: a) Rutaje de las tuberías del sistema de combustible por zonas poco probables de rozamiento con el suelo; b) Conexiones flexibles para absorber las deformaciones estructurales producidas en el impacto; c) En las góndolas de los motores, impedir que las roturas (posibles) de las tuberías de combustible derramen sobre zonas del motor expuestas a más de 200 °C; d) Situación correcta de las válvulas de corte ("shutoff"), lejos de las zonas probables de impacto, etc.

B) Requisitos de las tapas de los depósitos

El impacto de muy diversos objetos con las tapas de los depósitos de combustible ha ocasionado la rotura o separación de las mismas y el escape del combustible.

El riesgo de incendio en el avión en estas circunstancias es máximo, de manera que la normativa regula con cierto detalle esta parte del sistema.

Los objetos que hacen impacto con las tapas de los depósitos pueden ser trozos de neumáticos, de motores que han sufrido una avería, o simplemente objetos proyectados de la pista al paso del avión.

La resistencia al impacto de las tapas de los depósitos se debe probar en los siguientes casos:

1. Tapas situadas dentro de los 30° del plano de rotación de la rueda/s del tren, hacia dentro y hacia afuera. Para estos casos, la tapa debe mantener la integridad con el impacto de un trozo de neumático, de peso igual al 1 por ciento del total del neumático, a la velocidad de rotación del avión.
2. Asimismo se debe confirmar la resistencia de la tapa al impacto, si está situada dentro de 15° del eje del compresor o Fan del motor, y lo mismo detrás de la turbina. Es una prueba referida al desprendimiento de pequeños fragmentos del motor, con energía especificada en las normas.

Estas reglas no se refieren a impactos de masas de alta energía, como álabes de compresor o de turbina.

3. Finalmente, las tapas, como indican las normas, deben ser "resistentes al fuego".

Esto no quiere decir otra cosa que, frente a una fuente de calor intenso, se deben comportar igual que los materiales hechos en aleación de aluminio.

3. SITUACIÓN Y VENTILACIÓN DE LOS DEPÓSITOS

3.1 El combustible en aviones ligeros monomotores de émbolo se suele almacenar en dos depósitos, situados uno en cada ala.

Los bimotores con motores alternativos, pequeños, suelen tener dos depósitos de combustible en cada ala.

En aviación general, aviones turbohélices y reactores, es normal la presencia de dos depósitos en cada ala, llamados principales, y puede haber dos auxiliares, de menor capacidad, situados próximos al borde marginal.

Los grandes aviones comerciales reparten el combustible entre las alas, la sección central del fuselaje (la caja de unión del ala) y, frecuentemente, el estabilizador horizontal de cola.

Veamos algunos ejemplos:

El Boeing 737-300 tiene tres depósitos, uno en cada semiala y otro en la caja central del fuselaje.

El L-1011 tiene todo el combustible en depósitos de ala. Son seis compartimentos que funcionan como tres depósitos.

El Boeing 747-400, el mayor avión en la actualidad, divide el combustible en cuatro depósitos principales, dos en cada ala, dos depósitos de reserva, también uno en cada ala, un depósito en la caja central del fuselaje y otro en la caja central del estabilizador horizontal. Más adelante veremos nuevas instalaciones.

3.2 Los depósitos se ventilan a la atmósfera. Mejor, se someten a la presión dinámica que proporciona una toma de aire exterior en el avión. La ligera sobrepresión mantiene el combustible libre de evaporación excesiva, e impide también la existencia de presiones negativas en el depósito durante ascensos rápidos.

El sistema de ventilación consiste en dos o más tuberías de ventilación, en cada ala, que terminan en uno o dos depósitos colectores de ventilación (*surge tank*), en los extremos del ala. Son depósitos de rebosé pues previenen el derrame de combustible durante el repostaje e incluso durante las maniobras inclinadas del avión. Sirven además como cámaras de expansión térmica, debida a los cambios normales de temperatura del combustible. Normalmente, pues, los depósitos de ventilación no contienen combustible.

Sistema de repostado por punto único

4.2 El sistema de repostado por punto único permite llenar todos los depósitos del avión por una boca de carga. La boca de carga está situada en algún punto debajo del ala, o en la zona del borde de ataque de uno de los planos (Fig. 40.3a). El vaciado de combustible se realiza también por el mismo punto, pero aplicando succión en la boca de carga.

El sistema de repostado del avión dispone de válvula de corte para impedir la carga del depósito con cantidad de combustible superior a la aprobada para el mismo. Siendo obligatorio este requisito, se deduce que el sistema debe contar con un medio de comprobación previa de la válvula de corte, y a la vez, la indicación del estado de funcionamiento durante el proceso de carga. Todo ello con el fin de suspender el proceso de carga, si es necesario.

El sistema de combustible -válvulas, tuberías- está diseñado para soportar el doble de la presión máxima prevista de carga de combustible. Esta regla no se aplica a los depósitos, que están sometidos a un conjunto más riguroso de condiciones.

4.3 Desde el punto de vista constructivo, el sistema de carga consta de receptáculo de carga, con su panel de control, y el sistema de tuberías y válvulas de repostado para distribución del combustible. La Fig. 40.3 muestra el receptáculo de carga típico, que se descubre tras abrir un registro de acceso. La leyenda de la ilustración contiene la información de esta parte del sistema.

La Fig. 40.3a, como se ha indicado, muestra la posición típica del receptáculo de carga y panel de control.

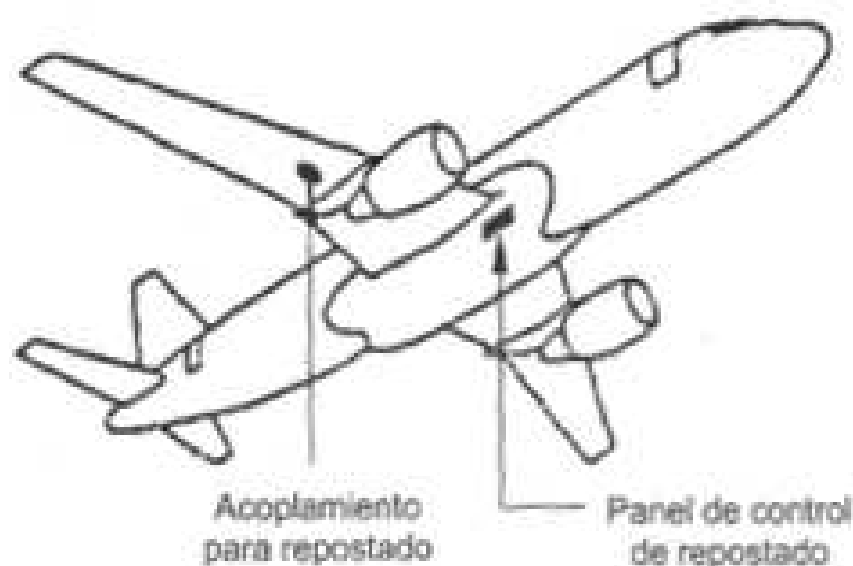


Fig. 40.3a Posición típica del receptáculo de carga de combustible y panel de control



6 indicadores de cantidad de combustible

El sistema de distribución consta de adaptadores para las mangueras de combustible, válvulas de corte o aislamiento de cada depósito y las tuberías de interconexión del sistema.

Cada válvula de repostado funciona unida a un microflotador, de nivel de combustible. El microflotador de nivel cierra la válvula cuando el depósito se ha llenado al nivel previsto.

Cada una de las válvulas incluye dos bobinas solenoide, una para la función de repostado y otra para vaciado. Cuando la bobina del solenoide de repostado recibe energía eléctrica desplaza su émbolo buzo. El émbolo buzo es simplemente un pistón que descubre o cierra los orificios de paso de combustible a los depósitos.

A la inversa, cuando el solenoide que recibe electricidad es el de vaciado, el émbolo buzo que se desplaza es el de dicha bobina, descubriendo las lumbreras por las que sale el combustible de los depósitos.

El vaciado de combustible no es una operación normal, pero puede ser necesario si, por ejemplo, se asigna al avión una ruta no prevista en la que precisa menos combustible que el presente a bordo. El vaciado se puede hacer por medio de las bombas reforzadoras del avión, que transfieren el combustible a la cisterna de abastecimiento, o por succión a través de la propia cisterna aunque este último método puede encontrar algunas limitaciones, de acuerdo con los procedimientos de la Compañía aérea.

El vaciado de combustible con las bombas sumergidas es un proceso más lento que la carga; por ejemplo, en el *Boeing 737-300* se efectúa a un ritmo de 190 litros/minuto por depósito, mientras que el avión recibe combustible de la cisterna al ritmo de 1.149 litros/minuto.

Métodos de carga de combustible

4.4 Los métodos de carga son procedimientos operativos cuya finalidad es regular la posición de las válvulas de corte de repostado de combustible. La secuencia de estas válvulas permite diversos ajustes, de acuerdo con lo previsto para cada avión.

Los métodos que se pueden considerar típicos cuentan con tres posibilidades de carga de combustible: manual, a tope, y con preselección.

En el método de carga manual, como su nombre indica, el cierre de la válvula de repostado se produce de forma manual.

El método de carga a tope es idéntico al manual, salvo que el corte de entrada de combustible está a cargo del sistema de control e indicación de cantidad de combustible.

Finalmente, el método de preselección de carga de combustible consiste en seleccionar la cantidad de combustible que se desea cargar a bordo. Estos datos se guardan en la memoria del ordenador del sistema de indicación de cantidad de

combustible. La válvula de repostado de cada depósito se cierra cuando el nivel de combustible corresponde a la cantidad seleccionada.

4.5 La opción de carga de combustible por gravedad permite llenar los depósitos del ala del avión a través de bocas situadas sobre el ala. El depósito central del avión no es accesible en este modo, de manera que se debe llenar a partir de los principales de ala por transferencia.

4.6 En los grandes aviones modernos el repostado se realiza de forma automática y por varias bocas de carga a la vez. Es un proceso controlado por ordenador, aunque admite el procedimiento manual.

Así, por ejemplo, la nueva serie del avión *Airbus A340-500/600* tiene cuatro bocas de acoplamiento para repostado de combustible, acopladas en dos parejas, una en cada plano. La serie -500 es de gran alcance (hasta 15.400 km) y cuenta nada menos con nueve depósitos de combustible, ver Fig. 40.3b, que almacenan 171.836 kg de combustible, o 214.808 litros con una densidad de Jet A1 de 0,8 kg/litro. Se carga a tope en poco más de 30 minutos.

El procedimiento está controlado por dos ordenadores, que distribuyen el combustible en dos pasos lógicos: en una primera etapa se efectúa el llenado de cada depósito según masa específica del combustible; el segundo paso es a "tope por volumen", cuando se llena hasta el más alto nivel posible.

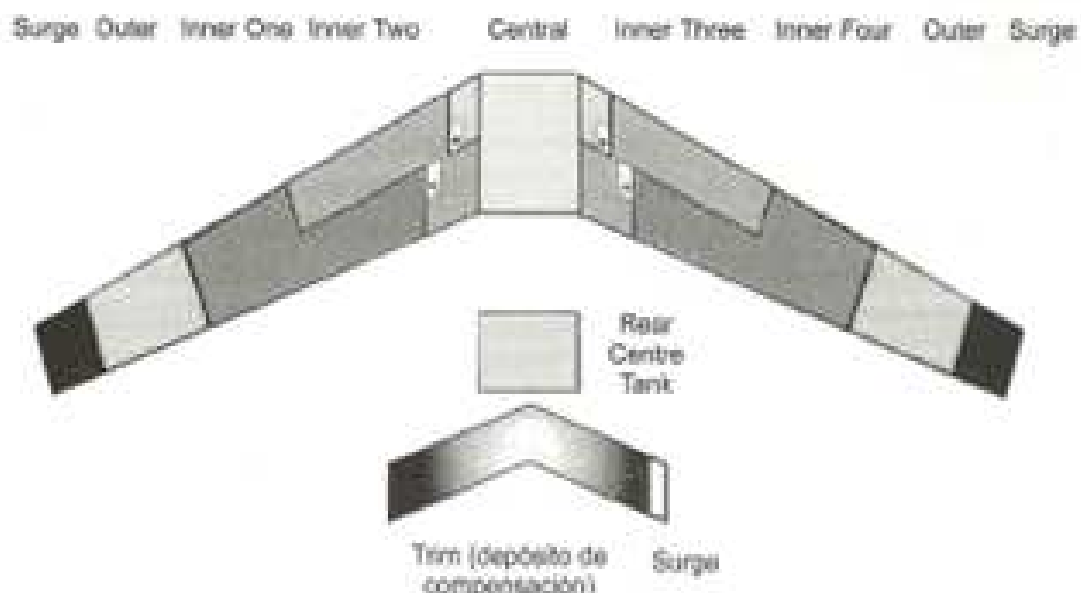


Fig. 40.3b Configuración de depósitos de combustible en el nuevo avión A340-500, de gran alcance. La serie -600 es de disposición similar pero sin RCT (Rear Centre Tank).

Las válvulas de repostado se cierran en estas situaciones: a) se detecta combustible en los depósitos de ventilación del ala; b) si alguna de las válvulas Jettison está abierta (nota: el sistema Jettison se estudia más adelante).

4.7 Un criterio de seguridad importante durante el repostado de combustible es equilibrar el potencial eléctrico de la cisterna de abastecimiento y el avión. Esto se debe a la gran cantidad de electricidad estática que se genera durante el proceso de circulación del combustible desde el boquerel de la cisterna al receptáculo del avión. Aunque los querosenos de aviación tienen aditivos anti estática, lo cierto es que el combustible se desplaza a gran velocidad por las conducciones y se genera gran cantidad de estática.

Los potenciales eléctricos de avión y cisterna se igualan colocando las pinzas que tiene la cisterna en alguna parte metálica del avión, una trampa de acceso o los discos de frenos.

5. COMBUSTIBLE NO UTILIZABLE

5.1 Hay cuatro definiciones de interés, relacionadas con el combustible, que son las siguientes, combustible no utilizable, combustible no drenable, combustible drenable no utilizable, combustible utilizable no drenable.

Quédese el lector con la idea de la primera definición, que es la realmente operativa, aunque damos las cuatro definiciones aplicables en este campo.

Combustible no utilizable

Es el combustible que permanece en los depósitos y en el sistema de combustible, que no puede ser utilizado por el motor/es.

Nota.- El fabricante de la aeronave desea el mínimo combustible no utilizable, como es lógico. En busca de este objetivo puede, incluso, poner restricciones de actitud del avión una vez que se ilumina (mensaje) la señal de baja cantidad de combustible. Si esto es así tal información aparece en el Manual de vuelo, y en todo caso las restricciones de actitud introducidas no deben penalizar la actuación del avión en operaciones normales.

Combustible no drenable

Es el combustible que permanece en los depósitos y sistema de combustible del avión cuando se drena éste en posición horizontal y estática.

Combustible drenable no utilizable

Es la parte de combustible no utilizable que puede ser drenado del avión en posición horizontal y estática. La definición se aplica a los aviones en los cuales la elevación de la válvula de drenaje es menor que la correspondiente a la bomba

principal de combustible. En este caso, el combustible no utilizable es igual al combustible no drenable más el drenable no utilizable.

Combustible utilizable no drenable

Es la parte de combustible no drenable que puede ser utilizada por el motor/es. La definición se aplica a los aviones en los cuales la elevación de la válvula de drenaje es más alta que la correspondiente a la bomba principal de combustible.

En este caso, el combustible no utilizable es igual al combustible no drenable menos el utilizable no drenable.

5.2 La normativa vigente deja la determinación del combustible no utilizable a los ensayos en vuelo para Certificación del avión

La cantidad de combustible no utilizable de cada depósito no debe ser inferior a la que origina los primeros síntomas de fallo de alimentación en el motor/es, en las condiciones más adversas de operación de vuelo para el depósito en cuestión.

Es necesario un conocimiento muy detallado del sistema de combustible del avión para estos fines porque, entre otras cosas, ciertas determinaciones se pueden hacer en tierra sin necesidad de recurrir a los costosos ensayos en vuelo. No obstante, los cambios geométricos que experimenta en vuelo el avión comercial actual son tan importantes a estos efectos que las pruebas en el aire son necesarias, las más de las veces.

El avión en el aire no es un sólido rígido, indeformable, debido a sus características aeroelásticas, que no son reproducibles en los estudios en tierra.

El procedimiento empieza por determinar cuál es la "condición más crítica" de los depósitos de combustible. Esta expresión no significa que es preciso situar la aeronave en condiciones extremas; más bien, es la condición más desfavorable dentro de las operaciones que tiene previsto realizar el avión en servicio.

Particular atención se presta a la actitud del avión para determinar el combustible no utilizable con el morro bajo, pero siempre dentro del esquema de posiciones normales para descensos, aproximación y aterrizaje. Igual sucede con la posición de proa arriba que viene determinada normalmente por el "go-around" con máximas aceleración y rotación posible. Por lo que se refiere a inclinación ésta no debe ser inferior a la precisa para un tráfico normal y aterrizaje con 10 nudos de viento cruzado.

Dentro, pues, de este esquema de situaciones normales para determinar cuándo se advierten los primeros síntomas de falta de combustible en el motor, los ensayos en vuelo incluyen resbalamientos, y deben considerarse también los efectos que la turbulencia puede tener en la cantidad de combustible no utilizable. Considerar asimismo regímenes de cabeceo y balanceo altos si el avión está proyectado para soportar maniobras bruscas.

Dos notas finales: a) Una vez que la alarma de baja cantidad de combustible se activa, hay que demostrar que el avión puede efectuar un "go-around", la aproximación y nuevo aterrizaje usando los procedimientos normales; b) Si un depósito en cuestión del avión tiene un empleo específico, es decir, no abastece los motores en todas las condiciones de vuelo, sino en un segmento determinado, por ejemplo crucero, sólo se ensaya para dicho segmento.

6. Alimentación de combustible

6.1 El sistema de combustible tiene la función de suministrar el caudal de combustible suficiente, y a la presión requerida, para el funcionamiento correcto del motor y sus sistemas.

Note el lector que hay dos líneas de responsabilidad independientes en esta cuestión: el sistema de combustible del avión, que estudiamos ahora, y el sistema de combustible (control de combustible) del motor, que forma parte del motor, y que se estudia en la parte de Propulsión.

Este último, el sistema de combustible del motor, necesita un flujo de combustible suficiente, libre de vapores y burbujas. En lo que sigue nos referimos exclusivamente al sistema de combustible del avión.

Tipos de sistemas

6.2 Hay dos tipos de sistemas de combustible del avión: Sistema de alimentación por gravedad y a presión.

El primero se emplea en aviones pequeños y el segundo es el estándar en aviación general y de transporte.

Alimentación por gravedad

6.3 Corresponde a un sistema de alimentación muy básico, que se encuentra en aviones pequeños. El sistema se basa en la salida del combustible del depósito por efecto de la gravedad, y entrada en el circuito de alimentación del carburador del motor.

El depósito de combustible tiene que estar situado a una cierta altura sobre el carburador, de lo contrario no hay presión ni flujo suficiente en la línea para el funcionamiento correcto del carburador del motor.

En todos los casos el sistema debe ser capaz de suministrar un caudal de gasolina equivalente al 150 por ciento del máximo que requiere el motor en régimen de despegue.

Desde el punto de vista constructivo, el sistema de alimentación con un sólo depósito tiene una válvula de dos posiciones ON/OFF, que abre o cierra el grifo de gasolina al carburador.

La gasolina sale de la válvula y pasa al filtro de entrada al circuito. Del filtro pasa al carburador, donde se mezcla con el aire en la proporción adecuada, y de ahí pasa a la cámara de combustión del motor (cilindros).

Aunque no es frecuente en la actualidad, en el caso de empleo de un sólo depósito en un avión polimotor (o varios interconectados en serie, pero que funcionan como uno solo) es preciso que cada motor tenga su salida y válvula de corte independiente en el depósito y en la tubería de conducción.

6.4 El sistema de combustible de aviones ligeros monomotores de ala alta consiste, normalmente, en dos depósitos, situados uno a cada lado del ala.

El sistema (alimentación por gravedad) es similar al explicado anteriormente para un depósito, pero ahora la válvula selectora que da paso a la gasolina hacia el circuito del carburador es de cuatro direcciones (4 vías).

Las cuatro vías de posición de la válvula son: cierre OFF, la segunda posición permite la alimentación del motor con el depósito izquierdo (LEFT), otra tercera vía para el depósito derecho (RIGHT), y finalmente la cuarta y última permite la alimentación con los dos (BOTH).

En este último caso, la línea de salida de gasolina de la válvula se comunica con las dos bocas, una del depósito izquierdo y otra del derecho.

Sistema de alimentación a presión

6.5 El sistema de alimentación de combustible a presión emplea bombas eléctricas para elevar la presión del combustible en el circuito.

Consta de los elementos siguientes: depósitos, bombas de combustible, válvulas selectoras, líneas de ventilación, sistema de repostado y de vaciado de combustible, tuberías y accesorios de las mismas.

Sistema de alimentación a presión para aviones ligeros

6.6 La mayor parte de los aviones ligeros de ala baja no pueden utilizar el sistema de alimentación por gravedad, por la propia posición de depósitos (escasa e incluso elevación negativa sobre el motor), de manera que emplean un sistema de presión.

La Fig. 40.4 muestra el sistema de combustible de un bimotor del tipo aviación general.

El sistema consta de dos depósitos flexibles de combustible (sistema principal) aunque tiene la opción de depósitos suplementarios, flexibles también, en los extremos del ala. En este caso, los depósitos auxiliares vierten en el principal correspondiente.

El sistema de avión propiamente dicho consta, pues, de depósitos, válvula selectora, filtro de combustible y bomba eléctrica.

A partir de este punto del diagrama de la figura el sistema pertenece al grupo motor, con la bomba mecánica del motor y el sistema de inyección de combustible.

Preste atención a la presencia de dos bombas, una que suministra el fabricante del avión (normalmente eléctrica) y otra que suministra el del motor.

La bomba del motor siempre es mecánica, de manera que cuando se habla de la bomba mecánica de combustible entendemos para cuál de ellas es la referencia.

La pertenencia al grupo motor quiere decir que es responsabilidad del fabricante del motor incluir tales accesorios.

Las válvulas selectoras hacen también las funciones de válvulas de corte para cerrar la línea de suministro de combustible al motor.

Los sistemas de este tipo cuentan con la posibilidad de alimentación cruzada, a través de la válvula correspondiente.

No obstante, en los casos de aviones ligeros, el sistema de alimentación cruzada suele ser un sistema de emergencia, cuando se para uno de los motores, y no un sistema de gestión de combustible a bordo.

El sistema se completa con el circuito de combustible del calentador de combustión, con su propio regulador.

Cada línea de alimentación del motor cuenta con bomba eléctrica y bomba mecánica. En condiciones normales de operación es la bomba mecánica la que succiona el combustible de los depósitos y lo introduce en el sistema de inyección. Sin embargo, en ciertas condiciones de vuelo, como en el despegue y el aterrizaje, se conectan las bombas eléctricas para asegurar, en todo momento, un caudal fijo de combustible a los motores.

La válvula de alimentación cruzada, como hemos dicho, permite alimentar un motor con el depósito del otro lado. Tal situación se aplica en caso de parada de un motor, pues permite utilizar todo el combustible de esa parte.

El sistema tiene grifos de drenaje de combustible, que permiten la salida del agua que se condensa en los depósitos y en las líneas.

Los grifos de drenaje están situados en los puntos más bajos de las tuberías del sistema. Al menos hay grifos de drenaje en el depósito de combustible y en el filtro. Estos puntos se deben drenar durante el prevuelo hasta que se observe la presencia de gasolina limpia.

Observe que la válvula selectora no tiene, en este caso, la posición BOTH (ambos depósitos), para impedir la succión de aire desde un depósito vacío.

Sistema de alimentación a presión del avión multimotor

6.7 En el caso más general, de avión comercial polimotor, se distinguen en la actualidad dos tipos de sistemas de combustible, según la capacidad de gestión que poseen:

- Sistema de control manual, donde el piloto, o el oficial técnico de vuelo, controla de forma manual las actuaciones del sistema. Es posible que estos sistemas tengan funciones automatizadas, pero su característica es la gestión y planificación manual del mismo.
- Sistema de control digital, proyectados para que uno o más ordenadores se ocupen de la gestión del sistema, de acuerdo con lógica (software) preestablecida. Admiten la forma manual de operación, pero ésta es una opción disponible a discreción del piloto.

El orden de estudio que vamos a seguir es: en primer lugar los elementos que definen el sistema: bombas, válvulas y circuito de filtro. Más adelante se estudia la filosofía de diseño y se describe el moderno sistema de control digital. No hay que decir que este último tipo es el que tienen instalado los últimos aviones comerciales que entran en el mercado.

6.8 Los sistemas de combustible utilizan tres tipos de bombas para impulsar el fluido: bombas sumergidas, de transferencia y bombas recuperadoras.

Las bombas sumergidas están instaladas en el interior y fondo de los depósitos integrales de combustible, normalmente en espacios acotados llamados cajas colectoras (ver detalles de la bomba en la Figs. 40.5 y 40.5a). La bomba tiene un motor eléctrico de corriente alterna (en aviones antiguos puede ser de corriente continua¹). El rotor impulsor de la bomba es de tipo centrifugo, con uno o dos rodetes para impulsión del fluido.

La bomba sumergida se llama también bomba reforzadora, y en lenguaje coloquial también se emplea el término “*bomba hister*”. Gira a velocidad tan alta que el propio combustible actúa de lubricante.



Cuando la velocidad relativa entre dos superficies metálicas en contacto es muy alta, como sucede en los cojinetes de estas bombas, es posible lubricarlas con un fluido de menor viscosidad. No se necesita aceite lubricante o engrase especial. De ahí que la gasolina y, mejor aún, el queroseno, sea un medio excelente de lubricación y refrigeración de estas bombas.

¹ Las bombas sumergidas con motor de corriente continua se exponen a condiciones de sobrevolución si funcionan en depósitos vacíos de combustible, debido al devanado eléctrico de tipo serie que emplean. La sobrevolución se añade en este caso al sobrecalentamiento que produce el funcionamiento de la bomba en seco, circunstancia que conduce a un deterioro rápido o avería de la bomba. La condición de sobrevolución no se da en las bombas impulsadas con corriente alterna, puesto que la velocidad de giro está relacionada con la frecuencia de 400 cps de la corriente eléctrica de a bordo. En todo caso, en los modernos sistemas de combustible, esta situación sería anormal. Es práctica habitual que el sistema tenga un dispositivo de parada automática de la bomba cuando se detecta que no hay combustible en el depósito.

Sobre el tema de circuitos eléctricos y zonas de caldeo en/o en la proximidad de los depósitos de combustible hay mucha susceptibilidad después del accidente del Boeing 747 TWA 800, en Nueva York.

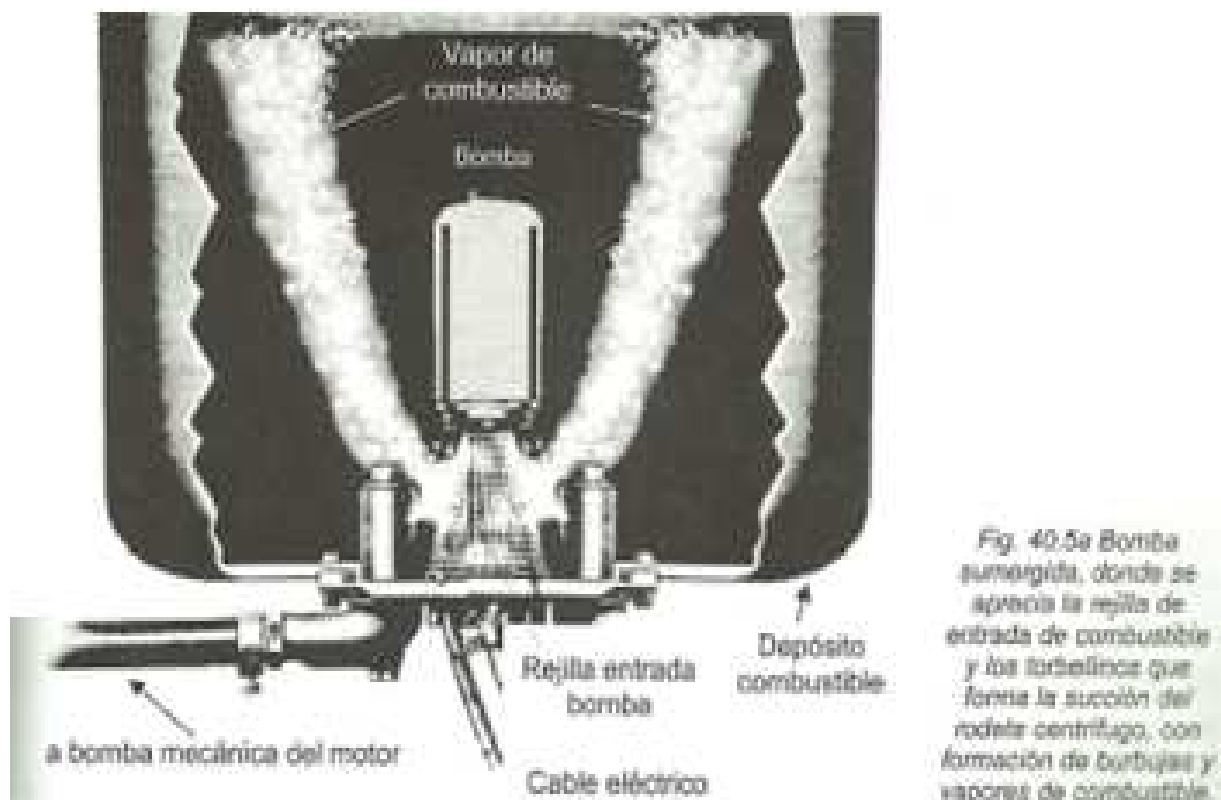


Fig. 40.5a Bomba sumergida, donde se aprecia la rejilla de entrada de combustible y las torbellinos que forma la succión del rodete centrífugo, con formación de burbujas y vapores de combustible.

La función primordial de la bomba sumergida es elevar la presión del combustible por arriba de su propia tensión de vapor. El combustible se evapora y forma burbujas si su presión de vapor es menor que la presión estática (ver los Capítulos 12 y 30 que definen estos temas). Como es lógico, esta situación no es deseable.

En caso de fallo completo de la bomba de un depósito, o de su grupo de bombas sumergidas, se acude a la alimentación cruzada, según la cual una bomba de otro depósito puede alimentar el motor de la zona donde se ha producido el fallo.

En una u otra instancia, o incluso en una condición extrema de fallo total, el combustible es succionado por la bomba mecánica del motor.

Advierta el lector que con el único empleo de la bomba mecánica del motor, la presión del combustible puede no ser suficiente para asegurar que llega al motor libre de vapores y burbujas. Quiere decirse que pueden existir limitaciones operativas de vuelo (altitud) en esta condición (por disminución de la presión estática en depósitos). Altitud típica de limitación para aviones comerciales, en estos casos, suele estar en torno a 25.000 pies. La impulsión final del combustible en la cámara de combustión, a muy alta presión, se produce en la bomba mecánica del motor. Las bombas sumergidas están sometidas a un trabajo continuo y condiciones severas de funcionamiento, pues no siempre es posible evitar las presencias de fases de vapor de combustible en el circuito. Los rodetes centrífugos de la bomba se ven entonces sometidos a al fenómeno de "cavitación", golpeteo, muy destructivo, por el trabajo de la bomba con el combustible en dos fases, líquido y vapor.

6.9 La bomba mecánica del motor no pertenece, en sentido estricto, al sistema de combustible del avión. Es un accesorio del motor, pero constituye el eslabón final en la inyección del combustible en la cámara de combustión.

La bomba mecánica es de desplazamiento positivo. Recordemos que tales bombas suministran caudal de líquido constante por revolución.

El líquido se desvía por un circuito de derivación, de nuevo a la entrada de la bomba, si la cantidad de combustible que envía la bomba al sistema es superior a la requerida para la operación del motor.

Como se ha dicho, el combustible es aspirado directamente por las bombas mecánicas en caso de fallo total de las bombas sumergidas. Con este fin, los distintos depósitos de combustible del avión se comunican a través de válvulas de chapaleta (Fig. 40.5b).

En condiciones normales, cuando hay presión de combustible porque funcionan las bombas sumergidas, la chapaleta está cerrada debido a la presión que ejerce el fluido sobre el resorte de la tapa de la válvula (chapaleta).

Si falta la presión de las bombas reforzadoras y hay succión en las tuberías, debido a la acción de la bomba mecánica, entonces la chapaleta abre y comunica todos los depósitos.

6.10 Las bombas de transvase de combustible tienen la función de transferir combustible entre depósitos auxiliares y principales.

Son bombas eléctricas, normalmente del tipo de paletas.

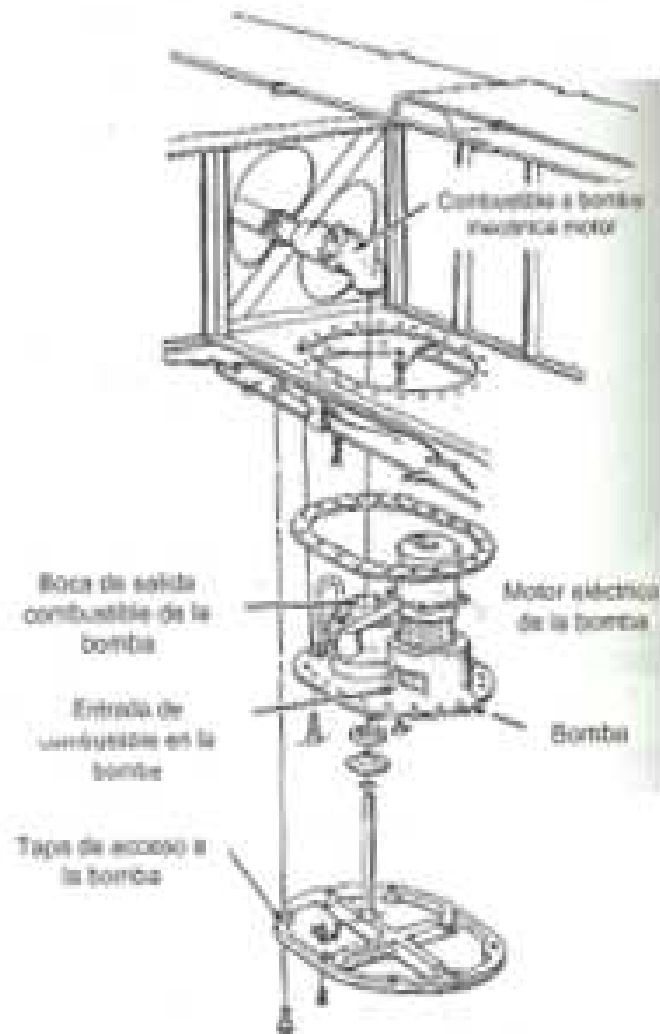


Fig. 40.5(a) Detalle de instalación de la bomba sumergida

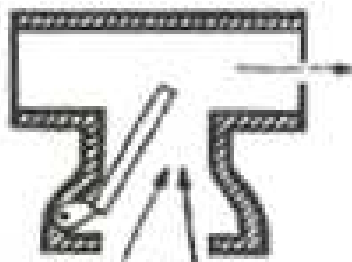
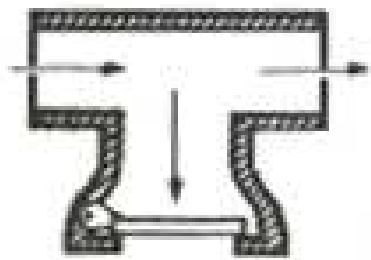


Fig. 40.5(b) Esquemas de funcionamiento básico de la válvula de chapaleta.

La válvula permite la conexión de todos los depósitos cuando hay avería total en las bombas sumergidas. La función de la válvula de chapaleta en los aviones modernos es cumplida por la propia válvula de transferencia, que abre automáticamente en caso de avería eléctrica o entrada en fase de lanzamiento de combustible (Jetfusion)

6.11 Las bombas recuperadoras son de diversos tipos y cumplen tres funciones principales:

- Mantener el combustible en movimiento en los depósitos con el fin de impedir la estratificación del agua en ellos. A la vez, este movimiento impide o disminuye el crecimiento de microorganismos en el combustible (ver en el Capítulo 30, la formación de microorganismos en el queroseno de aviación).

Las bombas recuperadoras que se emplean para estos fines son neumáticas y están basadas en el efecto venturi. Se llaman propiamente eyectores (Fig. 40.6). El combustible procedente de la bomba sumergida entra en el eyector y pasa directamente a la tobera del venturi. La garganta del venturi se comunica con la tubería de succión para la entrada del combustible. La succión que se origina en la garganta del venturi arrastra combustible y el agua estratificada, en su caso, del fondo del depósito y lo expulsa por la salida del eyector. El líquido está en movimiento en todo momento.

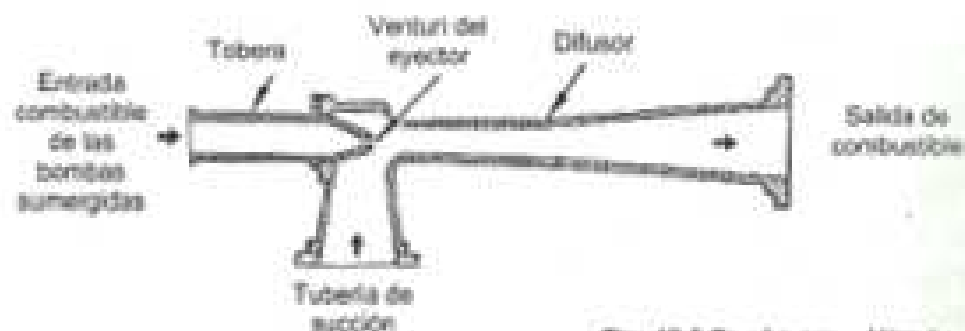


Fig. 40.6 Bomba neumática (eyector) empleada como recuperadora en el sistema de combustible.

- Función de mantener llenas de combustible las cajas colectoras de los depósitos de alimentación de los motores. Las cajas colectoras son particiones internas que tienen los depósitos integrales. Están preparadas para alojar las bombas y sus accesorios (elementos de sujeción, cables eléctricos, etc.). El resto del depósito vierte finalmente el combustible en estas cajas (ver, por ejemplo, la Fig. 40.7b más adelante).

Asegurar que las cajas colectoras están siempre llenas de combustible es una función de los eyectores que trabajan al amparo de las bombas sumergidas presentes en las cajas. Recuerde que el eyector necesita siempre trabajar al lado de una bomba impulsora, que es la que origina la succión en el venturi.

- Hay sistemas que emplean bombas eléctricas recuperadoras. Su función es aspirar el combustible que queda en los colectores de carga, o bien en los depósitos de ventilación.

Siempre es conveniente que el combustible no quede atrapado en estas zonas, sin espacio de dilatación suficiente, o para que no se evapore y se pierda como puede ser el caso de los depósitos de ventilación.

6.12 El combustible se canaliza por las tuberías del sistema por medio de válvulas distribuidoras (selectoras).

Las válvulas selectoras se estudiaron con detenimiento en el Capítulo 33, en relación con el sistema hidráulico del avión, por lo que nos remitimos al mismo para cualquier aclaración.

Los filtros de combustible del sistema aseguran la entrega de un fluido sin contaminación.

La Fig. 40.6 (a) muestra la disposición del filtro en el sistema y su circuito de alarma a través de un microinterruptor de presión. El micro de presión es una lámina metálica que está sometida por ambos lados a la presión del combustible en la línea, pero una parte recibe la presión aguas arriba del filtro y la otra detrás. En condiciones normales de funcionamiento la presión que actúa en am-

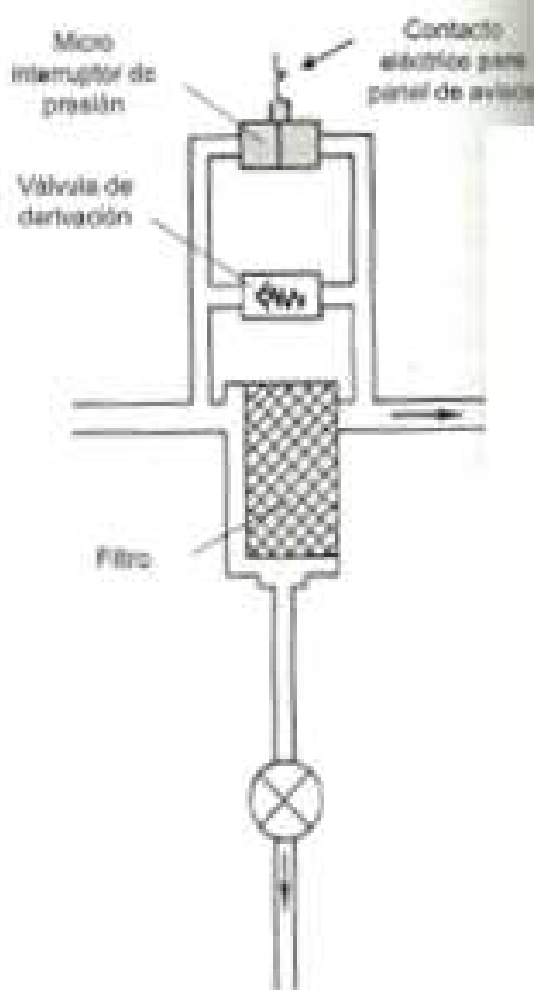


Fig. 40.6(a) Circuito de filtro de combustible con micro interruptor de presión

bas caras del interruptor es la misma y los contactos eléctricos, que envían señal de aviso a la cabina, permanecen abiertos. Ahora bien, si el filtro se colmata el combustible pasa por la válvula de derivación y experimenta una caída de presión importante aguas abajo del filtro. Por tanto, la presión que actúa en el micro aguas abajo es menor, los contactos se cierran y envían una señal luminosa al panel anunciador de cabina.

Sistema de combustible de control digital

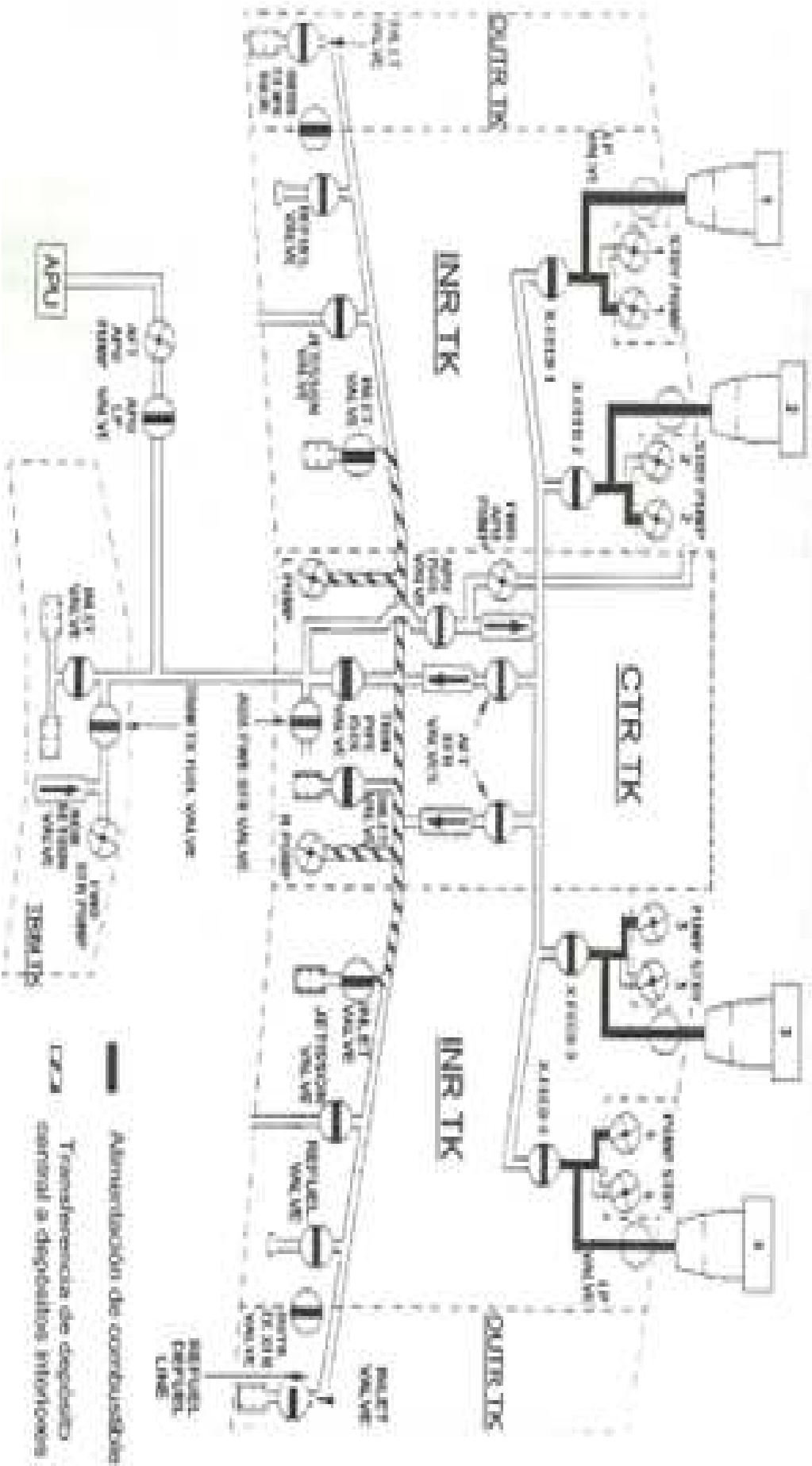
6.13 Estudiamos este tema con la ayuda de la Fig. 40.7a.

La ilustración corresponde a un moderno avión cuatrimotor con sistema de combustible controlado por microprocesadores. Además de cumplir la función principal de suministrar combustible a los motores, el sistema optimiza el centro de gravedad del avión (menor resistencia aerodinámica del avión) mediante transferencia de combustible desde el depósito de cola (el llamado depósito de compensación o TRIM TANK) a los depósitos de ala, y viceversa (ver apartado 9.3). El sistema admite también la función de control manual de gestión del combustible, de manera que es un tipo de máxima generalidad.

La filosofía de diseño del sistema es la siguiente (ver Fig. 40.7a, y también la Fig. 40.11 que estudia, más adelante, el control y operación del sistema):

- En operación normal cada motor se alimenta de forma independiente por su bomba sumergida activa. En caso de fallo de ésta, es alimentado por su bomba sumergida de reserva. Las cajas colectoras están llenas de forma continua mediante bombas neumáticas (eyectores) que funcionan al amparo de las propias bombas sumergidas. Una sola bomba sumergida puede alimentar a todos los motores (condición de vuelo de crucero). Asociado a cada motor se encuentra su respectiva válvula de alimentación cruzada. La válvula X FEED conecta cada grupo de bomba a la tubería de alimentación cruzada. Todas las válvulas X FEED se abren automáticamente en caso de emergencia por avería eléctrica, o bien durante el lanzamiento de combustible (*jettison*).
- El suministro de combustible al motor se puede detener mediante válvula de corte (LP VALVE), bien al pulsar el botón ENG FIRE o mediante el interruptor de control.
- Proceso de transferencia automática de combustible desde el depósito central a los interiores si está pulsado el botón de la bomba del depósito central. La transferencia se realiza a través de las válvulas de entrada (INLET VALVE). Las bombas centrales se sitúan en OFF, de forma automática, cuando se vacía el depósito.
- Proceso de transferencia automática de combustible desde los depósitos exteriores a los interiores por gravedad (es condición necesaria: que los depósitos central y de compensación estén vacíos y que haya menos de 4.500 kilogramos en uno u otro de los depósitos interiores).

Fig. 40.74 Diagrama de distribución de combustible en el motor



- Es posible el control manual de transferencia de combustible a los depósitos interiores mediante los botones OTR TX XFR.

NOTA

6.14 El texto que sigue es materia de referencia adicional sobre el sistema de combustible del avión en estudio.

El combustible que se carga a bordo se almacena en seis depósitos: dos exteriores (OUTR TK) y dos interiores (INR TK), más uno central (CTR TK) y otro de compensación (TRIM TK). Este último está situado en el estabilizador horizontal. Por tanto, el sistema cuenta con dos funciones básicas de gestión:

1. A través del depósito de compensación se gestiona de forma activa el centro de gravedad del avión. Recuerde que el control del c.d.g. en vuelo es una de las funciones de Control Activo del avión (Ver Capítulo 35).

2. Dada la secuencia óptima de consumo de depósitos, el peso del combustible en los depósitos exteriores e interiores origina un momento flector en el ala contrario al que produce la carga de sustentación, aliviando los esfuerzos de trabajo del material que forma el cajón estructural del ala.

a) Capacidad

La capacidad total del sistema es de 138.638 litros (108.831 kilogramos, con densidad del combustible de 0,785 kg/litro). El combustible se reparte entre depósitos según muestra la tabla adjunta (ver también la Fig. 40.7b):

	<i>Capacidad en litros</i>	<i>Capacidad en kilogramos</i>
Depósito exterior	3.624	2.845
Depósito interior	41.904	32.895
Depósito central	41.468	32.550
Depósito compensación	6.114	4.799

b) Depósitos de ventilación

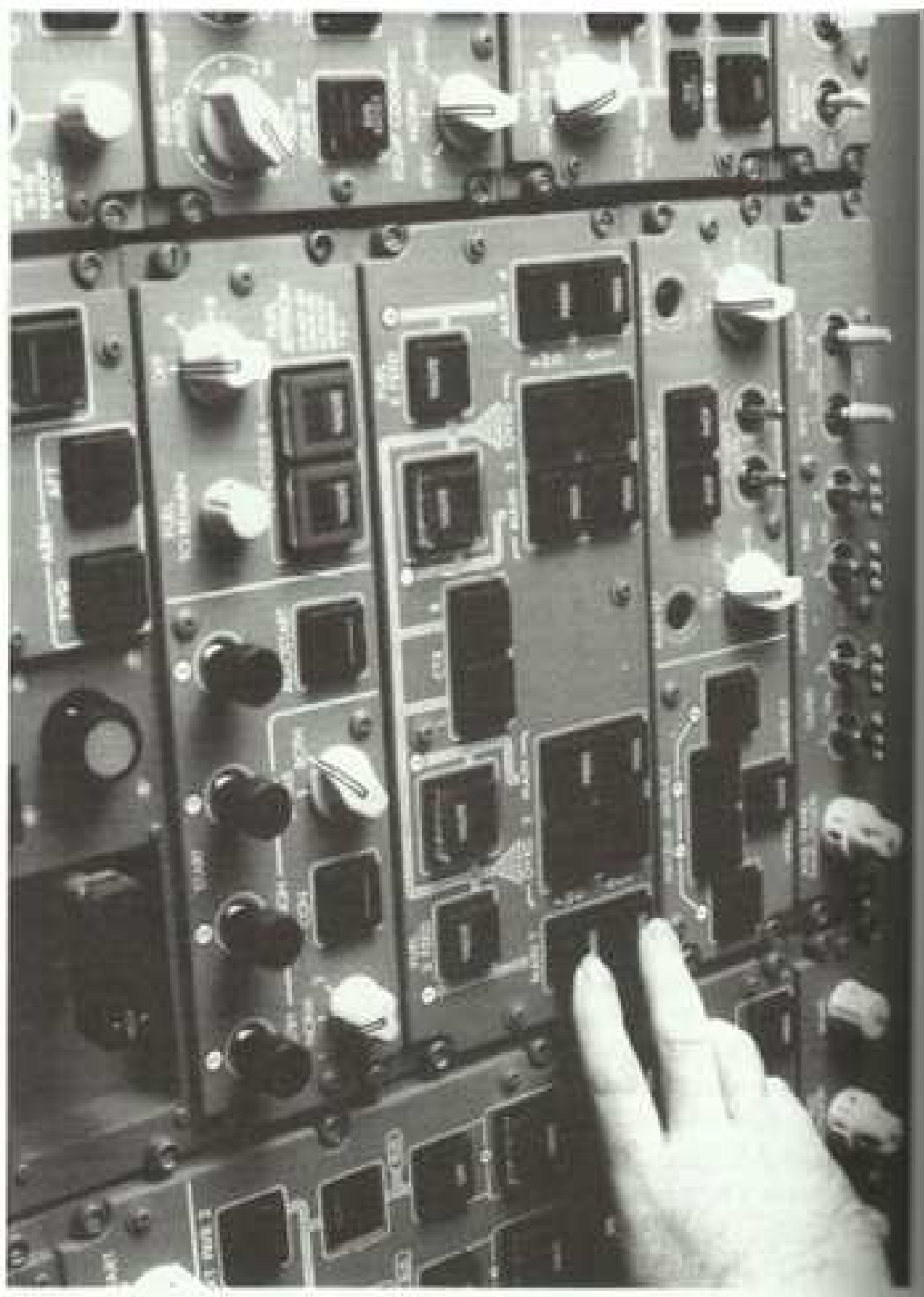
Se encuentran situados en los extremos del ala y lado derecho del estabilizador horizontal. Además de las funciones generales que hemos visto con anterioridad, hay que añadir las siguientes:

a) prevenir el aumento excesivo de la presión en los depósitos (caso, por ejemplo, del avión estacionado a pleno sol)

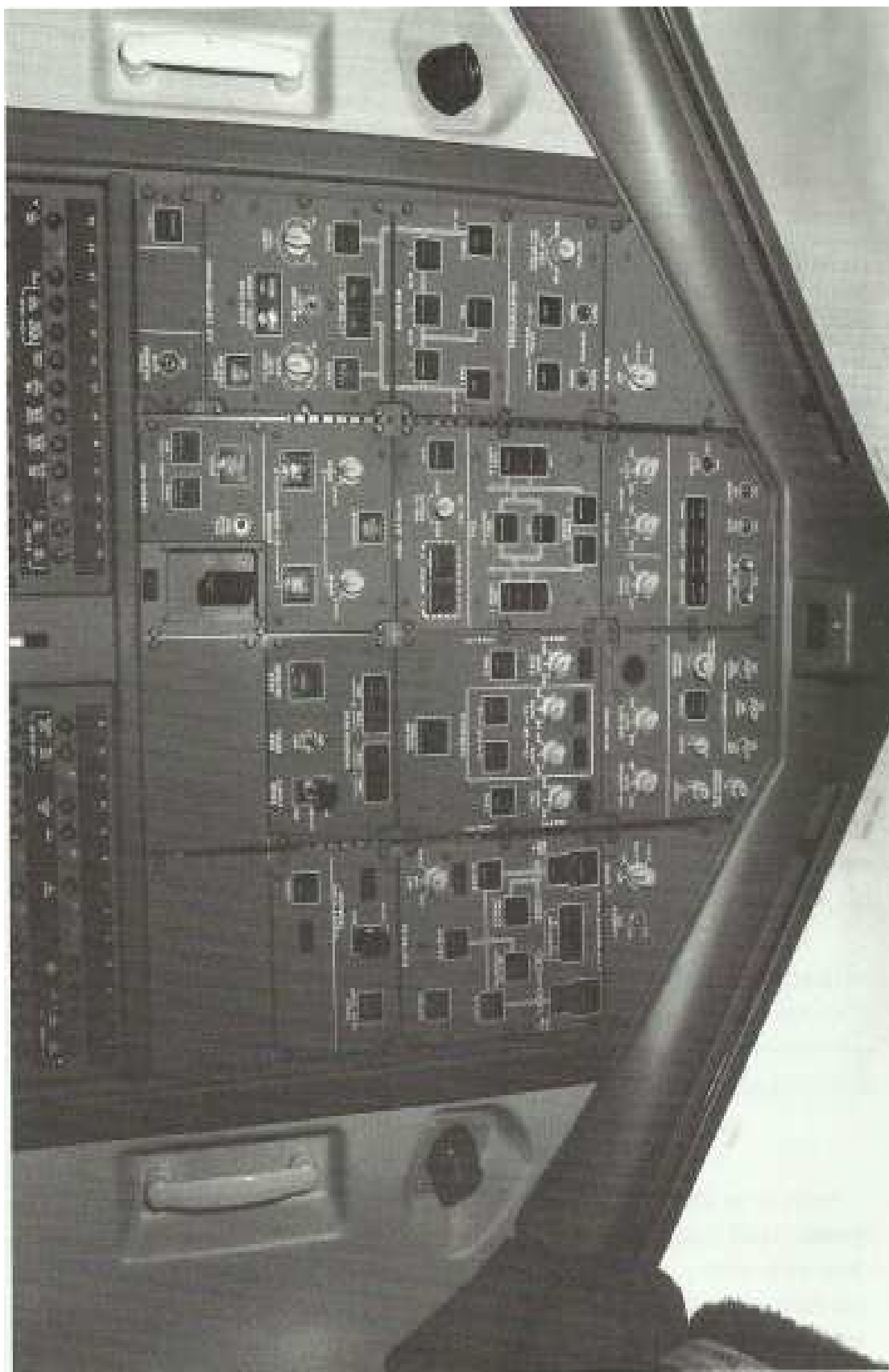
b) el sistema de ventilación asegura la existencia en depósitos de presión atmosférica en todas las condiciones de vuelo.

c) Alimentación

El combustible se suministra a los motores desde los depósitos interiores. En cada uno de ellos hay dos bombas sumergidas (una por motor), y otras dos en espera (una por mo-



*Panel de sistema de combustible Boeing 747-400
(Cortesía de Boeing Commercial Aircraft Group).*



*Panel de control de sistemas del Boeing 777-200
(Cortesía de Boeing Commercial Aircraft Group).*

7.2 La normativa del avión actual obliga a proteger el sistema de combustible contra la descarga de rayos, como medio de prevención de la inflamación de los vapores de combustible dentro del sistema.

La protección se realiza en dos frentes distintos del fenómeno:

- a) El choque directo del rayo en áreas del avión que tienen probabilidad alta de formar "canal de retorno" (ver el párrafo 7.3).
- b) Por los golpes de retorno oblicuos.

7.3 Consideremos la Fig. 40.8, parte de la izquierda, que ilustra de arriba abajo los pasos de la colisión de del avión con el rayo. Sabemos por los textos de Meteorología aeronáutica que el origen del rayo se encuentra en la separación de cargas positivas y negativas dentro de la nube.

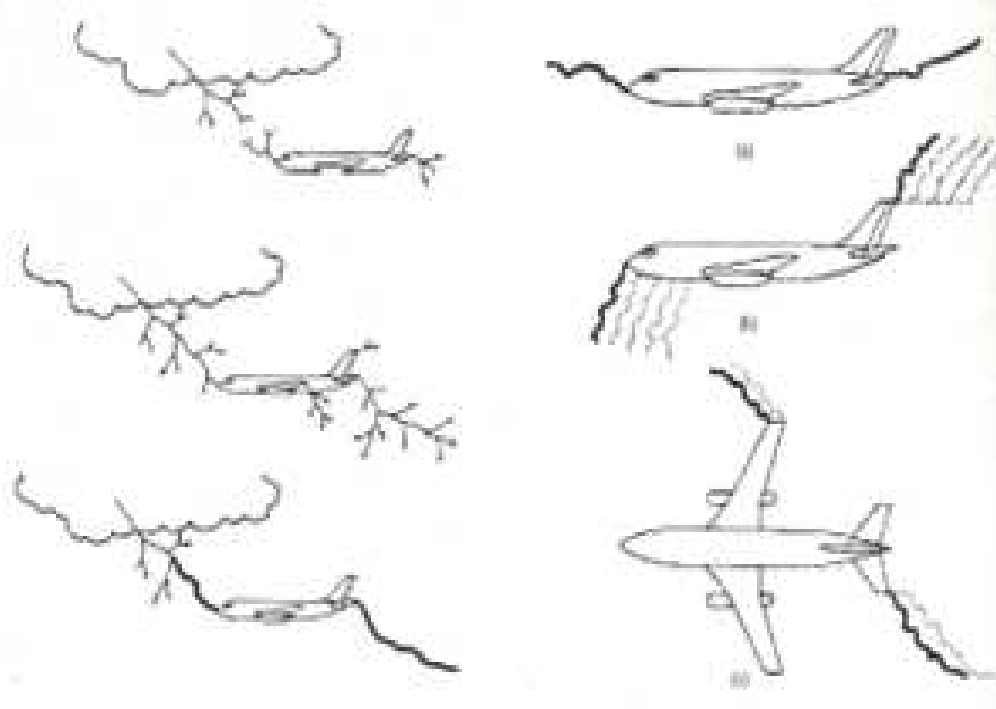


Fig. 40. 8 Procesos típicos de colisión del avión con el rayo.

Antes de producirse los fenómenos visibles ocurren descargas en la nube, en los puntos donde están más próximas las cargas eléctricas de distinto signo. Desde la base de la nube parte una corriente descendente de electrones (llamada canal) hacia tierra. Cuando esta corriente está próxima a tierra se produce un campo eléctrico muy alto que ocasiona un nuevo canal hacia arriba. Es un canal de cargas positivas.

Cuando se unen los dos canales se forma el golpe de retorno, que es un cortocircuito de enorme intensidad. Es el rayo, que neutraliza las cargas que hay en el camino.



Zonas de anclaje del rayo en un modelo de Grumman A-6 Intruder.

Consideremos el avión de la ilustración, Fig. 40.8, que se encuentra en las proximidades de la nube electrificada donde se desarrollan estos procesos. Si la aeronave posee carga eléctrica suficiente para desencadenar la descarga, pasa a formar parte del canal, en cuyo caso transporta la corriente de descarga.

Si el canal se une a una extremidad del avión, ala o fuselaje, resulta que el avión se desplaza respecto a dicho canal de cargas eléctricas. El canal de cargas barre entonces las superficies adyacentes a partir del punto de colisión. Es el barrido del canal por el avión que refleja el gráfico (b) de la Fig. 40.8.

Si el canal de entrada es horizontal, caso (a) de la Fig. 40.8, es posible que no haya corrimiento, pero éste se producirá cuando el canal está inclinado respecto al plano horizontal del avión [caso del gráfico (b)]. El fenómeno de corrimiento es importante pues zonas del avión no propensas en principio a constituir puntos de anclaje del rayo, pasan a serlas.

Clasificación de los daños por colisión con el rayo

7.4 Los daños que puede ocasionar el impacto del rayo en el avión se clasifican en directos e indirectos.

a) Daños directos

Los daños directos se deben a la alta energía presente en el relámpago, y dependen de tres factores: tipo de material de la zona de impacto, tiempo de residencia del canal de descarga en dicho punto, e intensidad del mismo. El grado de daño varía desde verdaderos agujeros en el revestimiento (metal fundido) a pica-

duras con zonas quemadas. Especial mención se hace de los bordes de salida de las superficies aerodinámicas del avión. Se ha demostrado, en el curso de barrido del canal oblicuo del rayo, que dichas zonas son de estancamiento del canal durante el tiempo que dura la descarga. En cualquier caso, el factor crucial de la seguridad en vuelo es eliminar los arcos eléctricos en las zonas donde hay vapores de combustible, y para ello es importante el estudio de clasificación por zonas del próximo párrafo.

b) Daños indirectos

Son consecuencias de los efectos del campo electromagnético que produce la descarga, con intensidades de corriente muy altas. Se pueden ver afectadas las comunicaciones y los circuitos eléctricos y electrónicos.

Clasificación de zonas de colisión del rayo en el avión

7.5 La clasificación de las zonas de colisión del rayo tiene por objeto cuantificar el grado de posibilidades de colisión con el canal de cargas eléctricas, todo ello con el fin de adoptar las medidas de protección más eficaces en cada caso.

La clasificación por zonas permite la ubicación de equipos sensibles a las descargas eléctricas en el lugar más apropiado. Además favorece la selección de los materiales metálicos de apantallamiento y de protección en las zonas más conflictivas desde este punto de vista.

Las zonas del avión se clasifican de la forma siguiente (ver Fig. 40.9):

- Zona 1A: Son zonas iniciales de colisión con escasas posibilidades de constituir puntos de anclaje del canal de descarga del rayo.
- Zona 1B: Son zonas iniciales de colisión con altas posibilidades de constituir puntos de anclaje del canal de descarga.
- Zona 2A: Zona de barrido del canal de descarga con escasas posibilidades de constituir puntos de anclaje del mismo.
- Zona 2B: Zona de barrido del canal de descarga con altas posibilidades de constituir puntos de anclaje del mismo.
- Zona 3. Superficie restante del avión. Zonas con pocas posibilidades tanto de colisión como de anclaje del canal de descarga.

Métodos de protección. El avión equipotencial

7.6 Se distinguen métodos de protección contra daños directos e indirectos.

a) Protección frente a daños directos

Todo avión se compone de partes que hay que unir tanto desde el punto de vista mecánico como eléctrico. La unión eléctrica de todas las partes que componen el

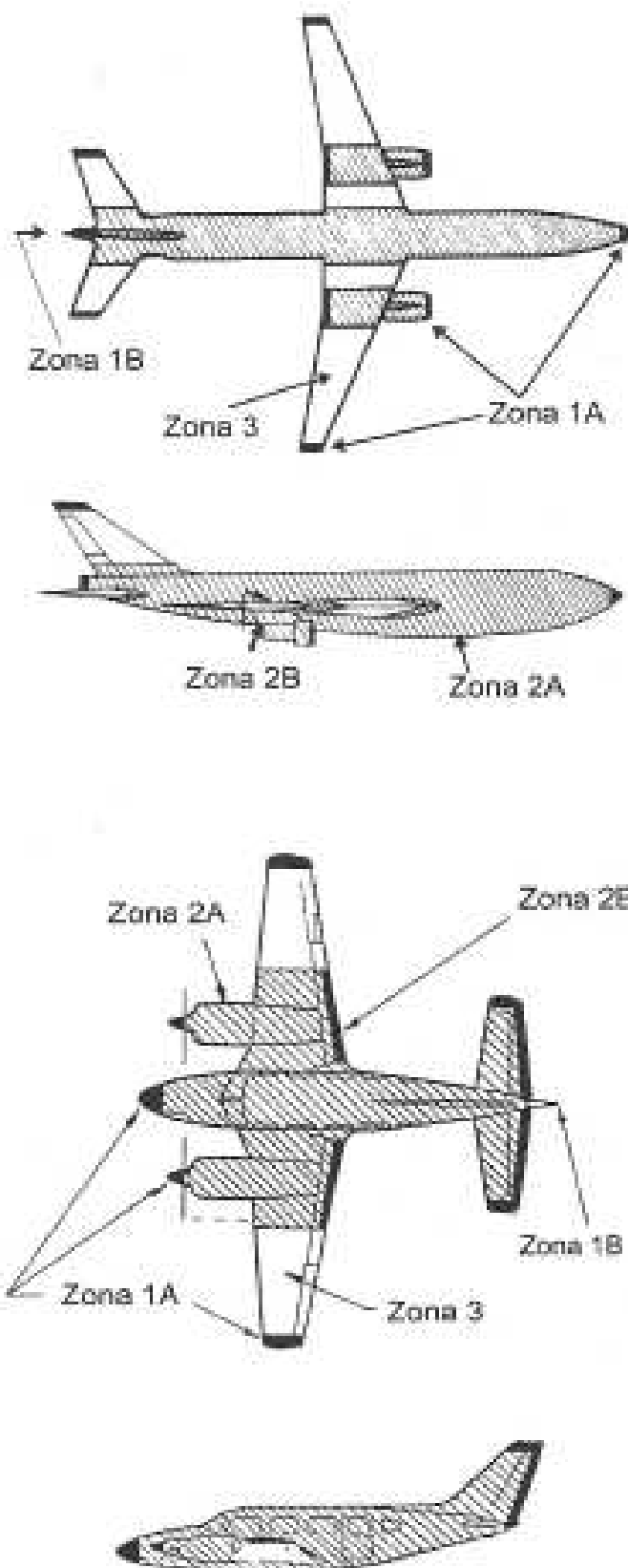


Fig. 40.9 Clasificación de zonas de colisión del rayo.

avión da por resultado el llamado avión equipotencial. Todas las superficies del avión tienen el mismo potencial eléctrico.

La colisión del rayo con un avión equipotencial no produce, teóricamente, ninguna descarga disruptiva, pues todas las partes se mantienen al mismo potencial eléctrico.

Ahora bien, en términos prácticos es muy difícil conseguir el avión equipotencial, más aún en una época de gran introducción de materiales compuestos que tienen mil veces (no es una expresión sino cuantificación) la resistencia eléctrica que las aleaciones de aluminio.

Como los materiales de fibra son lo suficientemente conductores para atraer la descarga del rayo, pero no poseen la capacidad de transferir la energía acumulada en el proceso, se han introducido nuevos conceptos de protección.

La protección de los materiales compuestos se efectúa de dos formas: a) Método de aislamiento; b) Método conductivo

El *método de aislamiento* consiste en situar bandas de aluminio en los componentes de material compuesto, unidas eléctricamente a la estructura de metal que tiene la aeronave. El componente de material compuesto, por ejemplo, pensemos en un flap de borde de salida, está revestido con una capa de material de poder dieléctrico muy alto. El canal de descarga del rayo no se puede unir entonces a esta superficie, por estar apantallada eléctricamente, y son las bandas metálicas las que conducen la corriente de descarga de colisión.

El *método conductivo* hace trabajar eléctricamente al material de fibra y se basa en la teoría de los circuitos eléctricos en paralelo. Consiste también en el empleo de bandas o mallas metálicas de aluminio en las superficies aerodinámicas de las zonas de colisión. Las bandas de metal conducen cierta cantidad de corriente puesto que están en paralelo, desde el punto de vista eléctrico, con la superficie de material compuesto. El diseño de este circuito en paralelo debe ser tal que la cantidad de corriente que circula por el compuesto se reduzca a un nivel aceptable para el material.

b) Protección frente a daños indirectos

Los daños indirectos se deben, como se ha dicho, a los efectos electromagnéticos que producen las corrientes de alto amperaje que circulan por la estructura del avión. Hay que preservar la integridad funcional de la aviónica y los equipos digitales de a bordo, incluido el sistema de pilotaje por mando eléctrico (*Fly by wire*).

La protección en este campo se basa en tres técnicas de diseño (ver Fig. 40.9a): segregación y blindaje de componentes y cables, y máxima separación posible de las conducciones eléctricas. La protección de componentes de aviónica y equipo de control digital se apoya en filtros capaces de eliminar los picos de los pulsos de corriente y tensión que induce la colisión con el rayo. Se ha comprobado que el voltaje que se puede superponer sobre un componente no protegido en la descarga

del rayo es 500 veces mayor que la señal que transporta en funcionamiento normal, y corrientes 300.000 veces más altas. Los cables, asimismo, están blindados y trenzados para reducir los efectos electromagnéticos.

Los aviones con sistema *Fly by Wire* y equipo digital de control, por ejemplo en turboreactores, han acumulado millones de horas de vuelo sin problemas operativos en colisiones con el rayo¹.

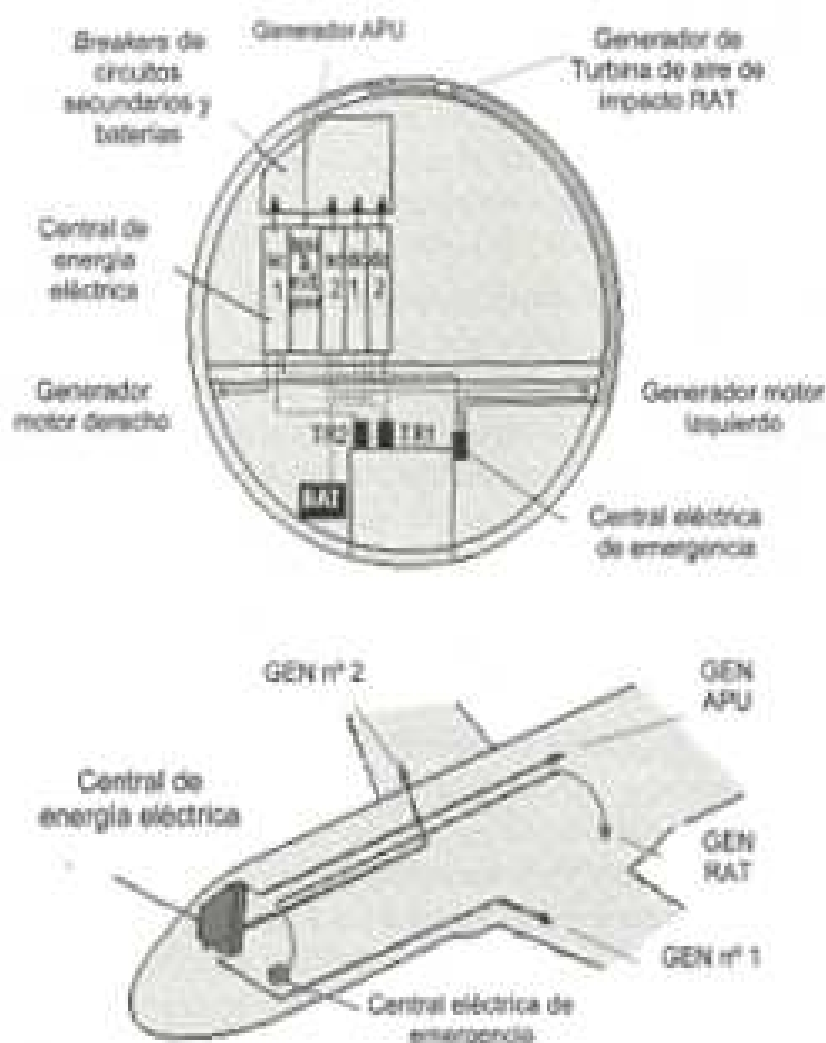


Fig. 40.9a Segregación de componentes, separación máxima de líneas eléctricas y blindaje de componentes y cables son tres factores de éxito frente a daños indirectos debidos a colisión con el rayo.

¹ Se cita como dato anecdótico la muy severa colisión de A320 y rayo, el mismo relámpago que originó fallo total eléctrico y de comunicaciones en aeropuerto de destino, con posterior diversión del avión, indemne, al alternativo de Copenhague.

8. SISTEMA DE LANZAMIENTO DE COMBUSTIBLE (JETTISON)

8.1 La práctica totalidad de aviones comerciales de alto MTOW (*Maximum Take-off Weight*) tienen un sistema de lanzamiento rápido de combustible (*Fuel Jettison*) con el fin de aligerar peso en condiciones de emergencia. En esta situación están todos los *Boeing 747, 777, 767*, algunos *757, Airbus A330/340*.

Situación típica de lanzamiento de combustible es la necesidad de tomar tierra con un peso inferior al máximo de aterrizaje.

El avión no necesita, reglamentariamente, disponer de un sistema de lanzamiento de combustible si, en configuración de aterrizaje, es capaz de mantener un gradiente de ascenso del 3,2 por 100, al menos, con un peso igual al máximo de despegue menos el que se consume en un circuito de 15 minutos (despegue, tráfico y aterrizaje¹).

El gradiente de ascenso se especifica para el empuje disponible ocho segundos después de mover los mandos de gases desde la posición de mínimo ralenti en vuelo a la posición de despegue, con velocidad de ascenso de $1,15 V_L$ (para cuatrimotores), o $1,2 V_L$ para el resto de aviones. El menor valor de V_L para cuatrimotores refleja la disminución de la velocidad de pérdida que sucede en estos aviones con la aplicación de potencia.

En el pasado, estos requisitos operacionales, en su conjunto, eran difíciles de cumplir en aviones con cierto peso máximo de despegue, de manera que el sistema de lanzamiento era el único medio para introducirse dentro de los regímenes de ascenso requeridos.

Bien entendido, los recientes avances en propulsión, en particular la instalación de motores con muy alto índice de derivación, ha permitido diseñar aviones con peso al despegue muy por encima del máximo de aterrizaje. Quiere decirse que estos aviones pueden cumplir perfectamente los requisitos de ascenso que impone la normativa vigente, y sin embargo exceder los límites de certificación colaterales, por ejemplo en distancia de aterrizaje, o velocidad máxima de neumáticos, o máxima energía de frenada, en cuyo caso necesitará un sistema de lanzamiento de combustible.

Si el sistema *Fuel Jettison* es necesario, el avión debe lanzar en 15 minutos una cantidad de combustible en peso suficiente para obtener el gradiente de ascenso del 3,2%, a la velocidad de ascenso citada anteriormente.

Puesto que la norma concede la disminución de peso debida al tráfico normal de 15 minutos, quiere decirse en términos prácticos que el avión necesita disponer del gradiente de ascenso del 3,2% a los treinta minutos de vuelo.

¹ Hay que añadir también requisitos de ascenso especiales con un motor parado.

8.2 Todos los sistemas de lanzamiento de combustible dejan a bordo una cierta cantidad de remanente, razón por la cual las bombas extraen el combustible desde tuberías de nivel. La tubería de nivel dispone de una boca de salida situada en un plano más elevado que la línea de alimentación normal del motor.

La elevación de la tubería de nivel, y el combustible remanente por tanto, está calculada para permitir al avión un ascenso desde el nivel del mar a 10.000 pies, más un segmento de crucero, a máximo alcance, de 45 minutos.

En el caso de aviones con motores de émbolo se mantiene el segmento de 45 minutos, al 75 por cien de potencia, sin condiciones previas de ascenso.

8.3 La expulsión de combustible no debe ocasionar riesgo alguno para el avión. Por esta razón primaria la descarga se produce desde puntos extremos del ala.

La expulsión de combustible tampoco debe afectar las condiciones de estabilidad del avión.

Conviene tener en cuenta que el empleo de flaps de borde de ataque y de salida y slats, suele cambiar el flujo de aire alrededor del ala, sobre todo cuando están en tránsito. Quiere decirse que puede afectar a las condiciones de descarga del combustible. Si durante los ensayos en vuelo del avión se produce alguna interferencia no deseable, el Manual del vuelo contiene avisos para no desplegar tales superficies durante el lanzamiento (ver Fig. 40.9b). No está permitido que el rociado de combustible salpique cualquier zona del avión. Estas pruebas se realizan durante la Certificación del avión usando líquidos tintados, de manera que es fácil ver si el rociado al exterior ha tocado alguna superficie del avión.

Sistema de lanzamiento de combustible interactivo

8.4 Los sistemas como el de la Fig. 40.9b están controlados por microprocesador del sistema de combustible. Existe en estos casos un programa preparado para la

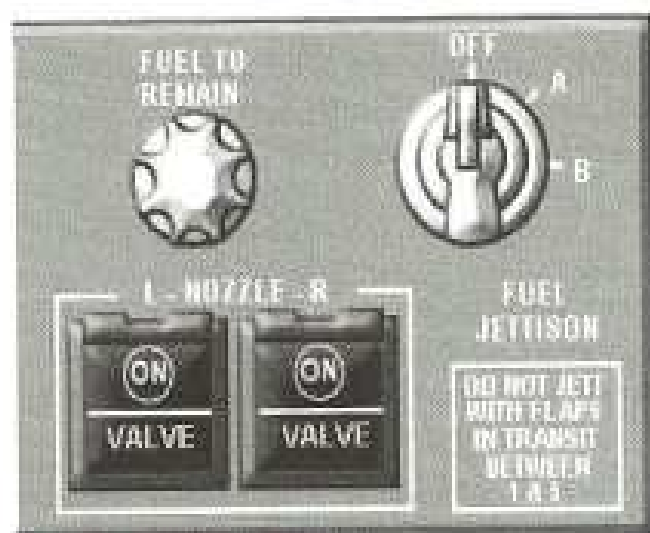


Fig. 40.9b Panel de control de lanzamiento de combustible para avión bimotor, con dos toberas de lanzamiento.

Las limitaciones del sistema aparecen en el manual de vuelo y en placas situadas en el panel de control, como es el caso. Pulsando hacia dentro el botón "Fuel to remain" selecciona automáticamente el combustible máximo que puede permanecer a bordo para aterrizaje.

función de expulsión del combustible. Los sistemas interactivos constan de tres partes: el panel de control, las tarjetas de hardware o soporte físico del sistema, y el software que controla el proceso de lanzamiento.

Estos sistemas admiten el modo manual clásico de lanzamiento, en el cual el piloto controla todas las fases del proceso. En el caso de la Fig. 40.9b anterior, el control manual se obtiene tirando del botón "*Fuel to remain*", de manera que la rotación en uno u otro sentido del botón aumenta o disminuye la cantidad de combustible que permanece a bordo. También es posible aumentar o disminuir el caudal de expulsión.

8.5 En los sistemas interactivos controlados por microprocesador el piloto introduce en el cuadro de control la cantidad de combustible que quiere dejar a bordo. Esta función es el peso de combustible remanente (FTR) y puede ser ajustada durante el vuelo, antes del vuelo e incluso durante el proceso de lanzamiento.

Un pulsador rápido permite asimismo introducir directamente la carga de lanzamiento que sitúa el avión con peso máximo autorizado de aterrizaje, sin necesidad de más ajustes.

En cualquier caso, cuando se arma el interruptor de selección de lanzamiento, eligiendo uno de los canales A o B, el sistema se sitúa en modo de ajuste. Es un modo que permite el ajuste de la función de peso de combustible remanente a bordo (FTR). Por sí sólo no es un modo de lanzamiento. La cantidad de combustible a lanzar se puede ajustar por incrementos, hasta dejar en depósitos el mínimo admisible.

El lanzamiento de combustible empieza realmente cuando el interruptor de una, o de las dos toberas de salida, se sitúa en posición de lanzamiento.

8.6 El sistema interactivo de lanzamiento es un soporte físico y lógico que cuenta con dos tarjetas de circuito impreso, idénticas, para controlar la operación de las válvulas y de las bombas de combustible para el lanzamiento.

Los sistemas de lanzamiento tienen partes comunes con el normal de combustible, en particular algunas de las bombas sumergidas, pero las válvulas de transvase y bombas de depósitos principales, son independientes.

La Fig. 40.10 (a) muestra el esquema de sistema *Jettison* aplicable a un avión cuatrimotor de gran alcance.

En operación, el piloto puede elegir una u otra tarjeta (A o B) para controlar el lanzamiento. Si se pasa a fase de lanzamiento, pulsando los interruptores de tobera, se ejecuta el programa de la tarjeta seleccionada. En primer lugar, el programa establece instrucciones para comprobar si la cantidad de combustible que hay a bordo es mayor que la ajustada en la función de peso de combustible remanente. Si la condición es cierta empieza el proceso de lanzamiento, con la abertura de las val-

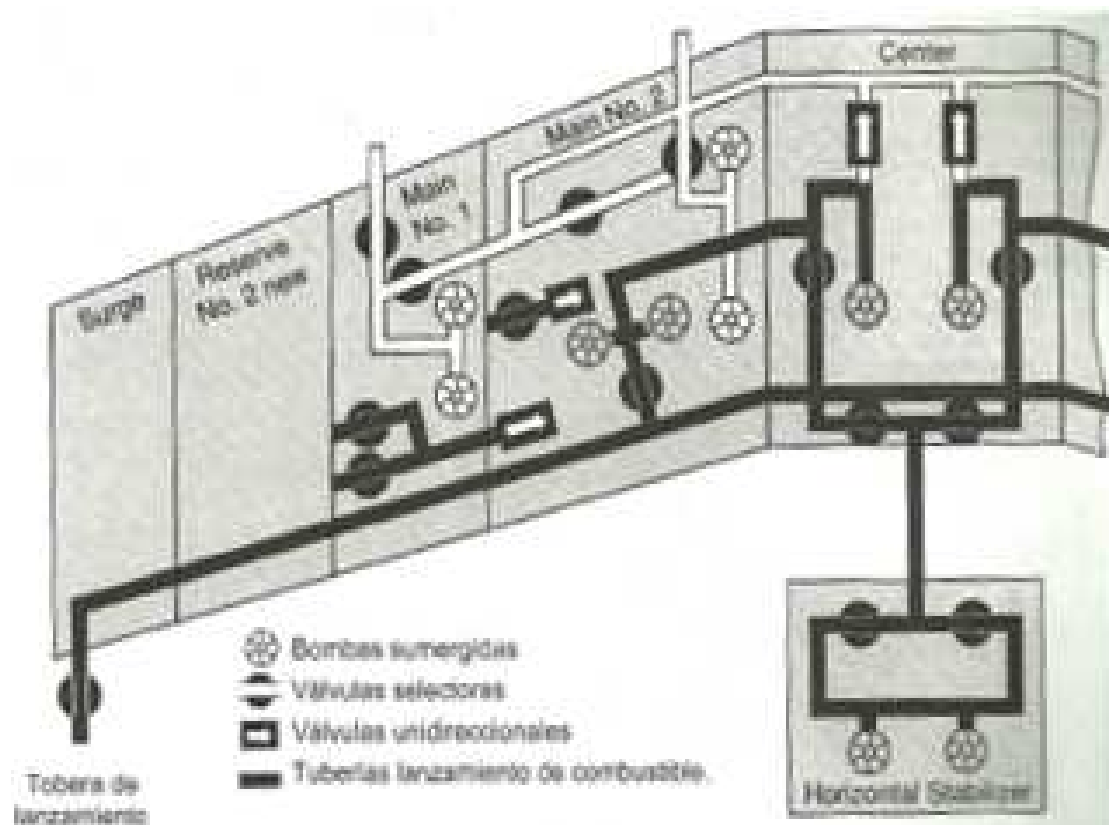


Fig. 40.10(a) Esquema de sistema Jettison. En blanco líneas normales de abastecimiento de combustible a los motores; en negro tuberías de lanzamiento de combustible.

vulas de transvase de los depósitos y la activación de las bombas sumergidas. Durante el proceso se controla el equilibrio lateral de combustible entre depósitos, cortando el suministro de energía eléctrica automáticamente a las bombas de los depósitos con nivel más bajo. También se mide continuamente el caudal de combustible lanzado y se compara este dato con el que debe quedar a bordo. Se estima así el tiempo de lanzamiento, dato que se proporciona a la tripulación en una de las páginas de la pantalla de presentación de datos.

La Fig. 40.10b muestra una de estas páginas durante el proceso de lanzamiento de combustible.

Desde el punto vista secuencial, las válvulas de transvase de los depósitos exteriores son las últimas que se abren, con el fin de mantener la carga de combustible en la parte exterior del ala. Esto se hace así para aliviar los momentos flectores en el encastre del ala (la carga de combustible representa, como sabemos, una fuerza gravitatoria que se opone a las fuerzas de sustentación del ala). Cuando se alcanzan los niveles de combustible previstos en los depósitos interiores, empieza el transvase desde los depósitos exteriores. Todo este proceso de conmutación es automático. El lanzamiento de combustible cesa cuando el peso del combustible a bordo es igual al de la función de peso remanente seleccionada.

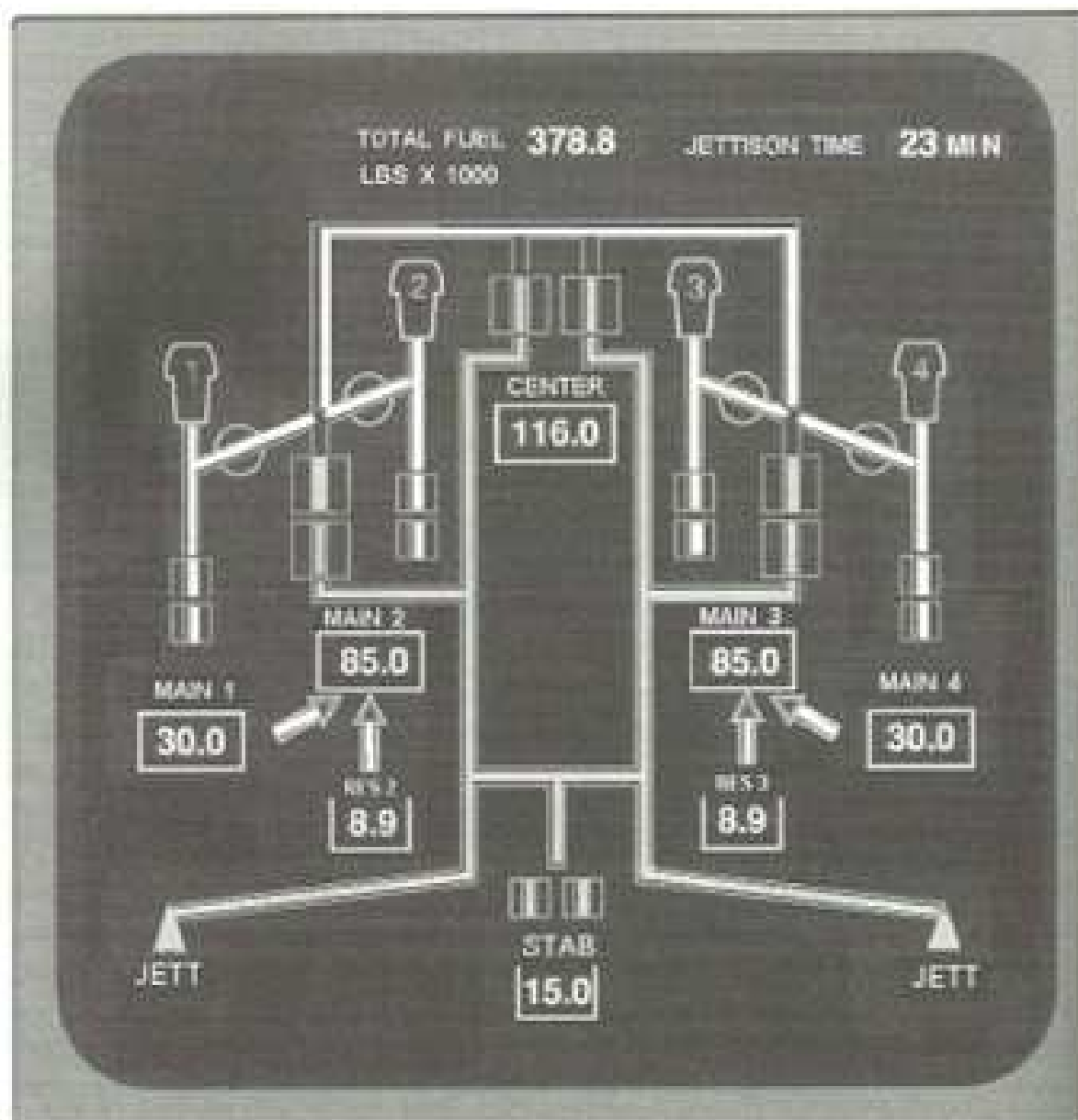


Fig. 40 10(b) Página de presentación de datos en pantalla LCD, de cristal líquido, durante la fase de lanzamiento de combustible en sistema interactivo (líneas en gris indican lanzamiento de combustible en blanco alimentación normal del motor; en pantalla de cabina -Boeing 747-400- colores verde y magenta, respectivamente). En esta página está descrito el proceso de lanzamiento de combustible, que se prolongará durante 23 minutos.

9. Desequilibrio de combustible en depósitos

9.1 En ocasiones, el avión puede experimentar desequilibrio lateral de cantidad de combustible en los depósitos de una y otra semiala, que debe compensarse con mando lateral.

Un cuarto o un medio de punto de alerón incrementa, por supuesto, la resistencia aerodinámica y hace preciso ejecutar, en un momento determinado, el procedi-

miento de transvase de combustible de unos depósitos a otros, hasta igualar la carga. Aunque todos los aviones como es lógico están sujetos a estos inconvenientes, el problema adquiere mayor relieve en los de gran alcance, sencillamente porque es mayor el tiempo a lo largo del cual actúa la causa (o causas) que motiva el desequilibrio lateral de combustible.

El avión se reposta de combustible manteniendo la misma carga en los depósitos de ala con el fin de conservar el equilibrio lateral. En los aviones de dos y cuatro motores el combustible se carga de forma uniforme en los depósitos de ala, hasta que se llenan. Si la ruta requiere una carga adicional de combustible se reposta entonces el depósito central, y los auxiliares que pueda tener el avión en su caso. En los aviones de tres motores se reposta combustible tanto en los depósitos de ala como el central. Cuando los depósitos de ala están llenos termina de llenarse el depósito central (y los auxiliares en su caso) si es preciso teniendo en cuenta la ruta prevista del avión.

El desequilibrio de combustible en depósitos es un problema que tiene dos vertientes muy entrelazadas, una es de gestión de vuelo propiamente dicho, y la segunda de mantenimiento. Por esta razón vamos a dividir nuestro estudio en tres partes: a) causas del desequilibrio de combustible en depósitos; b) indicación en cabina y (c) procedimientos.

Causas del desequilibrio de combustible en depósitos

9.2 Las causas pueden ser muy variadas. Dejando aparte una que realmente no es, la avería del indicador de cantidad de combustible a bordo, el desequilibrio lateral en vuelo puede tener su origen en fugas externas o internas de los depósitos integrales. Las primeras son obvias, pero el problema para el servicio de mantenimiento es determinar su procedencia. Las segundas son desplazamientos no deseados de combustible que se realizan, no al exterior del avión sino a otros depósitos del mismo. Es el caso, por ejemplo, de averías en las válvulas de chapaleta que comunican depósitos entre sí.

De particular interés es distinguir si el desplazamiento interno de combustible procede de una tubería o colector con combustible a presión, o de otra parte no presurizada, pues esta situación afecta a la condición de vuelo del avión. Si la fuga procede de una tubería presurizada el combustible continúa saliendo y puede llenar el depósito en cuestión. A partir de aquí el combustible en exceso puede pasar al depósito de ventilación, y rebosar al exterior. Una situación de este tipo es causa de baja del avión en vuelo y la avería debe repararse antes del siguiente vuelo.

Si la fuga interna procede de un componente o parte del sistema no sometida a la presión de bombeo de combustible se debe de evaluar su influencia en la operación y obrar en consecuencia. Por sí sola, dicho en términos generales, es una avería que puede diferirse hasta la próxima revisión del avión.

Bien entendido, antes de plantearse un problema de fugas de líquido en los depósitos conviene tener presente que todos los motores no consumen lo mismo, e incluso la presión de salida de las bombas de combustible no tiene por qué ser exactamente igual. Quiere decirse que hay casos donde cierto desequilibrio lateral de combustible "es normal" y entra dentro del juego de tolerancias de fabricación de los sistemas de a bordo.

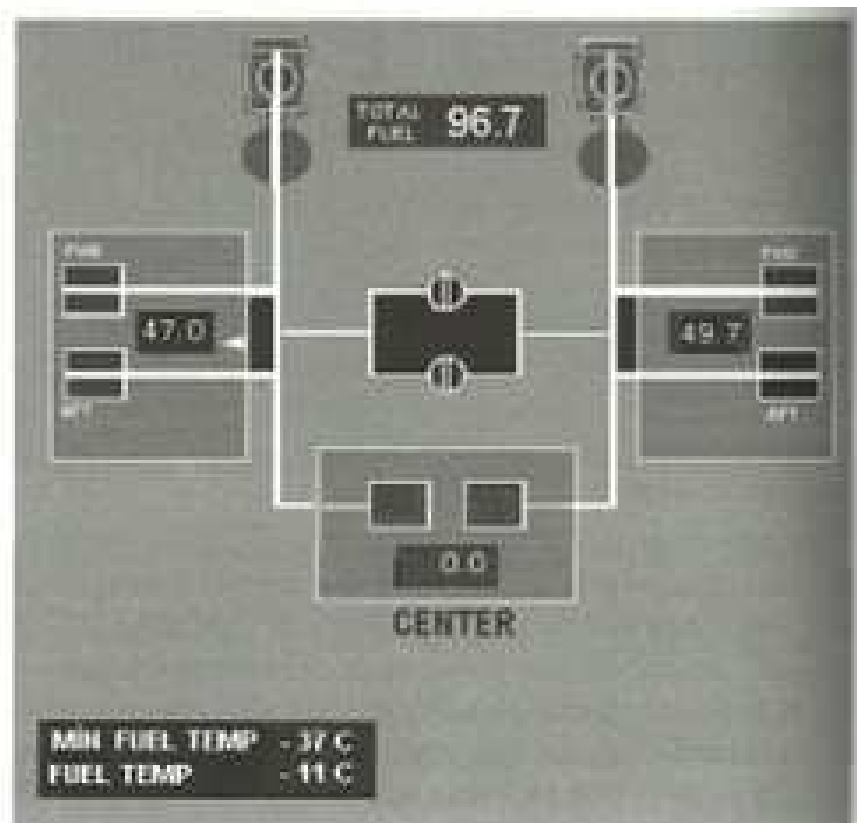
Indicación

9.3 La indicación en cabina en los modernos aviones comerciales está prevista para avisar al piloto *cuándo* debe iniciar los procedimientos de transferencia de combustible entre depósitos, más que alertar de la condición misma.

La condición de desequilibrio se habrá detectado bien por la necesidad de compensación lateral o/e indicación de cantidad de combustible.

La Fig. 40.10c muestra la señal de aviso (a la izquierda) de condición de carga lateral desigual que inicia (de forma automática) o precisa^a iniciar los procedimientos de transferencia de combustible entre depósitos.

Fig. 40.10c Indicación de aviso de desequilibrio lateral de combustible en semilla izquierda en el Boeing 777. Nótese la marca triangular que señala la condición.



Para información, la Tabla adjunta muestra mensajes típicos y condiciones de activación de la señal de desequilibrio lateral de combustible para distintos aviones de la última generación.

Deberá tenerse en cuenta que en modelos de aviones más antiguos puede no existir mensaje de alerta a la tripulación de esta situación, o bien es un equipo opcional, como por ejemplo, en el *MD-11*.

Desequilibrio lateral de combustible

<i>Avión</i>	<i>Mensaje</i>	<i>Condición</i>	<i>Observaciones</i>
Boeing 737 modelos 600 a 900	IMBAL (en ámbar en el indicador de cantidad de combustible).	Diferencia de 450 kg o más entre depósitos	IMBAL se muestra en el depósito con menor cantidad de combustible. Se inhibe si existe una condición de poca (LOW) cantidad de combustible. IMBAL permanece hasta que el desequilibrio es igual o menor que 90 kg (200 lb).
Boeing 747-400	FUELIMBAL 1-4	1.360 kg o más	Permanece hasta que la diferencia de combustible es <450 kg (1.000 lb)
	FUELIMBAL 2-3	2.720 kg o más	
Boeing 777 777-300ER	FUELIMBALANCE	Ver observaciones.	El mensaje se activa cuando la diferencia de cantidad de combustible en depósitos principales excede de un determinado valor, más de 30 s. La diferencia es de 1.800 kg cuando la cantidad total de combustible es 20.450 kg o menos, con disminución lineal hasta 900 kg cuando la cantidad total es 111.000 kg. El mensaje permanece hasta que la diferencia es 90 kg inferior a la cantidad de ajuste, durante 15 segundos.

Procedimientos

9.4 La carga lateral desigual de combustible que se detecta en vuelo no afecta a la progresión del mismo en la ruta prevista, salvo sospecha de fugas significativas de líquido. Los procedimientos de equilibrado de la carga lateral debe realizarse en la forma que citan los manuales de operación. El procedimiento consiste en transferir combustible desde el depósito que tiene más cantidad de combustible al de menor. Como criterio general, una vez detectada la situación debe esperarse el mensaje de desequilibrio de carga lateral para iniciar el procedimiento, mejor que compensar en intervalos frecuentes. Téngase presente que la compensación aerodinámica necesaria de alerón es pequeña.

Desequilibrio lateral de combustible en el Airbus A340-500-600



Se trata de un procedimiento muy automatizado donde el piloto, en principio, es un supervisor de la operación en tanto funcione el sistema automático.

El nuevo avión de Airbus tiene tres depósitos en cada ala. En condiciones normales de operación los ordenadores de gestión de combustible mantienen compensada la carga lateral en depósitos simétricos, dentro de una tolerancia de 500 kg., mediante las transferencias de combustible precisas.

En el supuesto de avería del sistema automático de gestión la tripulación recibe aviso (audio y visual) indicando una condición de desequilibrio lateral de combustible. Las señales de aviso se activan si hay una tonelada de diferencia de carga de combustible en los depósitos "Outers" (ver Fig. 40.3b), dos toneladas y media para los "Inners" 1 y 4, y tres toneladas para los "Inners" 2 y 3. En este caso el piloto recibe instrucciones en la pantalla centralizada de instrumentos (ECAM) para restablecer de forma manual el equilibrio lateral.

Si el desequilibrio se produce en los depósitos exteriores el procedimiento llama a vaciarlos en los "Inners". En el caso de diferencias entre los interiores, se deben abrir las válvulas de alimentación cruzadas respectivas hasta la recuperación del equilibrio. Hay aviso de fin del proceso de compensación.

10. INDICADORES Y GESTIÓN DEL SISTEMA DE COMBUSTIBLE

10.1 El número y disposición de los indicadores del sistema de combustible es muy variado, pero hay tres instrumentos básicos de supervisión del sistema y otros tantos indicadores. Son los siguientes:

- Indicador de cantidad de combustible. Modernamente es una unidad electrónica, sin partes móviles en el depósito, que funciona según la teoría del condensador, midiendo distintas cualidades dieléctricas del combustible y del aire. En síntesis, la parte no conductora del "condensador" es el combustible y la conductora es el aire o los vapores de combustible.

En función de la capacidad eléctrica medida se reproduce la cantidad de combustible en depósitos.

- Indicador de gasto de combustible, o consumo horario de combustible.
- Manómetros de combustible
- Indicador de baja presión de combustible
- Luces indicadoras de válvulas en tránsito, que se iluminan cuando las válvulas del sistema están en movimiento, y se apagan cuando cesa éste.
- Indicadores de temperatura de combustible, que permiten tomar acciones correctoras si la temperatura del líquido se aproxima a la de cristalización del combustible (ver Capítulo 30).

10.2 Como ya hemos visto, el funcionamiento de los sistemas de combustible controlados de forma digital es automático, lo que supone un alivio importante de la carga de trabajo en cabina.

De hecho, la automatización del sistema de combustible del *Boeing 747-400*, en relación con la serie 200, fue determinante para adoptar la configuración de cabina para dos pilotos, sin OTV, como sucede en el *Boeing 747-200* que tiene un sistema de gestión manual del combustible.

Resumimos este tema de forma eminentemente gráfica.

Los controles disponibles y sus funciones para el sistema de combustible de la Fig. 40.7(a), anterior, se explican en la Fig. 40.11.

La Fig. 40.12 combina la pantalla secundaria de datos del sistema (parte izquierda, para avión cuatrimotor) con la página de crucero, en la parte derecha.

Observe que la página de crucero contiene únicamente datos de gasto de combustible (*fuel flow* en kilogramos por hora) de los cuatro motores, con información de revoluciones de N_1 , EGT y velocidad del grupo de alta presión N_2 .

También aparece información sobre situación de la hipersustentación del avión en la parte derecha inferior.

En fin, la Fig. 40.13 muestra la pantalla de datos de combustible del nuevo avión *Boeing 717*, para distancias cortas, una pantalla gráfica sencilla aunque reúne toda la información necesaria.

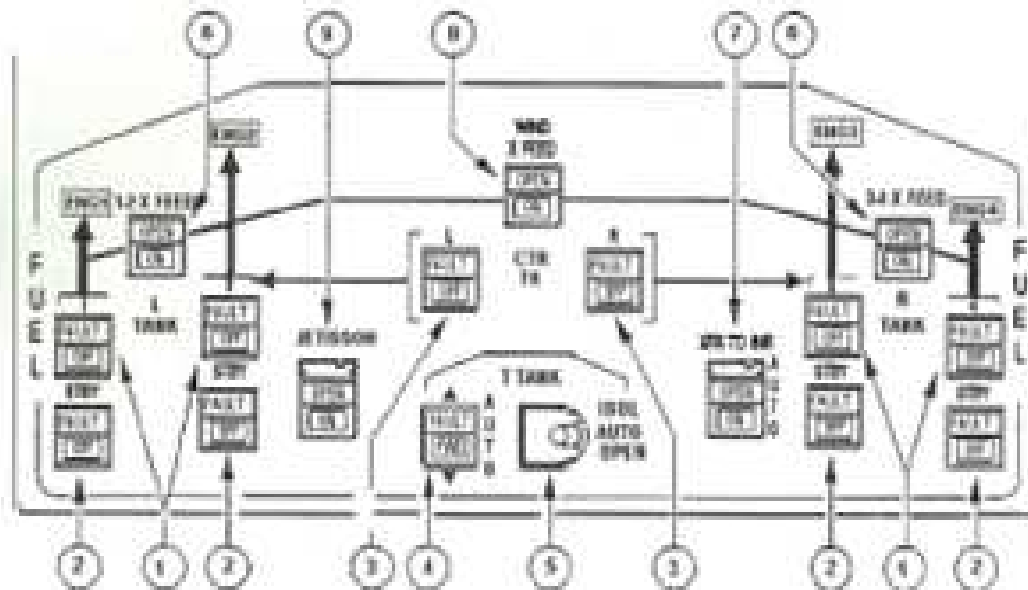


Fig. 40.11 Panel de control de sistema de combustible controlado por ordenador (avión cuatrimotor). Consultar el esquema del sistema en la Fig. 40.7(a).

1. Botones pulsadores de las bombas principales: Apagados, cuando la bomba correspondiente suministra combustible a su motor a la presión correcta. Encendido en OFF cuando la bomba está parada y encendido en FAULT cuando la presión de salida de combustible es baja.
2. Botones pulsadores de las bombas en espera ("standby"): Los pulsadores están situados debajo de los correspondientes a las bombas principales. El botón pulsador está apagado en dos casos: a) Cuando no debe funcionar porque la bomba principal correspondiente es activa; b) Cuando funciona porque su bomba principal ha dejado de funcionar. El pulsador está encendido en OFF cuando la tripulación ha parado la bomba. Encendido en FAULT por el mismo motivo que en la bomba principal, es decir, cuando la presión de salida de combustible es baja y debería ser normal.
3. Botones pulsadores de las bombas del depósito central: El botón pulsador está apagado en dos situaciones: a) Cuando la bomba funciona correctamente y envía combustible a los depósitos interiores; b) Cuando está parada temporalmente para evitar el rebosamiento de los citados depósitos. Está encendido en OFF, o en FAULT, por los mismos motivos mencionados anteriormente.
4. Botón pulsador del depósito de compensación: El botón pulsador está apagado en modo AUTO. Es una condición donde el c.d.g. del avión se controla automáticamente por el ordenador del sistema de combustible. Pulsado para encender FWD, con lo que si combustible del depósito de compensación se envía al depósito central, o a los interiores si estuviese vacío. Encendido FAULT cuando el ordenador del sistema de gestión de vuelo no puede ejecutar ordenes de transferencia del combustible hacia adelante, o si hay un c.d.g. excesivamente retrasado.
5. Selector T. TANK (depósito de cola o de compensación). El botón es mantenido con guarda en AUTO. En esta situación, si el nivel del depósito de compensación alcanza un límite inferior determinado, se corta la transferencia del combustible hacia adelante con el fin de mantener lleno el conducto de transferencia. En posición ISOL (aislamiento), se aísla la línea de transferencia cerrando las válvulas TRIM TANK ISOL, TRIM TANK FUEL INLET, AUX FWD XFR, FUEL TRIM PIPE ISOL y APU FUEL ISOL. En la posición

OPEN, las válvulas, que están abiertas para realizar la transferencia hacia adelante, se mantienen abiertas más de lo normal para que la línea quede vacía de combustible.

6. Botón pulsador de XFEED. Apagado en AUTO, cuando la válvula abre automáticamente para transferir combustible hacia atrás desde los depósitos interiores con objeto de mantener un flujo apropiado hacia los motores 2 y 3, o bien cuando baja la presión de combustible, o en caso de emergencia eléctrica (en ésta situación sólo funciona una bomba). Encendido en ON cuando la válvula abre, y encendido OPEN cuando está totalmente abierta.

7. Botón pulsador XFR TO /NR: Apagado en AUTO indica que la transferencia de los depósitos exteriores y central hacia los interiores es realizada de forma automática por el ordenador del sistema de gestión de vuelo. Pulsado para encender ON, para transferir manualmente dicho combustible. Encendido en FAULT cuando el ordenador del sistema de gestión de vuelo no es capaz de realizar la transferencia a los depósitos interiores, o bien cuando se alcanza el nivel bajo en algún depósito interior y el depósito central o el correspondiente exterior no está vacío.

8. Botón pulsador X-FEED: Apagado en AUTO: la válvula está normalmente cerrada y se abre en emergencia eléctrica (situación en la que sólo funciona una bomba). Encendido en ON: la válvula abre. Encendido en OPEN: la válvula está totalmente abierta.

9. Botón pulsador JETTISON: Está apagado si las válvulas correspondientes para lanzamiento de combustible están cerradas. Pulsado para encender ON: las válvulas de lanzamiento abren. Encendido OPEN, al menos una válvula de lanzamiento está totalmente abierta.

(Fuente: "El avión A-340", S. Robledo. EMPUJE nº 47)

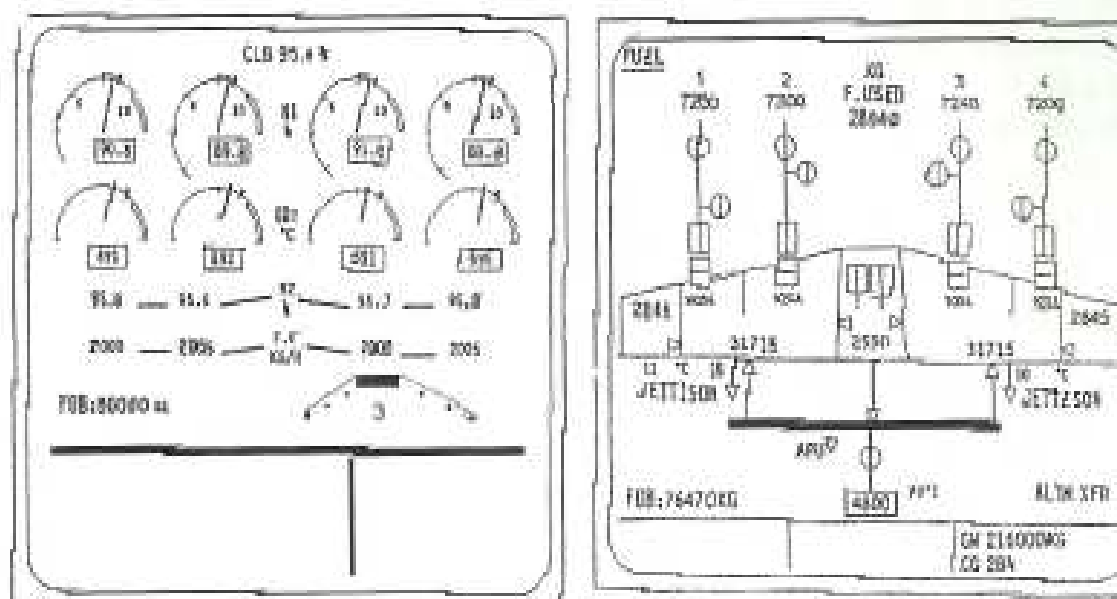


Fig. 40. f2 Combinación de pantalla secundaria de datos del sistema de combustible (parte derecha) con la pantalla primaria de la página de crucero, en la parte izquierda, para avión cuatrimotor con sistema automático de gestión de combustible.

En este caso la página de crucero contiene datos selectivos del sistema con información de revoluciones de N1, EGT (temperatura de gases de escape), y velocidad del grupo de alta presión compresor-turbina N2. También se muestra información de situación de la hipersustentación, en la parte inferior derecha.

Observe, por el contrario, que la página del sistema proporciona toda la información del mismo, incluida posición de las válvulas, flujo de combustible, consumos en tiempo real, etc.

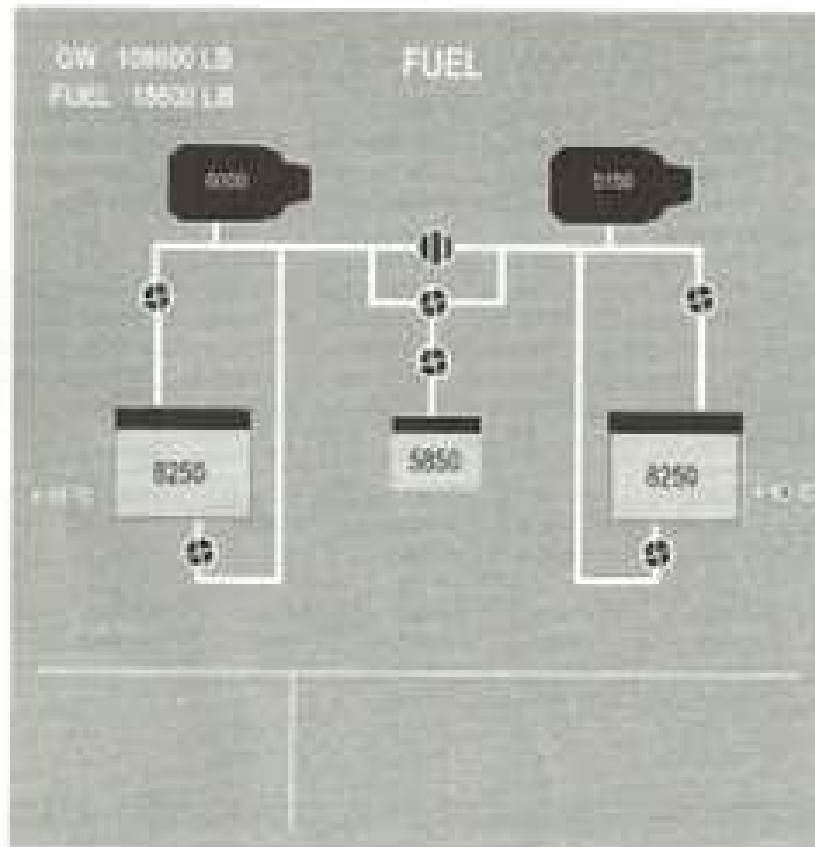


Fig. 40.13 Pantalla de datos del sistema de combustible del Boeing 717, pantalla gráfica sencilla pero que reúne toda la información necesaria para gestionar el sistema. La simbología es muy clara y se aprecia la posición de la válvula de alimentación cruzada en la parte superior de la canalización de combustible.

Gestión del sistema (secuencia de consumo de depósitos)

10.3 Recibe el nombre de gestión del sistema de combustible el conjunto de procedimientos que realiza la tripulación sobre los controles del sistema, en tierra y en vuelo.

Una de las parcelas más importantes de la gestión del sistema se fundamenta en consideraciones estructurales del avión y es la secuencia de consumo de combustible de depósitos. Tal secuencia se orienta a los requisitos de aliviar los momentos flectores en el encastre del ala. Para ello es necesario mantener el combustible el máximo tiempo posible en los depósitos exteriores del ala.

a) Procedimientos manuales

Para el sistema estándar de avión de gran alcance, con depósito central anterior, otro central posterior en el estabilizador horizontal, dos laterales interiores y dos laterales exteriores, la gestión manual de consumo es la siguiente. Se inicia el vuelo con c.d.g. adelantado y se consume combustible del depósito central o centrales anteriores. El c.d.g. del avión retrocede a medida que se consume combustible. Es

una condición excelente para vuelo de crucero, con mínima resistencia aerodinámica de compensación.

Más tarde, cuando el c.d.g. está bien retrasado y el depósito central anterior tiene poco combustible, se empieza a transferir desde el depósito de cola al central o a los depósitos interiores, según situación de capacidad de los mismos. Finalmente, se consume combustible de los depósitos de ala, primero de los interiores y luego de los exteriores.

Para el avión bimotor, con depósito central y dos exteriores, el flujo normal es del depósito central a ambos motores. Cuando se agota el depósito central cada depósito de ala alimenta su propio motor.

b) Procedimientos automáticos

Para aliviar la carga de trabajo en cabina los aviones más modernos permiten que el ordenador del sistema de combustible se encargue de estas funciones. El microprocesador calcula continuamente el c.d.g. del avión en función del introducido inicialmente en el sistema de gestión de vuelo y la carga de combustible a bordo.

La Fig. 40.14 resume la operación del sistema para un avión de gran alcance, cuyo sistema de combustible se explicó en el apartado 6.15. Observe que en la parte inferior está dibujado el perfil del vuelo y más arriba la banda de desplazamiento del c.d.g. Existe un límite posterior del c.d.g. operativo (Límite AFT del c.d.g.) y más adelante la línea "Target" como límite anterior. Los límites certificados del c.d.g. del avión, anterior y posterior, están situados antes que "Target" y más atrás que el límite AFT, es decir, la banda señalada en el gráfico es la operativa del c.d.g.

El control automático del c.d.g. se inicia a nivel de vuelo FL 255, momento en el que se inicia la transferencia de combustible hacia el depósito de compensación (cola) con el fin de llegar a la altitud de crucero con el centro de gravedad en la zona anterior de la banda operativa. A partir de este momento, durante todo el vuelo de crucero, el c.d.g. del avión se retrasa a medida que se consume combustible de los depósitos anteriores. Por ello es necesario transferir combustible de forma regular desde el depósito de cola hacia adelante con el fin de adelantar el c.d.g. Es un proceso continuo que ejecuta el programa del microprocesador durante el vuelo de crucero.

El control automático del c.d.g. del avión finaliza cuando se produce la primera de las condiciones citadas en el cuadro FINAL de la Fig. 40.14.

La tripulación tiene constancia en todo momento de la situación real del sistema a través de la pantalla secundaria de presentación de datos.

La transferencia hacia adelante se realiza vertiendo el combustible en el depósito central si no está vacío, o en los depósitos interiores si lo está (ver Fig. 40.7a) Para ello se abren las válvulas TRIM TK ISOL VALVE y AUX FWD XFR VALVE si la transferencia se realiza al depósito central, o bien se abren TRIM TANK

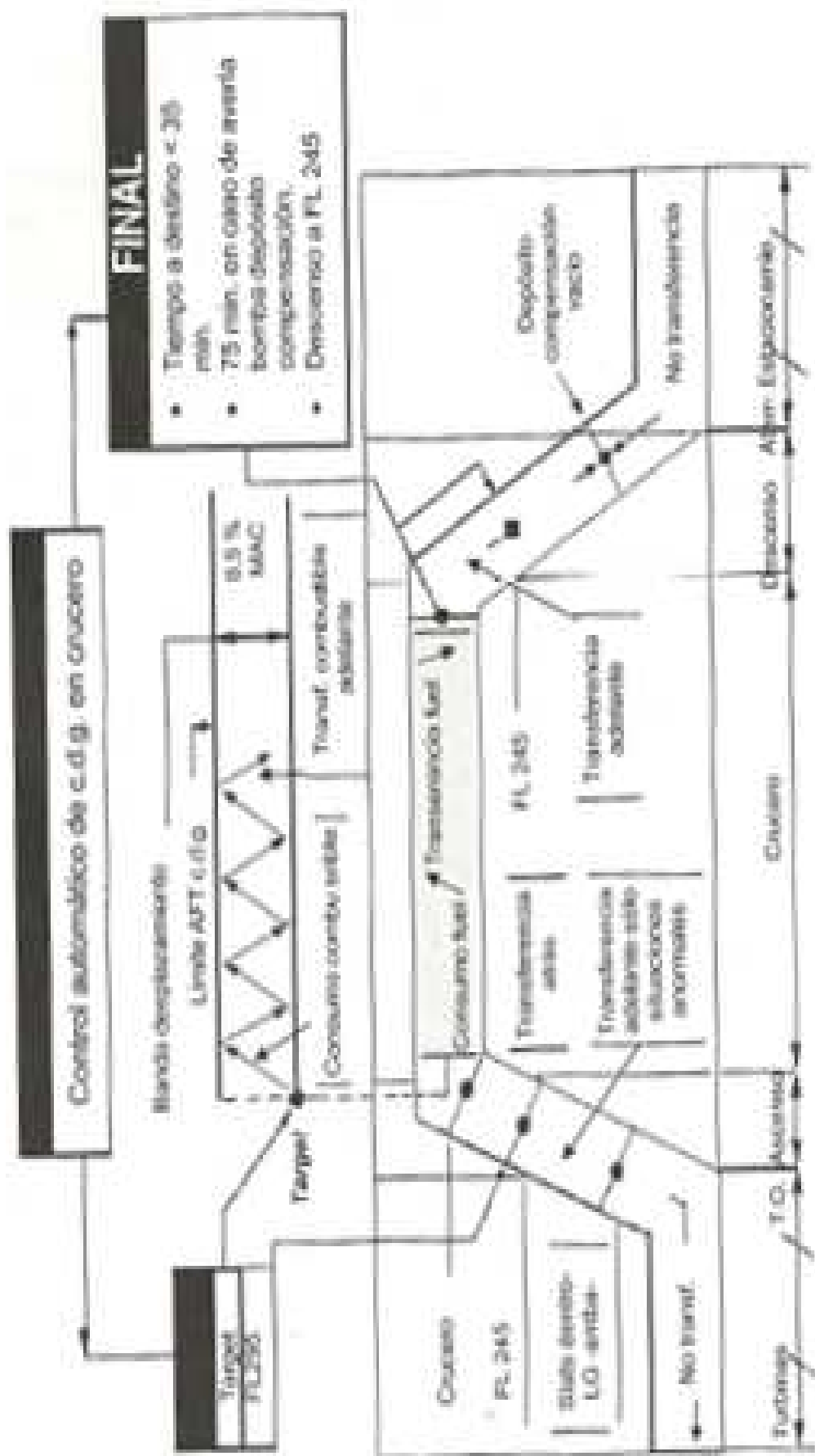


Fig. 40.14 Control automático del orden de gravedad del avión.

ISOL VALVE, TRIM PIPE ISOL VALVE e INLET VALVES en el caso de que la transferencia se efectúe a los depósitos interiores.

Es posible la transferencia manual hacia adelante pulsando el botón T. TANK del panel de control de combustible, vertiéndose en el depósito central.

Varillas Indicadoras

10.4 En ciertas situaciones, como fallo de los indicadores, falta de energía eléctrica, o para uso del personal de tierra, es necesario controlar la cantidad de combustible en depósitos mediante varillas indicadoras.

Las varillas indicadoras están situadas debajo de los depósitos y es fácil acceder a ellas, bien con un destornillador o una moneda.

Hay varios tipos de estos indicadores.

Probablemente, la más popular es la varilla de retención magnética.

Consiste en una varilla cuyo extremo tiene un imán. La varilla pasa por el interior de un flotador, que dispone también de un imán en su base. Por tanto, el imán del flotador está justo en el nivel de combustible.

Cuando se le da un cuarto de vuelta al tornillo exterior de la varilla, ésta cae hacia abajo, deslizándose por el interior del flotador, hasta que los dos imanes coinciden. En este momento se atraen y la varilla queda en posición fija.

La parte mojada de la varilla es la indicación del nivel de combustible.

11. PREVENCIÓN DE EXPLOSIÓN EN DEPÓSITOS DE COMBUSTIBLE

11.1 Desde 1963 se han producido varios accidentes graves por inflamación del combustible en los depósitos de aviones comerciales, el más notorio fue el ocurrido a un B-747 de la compañía TWA en Nueva York, en 1996. En particular, como consecuencia de este accidente, tanto la FAA (*SEAR88*) como EASA (*JAA INT/POL 25/12*) han establecido normativa encaminada a mejorar la seguridad en vuelo en este campo.

La posible inflamación del combustible en los depósitos del avión se produce en el espacio que queda o existe entre la superficie libre del líquido y las paredes internas del depósito. En esta región coexisten normalmente vapores de combustible y aire que pueden inflamarse accidentalmente al entrar en contacto con una fuente de suficiente energía calorífica. El origen puede ser un cortocircuito o calentamiento anormal de un cable eléctrico, una tubería de aire caliente que se riza cercana al depósito, un arco voltaico, la colisión del avión con el rayo, etc. La aviación militar convive con este problema desde hace tiempo por obvias razones de mantener en lo posible la integridad del avión cuando sufre el impacto del fuego enemigo, pero el problema de seguridad es nuevo en el avión comercial que se ha alejado de estas técnicas debido a la servidumbre de mantenimiento y costes que implica el modelo militar.

La normativa reciente ha impuesto a los constructores de aviones la obligación de revisar sus diseños para evitar que un simple fallo o avería pueda ser el causante de una fuente de ignición en el interior y entorno de los depósitos de combustible. La norma americana-

na ha dado un paso más, y distingue la posible combinación de averías que pueden darse para provocar tal fuente de ignición según que el depósito es de alto o bajo riesgo de inflamación, ver Fig. 40.15.

A estos efectos se dice que un depósito es de alto riesgo de inflamación cuando el volumen o espacio libre de líquido que queda en el depósito contiene vapores susceptibles de inflamación durante más del 7% del llamado tiempo operativo de flota (TOF) para el avión en particular. Tres notas:

a) TOF es el tiempo que transcurre desde que comienza la preparación del avión para el vuelo hasta que desembarca el último pasajero.

b) Si el tiempo de permanencia de mezclas inflamables es inferior al 7% de TOF, el depósito es de bajo riesgo de inflamación y pueden relajarse algunos de los medios de prevención de explosión.

c) Advierta el lector que no siempre hay en los depósitos mezclas con ratios aire/com-

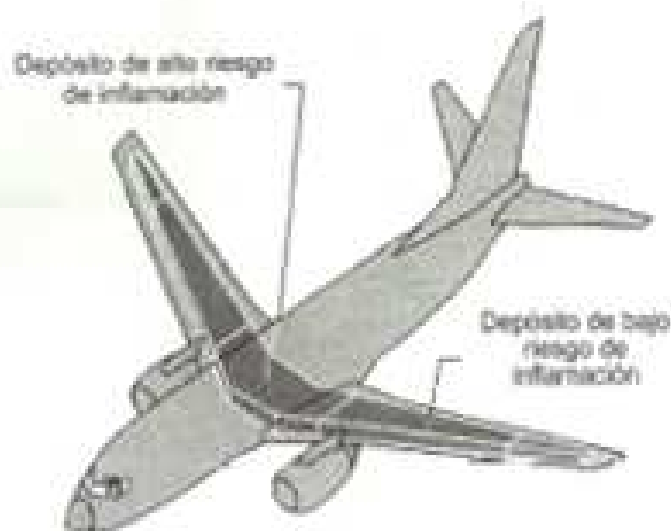


Fig. 40.15

Clasificación de los depósitos de combustible desde el punto de vista de riesgo de inflamación. En la práctica todos los depósitos centrales son de alto riesgo de inflamación.

bustible propicias para el inicio de la combustión.

En la práctica hay dos modos de cumplir la normativa en esta materia:

1. Acciones correctivas y modificaciones de los sistemas actuales.
2. Instalación de un sistema de suministro de nitrógeno a los depósitos.

El primer método es también el primer paso que se ha dado y consiste en revisar todas las fuentes posibles de ignición en los depósitos, o fuentes que tienen capacidad para transmitir energía calorífica a ellos. Por ejemplo, cableado eléctrico en el interior de los depósitos (no debe haber cables de alto amperaje, más bien los indispensables para transmitir las señales de nivel y cantidad de combustible), cables eléctricos de las bombas sumergidas (todos exteriores al depósito), puesta a masa de los distintos conjuntos del avión para evitar los arcos eléctricos por impacto de rayos o campos de alta radiación electromagnética, eliminación de fuentes de calor externas, etc.

Otra alternativa es instalar a bordo un sistema de suministro de nitrógeno (gas inerte) a los depósitos de alto riesgo de inflamación, bien mediante botellas de gas cargadas en tierra o producido a bordo por equipos de reacción molecular. El fin es reducir la concentración de oxígeno en el espacio libre del depósito a un valor inferior al 12%. Los aviones militares llegan a reducir la concentración de O_2 hasta el 9%, un valor que se considera muy conservador en aviación comercial donde se estima suficiente el 12%. Sin duda que este sistema, auspiciado por FAA, será el que se instale con el tiempo a bordo de los aviones.

