

FUSELAJE

1. FUNCIONES Y FORMAS

1.1 El fuselaje es el conjunto principal del avión, es el cuerpo del avión. La tripulación, el pasaje, la carga, y gran parte de los mecanismos necesarios para controlar el avión se alojan en el fuselaje.

Decimos que el fuselaje es la parte principal del avión porque el resto de los componentes se unen a él, de forma directa o indirecta.

La forma del fuselaje varía en relación con la misión principal del avión. Hoy día, incluso, está prevista la entrada en el mercado de aviones comerciales de muy alta capacidad (600-800 pasajeros) con fuselajes de doble piso continuo (*Airbus A-380*)

La sección recta del fuselaje, esto es, el corte transversal, tiende a ser de forma circular, entre otras razones porque esta forma geométrica alivia las cargas que impone la presurización de la cabina. De hecho, un fuselaje que no tiene la forma de sección circular tiende a adoptarla cuando se somete a presión interna (diferencial entre la presión de cabina y la correspondiente a la atmósfera exterior).

En todo caso es necesario indicar que intervienen numerosos factores de diseño en la forma final del fuselaje; entre otros, por citar un ejemplo, las geometrías que pueden proporcionar mayores índices de supervivencia en accidentes leves o moderados ("*crashworthiness*"). En estos casos se trata de absorber la máxima energía de deformación posible cuando la aeronave entra en contacto con el terreno.

2. TIPOS DE CONSTRUCCIÓN

2.1 Los fuselajes son de tres tipos: reticular, monocasco y semimonocasco.

a) Fuselaje reticular

El fuselaje reticular, llamado también fuselaje tubular, se fabrica con tubos de acero, soldados, dispuestos en forma de tirantes sobre cuadernas. Las cuadernas son elementos que conforman y dan rigidez a la estructura (ver Fig. 1.1).

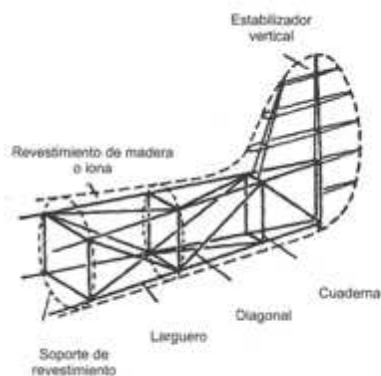


Fig. 1.1 Elementos de la estructura reticular

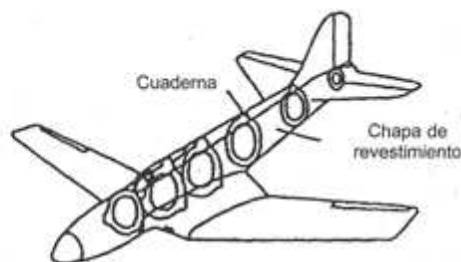


Fig. 1.2 Estructura de tipo monocasco. La estructura monocasco está compuesta de revestimiento de chapa externa resistente y cuadernas verticales

La estructura de tubos se cubre más tarde con planchas de madera o metálicas, o más frecuentemente con lona, de manera que el fuselaje adquiere externamente una forma uniforme y aerodinámica.

Es importante señalar que el recubrimiento externo no añade resistencia estructural al conjunto. Es decir, las cargas en tierra y en vuelo son soportadas por los largueros, diagonales y cuadernas que forman la estructura tubular, pero en forma alguna por el material de revestimiento. Así, pues, en este tipo de fuselaje, las características de resistencia mecánica del revestimiento no tienen relevancia primaria, pues está sometido sólo a las fuerzas debidas a la presión dinámica del aire.

Esta construcción se emplea en algunos tipos de aviones ligeros, de manera que la presión dinámica del aire tampoco es muy importante.

b) Fuselaje monocasco

El fuselaje monocasco es una construcción que procede de la industria naval, hasta el punto de que los primeros aviones que volaron con fuselaje de estructura monocasco fueron los antiguos hidroaviones, contruidos en madera.

En breve, la estructura de tipo monocasco es un tubo en cuyo interior se sitúan, a intervalos, una serie de armaduras verticales. Las armaduras verticales se llaman cuadernas. Las cuadernas tienen la función de dar forma y rigidez al tubo.



Airbus A-380, en la ilustración aún como A3XX-100, es el primer reactor comercial con fuselaje de doble piso continuo. Cortesía de *Airbus Industrie*

El término monocasco quiere decir "todo en una pieza".

Observe que la construcción tipo monocasco proporciona un interior diáfano, protegido. Al contrario de lo que sucede en la estructura reticular, el "tubo" del fuselaje, es decir, el revestimiento exterior, forma parte integral de la estructura del fuselaje. Ello es así porque está unido de forma rígida a las cuadernas. Por esta razón se dice que el revestimiento metálico de la estructura monocasco "es resistente"; esto quiere decir que el revestimiento soporta y transmite los esfuerzos a que está sometido el fuselaje del avión.

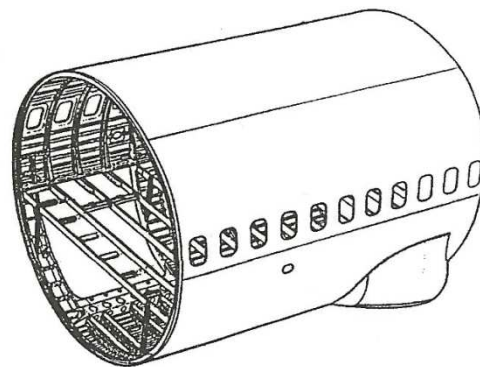
Obsérvese la diferencia con el fuselaje reticular. El revestimiento de este último no soporta ni transmite esfuerzo alguno y sólo sirve para dar forma uniforme y aerodinámica al fuselaje.

El revestimiento resistente se fabrica en chapa metálica. La chapa, necesariamente, es de cierto espesor para soportar los esfuerzos de trabajo. Mayor espesor quiere decir peso adicional del avión, de modo que la estructura que muestra la Fig. 1.2 ha caído en desuso.

La estructura monocasco se aplica hoy día en misiles, aviones-blanco y allí donde el espesor de chapa que se precisa no es excesivo, debido a la pequeña longitud que tiene la aeronave.

Es el caso de estos aparatos pequeños que, además, siguen el criterio de un sólo uso y no el de una vida de servicio larga y continuada.

Fig. 1.3 Estructura de tipo semimonocasco aplicada en un fuselaje de avión comercial. Está constituida por cuadernas (elementos circulares), largueros y larguerillos (elementos longitudinales).



c) Fuselaje semimonocasco

El fuselaje semimonocasco es la construcción estándar en la actualidad. Ha resuelto el problema del grueso espesor de chapa del revestimiento de la estructura monocasco. El fuselaje es de chapa más delgada por la introducción de piezas de refuerzo intermedias. La Fig. 1.3 muestra la sección parcial del fuselaje semimonocasco de un avión comercial y el detalle fotográfico de la construcción.

Las piezas intermedias de la estructura semimonocasco son largueros, larguerillos y cuadernas. Los largueros se sitúan uniendo las cuadernas a lo largo de eje longitudinal del fuselaje.

La presencia de estos miembros estructurales permite el adelgazamiento de la chapa de revestimiento, aligerando de este modo el peso del conjunto.

Los largueros son los miembros longitudinales más importantes del fuselaje semimonocasco.

Los larguerillos cumplen una función secundaria de refuerzo, pero son los que dan forma al fuselaje y constituyen los puntos principales de unión de la chapa de revestimiento metálico.

Todo el entramado de cuadernas, largueros, larguerillos y revestimiento se unen para formar una estructura completa y rígida.

Como elementos de unión mecánicos se emplean pernos, tornillos y remaches, además de adhesivos en las estructuras encoladas.

2. Componentes estructurales

3.1 El fuselaje está sometido a todo tipo de cargas estructurales. La más inmediata en aviones comerciales es que debe soportar las cargas de presurización de la cabina, pero en conjunto está sometido a cargas de flexión, torsión y cargas de inercia, de las que hablaremos próximamente.

Siendo tan complejas las sollicitaciones del fuselaje la experiencia ha demostrado que la forma estructural más eficiente es la construcción tipo semimonocasco.

La actuación de esta forma estructural es la siguiente:

- Las cargas de presurización son soportadas principalmente por la tensión del revestimiento metálico (chapa del revestimiento)..
- La flexión que experimenta el fuselaje en sentido longitudinal es soportada— por los largueros y larguerillos.
- Las cuadernas reparten uniformemente las cargas en cada uno de sus tramos.
- La torsión y las cargas de inercia son soportadas por los tres elementos estructurales, esto es, revestimiento, larguerillos y cuadernas, que actúan como una viga única.

Zonas presurizadas

Es sabido que a altitudes elevadas es necesaria la presurización de la cabina objeto de mantener suficiente presión parcial de oxígeno en ella. Por esta **sólo** los fuselajes de los aviones presurizados son herméticos.

La estanqueidad de los fuselajes se consigue con el concurso de tres métodos de **hermeticidad:**

- Sellado de todas las uniones de la estructura que componen el fuselaje. La operación de sellado se efectúa con materiales blandos de relleno o de interposición. El relleno es además una barrera frente la entrada de humedad y por tanto una barrera frente a la corrosión (ver el apartado 9).

- Empleo de arandelas de goma en todos los orificios de los tabiques presurizados (conducción de cables de mando, mazos de cable eléctricos, etc.).
- Juntas neumáticas inflables en los marcos de grandes aberturas, tal es el caso de las puertas.

Los fuselajes con presurización deben soportar las fuerzas que se originan por la diferencia de presión entre el interior de la cabina y la presión exterior atmosférica. Este tipo de cargas se llaman de presurización.

3.3 Conforme a la normativa vigente los fuselajes presurizados de los aviones comerciales deben superar diversos tipos de pruebas de resistencia estructural.

Se aplica lo que sigue:

- La estructura debe soportar las cargas de vuelo combinadas con las impuestas por la presión diferencial, desde cero hasta el valor máximo de ajuste de la válvula de seguridad de presurización.
- Igualmente, si el aterrizaje se puede efectuar con la cabina presurizada, ésta debe soportar las cargas de aterrizaje combinadas con las cargas que impone la presión diferencial, desde cero hasta el valor máximo admisible en la cabina.
- En todo caso, el fuselaje debe soportar la carga impuesta por la presión diferencial de ajuste de la válvula de seguridad multiplicada por 1,33, omitiendo otras cargas.

Pisos de cabina__.

3.4 Los paneles para pisos de la cabina se clasifican de acuerdo con tres categorías de trabajo: a) paneles para cargas ligeras, tales como las que se producen debajo de los asientos de pasajeros; b) paneles para cargas medias, aplicables a las zonas de tránsito general en la cabina del avión; zonas de pasillos; c) paneles para cargas altas (cocinas, tramos de piso de gran luz o amplia separación entre apoyos).

La división estructural del piso de la cabina tiene cierta importancia sobre el peso de material necesario, habida cuenta de las grandes superficies que consideramos. Por ejemplo, el modelo *Boeing 747-200* tiene cerca de 300 m² de superficie de piso de cabina, y sólo el 10% de esta cifra entra en la categoría de paneles para cargas altas. El 60% del piso del avión, aproximadamente, soporta sólo cargas muy ligeras.

Efectos estructurales de la despresurización de cabina

3.5 Los pisos y los tabiques de la cabina se proyectan para soportar la despresurización repentina de la cabina debida a la abertura de un boquete en la misma, bien por la penetración de partes desprendidas de un motor, o por el desprendimiento accidental de una puerta del compartimento de pasajeros o de carga.

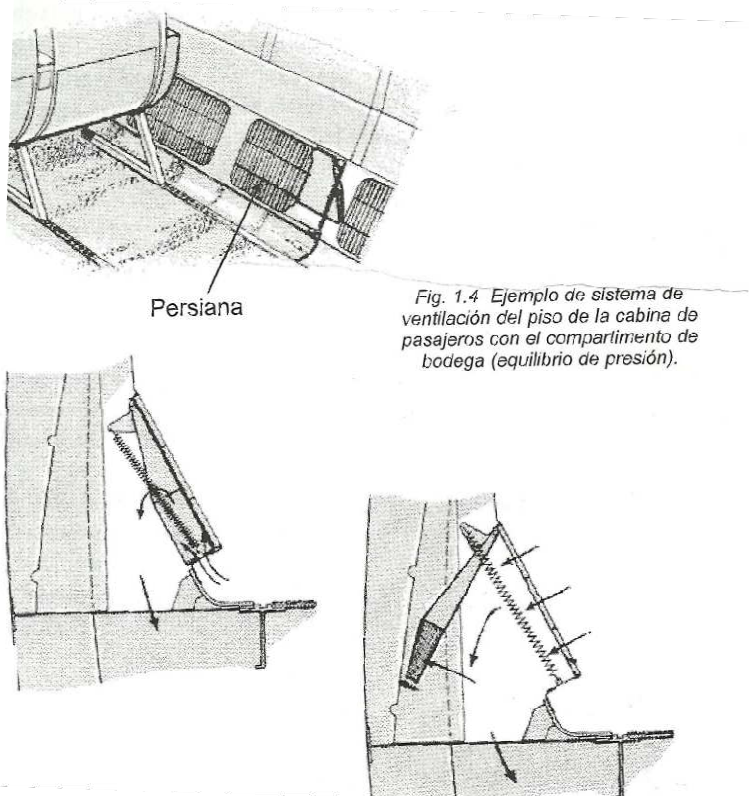


Fig. 1.4 Ejemplo de sistema de ventilación del piso de la cabina de pasajeros con el compartimento de bodega (equilibrio de presión).

Además del reforzamiento del piso, todos los aviones de fuselaje ancho se vieron obligados a mejorar la ventilación entre la cabina y las bodegas (equilibrio de presiones en ambas cámaras).

La Fig. 1.4 muestra el esquema de las persianas de ventilación que se emplean en un tipo de avión de fuselaje ancho.

Las persianas están articuladas en un punto y permanecen cerradas en situación normal con la ayuda de un resorte. Cuando la diferencia de presión entre las cabinas de pasajeros y la bodega alcanza un valor prefijado, las persianas se abren hacia el exterior del tabique de la cabina, proporcionando una sección de paso para equilibrar la presión entre las dos cámaras.

Cuando las presiones se equilibran las persianas vuelven a cerrarse.

Las persianas están protegidas con una rejilla. La presión diferencial entre las cámaras se detecta a través de las ranuras de la rejilla.

4. Esfuerzos

4.1 Los esfuerzos de trabajo a que está sometida una estructura se clasifican dentro de seis categorías: tracción, compresión, esfuerzos cortantes, flexión, torsión y esfuerzos de contacto. Los tres primeros son esfuerzos básicos; los otros pueden considerarse combinaciones de los básicos.

Tracción

Se dice que un cuerpo está sometido a esfuerzos de *tracción* (tensión) cuando las fuerzas que actúan sobre él tienen sentido opuesto.

~ Compresión

La *compresión* es un sistema de fuerzas que tiende a presionar las partículas de material unas contra otras. Son fuerzas que actúan en sentido coincidente. Los esfuerzos de compresión son importantes en piezas delgadas y esbeltas; un ejemplo es la chapa de

revestimiento metálico de las aeronaves, que tiende a combarse al someterse a carga. Es el fenómeno de pandeo, que se soluciona normalmente con refuerzos que dan más rigidez al conjunto.

Esfuerzos cortantes

Se llaman *esfuerzos cortantes* los que tienden a separar el material de forma tangencial. Las tijeras que se utilizan para cortar la chapa separan el material deslizándose una hoja sobre otra, un ejemplo claro de separación de la chapa por esfuerzos cortantes.

No obstante, el ejemplo aeronáutico típico de esfuerzo cortante es el esquema que muestra la Fig. 1.5. Se trata de dos chapas unidas mediante remaches y sometidas a esfuerzos de tracción. La zona de unión de las chapas con los remaches está sometida a esfuerzos cortantes pues las fuerzas que actúan tienden a separar las chapas tangencialmente.

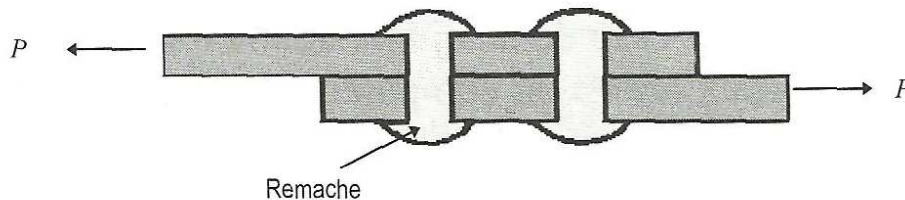


Fig. 1.5 Unión de dos chapas con remaches sometida a carga.

Flexión

Es, probablemente, el tipo de carga más común encontrada en los miembros estructurales de las aeronaves.

Físicamente flexión es la curvatura que adopta un componente estructural cuando se somete a fuerzas que tienden a combar la estructura. La parte exterior de la pieza que se comba, la parte convexa, se estira durante la flexión, pues su curvatura es mayor comparada con la zona media o inferior de la pieza. Es una zona que está sometida a tracción. La parte interior, la zona cóncava, se recalca y se somete a esfuerzos de compresión.

Se llama *momento flector*, que actúa sobre una sección determinada de una pieza, la suma algebraica de los momentos de las cargas exteriores. Los momentos son iguales a las cargas externas multiplicadas por las distancias respectivas entre los puntos de aplicación de las cargas y la sección considerada. La sección de unión del ala empotrada en el fuselaje, por ejemplo, se somete a enormes momentos flectores en vuelo producidos por la fuerza de sustentación.

Torsión

La *torsión* se produce cuando la fuerza aplicada tiene tendencia a torcer el material. Según esta explicación gráfica, siempre que una fuerza se aplica a una cierta distancia del eje de una pieza, o del centro de gravedad de una sección, existe tendencia al giro y se producen esfuerzos de torsión.

Esfuerzos de contacto

Aparecen en las superficies de contacto de las piezas cuando se transmiten las cargas de trabajo de una pieza a otra. Caso típico es, de nuevo, el proceso de transmisión de una carga a través de la junta de chapas remachadas, tal como sucede en el revestimiento del fuselaje (véase la propia Fig. 1.5). Por ejemplo, para transmitir la carga P de la derecha se transmite primero desde la chapa a los remaches, sigue a través de ellos por fuerzas cortantes, y desde los remaches se transmite a la otra chapa. La transmisión de la carga produce esfuerzos en las zonas de contacto de los remaches y de las chapas.

Observe que la carga de contacto es un valor que se refiere a las características superficiales del material.

Muchos fallos de las uniones remachadas en los aviones se deben a problemas de esfuerzos de contacto. Es el caso de una junta donde los remaches se han fabricado con un material de gran dureza en comparación con el material de la chapa. La junta puede fallar por el desgarramiento de la chapa durante el proceso de transferencia de la carga de contacto, debido a la gran dureza del material del remache.

A la inversa, un remache fabricado en material de escasa dureza puede ser literalmente cortado por las chapas si éstas son de material más duro.

5. Tipos de cargas generales sobre el avión

5.1 El gran número de cargas que actúan sobre el avión se puede clasificar en seis categorías, de la forma siguiente:

1. Cargas aerodinámicas, que se dividen en: a) cargas de maniobra; b) cargas por ráfagas de aire; c) cargas debidas al desplazamiento de las superficies de control de vuelo.
2. Cargas de inercia, que se dividen en: a) cargas de aceleración; b) cargas de vibración; c) flameo.
3. Cargas debidas al grupo motopropulsor, que se dividen en: a) cargas de empuje o tracción del motor; b) cargas del par motor; c) cargas giroscópicas; d) cargas de vibración.
4. Cargas de aterrizaje, que se dividen a su vez en: a) carga vertical de aterrizaje; b) carga del momento de giro de la rueda -contacto inicial-; c) cargas de frenada; d) cargas de aterrizaje con una pata del tren replegada.
5. Cargas de rodaje, que se producen durante el rodaje y son debidas a las irregularidades de la pista de rodadura y de despegue.
6. Cargas diversas, un amplio apartado donde se incluyen: a) cargas de presurización; b) cargas por impacto y colisión controlada con el terreno -aterrizaje forzoso-; c) cargas de impacto por colisión con aves; d) cargas de remolcado del avión; e) cargas de puesta en gatos.

Cada tipo de carga es importante en una zona o zonas concretas del avión.

Cargas límite, de cálculo y factor de seguridad

5.2 Se conoce por factor de carga n la carga que actúa sobre la estructura de un avión expresada como múltiplo de la aceleración de la gravedad ($g = 9,81 \text{ m/s}^2$).

De forma matemática el factor de carga es $n = L/W$, siendo L la sustentación y W el peso del avión.

Así, se dice: que un avión: se ha sometido a un factor de carga de 3g, indicando con ello que su estructura se ha sometido a una carga tres veces superior a la aceleración de la gravedad; o dicho de otra forma, tres veces superior a su peso.

El factor de carga es positivo si las fuerzas aerodinámicas actúan hacia arriba, en relación con la actitud normal de vuelo del avión. Es negativo en caso contrario, cuando las fuerzas aerodinámicas actúan hacia abajo. La condición $n = 1$ sólo es posible cuando la sustentación es igual al peso del avión. Por tanto, excesos o defectos de la sustentación en relación al peso del avión dan lugar a valores positivos o negativos de n , distintos de la unidad.

5.3 Se llama carga límite la carga más alta prevista para la estructura del avión.

Un ejemplo: la carga límite en los aviones de caza se suele producir en el ala, durante los virajes ceñidos en maniobras de combate. Un valor de aceleración típico en este caso es 8g. Es la carga límite.

En general, la carga límite para todos los aviones se producen en el ala en condiciones de maniobra a altos números de g .

De otra parte, se llama carga de cálculo a la carga más alta que puede soportar la estructura del avión sin llegar a la rotura. Esta carga se llama también carga de diseño.

Factores de carga límite típicos, clasificados por empleo del avión

	$n (+)$	$n (-)$
Aviones de caza	6 - 9	3 - 6
Bombarderos	3 - 4	1-2
Aviones comerciales	3 - 4	1-2
Aviación general	2,5 - 4,5	1 - 1,8
Aviones acrobáticos	5 - 6	3
Construcción amateur	6	3
Aviones muy ligeros, <750 kg	3,8	1,5

5.4 Factor de seguridad es un coeficiente multiplicador que se aplica a la carga límite (carga más alta prevista) por motivos de seguridad

Este factor es 1,5 (ver comentario de texto "¿Por qué el factor de seguridad de 1,5?").

Así, si está prevista la operación del avión con una carga límite de 8g en servicio (avión de caza) la carga de cálculo debe ser: $8 \cdot 1,5 = 12g$.

Teóricamente, la aplicación de una carga superior a la de cálculo provoca el fallo estructural del avión en 3 segundos.

¿Por qué el factor de seguridad de 1.5?

Desde hace tiempo los proyectistas de las estructuras de aviones emplean el coeficiente multiplicador 1,5 como medida de seguridad en sus cálculos de carga. No es un factor elegido al azar. Se debe a que, en la mayor parte de las aleaciones de aluminio de alta resistencia que se emplean en la fabricación de aviones, la relación que existe entre la carga de rotura del material y el Límite elástico del mismo es del orden de 1,5. (Se llama *Límite elástico* del material el esfuerzo máximo que puede soportar hasta el cual conserva el carácter elástico.)

El proyectista del avión ajusta entonces el valor de la carga límite con el fin de no superar el Límite elástico del material, de ahí la adopción de este factor de seguridad de 1,5.

Nótese que el factor de seguridad representa la relación entre la carga que no produce deformaciones permanentes en la estructura del avión y la que provoca la rotura.

El proyectista del avión está obligado a garantizar que las cargas superiores a la límite, hasta la de cálculo, no imponen deformaciones estructurales que alteren lo que la normativa aeronáutica llama la "condición de vuelo seguro del avión".

Cargas aerodinámicas. Diagrama de maniobra

5.5 Las cargas aerodinámicas se deben a la acción dinámica del aire sobre el avión.

. Como hemos señalado, las cargas aerodinámicas más importantes son las siguientes: cargas de maniobra, cargas por ráfagas de aire y cargas por desplazamiento de las superficies de control de vuelo. Todos los aviones comerciales, con anterioridad a su Certificación de Tipo deben probar que soportan las cargas aerodinámicas previstas por cálculo, a cualquier altitud y velocidad de vuelo, dentro de su campo operacional.

La forma práctica de cumplir este requisito consiste en representar gráficamente el factor de carga n en función de la velocidad del aire. El diagrama resultante recibe el nombre de Diagrama de maniobra, o Diagrama $V-n$.

Como velocidad del aire en abscisas se emplea EAS (V_e) la velocidad equivalente, por ser esta velocidad una medida de la presión dinámica del aire q que tanta influencia ejerce en las cargas estructurales del avión.

Debe recordarse que q y V_e se relacionan exclusivamente a través de la densidad del aire al nivel del mar, $q = 1/2(\rho_0 V_g^2)$, y por ello se dice que la representación gráfica $V-n$ es independiente de la altitud.

5.6 La Fig. 1.6 muestra el Diagrama típico de maniobra para un avión comercial. Los argumentos que se citan aquí para el avión comercial se pueden extender a otras categorías de empleo, con los valores adecuados. El diagrama está dividido por el eje horizontal de la velocidad del aire (EAS) en dos semiplanos: el su-

perior, que corresponde a los factores de carga positivos, y el inferior que corresponde a los negativos.

Comentarios de interés para nuestra obra son los siguientes:

La línea OA representa el coeficiente de sustentación máximo ($C_{L \max}$) positivo que se puede obtener para cada factor de carga n . Corresponde a la situación de flaps arriba. Por consiguiente, la línea parabólica OA es la frontera de vuelo del avión, pues a la izquierda de esta línea está en pérdida. Con flaps abajo se puede volar a menor velocidad antes de encontrar la pérdida; es lo que indica la línea O1 del gráfico.

En vuelo nivelado, sin aceleración, el factor de carga es $n=1$ y la velocidad de pérdida es V_{S1} . Obsérvese el hecho bien conocido de que cuando el avión está sujeto a mayor aceleración, es decir, mayor valor de n , entra en pérdida a mayores velocidades del aire.

El punto A representa el máximo coeficiente de sustentación que se puede alcanzar sin sobrepasar el factor máximo de carga. Es una posición de proa muy arriba, que tiene cierta importancia estructural, dado que el plano sustentador puede estar sujeto a esfuerzos dirigidos hacia adelante; aparece, pues, una componente de fuerza en la dirección de vuelo. Véase la Fig. 1.7 como ejemplo ilustrativo en este sentido. La línea OH es la frontera de la entrada en pérdida con sustentación negativa. $0IV_F$ es la envolvente límite con flaps extendidos.

Las velocidades de cálculo se identifican en el eje horizontal del Diagrama $V-n$, de la forma siguiente: velocidad de pérdida sin flaps (V_{S1}), velocidad de pérdida con flaps fuera (V_F), velocidad de maniobra (V_A), velocidad de cálculo de crucero (V_C) y velocidad máxima de picado (V_D). Ver apartado 6.

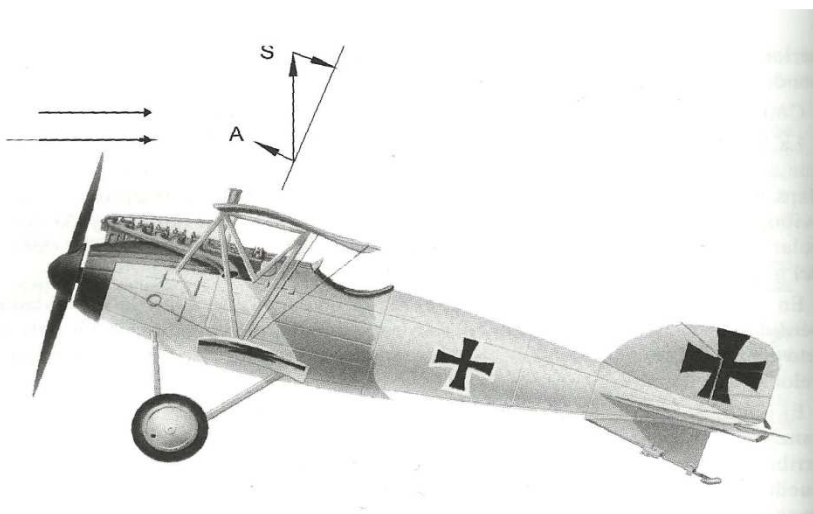
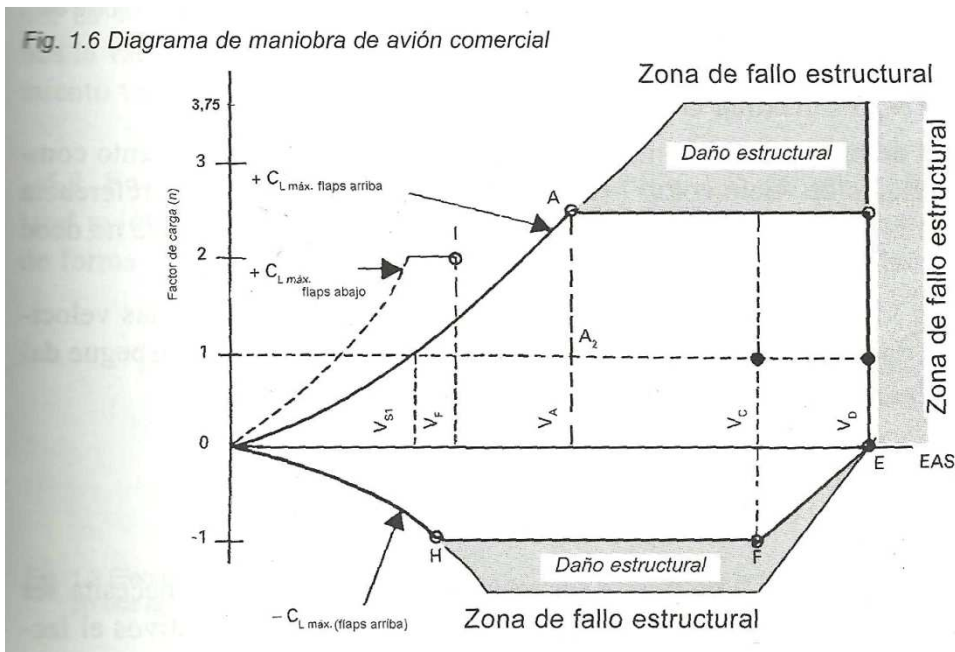


Fig. 1.7 Los fallos estructurales del ala que sufrieron algunos aviones de la I Guerra Mundial, en maniobras de combate con alto ángulo de ataque, se debieron a un cambio de las fuerzas aerodinámicas, poco conocido entonces. Sobre el esquema de un biplano de la época (Albatros DV) se observa que cuando el avión adopta una posición de ángulo de ataque alto, la fuerza de sustentación S (perpendicular al viento relativo) proporciona una componente A hacia adelante, según ejes avión. Esta fuerza, no prevista en la época, se llevó, literalmente, el ala de no pocos aviones que estaban proyectados para soportar únicamente las cargas usuales. En realidad, en situaciones de vuelo como ésta, todas las fuerzas aerodinámicas verticales, incluida la resultante aerodinámica, están por delante del eje vertical del avión.

A tenor de estas consideraciones hay una cuestión histórica pendiente: la desintegración en vuelo del avión del legendario Max Immelmann ¿se debió a este problema?

Nótese que a V_D es máxima la presión dinámica del aire.

La velocidad de maniobra es la máxima admisible para un desplazamiento completo de los mandos de vuelo con $n = 1$. La velocidad de picado es una referencia para establecer la velocidad máxima operativa del avión, o velocidad que no debe excederse. La normativa vigente impone ciertos requisitos sobre el valor de estas velocidades. Para aviones comerciales, si W representa el peso máximo de despegue del avión en libras, el factor de carga positivo n no puede ser menor que

$$2,1 + \frac{24000}{W + 10000}$$

con la excepción de que n no puede ser menor que 2,5, aunque no necesita ser mayor que 3,8. Como se aprecia en la Fig. 1.6, para valores de n negativos el factor de carga para el avión comercial no necesita ser menor que -1, hasta V_c . Luego varía linealmente con la velocidad, desde este último valor hasta la velocidad de cálculo de picado V_D .

En el otro extremo, en la aviación muy ligera (*Very Light Aircraft*), con aviones de hasta 750 kg de peso máximo al despegue, el factor de carga máximo no debe ser menor que 3,8 y el negativo no puede ser menor que -1,5.

Cargas por ráfagas de aire

5.7 Un avión en vuelo en zona de tormentas o turbulencia se somete a cargas debidas a las ráfagas de aire. En ocasiones, estas cargas superan las cargas de maniobra.

La ráfaga se considera en el proyecto de aviones a través de la llamada velocidad de cálculo para ráfagas.

La experiencia indica que las ráfagas producen aceleraciones del avión que oscilan entre 1,5g y 3,5g.

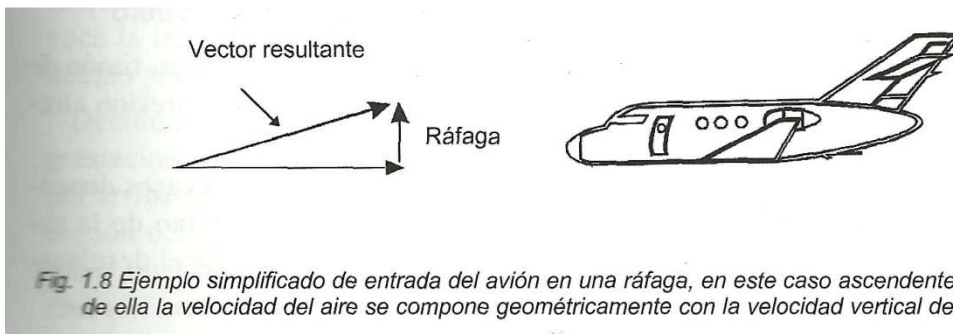
Desde el punto de vista físico la ráfaga de aire tiene el efecto de variar de forma inmediata el ángulo de ataque del avión. La situación se explica gráficamente en la Fig. 1.8.

La velocidad del aire se compone geoméricamente con la componente de velocidad de la ráfaga. El resultado es un incremento absoluto del ángulo de ataque A_a . A este

incremento del ángulo de ataque corresponde, igualmente, un incremento de la sustentación en valor absoluto, de valor AL . Por tanto, la aceleración que experimenta el avión en la dirección de la ráfaga es: $An = AL/W$, donde W es el peso del avión.

Obsérvese un hecho que contradice una idea intuitiva. La aceleración que experimenta el avión para una ráfaga de intensidad determinada es mayor cuanto menor es W , es decir, cuanto más ligero es el avión. En efecto, si el avión pesa menos la variación de sustentación que se produce provoca en él un mayor desplazamiento vertical (mayor aceleración).

5.8 En la realidad, el caso presentado en la Fig. 1.8, de ráfaga súbita, que afecta al avión de forma instantánea, no es real. Más bien el avión entra en la ráfaga de forma gradual. Por ello la normativa aeronáutica establece relaciones matema-



ticas que tienen en cuenta las circunstancias operacionales comunes de entrada del avión en turbulencia. De este modo, se admite que el avión vuela con un factor de carga $n = 1$ en vuelo nivelado y que se somete a cargas simétricas inducidas por la ráfaga. Los códigos señalan la forma matemática que se debe aplicar en cada caso.

5.9 Hay normas muy concretas sobre este tema. Para el avión comercial se consideran ráfagas de 15,4 m/s (50 pies/s) a la velocidad de crucero del avión, tanto positivas como negativas, desde el nivel del mar hasta 20.000 pies.

A mayor altitud, desde 20.000 hasta 50.000 pies, la velocidad de la ráfaga disminuye desde los citados 15,4 m/s (50 pies/s) hasta 7,2 m/s (25 pies/s). Se admite, pues, la disminución de la velocidad de la ráfaga con la altura, simplemente para mantener dentro de límites la velocidad verdadera TAS. Como es sabido, para una I EAS (velocidad equivalente) constante, la velocidad verdadera aumenta con la **al-B** titud de vuelo.

La Fig. 1.9 es aplicable a un avión muy ligero VLA y muestra el diagrama combinado de carga y de ráfagas, una vez que se superpone este último sobre el diagrama clásico de maniobra.

La ráfaga modifica el diagrama básico de maniobra.

Como ejemplo, advierta en la ilustración que el factor de carga máximo en V_c ha aumentado debido a la consideración de las cargas introducidas por la ráfaga.

5.10 En vuelo, en condiciones de fuerte turbulencia, todos los manuales de operación indican que la velocidad debe reducirse hacia la zona de la velocidad de maniobra V_A . Es una forma de limitar la sobrecarga estructural del avión.

En efecto, si el avión continúa volando en la zona de V_C puede sufrir aún mayor aceleración n , sobrepasando la línea ACD (Fig. 1.8).

Ahora bien, si se vuela en las condiciones que corresponden a la proyección vertical del punto A (ver Fig. 1.9), o igual zona de la Fig. 1.6 anterior, el avión no admite mayor sobrecarga porque, antes, entra en pérdida, descargando completamente la estructura. Cargas por desplazamiento de las superficies de control de vuelo

5.11 Cuando se desplazan las superficies de control de vuelo (alergones, timón de profundidad, etc.) se modifica de forma sustancial la distribución de presión alrededor de la superficie aerodinámica en cuestión.

La carga que se impone sobre la estructura de la aeronave en estos casos depende de dos factores: en primer lugar de la magnitud del desplazamiento de la superficie de control; en segundo lugar de la rapidez con que se efectúa el desplazamiento de las superficies de mando.

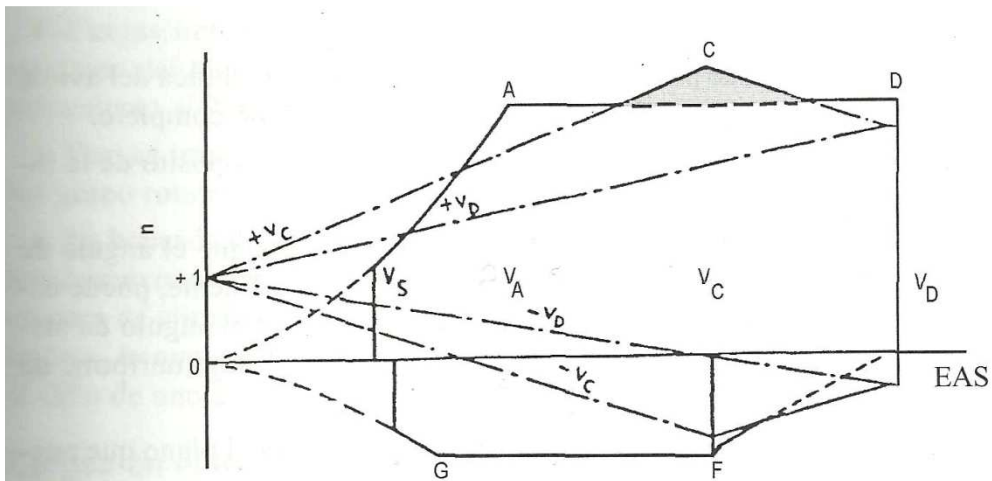


Fig. 1.9 Diagrama de maniobra combinado cuando se superpone la carga inducida por la ráfaga de aire que contempla la normativa. El factor de carga n se dibuja en ordenadas. Observe cómo se modifica el diagrama básico de maniobra en la zona C por la acción de la ráfaga.

Dos ejemplos clásicos de la importancia de estas cargas son la inversión de alergones y el flameo.

a) *Inversión de alergones*

Es un problema típico de los aviones comerciales actuales cuando vuelan a alta velocidad.

El desplazamiento de un alerón hacia abajo en estas condiciones puede producir fuerzas aerodinámicas tan altas, en la zona posterior del ala, que provoca la torsión de la misma en sentido contrario. Por ejemplo, la fuerza producida en el alerón que

baja, en condiciones de alta presión dinámica del aire (alta velocidad de vuelo) puede ser suficiente para "retorcer" el ala hacia abajo, en la verdadera expresión ¿el término.

La torsión del borde de ataque del ala hacia abajo es un efecto contrario al que se pretende. En efecto, puesto que el ala adopta un menor ángulo de ataque resulta que la sustentación que produce disminuye, en lugar de aumentar que es el efecto que se persigue cuando se baja el alerón. La disminución de sustentación provoca la inclinación del avión en sentido contrario al pretendido. Es el efecto conocido por "inversión de alerones".

Debido a este problema los sistemas de mando de alabeo de los aviones de altas velocidades no permiten el empleo de los alerones exteriores a alta velocidad, o arriba de cierta altitud. Los alerones exteriores producen el mayor momento de torsión del ala. Las maniobras de inclinación se hacen en estos casos con los alerones interiores o con los "spoilers". Como es natural, los efectos de la flexibilidad son mucho menores en los aviones de menor envergadura alar.

b) Flameo

Es un fenómeno que se puede producir en una superficie aerodinámica del avión, incluidas las superficies de control de vuelo, e incluso en el avión completo.

El primer caso es el opuesto al estudiado con anterioridad, a propósito de la inversión de alerones.

Supongamos que el alerón se desplaza hacia arriba de manera que el ángulo de ataque de dicha zona del ala tiende a aumentar. Dicha zona, localmente, puede entrar en pérdida y se descarga súbitamente, con lo que disminuye el ángulo de ataque. Al disminuir el ángulo de ataque se restablece de nuevo el flujo uniforme de aire sobre ella. El proceso puede repetirse en sucesivas oscilaciones violentas del plano que pueden destruirlo. Es una oscilación automantenida.

La solución consiste en proporcionar suficiente rigidez a la estructura para que su frecuencia natural de vibración esté por encima de las previsible que inducen las cargas aerodinámicas.

Cargas de inercia

5.12 Las cargas de inercia se deben a la resistencia que opone todo cuerpo a la aceleración. Por consiguiente, todos los elementos del avión experimentan una fuerza de inercia que es igual a su masa por el factor de carga ($F = m \cdot n$). Estas fuerzas son adicionales a las debidas por otras causas. Por ejemplo, el propio peso del ala determina una carga de inercia (normalmente de torsión del ala) que hay que sumar a la producida por efectos aerodinámicos; igual con la carga de combustible, etc.

Cargas debidas al sistema de propulsión

5.13 Los motores están unidos al avión mediante bancadas o mástiles. Estos elementos deben soportar la carga más elemental de todas, la propia de tracción o empuje del motor, y transmitirla al resto del avión. Además, debe soportar la carga de inercia

debida al peso del motor por el factor de carga operacional en un momento determinado.

En conjunto, el sistema de propulsión está sujeto, o impone por sí mismo, las siguientes cargas:

1. Cargas de tracción o empuje del motor.
2. Cargas de inercia (peso del motor multiplicado por el factor de carga de operación).
3. Cargas giroscópicas, debidas a la variación del plano de rotación de los elementos giratorios del motor (hélice o grupo compresor-turbina), que se deben considerar a régimen máximo de cabeceo y de guiñada.

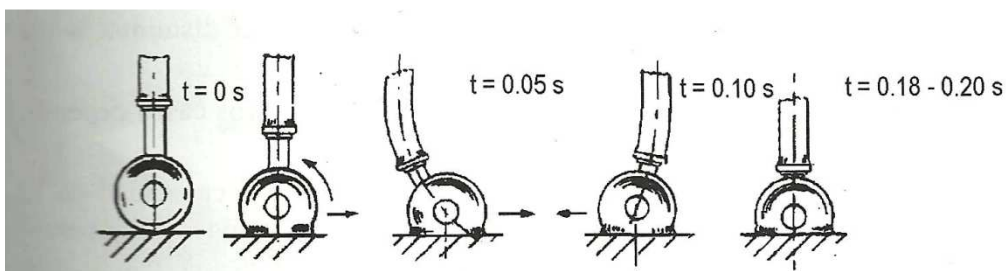


Fig. 1.10 Cargas de retroceso en la pata de tren de aterrizaje en el contacto inicial con la pista. La ilustración refleja los acontecimientos en las primeras veinte centésimas de segundo de contacto de la pata amortiguadora de tren con la pista (instantes $t = 0$ a $t = 0,15 + 0,20$ s). En el instante del contacto del neumático con la pista la rueda se acelera desde el reposo hasta la velocidad de traslación del avión, aceleración que corre a cargo de la reacción vertical de la rueda y de la fuerza de rozamiento del neumático con la pista. Estas fuerzas almacenan energía en la estructura de la pata que se combe hacia adelante, en la dirección de la impulsión de la rueda (instante $t = 0,05$ s). Cuando la rueda adquiere la velocidad del avión sobre el suelo ($t = 0,10$ s) la energía acumulada en la estructura de la pata es devuelta en forma de vibración. La "devolución" de esta energía impone sobre el eje de la rueda cargas iguales y contrarias. Estas cargas se llaman cargas de retroceso. Finalmente, el amortiguador, que durante todo este proceso ha absorbido energía vertical, continúa su compresión absorbiendo el resto de la carga vertical del contacto (Fuente: Dowty Rotol Ltd).

Cargas impuestas por el par motor, que se deben considerar a revoluciones urnas del motor (y hélice en su caso), combinada con una carga de maniobra equivalente al 75% del valor máximo.

. Cargas impuestas por la parada súbita del motor, tal como el agarrotamiento **del** grupo rotatorio del motor de turbina.

La bancada del motor de émbolo debe soportar el par motor a régimen de poseía máxima continua, multiplicado por un factor de seguridad que varía con el primero de cilindros. El coeficiente multiplicador es máximo para motores de 2 Ciros, lo que refleja en este caso el gran desequilibrio de par motor que produce el fallo de uno de los dos cilindros.

Cargas en el tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje está sujeto a cargas muy diversas, entre las que destacan:

. Cargas de contacto inicial con la pista.

Se dividen en cuatro grupos: a) carga vertical de aterrizaje; b) cargas de reacción o momento de giro de la rueda; c) carga de retroceso; d) cargas de frenada.

La carga de reacción al momento de giro de la rueda, en el contacto inicial, es consecuencia del enorme momento cinético que adquiere la rueda en el medio segundo o así que tarda en adquirir la velocidad tangencial igual a la de traslación del avión. Esta carga representa aproximadamente la mitad de la carga vertical de contacto. La carga de retroceso se establece cuando la rueda ha adquirido la velocidad del avión, en la fase de contacto inicial. Es el efecto de "resorte" del tren, en su conjunto, por la carga de impulsión de la rueda (ver Fig. 1.10).

Además de las cargas citadas, el tren debe soportar las que imponen tres escenarios distintos de aterrizaje: a) los aterrizajes normal y duro, este último con posibles daños en el tren, su estructura soporte en ala o fuselaje, anclajes de la cola y también "arrugas" en el revestimiento del fuselaje; b) el aterrizaje con contacto en la cola; c) finalmente, el caso accidental de toma con una pata del tren dentro.

3. Cargas de retracción del tren

Se deben a la presión dinámica del aire que actúa sobre el tren en esta fase de operación. Las cargas de retracción se calculan con la hipótesis de que el avión se encuentra en un viraje de $2g$.

Cargas por colisión con el terreno

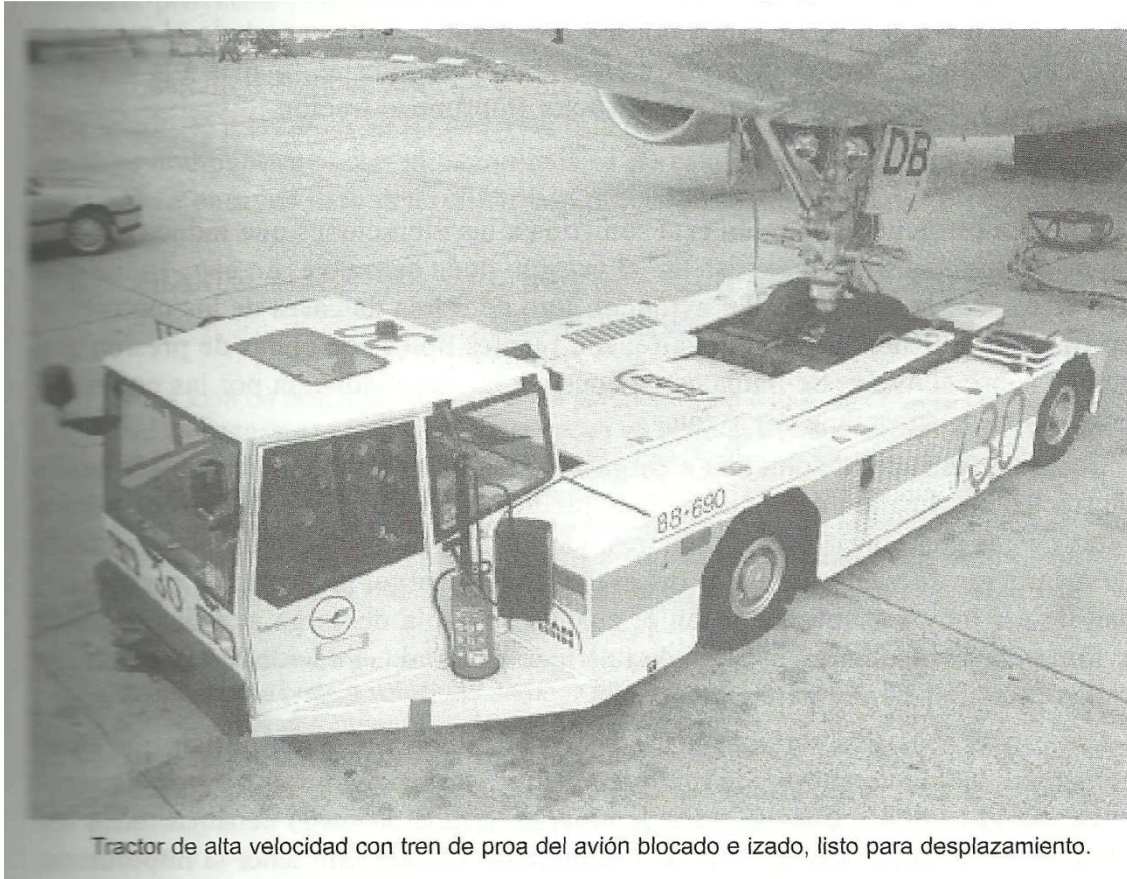
5.15 Son las cargas de impacto del avión con el terreno, debidas a colisiones que reúnan características razonables de supervivencia.

Por lo general este tipo de cargas se imponen sobre la estructura del avión en accidentes en las maniobras de despegue y aterrizaje, cuando el avión está próximo al terreno y con una velocidad relativamente baja.

La consideración en diseño de estas cargas se hace con el fin de disminuir la letalidad de este tipo de accidentes.

En general, la supervivencia de los ocupantes del avión en estos casos depende de cuatro grandes áreas:

1. Características de la estructura del avión, medidas por la capacidad de la misma para mantener el volumen de la cabina en condiciones de supervivencia. Este punto se refiere, en particular, a las cualidades de diseño que impiden o reducen la posible penetración de cuerpos extraños en el interior de la cabina durante el accidente, tales como largueros o formeros fragmentados, soportes del piso de cabina, etc.
2. Condiciones de retención de los asientos y de los ocupantes.
3. Condiciones de retención de la carga y maleteros, esto es, la protección del espacio interior de cabina contra la proyección de estos elementos, a gran velocidad, debidos a las aceleraciones del impacto.
4. Riesgos postaccidente (fuego, evacuación, etc.).



Tractor de alta velocidad con tren de proa del avión bloqueado e izado, listo para desplazamiento.

El tractor de alta velocidad (hasta 50 km/h) permite operaciones mucho más rápidas en tierra. La plataforma está situada en la parte posterior del tractor, en forma de U, donde entra el tren delantero del avión. Se frena el avión y unos rodillos que tiene la plataforma se ajustan firmemente sobre las ruedas, quedando bloqueadas. Una vez hecho esto se iza la plataforma del carrillo, de manera que la pata delantera y el vehículo forman ahora una unidad.

La parte derecha de la Fig. 1.11 recoge la distribución de frecuencias de las cargas en el tren de proa para operaciones de remolcado y *push-back*. Son datos obtenidos en experiencias realizadas con aviones Airbus con tractores estándar y de alta velocidad. Las cargas en el tren de proa (F) se expresan relativas a su carga límite de diseño..

El gráfico pone de manifiesto lo que sigue:

- Las cargas de arrastre en operaciones de *push-back* son muy similares con un tipo u otro de tractor, no así en operaciones de remolcado. Por su parte, las cargas en operaciones de remolcado con el tractor de alta velocidad son sensiblemente mayores.
 - Aunque la distribución de frecuencias de las cargas muestra que, normalmente, éstas se sitúan en el entorno del 40%, respecto al valor de la carga límite de diseño de la pata del tren, hay ocasiones en las cuales las cargas se aproximan al 60% de este valor. Es importante resaltar lo citado al principio del texto: las cargas de arrastre en el tren de proa están ligadas a la aceleración y desaceleración que el conductor imprime al tractor.
- Cargas acústicas

5.17 La estructura del avión está sometida a las vibraciones que induce el campo de presión acústica que existe en el entorno de la aeronave. La capa límite que discurre sobre la superficie del avión, el flujo de salida de gases de los motores y, en fin, la turbulencia general del aire, son fuentes típicas de ondas de presión que actúan sobre el avión. Se llama carga acústica la carga inducida por las ondas sonoras sobre la superficie del avión

Cualquier estructura sometida a carga acústica vibra en una determinada banda de frecuencia, función de la que tiene la fuente originaria. Los esfuerzos debidos a estas cargas son normalmente menores que los que se producen durante las fases de maniobras de vuelo normales del avión. Sin embargo, presentan la particularidad de ser muy variables. Por tanto, cuando se habla de carga acústica sobre el avión se da a entender un proceso de fatiga de material (vibración) con numerosos ciclos de esfuerzos normalmente pequeños.

Las cargas acústicas son más acusadas en el campo del avión militar que en el comercial debido al entorno de ruido tan distinto que rodea un tipo y otro de aeronave. En el campo militar se consideran zona crítica de carga acústica todos los sectores del avión sometidos a presión sonora de 150 dB. Sin tener la importancia

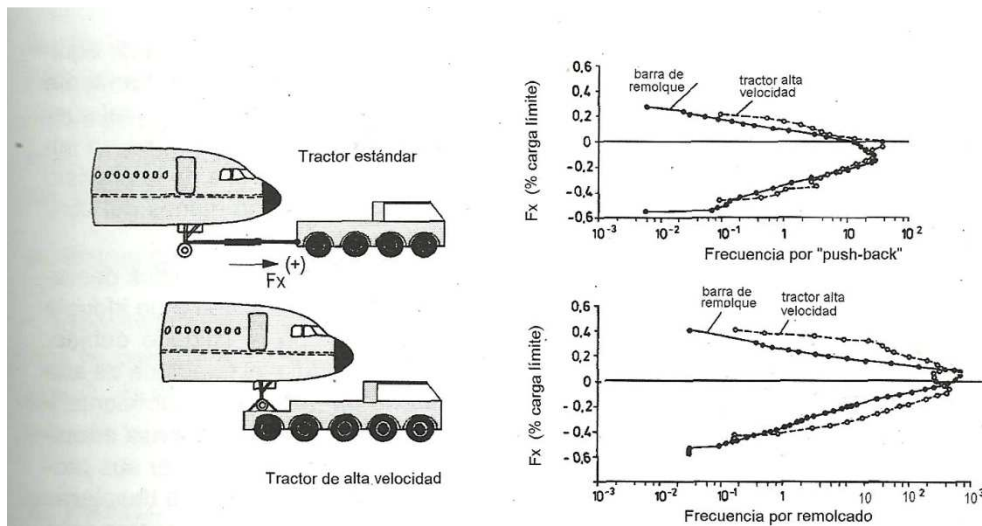


Fig. 1.11 Cargas en el tren de proa durante operaciones de remolcado y "push-back", según datos obtenidos en experiencias realizadas con aviones Airbus en los aeropuertos de Francfort y París (CDG). Las cargas en el tren de proa F_x se expresan relativas a su carga límite de diseño.

pie en el campo militar, las cargas acústicas tienen en el avión comercial suficiente cantidad para constituir un tipo de carga especializado que se tiene en cuenta **durante** el proyecto. Los efectos típicos de la "fatiga acústica" son grietas que aparecen en el revesti-miento metálico del ala, fuselaje y cola, bien en zonas de remaches o donde existen taladros, y también se ha observado la deslaminación en las capas de los ma-teriales compuestos. La evaluación teórica de esta carga es difícil y normalmente **acude** a ensayos para determinar con precisión la magnitud del problema..

Apunte histórico: Operaciones en plataforma sin barra de remolque

La idea de desplazar el avión en la plataforma sin ayuda de la barra de remolque de conexión con el vehículo de apoyo en tierra se inició a principios de 1970, en plena crisis del precio del combustible con motivo de la Guerra de Oriente Medio. El objetivo era ahorrar queroseno en el curso de la operación, situando el avión en cabecera de pista, zona diseñada para puesta en marcha de turbinas. Tras el aterrizaje el avión sería recogido de nuevo por el vehículo de tierra y, con los motores parados, trasladarlo a la plataforma y a los distribuidores de salida de pasajeros. La operación requería, desde luego, vehículos de remolque capaces de trasladarse por la pista a velocidad de unos 50 km/hora. Los primeros ensayos se realizaron en el aeropuerto Charles de Gaulle, con un tractor de 2.000 C.V., tipo locomotora Diesel, remolcando con barra un *Boeing 747* a alta velocidad. Los **resultados** fueron desalentadores. El avión exhibía inestabilidad en rodadura, fuertes cargas en el tren de proa, y resultaba aparente que el procedimiento de remolque con barra era inapropiado.

La compañía alemana Trugmaster, especializada en el manejo en tierra de equipo militar pesado, concibió la idea de remolcar el avión sin el auxilio de la barra. Se usaría una plataforma hidráulica para izar el tren de proa unos 15 centímetros del suelo, y trasladar de esta forma el avión a alta velocidad. La idea no fue bien recibida inicialmente por los fabricantes de aviones, por el temor de cargar más allá de lo previsto el tren de proa. Los pilotos tampoco eran muy partidarios de dejar en manos del conductor del tractor el mando de un avión cargado de pasajeros.

En 1985 comenzaron a vencerse las resistencias que se oponían a estas operaciones. Los fabricantes de aviones observaron pronto que el nuevo sistema no inducía cargas anormales en el tren de proa, manejando el equipo con el cuidado debido. Aunque la crisis de los precios del combustible se había superado, y el remolque de alta velocidad perdía parte de su sentido ante la presencia de un queroseno abundante y barato, el concepto de tractor sin barra ha prevalecido. La compañía Lufthansa adquirió varios tractores de este tipo a mediados de los años ochenta para realizar sus propias experiencias. La compañía Trugmaster desarrolló pronto tractores para desplazar aviones de 100, 180 y 400 toneladas de peso. Otras grandes compañías siguieron más tarde a Lufthansa, de tal modo que el tractor sin barra de remolque se encuentra hoy en los aeropuertos principales del mundo.

6. Velocidades de influencia estructural

6.1 Desde el punto de vista operacional se definen velocidades relacionadas bien con alguna limitación de peso del avión, con su distribución, altitud o Mach.

a) *Velocidad máxima operativa, V_{MO}*

Es la velocidad (o Mach) que no se debe exceder en cualquier circunstancia (subida, crucero o descenso).

Se establece de manera que no es mayor que la velocidad de cálculo de crucero. También debe ser menor que la velocidad de cálculo de picado.

b) *Velocidad con flaps extendidos, V_{FE}*

Es la máxima velocidad autorizada con flaps extendidos.

Como hay varios puntos de extensión de flaps hay, asimismo, varias velocidades máximas autorizadas, según la posición del flap.

c) *Velocidad con tren de aterrizaje extendido, V_{LE}*

Es la velocidad máxima para extender o retraer el tren "con seguridad", expresión que utiliza la normativa.

Entre el amplio abanico de normas que los códigos dedican al tren de aterrizaje es esencial la posibilidad de extensión o de retracción a una velocidad del 67% de V_c , velocidad de cálculo de crucero. Si la velocidad "segura" de extensión del tren es distinta de la de retracción hay que incluir en el Manual de Vuelo las dos velocidades

d) *Velocidad de cálculo de picado, V_D*

V_D se establece de forma que la velocidad de cálculo de crucero V_c es $V_c \leq 0,8 \cdot V_D$. La normativa requiere que el margen entre V_c y V_D no sea inferior a 0,05 Mach a las altitudes de la velocidad de crucero del avión puede estar limitada por los efectos de compresibilidad del aire. Además, a cualquier altitud, el margen entre V_c y V_D debe ser suficiente para absorber los cambios que provengan de: I) variaciones atmosféricas (ráfagas horizontales y penetración del avión en corrientes de chorro); II) errores instrumentales; III) variaciones de fabricación que siempre existen entre aviones del mismo modelo y serie.

e) *Velocidad de maniobra, V_A*

Velocidad máxima de cálculo estructural para desplazamiento máximo de las superficies de control de vuelo, en condición de vuelo recto y nivelado ($n = 1$). No será menor que $V_{si} \cdot (n)^{1/2}$ y puede no ser mayor que el punto de intersección de la curva C, con la línea de maniobra de factor de carga positivo.

7. Fatiga

7.1 Se dice que un material se somete a fatiga cuando se carga de forma alterna y carácter periódico. Cada alternancia de la carga es un *ciclo de fatiga*.

La resistencia de una estructura a la fatiga se mide por el número de ciclos que soporta. Una estructura determinada tiene *equis* ciclos de fatiga.

La fatiga sigue siendo el origen de la mayor parte de las fracturas que se producen en las estructuras aeronáuticas.

Para que se produzca un fallo estructural por fatiga deben darse dos circunstancias: a) que las cargas alternas superen un nivel determinado en cuanto a magnitud del esfuerzo aplicado; b) que se rebase el número de ciclos admisible por el material en cuestión.

En el plano teórico, el número de ciclos que puede soportar una pieza es infinita si los esfuerzos de trabajo están por debajo de un cierto nivel, característico del material y de la pieza en cuestión. Inversamente, a mayor esfuerzo de trabajo es menor número de ciclos que soporta.

IL2 La fatiga puede ser de dos clases: mecánica y térmica.

m) Fatiga mecánica

Se origina fundamentalmente por las vibraciones de las piezas y por las cargas alternativas que soportan en servicio (*p. e.* ciclos de presurización). Más directo es el caso de carga producida por la variación del régimen de revoluciones del motor, tanto de turbina como de émbolo. En estos cambios de régimen hay componentes que se someten a procesos cíclicos de variación de las cargas mecánicas y **por** tanto de fatiga.

k) Fatiga térmica

En nuestro estudio es propia de los motores turborreactores.

La fatiga térmica se debe al calentamiento y enfriamiento repetido que experimentan algunos componentes en servicio, que están sometidos a esfuerzos de tracción y compresión bajo altas temperaturas. Es el caso de los rotores de turbina, y en menor medida del compresor.

El calentamiento y enfriamiento de las piezas conduce a esfuerzos de tracción dentro del material (por la dilatación del calentamiento) y posteriores de compresión (por la contracción del enfriamiento). Dado que estos esfuerzos son de distinto signo producen un ciclo de fatiga en el material.

La fatiga ocasiona fallos del material de carácter repentino, de ahí el control que se ejerce sobre los componentes estructurales del avión sometidos a fatiga. El fallo se inicia mediante la incubación de una grieta en el material, muy pequeña, que se propaga rápidamente al resto de la zona ocasionando la rotura.

8. Materiales

8.1 Los materiales básicos de empleo aeronáutico se clasifican en cuatro grandes grupos:

a) *Aleaciones férricas*, que tienen como elemento fundamental de composición el hierro.

b) *Aleaciones ligeras*, que se clasifican a su vez en tres grupos: Aleaciones ligeras de aluminio

Aleaciones ligeras de titanio

Aleaciones ligeras de magnesio

La denominación de aleaciones ligeras se debe a que el peso específico de estos materiales (peso por unidad de volumen) es considerablemente menor que el de las aleaciones férricas.

c) *Materiales compuestos* ("composites"), que están formados por hilos de materiales de gran resistencia embebidos en una matriz plástica.

Los materiales compuestos son el último grupo de materiales que ha llegado a la industria aeronáutica, con el objetivo de disminuir el peso de los componentes estructurales de las aeronaves mientras que mantienen, e incluso mejoran, la resistencia mecánica.

d) *Materiales auxiliares*, extenso grupo que incluye plásticos, gomas, etc., que se emplean en partes específicas auxiliares de la aeronave.

Cierto grupo de aviones antiguos y de categorías especiales emplean tejidos de lona o sintéticos como elementos de recubrimiento de planos y fuselaje.

Aceros

8.2 El hierro que se obtiene en los altos hornos contiene muchas impurezas y, en particular, contiene un porcentaje apreciable de carbono.

La cantidad de carbono determina las características de la aleación hierro-carbono.

Las aleaciones que tienen un porcentaje alto de carbono son inaplicables en la industria aeronáutica; la fundición, por ejemplo, tiene un 3 por ciento, o más, de **carbono** y es inaplicable por ser frágil y quebradiza.

Del grupo de las aleaciones férreas destacan los aceros. Son aleaciones de hierro **que** tienen hasta un 2% de carbono, como máximo. Esta limitación en el contenido de carbono es responsable de las buenas características mecánicas, de **resistencia**, tenacidad y dureza que tiene este material.

Aunque el término "acero" se aplica hasta contenidos de un 2% de carbono, en realidad estos materiales no se encuentran en aeronáutica con un contenido mayor **al** 0,5 por cien.

El acero, en retirada

El acero perdió hace tiempo su papel protagonista en la aplicación aeronáutica, a pesar de que, como media, ocupa el segundo puesto en la escala de aplicación en la construcción de aviones.

Históricamente, el acero sustituyó a las piezas de madera debido al deterioro de este material por su tendencia a absorber la humedad. La evolución fue simple: allí donde había madera se empleó acero, a la vez que se conservaba el revestimiento de tela. El alemán Junkers fue el primero en diseñar un avión totalmente metálico, en 1915.

La introducción de las aleaciones de aluminio llevó al desuso del acero en muchas posiciones estructurales de la aeronave.

Hoy día la estructura y el revestimiento metálico de la aeronave es de aleación de aluminio, quedando el acero para aquellas zonas donde su empleo es indispensable en la actualidad: herrajes de sujeción de los planos, trenes de aterrizaje (donde pierde terreno en favor del titanio), elementos de fijación (pernos, tornillos, etc.), algunas bancadas de motor y mamparos cortafuegos en los motores. Aún, en estas zonas, se emplean incluso aleaciones ligeras.

Una ventaja notable del acero es su coste en comparación con otros materia-es aeronáuticos. El acero cuesta aproximadamente la sexta parte que las aleaciones de aluminio.

Aleaciones de aluminio Las aleaciones de aluminio que emplea la industria aeronáutica son el resultado de la combinación del aluminio con otros metales: cobre (Cu), manganesio cinc (Zn) y magnesio (Mg).

Las aleaciones de aluminio son ligeras, su peso específico es relativamente baja con gran resistencia mecánica. Estas dos cualidades (poco peso y alta resistencia mecánica) son esenciales desde el punto de vista de la construcción deEl aluminio puro es un material que posee gran resistencia a la corrosión. Sin embargo sus aleaciones no tienen la misma capacidad para resistir los ataques corrosivos. Por esta razón las aleaciones de aluminio se tratan por distintos medios para prevenir su deterioro con el paso de tiempo.

El caso más típico es el alelado. *Alelado* es una aleación de aluminio recubierta con aluminio puro. La resistencia a la corrosión es similar a la del aluminio puro en tanto que se mantenga intacta la película protectora exterior.

8.4 El sistema actual de clasificación de las aleaciones de aluminio es el de cuatro dígitos, de acuerdo con la Tabla siguiente y que incluimos aquí para referencia.

- 1XXX Aluminio de 99 por cien de pureza, o más.
- 2XXX Aleación de aluminio de cobre
- 3XXX Aleación de aluminio de manganeso
- 4XXX Aleación de aluminio de silicio
- 5XXX Aleación de aluminio de magnesio
- 6XXX Aleación de aluminio de magnesio-silicio
- 7XXX Aleación de aluminio de cinc
- 8XXX Aleación de aluminio de elementos varios

Al grupo que empieza con el dígito 2 pertenecen los famosos duraluminios, que por mucho tiempo han identificado a las propias aleaciones ligeras cuando en realidad el dural es una aleación más de la familia. De hecho el duraluminio es un nombre comercial que terminó por identificar no sólo a este grupo sino al resto de las aleaciones de aluminio. Hoy día este concepto está superado.

La aleación más importante del grupo es la 2024, hasta el punto de que se puede afirmar que no hay avión comercial que no tengan algún componente fabricado con esta aleación.

La aleación 2024 puede ir además placada, proceso ya mencionado, según el cual se deposita en la superficie del material una capa de aluminio puro que actúa como barrera frente a la corrosión.

Las hélices se suelen fabricar con la aleación 2025, un grupo similar.

8.5 Del grupo de las aleaciones de cinc destaca la aleación 7075, un auténtico estándar en la industria aeronáutica para piezas de alta resistencia mecánica.

Largueros, cuadernas y demás componentes estructurales de alta resistencia se fabrican con esta aleación.

No obstante, a partir de 1995, las nuevas generaciones de aviones se fabrican con variantes, las aleaciones 7050 y 7150. Son materiales recientes, que conjugan las excelentes características de la 7075 y presentan mejor resistencia a los procesos de corrosión interna del material. Las aleaciones de la serie 7000 son las que tienen mayor resistencia en el campo de las aleaciones de aluminio.

8.6 Las aleaciones de aluminio se someten a diversos tratamientos térmicos con el fin de conseguir estructuras internas del material con mejores características de resistencia mecánica. Los tratamientos térmicos son procesos controlados de calentamiento y enfriamiento del material en hornos especiales, con objeto de alcanzar la estructura interna deseada en el material

8.7 Como ejemplo de tratamiento térmico citamos el proceso de bonificado, uno de los más importantes en las aleaciones de aluminio.

El bonificado se lleva a cabo en dos fases: calentamiento del material a una temperatura elevada, de tal modo que haya una disolución completa del metal de adición en el aluminio. Esta fase se llama técnicamente tratamiento de solubilización y se efectúa en hornos especiales a una temperatura entre 430 °C y 550 °C.

La segunda fase del bonificado es el enfriamiento rápido, que da lugar al llamado temple de disolución. El enfriamiento brusco permite que el material resultante tenga conformabilidad muy notable, de manera que se puede trabajar y mecanizar con facilidad y sin ningún problema. Esta característica es temporal porque permanece durante unas dos horas (depende del tipo de aleación). Pasado ese tiempo se hace muy difícil y es desaconsejable trabajo en frío de la aleación porque se pueden propiciar toda suerte de grietas durante su manipulación mecánica. El material así tratado adquiere excelentes características de resistencia mecánica.

Aleaciones de titanio

El titanio es un mineral muy abundante en la corteza terrestre. Desde el punto de vista estructural el titanio se encuentra a medio camino entre las aleaciones aluminio y el acero. El titanio es relativamente ligero, dúctil, y posee resistencia a la corrosión a temperaturas moderadas. Sin embargo a temperaturas elevadas experimenta serios problemas de corrosión.

La aplicabilidad de las aleaciones de titanio en el campo aeronáutico es un **compromiso** que depende del siguiente cuadro de características:

- a) El precio de las aleaciones de titanio es elevado, cuesta unas ocho veces más que las de aluminio; por tanto se emplea cuando no existe un material sustituto de aplicación.
- b) El mecanizado y conformado del titanio es difícil.

El sustituto del titanio en reparaciones estructurales, o es el propio material o debe ser un acero.

Nótese, pues, que estamos en presencia de un material muy especializado.

Aleaciones de magnesio

► El magnesio es el metal de aplicación estructural más ligero que se conoce. vez y media menos que el aluminio, o sea, cuatro veces menos que el acero, características de resistencia mecánica/peso son excelentes

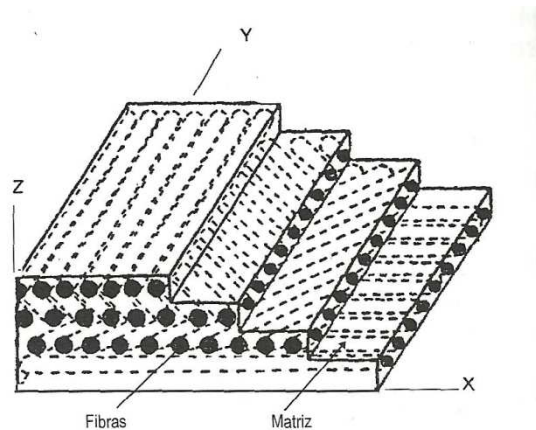


Fig. 1.12 Sección de material compuesto, formado por fibras de alta resistencia mecánica embebidas en una matriz de naturaleza plástica o metálica.

Desde el punto de vista de la construcción de aviones destaca su fácil conformabilidad. Es el metal más fácil de trabajar que se emplea en la industria aeronáutica, de manera que se pueden aplicar en él todos los procesos típicos de mecanizado y trabajo de un taller.

Las aleaciones de magnesio fundidas y moldeadas se emplean en sitios concretos del avión: por ejemplo, en cárteres de los accesorios. Se empleó en ruedas, pero siempre hay que contar con el peligro de su inflamabilidad, y por esta razón desapareció del tren de aterrizaje.

Materiales compuestos ("Composites")

8.10 Los materiales compuestos están constituidos por dos elementos estructurales: fibras y material aglomerante. Las fibras son hilos de materiales que poseen muy alta resistencia mecánica, como el carbono o boro. Los hilos están embebidos y entretejidos en una matriz que sirve de aglomerante, de soporte. La matriz es de naturaleza plástica, aunque en aplicaciones para servicio a alta temperatura puede ser de naturaleza metálica.

Los materiales compuestos no son absolutamente nuevos si se consideran desde el punto de vista estructural. La madera, que fue un material aeronáutico de primer orden, tiene dos elementos estructurales, uno blando y otro duro. Durante la primavera el árbol crece muy aprisa y produce madera blanda. En verano el crecimiento es lento y se produce un anillo de madera muy dura. La Naturaleza proporciona un ejemplo excelente de un material resistente, el anillo de verano, que está embebido en un material poco resistente y que actúa de relleno.

8.11 Como hemos dicho hay dos tipos de material estructural en los compuestos:

- Fibras de alta resistencia mecánica
- Matriz, que es el aglomerante o material de relleno.

La Fig. 1.12 muestra la estructura del material compuesto constituida por capas pegadas. En el caso de la ilustración está formada por cuatro capas. En cada capa hay

mezclados hilos de fibra y tejido aglomerante. Cada capa o lámina se puede orientar en la dirección más conveniente a los efectos de trabajo de la pieza de material compuesto. Esta circunstancia es importante ya que la orientación de los hilos en la capa determina la resistencia mecánica que tiene la pieza según dicha orientación. Así, el material puede tener gran resistencia mecánica cuando se carga en la dirección de los hilos, y sin embargo escasa en la dirección perpendicular.

En la práctica, la dirección que siguen los hilos viene impuesta por los esfuerzos principales a que está sometido cada elemento estructural en servicio.

Las propiedades mecánicas de los materiales compuestos se comparan favorablemente respecto a las aleaciones de aluminio. El mayor inconveniente es su **baja** resistencia a los choques e impactos. Son materiales frágiles. Las fibras más utilizadas en aviación son las de carbono y boro. En conjuntos que no requieren muy alta resistencia mecánica se emplean las fibras de vidrio y Kevlar.

Como materiales de relleno se emplean diversos plásticos: resinas epoxi y fenólicas, poliésteres, etc. Incluso rellenos de materiales metálicos, aunque esta aplicación es propia de estructuras que deben soportar altas temperaturas de servicio, como en componentes para turborreactores y naves espaciales.

Las resinas epoxi son de las más empleadas para conjuntos estructurales aeronáuticos por su buena características de adhesión a las fibras, no así para interiores de cabina porque se queman originando grandes humos.

8.12 La aplicación estructural de los materiales compuestos estuvo circunscrito al principio de los años ochenta a estructuras secundarias de la aeronave.

Hoy día, como muestra la Fig. 1.13, hay aviones con el empenaje de cola fabricado totalmente en materiales compuestos.

No obstante, si se valora en relación con el peso estructural, la aplicación actual de los materiales compuestos en el avión representa tan sólo el 25% del total estructural. Esto es así porque el fuselaje y el ala representan aproximadamente el 75% del citado peso, y éstas son zonas de responsabilidad estructural **primaria** vedadas de momento a los materiales compuestos.

8.13 Se llama construcción en *sandwich* la estructura de material compuesto está formada por dos láminas pegadas a un núcleo interior y separadas

El núcleo puede tener forma geométrica precisa, o bien ser un relleno de material más o menos rígido en forma de esponja (ver Fig. 1.14). El primer **tipo**, con núcleo de forma alveolar, es la construcción más usada en aviación comercial para paneles de pisos y superficies de control de vuelo.

Las dos láminas que se pegan al núcleo pueden estar hechas de cualquier material normalmente en aviación son de aluminio, fibra de vidrio o de carbono. La más utilizada en aviación tiene la forma de "panal de abeja", hechas celdillas de aluminio o de resinas fenólicas.

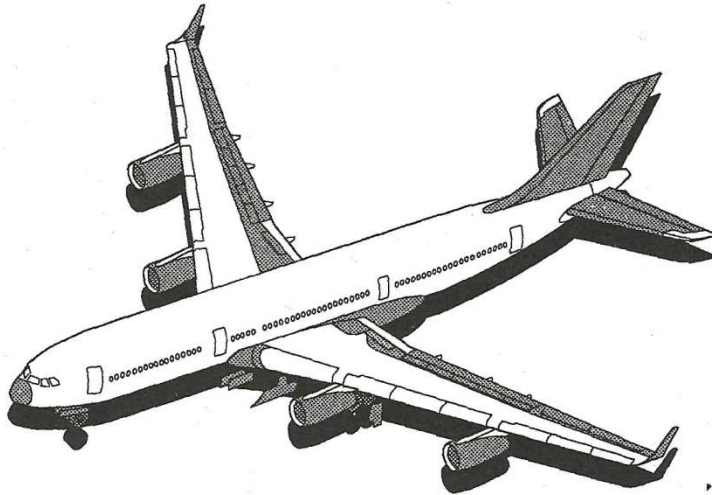


Fig. 1.13 Aplicación de materiales compuestos en el avión Airbus A340 (zonas sombreadas). Observe que el empenaje de cola está fabricado en fibra de carbono.

También, como hemos dicho, el núcleo puede ser una esponja de material situada entre las dos placas, construcción muy usual en aviación amateur. Las placas del *sandwich* soportan parte de las cargas que impone la flexión de la estructura en vuelo (la carga de compresión y de tracción) mientras que el núcleo

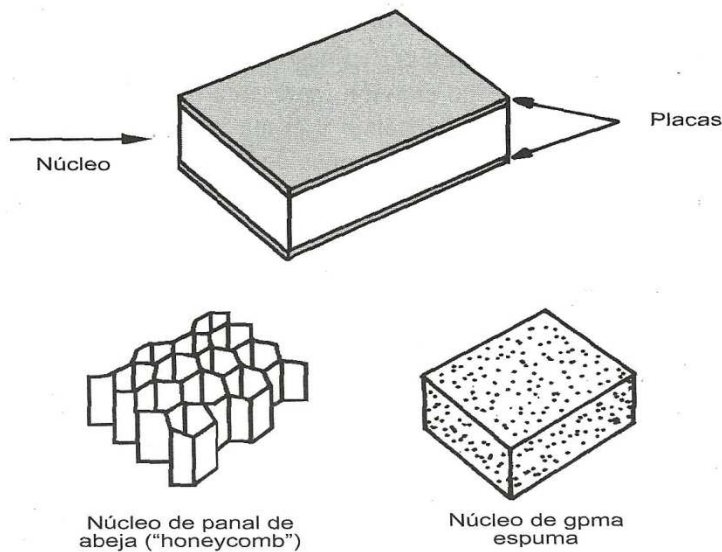


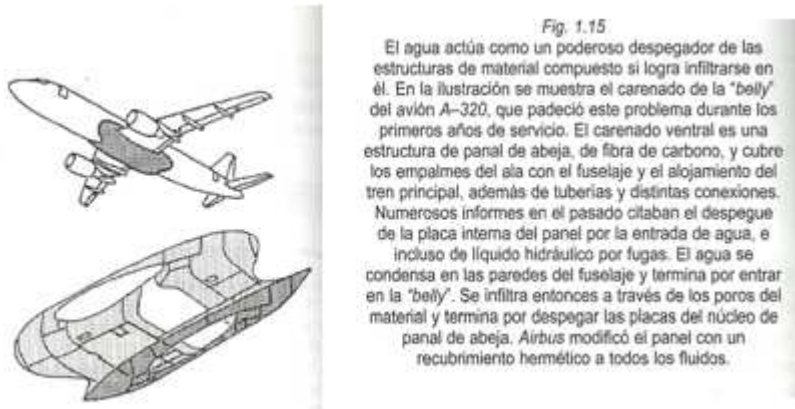
Fig. 1.14 Construcción en sandwich: la estructura de material compuesto está formada por dos láminas pegadas a un núcleo interior.

El problema de aplicación aeronáutica de los materiales compuestos es su fragilidad también su escasa resistencia al impacto.

La relación con la fragilidad sabemos que los metales y sus aleaciones se deforman cuando se someten a esfuerzos, deformación que está presente antes de llegar a un punto de fractura. Se dice por ello que los metales y sus aleaciones tienen gran ductilidad. En los compuestos no sucede esto. La plasticidad de los materiales compuestos es escasa o nula, de modo que el fallo por rotura puede sobrevenir sin previo signo de noción estructural. Es el gran inconveniente que presenta este material para aplicara estructuras aeronáuticas de responsabilidad primaria.

problema, sin duda de importancia operacional, se refiere a las condiciones de ser-de estos materiales, en particular las reparaciones de los conjuntos cuando sufren un desperfecto. Los procedimientos de reparación son más complicados y requieren más que los que se emplean con piezas fabricadas en aleación metálica. Los daños estructurales que sufren estos materiales en servicio provienen de:

Daños accidentales producidos en rampa o hangar por choques con escaleras, vehículos de operaciones de mantenimiento, etc. n colisión del avión con el rayo, impactos de granizo, etc.



En relación con la colisión del avión con el rayo, si los daños se producen en las zonas con número de clasificación 3 (ver Capítulo 40, apartado 7) es probable que la reparación tenga que realizarse con el asesoramiento del fabricante del avión, e incluso por él mismo, lo que supone dejar el avión en tierra un tiempo valioso. La zona 3 de colisión comprende todas las superficies del avión que, por diseño, tienen menor protección frente al impacto del rayo. Son zonas que se han considerado de bajo riesgo potencial de anclaje del canal de descarga del rayo.

8.16 Los daños estructurales que sufren los conjuntos fabricados en material compuesto se clasifican en tres grupos:

a) *Daños mayores*

Son desperfectos que afectan a la transmisión y capacidad del miembro estructural para soportar la carga de trabajo. Necesitan ser reparados de forma inmediata. Normalmente, el avión que sufre estos desperfectos es reparado provisionalmente en rampa, con elementos o secciones metálicas, de tal modo que puede efectuar un vuelo *Ferry* (de traslado) al centro de mantenimiento mayor de la compañía.

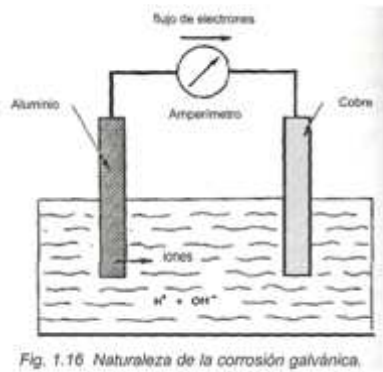
b) *Daños menores*

Los elementos que sufren estos daños pueden seguir soportando las cargas de trabajo, pero se precisa la reparación dentro de un cierto número de horas de vuelo o período de tiempo.

Sin embargo, sí se aplican de forma inmediata son medidas para impedir la propagación de los desperfectos. Es fundamental mantener la zona dañada hermética a la entrada de agua.

El agua actúa como un poderoso deslaminador de las capas de tejido del material compuesto (ver a estos efectos la Fig. 1.15).

CORROSIÓN EN ESTRUCTURAS AERONÁVICAS



Tipos de corrosión

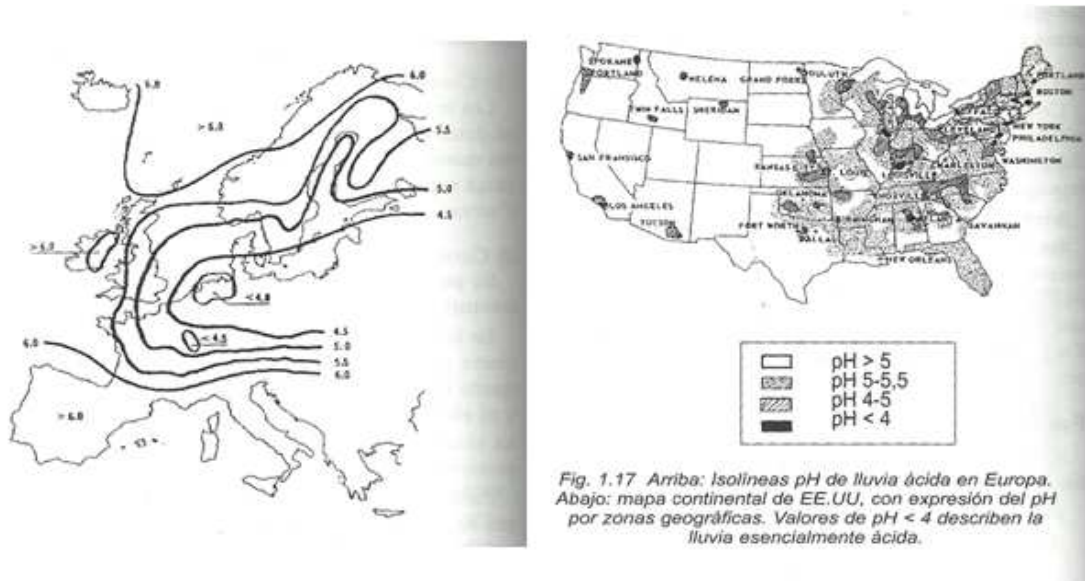
9.2 La corrosión que el operador aeronáutico encuentra a diario es la corrosión electroquímica, llamada también corrosión galvánica. Puede ocurrir cuando dos metales se encuentran en contacto en presencia de un electrolito (humedad, agua, etc.).

La naturaleza de la corrosión galvánica se ilustra en la Fig. 1.16. Dos metales diferentes, en este caso aluminio y cobre, están inmersos en agua y conectados mediante un hilo metálico. En esta condición se observa paso de cargas positivas (iones) del aluminio al agua, según indica la flecha.

A la vez, las partículas negativas, descompensadas por la pérdida de cargas eléctricas positivas, circulan por el hilo hasta la placa de cobre. Hay, pues, un flujo de electrones. La aguja del amperímetro conectado en el circuito detecta el paso de corriente. Como resultado de estos procesos el aluminio se corroe y se disuelve en la solución acuosa, mientras que el cobre permanece prácticamente inalterado.

b) Corrosión intergranular

Es un tipo de corrosión muy especializada y de responsabilidad primaria del fabricante de la aeronave.



a) La selección del material que se emplea en la construcción y reparación del avión. La selección debe asegurar la compatibilidad entre materiales. Por ejemplo, es muy frecuen* en la industria aeronáutica el contacto entre el acero y las aleaciones ligeras (pernos de acero en estructuras de aluminio, abrazaderas, discos de frenos, etc.). Todos estos contacta debe impedirse por interposición

de juntas o tratamientos químicos para formar una película protectora interpuesta.

b) El tratamiento térmico del material introduce factores de corrosión que debe controlar el fabricante de la aeronave, tanto en las piezas originales como en los repuestos.

c) Ya hemos hecho mención de la corrosión por contacto. Los pernos y tornillos estructurales se cadmian, esto es, llevan una película exterior de cadmio cuando existen problemas potenciales de corrosión por contacto.

d) Servicio a alta temperatura. Es un hecho conocido que las piezas sometidas a alta temperatura se oxidan y corroen con mayor facilidad. La temperatura aumenta siempre la velocidad de las reacciones químicas.

e) Las corrientes eléctricas que produce un equipo eléctrico de a bordo, mal aislado, puede originar la corrosión galvánica de las zonas contiguas al equipo.

f) Las chispas producen ácido nítrico si hay humedad en el ambiente, de aquí que los espacios eléctricos confinados deben airearse convenientemente y mantener estas lumbreras abiertas.

Factores ambientales y operacionales

a) Las rutas de las aeronaves y sus estacionamientos en zonas próximas al mar o en ambientes

Estructuras "Safe Ufe". "Fail safe" y tolerantes al daño

El cálculo y diseño de las estructuras aeronáuticas ha evolucionado, en su época moderna, en torno a los principios "Safe life" (duración de vida segura) y "Fail safe" (protección en caso de fallo), si bien con la tercera generación de aviones comerciales (Boeing 777, 737 modelos -600 y siguientes, y últimos aviones Airbus) se ha puesto el

énfasis en la tolerancia de la estructura a la presencia de grietas en el material, y sobre todo a mejorar las características de los materiales frente a la corrosión. Ciertos aspectos históricos del desarrollo aeronáutico favorecen la comprensión de esta evolución.

a) Primera generación de aviones comerciales

Los cambios en la filosofía de diseño de la estructura del avión se iniciaron poco después de la II Guerra Mundial, con los proyectos de aviones comerciales cuya vida de servicio se extendía, entonces, por unos diez años. De esta época, precisamente, datan las primeras aleaciones de aluminio de alto contenido de zinc, de gran resistencia mecánica.

Los proyectistas de aviones encontraron en estas aleaciones un material idóneo para disminuir el peso de los componentes estructurales. Desgraciadamente, las aleaciones eran muy sensibles a la fatiga y al incubamiento y progresión de grietas en el material, hasta el punto de que la historia de la aviación registró varios desastres aéreos por fallo de las estructuras fabricadas con este material. A partir de estos accidentes se desarrollaron dos filosofías de diseño de la estructura del avión, distintas y rivales: la filosofía "Safe life" y la conocida como "Fail safe". Ambas tienen en común una misma premisa: el fallo final de la estructura del avión es inevitable, pero difieren notablemente en los medios que previenen de esta situación.

El principio "Safe life" se centra en el estudio de las cargas y de su variación cíclica sobre la estructura. Las cargas impuestas se comparan con las características de resistencia a la fatiga del material, conforme a los ensayos realizados. Se obtiene entonces un punto crítico a partir del cual el elemento estructural en cuestión "es inseguro", por alcanzar el número tolerable de ciclos de esfuerzos de fatiga. En este punto procede su sustitución por otro nuevo, sea cual fuere su estado o condición. La estructura "Safe life" significa, en la práctica, que se ha diseñado para soportar las cargas durante la vida de servicio del elemento en cuestión sin la aparición de grietas. No todo fue bien con esta filosofía de proyectar la estructura, y de hecho varios accidentes posteriores revelaron que

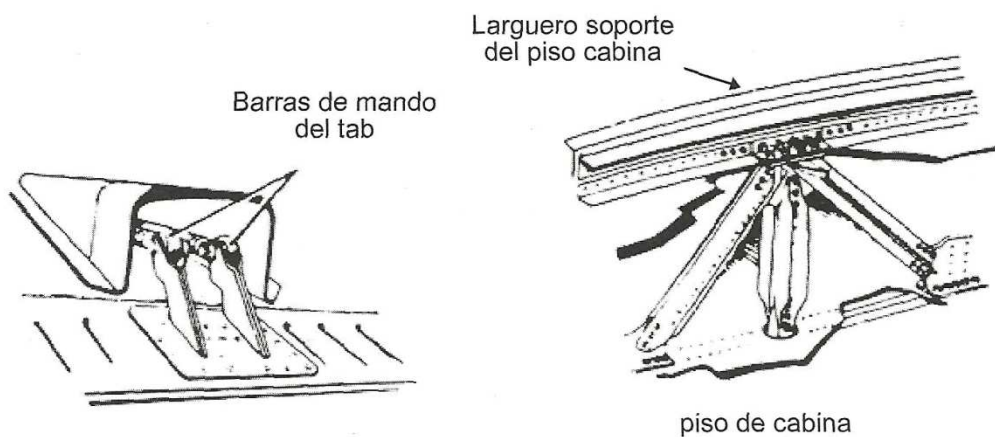


Fig. 1.19 Aplicaciones del principio "fail safe".

c) Un paso más, se supone la existencia de un fallo o fallos adicionales durante el mismo vuelo, tanto si son detectables a bordo o bien permanecen latentes.

En todos los casos se aplica el mismo criterio anterior en cuanto a mantenimiento de una condición mínima de aeronavegabilidad.

En la práctica, la estructura "Fail safe" se consigue de formas diversas, normalmente combinadas, como se indica a continuación.

1. Presencia de componentes estructurales "inactivos" (*standby*). Estos componentes se cargan cuando se produce el fallo de la estructura primaria; por ejemplo, cristales del parabrisas con doble laminado.
2. Se admite también que el componente "inactivo" puede soportar o transmitir algo de carga en condiciones normales de servicio, aunque la parte fundamental de la transmisión o soporte corresponde al miembro estructural primario.
3. Trayectorias múltiples de carga. Término que se aplica a las estructuras redundantes, en las cuales el fallo de elementos individuales no impide la transmisión de las cargas porque se distribuyen uniformemente entre otros componentes estructurales. Es situación opuesta a la trayectoria simple de carga, que se aplica al componente estructural que distribuye o soporta íntegramente la carga. Por tanto, el fallo de este componente origina la incapacidad estructural del mismo para transmitir las cargas aplicadas. La Fig. 1.19 (gráfico de la derecha) muestra el triple camino de transmisión de carga entre un larguero de soporte y el piso de un compartimento de avión. Aunque se produzca el fallo de una de las vías de transmisión de la carga permanecen las otras dos como medio de soporte. También está representada, a la izquierda, la doble trayectoria de carga del sistema actuador de barras de mando de un tab.

b) Segunda generación de aviones comerciales

Con la llegada de la segunda generación de aviones comerciales (747-400, 757, 767, etcétera), entre 40.000 y 50.000 ciclos de vida de servicio, se mantuvieron las características de seguridad del principio "Fail safe", pero se introdujo una variante importante respecto a la primera generación de reactores: la tolerancia al daño. Decimos que la estructura del avión es tolerante al daño cuando se ha determinado que puede soportar sin fallo o deformación estructural excesiva la presencia de daños importantes (grietas, por ejemplo) de fatiga de material, o debidos a corrosión, hasta el momento que los daños son detectados en las inspecciones.

¿Cómo se consigue en la práctica esta estructura?

No es posible entrar en detalles aquí de la tecnología de fractura de materiales, pero piense el lector en estructuras fabricadas con materiales con velocidad lenta de propagación de las grietas, donde persiste suficiente resistencia mecánica residual en la pieza agrietada, o bien en zonas de concentración de esfuerzos que van reforzadas con suplementos de material de gran tenacidad; considérense también formas de limitar daños concurrentes (grietas pequeñas cuyas trayectorias terminan por unirse para formar una grieta de vía amplia), etcétera.

Los aviones de la segunda generación con estructuras tolerantes al daño vuelan con seguridad y poseen suficiente resistencia mecánica para el nivel definido de daños. Es esencial el programa de inspecciones que concede suficientes oportunidades para detectar el daño antes que su progresión llegue a valores críticos.

c) Tercera generación de aviones comerciales

¿Qué sucede hoy con el *Boeing 777*, *Airbus A-330/340*, modelos del *737-600* en adelante? Constituyen la tercera generación de reactores comerciales y mantienen la seguridad estructural de la primera y segunda generación, pero con una variante, se abre

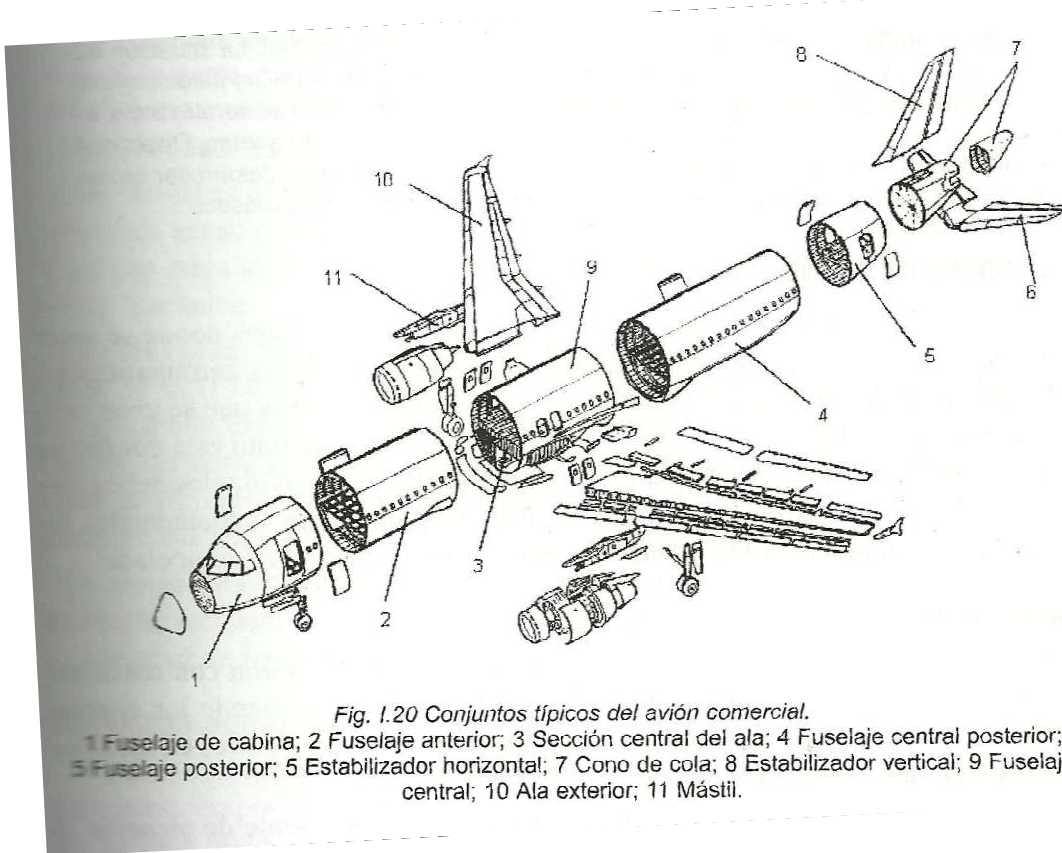


Fig. 1.20 Conjuntos típicos del avión comercial.
1 Fuselaje de cabina; 2 Fuselaje anterior; 3 Sección central del ala; 4 Fuselaje central posterior;
5 Fuselaje posterior; 5 Estabilizador horizontal; 7 Cono de cola; 8 Estabilizador vertical; 9 Fuselaje central; 10 Ala exterior; 11 Mástil.



Sección de fuselaje de Airbus A-340-500-600 (Cortesía de Airbus Industries)

un frente contra la corrosión, en sus vertientes de prevención y control. La situación actual se contempla en la Fig. 1.19(a). Muestra de forma cualitativa que las aleaciones de aluminio actuales mejoran las convencionales (2024-T3, etc.), en Límite elástico y tenacidad del material para soportar la carga cuando hay presencia de grietas. Obsérvese que la aplicación de las nuevas aleaciones de aluminio ha permitido desarrollar estructuras de aviones más ligeras y tolerantes al daño, con amplio Límite elástico.

10. Uniones de elementos estructurales

10.1 Se llaman uniones estructurales del avión los puntos o zonas donde se unen dos o más conjuntos. La presencia de uniones en las estructuras aeronáuticas es inevitable ya que los aviones se fabrican en multitud de conjuntos que se unen más tarde en el montaje final (ver la Fig. 1.20). Además, cada conjunto está constituido por un sin fin de subconjuntos. Por tanto, los conjuntos individuales deben ensamblarse de alguna forma en el montaje final. Hay dos tipos fundamentales de uniones que se emplean en las estructuras aeronáuticas: mecánica y encolada.

Unión mecánica

La unión mecánica se efectúa con remaches y tornillos. La unión con remaches se emplea en estructuras permanentes y la unión con tornillos cuando los conjuntos o los elementos deben ser desmontables. Las formas, tipos y clases de estos sujetadores son muy variadas.

Los remaches son pasadores cilindricos metálicos, normalmente de aleación de Aluminio. Mantienen unidas dos chapas o piezas de material por medio de dos cabezas que actúan como cierres. Una de las cabezas del remache viene de fábrica y la otra se forma durante el proceso de remachado, mediante el recalado y deformación del material del cuerpo o espiga del remache. Los remaches que se emplean en aeronáutica se sitúan dentro de dos grandes grupos: remaches sólidos y remaches especiales.

Dentro de los remaches sólidos, es muy usado el tipo de cabeza avellanada. Tiene la particularidad de que una vez instalado no sobresale del revestimiento metálico, esto es, queda al ras con el revestimiento del avión; por tanto, la suavi-

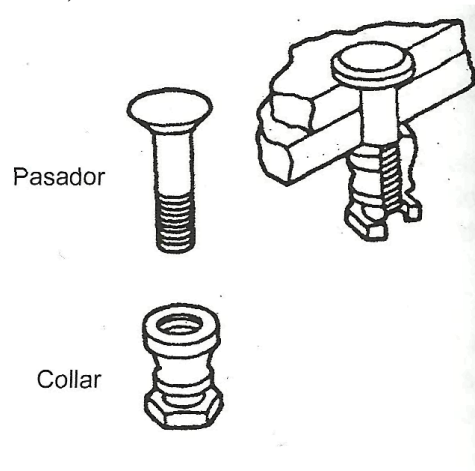


Fig. 1.21 Remaches especial de dos piezas "Hi-Lok". Es uno de los más usados en el ensamblaje de estructuras aeronáuticas

/.Pintados o pulidos?

Los aviones se entregan pintados a las compañías, los más, otros con la superficie pulida, y también con partes pintadas y otras pulidas.

En realidad es que no hay una preferencia técnica o económica de relieve por y otra solución, o la intermedia. Un avión pintado pesa más que otro con la superficie metálica pulida, en la que se pintan únicamente las marcas e insignia de la compañía. Por

ejemplo, un *Boeing 747-400* pesa unos 225 kilogramos más pintare pulido, una cifra que a lo largo de cada ciclo económico del avión supone ahorro sensible de combustible. Para un avión tipo 737 la diferencia puede ser de unos 55 kilogramos.

Sin embargo, la economía de combustible que representa la opción de avión pulido se compensa, a veces con creces, con los costes incrementados de mantenimiento que precisa el avión pulido. Es una superficie que necesita lavarse con más frecuencia que la pintada, para eliminar los productos contaminantes adheridos en ella. También debe pulirse de nuevo con cierta regularidad.

Así las cosas, las compañías definen el acabado final del avión por razones de *marketing* e incluso por consideraciones medioambientales.

En el primer caso, hay quien piensa que la imagen de su compañía se refuerza con un esquema total de pintura, llegando a emplear hasta 15 colores distintos. Otros creen que esta imagen se representa mejor con un avión pulido, reduciendo la pintura a las insignias de la compañía y las superficies de material compuesto. (Nota: todas las superficies de material compuesto del avión van pintadas, inclusive en los esquemas de aviones con acabado pulido; esto es así para prevenir la erosión del material y la entrada de humedad en el interior).

También los factores medio-ambientales tienen su peso en la selección del acabado del avión. Numerosas leyes en distintos países industrializados prohíben la emisión de compuestos volátiles a la atmósfera. Los procesos de pintura emiten considerables cantidades de estas sustancias de manera que las instalaciones donde se realizan estos trabajos deben contar con equipos apropiados para impedir la emisión de estas sustancias, principalmente cromo y cadmio. En vista de que el avión comercial, como media, se repinta cada cuatro o cinco años, la consideración ambiental puede ganar peso en el futuro.

