

Fig. 34.24 Sistema de control mecánico y modo de accionamiento hidráulico.
 Detalles: 1 Válvula compensadora de presión hidráulica; 2 Válvula de aislamiento (electroimán);
 3 Válvulas antirretorno de orificio; 4 Martinetes hidráulicos montados en 'push-pull'.

Cuando las ruedas alcanzan la posición de giro seleccionada con el volante, el mecanismo diferencial coloca de nuevo la válvula medidora en posición neutra.

La válvula compensadora de presión (1) tiene la función de mantener la presión cuando el sistema está en neutra. Su función es muy parecida al acumulador hidráulico (ver Capítulo 33). De este modo, si las ruedas encuentran algún obstáculo que varía ligeramente la dirección, y por tanto la posición de los martinetes de dirección, la presión positiva que ejerce la válvula compensadora impide que se produzca cavitación (falta de líquido) en alguno de los martinetes.

La válvula de aislamiento (2) es una válvula de solenoide que se activa con el interruptor de control de dirección. Una vez activada comunica las líneas de fluido hidráulico de los dos martinetes, permitiendo el remolcado del avión.

Diferencial de la rueda de proa

5.9 El sistema diferencial de dirección de la rueda de proa tiene la función de situar en posición neutra la válvula medidora del martinete hidráulico, una vez que se ha obtenido el movimiento de giro mandado por el piloto.

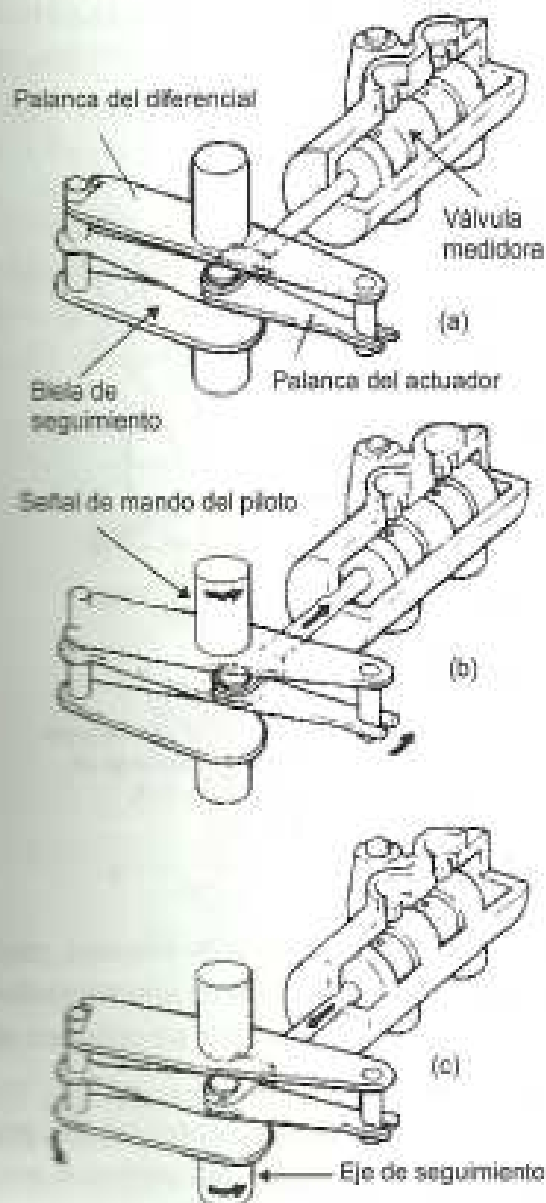


Fig. 34.25 Diferencial de la dirección de la rueda de proa

La Fig. 34.25 muestra el sistema diferencial típico.

Está constituido por dos ejes en prolongación, uno conectado al volante de dirección de mando y otro al mecanismo de giro de la rueda. En (b) el piloto ha introducido una señal de mando de dirección de la rueda de proa que se transmite a la palanca del diferencial, y a través de ella a la palanca de la válvula medidora de presión hidráulica. La palanca desplaza la válvula y ésta envía presión hidráulica en la dirección adecuada al martinete de giro de las ruedas de proa. Cuando cesa el giro de orientación de la rueda, la biela de seguimiento del diferencial ha recibido, a través del eje de seguimiento, un movimiento igual y contrario. Este movimiento se transmite a la válvula medidora para situarla de nuevo en posición neutra.

Bamboleo ("Shimmy")

5.10 El bamboleo ("shimmy") es la oscilación lateral de la rueda de proa (o de cola), alrededor de su eje de orientación.

Bien entendido, la oscilación puede ocurrir asimismo en la/s rueda/s

del tren principal, aunque normalmente el problema reside en el tren de proa o cola.

Se han descrito casos donde la oscilación de la rueda ha sido tan violenta que ha provocado la rotura de la pata del tren.

El bamboleo se achaca a la falta de equilibrio de la rueda. Sin embargo, la realidad es que estamos en presencia de un fenómeno dinámico muy complejo en el que la distribución irregular de masas en la rueda es un factor contributivo más del proceso global. De hecho, hay bamboleo que no puede atribuirse a la rueda sino a un defecto de rigidez de la pata del tren, en concreto de rigidez frente a las cargas de torsión.

El bamboleo se explica de la siguiente forma física. Cuando la rueda se desvía un cierto ángulo del plano de simetría del avión, en su movimiento de avance, el neumático genera fuerzas de rozamiento con el suelo que tienden a enderezar la rueda. Sin embargo, hay ocasiones donde la oscilación de la rueda, en su proceso de enderezamiento, sobrepasa la posición de simetría, hacia el otro lado. La rueda entra entonces en una oscilación más o menos acusada, con vibración en la proa que a veces es sentida en todo el avión.

El bamboleo se limita o evita con una o más de las siguientes técnicas:

- Recanteo y/o talón del eje de la pata (Fig. 34.26) en un ángulo $X-X$ de hasta 7° (Nota: el recanteo del gráfico está muy exagerado, para mayor claridad.). Esta opción asegura que la intersección del eje de la pata con la superficie del terreno esté por delante del eje de la rueda. El talón t de la rueda es una magnitud de gran importancia en la eliminación del “shimmy”¹
- Ruedas gemelas en proa. Es uno de los procedimientos más eficaces para amortiguar el “shimmy”. En sentido conceptual son auténticos amortiguadores del bamboleo (ver más adelante). Se ha comprobado que amortiguan el bamboleo incluso con una de ellas sin presión.
- Amortiguadores de bamboleo hidráulicos (*anti-shimmy*), constituidos por mecanismos que tienen cámaras hidráulicas comunicadas por orificios res-

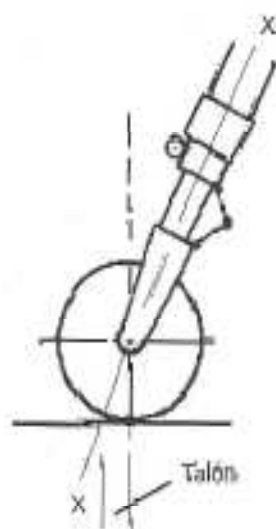


Fig. 34.26 Ejemplo de pata de proa recantada un ángulo $X-X$.

¹ Para información, combinación de ángulos de recanteo y talón en ruedas de proa de algunos aviones, primero se indica la inclinación de la pata y después el talón en centímetros: Boeing 727: $0^\circ - 7,6$ cm; Boeing 737: $5^\circ - 5$ cm; Boeing 747: $0^\circ - 12,7$ cm; Dash7: $3^\circ - 1,3$ cm; DC9: $8^\circ - 0$ cm; L1011: $0^\circ - 7,5$ cm.

trictores que amortiguan las oscilaciones de la rueda. Información adicional especializada sobre estos mecanismos se encuentra en el párrafo siguiente. La actuación de los orificios en sistemas hidráulicos se estudiaron en el Capítulo 33, 5.1.2.

Amortiguadores de bamboleo

5.10 Los amortiguadores de bamboleo se clasifican en dos grupos.

a) Amortiguador en el sistema de dirección

Es el caso de la Fig. 34.24, ya comentado. Observe la posición de las válvulas anrirretorno de orificio (3) en el sistema de dirección, situadas en cada línea de los martinetes hidráulicos de orientación de la rueda. Si la rueda oscila, el líquido hidráulico del martinete del lado de la oscilación es impulsado por su émbolo y se desplaza aguas arriba. No obstante, sólo un pequeño caudal de líquido puede pasar a través del orificio de la válvula. Es el efecto amortiguador del bamboleo.

b) Amortiguador externo

Otras veces el amortiguador es independiente del propio sistema de dirección, como sucede en la mayoría de los aviones ligeros (ver la Fig. 34.26a). Hay dos tipos en uso: amortiguador de paletas giratorias y tipo lineal.

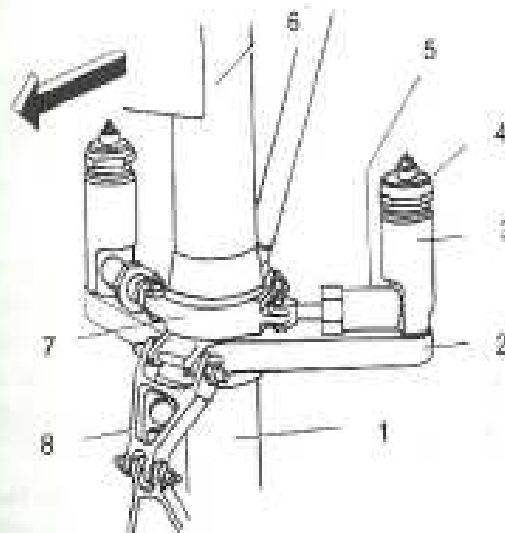


Fig. 34.26a

Amortiguador de bamboleo de dos pistones, típico en aviación general. La amortiguación de bamboleo se produce en los orificios restrictores de los cilindros hidráulicos (5).

Detalles: 1 Amortiguador; 2 Soporte del conjunto amortiguador de bamboleo; 3 Depósito de líquido hidráulico; 4 Caperuza del depósito hidráulico; 5 Cilindro (martinete) hidráulico; 6 Pata estacionaria del conjunto del amortiguador; 7 Collar; 8 Articulaciones de torsión (compás).

El amortiguador de paletas giratorias (Fig. 34.26b) es un recinto hidráulico con cuatro cámaras, comunicadas dos a dos. Las cámaras A están comunicadas por medio del orificio restrictor H. El sistema tiene dos paletas fijas D y dos móviles F.

El juego de paletas móviles está unido a una orejeta del eje de la pata de proa E, que participa del movimiento de giro de la rueda.

Supongamos que el juego de paletas móviles F recibe un movimiento de giro casi instantáneo, consecuencia de la oscilación de la rueda. Supongamos que es en sentido dextrógiro. El desplazamiento de las paletas móviles disminuye el volumen de las cámaras B, de manera que el líquido hidráulico tiende a pasar a las cámaras A. El orificio H restringe la cantidad de líquido que puede pasar, amortiguando la oscilación.

El amortiguador lineal consta de uno (o dos pistones) que se desplaza longitudinalmente en un cilindro hidráulico. Nos referimos aquí, por sencillez, al amortiguador de un pistón. La Fig. 34.26c muestra el esquema del amortiguador lineal, de un pistón. El principio de funcionamiento es similar. Cuando la rueda oscila en uno u otro sentido también se desplaza el pistón en el cilindro. El depósito de líquido hidráulico se comunica con ambos lados del pistón por medio de orificios (V), que son en realidad válvulas antirretorno de orificio. Esto indica que el líquido hidráulico puede pasar libremente desde el depósito a las dos cámaras del cilindro, pero en sentido contrario el orificio de la válvula restringe la cantidad de líquido que puede pasar desde cualquier cámara al depósito.

Si, por ejemplo, la rueda experimenta una oscilación a la izquierda, el pistón del cilindro se desplaza también a la izquierda (visto el gráfico desde atrás). Cierta cantidad de fluido pasa libremente desde el depósito a la cámara derecha, a través de la válvula V de la parte derecha del gráfico. Sin embargo, el paso de líquido desde la cámara izquierda al depósito está limitado por el otro orificio de la válvula. La resistencia que ofrece el orificio al paso del líquido hidráulico amortigua la oscilación.

El paso libre de fluido desde el depósito a cualquiera de las cámaras del pistón se hace con el fin de evitar la presencia de aire en su interior. La acción de amortiguación sería poco eficiente si existe aire debido, a su compresibilidad.

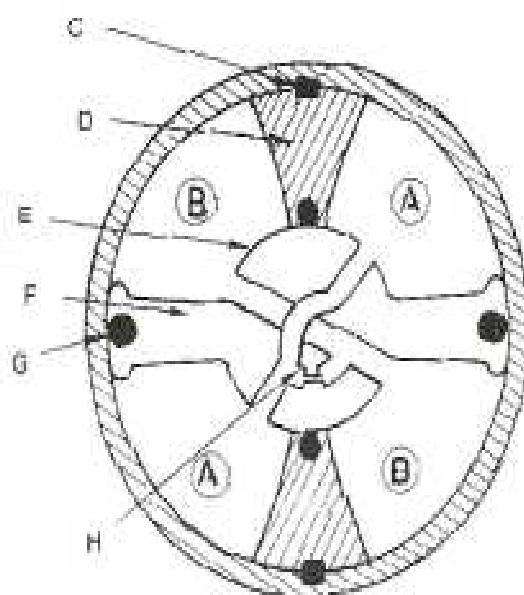


Fig. 34.26b Sección de amortiguador de bamboleo de paletas giratorias.

Detalles: C Chaveta de retención de la paleta fija D del amortiguador, que impide su movimiento dentro del alojamiento; D Paleta fija; E Orejeta del eje de la pata del tron de proa, que participa de la oscilación de la rueda; F Paleta móvil; G Reten-tórico de sellado; H Orificio

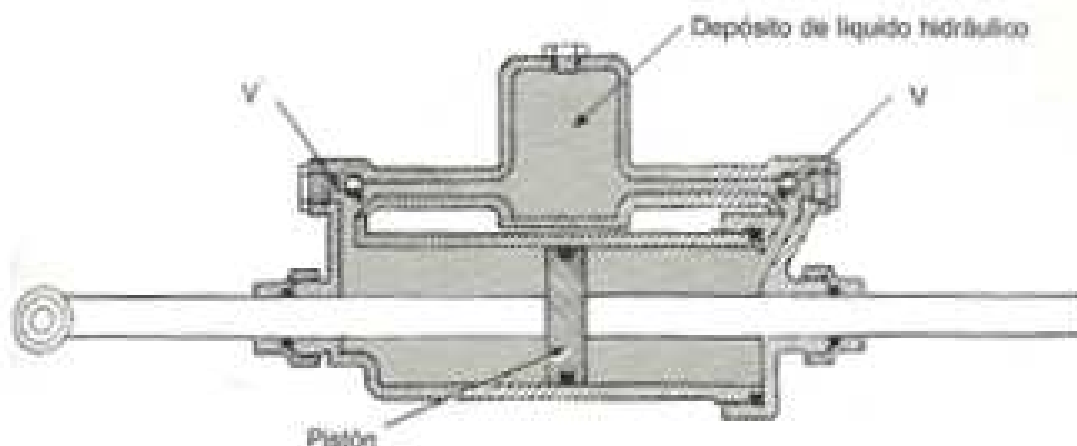


Fig. 34.26c Amortiguador de bamboleo de pistón
V: válvula antirretorno de orificio

¿De dónde procede el shimmy?

Cuando existe un problema de bamboleo que no es atribuible a un factor evidente se puede hacer una prueba simple que, por lo común, contra el problema. Se rueda el avión a velocidad suficientemente alta para permitir levantar las ruedas de proa del suelo. Si el shimmy persiste en esta condición entonces el problema es atribuible a las ruedas de proa. Caben todos los factores causales, inclusive una situación donde los neumáticos se inflaron con aire, en lugar de nitrógeno, la humedad presente en el aire comprimido formó hielo en el vuelo a alta altitud, y durante el aterrizaje el bamboleo fue extraordinario. Lo más normal, desde luego, son casos de desequilibrio de masas en el propio neumático.

Si la oscilación cesa cuando se levantan las ruedas de proa el problema reside en el propio sistema de dirección, o bien en el compás que puede tener los pernos flojos o los casquillos desgastados. También el problema puede residir en los amortiguadores externos del bamboleo.

6. NEUMÁTICOS

6.1 Los neumáticos para aviación pueden ser convencionales y radiales. Su estructura interna es distinta (ver párrafo 6.4, más adelante), pero están constituidos por cuatro elementos fundamentales: talón, carcasa, flancos y banda de rodadura (Fig. 34.27 y 34.27a).

Construcción

a) Talón

El talón es la parte más resistente del neumático. Está constituido por uno o más alambres de acero al carbono, de alta resistencia, embebidos en pliegues de cau-

cho y capas de nylon ("lonas") que aíslan los alambres del resto de la carcasa. Todas las fuerzas que se producen en el neumático pasan por el talón. Los alambres de acero proporcionan la integridad geométrica del neumático. Con el neumático a presión el talón se fija en las pestañas de la llanta de la rueda.

b) Carcasa

La carcasa está formada por capas sucesivas de nylon revestidas de caucho. Dichas capas reciben el nombre de "lonas", en atención a los antiguos procedimientos de fabricación.

Las lonas en el neumático convencional se cortan en trozos y se orientan al bias, de tal modo que las cuerdas de nylon de cada capa están orientadas a distintos ángulos. Esta orientación de las capas de la carcasa es, como veremos, una de las diferencias fundamentales entre el neumático convencional y el radial. Hay neumáticos con cámara y sin ella ("tubeless"). La superficie interior de estos últimos es

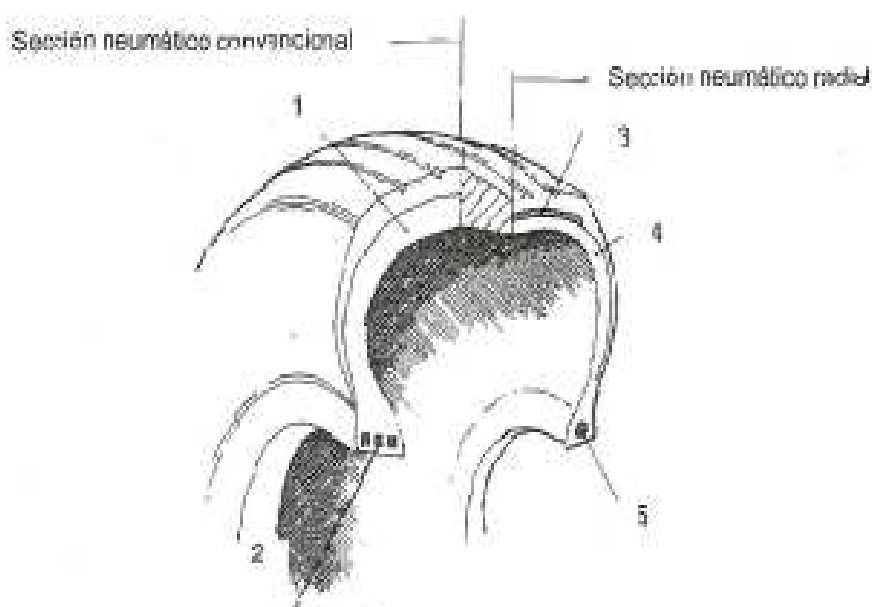


Fig. 34.27 Definición y diferencias estructurales de los neumáticos convencional (el bias) y radial. Neumático convencional: 1 Carcasa con múltiples lonas de trenzado al bias; 2 Talón con dos o tres alambres de acero al carbono de alta resistencia.

Neumático radial: 3 Banda rígida interior de refuerzo de la banda de rodadura; 4 Carcasa (menor número de lonas es el neumático radial que en el convencional, todas en dirección radial; 5 Alambre (único) en el talón del neumático radial.

caucho natural, material menos permeable que la mezcla empleada en los neumáticos con cámara. De todas formas una muy pequeña parte del aire del neumático se disuelve en el caucho, puede separar las lonas, y se prevén pequeños orificios para escape del aire e impedir la formación de ampollas (ver 6.2).

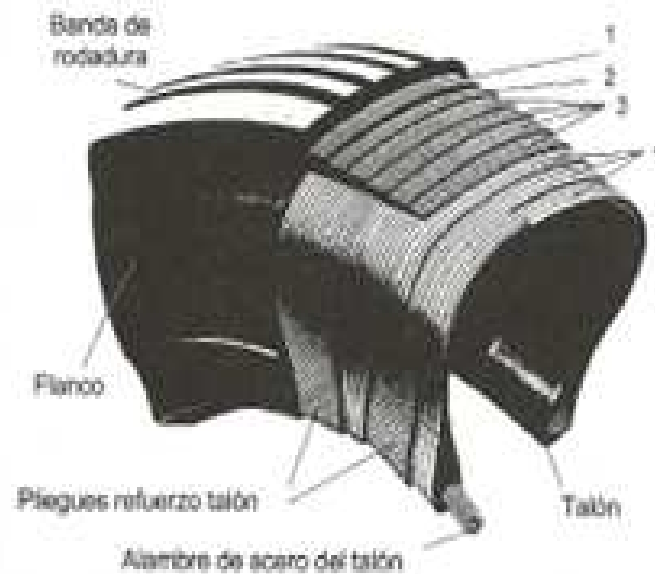


Fig. 34.27a Estructura del neumático radial. Detalle de la ilustración:

1 Lámina de refuerzo de la banda de rodadura; 2 Lámina de separación de la banda de refuerzo;
3 Lonas de la banda de rodadura; 4 Lonas de la carcasa.

c) Banda de rodadura

La banda de rodadura está fabricada en caucho y es la zona del neumático en contacto con el pavimento. La banda de rodadura sufre el desgaste por rozamiento. La superficie de la banda está provista de ranuras circunferenciales. Las ranuras forman el dibujo típico del neumático para aviación, luego que se han abandonado otros tipos. El dibujo de ranuras circunferenciales ha dado los mejores resultados desde el punto de vista de tracción, desgaste y características de dirección.

Es importante señalar que las ranuras de la banda de rodadura son las únicas zonas por donde puede escapar el agua que está debajo de la huella del neumático. La geometría del dibujo está diseñada en función de estas características. Para neumáticos de ancho superior a 11,5 pulgadas (29,2 cm) debe haber como mínimo cinco ranuras en la banda; con ancho inferior debe haber un mínimo de tres.

Los neumáticos para automóviles emplean dibujos especiales para eliminar el agua presente en la huella de contacto. La trama de ranuras laterales que observamos en ellos actúan en la práctica como pequeños depósitos. El agua presente en la zona del pavimento, donde el neumático hace presión, pasa al interior de estas pequeñas ranuras y allí queda almacenada durante el breve espacio de tiempo que tarda dicha zona del neumático en rodar por el pavimento. Cuando las ranuras abandonan la zona de contacto expulsan el agua almacenada, primero por la liberación de la presión de contacto y más tarde por efectos de la fuerza centrífuga.

En los neumáticos para aviación no se pueden emplear dibujos transversales en las bandas de rodadura por dos razones: a) mayor presión de inflado (mayor pre-

sión de contacto) que deforma el dibujo de las ranuras, pierden efectividad como tales “depósitos” y se acelera el desgaste del neumático; b) mayores fuerzas de frenada que favorecen el corte o desgarró de estas pequeñas tramas.

d) Flancos

Como su nombre indica, los flancos son las partes laterales de caucho del neumático, que se extienden desde la banda de rodadura hasta el talón.

Las grandes deformaciones elásticas de los neumáticos de aviación se producen en los flancos. El aplastamiento del flanco es uno de los mecanismos más importantes de producción de calor en el neumático.

6.2 Los neumáticos sin cámara deben retener la presión del gas¹ en el interior del neumático. Por esta razón hemos dicho que la superficie interior es lo más impermeable posible al aire. Estos neumáticos disponen de orificios de ventilación, situados en los flancos, para evitar que el aire que escapa quede atrapado por efectos de permeabilidad entre los pliegues de la carcasa.

En los neumáticos con cámara no hay este problema pues el aire encuentra facilidades relativas para escapar por las junta de la llanta.

La experiencia ha enseñado que el calor radiado por un paquete de frenos, que ha pasado por una fase de gran actividad, puede producir vapores de hidrocarburos a costa del caucho de los neumáticos. Tales vapores² se han mezclado ocasionalmente con el aire del neumático y han provocado la explosión del mismo.

Identificación de los neumáticos

6.3 *United States Tire and Rim Association* ha establecido la clasificación de los neumáticos para aviones en nueve Tipos, de los cuales sólo tres son vigentes: Tipos III, VII y *Three Part Number*.

Los neumáticos Tipo III son los populares de baja presión para aviones con motor de émbolo. Sus secciones (*W*, en la Fig. 34.28 más adelante) oscilan desde 5 pulgadas (neumático 5.00-4) a 20 pulgadas (neumático 20.00-20); en unidades métricas secciones de 12,7 cm a 50,8 cm. Los neumáticos de Tipo III se identifican por el ancho de la sección *W* y el diámetro del asiento del talón en la llanta. Por ejemplo, el neumático 9.5-16 tiene una sección de 9,5 pulgadas y un diámetro de la llanta en el talón de 16 pulgadas.

Los neumáticos Tipo VII se emplean en la aviación comercial, operan a mayores presiones y, a igualdad de otras condiciones, son de tamaño más reducido. Sus secciones oscilan desde 16 a 50 pulgadas. Se identifican por su diámetro y ancho de sección, p.e. 49 x 17.

¹ Aunque hablamos de “presión del gas en los neumáticos” convendrá decir que los neumáticos para operaciones en aviación comercial se inflan con nitrógeno, o en todo caso con una proporción de aire pequeña conforme a los procedimientos aprobados para el avión.

² Por ejemplo, el hidrocarburo isopreno, cuyo polímero es la goma natural.

Los neumáticos *Three Part Number* tienen diámetros exteriores desde 18 a 52 pulgadas. Se emplean en aviación comercial y están diseñados para operar a velocidades de rodadura que superan los 200 nudos. La identificación de estos neumáticos incluye el diámetro exterior. Así, el neumático 37x13.0-16, tiene un diámetro exterior, nuevo e inflado, de 37 pulgadas, una sección de 13 y un diámetro de llanta en talón de 16 pulgadas. Si el neumático es radial incluye la letra R (v.g. 46x17 R 20).

Neumáticos convencionales y radiales

6.4 Como hemos dicho, desde el punto de vista estructural los neumáticos para aviación se clasifican en convencionales y radiales.

El neumático convencional tiene el trenzado de lonas de la carcasa al bias, con orientaciones distintas.

El neumático radial se caracteriza porque la carcasa está trenzada con cuerdas radiales, formando una especie de herradura, desde un talón hasta el opuesto. Tiene además una lámina de refuerzo de la banda de rodadura, que proporciona gran rigidez al neumático. Esta banda es la responsable de las excelentes características direccionales de los neumáticos radiales.

En el neumático radial para automóvil la banda de refuerzo es una lámina de acero inoxidable, pero esta construcción no es posible en aviación por la gran carga centrífuga que genera. Se emplea material plástico de menor peso específico.

La ventaja de los neumáticos radiales es, fundamentalmente, su menor peso (20 por ciento comparado con el convencional), menor desgaste de la banda de rodadura (entre 50% y 100% más de aterrizajes). Su forma estructural es óptima para distribuir las cargas, lo que permite un neumático de menor masa y que rueda más fácil que el convencional.

En la actualidad hay aviones certificados exclusivamente con neumáticos radiales, una tendencia que es progresiva en el tiempo. Otros pueden usar ambos tipos, incluso hay aviones que admiten la mezcla¹.

Factores operacionales de los neumáticos

6.5 Los factores operacionales de los neumáticos se pueden dividir en dos grupos: los que afectan a las características de flotación del avión y los inherentes al servicio de operación. Estudiamos brevemente estos grupos.

Factores de flotación

Como es sabido la flotación es un índice de la capacidad de un avión para operar en un aeropuerto con pistas de resistencia determinada.

¹ Por ejemplo, en el *Airbus 310* se pueden combinar los neumáticos radiales 49x17 R 20 con los convencionales 49.00-17.

Con el fin de preservar la integridad de las pistas en todos los aeropuertos la OACI auspició el índice LCN, o *Número de Clasificación por Carga*, como parámetro de evaluación de la operación de un avión respecto a un pavimento. Obtenido el LCN del avión se compara con el de la pista para obtener la viabilidad de la operación.

A los fines de esta obra convendrá decir que los factores que influyen en el LCN del avión son: 1. carga del neumático; 2. geometría del tren.

- La carga del neumático depende de: a) número de ruedas en el tren, que ha aumentado con el peso en rampa del avión; b) presión de inflado, que determina el área de contacto del neumático con la pista ("huella") y por tanto la presión por rueda.
- La geometría del tren es el área que más influye en el LCN. El tren más ventajoso desde este punto de vista es el que tiene el mayor número de ruedas posibles, con máximo distanciamiento lateral y longitudinal, con la mínima presión de inflado posible.

Factores de operación

Los neumáticos fallan principalmente por daños causados por objetos extraños en la pista, un tema que no está en el ámbito de responsabilidad primaria del piloto ni del técnico de mantenimiento.

Las causas de los restantes fallos confluyen en la generación de calor y la elevación de la temperatura del neumático.

Generación de calor en el neumático

El calor degrada rápidamente las propiedades del caucho de los neumáticos. La resistencia a la fatiga del neumático disminuye con la temperatura. Las principales fuentes de calor para el neumático son la frenada y las deformaciones elásticas durante el rodaje.

Conviene tener presente que el neumático para aviación está fabricado principalmente en caucho natural, con alguna proporción de polímeros sintéticos, pero fundamentalmente es caucho natural. Esto es así por dos motivos: a) con el fin de retener las características operacionales a muy baja temperatura ambiente; b) por la gran resiliencia del caucho natural, esto es, su capacidad mínima de generación de calor en condiciones de fuerte deformación elástica.

La elevación de la temperatura no sólo produce la degradación del caucho natural del neumático, además disminuye la resistencia de los hilos de nylon de las lonas del neumático. Puesto que con la temperatura del neumático aumenta también la presión de inflado quiere decirse que los esfuerzos en los hilos de nylon aumentan más rápidamente y con ello el riesgo de rotura.

El neumático se calienta por dos factores:

- por rodadura por la pista en condiciones de carga.

- por actuar como sumidero de parte del calor producido en los frenos.

Obviamente, estos factores pueden darse por separado o simultáneamente.

Temperatura del neumático en rodadura

La temperatura del neumático en rodadura depende de cuatro factores:

1. Velocidad de rodadura
2. Distancia de rodaje
3. Aplastamiento o deformación elástica del neumático
4. Tipo de construcción del neumático.

Velocidad de rodadura

La temperatura máxima del neumático a alta velocidad (despegue y aterrizaje) se produce en la zona de la carcasa cercana a la banda de rodadura. Durante el rodaje, las zonas de mayor temperatura del neumático están en los flancos y en el talón. Estas zonas tienen gran sección de material y por tanto es más difícil la evacuación de calor.

Tipo de construcción del neumático

El alargamiento del neumático (definido por la relación H/W en la Fig. 34.28) ha disminuido en aviación al paso del tiempo. Las razones son las expuestas al pie de la ilustración. El neumático actual es más plano y de menor altura de flancos. Esta geometría es favorable en el sentido de que distribuye mejor los esfuerzos elásticos y por tanto favorece la distribución térmica uniforme en el material.

Distancia de rodaje

La distancia de rodaje interviene en la certificación en vuelo del avión, en los procedimientos de frenada y RTO (*Rejected Take-Off*)¹.

Los datos acumulados permiten establecer este cuadro aproximado de incremento térmico en el neumático en un RTO: Durante el rodaje con peso máximo al despegue la temperatura del talón del neumático aumenta 15 °C por milla, todo ello en función de la aplicación de frenos que se haga. Durante la carrera de despegue la temperatura del talón aumenta de 30 °C a 35 °C, adicionales. Cuando se aborta el despegue y se aplica máxima frenada la temperatura del talón del neumático aumentará entre 25 °C y 35 °C.

La temperatura máxima del neumático se alcanza unos 25 minutos más tarde, cuando ha servido como sumidero del calor generado en la frenada, con temperaturas del orden de 150 °C.

¹ Ensayos destinados a determinar la integridad de los fusibles metálicos de las ruedas durante la frenada en condiciones de peso de aterrizaje determinadas y en RTO. A partir de 1979 se incluye en las operaciones de ensayo un tiempo de rodaje de 3 millas, con empleo normal de frenos.

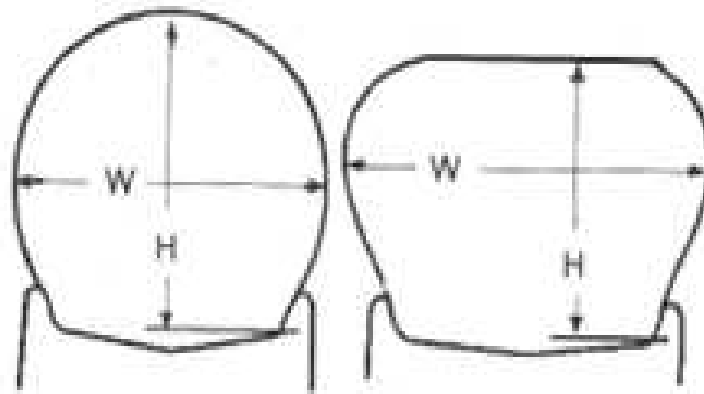


Fig. 34.28 Alargamiento del neumático es la relación H/W . La ilustración compara un neumático de alargamiento 0,85 (izquierda) y otro de 0,70. El alargamiento del neumático para aviación ha disminuido al paso del tiempo por cuatro razones:

- Necesidad de disminuir su dimensión máxima (punto de vista de alojamiento) para retracción del tren en el avión.
- Disminuir la fuerza centrífuga, debida a mayores velocidades de despegue y de aterrizaje.
- Aumento del volumen del paquete de frenos, que ha crecido en la dirección axial y radial de la rueda, pero a expensas del diámetro interior del neumático.
- Aumentar el tiempo de servicio de la banda de rodadura, que ahora es más plana.

Aplastamiento

El aplastamiento del neumático es la deformación elástica que experimenta en contacto con el suelo. Es un factor que ha aumentado en aviación con el objetivo de incrementar el área de contacto en el suelo y disminuir la presión en la huella.

Hidroplaneo y sus clases

6.6 Se llama hidroplaneo la condición de resbalamiento de las ruedas sobre pista con agua, barro, hielo u otra contaminación. Se produce en estos casos pérdida o ausencia total de coeficiente de rozamiento entre la banda de rodadura del neumático y el pavimento.

Se distinguen tres clases de hidroplaneo: hidrodinámico, viscoso y de derrape.

Hidroplaneo dinámico

El hidroplaneo dinámico típico se produce cuando existe una capa de agua en la pista de espesor superior a la profundidad del relieve de la banda de rodadura del neumático (del orden de 1 cm).

Físicamente, es el proceso de sustentación de la rueda debido a la generación de una cufia líquida que se produce entre el neumático y la superficie de la pista contaminada. Las fuerzas de presión que se originan en la cufia de agua terminan por levantar la rueda. El neumático pierde así todo o parte de su coeficiente de rozamiento, según la severidad del hidroplaneo.

El hidroplaneo dinámico puede ser de dos tipos: parcial o total. La Fig. 34.29 muestra la condición de hidroplaneo parcial. Se reconoce porque la rueda mantiene cierta velocidad angular a pesar de la disminución del coeficiente de rozamiento con la pista. En el caso del hidroplaneo total la rueda cesa de girar y, consecuencia fundamental, es que el neumático deja de producir fuerzas laterales de dirección. Es la condición más crítica desde el punto de vista operativo, aunque hay que señalar que la situación es poco frecuente.

El hidroplaneo dinámico total es consecuencia de la variación del centro de presión de las fuerzas hidrodinámicas que se producen en la cuña de agua, debajo del neumático. Hay situaciones en las que el centro de presión se desplaza hacia adelante, más allá de la proyección vertical del eje de giro de la rueda. La fuerza ver-

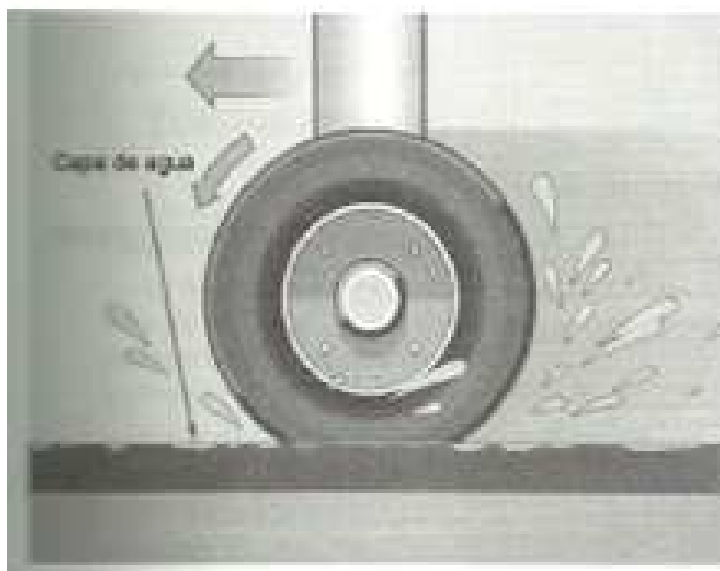


Fig. 34.29 Hidroplaneo dinámico parcial.
El neumático se desplaza sobre una cuña de agua que lo levanta debido a fuerzas hidrodinámicas. La rueda mantiene cierta velocidad angular y, por tanto, es capaz de generar fuerzas laterales de dirección.

tical dirigida hacia arriba origina un momento respecto al eje de giro de la rueda, contrario a las agujas del reloj, que tiende a detener la rotación de la rueda. Cuando así sucede se dice que el hidroplaneo dinámico es total. El neumático está bloqueado y resbalando por la pista a la velocidad de traslación del avión.

La velocidad terrestre inicial de hidroplaneo dinámico se ha establecido de forma experimental en $V_F = 9\sqrt{p}$, siendo V_F la velocidad terrestre de hidroplaneo en nudos (KTGS) y p la presión del neumático en libras por pulgada cuadrada (psi). Así, para las ruedas principales del *Boeing 757* resulta: $V_F = 9\sqrt{144} = 108$ KTGS.

Conviene indicar que esta expresión debe tomarse tan sólo como aproximación. De hecho, ensayos más modernos han registrado velocidades de hidroplaneo más altas que las dictadas por la fórmula anterior.

Además, en la práctica, debemos distinguir entre pistas con agua estancada y barro. Casi siempre, la velocidad de hidroplaneo en estas últimas es mayor (ver a título de ejemplo la Tabla adjunta).

Axe	V. hidroplaneo en pista con agua	V. hidroplaneo en pista con barro
Boeing 737-100/200	109 - 112	114 - 121
Boeing 737-300-400/500	111 - 125	121 - 135
Boeing 737-200	113	122
Boeing 747-400	117	137

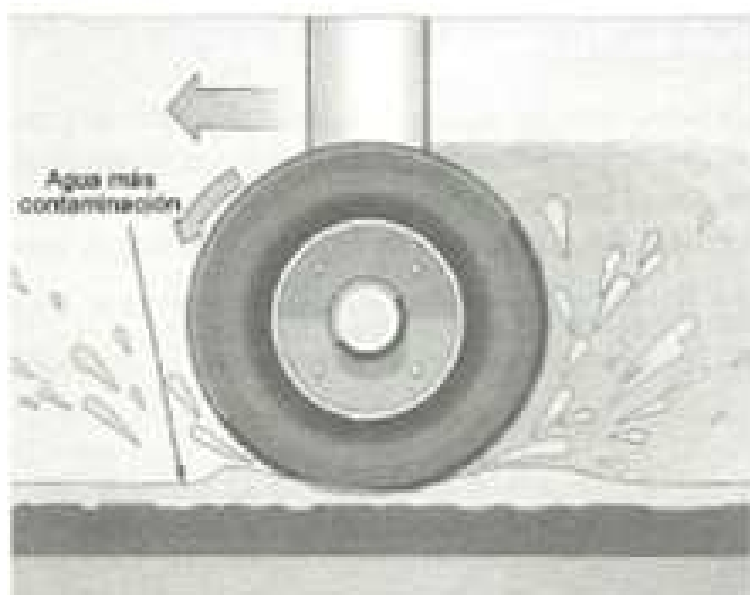


Fig. 34.30 Hidroplaneo viscoso

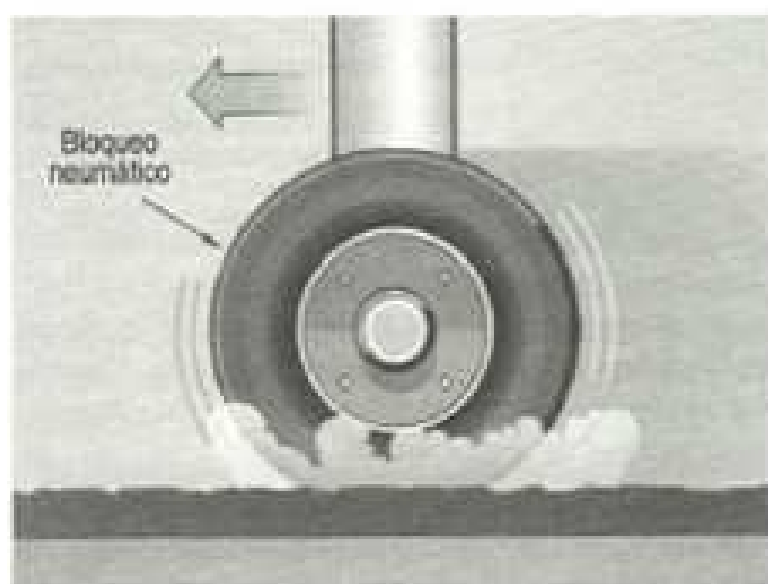


Fig. 34.30 Hidroplaneo de derrape

Hidroplaneo viscoso

El hidroplaneo viscoso (Fig. 34.30) es más frecuente que el dinámico por el hecho de que se produce a menor velocidad y necesita tan sólo una superficie mojada, no encharcada, pero que está contaminada con barro, hielo, aceite u otras sustancias que depositan sobre la pista mezclas viscosas.

Puede producir pérdida total de frenada, inclusive a velocidad de rodaje.

Hidroplaneo de derrape

Se conoce también como hidroplaneo por ablación del neumático (Fig. 34.31). Se suele producir cuando un neumático bloqueado se desliza por una superficie húmeda (o hielo) durante un tiempo relativamente largo. En el curso de este deslizamiento se genera suficiente calor en la zona de contacto para que el agua, o el hielo, pasen a la forma de vapor. La presión de vapor que se origina debajo del neumático es suficiente para izarlo, a modo de "cojín de aire", disminuyendo el coeficiente de rozamiento con el suelo.

En ocasiones el calor producido durante el hidroplaneo de derrape llega a fundir zonas de la banda de rodadura del neumático, dejando en la pista trazas de color blanco indicativas de este proceso. Obsérvese que la fusión del caucho empeora el proceso pues la goma derretida tapa los poros y rugosidades de la pista, aumentando con ello el deslizamiento.

Fuerzas laterales de dirección en las ruedas de proa

No es posible obtener fuerza lateral de dirección en las ruedas de proa si los neumático/s deslizan por la pista.

La fuerza de dirección del neumático actúa en el plano perpendicular a la rueda y es debida a las características elásticas del mismo. La elasticidad del mismo permite su desplazamiento, en sentido de la marcha, a la vez que gira en un plano inclinado con la línea de movimiento (ángulo de dirección).

Es posible distinguir dos zonas en la huella del neumático sobre la pista cuando se encuentra en fase de giro.

En primer lugar, la parte interna al giro es una zona en resbalamiento; por el contrario, la parte de la huella exterior se encuentra en rodadura simple, a plena tracción¹. Aparece de este modo en el neumático una fuerza lateral de tracción, perpendicular al plano de la rueda y producida por la zona exterior del neumático. Su magnitud depende de tres factores: a) carga que actúa sobre la rueda; b) coeficiente de rozamiento con la pista; c) características elásticas del neumático.

Más adelante tratamos el tema (a), carga que actúa en la rueda de proa. Basta anticipar una idea simple, cuanto más carga, mejor.

Sobre las condiciones de fricción, la Fig. 34.30a muestra la situación combinada de las fuerzas de frenada y lateral de dirección, en función de la condición de deslizamiento de la rueda, desde rodadura simple hasta deslizamiento puro (bloqueo total). Nótese que la escala horizontal no se ha dibujado a escala con el fin de enmarcar el gráfico en dimensiones prácticas.

¹ La condición de movimiento citada se ha determinado en experiencias realizadas en la NASA con rodadura de neumáticos sobre pavimentos en los que se habían situado trozos de cintas de gran adhesividad. Se apreció que las cintas que se correspondían con la parte interna del giro del neumático se desplazaban hacia adelante, arrastradas por el deslizamiento del neumático, mientras que las situadas en la zona exterior de giro eran desplazadas hacia atrás, señalando de forma inequívoca la condición de tracción del neumático en esa parte de la huella de contacto.

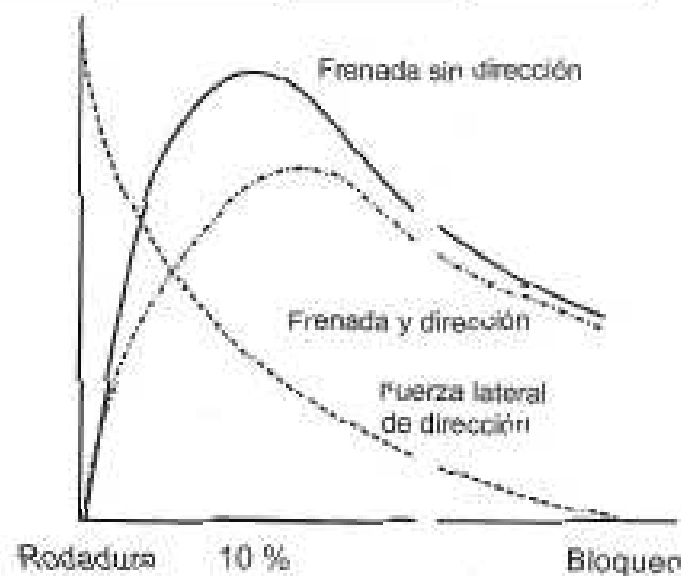


Fig. 34.30a Situación combinada de las fuerzas de frenada y lateral de dirección de la/s rueda/s de proa en función de su condición de deslizamiento. El eje horizontal abarca desde rodadura simple, a la izquierda, hasta deslizamiento puro del neumático (bloqueo).

Es importante observar que la fuerza lateral de dirección disminuye rápidamente conforme aumenta el deslizamiento del neumático. En la frenada, por su parte, podemos distinguir dos casos, según se requiera o no combinar frenada y fuerza de dirección lateral. La fuerza de frenada, sin exigencia momentánea de otra lateral (esto es, manteniendo el ángulo del plano de rotación de la rueda), alcanza un valor óptimo en torno al 10% de resbalamiento de la rueda.

En el caso de que se requiera fuerza lateral de dirección y de frenada a la vez, por ejemplo en situación de viento cruzado, se pueden apreciar dos cosas:

- a) que el coeficiente de rozamiento del neumático disminuye de forma notable
- b) que los valores óptimos combinados de frenada y dirección precisan de deslizamientos de la rueda algo mayores.

Estos procesos físicos explican los procedimientos operativos en condiciones de hidroplaneo dinámico, así como las mejoras que se han introducido en los sistemas de antideslizamiento, que luego estudiaremos.

Aunque el hidroplaneo dinámico total no es frecuente, se debe contar siempre con el poco tiempo de respuesta disponible en caso de producirse. Un avión con la vía de tren del Boeing 747, operando en una pista de 150 pies de ancho y con viento cruzado de 15 nudos, está en dos segundos fuera de la pista.

Actuaciones estándar en condiciones de hidroplaneo

Se han establecido técnicas de actuación estándar con el fin de disminuir el riesgo de entrada del avión en hidroplaneo.

La actuación básica primaria es de carácter preventivo e incluye:

- a) El conocimiento de la textura de la pista donde está previsto operar. Las pistas con superficie ranurada alejan el riesgo potencial de hidroplaneo.

b) Conocimiento del sistema de antideslizamiento del avión. Téngase en cuenta que los antiguos sistemas de antideslizamiento permiten hasta un 50 por cien de resbalamiento de las ruedas, porcentaje que deja muy poco margen de dirección. Los sistemas más modernos se ajustan a la realidad del proceso físico que hemos estudiado y permiten resbalamientos en torno al valor óptimo, del 10 por cien.

En tiempo real, el cuadro resumen de actuación operacional se puede presentar de esta forma:

1. En principio puede considerar la opción de retrasar el aterrizaje. Numerosas pistas cuentan con un sistema de drenaje muy eficiente que las deja limpias en pocos minutos. No obstante, cuente con un tiempo mayor de drenaje si hay viento cruzado (15 o 20 minutos después de una precipitación fuerte).
2. Mantener la menor velocidad posible en el umbral de la pista.
3. Establecer una recogida con el menor redondeo posible.
3. Establecer contacto firme con la pista.
4. No bloquear las ruedas antes del contacto. El sistema de antideslizamiento no funciona hasta que giran las ruedas del tren principal.
5. Actuar rápidamente los "spoilers" de tierra si no se despliegan automáticamente. Los "spoilers" aumentan el peso sobre las ruedas, el rozamiento de los neumáticos sobre el pavimento, y aumenta por tanto el momento cinético de las ruedas.
6. Aplicar máximo empuje de reversa tan pronto como las ruedas del tren estén sobre la pista.
7. Bajar rápidamente el tren de proa.
8. Presionar el volante hacia adelante tan pronto como las ruedas de proa estén sobre la pista para aumentar el peso en la pata y el coeficiente de rozamiento de los neumáticos. La presión sobre el volante no debe llevar al punto de que el descenso del elevador produzca suficiente sustentación en el mismo para aliviar la carga que existe sobre las ruedas del tren principal.
9. Si el avión desliza, alinear su eje longitudinal con el de la pista, si es posible. Ahora es necesario conseguir máxima fuerza lateral de dirección, ver Fig. 34.30a, lo que obligará probablemente a disminuir o cesar en la frenada.
10. Atención a las fuerzas laterales que produce el empuje de reversa cuando el avión no está alineado con el eje de la pista.

7. FRENS

7.1 Los frenos son los mecanismos fundamentales para detener el avión, sobre todo en la carrera de aterrizaje de baja velocidad.

Cuando el piloto aplica los frenos se origina una fuerza de rozamiento entre el neumático y el pavimento que es contraria a la de traslación del avión. El módulo de esta fuerza es igual al coeficiente de rozamiento por la carga vertical que soporta la rueda: $N = \mu R$. Nótese, en particular, que la fuerza retardatriz o de parada del avión es mayor cuanto más alta es la carga vertical en la rueda R .

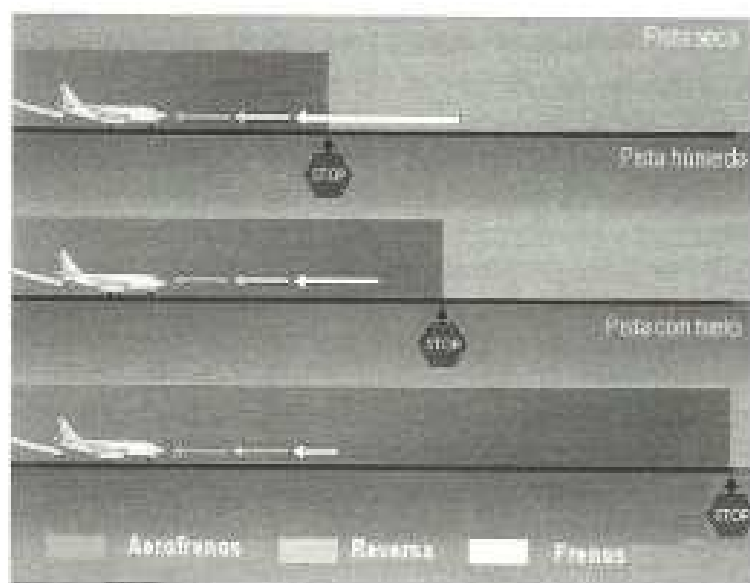
Sobre el valor absoluto de μ el piloto poco puede hacer por aumentarlo. Sin embargo dentro de su competencia reside el mantenerlo tan alto como sea posible, evitando el deslizamiento del neumático por la pista. Sobre el coeficiente de rozamiento μ ver el cuadro de texto “Los factores de la desaceleración”.

La técnica de contacto con la pista en el aterrizaje sí influye, por el contrario, en la carga vertical sobre las ruedas. Tras el contacto inicial apenas hay carga vertical en las ruedas.

Si la intención es detener el avión lo antes posible debe facilitarse que el peso del avión actúe prontamente sobre las ruedas, cuanto antes y cuanto más mejor. Bajar el morro del avión de forma suave y progresiva es muy agradable para los pasajeros, pero no favorece la operación de frenada que comentamos (ver Fig. 34.31a).

Para el avión comercial en la carrera de aterrizaje en pista seca y alta velocidad, aproximadamente el 45 por cien de la fuerza retardatriz corresponde a la inversión de empuje y a la resistencia aerodinámica, el resto a los frenos.

La situación se invierte a baja velocidad donde los frenos aportan entre el 80% y el 95% de la fuerza de parada. En pistas mojadas el inversor de empuje y los spoilers de tierra, como aerofrenos, deben de aportar hasta un 80 por ciento de la fuerza total de parada en la carrera de alta velocidad debido a la pérdida de eficacia de los frenos. La figura adjunta es un buen ejemplo gráfico del valor medio de las distintas fuerzas de frenada en pistas seca y contaminada.



Valor medio de las distintas fuerzas de frenada en pistas seca y contaminada.

Los factores controlables de la desaceleración

La desaceleración del avión tiene tres factores controlables directa o indirectamente por el piloto. El hecho de que alguno de ellos pueda estar automatizado en una aplicación en particular no resta importancia a su estudio.

Sobre el coeficiente de rozamiento entre el neumático y la pista ya hemos dicho que depende de las condiciones y estado del pavimento, si está seco, húmedo o helado.

do, es decir si hay presente algún "lubricante". El "factor controlable" en este terreno es la previsión y el empleo de técnicas adecuadas para reducir el riesgo del hidroplanear.

El segundo factor controlable de la desaceleración es la presión de neumáticos. El operador del avión mantiene una presión de neumáticos de acuerdo con las condiciones de certificación del avión, pero si opera en campos cortos o en condiciones habituales de mal tiempo la opción de disminuir la presión de neumáticos, dentro del campo aprobado, incide favorablemente en las actuaciones de aterrizaje. Pasar, por ejemplo, de 10 kg/cm² a 7 kg/cm² puede aumentar la aceleración negativa disponible en más de un 20%. Bien es cierto que para neumáticos de muy alta presión puede no haber opción de interés por esta vía porque las ganancias se estrechan a medida que aumenta la presión de inflado. Por ejemplo, pasar de 21 kg/cm² a 17,5 kg/cm² apenas aporta el 3 o 4 por cien de mejora en la aceleración negativa.

En fin, un tercer factor controlable de la desaceleración es el frenado diferencial. La desaceleración del avión es el resultado conjunto de las fuerzas de rozamiento que se desarrollan en ambos lados del avión. La detención óptima del avión requiere que la máxima frenada se establezca y se mantenga en todas las ruedas del avión. Es válido decir que la carrera de aterrizaje aumenta de forma casi directamente proporcional con el factor de frenada diferencial. Una frenada diferencial del 10% añade otro 10% a la carrera de aterrizaje.

Clasificación de los sistemas de frenos

7.2 Dejando aparte los antiguos frenos de zapata y otros tipos elementales, los actuales son frenos de disco, bien monodisco o multidisco. El freno monodisco se emplea en aviones ligeros, donde no es necesario disipar gran cantidad de energía cinética durante la frenada. Todos ellos actúan por presión hidráulica, salvo en aviones ligeros donde se aplican de forma mecánica. En este texto estudiamos el sistema multidisco con válvula medidora de presión hidráulica. El freno monodisco simple es fácilmente comprensible con las explicaciones que siguen.

En relación con los materiales de fabricación, los frenos pueden ser de berilio, de acero, y los más modernos de carbono.

Construcción

7.3 El conjunto de frenos multidisco típico (Fig. 34.32) consiste en una serie de discos móviles, que forman un conjunto llamado rotor, y otro conjunto igual, fijo, llamado

estátor (hay 4 discos de rotor en la figura y 3 estátors). Todo este conjunto de discos está situado entre dos placas, llamadas placas de retención y de presión.

La placa de presión recibe directamente la presión de los pistones hidráulicos, colocados en el alojamiento de los frenos, hasta un número de siete en la figura y cinco en la fotografía adjunta. Los discos del rotor están unidos a la rueda de manera que participan de su rotación. Por el contrario los discos del estátor son estacionarios y se unen a un anillo de torsión fijo a la pata del tren.

Si a este mecanismo se aplica presión de contacto resulta que los discos de estátor rozan con los del rotor y se produce así el rozamiento entre unos y otros. La fuerza de rozamiento se comunica a la rueda donde va montado el paquete de frenos. El nivel de frenada depende de la superficie de contacto y de la fricción entre los discos, y por tanto del número de ellos. La ventaja fundamental de los frenos multidisco es que permite el aumento de la superficie de rozamiento.

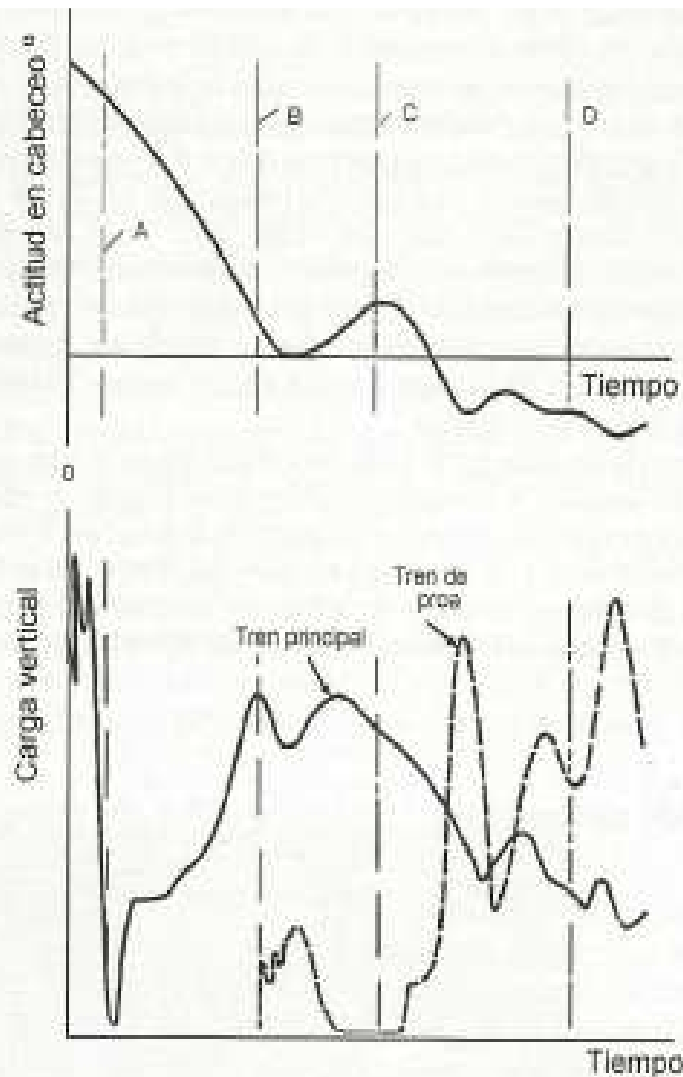


Fig. 34.31a

Evolución típica de la carga vertical en el tren de aterrizaje para el avión comercial durante las distintas fases de la operación, a partir del contacto inicial (instante $t = 0$). Advierta que el eje horizontal del dibujo no está a escala con el fin de enmarcar el gráfico en dimensiones prácticas.

La ilustración superior refleja la actitud en cabeceo del avión, en grados, en función del tiempo y a partir del instante $t = 0$ de contacto inicial. La ilustración inferior muestra la carga vertical en el tren principal y en proa en las distintas fases. Tras el contacto inicial del tren principal con la pista, donde se imponen cargas verticales muy altas, el avión, aún con la actitud de proa alta, produce suficiente sustentación para disminuir la carga vertical en las ruedas del tren principal. El cambio de la carga vertical se produce de forma muy rápida. La carga en las ruedas principales aumenta a medida que la proa del avión baja y se extienden los spoilers de tierra (zona A-B). Estas cargas disminuyen de forma progresiva durante las otras fases del aterrizaje.

Por su parte, el contacto inicial del tren de proa con la pista (punto B) produce en él una carga vertical inicial pequeña, pero aumenta durante las operaciones de inversión de empuje (C) y frenada de las ruedas principales (D) debido a las fuerzas de inercia que se desarrollan en esta fase de operación.

En general, podemos decir que el descenso de la proa y la extensión de los spoilers de tierra coloca en las ruedas entre el 60% y el 100% del peso del avión, puede que más. Más, si es el caso, porque algunos aviones comerciales tienen sustentación negativa en actitud de rodaje, de manera que pueden tener perfectamente el 110% de peso en las ruedas en esta operación.

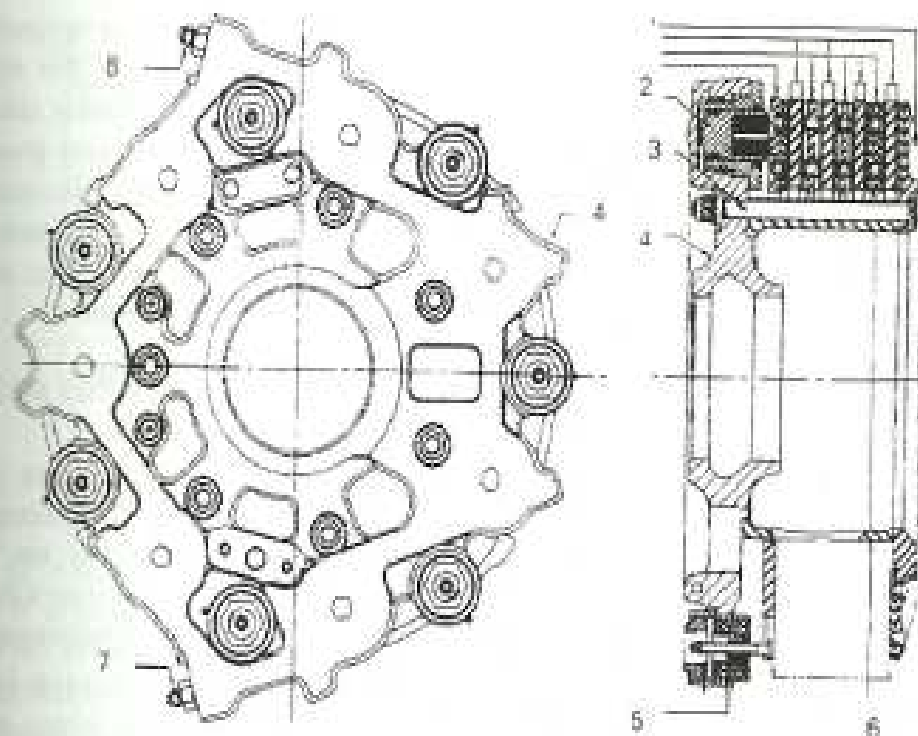


Fig. 34.32 Paquete de freno hidráulico de avión.

1 de arriba abajo, las líneas horizontales marcan, respectivamente, la placa de retención, rotores, estatores y placa de presión; 2 Pistón; 3 Perno de sujeción; 4 Alojamiento del freno; 5 Resorte de retorno; 6 Anillo de torsión; 7 y 8 Válvulas de sangrado para eliminar burbujas de aire en el líquido hidráulico

miento en un espacio relativamente pequeño.

La presión que los pistones hidráulicos ejercen sobre los discos, y por tanto el rozamiento entre las superficies móviles y estacionarias, está regulada por la válvula medidora de presión hidráulica.

La presión hidráulica que la válvula envía a los pistones de los frenos es proporcional a la presión que se ejerce sobre los pedales.

Frenos de acero, de berilio y de carbono

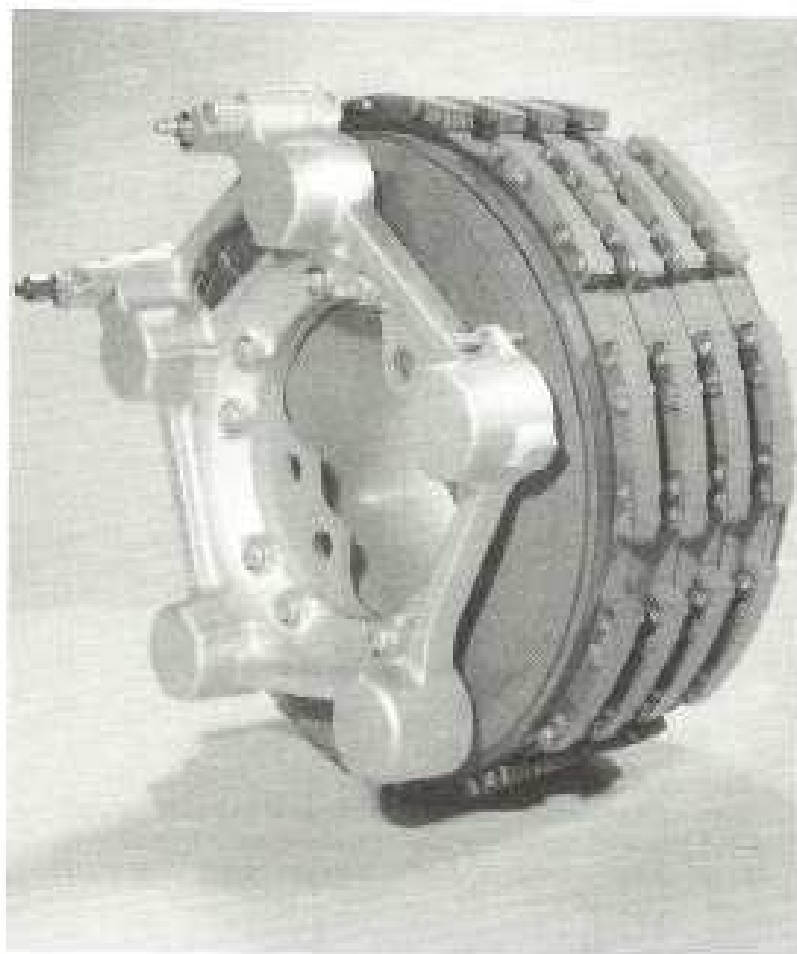
7.4 Admitido en aviación de forma general el freno multidisco, es más frecuente en la actualidad clasificar los frenos por el material de fabricación de los discos. De este modo se dice que hay frenos de acero, de berilio y de carbono. Los frenos con discos

de acero han sido el estándar en la aviación comercial hasta la llegada de los modernos frenos de carbono. La Tabla adjunta compara las propiedades de los tres materiales desde el punto de vista de su capacidad para absorber la energía calorífica puesta en juego durante una frenada.

Obsérvese que el calor específico del carbono es más alto que el del acero (no tan bueno como el del berilio) lo que se traduce en un menor peso de paquete de freno. El calor específico del berilio es excepcional en este sentido y se aplica en el C-5A *Galaxy* para disminuir en cerca de 800 kg el peso de los frenos en sus 24 ruedas, en comparación con los de acero¹.

El inconveniente del berilio es que tiene un óxido muy tóxico, de modo que es un tipo de freno obsoleto.

¹ El C-5B, sin embargo, tiene frenos de carbono, circunstancia que ha permitido disminuir 200 kg adicionales de peso del avión.



Paquete de frenos. Observe los cinco pistones hidráulicos y los discos de freno. (Fata Dunlop)

Destaca también en la Tabla la alta conductividad térmica del carbono, lo que favorece la velocidad de la transmisión del calor desde el paquete de frenos al exterior. Además, el carbono retiene buenas propiedades de resistencia mecánica a alta temperatura.

Los frenos de carbono han hecho una entrada imparable en el campo de la aviación comercial, pero no siempre se han cubierto todas las expectativas. La predicción de vida, situada en 2.000 y 3.000 ciclos, no se ha cumplido por regla general, debido al desgaste durante los rodajes (lo opuesto a los frenos de acero cuyo desgaste —el 80%— se produce en los aterrizajes). No obstante, los frenos de carbono actuales de la 3ª generación tienen *menor* desgaste cuanto *más*

alta es su temperatura de trabajo. Por ello es usual en estos sistemas aplicar mayor grado de frenada automática, pues aunque parece un contrasentido es menor el desgaste.

Requisitos de los frenos

7.5 La normativa, que es amplia en el campo de los frenos y sus sistemas, se orienta a tres objetivos fundamentales:

- a) Fiabilidad de los sistemas de frenos, al amparo de la filosofía “Fail safe”.
- b) La normativa presta atención al freno de estacionamiento.
- c) Reglas sobre capacidad energética de frenada del avión.

Siguen breves comentarios a los puntos se-

gundo y tercero.

Se exige del freno de estacionamiento, ver 7.12, capacidad de frenada para impedir la rodadura del avión cuando se aplica empuje de despegue en el motor más crítico.

En relación con la capacidad energética de los frenos, punto (a), que es exigible en los ensayos de Certificación del avión, la normativa contempla dos métodos que puede elegir el fabricante que presenta su avión para Certificación, Métodos I y II.

El Método I exige que el sistema tenga energía de frenada igual o superior a la que resulta de aplicar la fórmula siguiente:

$EC = C \cdot W \cdot V^2$, siendo EC la energía cinética a disipar, $C = 0,0423$ para trenes tri-

Tabla de comparación de materiales para frenos (valores relativos al acero)				
	Desempeño	Acero	Berlin	Carbono
Peso específico	Bajo	1	0,23	0,21
Calor específico	Alto	1	6,9	2,4
Conductividad térmica	Alta	1	3,1	4,2
Dilatación térmica	Baja	1	0,76	0,17
Resistencia al choque térmico	Alto	1	0,49	0,02
Temperatura límite	Alta	1	0,80	1,90

cios ($C = 0,0344$ para trenes convencionales), W el peso máximo de aterrizaje de diseño del avión, en libras, y V la velocidad de pérdida del avión al peso W considerado, expresada en nudos.

El Método II es muy complejo y determina la capacidad energética de los frenos considerando situaciones de operaciones reales del avión, donde se consideran todos los factores involucrados en la operación.

Sobre una u otra de las energías cinéticas en juego se exige un determinado número de paradas en condiciones también determinadas. Por ejemplo, las normas americanas exigen 65 paradas con una aceleración negativa de 10 pies/s², en las condiciones citadas en la fórmula. En la realidad, el avión cuenta con mayor capacidad de aceleración negativa que la citada anteriormente, de modo que un valor de $-0,5g$ puede entrar en nuestros esquemas de información técnica. Nótese la enorme fuerza retardatriz puesta en juego. Para un avión de 250.000 kg de MTOW estamos hablando de fuerzas de frenada del orden de 125 toneladas. En fin, para RTO se exige una detención completa, a 6 pies/s² de aceleración negativa,

con máximo peso al despegue y tras la obtención de la V_1 óptima de operación¹.

Esquema del sistema de frenos

7.6 De los sistemas de frenos citados en el apartado 7.2, nos referimos exclusivamente al sistema de frenos con válvula medidora de presión hidráulica de frenada, por ser de aplicación mayoritaria.

La Fig. 34.33 muestra el esquema simplificado de sistema de freno con válvula medidora y de antideslizamiento para rueda única por sencillez. La presión hidráulica de frenada es función de la fuerza que se aplica en el pedal y del desplazamiento del mismo, y es controlada por la válvula medidora. Nótese la presencia de una válvula antideslizamiento, entre la válvula medidora y los discos de freno. La válvula antideslizamiento tiene la función de modular la presión hidráulica, ajustada por la válvula medidora, con el fin de eliminar el deslizamiento del neumático. Tenga presente el lector que la válvula de antideslizamiento sólo puede hacer una cosa, disminuir la presión hidráulica en las líneas que conducen a los frenos.

¹ Uno de cada 3.000 despegues termina en RTO, conforme a las estadísticas, y una parte de ellos con el avión fuera de la pista. Por ello, para el caso de frenos de discos de acero, se estudia la conveniencia de certificar el avión con "frenos usados", con el 90% al menos de desgaste acumulado. Afortunadamente, los frenos de carbono no guardan esta relación, y exhiben muy poca o nula degradación de energía cinética de frenada con su estado de desgaste.

El sistema esquemático de la Fig. 34.33 se puede aplicar a configuraciones de ruedas y frenos más complejas, con adición de nuevos componentes. Así, por ejemplo, la Fig. 34.34, más adelante, muestra un sistema doble que reúne características de:

- a) Redundancia, que se obtiene por la doble disposición de unidades: si falla el sistema de frenada de ruedas exteriores está disponible la de interiores.
- b) Freno de estacionamiento con capacidad de emergencia.
- c) Medios de frenada alternativa.

Válvula medidora de presión hidráulica

7.6a Se dice que el sistema de frenos del avión comercial es de tipo integral porque la presión hidráulica de servicio de frenos proviene del sistema hidráulico general del avión, es decir, no existe un circuito hidráulico presurizado independiente. En la práctica hay aplicaciones donde la presión hidráulica del circuito de frenos debe ser aumentada, otras veces es conducida directamente a este circuito, como sucede en algunos aviones de combate. No obstante, en los aviones comerciales la presión de servicio (típicamente 3.000 psi) debe ser regulada en una válvula medidora de presión hidráulica.

La función de esta válvula es regular la presión hidráulica que se envía al sistema de frenos, en respuesta a la señal de mando que hace el piloto sobre los pedales. La válvula se denomina también *válvula de control de frenos*.

Así, pues, la válvula medidora, Fig. 34.33, está conectada directamente a los pedales de freno, bien por conexión mecánica

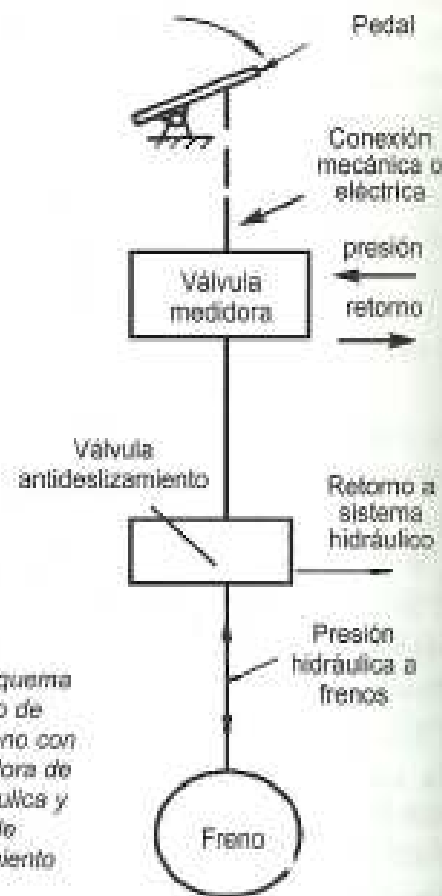


Fig. 34.33 Esquema simplificado de sistema de freno con válvula medidora de presión hidráulica y válvula antideslizamiento

o a través de transductores que transportan una señal eléctrica proporcional a la presión ejercida sobre el pedal. Desde el punto de vista hidráulico la válvula está conectada al circuito de presión y al de retorno, y por supuesto a las líneas del sistema de frenos.

La Fig. 34.33a es el modelo didáctico que emplearemos para estudiar su funcionamiento. La válvula consta de un pistón que desliza en el cuerpo principal de la válvula, un cilindro, en cuyo interior hay un pasador que tiene en sus extremos dos conos. Los conos asientan sobre orificios de paso del fluido hidráulico. Observe el lector las puertas de presión, la de retorno y la línea hidráulica al circuito de frenos.

La ilustración de arriba es la situación de equilibrio, y advertimos que los conos de asiento del pasador interno de la válvula se encuentran así el cono inferior no está ajusta-

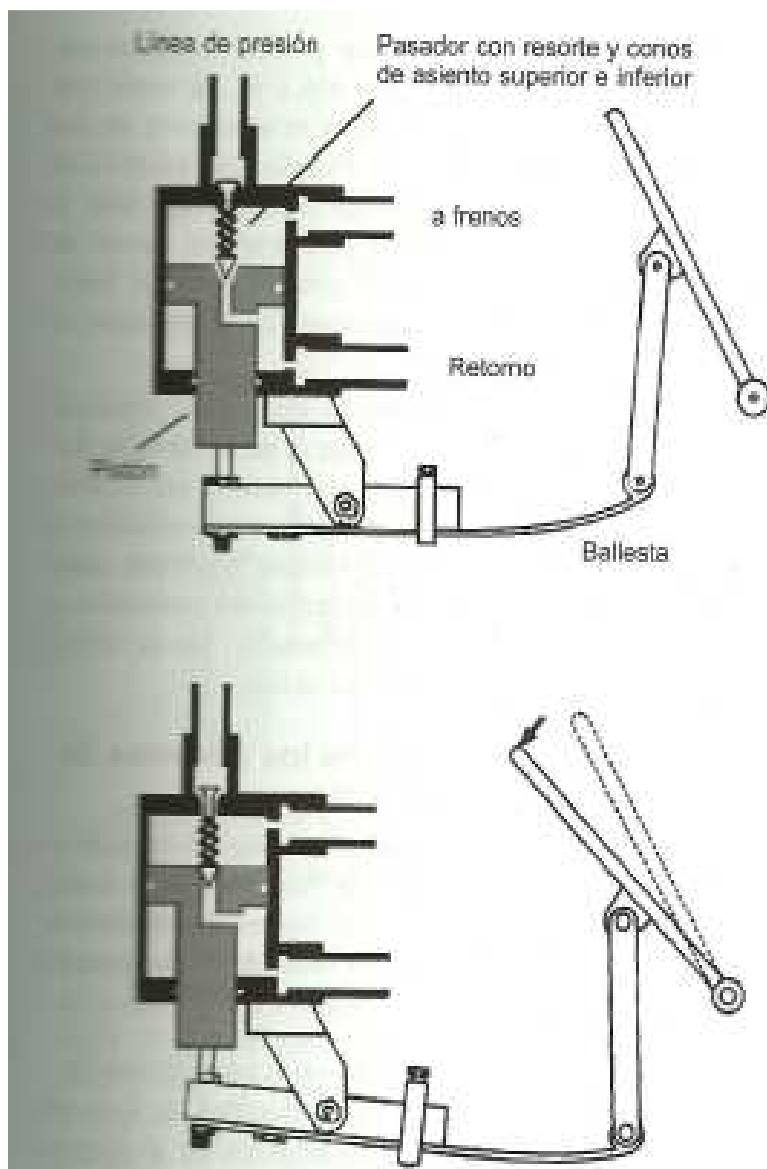


Fig. 34.33a Esquema de válvula medidora de presión hidráulica.

de sobre su asiento, de manera que las líneas de presión y retorno están comunicadas. Por supuesto, a línea de retorno es una vía más fácil de salida para el fluido que adentrarse en este instante por el circuito de frenos.

Ahora bien, cuando se pisa el pedal, ver gráfico inferior, la ballesta empuja hacia arriba el pistón de la válvula, éste hace contacto con el cono inferior y cierra el orificio de paso de fluido hacia la línea de retorno; a la vez, el pasador empuja el cono superior hacia arriba. La presión hidráulica aumenta en la cámara del pistón y se transmite a la línea del circuito de frenos. Si se mantiene

el empuje sobre el pedal de freno, a medida que aumenta la presión hidráulica en el circuito también lo hace en la cámara del pistón.

En cierto instante de este proceso la presión hidráulica alcanza un valor tal que inicia el desplazamiento del pistón hacia abajo, venciendo la oposición de la ballesta. Tanto la presión hidráulica como el propio resorte del pasador de los conos hará que el cono inferior continúe pegado a su asiento y seguir el movimiento del pistón, circunstancia que terminará por asentar el cono superior a su asiento. El líquido hidráulico a presión queda atrapado de esta forma en el circuito de frenos.

Una pregunta ¿Cuál es realmente el valor de la presión hidráulica de salida de la válvula medidora? Depende del empuje ejercido sobre el pedal, esto es, del empuje de la ballesta sobre el pistón como respuesta al desplazamiento del pedal de freno. Si el empuje es ligero quiere decirse que el desplazamiento del pistón será pequeño, y por tanto una presión moderada en el circuito de frenos puede vencer el empuje de la ballesta y llevar la válvula a una situación de equilibrio.

La válvula medidora permite también compensar la expansión térmica del fluido. Admitiendo que el freno de estacionamiento del avión (v. 7.12) mantiene un empuje constante sobre el pedal puede ocurrir que la temperatura del fluido en el circuito de frenos aumente. En consecuencia aumenta

la presión en la cámara del pistón y por tanto la fuerza que el fluido ejerce sobre el pistón. El pistón se mueve ligeramente hacia abajo y permite que el cono inferior se separe de su asiento, esto es, permite aliviar presión hidráulica hacia la línea de retorno. A medida que desciende la presión hidráulica en la cámara del pistón la tensión opuesta de la ballesta lleva de nuevo el sistema al punto de equilibrio.

Sistema de antideslizamiento

7.7 El sistema antideslizamiento es el conjunto de mecanismos que controlan la presión hidráulica de los frenos con el fin de:

- Prevenir el deslizamiento excesivo de las ruedas por la pista y la consiguiente pérdida de rozamiento entre los neumáticos y el pavimento.
- Alargar la vida de servicio de los neumáticos.

Los sistemas de antideslizamiento se clasifican en: sistemas "On-Off" y sistemas proporcionales.

Originariamente, los sistema antideslizamiento se introdujeron en aviación con el fin de mejorar las condiciones de trabajo de los neumáticos y alargar su vida de servicio. Fue consecuencia de la evolución del avión, cuando el piloto era incapaz de "sentir" lo que pasaba en las ruedas. Los primeros sistemas eran mecanismos del tipo "On-Off", de puesto y no puesto. A medida que los aviones aumentaban en peso y velocidades operacionales en la pista el sistema derivó hacia sus fines actuales, mencionados antes en orden de importancia.

Los sistemas proporcionales tienen la facultad de modular la presión hidráulica de los frenos en función de la señales de entrada recibidas. En aviación comercial se emplean sólo los sistemas proporcionales.

7.8 El mantenimiento de la fricción óptima entre los neumáticos y el pavimento no

es fácil de conseguir y sólo, en alguna medida, nos aproximamos a él, de modo manual, cuando se frena el automóvil en una pista de hielo. La frenada más efectiva en estas condiciones es bombear tan sólo la presión necesaria para que las ruedas se deslicen lo menos posible sobre el hielo. Tan pronto como empieza el patinazo se suelta el pedal.

Este procedimiento manual de antideslizamiento reúne, desde el punto de vista físico, las características deseables operacionales que debe tener el sistema automático: la fricción óptima de frenada se obtiene cuando la velocidad tangencial del neumático es algo menor, pero no mucho, que la velocidad de traslación del avión.

Componentes de los sistemas de antideslizamiento

7.9 El sistema básico (Fig. 34.35) consiste en transductor de velocidad de la rueda, circuito o unidad de control de antideslizamiento y válvula medidora de presión hidráulica ya descrita.,

a) Transductor de velocidad de rueda

El transductor de velocidad de la rueda tiene la función de suministrar al sistema una señal eléctrica proporcional a la velocidad angular de la rueda. El transductor se aloja en la propia rueda, convenientemente aislado para preservarlo de la suciedad y otros agentes contaminantes.

Hay dos tipos de transductores: de corriente continua y alterna. El transductor de corriente continua tiene la armadura del generador unida a la rueda, de tal manera que gira con ella. El giro de la armadura en el campo magnético del generador proporciona una tensión de salida que es función de la velocidad angular de la rueda.

El transductor de corriente alterna es similar al anterior, lo que sucede es que la señal de voltaje de salida es variable y su

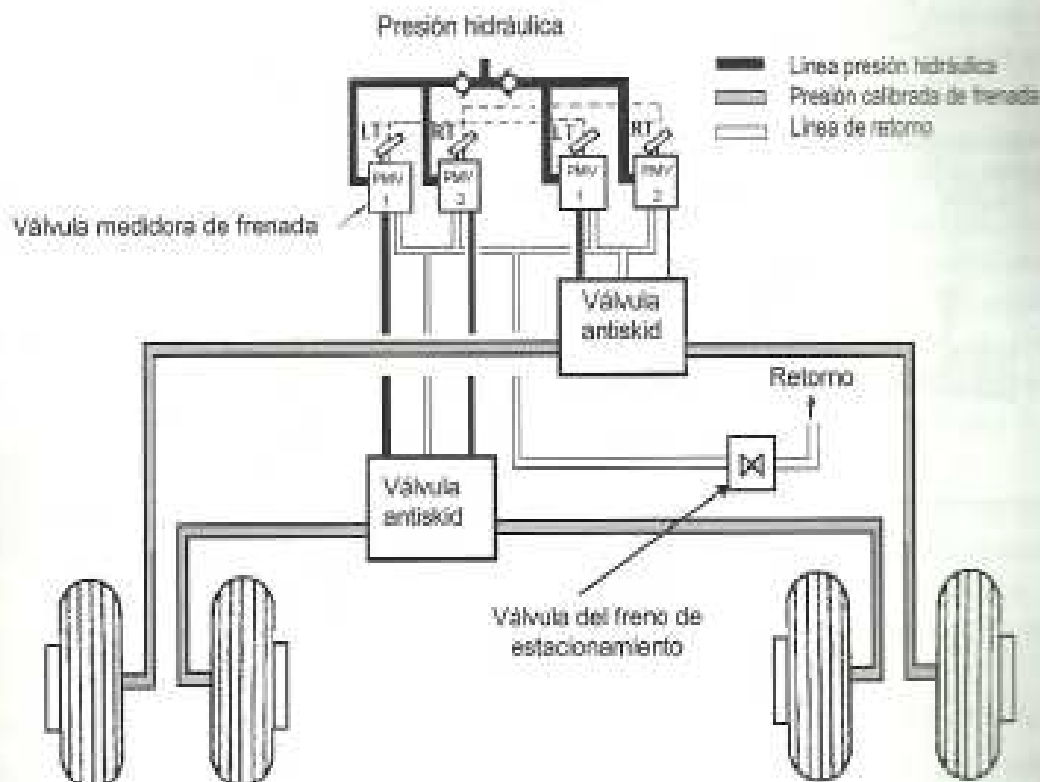


Fig. 34.34 Esquema de sistema doble de frenos (redundancia), freno de estacionamiento y de emergencia y opción de frenada alternativa (Nota.— Por conveniencia en la ilustración, la expresión válvula "antiskid" se refiere a la válvula de antideslizamiento).

frecuencia depende de la velocidad angular de la rueda y del número de polos del generador. El campo magnético se produce con imán permanente. El transductor de corriente alterna es el más empleado por la mayor precisión de medida que se obtiene con la selección del número de polos adecuado (del orden de 150).

La Fig. 34.34a muestra un esquema de transductor de c.a.. La unidad está montada en el eje de la rueda y consta de un conjunto rotor y estator dentado, de hierro, que forman el circuito magnético. El rotor participa del movimiento de la rueda. Cuando los dientes del rotor y estator están perfectamente alineados el flujo magnético que recorre la bobina es máximo; a la inversa, cuando están opuestos el flujo magnético es mínimo. La bobina situada en el interior del campo magnético detecta estos cambios y origina una tensión de salida que es proporcional a la

velocidad de paso de los dientes del rotor y el número de los mismos.

b) Unidad de control

La unidad de control de antideslizamiento tiene tres funciones básicas:

a) conversión de la señal de corriente alterna (si procede, por usar el sistema un transductor de c.a.) al correspondiente valor de corriente continua; b) computación de la señal; c) generar la señal de salida para actuación de la válvula de antideslizamiento.

La computación es el proceso de comparación de la señal de velocidad angular de la rueda con la que tiene de referencia el sistema. Si son distintas se produce una señal error destinada a la válvula de antideslizamiento. La señal de referencia se corresponde con la velocidad de deslizamiento óptima de la rueda, aquella que proporciona el máximo coeficiente de rozamiento. La señal

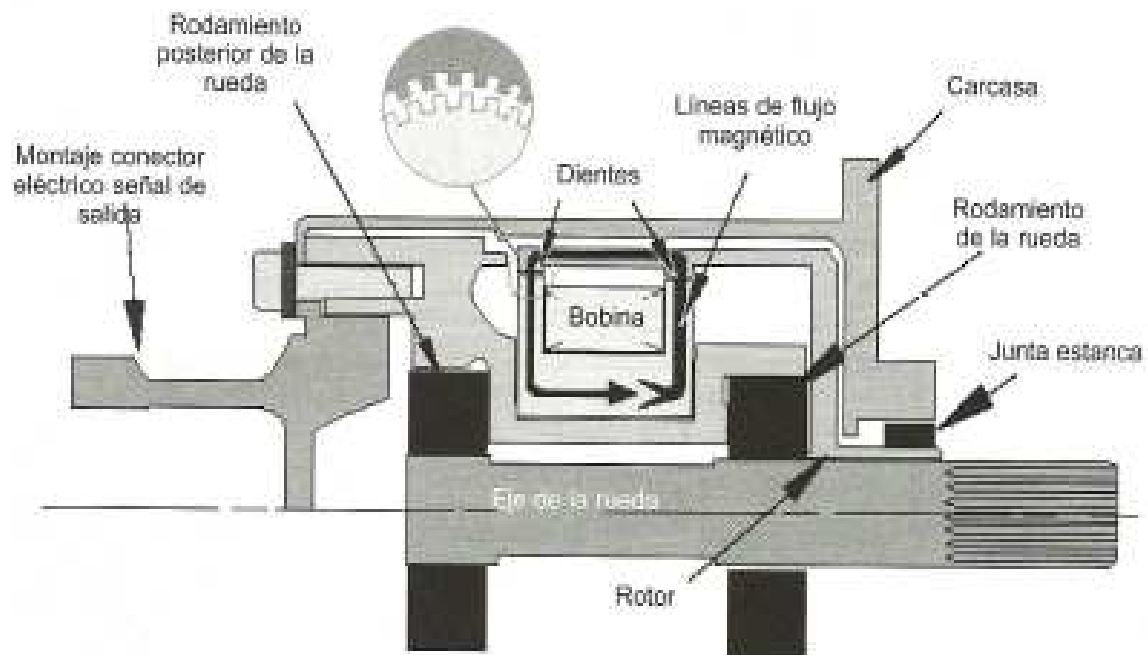


Fig. 34.34a Transductor de velocidad angular de la rueda.

de salida se amplifica y se envía a la válvula de antideslizamiento, cuyo funcionamiento veremos a continuación, en el apartado c).

La computación se efectúa en la actualidad de modo digital, con microprocesadores de gran capacidad matemática. Ello es así por el gran número de cálculos y comparaciones que se efectúan en esta fase, antes de enviar la señal de salida. La velocidad del microprocesador es esencial para el sistema de antideslizamiento. Para que los tiempos de respuesta sean los más rápidos posible el *software* de estos microprocesadores está programado en "código máquina" y no en otro de más alto nivel que necesita interpretación durante su ejecución.

c) Válvula de antideslizamiento

La válvula de antideslizamiento previene el deslizamiento de la rueda por la pista cuando se aplica presión excesiva de freno.

La normativa requiere que la válvula sea "fail safe". A efectos prácticos esto quiere decir que su posición no operativa (sin corriente eléctrica) es la de abierta. En esta

posición permite el paso sin restricciones del fluido hidráulico.

La Fig. 34.35 pone de relieve la necesidad de que la válvula de antideslizamiento fun-

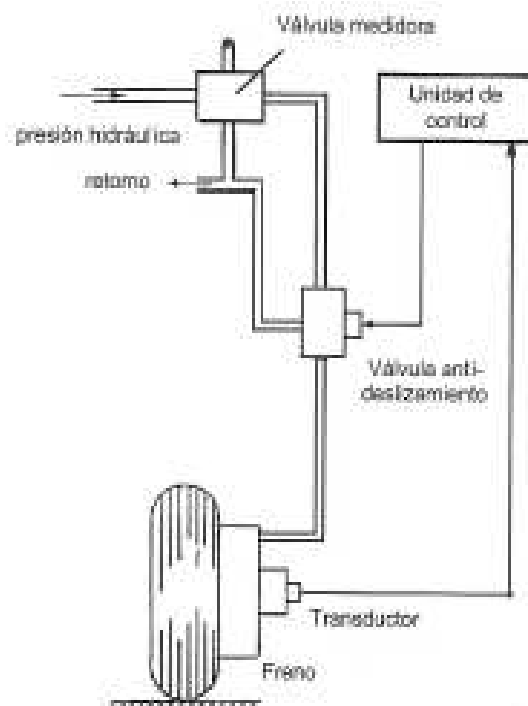


Fig. 34.35 Componentes básicos del sistema de antideslizamiento.

cione según principio *fail safe*. Ello es así por su posición intermedia en el sistema de frenos. La válvula inicia su movimiento de cierre a medida que recibe señales eléctricas de la Unidad de Control de Antideslizamiento, UCA. Ahora bien, permanece abierta si hay avería en la válvula, circunstancia que deja las ruedas sin protección al deslizamiento. En todo caso es evidente que ésta es una situación más favorable desde el punto de vista operativo que provocar el corte al paso del fluido hidráulico a los frenos.

Se pueden distinguir dos etapas en la válvula (Fig. 34.36):

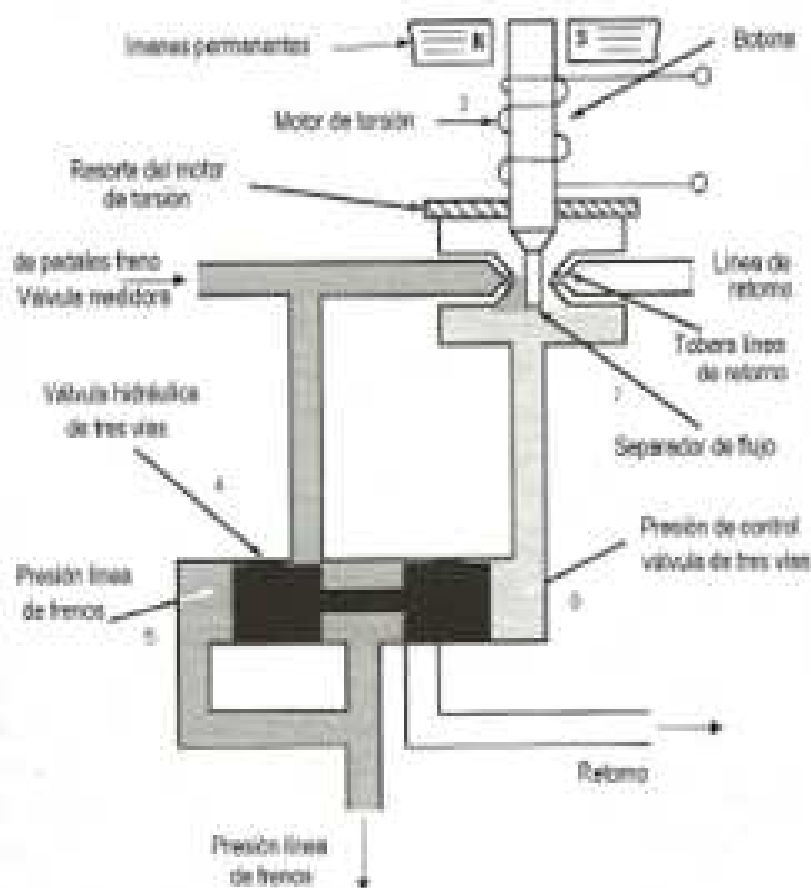
- a) etapa que convierte la señal eléctrica recibida de la UCA en señal hidráulica;
- b) etapa que emplea la señal hidráulica para pilotar la válvula en el circuito de alta presión de frenos.

Primera Etapa. La transformación de señal eléctrica en hidráulica se realiza con la ayuda de un motor de torsión (2).

La armadura del motor está suspendida de un electroimán y recibe señal eléctrica para girar, como un péndulo, en un sentido o en otro. Observe que los giros se comunican a la lámina del separador de flujo. El separador de flujo está situado entre la línea hidráulica que procede de la válvula medidora (donde hay presión de frenada) y la boca de retorno.

El flujo magnético constante de los imanes permanentes que actúa sobre la armadura del motor de torsión se modifica de acuerdo con las señales eléctricas que proceden de la UCA.

Segunda Etapa. La señal hidráulica de la primera etapa es de baja potencia y se amplifica en una válvula de tres vías, Fig. 34.36 (señalada con el número 4).



Con el fin de explicar la operación consideremos que la UCA detecta deslizamiento excesivo de una rueda. Produce una señal eléctrica en el sentido de girar el separador de flujo hacia la izquierda de la figura. Este movimiento libera presión hidráulica en el canal de control (6) hacia retorno (aumenta la sección de paso en la boca de retorno). Por tanto el carrete de la válvula (4) se desplaza hacia la derecha pues se alivia presión en esa parte del circuito.

Observe el lector que la presión de frenada disminuye puesto que este movimiento descubre la salida que comunica con retorno. Como la presión real de frenos llega también al canal de referencia (5), en el otro extremo del carrete, se alcanza en este proceso de nuevo la igualdad de fuerzas en ambos extremos de la válvula, hasta que se produzca nueva señal eléctrica de control.

Frenos automáticos

7.10 Los frenos automáticos se emplean en muchos aviones comerciales y de aviación general debido a las mejoras en seguridad y confort que aportan para el pasajero. No obstante, recuérdese que el objetivo técnico fundamental de los frenos automáticos es disminuir la carrera de aterrizaje.

Los frenos automáticos permiten aplicar presión hidráulica a los discos de frenos con una intensidad predeterminada, en un modo de funcionamiento alternativo al propio que puede ejecutar el piloto.

El sistema de frenos automáticos está hoy día, como es lógico, integrado en el general de frenos, junto al de antideslizamiento, con el que comparte unidades y forma una unidad integral.

Requisitos y operación del sistema de frenos automáticos

7.11 En síntesis, los requisitos son los siguientes:

a) Optimizar la frenada del avión y mantener desaceleración constante durante toda la carrera de aterrizaje.

b) Suministrar máxima presión de frenada en caso de despegue abortado (RTO).

c) Frenada simétrica.

d) Principio de funcionamiento *fail safe*.

e) Compatibilidad con el sistema de antideslizamiento.

f) Desgaste normal de frenos y neumáticos en operaciones de frenada automática.

g) Desarme del sistema por avería, por aplicación de frenos por parte del piloto, o por avance de mando de gases.

El sistema es armado por el piloto, bien en el aire antes del aterrizaje o en tierra antes del despegue. Siendo su control de naturaleza digital, el sistema incorpora inhibidores por distintas funciones del avión, como ajuste del mando de gases, velocidad del avión, condición de velocidad angular de las ruedas, y naturalmente por los cambiadores de modo tierra-aire.

Armado el sistema, si se cumple toda la lógica del circuito, el controlador de frenos automáticos envía señales eléctricas a la válvula medidora de presión hidráulica, que es la encargada de regular la presión de frenada. La desaceleración del avión se controla de acuerdo con el grado de frenada seleccionado por el piloto.

Tipos

7.11a Hay dos sistemas al uso, de tres y cinco niveles.

Sistemas de tres niveles

Son sistemas que se acogen a la norma práctica (SAE ARP 4102/2) de proporcionar al menos tres niveles de frenada, que se distinguen como MIN (LOW), MED y MAX (mínima o baja, media y máxima).

La posición MIN proporciona aceleración de frenada entre 0,1g y 0,2g; la posición MED de 0,2g a 0,3g, y MAX es la máxima



Fig. 34.37 Pulsadores selectores de frenada automática de tres niveles.

El sistema se arma pulsando uno de los botones LO, MED o MAX, en tanto existe presión hidráulica y energía eléctrica para la válvula de antideslizamiento. La frenada automática se inicia cuando se extienden los spoilers de tierra. Se desactiva si falla alguna de las condiciones de armadura; a) cuando se pulsa el botón correspondiente, b) cuando se aplica una fuerza determinada en pedales de dirección, o (c) con la retracción de spoilers. LO y MED son modos de aterrizaje, y MAX es modo de despegue. En MAX se aplica máxima presión de frenada cuando se extienden los spoilers de tierra.

disponible para el avión en particular. Ver detalles complementarios en la Fig. 34.37.

Sistemas de cinco niveles

Aquí, el piloto puede seleccionar hasta cinco niveles de desaceleración (4 grados de frenada intermedios más uno de máxima). Suelen incluir un modo especial para RTO y AUTO.

En modo RTO, para abortar despegue, el sistema envía presión total de frenada en cuanto se comprueban dos condiciones: a) retracción del mando de gases; b) velocidad del avión superior a 85 nudos.

En modo AUTO los sistemas más avanzados ajustan de forma automática el nivel de frenada a la velocidad de contacto del avión.

Frenos de estacionamiento

7.12 El freno de estacionamiento en el avión comercial cumple tres funciones:

- Primero, es una exigencia legal, la de aplicar el freno de estacionamiento durante la evacuación de emergencia para permitir un tiempo mínimo de detención del avión de 5 minutos, condición de protección básica para pistas contaminadas (barro, hielo, ...), pequeños taludes, etc.
- Estacionamiento del avión sin necesidad de calzos. Los operadores aprecian la posibilidad de mantener el avión en esta si-

tuación por un periodo largo de tiempo, digamos 18 horas. (Nota: también es cómodo para el piloto aplicar frenos de estacionamiento durante esperas en la calles de rodadura en aeropuertos muy congestionados de tráfico).

- Precisamente, mantener el avión en posición mientras se calza.

Así, pues, se puede hablar de estacionamiento por "largos" y "cortos" periodos de tiempo, y en función de ellos los sistemas son distintos.

Téngase siempre presente una idea, a los efectos de mantener suficiente frenada de estacionamiento: existe una pérdida paulatina de presión hidráulica a través de las válvulas y componentes del sistema de frenos.

Periodos largos de estacionamiento

Para *periodos largos de estacionamiento* se usan dos variantes. El primer método es el convencional, esto es, cuando los pedales están conectados a la válvula medidora de presión hidráulica mediante cable u otra conexión mecánica. En el segundo, tipo independiente, los pedales transmiten una señal eléctrica que se envía a la Unidad de control de frenos.

El *freno convencional* se basa en un resorte que, con un gancho, mantiene los pedales en posición de frenada. El gancho está

unido con cable a una palanca situada en la cabina. Para poner los frenos el piloto pisa los pedales a fondo y tira de la palanca del gancho. Cuando retira los pies de los pedales éstos quedan en posición de frenada, fijos por el gatillo del gancho. Para quitar los frenos se pisan ambos pedales (unas veces sin tocar el mando de cabina, otras hay que meterlo). Un acumulador hidráulico suministra presión hidráulica en caso de que no estén en funcionamiento las bombas hidráulicas eléctricas o mecánicas.

El *freno de estacionamiento independiente* tiene una válvula especial de freno que recibe presión hidráulica a través de la válvula de lanzadera, válvula que separa el sistema normal de frenos del avión y el de estacionamiento. La presencia de un circuito independiente, con su propio acumulador hidráulico, permite usar este sistema como freno de emergencia en caso de avería del principal, eso sí, a costa de mayor complejidad y número de componentes a bordo.

Períodos cortos de estacionamiento

El sistema para períodos cortos de estacionamiento proporciona presión hidráulica en los frenos durante unos 30 minutos. El sistema consta de válvula de dos vías, situada entre la válvula medidora de presión

hidráulica y los propios frenos. Además, el circuito cuenta con una válvula antirretorno y válvula de alivio térmico.

El piloto aplica los frenos de estacionamiento pisando los pedales a fondo. La válvula antirretorno permite que la presión hidráulica llegue a los frenos. Cuando quita los pies de los pedales la válvula medidora cierra la línea y la presión hidráulica permanece en las tuberías que conducen a los frenos. Para quitar los frenos se actúa sobre una palanca en cabina que pone en comunicación directa la línea de frenos y la válvula de control de frenos, sin pasar por el circuito de las válvulas antirretorno y de alivio térmico.

Como sabemos, la válvula de alivio térmico previene de la excesiva presión hidráulica que puede presentarse con el aumento de temperatura del fluido hidráulico después de una frenada. La válvula de alivio térmico permite el sangrado de líquido al circuito de retorno. Precisamente, en el polo opuesto, con el descenso de la temperatura del líquido disminuye la presión hidráulica en los frenos hasta el punto de ser insuficiente para mantener estacionario el avión.

Por lo general se puede contar con un período efectivo de frenada de estacionamiento de unos 30 minutos.

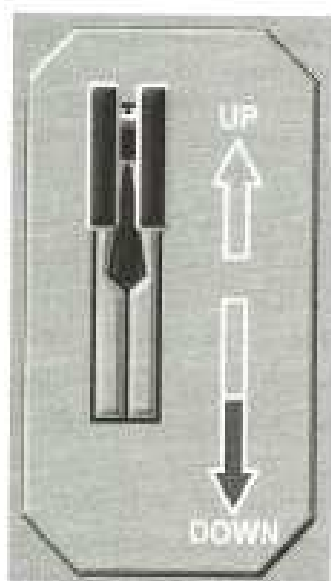


Fig. 34.38 Mando de tren de aterrizaje

UP Retrae el tren. Secuencias típicas son las siguientes: se aplica presión hidráulica de forma automática a las ruedas principales para detener la rotación. El giro de las ruedas de proa se detiene por rozamiento con zapatas ubicadas en el alojamiento del tren de proa.

DOWN Extiende el tren. Actúan todos los mecanismos de bloqueo de tren abajo.

FLECHA DOWN, en color rojo. Indica que el tren no está abajo y bloqueado cuando concurre una de las siguientes condiciones:

- a) Radioaltímetro por debajo de 750 ft y ambos N1 por debajo de 75%, o
- b) Radioaltímetro por debajo de 750 ft y selección FULL o similar de flaps.

Nota. Existen normalmente otras condiciones particulares que no se citan aquí.

8. CONTROLES E INDICADORES

8.1 La extensión y retracción del tren se controla con una palanca de tres posiciones (UP, OFF, DOWN), para tren arriba, palanca en posición neutra y tren abajo. Los últimos aviones que entran en el mercado presentan dos posiciones, eliminando la posición neutra OFF (ver Fig. 34.38).

La posición UP cuenta normalmente con las protecciones siguientes, entre otras que pueden ser aplicables: a) Blocaje de la retracción cuando alguno de los amortiguadores del tren no está completamente extendido o la rueda de proa no está centrada; b) Detección automática del giro de las ruedas del tren principal y de proa con la apertura de las compuertas del tren.

La posición DOWN cuenta con la extensión automática cuando la velocidad del avn desciende a un cierto valor, digamos 200 nudos.

Si el tren no está asegurado y bloqueado en sus posiciones se ilumina una señal o panel tipo de aviso. Así, por ejemplo, en la Fig.

34.37 se ilumina en rojo UNLK si el tren no está bloqueado en la posición seleccionada. El triángulo se ilumina en verde si el tren está bloqueado abajo.

La normativa exige un medio alternativo para extensión del tren cuando falla el sistema normal. El mando de emergencia permite bajar el tren por gravedad ante la imposibilidad de hacerlo por otro medio. El mando de extensión del tren en emergencia despresuriza el ramal del sistema hidráulico del tren mediante una válvula de corte.

El sistema de antideslizamiento se activa con un interruptor de cabina, con posiciones ON y OFF. El sistema está inoperativo en OFF, de manera que el piloto debe regular la presión hidráulica que aplica en los frenos con el fin de evitar el bloqueaje de las ruedas.

La Fig. 34.39 es un resumen de pantalla digital de presentación de datos del tren de aterrizaje. Estas indicaciones se complementan, según los casos, con otros instrumentos de panel.

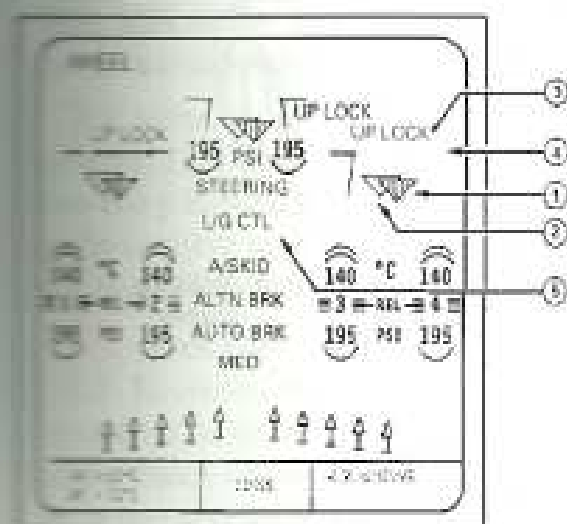


Fig. 34.39 Ejemplo de pantalla digital de presentación de datos del tren de aterrizaje.

Los dos triángulos (símbolos 1 y 2) indican situación de tren conforme a las señales recibidas de los detectores dobles de proximidad. Los símbolos triangulares se muestran en verde o en rojo según las circunstancias detectadas. La marcación 4 es el símbolo gráfico de posición de las compuertas del tren, en este caso completamente abierta. La marcación 5 en ámbar indican una contradicción entre la posición de la palanca del tren y la física del tren.

La leyenda "STEERING" en el centro del panel indica avería del sistema de dirección de ruedas de proa. Hay indicación que el sistema AUTO BRK de frenos automáticos está armado y ajustado a intensidad media de frenado (MED). Se muestra asimismo la temperatura de frenos en grados centígrados y presión de neumáticos.

La indicación ALTN BRK indica que el sistema de frenos está trabajando con presión hidráulica del sistema alternativo. La indicación A/SKID aparece en ámbar cuando hay averías en los circuitos lógicos del sistema o cuando el interruptor está en OFF. Aunque no están indicadas en la pantalla hay marcaciones previstas para la posición del freno de estacionamiento, con el mensaje PARK BRK, que puede aparecer en verde o en ámbar, según la fase de operación.

La anatomía de un tren de aterrizaje avanzado

El bogie del tren del *Boeing 777*, con seis ruedas en triple pareja en tándem, fue la solución de menor peso que se encontró para el avión. Sus características, reseñadas en el gráfico, constituyen un ejemplo de la anatomía de un tren de aterrizaje avanzado, con neumáticos radiales, frenos de carbono de alta resistencia al desgaste durante el rodaje, y dirección en el eje posterior del bogie. La dirección en este eje se activa de forma automática cuando las ruedas de proa giran 13° . Así disminuye desgaste de neumáticos, radio de giro y empuje de maniobra. Actualmente es el tipo de tren con mejor flotación en su clase. El ACN del avión en pavimento flexible es 50, para un peso bruto de 270.000 kg.

