

ATA 32

TREN DE ATERRIZAJE

Tren de aterrizaje

1. FUNCIÓN, TIPOS Y REQUISITOS

1.1 La función del tren de aterrizaje es absorber las cargas de aterrizaje, hasta un valor aceptable para las condiciones de resistencia de la estructura del avión.

El tren de aterrizaje consta de dos conjuntos fundamentales: principal y auxiliar.

a) Tren de aterrizaje principal

Soporta la mayor parte del peso del avión en tierra. Está constituido por dos conjuntos de una o más ruedas, cada uno a un lado del eje longitudinal del avión.

Además de esta rueda o combinación de ruedas, el tren principal incluye otros mecanismos que cumplen funciones diversas en la operación del tren, tales como amortiguadores, frenos, martinets hidráulicos, etc.

b) Tren de aterrizaje auxiliar

Consiste en un conjunto de una o más ruedas, situadas en la proa o en la zona de cola del avión, que completa la función de tripode.

Configuración del tren

1.2 Los trenes de aterrizaje se clasifican por el número y disposición de ruedas, por sus características de articulación, por el sistema de suspensión, y por la geometría del sistema de suspensión.

Tipos por número de ruedas

1.3 Es la clasificación estándar. La tipología se establece por el número de ruedas que tiene el tren y por la geometría de su posición.

El número de ruedas depende del peso del avión y de la consistencia del pavimento de las pistas que tiene previsto utilizar (ver el tema Flotación).

La geometría de posición de las ruedas más comunes se sitúan dentro de estos grupos:

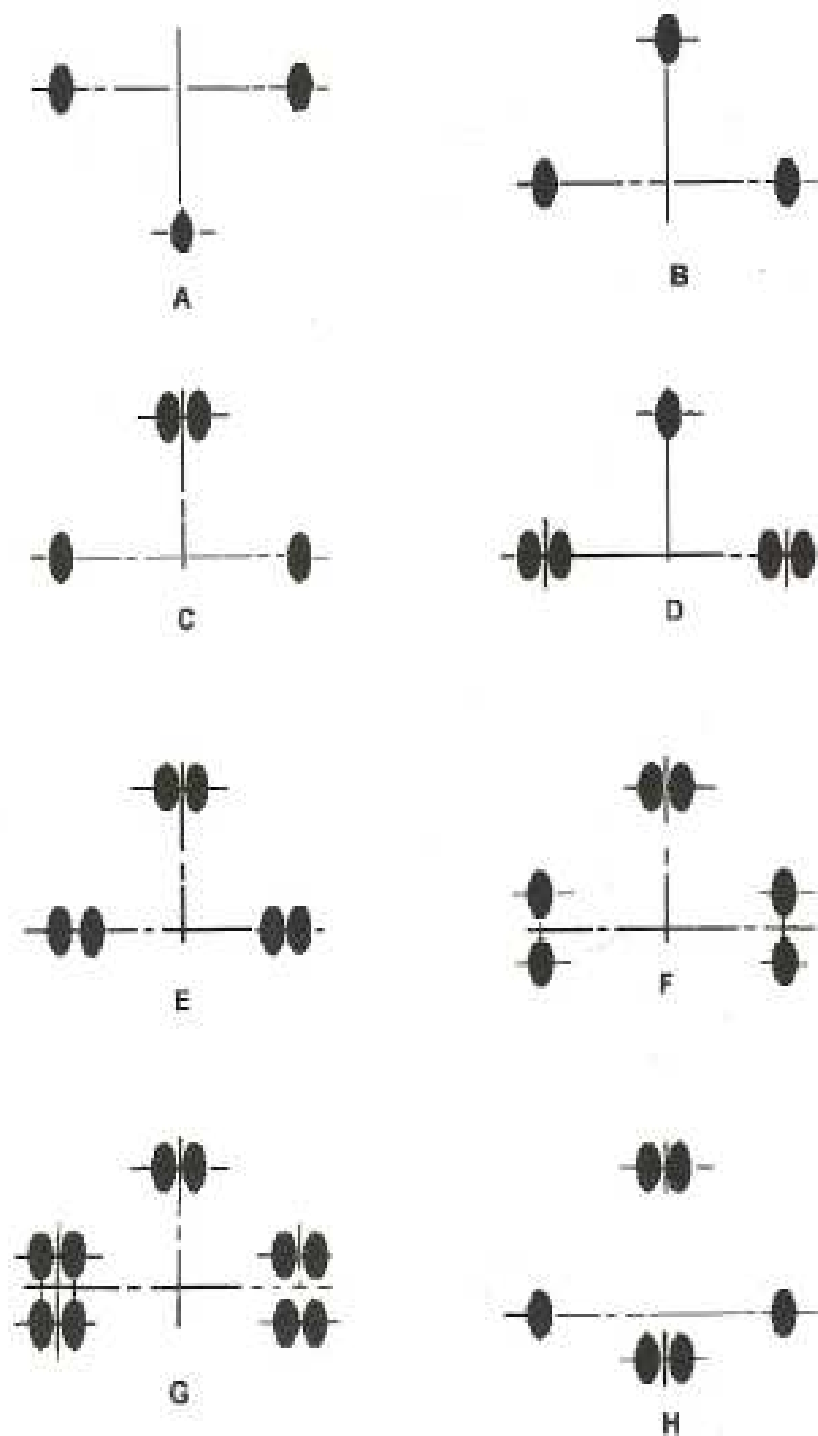


Fig. 34.1 Configuración de trenes de aterrizaje por número y disposición de las ruedas.

Tren triciclo (ver Fig. 34.1, B)

Denominación general que se aplica a la configuración de tres patas, una situada al frente (proa) y dos principales detrás.

Cada pata puede tener su propia configuración de ruedas, como veremos seguidamente.

Si la pata individual del triciclo está situada en la cola la configuración se llama triciclo con rueda de cola (ver Fig. 34.1, A).

También se denomina tren convencional, una expresión antigua que toma como referencia la más moderna de triciclo con pata de proa.

El tren triciclo (con rueda/s en proa) presenta dos ventajas fundamentales:

a) Mejora la visibilidad del piloto al exterior durante las fases de despegue, aterrizaje y maniobras en tierra.

b) Mejora de la frenada del avión. En efecto, la frenada tiende a inclinar el morro del avión hacia adelante, aumentando el peso que soporta la pata delantera y con ello la reacción en el suelo.

Ejemplos gráficos de disposición en planta del tren triciclo son los siguientes:

- La Fig. 34.1, C es un tren triciclo con doble rueda en proa y únicas en las patas principales.

- La Fig. 34.1, D es un tren triciclo con rueda simple en proa y dos en cada pata principal.

- La Fig. 34.1, E es un tren triciclo de doble rueda en proa y dos en cada pata principal (*Boeing 737, Boeing 727, etc.*).

- La Fig. 34.1, G es un tren triciclo con doble rueda en proa y ruedas dobles principales en tándem unidas por una viga de carretón.

Es una configuración muy empleada: *B-747, DC-8, L-1011, etc.*

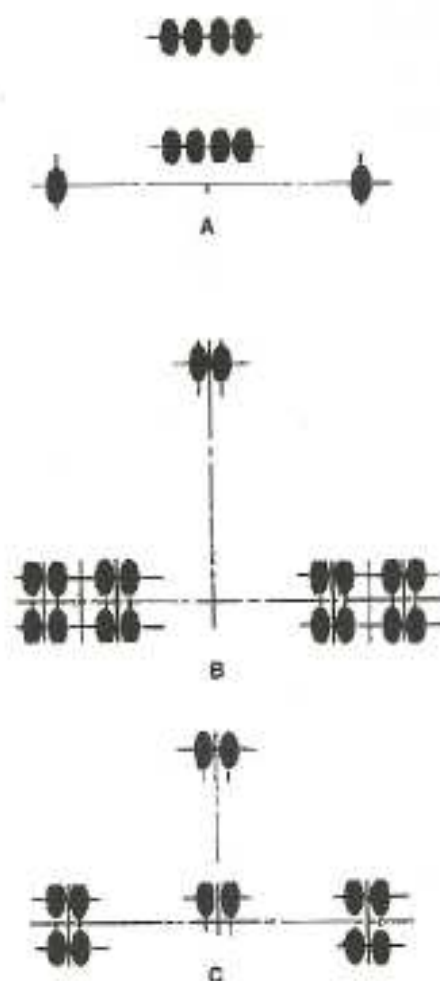


Fig. 34.2 Configuración de trenes de aterrizaje por número y disposición de las ruedas (continuación de la Fig. 34.1).



Tren biciclo del B-47

Tren bicicleta (ver Fig. 34.1, H)

Configuración de dos patas, con una o más ruedas colocadas en tándem, con patas exteriores para mantener la estabilidad en tierra.

El B-47 es un ejemplo clásico de tren bicicleta.

Las ruedas exteriores tienen también la función de aliviar las cargas que se imponen en el tren durante los giros cerrados.

Tren cuadríciclo (Fig. 34.2, A)

Configuración con cuatro patas, cada una en un cuadrante del avión, que se completa casi siempre con dos patas exteriores para estabilidad en tierra (B-52).

Tren triciclo doble (ver Fig. 34.2, B)

Configuración de tren con doble rueda y doble tándem (C-5A).

Tren multiciclo (ver Fig. 34.2, C)

Configuración que da respuesta a las necesidades de flotación de los aviones de gran capacidad y peso. Este ejemplo se compone de doble rueda de proa, dobles principales en tándem, más una doble principal en el eje longitudinal del avión.

Tren triciclo en línea de tres (Fig. 34.2, D)

Es una configuración similar al clásico de doble rueda en tándem, pero con tres ruedas dobles en línea. Su aplicación en el *Boeing 777* ha supuesto la primera presencia del tipo en los aviones comerciales occidentales.

El tren triciclo en línea de tres es un tipo de tren complejo. No obstante, puede ser la solución más ventajosa desde el punto de vista de peso total del avión cuando se precisan 12 ruedas en total (con *bogie* de 4+2+4), o 14, por razones de flotación del avión en la pista. En efecto, si se mantiene el tipo de configuración clásica (triciclo doble, Fig. 34.1, G) sería necesario situar dos ruedas adicionales en el fuselaje central (Fig. 34.2, C) lo cual requiere reforzar considerablemente dicha zona para soporte de la pata central. Puede ser una solución más ventajosa desde el punto de vista estructural aprovechar el soporte existente del tren principal para situar una nueva pareja de ruedas, en una línea de tres. De hecho este tipo de tren fue la solución de menor peso en conjunto que se encontró para el *Boeing 777*.

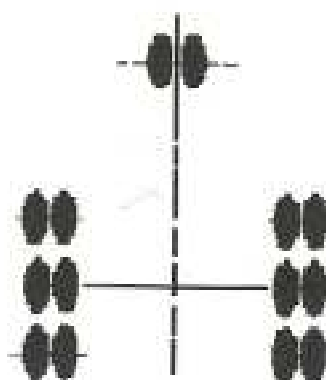


Fig. 34.2 D. Tren triciclo en línea de tres

Tipos por características de articulación

1.4 Los trenes de aterrizaje se clasifican en retráctiles y fijos, en atención a las características de articulación de sus componentes.

Los trenes retráctiles cuentan con la posibilidad de repliegue y alojamiento del tren en compartimentos internos del avión.

El empleo de uno u otro tipo de tren depende de los criterios de simplicidad de diseño del avión y, en particular, de su velocidad de vuelo.

Los aviones pequeños tienen el tren de aterrizaje fijo. Es un tipo de construcción que ofrece mayor resistencia aerodinámica al avance. La idea es aceptar cierta pérdida de velocidad y "performances" del avión, con la contrapartida de menor coste y peso, simplicidad mecánica, y mantenimiento más fácil.

Los aviones de características de vuelo moderadas o avanzadas emplean el tren de aterrizaje retráctil ya que la resistencia al avance del tren fijo resulta excesiva. La resistencia aerodinámica al avance depende, entre otras, de la velocidad al cuadrado del aire, y por tanto aumenta muy rápidamente con este factor. Se puede decir, pues, que desde la II Guerra Mundial todos los aviones, tanto civiles como militares, emplean el tren de aterrizaje retráctil, aunque hay excepciones naturalmente.

Tipos por sistema de suspensión

1.5 Conforme al sistema de suspensión se clasifican de esta forma:

Tren de ballesta

Se emplea como tren principal de algunos aviones. Consiste en un tubo flexible de acero, llamado ballesta, cuya parte superior se atornilla al fuselaje del avión. La parte inferior termina en un eje en el cual se monta la rueda. La ballesta se extiende cuando la rueda hace contacto con el suelo, de modo que se amplía la vía del tren, ver Fig. 34.3. (Nota. Vía es la distancia horizontal entre ruedas y batalla es la distancia entre ejes, Fig. 34.4).

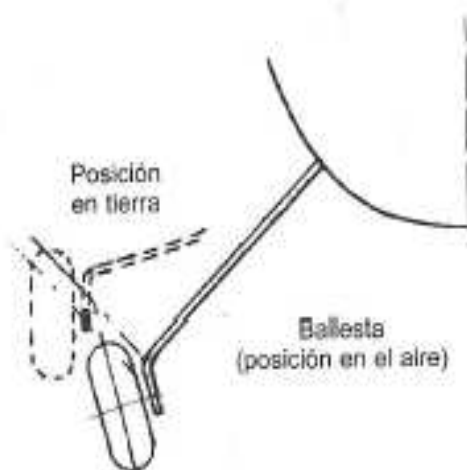


Fig. 34.3 Tren de ballesta, donde se muestra la posición de la ballesta en el aire y con el neumático en contacto con el suelo.

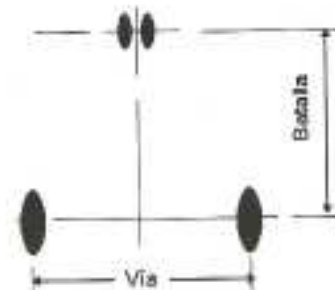


Fig. 33.4 Batalla y vía del tren de aterrizaje

El tren de ballesta produce normalmente desgaste desigual del neumático, pero es muy sencillo y prácticamente está libre de problemas de mantenimiento.

Muchos aviones ligeros tienen esta configuración de tren de aterrizaje.

Tren de cordones elásticos

Es un tipo de suspensión que se emplea también en aviones ligeros. Es común en aviones antiguos dedicados al tratamiento de cosechas (aviones agrícolas).

Las cargas que se transmiten a las ruedas durante el movimiento del avión en tierra son absorbidas por un cierto número de cordones elásticos de caucho dispuestos en forma de lazada.

Tren de amortiguador oleoneumático

Configuración estándar hoy día que estudiamos con detenimiento a lo largo de este capítulo.

Tren de amortiguador líquido

Son verdaderos “resortes líquidos”, que se basan en la compresibilidad de los líquidos a altas presiones. Hacemos un breve comentario, pues no habrá más referencia en el capítulo para este tipo de amortiguador. El amortiguador es un cilindro lleno de un fluido de base silicona, a una presión extraordinariamente alta ($40.000 \div 50.000$ psi, equivalentes a $2.720 \text{ kg/cm}^2 \div 3.400 \text{ kg/cm}^2$)¹.

El amortiguador consta de dos cámaras, superior e inferior, que están separadas por un pistón. Cuando las ruedas del avión hacen contacto con el suelo la carga dinámica de la rueda se transmite al pistón del amortiguador, que es forzado hacia arriba. Este movimiento desplaza cierta cantidad de líquido desde la cámara superior a la inferior. El líquido desplazado pasa por la válvula antirretorno y un orificio de control. La cámara inferior sólo puede acumular parte del líquido desplazado por el movimiento del pistón, de forma que aumenta la presión del líquido en ambas cámaras.

El pistón se desplaza en sentido contrario cuando cesa la carga sobre el amortiguador. El rebote de la rueda está limitado por el orificio de control ya citado, que sólo permite la circulación de una pequeña cantidad de líquido. El orificio de control actúa, pues, como válvula antirebote.

Los amortiguadores líquidos son fiables, compactos y robustos pero, entre otros inconvenientes, requiere que el avión esté sobre gatos para efectuar servicios de recarga. Hay versiones donde se ha mezclado con el líquido una cierta cantidad de nitrógeno con el fin de mejorar la eficiencia de la amortiguación, muy dura, pero en términos generales hay que decir que no son comparables en eficiencia de amortiguación y servicio con los amortiguadores oleoneumáticos.

¹ Los líquidos son compresibles a muy alta presión, como la empleada aquí. Los fluidos de silicona alcanzan una compresibilidad del 15% a la presión de trabajo del amortiguador.

Tipos por geometría de suspensión

1.6 Según la geometría de la suspensión el tren de aterrizaje se clasifica de esta forma:

Tren de suspensión telescópica (Fig. 34.5)

Se dice que la suspensión del tren es telescópica cuando el eje de la rueda está en la prolongación del soporte o pata principal estructural del tren.

Suele ser la solución más económica. No obstante tiene el inconveniente de que la carrera del amortiguador en carga es larga, pues tiene que absorber todo el desplazamiento vertical de la rueda.

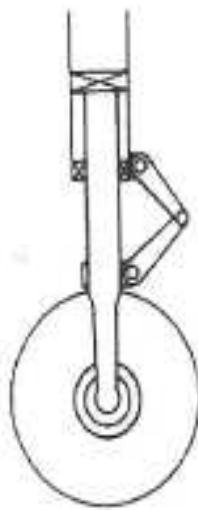


Fig. 34.5 Pata de tren con suspensión telescópica

El tren de aterrizaje telescópico precisa normalmente de un compartimento voluminoso para alojamiento en el avión (tren replegado) debido a la longitud del amortiguador. En muchas ocasiones no es posible conseguir tal volumen, a no ser que se comprima el amortiguador antes de recogerlo. Un ejemplo de este tipo se muestra en la Fig. 34.5a, pero en estos casos puede ser más conveniente el empleo del tren con suspensión de tipo palanca.

Tren de suspensión articulado

Se dice que la suspensión del tren es articulada o de palanca cuando cumple dos condiciones:

a) el eje de la rueda está detrás del soporte o pata

principal estructural del tren

b) el brazo de la rueda se une al soporte principal mediante una articulación a través de la cual puede girar libremente.

Este tipo de suspensión; fig. 34.5b, hace uso del efecto palanca para disminuir la carrera del amortiguador para un determinado desplazamiento vertical de la rueda (ver el comentario de texto "Física del contacto de las ruedas con la pista").

Los trenes de aterrizaje de palanca pueden ser de palanca simple, como el de la Fig. 34.5b, o de palanca compuesta, que son triangulares o cuadrangulares y se colocan lateralmente en el avión, Fig. 34.6.

El tren de palanca ofrece ventajas dignas de mencionarse. Es el caso del avión embarcado que precisa desplazamientos verticales muy grandes de las ruedas (carrera) para absorber la energía cinética vertical que posee el avión cuando entra en contacto con la cubierta del portaaviones. La suspensión de palanca se aplica aquí con ventaja porque, gracias a su sistema articulado, permite una gran carrera de la rueda pero menor del amortiguador (ver Fig. 34.7). Es una construcción de pata más corta a expensas de un amortiguador de cuerpo de mayor diámetro (probable-

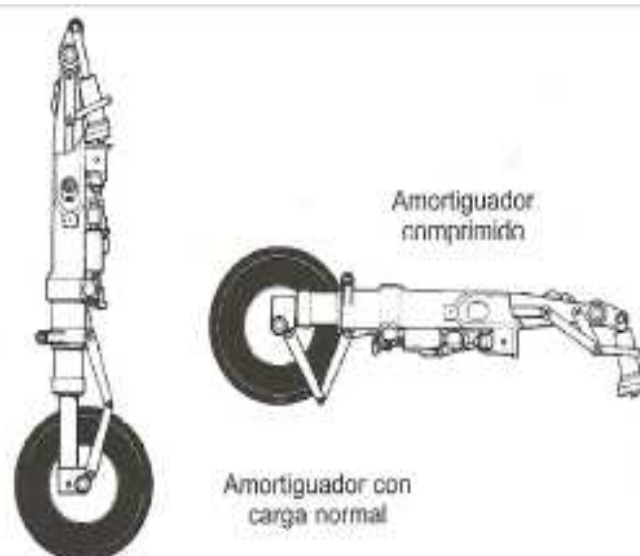


Fig. 34.5a.

A la izquierda pata de tren de proa con amortiguador en actitud de carga normal, comparada con el gráfico de la derecha que la muestra replegada y con el amortiguador comprimido.

Esta solución se adoptó para el avión turbohélice BAe ATP, versión avanzada del HS748. El tren de proa del BAe ATP es más alto que el del 748, debido al mayor diámetro de las hélices, pero conserva el mismo volumen para alojamiento del tren que su predecesor. La solución fue comprimir el amortiguador para acortar su longitud. El inconveniente del amortiguador comprimido es la gran presión interna que existe en el cilindro durante todo el vuelo, con propensión a fugas e incremento general de las tareas de mantenimiento.

mente, también, un tren algo más pesado, porque las cargas en el amortiguador aumentan en la misma proporción que disminuye su carrera).

El tren de palanca suele ser necesario en aviones que operan en pistas poco preparadas. La razón es que la fricción de las ruedas sobre el suelo, para otros factores constantes, es menor en los trenes de palanca que en los telescópicos.

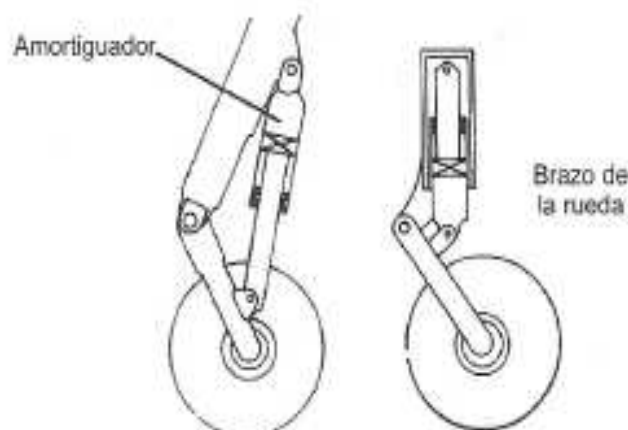


Fig. 34.5b Esquemas de trenes de palanca. Obsérvese el punto de articulación del amortiguador y de pivotamiento del brazo de la rueda. El punto de articulación del amortiguador determina su carrera en función de la propia carrera de la rueda durante la carga dinámica del tren.

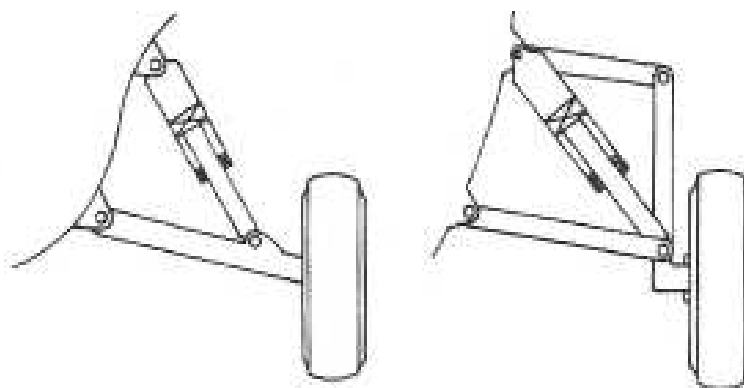


Fig. 34.6. Trenes de palanca compuestos, triangular y cuadrangular.

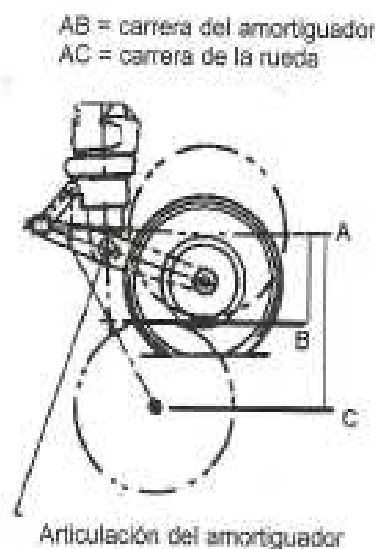


Fig. 34.7 Los trenes de palanca se aplican con ventaja cuando existe poco espacio disponible para su alojamiento en el avión, tras la retracción. Gracias a su sistema articulado permiten una gran carrera de la rueda pero menor del amortiguador, lo que resulta en una pata más corta, de menor longitud.

El tren articulado impone menor carga en el terreno. Las buenas características de flotación se deben a que las ruedas de los trenes de palanca se pueden desplazar hacia atrás, al mismo tiempo que lo hacen verticalmente, bien a causa del impacto o a las irregularidades del terreno. Absorben de manera más eficiente las irregularidades del terreno que se presentan de forma repentina.

Tal es el caso, por ejemplo, del contacto de las ruedas con pequeñas piedras que sobresalen del terreno. El tren puramente telescópico funciona mal en estas condiciones, pues todo el impacto se absorbe verticalmente, con una aceleración vertical alta y casi instantánea.

Sin embargo, la rueda del tren de palanca se desplaza inicialmente hacia atrás a la vez que sube bordeando la irregularidad. Es un proceso mucho más gradual que impone menor aceleración en la pata y carga dinámica en la rueda.

Tipos por sistema de extensión y retracción del tren

1.7 Conforme a esta clasificación los trenes pueden ser:

Sistema de accionamiento hidráulico

Es la configuración general. Los movimientos de extensión y de retracción del tren y sus conjuntos auxiliares se efectúan mediante martinets o actuadores hidráulicos.



Bombardero B-47, en fotografías como versión XB-47 (primer vuelo 17-12-1947)

El B-47 ha pasado a la historia por dos innovaciones tecnológicas de gran éxito posterior en el campo civil y militar: 1) por su ala alta de gran flecha; 2) la gran apuesta de situar su seis motores *Alison J-35* en mástiles, debajo del ala, una disposición tan familiar ahora en nuestros aviones comerciales. En estas páginas se incluye por su tren de aterrizaje biciclo. El estrecho espesor del ala del B-47 no permitía espacio suficiente para alojar un tren de tipo convencional; que además sería de gran altura dada la configuración de ala alta. Los proyectistas se decidieron por un inusual tren biciclo, con "bogie" de dos ruedas delante del compartimento de bombas, y otro detrás (ver Fig. 34.1, H). La estabilidad en tierra se conseguía con dos pequeñas patas auxiliares que se recogían en las góndolas de los motores interiores. El avión se había diseñado para bombardeo a alta altitud, pero la táctica tuvo que cambiarse cuando mejoraron las defensas tierra-aire, hasta el punto de que el avión llegaba a soltar sus bombas a baja cota, en vuelo casi vertical, haciendo un *Immelmann*. El avión no estaba preparado para esto y tuvo graves problemas de fatiga estructural. Cuando se pensaba rediseñar la estructura para estos nuevos cometidos el B-52 estaba a las puertas. Fue retirado del servicio en 1956.

En el Capítulo 33 estudiamos el sistema hidráulico general del avión, y a él remitimos al lector.

Sistema de accionamiento neumático

Similar al anterior, en muchos aspectos. No obstante la fuente de potencia es un sistema de aire de alta presión en lugar de un fluido hidráulico.

Hay, por supuesto, diferencias operativas. Las líneas de retorno de este sistema se comunican con la atmósfera. El sistema neumático general de alta presión del avión se estudia en los capítulos 36 y 37, y a ellos nos remitimos.

Sistema de accionamiento eléctrico

Se emplea con ventaja en aviones ligeros que no necesitan potencia excepcional para la extensión y retracción del tren. Se elimina de este modo la presencia de un

sistema hidráulico o neumático de alta presión con el coste, peso y mantenimiento que ello implica.

Las fuerzas necesarias sobre los mecanismos de extensión y de retracción se efectúan por motores eléctricos.

La Fig. 34.8 es el esquema típico de sistema eléctrico de tren. Un motor reversible, que gira en una u otra dirección, acciona el husillo que desplaza una barra de torsión. La barra de torsión actúa sobre el tirante de resistencia de la pata para su extensión o retracción. El movimiento del motor eléctrico se hace llegar también a los cables flexibles de transmisión del movimiento y a los husillos que hacen la misma operación en las ruedas principales.

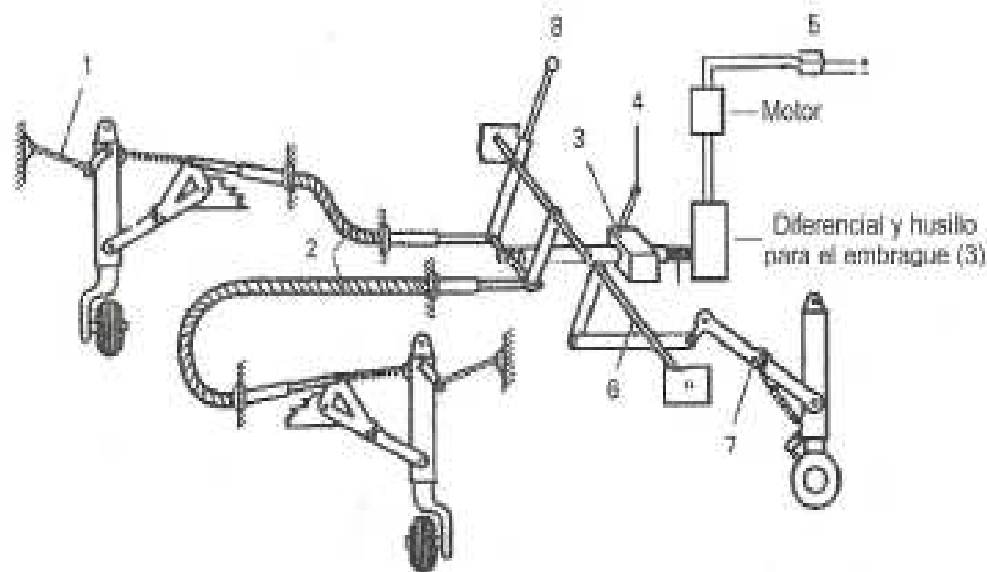


Fig. 34.8. Esquema de sistema eléctrico de accionamiento del tren para un avión ligero.
 Detalles: 1 Cordón elástico de amortiguación de extensión de la pata principal; 2 Cables flexibles; 3 Embrague de transmisión de movimiento del motor eléctrico; 4 Palanca de mando de suela del embrague de transmisión (para empleo con la palanca manual de operación del tren); 5 Interruptor de control del tren; 6 Tubo acodado; 7 Tirante de resistencia de la pata de proa; 8 Palanca manual de operación del tren.

Esquís

1.8 Los esquís constituyen un tipo no convencional de tren de aterrizaje que se utiliza para despegar y aterrizar sobre la nieve. Si se compara con el tren de ruedas convencional hay diferencias operativas. En particular son relevantes las que se refieren al muy bajo coeficiente de rozamiento entre los esquís y la nieve, del orden de $\mu = 0,03$. Tan bajo valor de μ origina dos inconvenientes principales: la tendencia al "caballito" y la escasa fuerza lateral que se puede ejercer en tierra para maniobra. Se comprende que la situación es más comprometida en caso de viento cruzado.

Con el fin de permitir la operación del avión en pistas de tierra es normal que el tren combine los esquís con ruedas en un mismo grupo, ver Fig. 34.8a. Para el

aterrizaje en una u otra superficie se emplean dos técnicas distintas, una que permite subir o bajar las ruedas en relación con el plano horizontal de los esquis, y la inversa, se izan o bajan los esquis de acuerdo con las necesidades de operación. El avión *LC-130* de la Fig. 34.8a es un ejemplo de la última técnica.

Los esquis están unidos a prolongaciones de los ejes de las ruedas. Tienen capacidad para pivotar en ellos. La presión que ejercen los esquis sobre la nieve debe ser pequeña, del orden de $0,25 \text{ kg/cm}^2$. El esquí se hunde en la nieve una profundidad determinada, que no es muy grande con el fin de mantener mínima la resistencia al avance. La superficie del esquí que hace contacto con la nieve está protegida con un material que aumenta su resistencia al desgaste. Aleaciones de magnesio, plásticos e incluso madera son materiales básicos en la construcción de esquis.

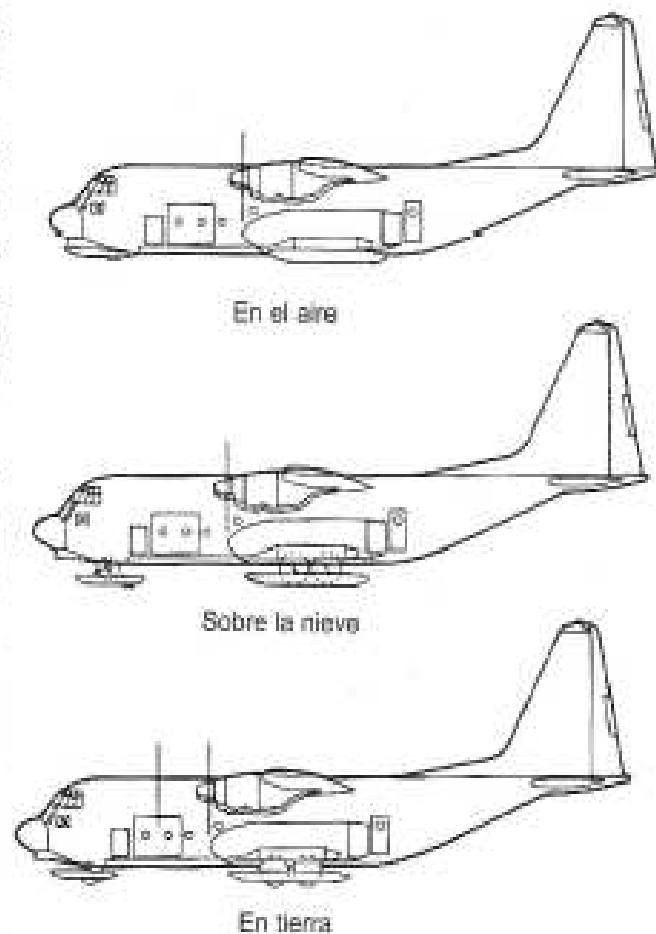


Fig. 34.8a Esquema de operación de los esquis y ruedas del avión *LC-130*. (Fuente: N. S. Currey).

Física del contacto de las ruedas con la pista

Nos interesa el estudio físico del contacto de las ruedas con la pista desde un punto de vista cualitativo, para obtener algunas conclusiones de interés general.

Partimos del hecho de que el avión pierde toda su energía cinética vertical cuando se posa en la pista. El trabajo que realizan las fuerzas en el tren de aterrizaje es igual a la variación de la energía cinética vertical del avión, que en este caso es su reducción a cero. Las fuerzas que realizan trabajo durante la fase de contacto son las siguientes:

- Trabajo realizado por el amortiguador, de valor: $-(W/R)c$ siendo c la carrera o desplazamiento vertical de la rueda, W el peso del avión y R el factor de carga del tren de aterrizaje. El signo menos se debe a que consideramos negativas las energías de absorción de la cinética del avión.

- Trabajo realizado por el neumático, que sufre una flexión (importante en aviación) durante el contacto. El trabajo efectuado por el neumático que se aplasta la distancia d tiene por valor $-(d.R.W)$, siendo d la flexión máxima del neumático en el contacto. Observe que todo lo que "se aplasta" el neumático en sentido vertical es un factor de descarga del amortiguador.

- Trabajo realizado por la fuerza de la gravedad: $+ W(c+d)$. Decir sólo que el peso del avión actúa tanto en la carrera (vertical) de la rueda como en la distancia vertical que flexiona el neumático.

- Trabajo realizado por la sustentación del avión: $- L(c+d)$, siendo L la sustentación en el momento del contacto (Nota. Para aviones comerciales se exige que $L = W$ en el contacto; para aviones utilitarios es $L = 0,67 W$). El trabajo efectuado por L es el mismo concepto que el anterior, pero la sustentación es una fuerza hacia arriba y por tanto produce trabajo que consume energía cinética vertical del avión. Así, pues, según nuestro convenio de signos debe ir precedido con el signo menos.

La suma algebraica de los términos anteriores es igual a la energía cinética vertical que pierde el avión, cuyo valor es: $W (V_v)^2 / 2g$, siendo V_v la velocidad vertical del avión. De esta igualdad se obtiene c , la carrera de rueda necesaria, una vez que se estima o conozca la flexión del neumático.

Cuatro precisiones sobre el tema:

1. Obsérvese la gran importancia que tiene la carrera de la rueda en el proceso general de absorción de la energía vertical del avión. Es más, la carrera del amortiguador no entra en el juego de energías. Simplemente, el avión precisa una carrera de rueda *eguis* que se debe amortiguar con una determinada carrera de amortiguador, pero esto ya es función del tipo y diseño del tren. Si la suspensión es puramente telescópica la carrera de la rueda y la carrera del amortiguador son iguales, pero no sucede así en un tren de palanca, como hemos visto.

2. Lo ya citado con anterioridad: la flexión del neumático es un factor disipativo de energía importante, que favorece el acortamiento de la carrera de la rueda y el trabajo del amortiguador. Por esta razón los neumáticos para aviones se "aplastan" hasta tres veces más que los de automóvil.

3. El factor de carga en el tren R (en fase de contacto) varía por tipo de avión. Es un factor de diseño del tren. Matemáticamente es la suma de la carga estática y dinámica en la pata de tren, dividida por su carga estática. Para un avión de caza el factor de carga en el tren puede ser tan alto como 5, para un avión utilitario de 2 a 3, y para el avión comercial alrededor de 1. Este coeficiente debe estar presente en la ecuación general de equilibrio de energías, pero en todo caso no cambia el sentido de los argumentos cualitativos que hemos expuesto. (Para simplificar no hemos tenido en cuenta las eficiencias del amortiguador y del propio neumático en el proceso de absorción de energía.)

4. Es interesante advertir que en todos los miembros de la ecuación que establece la igualdad entre la energía cinética vertical del avión y el trabajo de las fuerzas disipativas aparece, de forma directa o indirecta, el peso del avión W . Por tanto se puede eliminar de la ecuación dividiendo todos los miembros por W .

¿Qué significado tiene que W no aparezca, finalmente, en la ecuación de intercambio de energía? Que, para una misma velocidad vertical V_v e idéntico factor de carga R , la Piper PA-38 por ejemplo requiere la misma carrera de rueda que su lejana parentela en el aire de Airbus, Boeing, etc., etc.

Tren de carretón ("Bogies")

1.9 No es una nueva modalidad de tren, distinta al telescópico o al de palanca, sino una organización de ruedas diferente.

Cuando el peso del avión aumenta es necesario distribuir la carga sobre el pavimento por medio de un número mayor de ruedas.

Como idea general de aplicación cabe señalar que para aviones de hasta 20.000 kg. de peso se suele emplear una rueda por pata de tren principal. El empleo de dos ruedas por pata, en esta categoría de peso, es más por razones de seguridad que por técnicas u operacionales. El criterio de seguridad es la eventualidad de un reventón durante las operaciones en la pista.

De 20.000 kg a 90.000 kg aproximadamente, de peso máximo al despegue (MTOW) suelen instalarse 2 ruedas por pata. Esto no es obstáculo para que haya aviones con 110.000 kg. de MTOW, nada menos, que tienen dos ruedas por pata de tren principal, en un claro compromiso para disminuir el peso del conjunto.

Para aviones de 100.000 kg a 200.000 kg se emplean "bogies" de cuatro ruedas, y más arriba conjuntos adicionales de "bogies" de cuatro o de seis ruedas.

Conviene señalar que salvo en aviones ligeros (y algunos militares) se emplean dos ruedas en la pata delantera del avión por motivos de seguridad, para mantener la dirección en el caso de reventón de una de ellas.

El tren de carretón es una idea británica que se puso en práctica para distribuir el peso de los grandes aviones sobre el pavimento.

El carretón está constituido por una viga con dos o más ejes (Fig. 34.9), según el número de ruedas. La viga recibe el nombre de viga de carretón. Tiene un eje pivote en la parte central, punto donde la viga se une al amortiguador. La viga de carretón tiene libertad de oscilación alrededor del pivote. El carretón de la ilustración, de dos ejes, está preparado para dos ruedas por eje, de manera que el "bogie" es de 4 ruedas, una arquitectura muy empleada en la actualidad.

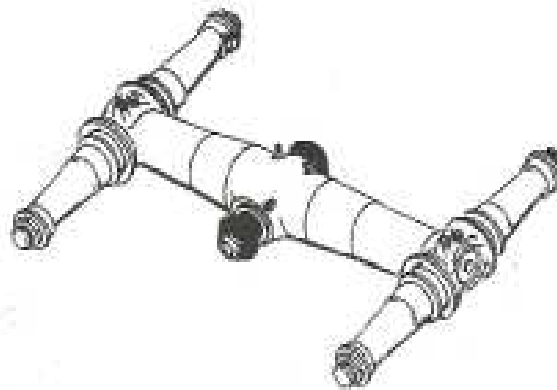


Fig. 34.9 Carretón o "bogie" con viga central y dos ejes.

Además de la viga y ejes de las ruedas, el carretón (Fig. 34.10) cuenta con el amortiguador, las articulaciones de frenada y el amortiguador o amortiguadores de cabeceo.

1.9 El tren de carretón debe cumplir dos requisitos básicos:

a) Sobrecarga de las ruedas del eje anterior.

No es admisible la sobrecarga de las ruedas del eje delantero debido a la fuerzas de frenada.

La frenada del avión origina un momento de fuerzas en el carretón que tiende a cargar, de forma importante, el eje delantero del "bogie". Para contrarrestar el mo-

mento de frenada se interponen las articulaciones de frenada. Están constituidas por dos barras, sometidas por un lado a la acción de la frenada y por el otro se conectan al cilindro del amortiguador. Dada la posición de las barras respecto al punto de aplicación de las fuerzas de rozamiento del neumático, resulta que las barras transmiten un momento alrededor del pivote del carretón que es igual y contrario al que originan las fuerzas de frenada en las ruedas.

La Fig. 34.11 muestra un detalle cercano del carretón donde se aprecia el sistema de articulaciones de frenada. Las articulaciones de frenada impiden, pues, la sobrecarga del eje delantero

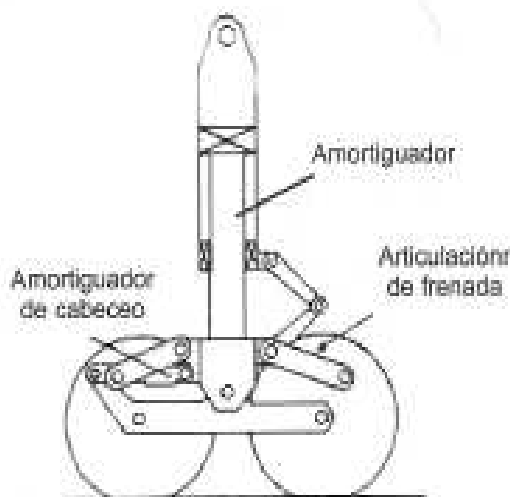


Fig. 34.10 Forma típica de tren de aterrizaje de carretón. Está compuesto por viga de carretón, articulaciones de frenada y amortiguadores de cabeceo y pata del tren.

del carretón cuando se aplican los frenos.

b) Oscilación en cabeceo del carretón

Las oscilaciones en cabeceo del carretón durante el rodaje se reducen con la presencia de uno o más amortiguadores de cabeceo.

Los amortiguadores de cabeceo cumplen, además, otras funciones. Así, es muy frecuente hoy día suspender la articulación delantera del carretón para que funcio-

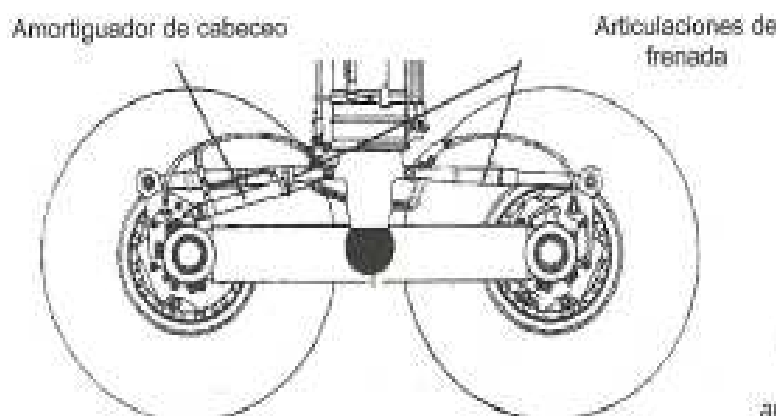


Fig. 34.11 Detalle del carretón con las articulaciones de frenada y amortiguador de cabeceo.

ne como tren de tipo palanca, en la fase inicial de contacto, poniendo primero en el suelo las ruedas posteriores (tren en modo palanca). Tras el contacto inicial de estas ruedas con la pista se ponen en el suelo las delanteras, funcionando el tren en el modo telescópico común (ver, por ejemplo la Fig. 34.12).

En estos casos el amortiguador de cabeceo disminuye las cargas de contacto en las ruedas delanteras.

En fin, el amortiguador de cabeceo también es un dispositivo de alineamiento del carretón previo a la retracción del tren.

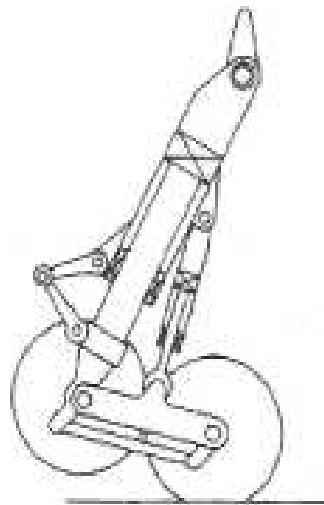


Fig. 34.12 Es frecuente la articulación del carretón para que funcione como tren tipo palanca en el contacto inicial con la pista. El aterrizaje se efectúa poniendo primero en el suelo las ruedas posteriores (tren en modo palanca) y después se ponen las delanteras. El tren de carretón tiene todas las ventajas del tren de palanca cuando funciona en este modo. Una vez que todas las ruedas están en contacto con el suelo el tren funciona en modo telescópico. El tren de la ilustración tiene la novedad adicional de un segundo amortiguador, suplementario al principal.

Requisitos del tren

1.10 Dejando a un lado los requisitos específicos de ruedas, frenos, amortiguadores y sistemas de dirección, que veremos en sus apartados, los generales del tren se pueden agrupar de esta forma:

a) Requisitos operacionales

El "tren" (entiéndase los mecanismos de retracción-extensión, las compuertas y las articulaciones de arrastre) debe soportar las cargas aerodinámicas y de inercia, y los momentos que se producen durante el movimiento de extensión-retracción, hasta una velocidad de $1,6 V_s$ siendo V_s la velocidad de pérdida del avión para configuración y peso de aterrizaje.

La aviación civil americana exige, adicionalmente, la capacidad del tren para soportar las cargas citadas anteriormente hasta $0,7 V_c$ siendo V_c la velocidad de cálculo de crucero.

No obstante, esta regla no es de aplicación si el avión demuestra que puede volar en estas condiciones a $1,6 V_{s0}$ o menores, siendo V_{s0} la velocidad calibrada de

pérdida del avión con el tren fuera y el centro de gravedad en la posición más desfavorable.

A máximo peso de aterrizaje, la velocidad operacional del tren V_{LO} no debe ser inferior a $1,6 V_S$ con flaps recogidos. Las normas británicas añaden que la extensión y retracción del tren debe ser posible hasta la citada velocidad y peso, con aceleraciones entre 0,8g y 1,2g.

Los requisitos operacionales militares sobre el tren de aterrizaje introducen todo un elenco de reglas y casuística, que no es propio comentar aquí. Señalemos no obstante sus criterios sobre “performances” y vida de servicio del tren (al menos 5,000 ciclos de extensión-retracción).

También incluye el lógico requisito de prohibir el empleo de bombas o actuadores manuales para la bajada del tren en emergencia.

Merece comentarse igualmente la aversión (de la normativa militar, se entiende) al empleo de sistemas secuenciales, en un claro intento por reducir al mínimo el servicio de mantenimiento en el tren.

En fin, en los aviones embarcados el tren debe estar dentro y seguro en 10 segundos, y debe estar completamente extendido en 15 segundos.

b) Requisitos de protección

El más significativo en este campo, al que aluden tanto la normativa militar como civil, es la exigencia (militar) que la rotación de las ruedas cese por completo antes de entrar en su alojamiento.

La norma británica civil recomienda esta regla, pero su homónima americana no la cita expresamente. Dice esta última que “los equipos en el compartimento de las ruedas se protegerán convenientemente (de las consecuencias) del estallido de un neumático.” Parece que son dos formas de buscar idénticos fines de protección. La práctica común es no situar elementos vitales en dicha zona.

c) Requisitos de mantenimiento

No existen en las normas civiles requisitos expresos para el mantenimiento del tren, probablemente porque la propia competencia es suficiente para estimular el ingenio del fabricante en este campo. Así, por ejemplo, resulta curioso, pero falta regla civil que exija que se pueda cambiar la rueda sin necesidad de desmontar otra parte del tren. Esta laguna legal se puede cubrir, no obstante, con varias normas militares que dedican atención especial a estos puntos.

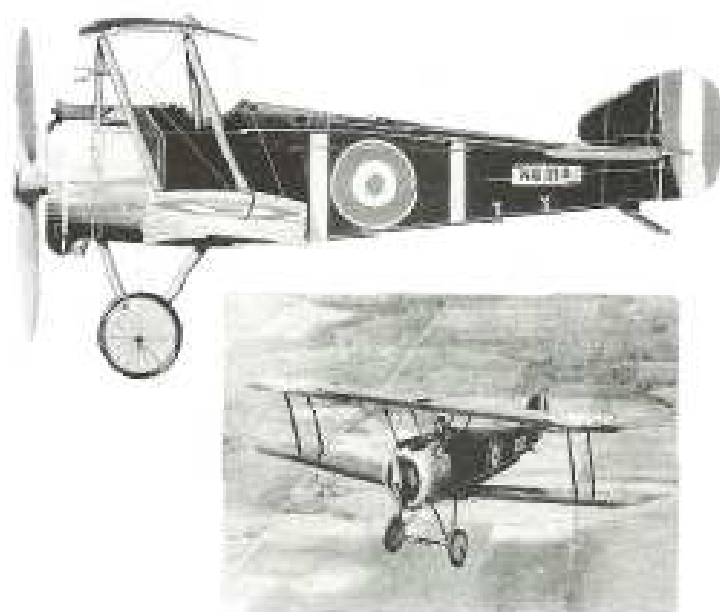
d) Requisitos de control e indicación en cabina

El control e indicación en cabina se estudia más adelante, en tema aparte, por su interés en esta obra. Digamos en este momento que es una práctica aceptada la inclusión de indicadores en cabina de las posiciones seguras de tren arriba/abajo bloqueado, y señales acústicas de que la extensión ha fallado.

Las normas civiles británicas, y siguiendo a ellas las de otros países, requieren que la posición de tren abajo y bloqueado se señale con una luz verde en el tablero de cabina, y con luz roja en caso contrario.

Desde el punto de vista de la normativa la luz roja es indicación adicional de que el tren, las compuertas o el mando selector están en la posición de retracción.

Breve historia del tren de aterrizaje



Sopwith F1 Camel, uno de los cazas más famosos de la I Guerra Mundial con el clásico tren en "vve"

Desde los 225 kilogramos del *Flyer* de los hermanos Wright a las 580 toneladas previstas para el Airbus A3XX, el tren de aterrizaje se ha acomodado a las necesidades de aeronaves cada vez de mayor velocidad y peso.

En los primeros aviones fue imposible conectar las patas del tren de aterrizaje a las alas debido a la fragilidad estructural de las mismas, de tal modo que durante mucho tiempo imperó el llamado "tren en vve", con las patas ancladas en alguna parte de la estructura del motor, única zona con resistencia suficiente para acoger el tren. Cuando se trataba de polimotores se hacía lo mismo, se disponían las patas del tren debajo de las bancadas de los motores.

El tren en "vve" del antiguo avión monomotor era, necesariamente, de vía muy estrecha, lo cual complicaba la maniobra en tierra del avión y, más importante, exhibía poca estabilidad de rodadura durante el despegue y aterrizaje. Todos los aviones de la I Guerra Mundial tenían este tipo de tren, sin frenos, y con sistemas muy primitivos de amortiguación, cuando los había, hechos de cordones elásticos. La "vve" del tren admitía muy poca carga en sentido lateral de tal modo que las roturas estaban al orden del día. Desde luego se justificaban estos casos con un ar-

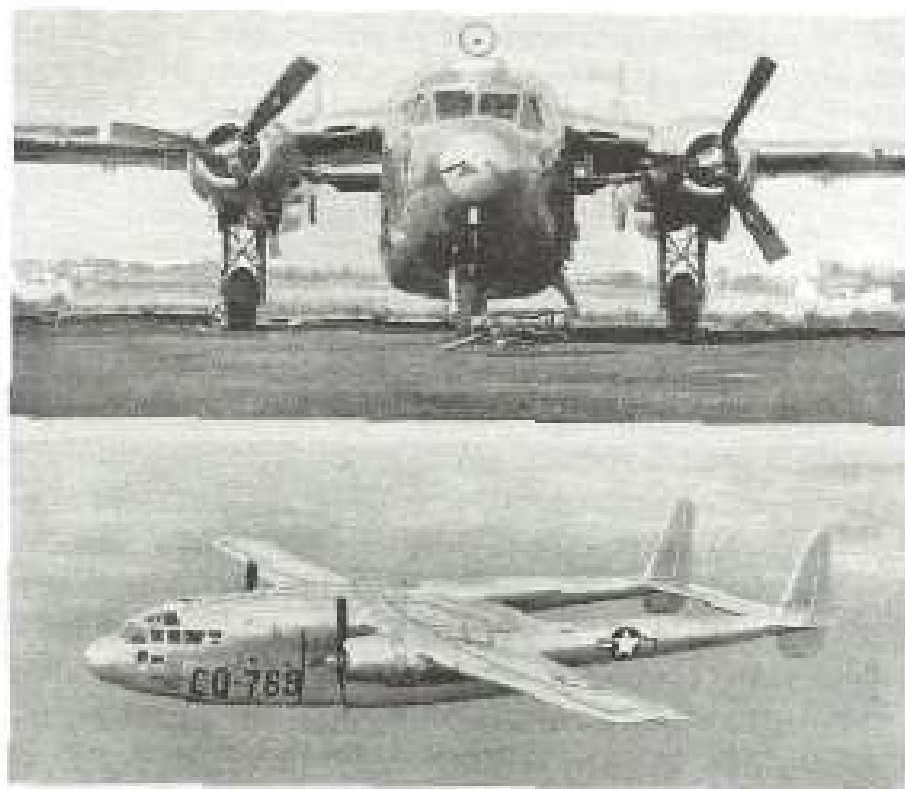
gumento muy moderno; se decía que la rotura del tren en sentido lateral era una forma de proteger el fuselaje y la cabina de pilotaje, ni más ni menos que la versión antigua de las modernas principios de *crashworthiness*.

Aunque el tren en "live" era frágil en sentido lateral no sucedía lo mismo a lo largo del eje longitudinal porque se calculaba con el mismo factor de carga que el máximo del avión. La velocidad vertical de contacto con el suelo típica en la época era de 4 o 5 m/s.

Los primeros amortiguadores para el tren de aterrizaje aparecen poco después de la Primera Gran Guerra, como respuesta a las grandes cargas que se introducían en la estructura del avión. Breguet hizo la primera aplicación de amortiguador oleoneumático y más tarde siguieron estos pasos en Alemania y Gran Bretaña. Las crónicas de la época citan las reacciones adversas de muchos pilotos a la introducción del amortiguador. Acostumbrados a irse al aire dando botes por el campo no les gustaba el procedimiento de alcanzar la velocidad de *lift-off* antes de abandonar definitivamente el suelo.

Hacia 1920 se planteó la necesidad de introducir dos innovaciones. De una parte se puso en marcha el proyecto para disminuir la resistencia al avance, con el carenado del tren, a pesar del peso adicional de la instalación. Además, la velocidad de aproximación (y de crucero) del avión había aumentado al punto que era evidente la necesidad de dotar la aeronave con frenos efectivos.

El tren retráctil había aparecido antes, pero fue en el curso de los años treinta cuando se montó en aviones de serie. La disminución de la resistencia aerodinámica del avión fue notable, en torno al 10%. De este tiempo data el famoso "portal", una configuración de tren con doble pata telescópica, un autentico estándar de



tren en "portal", un estándar que apareció hacia 1935. En las fotografías el Fairchild Packet C-11

suspensión que se instaló prácticamente en todos los bombarderos de la II Guerra Mundial y primeros aviones comerciales. Y cómo no, en el *Douglas DC-3*.

El curso de la II Gran Guerra planteó sus propios problemas. El peso al despegue de los grandes bombarderos creció de modo espectacular. Cargas por rueda simple de 14.000 kilogramos eran frecuentes, de manera que tuvieron que montarse neumáticos de 1,6 metros de diámetro para permitir la operación del avión en pistas de tierra no preparadas. Tan monumentales ruedas para el tipo de avión que las portaba permitía mantener la presión del aire en el neumático en torno a 2,9 kg/cm², un valor de flotación aceptable para tales pistas. La necesidad de pistas de asfalto resultaba evidente.

La era de los primeros reactores, años cuarenta, fue de nuevo un reto para los proyectistas. La ausencia de hélices dio lugar a un avión de poca altura, de manera que la suspensión de palanca fue la solución más eficaz. El *Meteor* inglés disponía de este tipo de tren, con amortiguador de líquido.

Terminada la guerra se planteó la construcción de aviones de hasta 140.000 kilogramos, como el *Bristol Brabazon*, en Gran Bretaña, y el *B-36* en EE.UU. Estos proyectos estimularon el desarrollo de los "bogies", que permitieron el empleo de neumáticos para estos aviones de poco más de un metro de diámetro y carga por rueda simple en torno a 22.500 kilogramos.

Y llegó la era supersónica. ¿Cómo situar el tren principal en un caza de ala estrecha, casi el filo de un sable, un ala diseñada para vuelo transónico o supersónico? La solución fue acudir a los neumáticos de muy alta presión con el fin de reducir volumen al máximo. El *English Electric Lightning* operaba con una presión de neumáticos de 28 kg/cm². Por supuesto, tan alta presión de inflado fue posible por la existencia de buenas pistas de hormigón o asfalto capaces de resistir tal presión en la huella del neumático.

El ala alta de los aviones de combate de los últimos años, la existencia incluso de geometría variable en la propia ala, ha sacado lógicamente de estas posiciones los puntos de alojamiento del tren. Ahora se configura como un tren triangular o cuadrangular de suspensión de palanca, adosado al costado del fuselaje.

2. ELEMENTOS DEL TREN

2.1 Los componentes fundamentales del tren de aterrizaje son: amortiguadores, articulaciones de torsión, ruedas y frenos.

Constitución y operación de los amortiguadores

2.2 El amortiguador oleoneumático, único que es objeto de estudio en esta obra, forma la parte principal de la pata del tren.

El amortiguador soporta el peso del avión en tierra (carga estática) y absorbe gran parte de las cargas de aterrizaje y de rodadura (cargas dinámicas). La estructura del avión sólo recibe una mínima parte de estas aceleraciones, debidas al contacto del avión con la pista o rodaje por ella y calles de rodadura.

La Fig. 34.13 muestra el esquema de amortiguador oleoneumático. Consiste en dos unidades telescópicas, que son el cilindro (3) y el pistón (9). El cilindro a su vez está dividido en dos cámaras, superior e inferior, comunicadas por un orificio.

La cámara inferior está llena de fluido hidráulico y la superior con nitrógeno a presión.

El funcionamiento del amortiguador oleoneumático es el siguiente: cuando el neumático del avión encuentra una irregularidad en el pavimento, o el avión entra en contacto con el suelo, transmite el movimiento vertical de la rueda al amortiguador.

El pistón del cilindro del amortiguador se desplaza hacia arriba como resultado del desplazamiento vertical de la rueda. El líquido desplazado de la cámara inferior por el pistón pasa a la cámara superior de nitrógeno a presión, a través del orificio de comunicación de ambas cámaras. El volumen disponible para el gas disminuye y por tanto la presión aumenta durante este proceso.

La carga dinámica de la rueda se absorbe, en parte, por la compresión del nitrógeno pero la mayor parte se transforma en calor por el calentamiento del líquido cuando pasa por el orificio estrecho que separa las cámaras de gas y de líquido.

El rebote del amortiguador se produce durante el proceso de retorno del fluido hidráulico a la cámara inferior, a través del orificio calibrado. El impulso para el rebote se debe a la presión del nitrógeno existente en la cámara superior.

La mayor parte de los amortiguadores tienen un orificio especial, adicional, para compensar el rebote. Es el orificio calibrado de rebote. Puede ser también una válvula especial. La cuestión es que si el fluido retorna muy rápidamente a la cámara inferior, el avión rebota hacia arriba, y a la inversa, si pasa poco líquido es difícil que el amortiguador encuentre su posición

estática de equilibrio y el avión ondula por la pista en un movimiento lento pero perceptible.

2.3 Hay dos relaciones de presión del gas en el amortiguador definidas para la condición de carga estática: a) relación de compresión total; b) relación de compresión para extensión completa del amortiguador.

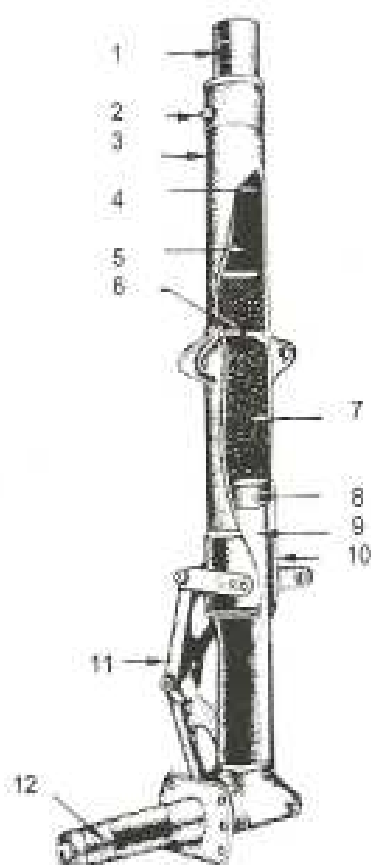


Fig. 34.13 Construcción de amortiguador oleoneumático.

- 1 Soporte de la pata; 2 Válvula de llenado;
- 3 Cilindro del amortiguador; 4 Cámara de
- aire; 5 Cámara superior del cilindro
- (nitrógeno); 6 Orificio de comunicación de
- las cámaras; 7 Cámara inferior (líquido
- hidráulico); 8 Cabeza del pistón del
- amortiguador; 9 Pistón; 10 Retenes de
- estanqueidad; 11 Articulaciones de torsión
- (compás); 12 Eje de la rueda.

Una y otra relación se eligen de acuerdo con el tipo de avión, y en particular con la importancia relativa de mantener la elevación del avión en el estacionamiento conforme varía la carga a bordo.

a) Relación de compresión total

2.3a Para el avión comercial, la banda de variación de posición del amortiguador entre carga estática y totalmente comprimido oscila entre el 16 y 20 por ciento de la carrera total. Esto quiere decir que el amortiguador no baja mucho cuando el avión se carga a tope. Por esta razón se emplean relaciones de presión de 3 a 1, medidas entre carga estática y de compresión total del amortiguador.

Ejemplo: si la presión de nitrógeno en el amortiguador en condiciones estáticas es 1500 psi (102 kg/cm²), la presión del gas a compresión total es: $1500 \cdot 3 = 4.500$ psi (306 kg/cm²). Nota. El valor citado de 102 kg/cm² es aceptable para los carros de servicio neumático en tierra.

b) Relación de presión para extensión completa del amortiguador

2.3b Distinta es la relación de presión del amortiguador entre las posiciones de extensión completa y estática. Suele ser del orden de 4 a 1 en aviones comerciales.

Así, considerando el mismo ejemplo anterior, la presión de nitrógeno en el amortiguador en extensión completa sería $1500/4 = 375$ psi (25 kg/cm²).

No es recomendable un valor de presión en extensión completa superior al resultado de la expresión anterior por la tendencia del amortiguador a rebotar.

Tampoco puede ser tan pequeño que se quede pegado ante la más mínima retención por juntas desgastadas, o simplemente por suciedad entre el pistón y el cilindro por cuyo interior se desplaza.

2.4 En aviación general no es tan importante la variación de carga a bordo, ni tampoco el mantenimiento de la elevación del avión sobre el suelo en el estacionamiento. Por ello se emplean relaciones de compresión más promediadas. En estática el amortiguador suele estar en posición algo menor del 50% de su carrera. Ejemplos: *Piper Comanche*, 45 por cien; *Aero Commander*, 40 por cien; *Piper Navajo Turbo*, 35 por cien). La banda de relaciones de presión se sitúa entonces alrededor de 2 a 1.

2.5 La cantidad de líquido hidráulico que pasa por el orificio que separa las cámaras de aire y fluido del amortiguador determina la velocidad de desplazamiento del pistón y con ella el movimiento vertical del eje de la rueda, mecanismos que están unidos.

El control de la sección de paso del orificio se efectúa de diversas formas. Para los amortiguadores utilizados en aviones pequeños es suficiente un simple orificio, sin más, para obtener eficiencias adecuadas de amortiguación. Para aplicación en

Una y otra relación se eligen de acuerdo con el tipo de avión, y en particular con la importancia relativa de mantener la elevación del avión en el estacionamiento conforme varía la carga a bordo.

a) Relación de compresión total

2.3a Para el avión comercial, la banda de variación de posición del amortiguador entre carga estática y totalmente comprimido oscila entre el 16 y 20 por ciento de la carrera total. Esto quiere decir que el amortiguador no baja mucho cuando el avión se carga a tope. Por esta razón se emplean relaciones de presión de 3 a 1, medidas entre carga estática y de compresión total del amortiguador.

Ejemplo: si la presión de nitrógeno en el amortiguador en condiciones estáticas es 1500 psi (102 kg/cm²), la presión del gas a compresión total es: $1500 \cdot 3 = 4.500$ psi (306 kg/cm²). Nota. El valor citado de 102 kg/cm² es aceptable para los carros de servicio neumático en tierra.

b) Relación de presión para extensión completa del amortiguador

2.3b Distinta es la relación de presión del amortiguador entre las posiciones de extensión completa y estática. Suele ser del orden de 4 a 1 en aviones comerciales.

Así, considerando el mismo ejemplo anterior, la presión de nitrógeno en el amortiguador en extensión completa sería $1500/4 = 375$ psi (25 kg/cm²).

No es recomendable un valor de presión en extensión completa superior al resultado de la expresión anterior por la tendencia del amortiguador a rebotar.

Tampoco puede ser tan pequeño que se quede pegado ante la más mínima retención por juntas desgastadas, o simplemente por suciedad entre el pistón y el cilindro por cuyo interior se desplaza.

2.4 En aviación general no es tan importante la variación de carga a bordo, ni tampoco el mantenimiento de la elevación del avión sobre el suelo en el estacionamiento. Por ello se emplean relaciones de compresión más promediadas. En estática el amortiguador suele estar en posición algo menor del 50% de su carrera. Ejemplos: *Piper Comanche*, 45 por cien; *Aero Commander*, 40 por cien; *Piper Navajo Turbo*, 35 por cien). La banda de relaciones de presión se sitúa entonces alrededor de 2 a 1.

2.5 La cantidad de líquido hidráulico que pasa por el orificio que separa las cámaras de aire y fluido del amortiguador determina la velocidad de desplazamiento del pistón y con ella el movimiento vertical del eje de la rueda, mecanismos que están unidos.

El control de la sección de paso del orificio se efectúa de diversas formas. Para los amortiguadores utilizados en aviones pequeños es suficiente un simple orificio, sin más, para obtener eficiencias adecuadas de amortiguación. Para aplicación en

aviones mayores es una aguja calibrada, perfilada, o válvula de control de flujo.

La Fig. 34.14 muestra la aguja calibrada en el orificio de la cámara de líquido hidráulico. La velocidad de desplazamiento del pistón debe ser pequeña cuando el amortiguador alcanza posiciones que se corresponden con las de máxima compresión. Por tanto el orificio de paso debe ser también pequeño. Igual sucede en el extremo opuesto. Observe que el perfil de la aguja proporciona el cambio de la sección del orificio para ajustarse a estos fines, esto es, mayor sección en los extremos que en el centro.

Otros amortiguadores disponen, como se ha dicho, de una válvula de flujo. La válvula responde a los cambios de presión, de manera que cuando aumenta la presión en el cilindro se abre la válvula y deja pasar mayor cantidad de fluido.

2.6 Los amortiguadores pueden ser de una o dos etapas. La diferencia entre uno y otro reside en que el amortiguador de dos etapas tiene dos cámaras de nitrógeno y de líquido hidráulico. El amortiguador de doble etapa se emplea para mejorar la amortiguación del tren durante las operaciones en pistas poco preparadas. También se emplea cuando la velocidad vertical del avión oscila en una banda muy amplia.

La segunda cámara del amortiguador trabaja en serie con la primera, es decir, inicia su operación una vez que se ha alcanzado una determinada carrera de amortiguación en la primera cámara.

El amortiguador de dos etapas mejora las características de amortiguación, pero a expensas de mayor peso y coste.

Articulación de torsión (Compás)

2.7 La función de la articulación de torsión es mantener la rueda derecha, en un plano normal de rotación respecto a la superficie.

La articulación de torsión del tren (Fig. 34.15) se conoce con el nombre coloquial de "tijeras" o "compás". Una de las jambas del compás está unida al cilindro

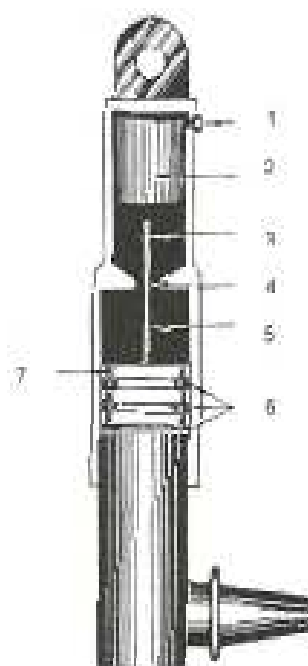


Fig. 34.14 Cabeza de pistón de amortiguador oleoneumático.
1 Válvula de llenado; 2 Cámara superior del cilindro amortiguador; 3 Aguja calibrada de sección variable; 4 Orificio de comunicación de cámaras del cilindro; 5 Cámara inferior del cilindro; 6 Retenes de estanqueidad del pistón; 7 Pistón.

de la pata y la otra se conecta a la rueda u otro punto que participe del desplazamiento del amortiguador. Están articuladas en su vértice, de manera que el ángulo del vértice en "A" es variable, en función del desplazamiento del pistón.

El ángulo de las articulaciones de torsión, con el amortiguador completamente extendido, no debe ser superior a 135° .

Ruedas

2.8. La rueda es el soporte circular sobre el que asienta el neumático.

Las ruedas que se montan en los aviones deben de cumplir cinco requisitos básicos: 1) resistencia a las cargas estática y de remolque máximas del avión; 2) dimensiones adecuadas para acomodar el neumático preciso; 3) volumen interno suficiente para acomodar el sistema de frenos; 4) peso mínimo; 5) facilitar el cambio de neumáticos.

Las ruedas más utilizadas son de llanta partida, para neumáticos sin cámara. Se fabrican en dos mitades que se unen con pernos. Los pernos se aprietan con un par de apriete muy preciso. La Fig. 34.15a muestra el detalle de una rueda de tren principal. A la derecha del gráfico se aprecian los componentes que se alojan en el eje, igual número hay en la parte izquierda, aunque no se han dibujado por sencillez.

Entre las dos mitades de la llanta se interpone una junta para eliminar las fugas de aire. La junta se impregna durante el montaje con un producto especial, a veces

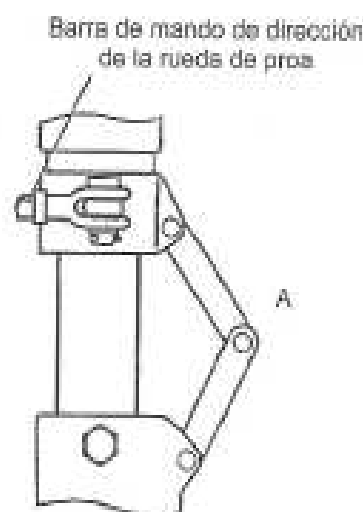


Fig. 34.15 Articulaciones de torsión del tren

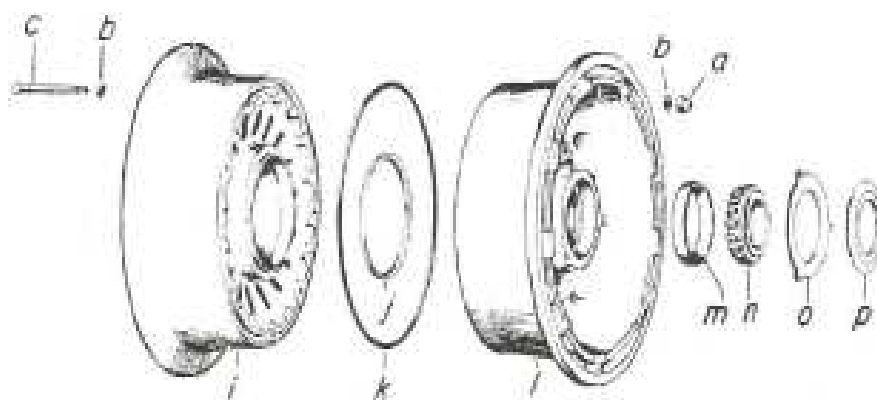


Fig. 34.15a Rueda de llanta partida.

Detalles. a) Tuerca autofrenable; b) Arandela; c) Perno; i) Semillanta interior; k, j) Juntas; l) Semillanta exterior; m) Pista; n) Rodamiento de rodillos cónicos; o) Guardapolvo; p) Junta del guardapolvo.

simplemente grasa. Cuando se aprietan las dos mitades de la llanta se forma un conjunto hermético.

Las ruedas se fabrican en aleación de aluminio. Las ruedas de magnesio están prohibidas, han desaparecido del mapa aeronáutico por su facilidad de inflamación y de corrosión.

El cubo de la rueda tiene alojamientos para los dos rodamiento de rodillos cónicos. El alojamiento del rodamiento está sellado, hermético, construcción que obedece a dos motivos: primero, para que la grasa no salga desprendida del alojamiento cuando la rueda gira a gran velocidad; en segundo lugar para evitar la entrada de polvo y suciedad.

La rueda de llanta partida tiene en su parte externa una válvula estándar de inflado y en alguna parte de su base hasta tres fusibles térmicos de rueda.

El fusible térmico de rueda (ver Fig. 34.15b) es una pequeña válvula que tiene un tapón metálico. El tapón se funde cuando la temperatura de la rueda aumenta de forma anormal y alcanza un determinado valor. La fusión del tapón alivia la presión del gas del neumático. Se evita de esta forma el estallido del mismo con resultados imprevisibles.

Las ruedas más modernas tienen, además, una válvula de seguridad de sobrepresión (Fig. 34.15c) que no debe confundirse con los fusibles térmicos de rueda. La válvula es una medida de seguridad para el personal de servicio de tierra. Esto es así porque las botellas de gas que se emplean para inflar los neumáticos almacenan el nitrógeno a presión muy alta, del orden de 100 kg/cm^2 , mientras que los neumáticos, como mucho, se cargan a 14 kg/cm^2 . Se han dado casos de conectar directamente la botella con la válvula del neumático, sin que medie regulador de presión en la línea. El resultado ha sido la explosión del neumático y, a veces lesiones mortales para el personal de mantenimiento.

La válvula de seguridad de sobrepresión tiene un disco calibrado, de espesor muy preciso, que se rompe cuando la presión que actúa sobre él alcanza un valor

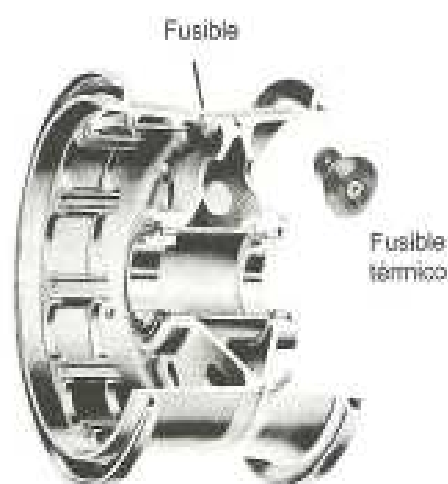


Fig. 34.15b Fusibles térmicos de rueda

determinado, liberando la presión del neumático. Bien entendido que no todas las ruedas tienen este dispositivo de seguridad, de manera que la presencia de un regulador de presión en la línea de suministro, en buen estado de uso, es una medida de seguridad previa imprescindible.

Fig. 34.15c Detalle de la válvula de seguridad de presión de la rueda.



3. MECANISMOS DE BLOCAJE Y EXTENSIÓN DEL TREN EN EMERGENCIA

3.1 La normativa civil exige que el avión disponga de un sistema que permita mantener el tren extendido, tanto en tierra (es obvio) como en vuelo.

Como casi siempre, la normativa militar, que quiere el mejor avión operacional posible, es mucho más detallista en este aspecto.

En el tema que nos ocupa es práctica común que los fabricantes de aviones comerciales apliquen los criterios militares.

3.2 La normativa militar al uso exige del tren que disponga de mecanismos de bloqueo en los dos extremos de su recorrido, tren arriba y tren abajo. Además, debe existir un sistema de emergencia para desbloquear el tren de su posición de bloqueo arriba. Hay numerosos métodos de bloqueo, pero la Fig. 34.16 presenta mecanismos corrientes que se aplican a menudo en aviación comercial. El tren abajo se asegura por medio de un martinete hidráulico y de un resorte de retención del tren en dicha posición. El bloqueo de tren arriba se efectúa por medio de un actuador que retiene un pestillo de la articulación lateral del tren.

La Fig. 34.17 es un detalle del mecanismo de bloqueo de tren arriba, tipo gancho.

El pestillo de fijación entra en el gancho durante su movimiento de abajo arriba (retracción) venciendo el resorte de cartucho que mantiene la tensión de cierre del gancho.

Una vez que el pestillo está en el alojamiento se suelta de modo natural por medio del eje del pistón hidráulico, que se desplaza a la derecha cuando recibe presión hidráulica (el gancho está dibujado en línea de trazos en este caso).

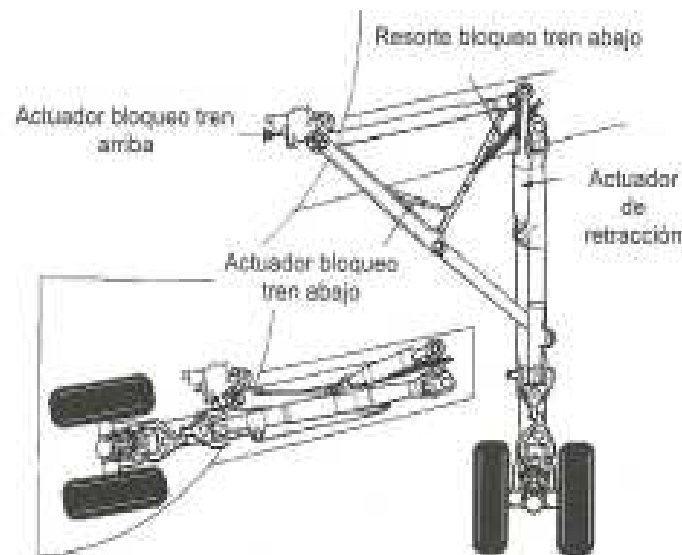


Fig. 34.16 Sistema de bloqueo de tren arriba y abajo de avión comercial

El tren se puede desbloquear por medio de una palanca en cabina si hay un fallo general de presión hidráulica. La palanca actúa en el cable del gancho, de manera que libera el pestillo de retención del tren.

Con el pestillo suelto el tren descendiendo por gravedad.

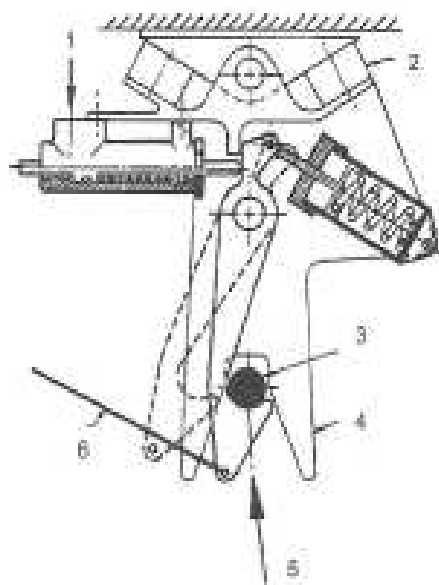


Fig. 34.17 Gancho de bloqueo de tren arriba

- 1 Línea de entrada de presión del sistema hidráulico para el martinete de desbloqueo del gancho (extensión normal del tren).
- 2 Guía y soporte de caucho para el gancho.
- 3 Pestillo de tren bloqueado.
- 4 Gancho de bloqueo.
- 5 Dirección de movimiento del pestillo del tren.
- 6 Cable para suelta de emergencia del gancho.

4. CINEMÁTICA DE LA EXTENSIÓN-RETRACCIÓN DEL TREN

4.1 Se llama geometría de la extensión-retracción el movimiento de extensión y de retracción del tren de aterrizaje desde EL punto de vista geométrico.

Cinemática de la extensión-retracción es, entonces, el estudio matemático del mismo proceso.

Cuadrilátero articulado y movimientos tipo

4.2 La extensión y retracción del tren se basa en las propiedades de de-

formabilidad de las palancas o barras articuladas. La articulación básica de la cual derivan casi todas las soluciones de movimiento del tren es el cuadrilátero deformable, ver parte superior de la Fig. 34.18.

Aunque hablamos de “cuadrilátero”, en puridad sólo hay tres barras A, B, y C, pues la cuarta barra es la propia estructura del avión. Observe en la pequeña ilustración de la parte superior del gráfico que las barras A y C giran, y la barra B es flotante, es decir, está articulada en las otras dos de manera que sigue los movimientos que dictan aquellas.

El cuadrilátero articulado da lugar a cuatro movimientos básicos, de los cuales se derivan múltiples posibilidades.

Por sencillez, las ilustraciones de la Fig. 34.18 se refieren a una vista lateral de la rueda de proa, pero las soluciones son también aplicables al tren principal en tanto que admitamos que la vista es frontal y que la rueda ha girado 90°.

Movimiento Tipo A

El esquema de tren de la ilustración (1) consta de barra diagonal BC y la barra (pata) de la rueda A. El brazo BC del tren se llama tirante de resistencia. Recibe este nombre porque soporta la carga aerodinámica del tren desplegado y, sobre todo, soporta la carga de la frenada de la/s rueda/s. El tirante de resistencia puede estar colocado delante de la pata de la rueda, de modo que ésta se retrae hacia adelante, o puede estar detrás, como en la ilustración, plegándose la pata hacia atrás.

Obsérvese en la Fig. 34.18 que el tirante de resistencia unas veces es enterizo, esto es, una barra recta sin articulaciones, y en otras ocasiones se quiebra en una articulación intermedia.

Volviendo al tren de la ilustración (1), que llamamos Tipo A, diremos que es la configuración usual de empleo en proa. La pata propiamente dicha es la barra giratoria A y las barras B y C constituyen la articulación de plegado del tren. El dibujo de la derecha muestra el esquema de tren en posición replegado.

Es frecuente también la presencia de un tirante en diagonal (tirante estabilizador) que une el punto superior de la barra A con la articulación de BC. Este tirante se aprecia con claridad en el tren principal de la Fig. 34.16, anterior.

La función del tirante estabilizador es aligerar el peso del soporte del tirante de resistencia BC. El alivio de peso se consigue por la repartición de la carga total, que ahora se soporta en dos puntos, uno, el propio de cogida del tirante y, dos, el que ya existe de soporte de la pata A.

Finalmente dos cuestiones que nos sitúan de nuevo en la Fig. 34.16, anterior: a) Observe que el tren principal de la Fig. 34.16 es del tipo A; b) Decíamos antes que girando las ruedas y considerando que la vista del tren es de frente, existía similitud de configuración de las patas de proa y principal, a los efectos que estudiamos. Ahora se justifica con este ejemplo.

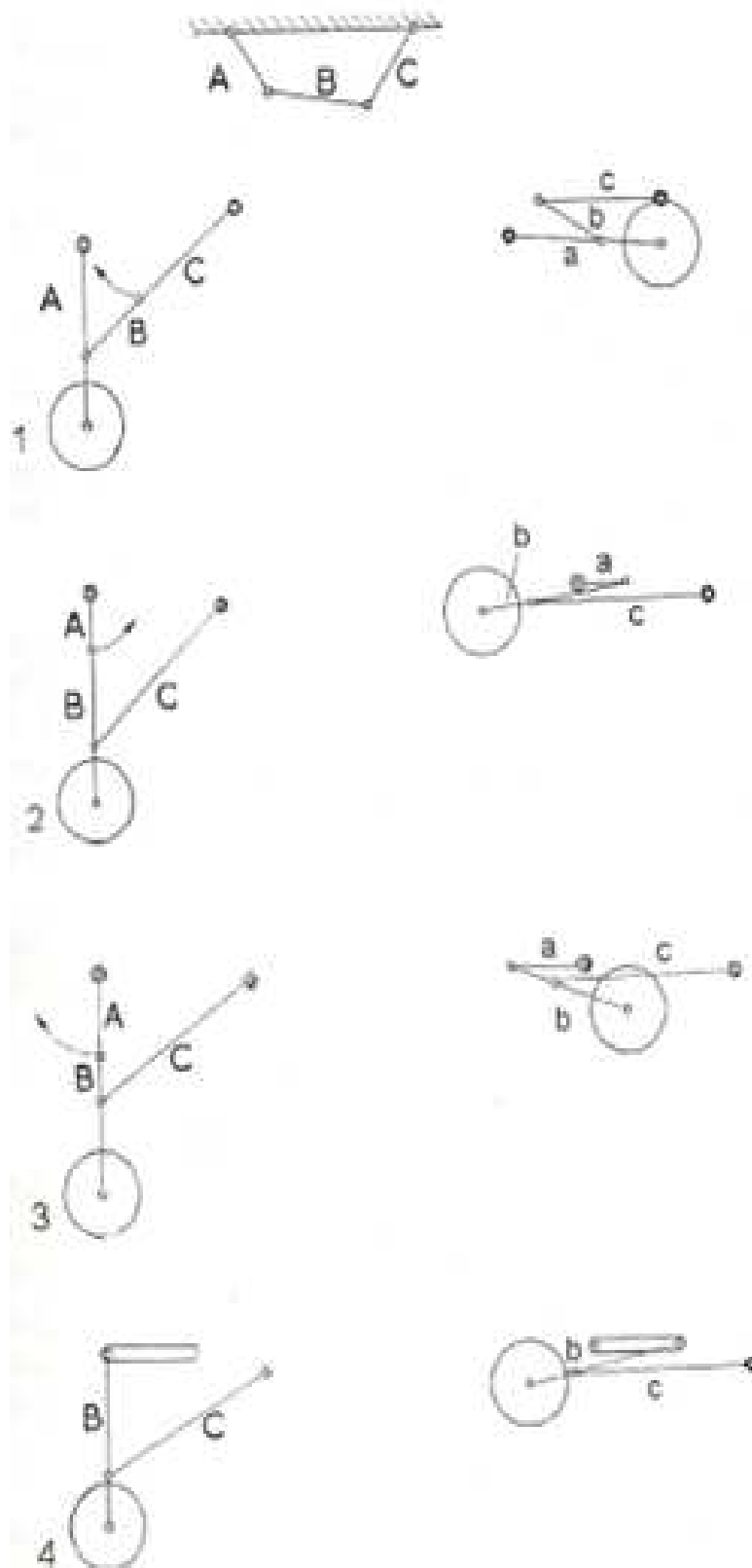


Fig. 34.18 Configuraciones básicas de sistemas de extensión y de retracción de tren a partir del cuadrilátero de barras articulado A,B y C, representado en la parte superior del gráfico. Obsérvese a la derecha la posición que ocupan los brazos después de la retracción.

Movimiento Tipo B

El esquema de tren de la ilustración (2) aporta la novedad de que la “barra flotante” B del cuadrilátero es la propia pata de la rueda. Esto quiere decir que la rueda no se repliega siguiendo un arco circular, y de hecho puede imaginarse un tren donde la rueda suba casi verticalmente.

No hay que decir que este tren es de particular interés cuando se quiere, o se debe, alojar la rueda en una zona del avión cerca del eje de la pata.

Movimiento Tipo C

El movimiento de la ilustración (3) se caracteriza porque la barra A se pliega en dirección contraria a la anterior, de tal modo que la rueda plegada se sitúa en un punto intermedio entre los dos soportes. En el plano histórico, el *Douglas DC-3* y casi todos los bombarderos de la II Guerra Mundial utilizaron este tipo de tren.

Movimiento Tipo D

Finalmente, la solución (4) es simple y eficaz. Desaparece la barra móvil A y se emplea un pivote deslizante en una ranura. La ranura forma parte de la estructura del avión, de manera que es la “cuarta barra” fija.

Normalmente el movimiento deslizante del pivote es producido por un husillo que gira durante la retracción o extensión del tren. La carga en la ranura es lógicamente muy alta. A pesar de que suele ser un tren más pesado que el convencional hay fabricantes que lo prefieren por su sencillez.

Soluciones prácticas a los tipos de tren de la Fig. 34.18, con el empleo de martinets hidráulicos, se muestran respectivamente en la Fig. 34.19 (a), (b), (c) y (d), con martinets que unas veces tiran y otras empujan las barras.

Movimientos especiales

a) Amortiguador en cuadrilátero deformable

Tren donde el amortiguador forma parte de un cuadrilátero que se deforma ligeramente durante el rodaje del avión, pero de forma total durante la retracción. A este tipo de tren pertenece, por ejemplo, el cuadrangular de la Fig. 34.6 anterior.

La Fig. 34.19e muestra el amortiguador situado en diagonal. A la derecha podemos ver la situación de retracción. Observe cómo el martinete hidráulico tira hacia abajo de la barra del amortiguador para izar el cuadrilátero y con él la rueda.

b) Retracción con movimiento en dos planos

Hay ocasiones donde el plano de la rueda debe girar 90° para acomodarse, probablemente, al espacio reducido que queda en el fuselaje o en los planos. El plano de la rueda queda paralelo al eje X-Y del avión, esto es, paralelo a la superficie del ala. La pata permanece en el plano antero-posterior mientras que un mecanismo auxiliar es el encargado de girar el plano de la rueda 90° respecto al eje de la

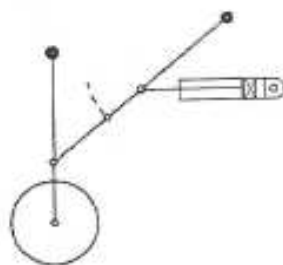


Fig. 34.19a

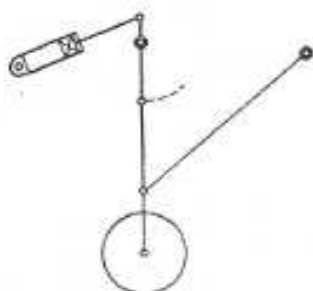
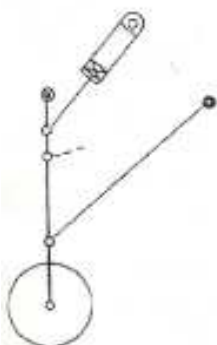


Fig. 34.19b

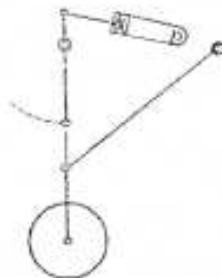


Fig. 34.19c

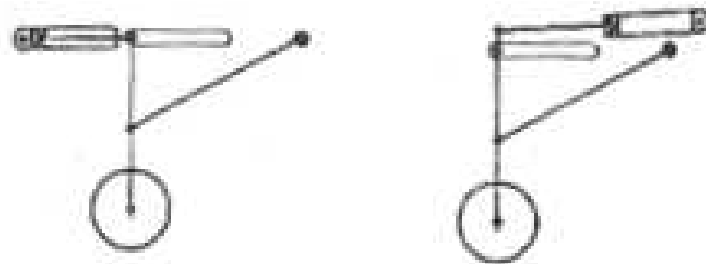


Fig. 34.19d

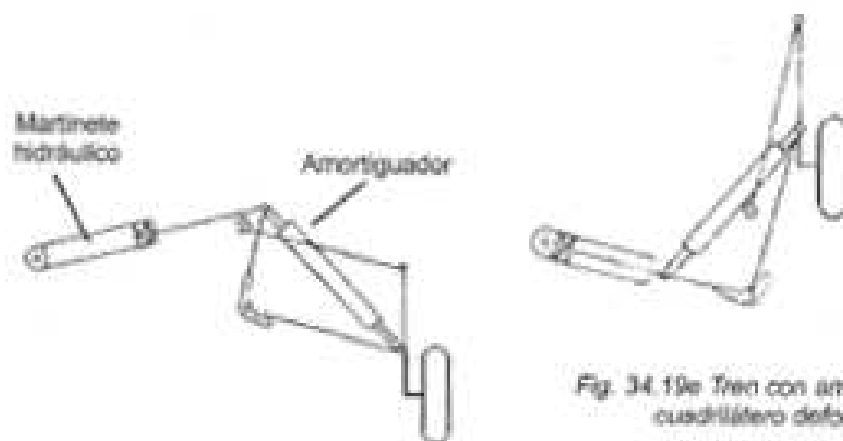


Fig. 34.19e Tren con amortiguador en cuadrilátero deformable

pata. Por supuesto, a medida que es necesario adoptar movimientos de retracción más complicados, por la geometría o el volumen disponible para alojamiento del tren, también se complican los mecanismos que deben ejecutarlos.

c) *Extensión-retracción del tren en el plano vertical*

Movimiento típico para el tren en tandem (ver Fig. 34.19f).

Opciones para alojamiento del tren

4.3 El modo de alojar el tren depende de factores aerodinámicos, de peso estructural, e incidencia que puede plantear con los requisitos de capacidad interna de combustible del avión.

Nos referimos al tren principal en lo que sigue.

Señalamos cinco opciones de alojamiento las siguientes:

a) *Alojamiento en el ala*

Es la mejor solución desde el punto de vista aerodinámico. Puede disminuir la capacidad del depósito de combustible que se sitúa (normalmente) en la caja del ala, además de añadir peso estructural. El alojamiento en el ala es una opción que debe sopesar sus buenas características aerodinámicas con los otros inconvenientes.

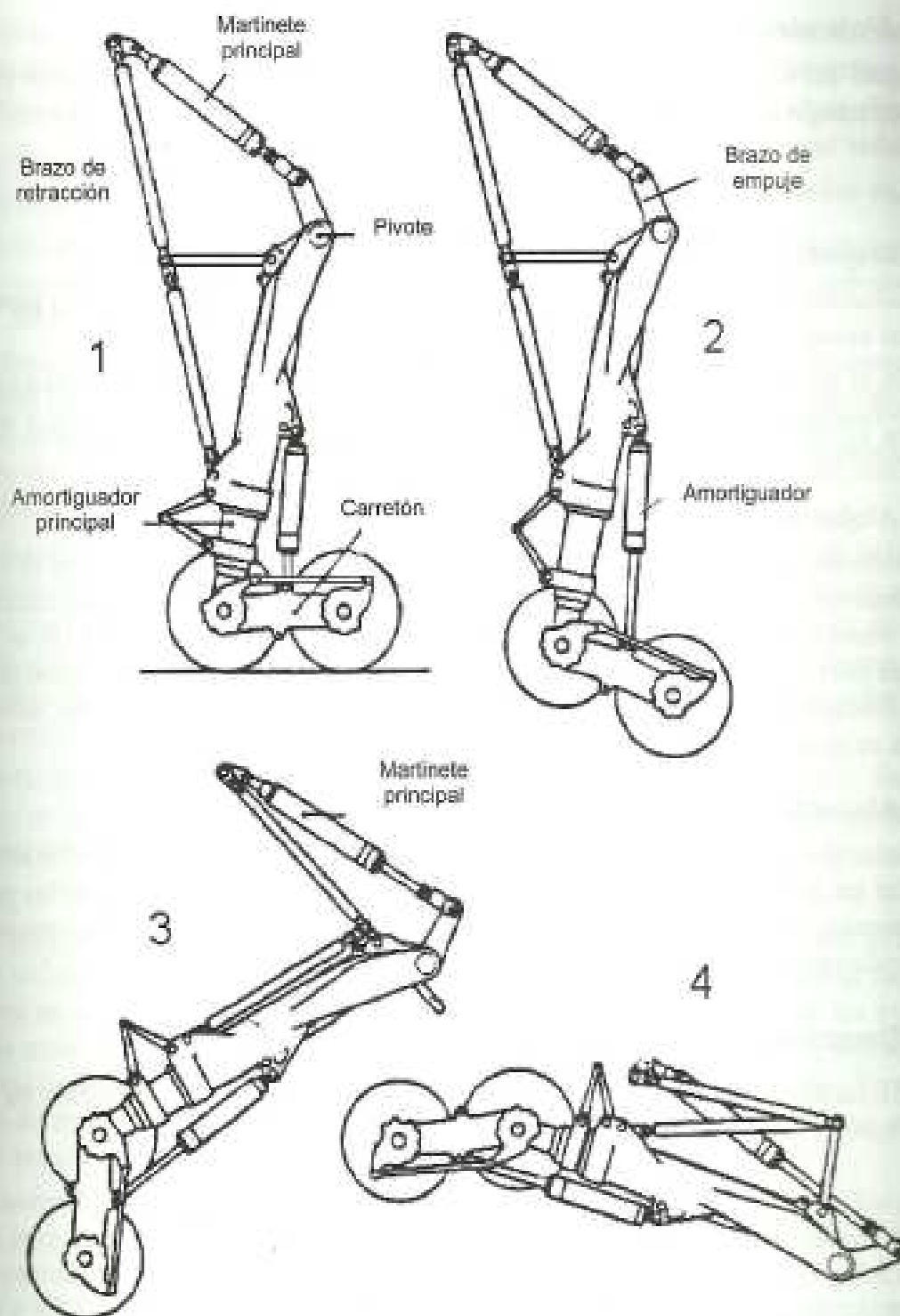


Fig. 34.19f Secuencia de retracción en el plano vertical de un tren en tandem.
 La posición (1) corresponde a la condición estática y (2) está en el aire. Cuando el piloto selecciona retracción, el martinete hidráulico se extiende y empuja sobre el brazo de empuje de la pata del tren. El brazo de empuje gira sobre el eje de pivote. En este instante, debido al momento aplicado en el brazo, toda la pata del tren empieza a subir, a la vez que la barra de retracción se quiebra y empieza a tirar también de la orejeta de la pata del amortiguador principal. En la ilustración (3) el tren está parcialmente retraído y en (4) en la posición de plegado y bloqueado, con la pata prácticamente horizontal. Observe la extensión completa del vástago del martinete hidráulico en la posición(4). (Fuente: Dowty Rotor Ltd)

b) Alojamiento en el fuselaje

Igual que en el ala. Sin embargo, el mayor inconveniente suele presentarse por la interferencia del alojamiento del tren con los largueros principales del fuselaje. Puede resultar imposible construir largueros enterizos.

Los aviones de combate de ala alta utilizan esta opción.

c) Alojamiento en la unión ala-fuselaje

Solución estándar en los aviones comerciales, ver Fig. 34.19g. También para muchos aviones de combate de ala baja o media.

En el avión comercial es una solución casi perfecta, porque pliega el tren con un movimiento circular simple, quedando las ruedas en el alojamiento más o menos horizontales.

d) Alojamiento en la góndola

Solución ventajosa desde el punto de vista de peso estructural, aunque se aplica solamente para aviones “lentos”. Esto es así por el volumen de góndola necesario. La ventaja de esta opción reside en el hecho de que la estructura del ala se optimiza para sus funciones aerodinámicas propias, sin interferencias de espacio para un mecanismo extraño. Opción muy usada en turbohélices comerciales, donde el tren se pliega detrás del motor.

e) Alojamiento en “pod” en el fuselaje

Solución típica para los aviones de transporte militares, de ala alta. Permite diseñar un fuselaje de geometría muy regular. El interior diáfano facilita los procedimientos de carga (tiempos mínimos de operaciones). Inconveniente: resistencia aerodinámica del “pod”.

5. DIRECCIÓN DE LA RUEDA DE PROA

5.1 La dirección del avión en tierra es la acción de cambiar o mantener su línea horizontal de movimiento durante el rodaje, despegue y aterrizaje.

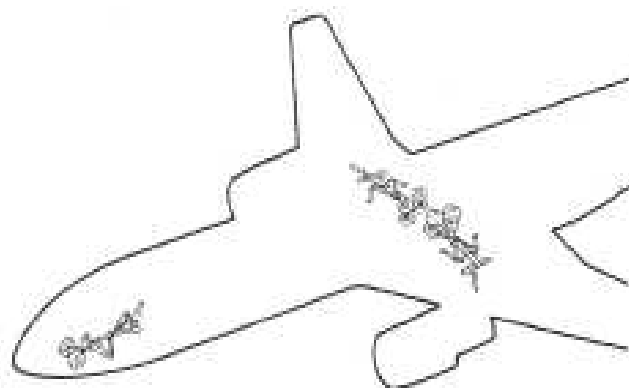


Fig. 34.19g
Alojamiento del tren en la
unión ala-fuselaje

La dirección del avión en tierra a baja velocidad no puede realizarse con la contribución de fuerzas aerodinámicas y se apoya en otros mecanismos para ejecutarla.

De una manera general los medios de dirección que se emplean son los siguientes:

- a) Frenada diferencial en las ruedas principales.
- b) Empuje o tracción diferencial en los aviones polimotores.
- c) Dirección de la rueda de proa, esto es, mediante el giro de la/s rueda/s y el uso de las fuerzas laterales que aparecen en los neumáticos para introducir un momento de guiñada.

La frenada y el empuje diferencial tienen factores adversos de aplicación desde el punto de vista operativo. La frenada diferencial es causa de sobrecalentamiento de los frenos, desgaste prematuro de los mismos, y la constancia de graves accidentes en el pasado debidos, precisamente, al calentamiento de los frenos. En todo caso son medios muy primitivos si se contemplan como sistemas principales de dirección.

La tracción diferencial de los motores funciona bien en los aviones de hélice, para maniobras de rodaje, pero no en los reactores que manejan una masa de aire mucho más pequeña y cuentan con un rendimiento propulsivo muy pequeño en estas situaciones. En cualquier caso, los inconvenientes asociados a los métodos alternativos han hecho del sistema de dirección de la rueda de proa el estándar de conducción del avión en el suelo.

Puesto que todos los sistemas de dirección de rueda de proa introducen, finalmente, un par de dirección en la rueda, todos ellos son mecanismos motorizados (normalmente por presión hidráulica) salvo en aviones ligeros.

5.2 La/s rueda/s de proa se puede hacer girar mediante los pedales o con ayuda de un volante, o combinación de ambos. Los pedales del timón se unen a la rueda de proa en el caso de los aviones ligeros. Suele ser el caso, también, de los aviones de caza, aunque el movimiento de los pedales controla un martinete hidráulico o mecanismo eléctrico que orienta la rueda de proa el ángulo deseado. Para el avión de transporte militar es obligatorio el empleo de un volante, tal como estipulan las especificaciones técnicas (MIL-STD-203).

Es normal en aviación comercial contar con doble capacidad de mando: los pedales para control de dirección en un sector angular de la rueda, digamos de $\pm 7^\circ$, y un mecanismo con volante, de gran potencia de mando de dirección angular (en torno a 80°) para rodar por las calles de rodadura y las zonas de estacionamiento. Es la disposición de conducción más confortable para el piloto y pasaje.

Clasificación de los sistemas de dirección de rueda de proa

5.3 Los sistemas de dirección de rueda de proa se clasifican en dos grandes categorías: a) por su sistema de control y modo de accionamiento; b) por el tipo de mecanismo de giro de la rueda.

5.4 Según el sistema de control y de accionamiento pueden ser de control mecánico o eléctrico.

Sistemas de control mecánico

Los sistemas de control mecánico se clasifican a su vez en dos grupos: movimiento manual e hidráulico.

Los primeros, los sistemas de accionamiento manual, se emplean en aviones ligeros, son sencillos, fiables e independientes lógicamente de cualquier sistema de potencia del avión.

Los sistemas de control mecánico y de accionamiento hidráulico emplean servomecanismos para posicionar la rueda de proa. Se emplean en aviones comerciales y en aviación general. Son los más usados.

Excepción al accionamiento hidráulico es el F-27 con su sistema de potencia neumático. Es un sistema de dirección de control mecánico y de accionamiento neumático.

Sistemas de control eléctrico

Los sistemas de control eléctrico se clasifican en dos grupos: accionamiento eléctrico e hidráulico.

Los primeros son sistemas eléctricos puros, que sólo se emplean para funciones secundarias de dirección, como rodaje a baja velocidad.

Los segundos, de control eléctrico y de accionamiento hidráulico, han sido en el pasado menos fiables que su contrapartida de control mecánico, pero ganan terreno progresivo debido a la mayor capacidad de la electrónica de a bordo para detectar fallos y el control de tareas de seguimiento de los mecanismos (detectores de proximidad).

5.5 El mecanismo de giro de la rueda de proa tiene la función última de proporcionar un movimiento de giro a la rueda, en el ángulo solicitado por el piloto.

Los sistemas de dirección incluyen estos tipos:

Tipo "Banana" (ver Fig. 34.20a).

Se llama así por la forma del brazo de giro de la rueda de proa. Transforma el movimiento lineal del vástago del martinete hidráulico en un movimiento de rotación del eje de la rueda. Es un tipo de dirección que admite grandes ángulos de giro. Proporcionan un par de dirección a la rueda adecuado dado el efecto de palanca del cuerpo de la barra que transmite el movimiento.

Tipo "Banana" de martinete móvil (ver Fig. 34.20b).

Similar al anterior pero ahora el cilindro del martinete es móvil, y el vástago y el propio pistón del cilindro hidráulico son estacionarios. Al desplazarse el cilin-

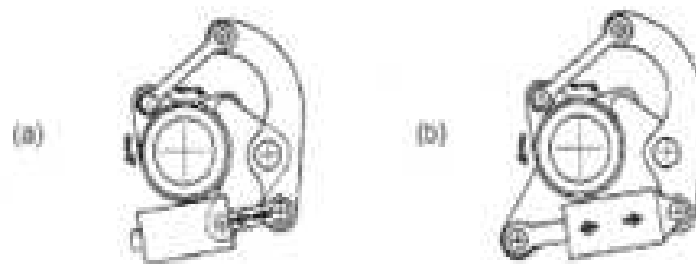


Fig. 34.20a-b Mecanismos de dirección de rueda de proa Tipo "Banana".

dro sobre el vástago, en una u otra dirección como señalan las flechas, el cilindro móvil ataca el brazo curvado ("banana"). El movimiento del brazo se comunica a la biela de apoyo que, finalmente, gira la pata en la dirección deseada.

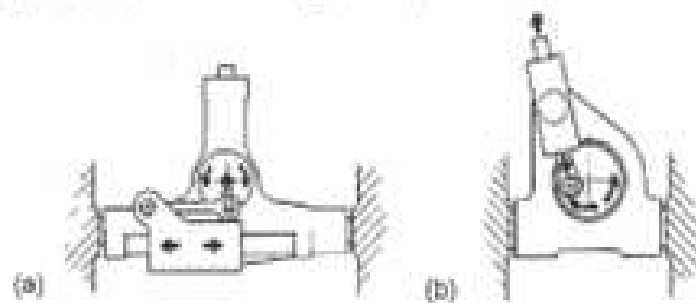


Fig. 34.21 Mecanismos de dirección de rueda de proa tipos lineal (a) y de martinete oscilante (b).

Tipo lineal con martinete móvil (ver Fig. 34.21a).

La camisa móvil del cilindro hidráulico ataca el eje de la rueda con una biela. El momento de giro es máximo en la posición representada, pero tiende a disminuir a medida que progresa la rotación del eje. Por esta razón es un tipo de dirección que encuentra limitaciones de ángulo de giro.

Tipo martinete oscilante (ver Fig. 34.21b). Más usado que su antecedente, es más recogido y se suele emplear en aviones embarcados.

Tipo de martinete doble "push-pull" (ver Fig. 34.22).

Es un estándar de instalación en aviones de procedencia norteamericana, y menos usado en Europa. Puede encontrar limitaciones a ángulos de giro superiores a $\pm 60^\circ$, aunque instalaciones prácticas con este tipo alcanzan los 80° .

Tipo cremallera (Fig. 34.23).

Puesto que el proyecto del avión suele exigir el giro de 180° en una pista de 150 pies de ancho, la elección del mecanismo de dirección de la rueda puede venir impuesto por este criterio, circunstancia que favorece al tipo de cremallera. El sistema de cremallera suele proporcionar máximos ángulos de giro de la rueda. Se emplea con este fin para sustituir al tipo "push-pull", que puede tener problemas para suministrar un par de dirección adecuado cuando el ángulo de giro de las ruedas es

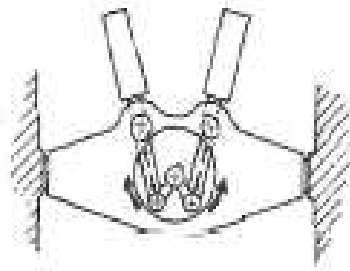
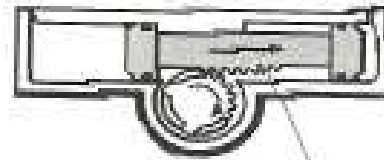
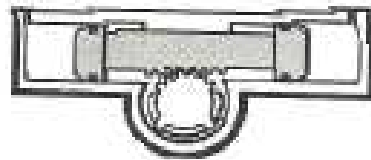


Fig. 34.22 Mecanismo de dirección de rueda de proa Tipo martinete doble "push-pull".



Cremallera

Fig. 34.23 Mecanismo de dirección de rueda de proa tipo cremallera

grande. El actuador tipo cremallera es probablemente el que tiene mayor futuro, por la uniformidad de par de dirección que proporciona a la rueda en un amplio recorrido angular.

Cambio de modo tierra-aire

5.6 Diversos sistemas de a bordo necesitan información si el avión está en tierra o en el aire. Así, por ejemplo, el sistema de presurización se activa plenamente sólo cuando el avión está en el aire; el propio sistema de dirección sólo debe estar activo en tierra.

Para aliviar la carga de trabajo de la tripulación se permite que un "interruptor" situado en el amortiguador del tren ejecute estas funciones. El interruptor detecta la presencia o no de carga en el amortiguador y produce, o inhibe, una señal eléctrica que es accesible a los mecanismos que la precisen.

El interruptor de cambio de modo de tierra/aire puede ser, específicamente, un juego de microinterruptores (*squat switches*) que cierran o abren contactos, o algún otro mecanismo como resortes o similares. Su función es la misma, detectar el cambio de modo del avión, en tierra o en el aire.

Requisitos de los sistemas de dirección

5.7 Desde el punto de vista de la normativa civil, a la que acudimos con frecuencia por ser la fuente obligada para el estudio de los sistemas de a bordo, cabe decir que se ocupa de los sistemas de dirección de la rueda de proa en una triple perspectiva:

- Como casi siempre, acude al terreno operacional para señalar que el sistema debe ser estable hasta $1,3 V_g$, siendo V_g la velocidad de pérdida. Se exige estabilidad dinámica y en amortiguación, haciendo alusión al problema del “*shimmy*” del que nos ocupamos más tarde.
- La normativa de procedencia británica exige que la rueda de proa tenga la capacidad de girar libremente en tierra. Estipula, además, que durante la extensión del tren, y antes del contacto, la rueda debe alinearse en la dirección antero-posterior del avión. No obstante admite otra inclinación de la rueda siempre que se cumplan dos condiciones:
 1. Que no haya sobrecarga del conjunto
 2. Que no se requiera habilidad excepcional para dirigir el avión en situaciones de viento cruzado o fallo del sistema motorizado que asiste a la dirección de la rueda.
- La normativa de procedencia americana precisa que el par de dirección aplicado a la/s rueda/s de proa debe ser suficiente para girar el avión el ángulo proyectado sin necesidad de mover (el avión) hacia adelante o aplicar empuje diferencial.

La normativa militar, no hay que repetirlo, vuelve a ser más detallada en este campo. La aviación civil viene considerando aceptables estas reglas, por lo que cabe concluir que es aplicable la siguiente: todo avión que haga contacto con la pista a más de 100 nudos debe tener un sistema de antideslizamiento de las ruedas. Esto al menos es lo que requiere *Us Air Force (USAF)*.

Sistema de control mecánico y modo de accionamiento hidráulico

5.8 La Fig. 34.24 es el esquema de sistema de control mecánico y modo de accionamiento hidráulico. Es el único ejemplo que estudiamos aquí, por brevedad.

Cuando el piloto mueve el volante de dirección transmite el movimiento por medio de cables y poleas a un sistema diferencial (ver próximo párrafo). La función del diferencial es posicionar la válvula hidráulica medidora. Para que haya presión en la línea hidráulica de la válvula antes debe estar abierta la válvula de corte de presión del sistema. De forma típica, esta válvula se abre automáticamente por medio del cambiador de modo tierra/aire (“*squat switch*”). El interruptor del cambiador detecta que hay carga en el amortiguador debido al contacto de las ruedas con el suelo.

La válvula medidora (del tipo lanzadera) dirige presión hidráulica a uno u otro de los martinets de dirección de las ruedas de proa, en función del giro realizado por el piloto en el volante. La línea de entrada de los martinets cuenta, cada una, con una válvula antirretorno de orificio (3). La válvula permite el paso libre de líquido a presión cuando se dirige al martinete, pero el orificio restringe el paso en la dirección opuesta. Esto se hace así con el fin de suavizar la conducción del avión y además se consigue amortiguación frente al “*shimmy*”.

