

**SISTEMAS
DE CONTROL
DE VUELO**

Sistemas de control de vuelo

1. LOS MANDOS DE VUELO Y SUS FUNCIONES

1.1 Agrupamos en este Capítulo los apartados que el programa JAR FCL de "Conocimiento general de las aeronaves" dedica a los sistemas de control de vuelo (mandos de vuelo)¹. Son secciones muy extensas de estudio, en parte por la propia materia tratada y también en correspondencia con una época en la que coexisten cuatro grupos distintos de sistemas: el sistema puramente mecánico, el de control por medios hidráulicos, el sistema electromecánico y el moderno sistema de control por mando eléctrico (*Fly by Wire*).

Es necesario señalar la existencia de dos sistemas de control de vuelo avanzados, ~~avanzados~~, que están en fase experimental. Se trata del control de vuelo por mando óptico (*Fly by Light*) y los sistemas fluidicos. No se estudian en el programa JAR, pues no hay previsión de empleo a corto o medio plazo, y menos en el campo de la aviación comercial.

Tres notas de orientación para el lector pueden ser oportunas en un capítulo tan extenso: 1) el capítulo 33, dedicado a la hidráulica del avión, está muy conectado con éste y habrá referencias al mismo; 2) el texto con letra de cuerpo de menor tamaño contiene material suplementario; 3) podría revisar el índice de materias para el esquema general de temas que nos proponemos estudiar.

1.1 El control de vuelo del avión se efectúa a través de tres superficies aerodinámicas de mando: timón de profundidad o elevador, timón de dirección y aletones. Todos los conjuntos funcionan según el mismo principio. Es la modificación de la fuerza aerodinámica que producen las superficies de control, cuando se giran un cierto ángulo en el viento relativo.

¹ Apartados 021 01 06 01 y 021 01 06 02.

De acuerdo con su función, los mandos de vuelo se clasifican en dos grandes grupos: primarios y secundarios.

Los *mandos de vuelo primarios* ejecutan las acciones básicas de control del avión; digamos que actúan las superficies de control básicas ya citadas.

Los *mandos de vuelo secundarios* son sistemas con funciones auxiliares a las básicas. A esta categoría pertenecen los flaps (de borde de ataque y de salida), spoilers, etcétera.

2. CLASIFICACIÓN DE LOS SISTEMAS DE CONTROL DE VUELO

2. 1 Como hemos señalado, los mandos de vuelo se clasifican en función de su actuación de vuelo, en primarios y secundarios.

Los sistemas de control, por el contrario, son la forma mecánica y eléctrica organizada de los mandos, de manera que su clasificación está referida a la propia arquitectura del sistema. Se sitúan en dos grandes grupos, según la forma en que se realiza la transmisión de las órdenes de mando del piloto (señales de entrada en el sistema):

- Sistemas que transmiten las órdenes de mando por medios mecánicos.
- Sistemas que transmiten las órdenes por medios eléctricos.

El primer grupo recibe el nombre de sistemas de control de vuelo por mando mecánico. Incluye los llamados "sistemas convencionales", esto es:

1. Sistemas mecánicos simples
2. Sistemas de accionamiento hidráulico
3. Sistemas de accionamiento por motores eléctricos.

El segundo grupo se refiere a los sistemas de control de vuelo por mando eléctrico, conocidos también como sistemas *Fly by Wire*.

Existe en estos sistemas un conjunto de ordenadores situados entre la señal eléctrica de mando que hace el piloto y las superficies aerodinámicas de control de vuelo.

Por supuesto, el sistema *Fly by Wire* actúa finalmente sobre las superficies aerodinámicas por medios hidráulicos o electromecánicos; no hay otra forma de hacerlo. Pero lo distintivo del sistema es que, primero, la señal de mando es eléctrica y segundo que tal señal es interpretada por los ordenadores de a bordo *antes* de actuar las superficies de control de vuelo. Son enormes, entonces, las posibilidades de alterar la señal eléctrica de mando de la manera más conveniente para la operación del avión.

Esta posibilidad, bastante fácil en la práctica, es una nota distintiva del sistema *Fly by Wire* que debe señalarse desde el principio. Un avión con *Fly by Wire* representa una forma distinta de volar.

Clases de sistemas de control de vuelo por mando mecánico

2.2 Las superficies aerodinámicas de control de vuelo de aviones de altas presiones, o de cierto peso, no se pueden desplazar directamente desde la cabina de mando, dada la fuerza necesaria de accionamiento. Para desplazar estas superficies en vuelo hay que vencer el momento que las fuerzas aerodinámicas ejercen respecto al eje de giro (chamela) de las citadas superficies. Para estos casos se emplean los sistemas reforzadores o de asistencia de mandos de vuelo.

Conforme al modo de accionamiento, los sistemas de control de vuelo por mando mecánico admiten la clasificación siguiente (Fig. 35.1):

- Sistemas de accionamiento manual (conexión directa entre la palanca o volante de mando y las superficies aerodinámicas de control de vuelo, ver gráfico -a-).
- Sistemas que refuerzan por medios aerodinámicos la acción de mando del piloto (ver gráfico -b-). Son los sistemas de compensación aerodinámica, que se estudian más adelante, en el apartado 4.
- Sistemas que ejecutan la acción completa de movimiento por medios motorizados. La fuente de potencia puede ser neumática, eléctrica o más frecuentemente hidráulica (ver gráfico -c-). Salvo que señalemos otra cosa convénanos que son mecanismos hidráulicos los que transmiten la potencia a las superficies de mando.

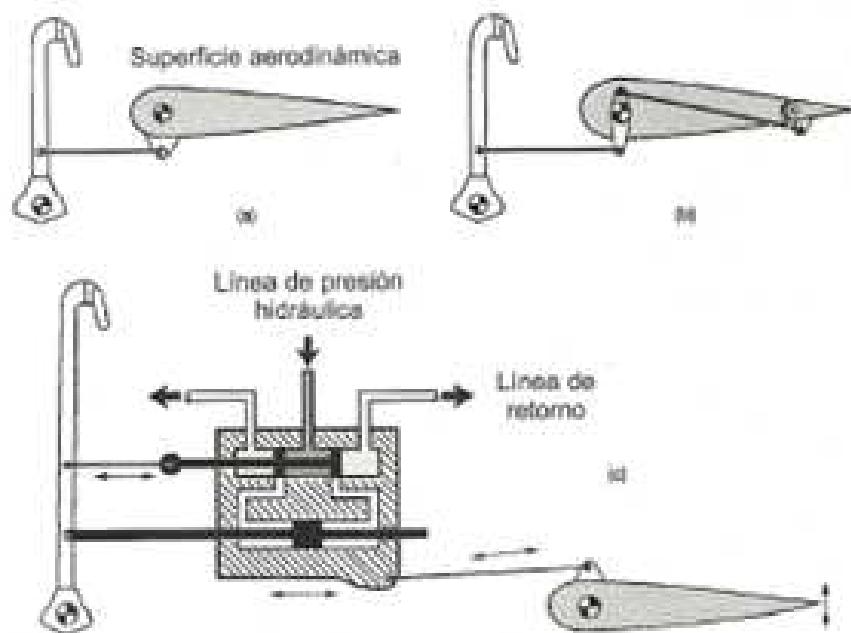


Fig. 35.1 Los sistemas de control de vuelo por mando mecánico se clasifican en tres grupos, de acuerdo con el modo de accionamiento: a) Sistemas de accionamiento manual; b) Sistemas que refuerzan por medios aerodinámicos la acción de mando del piloto; c) Sistemas que ejecutan la acción completa de movimiento por medios motorizados.

2. 3 Los sistemas motorizados, la última clase citada anteriormente, se pueden dividir a su vez en dos tipos:

a) *Sistemas reversibles*, en los cuales existe la posibilidad de control manual en caso de avería o mal funcionamiento del sistema motorizado. Cuando un sistema de este tipo pasa a control manual, el piloto, en esencia, mueve el volante de mando para desplazar las válvulas del sistema hidráulico, a expensas de mayores fuerzas en el volante.

b) *Sistemas irreversibles*, en los cuales no está prevista la facultad de control manual. Estos sistemas, llamados también de mando total, se caracterizan por su redundancia y, por ello, tienen alta fiabilidad. La redundancia se explica por la presencia de hasta tres sistemas hidráulicos de apoyo, de tal manera que la probabilidad de experimentar a bordo una pérdida total de energía hidráulica es extremadamente improbable¹ ($< 10^{-9}$).

La Fig. 3.3.2 pone de manifiesto las diferencias existentes entre los sistemas reversibles e irreversibles, gráficos superior e inferior, respectivamente.

Desde el punto de vista mecánico ambos sistemas se concibieron con la idea de aislar al piloto, parcial o totalmente, de los momentos aerodinámicos de charnela que se producen en las superficies de control. La variante está en el punto de conexión del vástago del martinete hidráulico actuador (C) al volante de mando.

Decimos que el sistema es motorizado reversible porque el vástago del cilindro (martinete) hidráulico C está conectado a una cierta distancia d del punto de pivotamiento del volante. El piloto debe vencer, además de las pequeñas fuerzas de desplazamiento del varillaje de las válvulas hidráulicas V, la reacción que le llega del propio martinete actuador, debida a la distancia d del punto de pivotamiento.

Por el contrario, en el sistema irreversible (ver gráfico inferior) el vástago del cilindro hidráulico está conectado en el mismo eje donde pivota el volante de mando; obsérvese que en este caso es $d = 0$. El piloto sólo siente las fuerzas de desplazamiento del varillaje de las válvulas hidráulicas, pero en ningún caso reacción que provenga del martinete hidráulico.

NOTA

El sistema motorizado reversible cayó en desuso porque no se adaptaba a las actuaciones de los modernos aviones, tanto comerciales como militares.

Hace tiempo que no se concibe proyectar un avión con sistemas de mandos reversibles. Es poco adaptable a un campo amplio de velocidades de vuelo y, a veces, es necesario realizar fuerzas considerables en los mandos de vuelo. En el fá-

¹ Los sistemas de control de vuelo presentan probabilidad de fallo de $1/10^6$, un valor excepcional que se denomina extremadamente improbable. El siguiente orden es extremadamente remoto, o probabilidad de $1/10^7$. En general, la probabilidad de fallo catastrófico en el avión comercial es extremadamente remoto, de manera que nos movemos en cifras que rondan el número de horas transcurridas desde el nacimiento de Cristo. Dicho de otra forma, estaríamos en espera del fallo catastrófico del avión que hubiere iniciado su vuelo, ininterrumpido, en la fecha de nacimiento de Jesucristo.

moso caza F-86A Sabre, en la proximidad de Mach 1, esto es, en pleno vuelo transónico, debían ejercerse hasta 50 kilogramos en la palanca para mantener la posición de morro arriba, a pesar de que el sistema de mandos proporcionaba una relación de multiplicación de fuerza de 40:1. Era muy difícil conseguir el desplazamiento total de las superficies de control. Todo ello contando con la ligereza de peso y la pequeña envergadura del Sabre. Estos detalles fueron el antílope de los grandes problemas que se avecinaban en una aviación cada vez más rápida y de la que se solicitaba, en este caso, máxima agilidad en combate (máxima corner speed o velocidad máxima de viraje cerrado).

El sistema motorizado reversible fue víctima de su incapacidad para adaptarse a una banda operativa de vuelo más amplia. Si el sistema se adaptaba para que las fuerzas en la palanca fueran bajas o moderadas a pequeñas velocidades de vuelo sucedía que eran muy elevadas a alta velocidad; y a la inversa. El resultado final fue que el sistema de mando total (o motorizado irreversible) se implantó como norma. De hecho, así venía ya en el modelo F-86E.

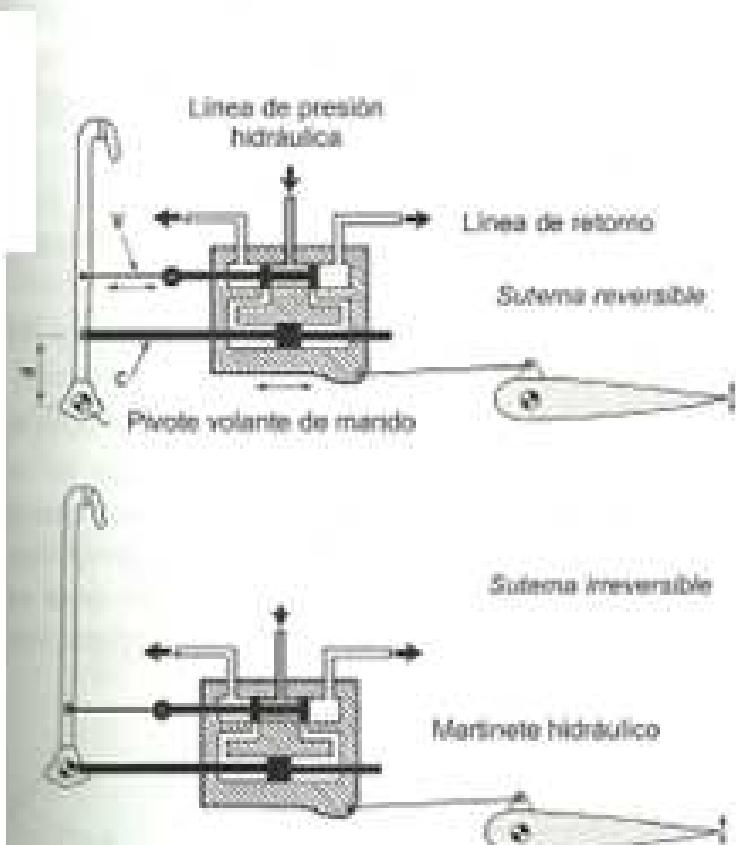


Fig. 35.2 Diferencias entre los sistemas motorizados reversible e irreversible

fuerzas aerodinámicas. Su acción de mando revierte el desplazamiento de válvulas de control del sistema de mandos de vuelo. En estos casos, pues, hay que proporcionar sensación artificial al volante de mando (técnicamente se llama restitución de esfuerzos en el volante). El sistema de restitución de es-

2.4 Resumiendo el tema de sensación que el piloto tiene en estos sistemas de control habría que decir lo siguiente:

- En los sistemas de control manual, con reforzamiento aerodinámico, y también en los motorizados reversibles, el piloto "siente" de una forma u otra las fuerzas aerodinámicas que el aire ejerce sobre la superficie móvil que desplaza. Se dice, entonces, que "siente el avión", de tal modo que las reacciones de la aeronave son proporcionales a las fuerzas que ejerce sobre la palanca de mando.
- Sin embargo, en el sistema motorizado irreversible el piloto no siente las

fuerzas simula las fuerzas que el aire ejerce sobre las superficies de control de vuelo, de acuerdo con leyes determinadas que también forman parte del estudio de este capítulo.

Clases de sistemas de control de vuelo por mando eléctrico

2.5 Los últimos aviones comerciales que llegan al mercado utilizan un sistema de control de vuelo sin conexiones mecánicas intermedias entre el volante de mando y los actuadores hidráulicos de las superficies de control de vuelo. Estos sistemas se denominan "sistemas de pilotaje por mando eléctrico". También es muy frecuente, por su brevedad, la denominación *Fly by Wire*.

Con mayor precisión, se dice que un avión dispone de sistema de pilotaje por mando eléctrico cuando las instrucciones de mando dadas por el piloto, o que vienen del piloto automático, se envían a las superficies aerodinámicas de control de vuelo mediante señales eléctricas en lugar de conexiones mecánicas. Esta arquitectura reclama, en la práctica, la presencia en el sistema de uno o más ordenadores intermedios.

2.6 Es posible distinguir dos grandes líneas de empleo de órganos de mando para sistemas eléctricos de control de vuelo:

- Sistemas que emplean minipalanca para introducir la señal de mando. Han aparecido en la aviación comercial con los sistemas eléctricos de control de vuelo de la firma Airbus. Estos modelos son los que han establecido la norma de actuación práctica en este campo.
- Sistemas que mantienen la filosofía clásica de volante de mando, incluso con mecanismo de restitución de esfuerzos (sensación artificial) de tipo convencional. Por supuesto, la señal de mando de salida del volante es eléctrica, otra cosa es el apego del fabricante y muchos pilotos a un órgano de control tan antiguo como el propio avión. Es el caso de Boeing con su modelo Boeing 777.

3. MANDOS PRIMARIOS DE VUELO

Alerones, timones y elevadores

3.1 La Fig. 35.3 muestra de forma esquemática el sistema básico de control de vuelo de un avión. Los comentarios que siguen son elementales, pero necesarios.

En el sistema básico el piloto está unido a las superficies de control de vuelo de forma directa. Para ello cuenta con dos elementos de actuación principales, el volante de mando (o palanca de mando) y los pedales del timón de dirección.

El movimiento hacia adelante y hacia atrás del volante de mando desplaza el timón de profundidad, forzando el giro de la superficie alrededor de su eje (ver la Fig. 35.3, gráfico de la izquierda).

El eje de giro de una superficie aerodinámica de control se llama **chamela**.

Veamos la cinemática de movimientos, que está regulada por normativa:

- Si el volante de mando se desplaza hacia atrás el timón de profundidad gira hacia arriba (ilustración superior). Inversamente, si el volante de mando se lleva hacia delante, el timón de profundidad se desplaza hacia abajo.
- Si el volante de mando se gira hacia la derecha se producen dos efectos (ver gráfico intermedio): en primer lugar el alerón de la derecha sube; es decir, sube la superficie del lado que se inclina el volante. En segundo lugar, el alerón contrario baja. Así, pues, los alerones tienen movimientos contrarios (diferenciales).
- Los pedales de dirección están situados en el piso de la cabina. Están unidos a una superficie aerodinámica vertical llamada **timón de dirección**. Cuando se presiona el pedal derecho (ver ilustración inferior) resulta que el timón de dirección se desplaza también hacia la derecha.

Es obvio indicar que todos los aviones en la actualidad deben responder de esta forma a los movimientos de los controles de vuelo. Históricamente no fue así, y durante el primer decenio del vuelo propulsado hubo verdaderos problemas de pilotaje, pues los mandos respondían de distinta forma en distintos aviones. Más adelante, sin embargo, el sentido de los movimientos pasó a ser un requisito reglamentario y no un acuerdo de los fabricantes de aviones.

3.2 Con relación a la Fig. 35.3 vamos a estudiar la actuación aerodinámica básica de las superficies de control.

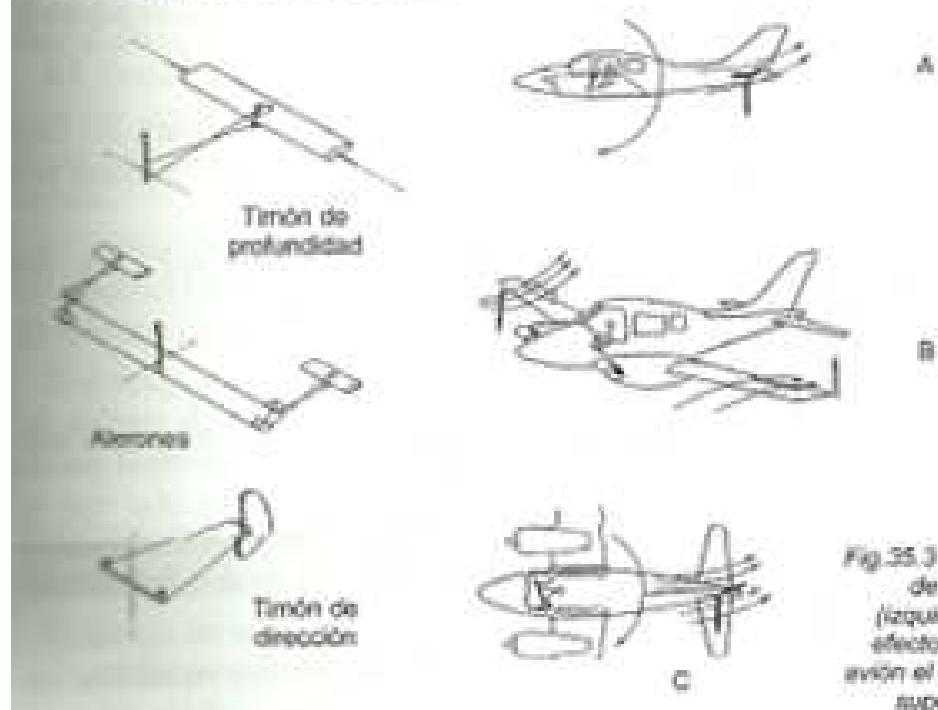


Fig. 35.3 Sistemas elementales de mando de vuelo (izquierda). A la derecha, efectos que produce en el avión el desplazamiento de las superficies de control.

a) Movimientos de cabeceo [gráfico A]

Se producen cuando el volante de mando se mueve hacia adelante o hacia atrás.

El caso representado en (A) indica que cuando el timón de profundidad sube hacia arriba aumenta la curvatura de la superficie inferior. Por tanto aumenta la fuerza de sustentación hacia abajo que produce la superficie, en el sentido que indica la flecha. La fuerza vertical en la cola origina un momento de proa arriba, movimiento alrededor del c.d.g. del avión (movimiento de encabritamiento).

Si el volante se mueve hacia adelante la superficie horizontal de cola está sombreada hacia arriba, de manera que la fuerza aerodinámica total en la cola, o bien disminuye o cambia de sentido. En ambos casos aparece un movimiento de la proa del avión hacia abajo.

b) Movimientos de balanceo [gráfico B]

Se producen cuando el volante de mando gira en sentido lateral.

Supongamos que el volante se gira hacia la derecha. En este caso el alerón de la derecha se desplaza hacia arriba y el de la izquierda desciende. La curvatura superior del ala derecha disminuye en la zona del alerón debido al desplazamiento de la aleta hacia arriba. Disminuye la curvatura del extradós del ala, de manera que la corriente de aire ejerce menos succión en dicha zona. A la vez, la curvatura del ala izquierda aumenta en la zona del alerón porque éste se desplaza hacia abajo.

El resultado global es que aumenta la sustentación del ala izquierda y disminuye la del ala derecha. Se produce entonces un giro del avión hacia la derecha, esto es, hacia el mismo lado que se gira el volante de mando.

c) Movimientos de guñada [gráfico C]

Este último caso se explica de la misma forma, pero referido a la superficie vertical del timón.

El desplazamiento hacia dentro del pedal derecho aumenta la curvatura del lado izquierdo del timón. De este modo aparece una fuerza en el sentido indicado por la flecha.

La fuerza origina un momento (momento de guñada) alrededor del c.d.g. del avión, que tiende a girar el avión a la derecha, en el mismo plano.

Potencia de mando

3.3 Se llama "potencia de mando" de una superficie de control el momento máximo de control que ejerce según el eje del avión en el que actúa.

Así, hablamos de potencia de mando en balanceo, en guñada y en profundidad.

La potencia de mando de una superficie de control depende de dos factores básicos. a) área de la superficie de control; b) alargamiento.

La potencia de mando aumenta con valores crecientes de las dos variables.

4. COMPENSACIÓN AERODINÁMICA

4.1 Según la velocidad de vuelo del avión, o el tamaño de las superficies aerodinámicas de control, las fuerzas necesarias para desplazar los mandos pueden ser tan altas que resulta difícil o imposible efectuar la operación manualmente, de forma directa.

Recibe el nombre de compensación el conjunto de técnicas que disminuyen o anulan, en su caso, la fuerza necesaria para accionar las superficies de control. Todo ello con el fin de conseguir una condición de vuelo determinada.

En particular, la compensación aerodinámica se emplea para disminuir en vuelo la fuerza de reacción al desplazamiento de la superficie de control.

4.2 Hay dos procedimientos para compensar aerodinámicamente una superficie de control:

- Conseguir una distribución de presión favorable alrededor de la superficie aerodinámica. La distribución de presión creada debe ayudar y reforzar la acción de mando del piloto.
- Empleo de aletas auxiliares especiales: aletas compensadoras o tabs de compensación.

Conviene señalar que en este mismo capítulo veremos que existen otras aletas (llamadas tabs de control) con funciones auxiliares de mando de vuelo, que no deben de confundirse con las anteriormente citadas.

Compensación por cornadura

4.3 Dentro del grupo de compensadores aerodinámicos, la técnica de compensación por cornadura pertenece a la primera categoría del apartado 4.2. Es la más antigua y la más fácil en teoría. La Fig. 35.4 ilustra dos formas simples de compensación.

El gráfico de la parte superior de la figura pone de manifiesto que cierta parte de la superficie móvil del timón de dirección está situada por delante de la charnela. Esta compensación por cornadura proviene de su forma geométrica.

El principio de funcionamiento es el siguiente: la superficie en cornadura situada delante de la charnela produce una fuerza aerodinámica que origina un momento contrario al que produce el resto de la superficie móvil, esto es, la situada al otro lado de la charnela. Por tanto, el momento de la fuerza aerodinámica que produce la cornadura es un par contributivo, en el sentido de que ayuda al piloto para accionar la superficie de control de vuelo.

El dibujo de la parte inferior de la Fig. 35.4 responde a la misma idea. Observe que en este caso una parte importante del área total de la superficie está situada delante del eje de charnela. De igual forma, entonces, esta parte origina fuerzas ae-

rodinámicas de tipo contributivo, que ayudan al piloto para desplazar la superficie de control de vuelo.

Desde el punto de vista constructivo se distinguen dos tipos de compensación por cornadura, llamadas cornaduras *shielded* y *unshielded*, que muestra la Fig. 35.5. La diferencia es que el borde anterior de la cornadura *unshielded* no forma parte del borde de ataque, propiamente dicho, de la superficie aerodinámica principal. El borde *shielded* puede funcionar mejor en vuelo a alta velocidad porque queda más al abrigo de las perturbaciones que se forman a velocidades muy altas.

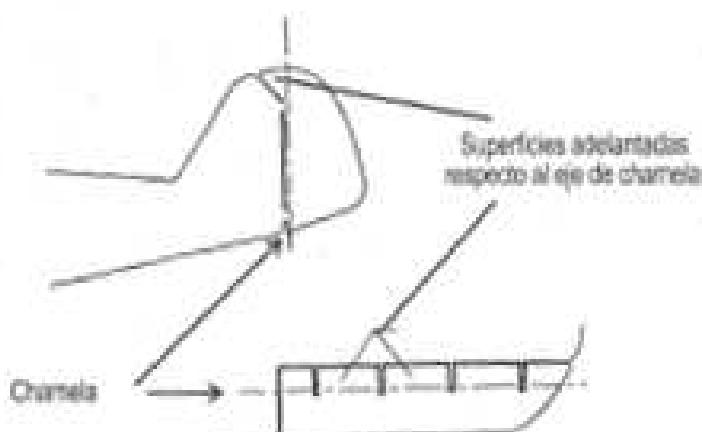


Fig. 35.4 Compensación aerodinámica en cornadura para una superficie de control

4.4 La compensación por cornadura, como hemos dicho, es la más antigua que existe. Se aplicó en principio a los timones de los barcos y de la aplicación naval pasó a la aeronáutica. En el pasado se empleó en todos los ejes del avión (profundidad, balanceo y guñada) pero acabó por desaparecer de los ailerones debido a las cargas aerodinámicas tan altas que se producían en la propia cornadura. Esto fue así debido al aumento de velocidad y tamaño de los aviones, que exigían mayores cargas en la pequeña superficie de la cornadura.

Las escasas aplicaciones de la cornadura para vuelo de alta velocidad no mostraron los problemas de flameo que se predecían. J. C. Gibson ha descrito un ejemplo de caza supersónico que ha empleado este tipo de compensación sin dificultad (pensamos que la tipo *shielded*, con el fin de alejar la cornadura, en lo posible, de las ondas de choque del borde de ataque).



Fig. 35.5 Cornadura *unshielded* (izquierda) y *shielded* (las dos ilustraciones de la derecha).

Compensación de Handley Page

4.5 La Fig. 35.6 muestra la forma geométrica de la compensación de Handley Page. Es un método conocido en aviación desde hace muchos años. Su primera aplicación fue en el elevador del *Levasseur*, nada menos que en 1920.

Las actuaciones aerodinámicas de la compensación de Handley Page son las siguientes:

1. Destaca en primer lugar, Fig. 35.7, la presencia de dos fuerzas en juego F_1 y F_2 a un lado y otro de la charnela. La charnela está señalada por una linea de trazos en el gráfico. El proyectista del avión presta mucha atención para que las fuerzas de compensación que aparecen en la parte anterior de la charnela no sean altas, que hagan difícil el retorno de la superficie a su posición neutra. Situación de este tipo sucede si el momento que produce la fuerza F_1 respecto al eje de charnela es mayor que el producido por F_2 . Un avión de estas características sería peligroso.
2. Dos factores adicionales que influyen en la actuación de este compensador son la forma del borde de ataque del compensador y la proximidad de dicho borde con la superficie principal del avión a la cual está articulado. La distancia entre la superficie fija (timón, estabilizador ...) y el borde de ataque del compensador se llama *cierre del compensador*. Variaciones pequeñas de una y otra característica del compensador (forma del borde de ataque y cierre) suelen dar lugar a grandes variaciones del momento de charnela. La forma del borde de ataque es importante por su efecto aerodinámico cuando la aleta, al girar, emerge en la corriente de aire, instante en el que deja de estar en la sombra aerodinámica de la superficie fija que precede.

Compensación de Westland-Irving

4.6 La Fig. 35.8 es el esquema del compensador Westland-Irving. En realidad es una modificación del anterior (Handley Page). Sin embargo hay dos variantes en el compensador de Westland-Irving que conviene destacar:

- El perfil del compensador está en la sombra aerodinámica de la superficie de control principal del avión a la que se fija. Así, pues, es un método de com-

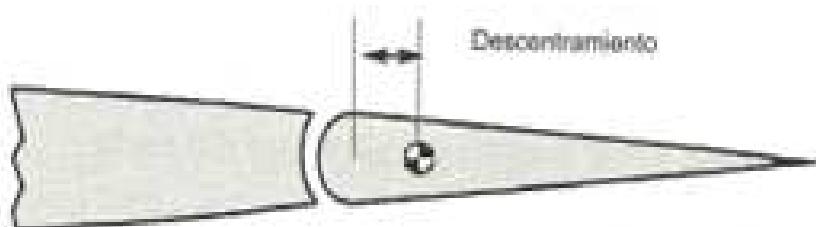


Fig. 35.6 Detalle de la compensación de Handley Page

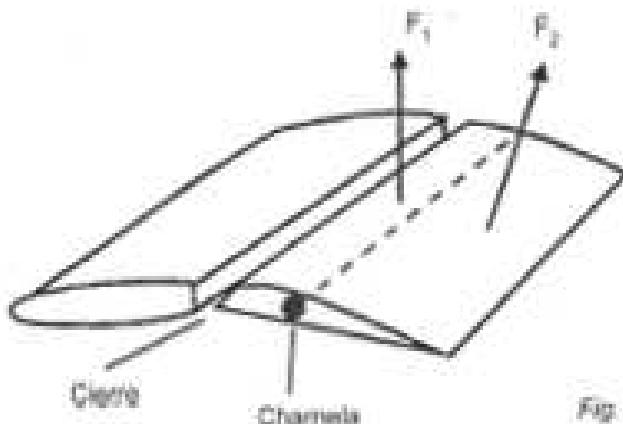


Fig. 35.7 Fuerzas a un lado y otro de la chumela en el compensador de Handley Page

pensación apto en principio para el vuelo de alta velocidad, por originar menos interferencia aerodinámica.

- Las superficies superior e inferior del compensador están incomunicadas ("selladas") desde el punto de vista aerodinámico, por medio de una banda de material flexible. La banda flexible se extiende hasta el borde de la pared de la superficie principal. El modo de funcionamiento de este compensador se basa precisamente en reforzar el momento de chumela por la diferencia de presión estática que se origina a los dos lados de la banda de cierre. La diferencia de presión estática se origina, como es bien sabido, por la succión existente en la parte superior del perfil y la mayor presión estática del aire en la parte inferior.

La compensación de Westland-Irving se emplea frecuentemente en aletones. A veces, como variante del tipo, puede no existir el "sellado" completo del cierre entre las dos superficies, aunque sí un ajuste muy preciso. La holgura en este caso puede ser del orden de 1 mm.



Fig. 35.8 Compensador de Westland-Irving. Es una modificación del compensador Handley Page.

Compensación por modificación del contorno del perfil

4.7 Método de compensación simple y eficaz.

Técnicamente se denomina compensación por borde de salida biselado (de la superficie de control, se entiende) y se muestra gráficamente en la Fig. 35.9.

NOTA

Al hilo de esta técnica de compensación convendría señalar la importancia que tiene la forma geométrica de la superficie de control en los momentos de charnela, que se ha constatado históricamente. Un ejemplo clásico se produjo en el famoso caza *Spitfire*, de la II Guerra Mundial. Este avión alcanzó un punto de desarrollo en el cual el recubrimiento en lona de las superficies de control tuvo que cambiarse por chapa metálica.

Las superficies recubiertas de lona producían una pérdida de régimen de balanceo, un parámetro que es esencial para el piloto de combate pues representa una medida de la agilidad del avión. En efecto, con el aumento de la velocidad de los sucesivos modelos del *Spitfire* y el consiguiente incremento de las fuerzas de control, ocurría que el perfil geométrico de la superficie de lona se deformaba, en una palabra, se destruía el perfil aerodinámico. De esta forma, se modificaba a la baja la potencia de mando del avión en alabeo. El cambio a construcción en chapa metálica solucionó el problema.



Fig. 35.9 Compensación por borde de salida biselado de la superficie de control.

Compensación de Frise

4.8 Se emplea para compensar la guiñada adversa del alerón (ver Fig. 35.10).

Supongamos que se desplaza hacia arriba el alerón del plano derecho. La sustentación en dicho semiplano disminuye, pero también la resistencia aerodinámica. Igual y contrario sucede en la otra parte del ala.

El resultado es una "guiñada adversa", en este caso a la izquierda, contraria al control de maniobra que se precisa.

La compensación de Frise tiene el eje de charnela desplazado. Cuando el alerón se desplaza hacia arriba, el borde de ataque emerge prontamente en el viento relativo por la parte inferior. Ello es así por la excentricidad del eje de giro del alerón, que está próximo al plano inferior de la superficie. Alemerger en el aire, en una

zona de alta presión dinámica, aumenta la resistencia aerodinámica del alerón, que es el efecto que se persigue para compensar la guñada adversa.

La compensación de Frise no se emplea por lo general en aviones comerciales y los que vuelan a alta velocidad.

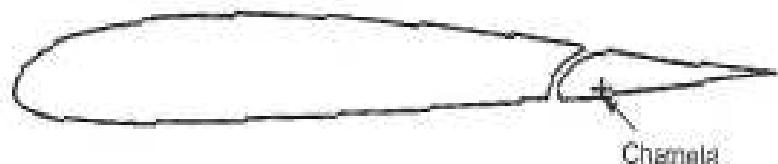


Fig. 35.10 La compensación de Frise se emplea para compensar la guñada adversa del alerón.

Tabs

4.9 Los tabs son pequeñas aletas situadas en el borde de salida de las superficies primarias de control de vuelo. Están articuladas de tal modo que poseen libertad de movimiento respecto a la superficie donde se instalan.

La Fig. 35.11 muestra los elementos del tab. El tab dibujado pertenece al tipo de mando indirecto, que luego estudiaremos, pero aquí nos interesa sólo su aspecto geométrico.

El tab está articulado en el borde de salida de la superficie de control (timón de dirección, de profundidad, alerón), y puede girar libremente respecto a ella, hacia arriba o hacia abajo. A su vez, la superficie de control puede girar libremente respecto al plano fijo (estabilizador, timón, aiz).

Clasificación y funciones

4.10 Los tabs se clasifican en dos grandes grupos: de mando indirecto y directo.

En los primeros, de mando indirecto, el tab tiene una ligadura mecánica, que es normalmente una barra de mando. La ligadura conecta el propio tab con el plano fijo al que pertenece (timón, estabilizador, aiz).

Se dice que el tab es de mando indirecto porque el piloto desplaza la superficie de control de vuelo, y no el tab. Por tanto es el movimiento de la superficie principal el que hace girar el tab gracias a la barra de ligadura de conexión.

En los segundos, tabs de mando directo, el piloto está conectado al tab mediante barras y articulaciones de control. El piloto puede accionar directamente el tab.

Las características de un tipo y otro de tab se estudian más adelante, en este mismo apartado.

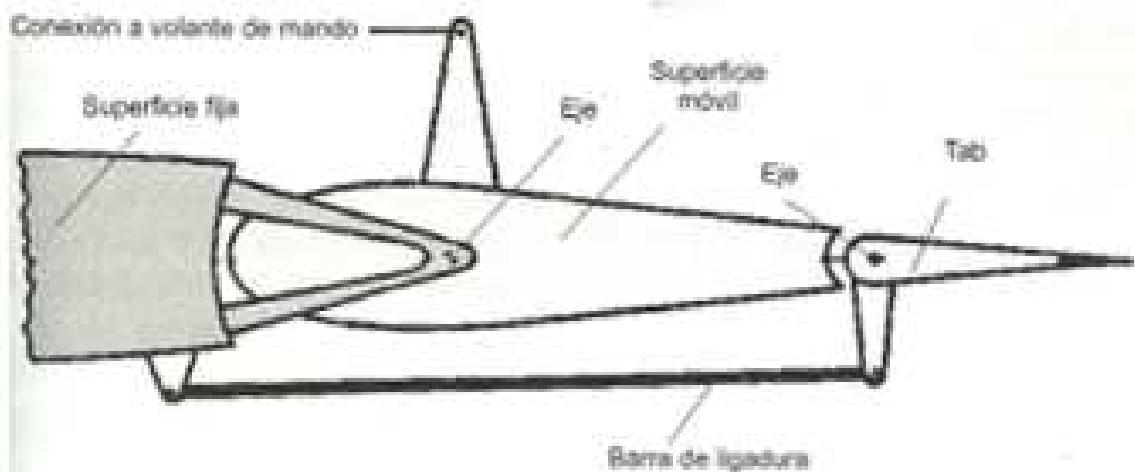


Fig. 35.11 Elementos del tab. El tab de la ilustración pertenece al tipo de mando indirecto.

4.11 Los tabs cumplen dos funciones básicas:

- Colaboran en el movimiento de la superficie de control de vuelo a la que están unidos.
- Compensan y reducen a cero la fuerza que necesita hacer el piloto sobre los órganos de mando para mantener una condición de vuelo determinada.

Los tabs dedicados a la primera función se llaman tabs auxiliares de control. Los que cumplen funciones de compensación se llaman tabs de compensación.

En principio no hay inconveniente para que un tab sea, a la vez, de compensación y de control, es decir, que cumpla las dos funciones (ver apartado 4.14). Sigue, sin embargo, que se pueden dar situaciones de vuelo donde se sumen, en la misma dirección de giro de la aleta y en un instante determinado, los desplazamientos necesarios para control de vuelo y compensación del avión. Esta situación daría lugar a un desplazamiento angular excesivo del tab. Por esta razón suele ser una práctica normal separar las dos funciones. Así, como equipamiento normal, hay tabs independientes para las funciones de compensación y auxiliar de control.

4.12 Estudiemos brevemente el funcionamiento aerodinámico de los tabs.

a) *Fundamentos aerodinámicos del tab auxiliar de control*

La Fig. 35.12, gráficos (a) y (b), muestra la actuación del tab auxiliar de control. Observa la presencia de la superficie fija, a la izquierda. A continuación está situada la superficie principal de control, bien sea el timón de dirección, el de profundidad o aletón, y al final la pequeña aleta o tab.

La posición (a) del gráfico corresponde a la condición de vuelo recto y nivelado, en equilibrio, anterior a una maniobra. Supongamos que la parte fija del plano co-

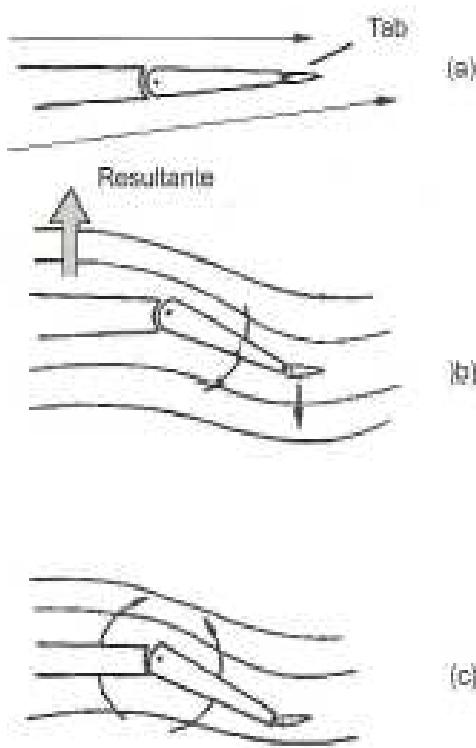


Fig. 35.12 Funcionamiento aerodinámico del tab

hacia abajo el timón de profundidad.

Los tabs auxiliares de control proporcionan grandes momentos de charnela para desplazar las superficies de control, a pesar de su pequeñez. La razón es que las fuerzas que desarrollan actúan bien lejos del eje de giro de la superficie de control, lo que significa que actúan con un gran brazo de palanca.

b) Fundamentos aerodinámicos del tab de compensación

El funcionamiento del tab de compensación es similar y se muestra en la Fig. 35.12(c). Tan similar es que ya sabemos que en la misma aleta pueden estar presentes las dos funciones. Lo que sucede en este caso es que se buscan soluciones de equilibrio aerodinámico del avión, no de mando.

La función del tab de compensación es anular la fuerza que el piloto necesita hacer sobre el volante para mantener una condición de vuelo determinada. Permite, entonces, establecer la condición de vuelo equilibrado del avión, con poca o ninguna acción por parte del piloto.

La actuación del tab de compensación se explica a partir de la figura. Supongamos que se desea mantener una posición de timón de profundidad hacia abajo, tal como muestra la figura. En lugar de mantener constantemente el volante de control hacia adelante, durante todo el tiempo de la maniobra, es el tab de

correspondiente al timón de profundidad. Si el piloto desea desplazar hacia abajo el timón de profundidad, tal como en el gráfico (b), el tab auxiliar de control está articulado mecánicamente de tal manera que se desplaza hacia arriba, en sentido contrario al timón de profundidad. Más detalles de movimientos del tab se estudian en este mismo apartado; ahora nos interesan los principios aerodinámicos.

Debido a la curvatura de perfil que se forma en la zona del tab aparece una fuerza aerodinámica hacia abajo, dibujada en la ilustración (b). Esta fuerza, al actuar sobre el eje del timón de profundidad (charnela), produce un momento de charnela que ayuda de forma positiva al piloto para realizar la maniobra deseada, que en este caso es desplazar

compensación el que equilibra las fuerzas en dicha superficie. Para ello se sitúa la aleta hacia arriba, de manera que la fuerza que produce origina un momento en el sentido de las agujas del reloj. La propia superficie de control, en este caso el timón de profundidad, origina un momento en sentido contrario. Si el ajuste está bien realizado y los momentos son iguales y contrarios, el avión continúa en equilibrio sin actuación directa del piloto en dicha fase de maniobra. Por supuesto, cuando se necesita otra situación de vuelo el tab debe reajustarse de forma correspondiente a dicha actuación.

Construcción de los distintos tipos de tabs

Tab ajustable en tierra

4.13 El tab ajustable en tierra es sencillo y se emplea en aviación ligera. Consiste en una pequeña aleta metálica unida al borde de salida de la superficie de control.

El propósito de la aleta es corregir *alguna tendencia* no deseada que exhibe el avión en condición de vuelo recto y nivelado, con los controles en posición neutra. El ajuste del tab se efectúa después de los vuelos de prueba del avión, y permanece en dicha posición de ajuste salvo modificaciones estructurales posteriores que aconsejen el reajuste de posición.

Tab de mando indirecto: funciones de control y de compensación

4.14 Ya hicimos referencia breve al tab de mando indirecto, a propósito de la Fig. 35.11. La Fig. 35.13 introduce dos esquemas posibles de movimiento del tab de mando indirecto, gráficos (b) y (c). El gráfico (a) muestra el tab en posición neutral. Nos referimos al movimiento del gráfico (b). El correspondiente al (c) se estudiará en el próximo apartado.

El gráfico (b) es la aplicación estándar de la aleta como tab auxiliar de control, para aliviar los esfuerzos de desplazamiento de la superficie de mando. Supongamos de nuevo que se trata del elevador del avión. Cuando el piloto introduce una fuerza F , destinada a desplazar el elevador hacia arriba, la ligadura que existe entre la barra del tab con el plano fijo obliga al tab a desplazarse en sentido contrario. El tab origina un momento alrededor de la charnela del elevador, momento que tiene el sentido de forzar el giro del elevador en el sentido deseado.

Conviene señalar que este mismo tab, gráfico (b), se puede emplear como tab de compensación, combinando las dos funciones (control y compensación). En este caso, la barra de ligadura de conexión del tab está formada por dos cuerpos rosados accionados por un motor eléctrico reversible, esto es, que puede girar en sentido horario o contrario a las agujas del reloj. Cuando un cuerpo de la barra rosca sobre el otro se acorta la longitud efectiva de la barra de ligadura. Entonces, el tab

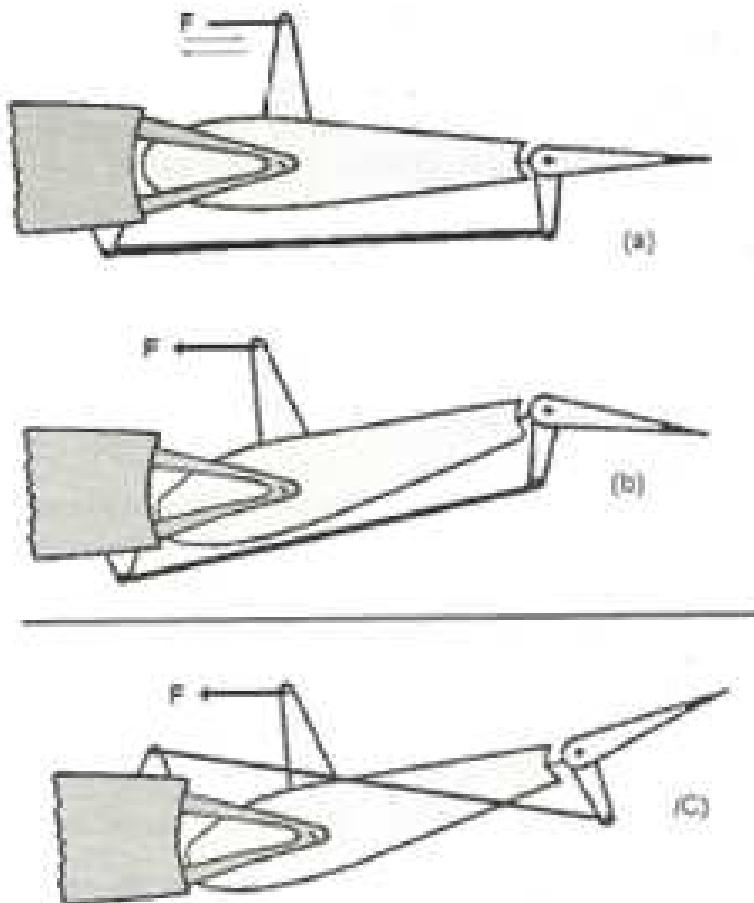


Fig. 35.13 Dos esquemas posibles de movimiento del tab de mando indirecto, en los gráficos (b) y (c).

se desplaza hacia abajo. Cuando un cuerpo de la barra de ligadura se desenrosca del otro aumenta la longitud de la barra y el tab se desplaza hacia arriba.

Bien entendido que cuando el tab actúa como compensador la acción de mando por parte del piloto actúa sobre la longitud de la barra de ligadura del tab, esto es, hace girar la aleta debido a la extensión o retracción de la barra y no por el desplazamiento de la superficie de control a la que está articulado el tab. El desplazamiento del tab en una dirección u otra depende de la longitud de la barra en un momento determinado.

En todo caso, ya hemos dicho que no es frecuente esta dualidad de empleo en la actualidad por el gran desplazamiento angular que necesita el tab cuando se suman acciones de compensación y de control.

Tab de mando indirecto: anti-tab

4.15 El anti-tab es un tab de accionamiento indirecto cuya barra de ligadura se une a la parte superior de la estructura del plano fijo, y no a la inferior (ver detalle en la Fig. 35.13 c).

El anti-tab aumenta la fuerza que el piloto necesita hacer en el volante para desplazar la superficie de control de vuelo.

El punto de conexión de la barra de ligadura influye, como es lógico, en los desplazamientos del tab respecto a la superficie de control. Así, vemos en el gráfico (c) que ahora, cuando la superficie de control se desplaza hacia arriba, también el tab lo hace en el mismo sentido, no en el sentido contrario como antes.

¿Cuáles son los resultados prácticos de esta conexión?

El más importante es que incrementa la fuerza que el piloto necesita hacer en el volante de mando para desplazar la superficie. Por este motivo su empleo común es para aumentar la sensación que el piloto tiene de los controles. Es el caso, por ejemplo, de superficie aerodinámica pequeña que se gira con facilidad. Esto sucede en particular a baja velocidad de vuelo.

En realidad, el anti-tab admite más posibilidades en el campo de la estabilidad del avión y ofrece al proyectista la opción de restaurar el grado de esfuerzos sobre el volante al nivel deseado. En diversos aviones, incluido el ya veterano *Boeing 727*, el anti-tab se emplea en el timón de dirección para reforzar el momento de giro sin necesidad de acudir a una superficie de timón más grande, y de mayor peso, que hace el trabajo equivalente.

El reforzamiento de mando con anti-tab se aprecia en la Fig. 35.13 (c), ya citada. Note que, a todos los efectos, el desplazamiento del tab en la misma dirección que la superficie principal de control tiene el efecto de aumentar la curvatura de la misma. Por consiguiente se obtiene un incremento de la fuerza aerodinámica en la misma proporción.

Tab de mando directo: servo-tab

4.16 El servo-tab se emplea para disminuir los grandes momentos de charnela que presentan algunos aviones para desplazar las superficies de control. El piloto en el avión con servo-tabs está conectado directamente al tab y no con la superficie de control donde se instala, a través de la barra de ligadura.

El servo-tab comenzó a emplearse a principios de los años treinta, en los grandes bombarderos (*Boulton-Paul Overstrand*) e hidroaviones (*Short Rangoon*) junto a otros dispositivos de compensación, como los de cornadura.

El objetivo, naturalmente, fue disminuir los grandes momentos de charnela presentes en estos aviones.

NOTA

Lo que sigue es información especializada sobre el servo-tab para lectores interesados en el tema.

Se recordará del estudio de la asignatura estabilidad del avión que el momento de charnela que debe vencer el piloto para mover una superficie de control viene dado por la expresión:

$$M_c = \frac{1}{2} C_M \rho V^2 S c$$

siendo ρ la densidad del aire, V la velocidad del aire, S y c el área y la cuerda de la superficie de control, respectivamente. C_M es el coeficiente de momento de charnela.

Para una velocidad de vuelo y altitud determinadas, el momento de charnela depende de C_M . Este coeficiente se determina así:

$$C_M = b_0 + b_1 \alpha + b_2 \eta + b_3 \beta$$

siendo α el ángulo de ataque de la superficie de control considerada, η el ángulo de giro de dicha superficie, y β el ángulo de giro del tab unido a dicha superficie.

El coeficiente b_0 es el momento debido a la curvatura de la superficie de control cuando opera con ángulo de ataque cero. El coeficiente b_0 es nulo en el caso de que la sección

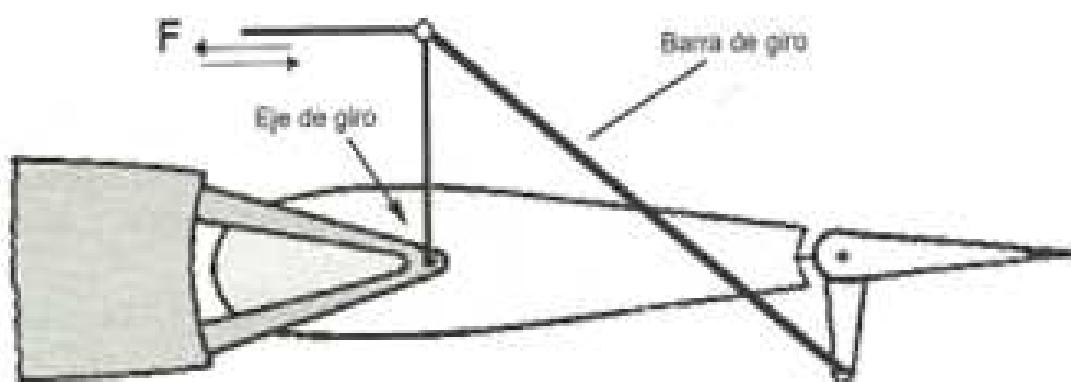


Fig. 35.14 En el servo-tab, la acción de mando del piloto actúa directamente sobre el tab

aerodinámica sea simétrica. Por su parte b_1 , b_2 y b_3 expresan la variación que experimenta el coeficiente de momento con relación a los cambios angulares respectivos, esto es, respecto a α (ángulo de ataque de la superficie), η (ángulo de giro de la superficie de control) y β (ángulo de giro del tab). Matemáticamente son las derivadas del coeficiente de momento respecto a estos desplazamientos angulares ($dC_M/d\alpha$, $dC_M/d\eta$ y $dC_M/d\beta$).

El servo-tab y el tab con resorte, que estudiaremos más tarde, basan su funcionamiento en la variación que experimenta el coeficiente de momento de charnela C_M cuando el piloto actúa directamente sobre el tab (Fig. 35.14), dicho de otro modo, cuando modifica el coeficiente b_3 . Las fuerzas que hay que realizar en el volante de mando son pequeñas, puesto que hay que vencer únicamente el momento de charnela del tab, que es una aleta relativamente pequeña.

Convendria señalar dos cuestiones adicionales:

a) Aunque las barras de ligadura y de mando del tab aparecen en la figura dibujadas fuera del contorno de la sección aerodinámica, por motivos de claridad del dibujo, en la realidad todo el sistema de varillaje está contenido en la sección aerodinámica con el fin de producir mínima interferencia. La Fig. 35.16, más adelante, muestra el detalle real de construcción, donde se observa que el conjunto de barras de mando y ligadura están con-

remadas en el interior del perfil. A lo sumo, es la parte final del varillaje el que a veces sobresale inevitablemente (ver Capítulo 1, Fig. 1.19).

b) El punto de conexión de la barra de mando de cabina está situado en la Fig. 35.11 justo en el punto más alto de la barra de giro. Por supuesto, este punto puede estar en cualquier posición intermedia. Se obtienen de esta forma distintos momentos de accionamiento del tab.

Tab de mando directo: tab con resorte

4.17 A propósito del apartado anterior, conviene observar que el momento de charnela necesario para desplazar el servo-tab puede ser muy pequeño dado el reducido tamaño de la aleta, y más en aviación general. Por el contrario, el momento de charnela que hay que vencer a alta velocidad de vuelo puede aumentar de forma notable. No olvidemos que, entre otras variables, el momento de charnela depende del cuadrado de la velocidad del aire.

Surge así el concepto del tab con resorte. Es un tipo de servo-tab que cumple dos funciones: a) incrementa el momento de charnela para desplazar el tab a baja velocidad; b) disminuye tal momento cuando aumenta la velocidad del aire. La Fig. 35.15, gráfico superior, muestra la disposición esquemática del tab con resorte.

El tab con resorte es un servo-tab en el que, además, el piloto se conecta de forma indirecta a la superficie principal a través de un resorte de elasticidad (constante de rigidez) determinada. Puntos de interés a señalar son los siguientes:

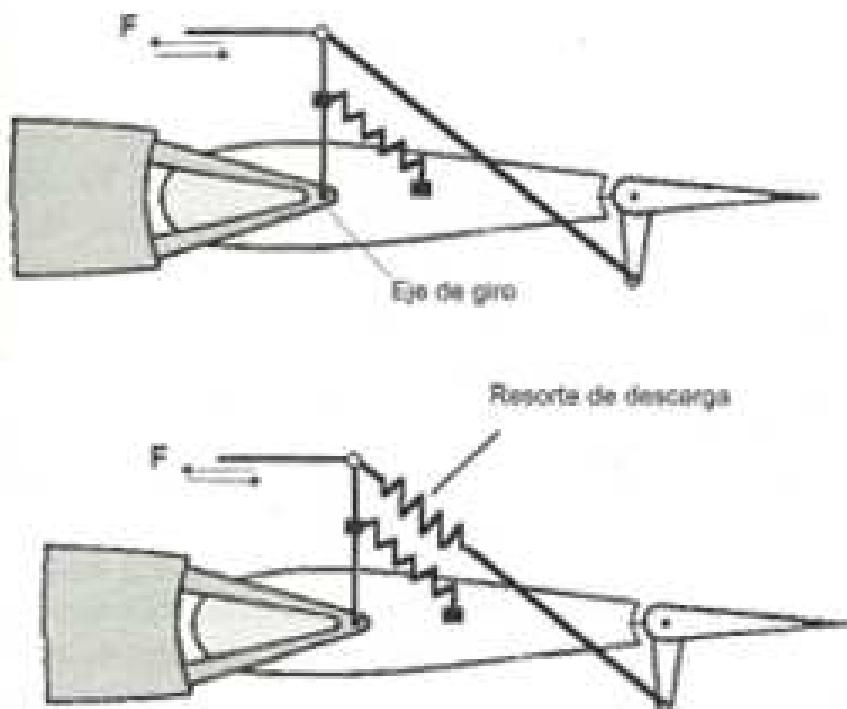


Fig. 35.15 Disposición esquemática del tab con resorte (gráfico superior). El dibujo inferior muestra al mismo tab con resorte de descarga.

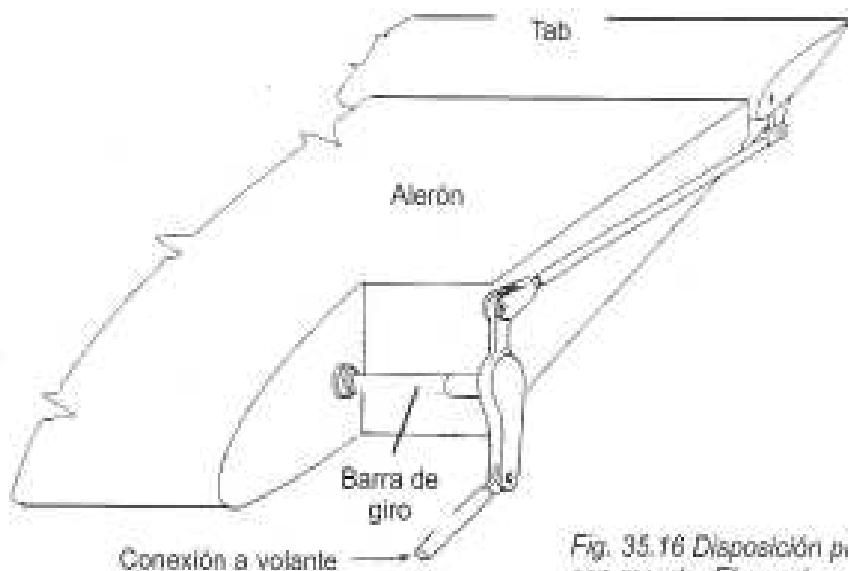


Fig. 35.16 Disposición práctica del tab con resorte. El resorte está situado en el propio eje de la barra de giro.

- El resorte del tab se comporta a baja velocidad de vuelo como ligadura rígida, es decir, el resorte no se deforma debido a su propia rigidez y el tab sigue el movimiento de la superficie a la que está unida cuando ésta gira. En esta fase los momentos de charnela que entran en juego son pequeños, a baja velocidad de vuelo. El incremento de la fuerza que hay que ejercer en los mandos a baja velocidad se explica por dos caminos: en primer lugar por el propio desplazamiento del tab; además, el piloto debe vencer el momento de charnela de la superficie de control principal.
- A alta velocidad de vuelo sucede lo contrario de lo comentado en el párrafo anterior. El resorte del tab se extiende o contrae debido a los importantes momentos de charnela que se generan, y que ahora sobrepasan la rigidez del resorte. Ahora el tab no sigue el movimiento de la superficie principal. En este caso, el desplazamiento angular del tab, en relación con la superficie de control principal es cada vez mayor, pues son siempre movimientos opuestos. ¿Qué significado tienen estos desplazamientos relativos, cada vez mayores? Pues que el tab con resorte contribuye con un momento de charnela creciente a alta velocidad de vuelo, que es la ayuda que se necesita para desplazar los controles de vuelo.
- Comentario final sobre la constitución física del resorte en este tipo de tab. En la realidad, el resorte del tab no está dispuesto en la forma que describe el esquema de la Fig. 35.15. En la práctica es un resorte de torsión instalado en el mismo eje del tubo de giro del tab. No es, pues, un muelle simple lineal. De hecho, la Fig. 35.16 corresponde a un tab con resorte. El muelle está situado en el propio eje de la barra de giro, a modo de cuerda en espiral de tipo reloj.

4.18 Si el campo de velocidades de vuelo del avión es muy amplio resulta difícil compaginar los requisitos del resorte para operación en baja y alta velocidad. En estos casos puede que los mandos sean muy ligeros a alta velocidad, cuando aumenta la presión dinámica del aire que actúa sobre el tab. Para eludir la ligereza de mandos a alta velocidad se añade un nuevo resorte, el resorte de descarga (Fig. 38.15, dibujo inferior). Este resorte está situado en la barra de ligadura del tab, y su función es disminuir el desplazamiento angular del tab a medida que aumentan los momentos de charnela en él.

4.19 El tab con resorte es un sistema ideal para aplicación en mando de balanceo porque la variación de momento que produce es proporcional a la velocidad del avión. Desde el punto de vista operacional esto quiere decir que la velocidad de balanceo del avión resulta constante por unidad de fuerza ejercida en el volante.

Los tabs y los sistemas de control de vuelo irreversibles

4.20 Por su propia naturaleza, los tabs no son necesarios en los sistemas de control de vuelo irreversibles (de mando total). Otra cosa es que, a pesar de la irreversibilidad del sistema de control, el proyecto del avión permita una última conexión mecánica del piloto a ciertos mandos de vuelo ante el extremo caso de pérdida de todos los sistemas de potencia. Hay un numeroso grupo de aviones modernos en el mercado que pueden controlarse, en toda la banda de variación del centro de gravedad, usando el timón de dirección para guñada y balanceo y el estabilizador horizontal móvil como mando en profundidad.

En estos casos el fabricante del avión puede instalar tabs en estas superficies de control. El caso más típico es en el timón de dirección ante la eventualidad de compensación del avión por avería de un motor marginal (motor crítico).

5. RESTITUCIÓN DE ESFUERZOS EN MANDOS DE VUELO

5.1 En los sistemas de control de vuelo de mando total algunos fabricantes consideran necesario disponer de un mecanismo de restitución de esfuerzos en el volante de mando y pedales del timón, restitución que ha de ser reflejo de la situación de carga aerodinámica que actúa sobre estas superficies. Estos sistemas se denominan de restitución de esfuerzos en mandos de vuelo, aunque está muy extendido el empleo del término "sensación artificial", traducción literal del vocablo inglés. Emplearemos una y otra expresión indistintamente.

El sistema de restitución de fuerzas cumple dos funciones:

- Establecer carga en los órganos de mando, función de las fuerzas aerodinámicas que se ejercen en las superficies de control. Las cargas artificiales originadas en el volante permiten al piloto graduar, a su vez, la carga estructural a que somete el avión en cada momento, al existir correspondencia entre

una y otra. La carga en el volante puede establecerse de dos formas principales o combinación de las mismas: 1) carga proporcional a la presión dinámica del aire; 2) carga proporcional al desplazamiento de un resorte, admitiendo esta última opción muchas variantes. Al referirnos en lo sucesivo a la carga en el volante entendemos también incluidos los pedales de dirección (órganos de mando).

- La segunda función del sistema es retornar los órganos de mando a la posición neutra cuando se han desplazado de ella y el piloto los libera.

Fuerzas límites en los mandos de vuelo

5.2 La normativa distingue entre dos tipos de fuerzas aplicadas a órganos de mando convencionales:

a) Fuerzas referidas a situaciones de vuelo normal, o bien las que se ejercen durante la transición entre distintas condiciones de vuelo, incluida la de parada del motor más critico. Se denominan fuerzas para control y maniobrabilidad del avión.

b) Fuerzas límites en mandos para demostraciones estructurales.

El sistema de restitución de esfuerzos debe, lógicamente, adecuarse a los límites de las fuerzas normales para control y maniobra.

<i>Fuerza en kg aplicada en volante/pedales</i>	<i>Cabezas</i>	<i>Balanceo</i>	<i>Giro</i>
Aplicación temporal. Dos manos en el volante	34	22,5	
Aplicación temporal. Una mano en el volante	22,6	11,3	
Aplicación temporal. Giro			68
Aplicación sin límite de tiempo	4,5	2,2	?

Para referencia, los límites aplicables al avión comercial certificado al amparo de FAR 25 se muestran en la Tabla adjunta. Nota. JAR 25 incluye algunas variaciones, pero dada la tendencia de armonización de ambas normas cabe esperar que se unifiquen en torno a estos valores.

Tipos de sistemas de restitución de esfuerzos

5.3 Los aviones que emplean este sistema están equipados con muy diversos tipos, de tal modo que no es fácil identificar grupos comunes.

Por ejes del avión, los sistemas más empleados son los siguientes¹:

Eje de balanceo

El elemento más común en este eje es el sistema de restitución basado en resortes. La sensación artificial depende entonces de la elasticidad del resorte.

¹ Tenga en cuenta el lector que es normal la combinación de los elementos aquí señalados en un sistema práctico determinado, con el fin de mejorar, limitar o reforzar al tipo básico en situaciones determinadas de vuelo.

En general se trata de un sistema sencillo y de resultados satisfactorios excepto a altas velocidades de vuelo. En este caso, las fuerzas en el volante por unidad de régimen de balanceo pueden ser muy pequeñas y necesitar de un segundo resorte de apoyo cuya constante de rigidez no sea lineal.

Eje de cabeceo

Normalmente es el eje que plantea más problemas de diseño del sistema de restitución de esfuerzos.

Predominan aquí los sistemas denominados "*Restitución-q*", por ser q el símbolo de la presión dinámica del aire ($q = \frac{1}{2} \rho V^2$). La carga en los mandos es función de la presión dinámica del aire.

El apartado 5.4 describe un sistema de este tipo.

Sistemas del tipo "*Restitución-q*" que comentamos se han empleado en el eje de balanceo, pero por lo común han resultado en un avión con mando muy pesado en este eje y, además, con capacidad limitada de régimen de balanceo.

Eje de guñada

Se emplean sistemas basados en resortes e incluso del tipo "*Restitución-q*". La función más importante que se persigue en este eje es limitar la potencia de mando del timón a alta velocidad de vuelo, por el peligro de sobrecargar la estructura de cola. De aquí la existencia de algunos tipos que emplean un resorte simple. Esta configuración proporciona fuerza constante en el pedal en régimen de resbalamiento, a cualquier velocidad de vuelo.

5.4 Como tema suplementario estudiamos el sistema tipo "*Restitución-q*", muy empleado en el eje de cabeceo.

La Fig. 35.17 muestra el esquema en estudio. El sistema consiste en válvula medidora de presión hidráulica, cápsula de presión diferencial y martinetete de sensación artificial.

La cápsula de presión diferencial mide constantemente la diferencia entre la presión dinámica y estática del aire. La diferencia de presión se establece sobre el diafragma (membrana flexible) que separa ambas cámaras. Observe que cuando aumenta la presión dinámica, esto es, cuando aumenta la velocidad del aire, la membrana tiende a desplazarse hacia abajo, según el dibujo.

Frente a la fuerza originada por la presión dinámica que se establece en la parte superior de la membrana se oponen, sucesivamente, la tensión de dos resortes, uno propio de la cápsula, y otro que controla la posición del vástago de la válvula medidora. La tensión del primer resorte depende también de la posición que tiene la superficie de control de vuelo, posición que se determina a través de una leva donde se apoya el soporte del resorte.

La válvula medidora tiene tres puertas de paso para el fluido hidráulico.

La dibujada en la parte inferior es la línea de presión, por donde entra la presión hidráulica del sistema principal o activo del avión. El interior de la válvula medidora tiene una lanzadera, un carrete móvil, cuya posición se establece por la acción de dos variables: la presión hidráulica que actúa por sus caras y el empuje de la válvula de aguja de la cápsula de presión diferencial.

El sistema está en equilibrio en la posición dibujada en el esquema. La válvula de lanzadera cubre completamente la puerta de presión hidráulica y hay equilibrio en su interior.

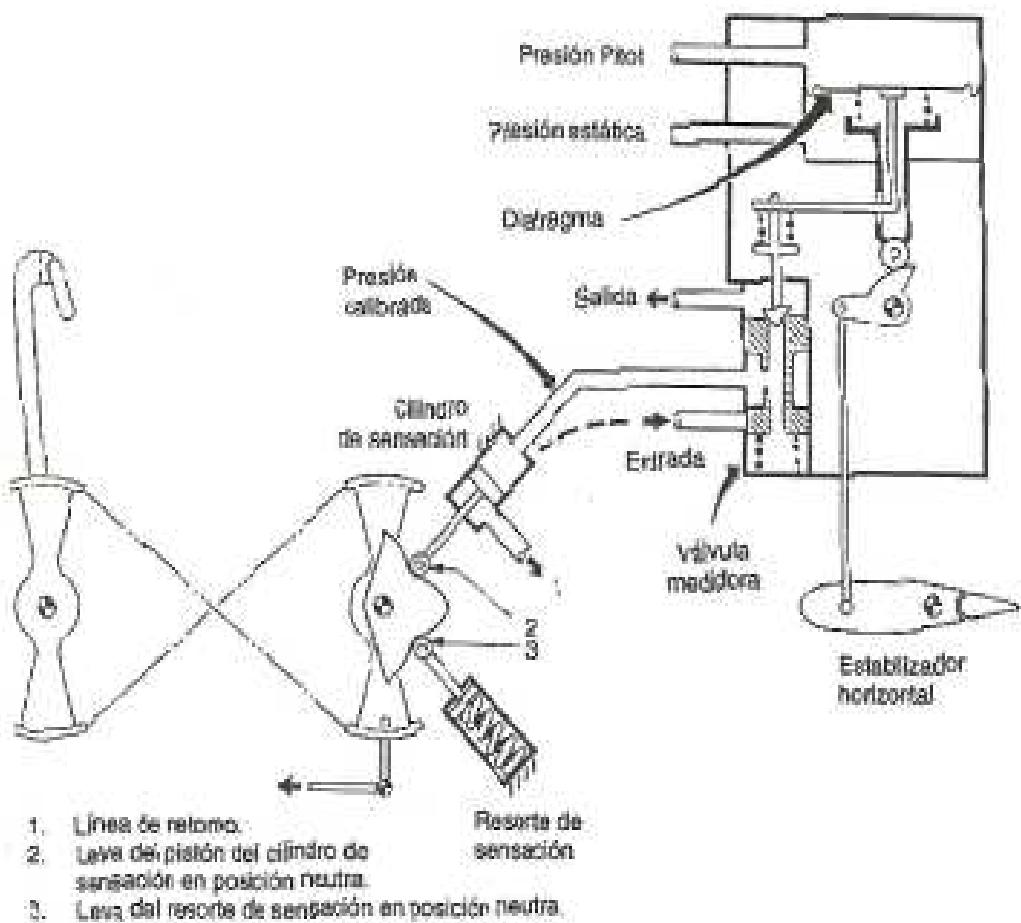


Fig. 35.17 Sistema de restitución de fuerzas del tipo 'Restitución-c'

Supongamos ahora que la velocidad del aire aumenta.

De acuerdo con la teoría general del sistema, las fuerzas que el piloto tiene que efectuar sobre el volante de mando deben ser mayores, para proporcionar la sensación de mayor carga aerodinámica en las superficies de control.

En efecto, puesto que aumenta la presión dinámica del aire resulta que la membrana de la cámara de presión diferencial se desplaza hacia abajo. Empuja el resorte de la cápsula y también al resorte de la válvula medida.

La aguja de la válvula medida desplaza la lanzadera y ésta, al descender, descubre la puerta de presión hidráulica. En este momento aumenta la presión hidráulica en la parte superior del pistón del martinet de sensación artificial, de manera que el piloto debe vencer una fuerza mayor para mover el volante de mando.

Cuando la presión hidráulica calibrada, la que resulta en la parte superior del pistón como resultado de la acción del piloto, se equilibra con la fuerza hacia abajo que impulsa la lanzadera, se establece una nueva condición de equilibrio hasta que varían las condiciones exteriores. Las condiciones exteriores son la velocidad del aire o la acción de mando del piloto en el volante.

Los sistemas de restitución de esfuerzos en el volante de este tipo disponen normalmente de un cartucho con resorte de sensación, como el que está dibujado en la ilustración. Muchas veces trabajan en paralelo, el cartucho de resorte para bajas velocidades y el martinetito hidráulico entra en operación a partir de cierta velocidad del aire.

5.5 Las levas de apoyo de los viñagros de los cilindros, tanto hidráulico como mecánico, ruedan por valles y laderas.

Los valles corresponden a las zonas neutras de posición del volante de mando, esto es, a donde retornan cuando se sueltan. Las laderas son distintos puntos de apoyo de acuerdo con los movimientos que efectúa el piloto.

6. ÓRGANOS DE MANDO CONVENCIONALES

6.1 Los órganos de mando de vuelo se clasifican en dos grupos, de acuerdo con el tipo de sistema de control que gobiernan: mandos convencionales y eléctricos.

Ambos grupos admiten, a la vez, una segunda clasificación funcional: órganos de mando para superficies de control de vuelo primarias y secundarias.

Para superficies de control de vuelo primarias y secundarias se emplean componentes muy diversos, según la tecnología del avión. En los aviones más antiguos hay toda una serie de palancas, botones giratorios, interruptores, etc. En los más modernos, además de estos elementos, se encuentran tableros alfanuméricos para entrada de datos, e incluso dispositivos de reconocimiento de voz (órdenes) y pantallas táctiles que responden a la posición del dedo sobre la pantalla de datos. En la actualidad, estos sistemas avanzados se encuentran sólo en aviones militares de la última generación.

6.2 A pesar de los miles de modelos de aviones distintos que se han construido (se habla de 2.000) no existe práctica estándar en el campo comercial para órganos de mando de vuelo convencionales. Todo indica que se sigue en el mismo camino para los mandos eléctricos (*Fly by Wire*) aunque aquí las variantes en el campo comercial se han reducido a dos: Airbus y Boeing. La normativa aeronáutica pasa rápidamente por este tema, aunque no así la militar, que entra en detalles.

En nuestro campo del avión comercial es una creencia general que la falta de práctica extender en esta materia no se debe a la inexistencia de normativa, sino más bien a que los pilotos se han adaptado sin problemas a múltiples órganos de mando, con fuerzas de desplazamiento y recorridos muy variables. Parece que la fácil adaptación de los pilotos a esta variedad de mandos no ha motivado a los fabricantes para producir productos estandarizados. La normativa, por su parte, se ha limitado a fijar los efectos del sentido de movimiento de las palancas, como vimos al principio del capítulo.

Un ejemplo de la múltiple casuística moderna en el campo comercial de los mandos de vuelo fue la solución adoptada por Boeing (Fig. 35.18). En los aviones Boeing 737-767 se modificó el volante de mando y la columna para adaptarse a los nuevos límites de altura reglamentaria para selección de pilotos (varones-mujeres), límites que oscilan entre 1.575 m y 1.905 m.

Bien es cierto que esta modificación se hizo también con objeto de permitir al piloto gozar de un ángulo libre de visión para las nuevas pantallas electrónicas de instrumentos, pero en conjunto se tuvo que bajar el eje de pivotamiento de la columna del volante, aumentar el desplazamiento vertical del asiento y limitar el recorrido angular del volante desde los "convencionales" $\pm 90^\circ$ al valor de $\pm 65^\circ$, todo ello con el fin de salvar la distancia H entre el volante y la parte superior de las piernas del piloto.

Otra cosa, como se ha dicho, es la normativa militar que es más concreta. Pero aquí la razón viene impuesta por consideraciones geométricas. El cockpit de un avión comercial es una suite si se compara con el reducido habitáculo de un caza, y se comprende en este caso que existan ciertas limitaciones sobre posición y recorridos de palancas y demás órganos de control.

Volantes y pedales

6.3 La función del volante es transmitir la acción de mando del piloto a superficies de control de vuelo del avión.

La transmisión de mando puede ser mecánica o eléctrica.

La acción de control en la transmisión mecánica es una señal mecánica, normalmente un desplazamiento o giro, que actúa de forma directa o indirecta sobre el sistema de control de vuelo. La señal mecánica se transmite a las superficies de control de vuelo vía dispositivos mecánicos, hidráulicos o eléctricos.

En la transmisión eléctrica la acción de mando del piloto produce una señal eléctrica diferenciada (señal de entrada). La señal eléctrica se transmite a las superficies de control de vuelo vía dispositivos hidráulicos o eléctricos, una vez que ha sido procesada por los ordenadores de a bordo.

6.4 El volante ha sido y es el tipo de mando más empleado en aviación comercial. Muchos pilotos piensan que es la forma geométrica de control más apropiada para aviones que no requieren cambios frecuentes de la condición de vuelo, como es el caso del avión comercial.

En el plano histórico gozó de todas las preferencias porque suponía para los primeros aviadores un eslabón más en la transición del mundo del automóvil a la aviación.

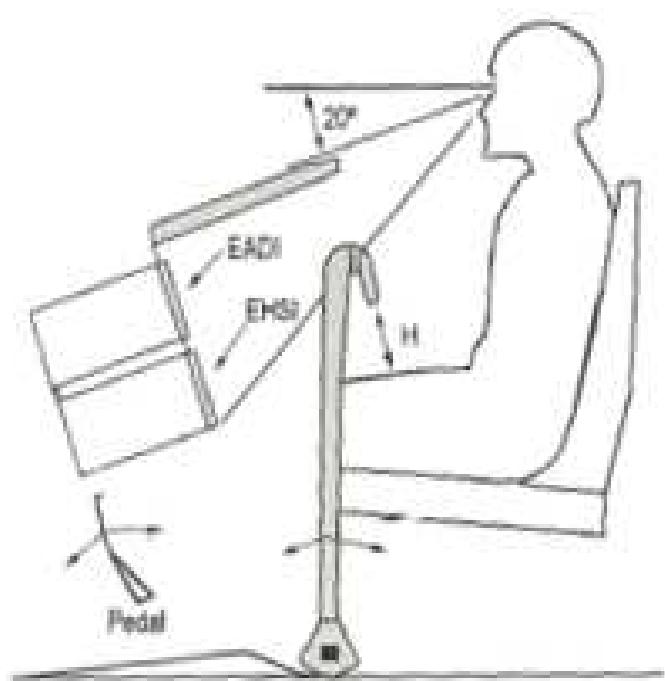


Fig. 35.18 Ejemplo de casillística moderna en el campo de los mandos de vuelo para aviones comerciales fue la solución adoptada para la columna del volante del Boeing 767-307.

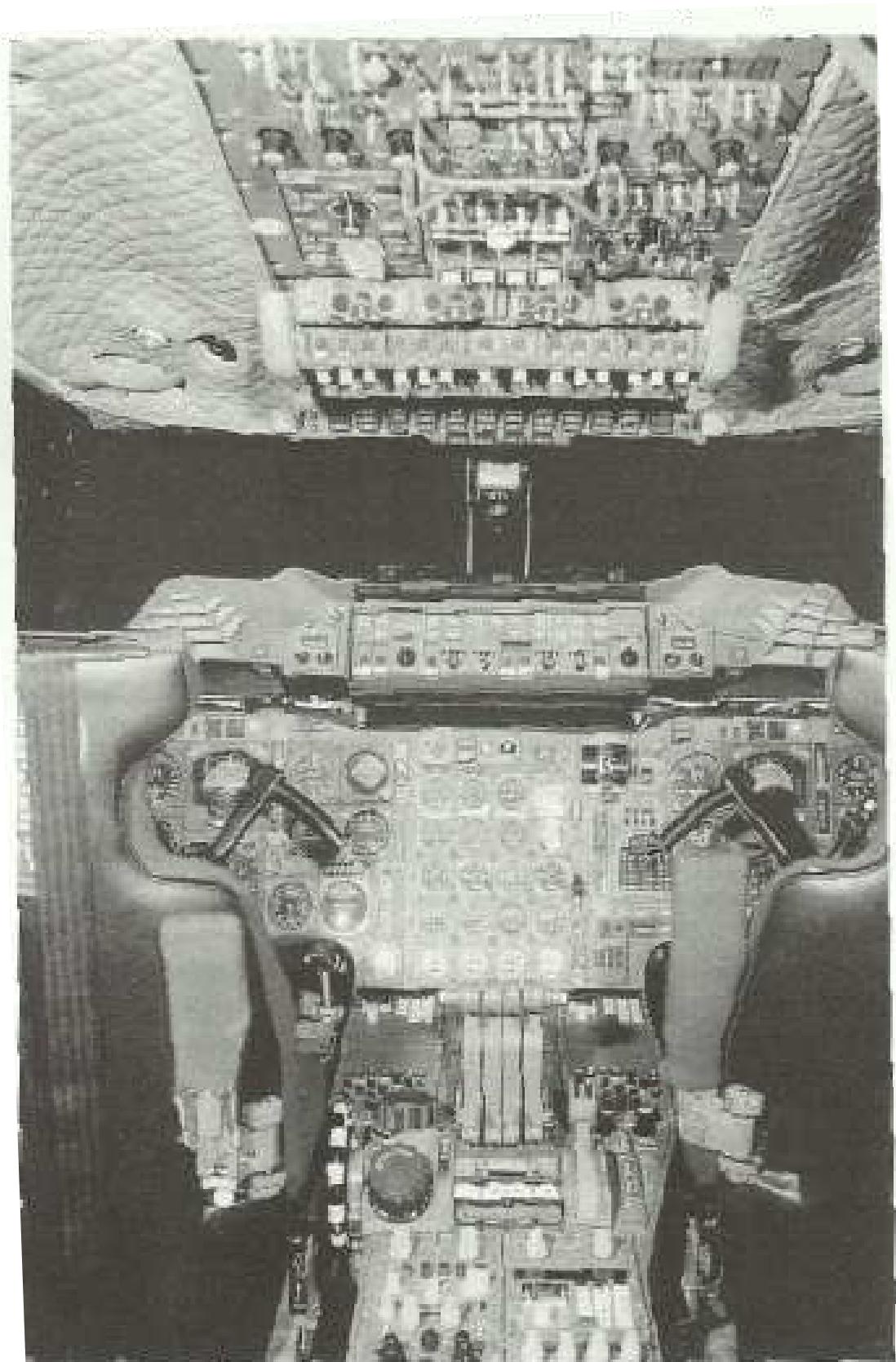


A pesar de los miles de modelos de aviones distintos que se han constituido (se habla de 2 000) no existe práctica estándar en el campo comercial para órganos de mando de vuelo convencionales. Es una creencia general que la falta de práctica normalizada en esta materia no se debe a la inexistencia de normativa, sino más bien a que los pilotos se han adaptado sin problemas a múltiples órganos de mando, con fuerzas de desplazamiento y recorridos muy variables. En la fotografía, cabina de mando del *Armatrice* (1949) donde ya hay un intento de ampliar el campo de visión de los pilotos, sustituyendo los clásicos volantes por palancas centrales. Foto Airbus-Aerospatiale.

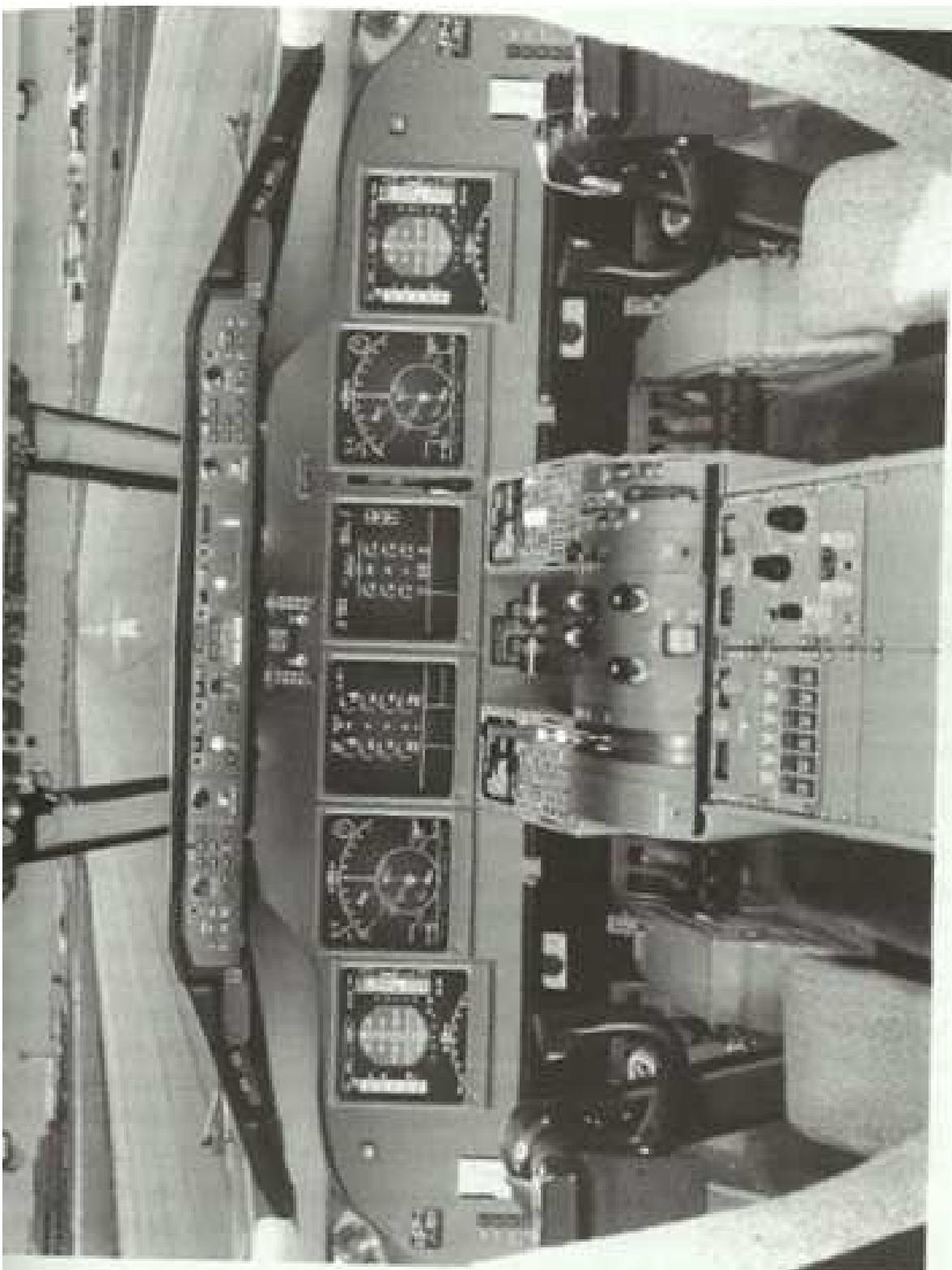
La evolución física del volante ha sido conforme con la de los propios sistemas de control de vuelo. Así, en la época de los sistemas puramente mecánicos, donde había que vencer grandes momentos de charnela de las superficies de control, había aviones con grandes volantes, de hasta 160 centímetros de diámetro!, como fue el caso del avión comercial de los años treinta *HP 42*. El piloto se enfrentaba en el *HP 42* a un gran momento de charnela de los aletones. La introducción de la compensación aerodinámica limitó el tamaño del volante, pues no era necesario producir momentos tan altos en los brazos laterales. También se truncó la parte superior para permitir mayor visibilidad del tablero de instrumentos, lo que dio lugar a formas muy similares a la clásica cornadura que ha llegado a nuestros días.

6.5 Los pedales, como mando de control de vuelo, actúan sobre el timón de dirección, en función estudiada en el apartado 3.2.

Hay dos tipos generales de pedales, que se distinguen por los movimientos que efectúan cuando se desplazan. Son los pedales deslizantes y pendulares. Los pri-



Cabina de mando del "Concorde"



Simplicidad en la cabina digital del Boeing 717

meros se utilizan en algunos aviones de caza por razones de espacio disponible en la parte inferior del piso de cabina. Los pedales que se mueven en forma de péndulo constituyen la tónica general.

Pero, más allá de esta clasificación somera cada instalación se ajusta a las propias necesidades geométricas del interior de la cabina.

7. MANDOS SECUNDARIOS DE VUELO

7.1 Los mandos secundarios de vuelo cumplen funciones auxiliares de los principales, fundamentalmente de control de la sustentación, bien en aumento o en disminución.

La sustentación del ala se puede incrementar por tres caminos, que pueden combinarse en una aplicación particular: a) aumento del ángulo de ataque del ala, b) aumento de la curvatura del ala, esto es, cambiando la forma geométrica del perfil por medios mecánicos; c) aumento de la superficie alar.

Los mecanismos que efectúan estos cambios son los slats y los flaps.

La función es la misma, pero su comportamiento y operación difieren.

El slat opera al amparo del primer principio aerodinámico citado, pues permite el incremento del ángulo de ataque efectivo del ala.

Los flaps operan según los principios de los apartados (b) y (c) anteriores.

Reciben el nombre de hipersustentadores los mecanismos que permiten incrementar la sustentación del ala.

Slats

7.2 Como es sabido por la asignatura de Aerodinámica, la velocidad de pérdida para el ala se obtiene cuando el coeficiente de sustentación C_L es máximo ($C_{L_{max}}$), valor que se obtiene a altos ángulos de ataque.

En operación con alto ángulo de ataque y con el ala limpia, es decir, el ala sin dispositivos de hipersustentación, no es posible reducir de forma importante la velocidad del aire por el problema de entrada en pérdida. La velocidad de aterrizaje o de despegue del avión, que dependen de la velocidad de entrada en pérdida, es entonces muy alta si se considera desde el objetivo de aterrizar en una pista de pequeña longitud, o simplemente por la conveniencia de facilitar el pilotaje de la aeronave, justo en una fase de vuelo que se realiza cerca del terreno.

El slat es una aleta situada en el borde de ataque del ala (ver Fig. 35.19) y puede coexistir, como es el caso de la figura, con otros dispositivos de hipersustentación en el mismo borde de ataque.

La operación del slat permite la formación de una ranura entre la aleta y el ala, de manera que el aire puede pasar a su través. La Fig. 35.20 es el esquema del mecanismo.

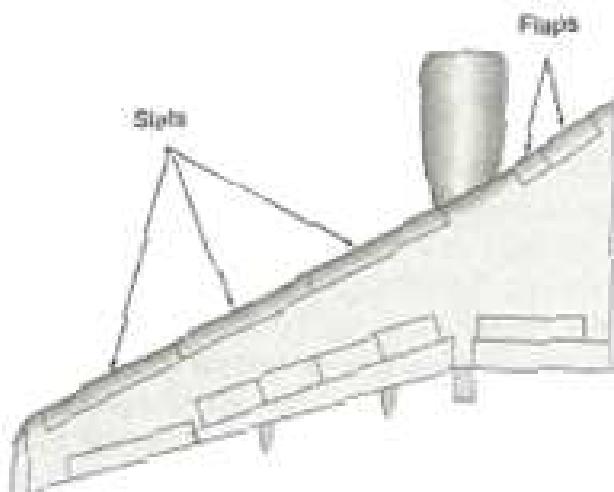


Fig. 35.19 Slat y Flaps de borde de ataque

La aleta se despega del borde de ataque del ala cuando está extendida. El flujo de aire circula entonces por la ranura, de abajo arriba, entre la aleta y el perfil del ala. El aire que pasa por la ranura proviene de la parte inferior del plano, zona de alta presión estática. La corriente de aire bаха la superficie superior del ala una vez que pasa por la ranura. El extrados del ala es una zona, recordemos, donde se inicia y desarrolla el desprendimiento de la capa límite.

Los slats extendidos, pues, infiltran aire desde la zona inferior a la superior del ala. Es aire de mayor presión estática y de mayor energía cinética. La infiltración de aire de mayor energía cinética en el extrados del ala tiende a estabilizar la capa límite en dicha zona, a comunicar impulso a las partículas de aire de la capa, y en definitiva a retrasar su punto de desprendimiento. Así, pues, si el ala admite mayor ángulo de ataque de operación sin la iniciación de la pérdida o desprendimiento de la corriente, el coeficiente de sustentación C_L aumenta.



Fig. 35.20 Sistema de extensi髇 de Slat

El slat es un "retardador" de la pérdida aerodinámica; un mecanismo que permite volar el avión a mayor ángulo de ataque y a menor velocidad.

Tipos de Slats

7.3 Los slats pueden ser de tres tipos: fijos, automáticos y controlables.

Los *slats fijos* son aletas auxiliares que se sitúan a cierta distancia del borde de ataque. El slat fijo está siempre en posición extendida. Por consiguiente, cuando el avión vuela a la velocidad de crucero presenta una resistencia al avance excesiva. Es un tipo de slat poco frecuente.

Los *slats automáticos* se extienden delante del borde de ataque cuando la succión (disminución de la presión estática) en el borde del ala alcanza un valor determinado. Puesto que la succión en el borde de ataque depende precisamente del ángulo de ataque del ala, los slats automáticos están calculados para que se extiendan cuando el coeficiente de sustentación se aproxima al valor crítico de pérdida.

Los *slats controlables* permiten la extensión manual de los slats, normalmente por medio de un husillo que despliega las aletas, como vemos en la Fig. 35.20.

Flaps de borde de salida

7.4 Para vuelo de crucero se necesita el ala limpia, con un coeficiente de sustentación moderado, en vista de que la velocidad del aire es contribución suficiente para la sustentación total del avión. Para vuelo a baja velocidad, sin embargo, se necesitan cantidades importantes de sustentación, procedente en este caso de C_L , puesto que ahora la velocidad del aire es pequeña.

Los flaps están constituidos por aletas aerodinámicas que se extienden en el borde de salida y/o borde de ataque del ala, durante el vuelo de baja velocidad.

El flap es una aleta de cierta importancia considerada desde el punto de vista geométrico. La longitud de la cuerda de los flaps de borde de salida suele ser de un 30 %, aproximadamente, de la cuerda alar. Nótese, pues, que estamos en presencia de una superficie aerodinámica cuyo movimiento y cinemática representan un problema mecánico importante.

Los flaps incrementan la sustentación del ala a través de dos variables, que pueden estar presentes a la vez en un mismo tipo de flap:

- Por el aumento de la curvatura del ala. Con la extensión del flap aumenta la curvatura del perfil y hay más succión (sustentación) en el extradós del ala.
- Por el aumento de la superficie alar, consecuencia de la extensión y exposición al flujo de aire de superficie aerodinámica adicional.

Tipos de flaps de borde de salida

7.5 Se denominan así porque están situados en el borde de salida del ala. Los tipos más importantes se muestran en la tabla adjunta.

Flap simple

Flap plano de amplio empleo en aviación general.



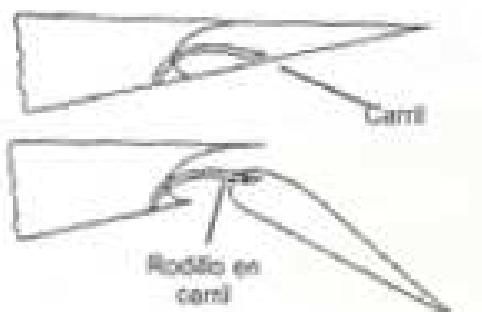
Flap de intradós (flap partida)

Similar al flap simple. Sólo se move la parte inferior del flap. En relación con el flap simple: a) produce más resistencia aerodinámica; b) produce menor cabeceo (picado) del avión en extensión que el flap simple. Hoy día se usa muy poco.



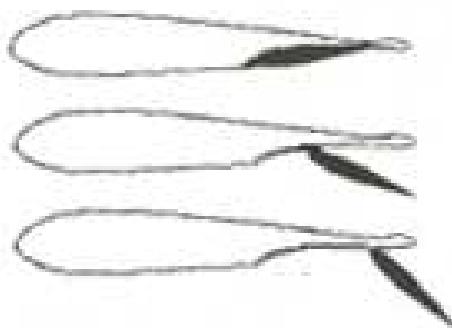
Flap ranurado

Es un flap simple que tiene una ranura entre el ala y el flap. La función de la ranura es permitir que el aire de la parte inferior del ala pase a la parte superior con el fin de estabilizar la capa límite del extendido.



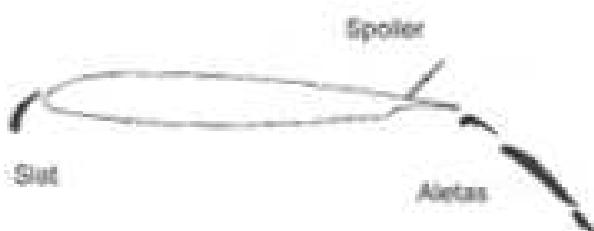
Flap Fowler

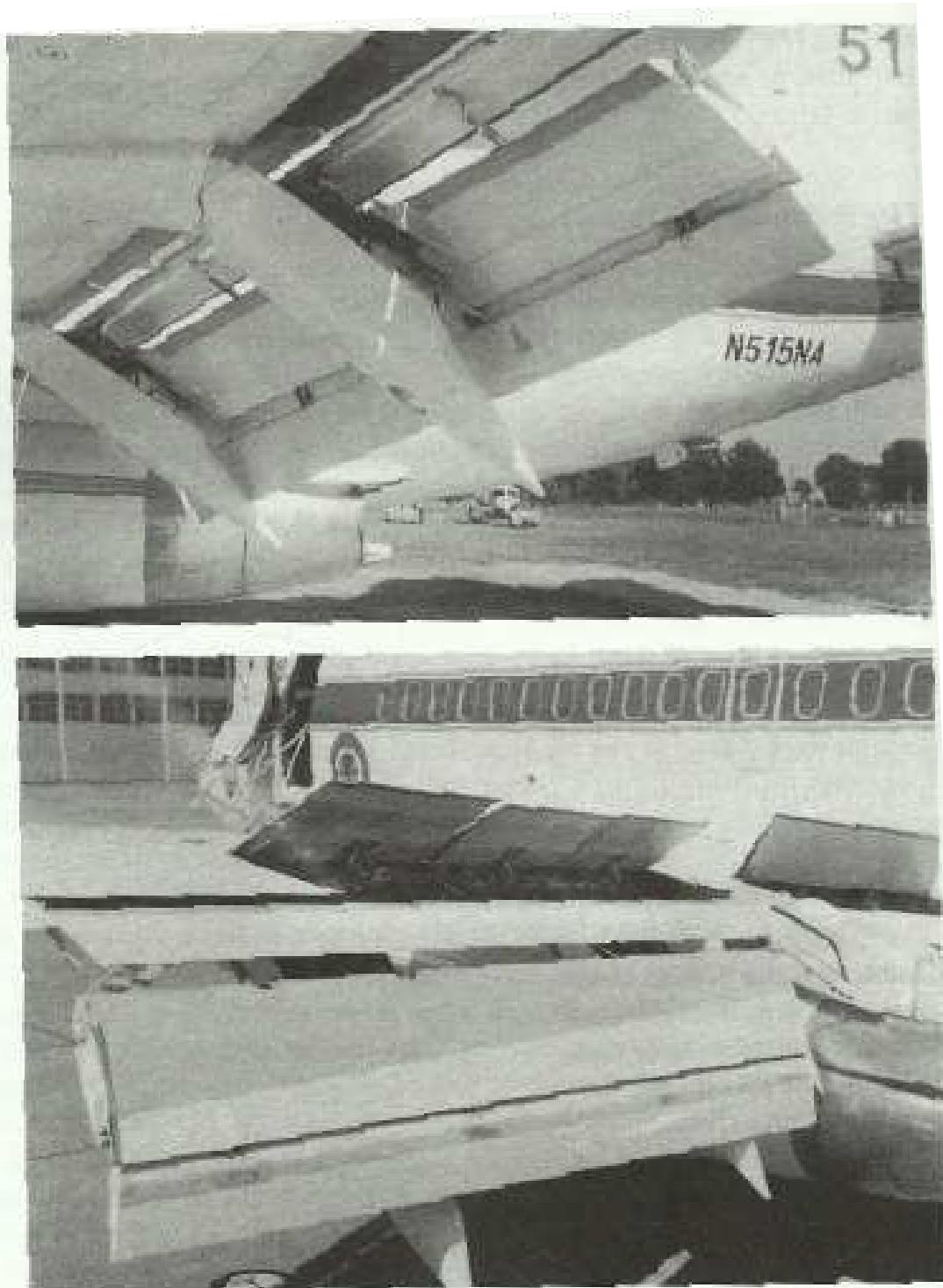
El flap por excelencia. Hay gran variedad en el tipo Fowler. Se asemejan a los flaps ranurados, pero la/s aleta/s está diseñada de manera que puede extenderse hacia atrás, bien sobre articulaciones, o a través de guías y carriles que permiten el desplazamiento. Al extenderse hacia atrás aumentan la curvatura del ala y la superficie alar.



Flap Fowler de dos y tres aletas

Mejoran aún más la sustentación. El inconveniente de este flap es que los mecanismos de accionamiento son costosos en mantenimiento y complicados.





Flaps de borde de salida en el Boeing 737.

Variantes cinemáticas de extensión

7.6 La Fig. 35.22 muestra variantes para extensión de flaps de bordes de salida.

a) Extensión mediante carriles

Es una cinemática muy utilizada sobre todo en los flaps de tipo Fowler. Entre sus ventajas cabe señalar las posibilidades que el guiado por medio de carriles conces-

de al movimiento del flap. Permite este tipo de extensión conseguir la geometría y posición adecuadas de las aletas, tanto para ajustes de despegue como de aterrizaje. Esta característica da lugar a un flap de buen rendimiento aerodinámico. La desventaja es la complicación y peso del mecanismo, al que hay que añadir el propio peso del soporte estructural en el ala que necesita.

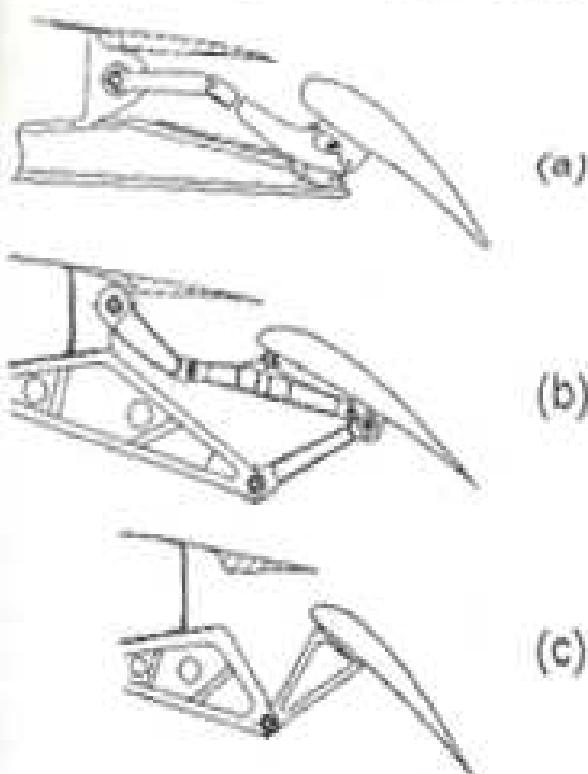


Fig. 35.22 Variantes cinemáticas para extensión de los flaps de borde de salida en aviones comerciales.
 a) Extensión mediante carriles; b) Extensión mediante barras articuladas; c) Extensión mediante articulación de batimiento

Se puede emplear la extensión por carril para la primera aleta del flap, más la extensión de barras articuladas para la segunda.

Flaps de borde de ataque

7.7 Están situados en el borde de ataque del ala.

Los tipos más importantes son los siguientes:

Flap simple de borde de ataque

Es una aleta articulada en el borde anterior del ala, que se despliega hacia abajo para aumentar la curvatura. Está superado por el flap Krueger.

Flap Krüger

Inventado por W. Krüger, en Göttingen, 1944, es un flap que aumenta la curvatura del borde de ataque (ver Fig. 35.23 donde se compara el flap Krüger con el slat clásico). El flap Krüger actúa físicamente como un tabique que fuerza el aire hacia la parte superior del ala, mejorando el coeficiente de sustentación.

El comentario de texto “¿Slat o flaps Krüger?” compara las cualidades de los dos dispositivos de borde de ataque.

¿Slat o flaps Krüger?

Los modernos aviones comerciales emplean slats y flaps Krüger como dispositivos hipersustentadores de borde de ataque (ver Fig. 35.23). La firma Airbus emplea slats en todos sus aviones, mientras que en los modelos de Boeing es usual encontrar ambos tipos de dispositivos.

La gran ventaja del flap Krüger sobre el slat es de carácter aerodinámico. El flap Krüger permite a los especialistas en aerodinámica diseñar un borde de ataque del ala casi ideal para las condiciones de vuelo de crucero. Esto es así por dos razones: en primer lugar por la poca interferencia que el flap hace con la zona superior del ala; segundo, por su plegamiento casi perfecto en la zona inferior formando el cielo del borde de ataque del ala. Así, pues, se puede afirmar que asociado al empleo del flap Krüger está siempre un incremento de $C_{L_{max}}$ y de la relación L/D o rendimiento aerodinámico del avión.

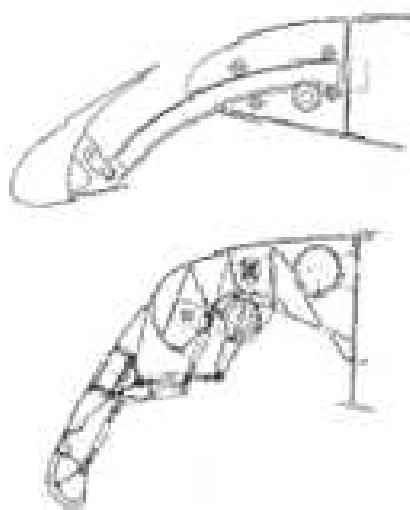


Fig. 35.23: Slat (arriba) y flap Krüger (abajo)

Los slats, por el contrario, son mecanismos de extensión sobre el ala y no de plegamiento. Quiere decirse que producen siempre más interferencia aerodinámica que el flap Krüger. Además, el diseño aerodinámico de la propia aleta es más complicado y está sujeto a más restricciones. En efecto, sobre la forma del perfil de la parte superior del slat poco se puede hacer porque todo el alerón del ala (y el slat forma parte de ella) está optimizado para el vuelo de crucero. La geometría de la parte superior del slat viene entonces dictada de antemano por los re-

quisitos del ala para vuelo de crucero. De este modo, sólo la parte inferior del slat se puede optimizar para el vuelo de baja velocidad. Así las cosas, se explica que haya cierta pérdida de rendimiento aerodinámico del ala que monta slats si se compara con la que emplea flaps Krueger.

La firma Airbus emplea slats en todos sus modelos y acepta una cierta pérdida de rendimiento aerodinámico del ala. Bien entendido, desde el punto de vista operativo global, los aviones Airbus compensan la reducción de la eficiencia aerodinámica del ala con una estructura de menor peso y menor complejidad que la requerida por el ala con flaps Krueger.

No obstante, con miras a las nuevas y exigentes tendencias en los aviones comerciales para mantener el flujo de aire laminar sobre la mayor parte del ala (reducir la resistencia aerodinámica) los vantajes están del lado del flap Krueger. Esto es así porque las ranuras del slat y sus bordes de retracción producen siempre una discontinuidad geométrica en una parte muy sensible del ala, donde la capa límite encuentra grandes dificultades para mantenerse adherida a la superficie del perfil. Hay, en fin, más interferencia aerodinámica en los bordes del slat de manera que la transición de la capa límite de laminar a turbulenta, en la zona de la unión, es inmediata.

Spoilers

7.8 Los *spoilers* son superficies aerodinámicas situadas en el extradós del ala, delante de los flaps. Su posición normal es de plegadas, formando parte del contorno aerodinámico del ala. Un sistema de accionamiento hidráulico permite su despliegue y exposición al viento relativo.

Los *spoilers* están situados normalmente detrás del punto de máximo espesor del ala.

La Fig. 35.24 reúne en un mismo gráfico dispositivos típicos de control y de sustentación en el avión comercial.

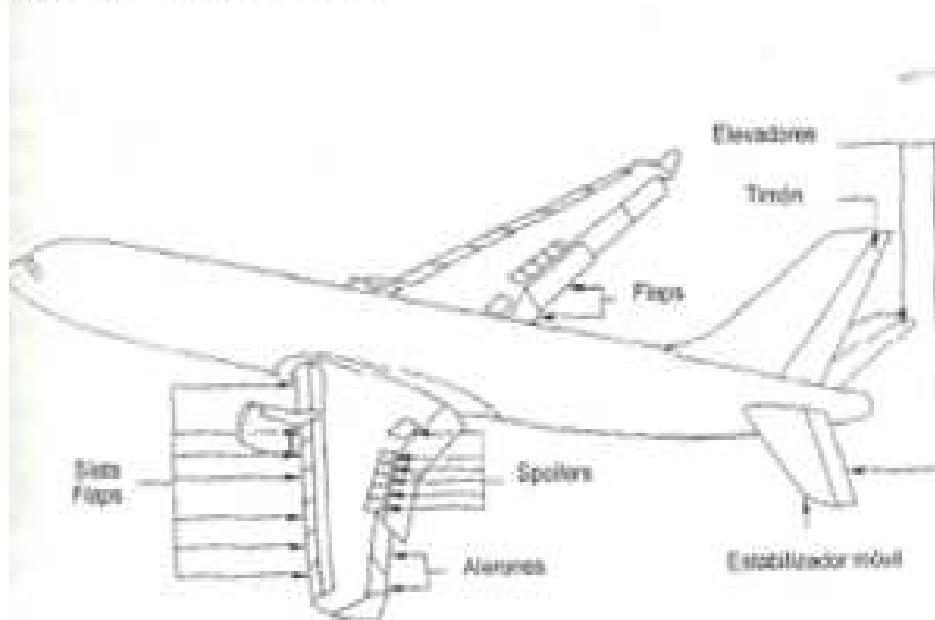


Fig. 35.24 Dispositivos principales de control y sustentación en el avión comercial.

7.9 Cuando los *spoilers* se exponen al viento relativo obtienen efectos combinados de disminución muy importante de la sustentación y aumento de la resistencia aerodinámica.

En los aviones comerciales se emplean con tres fines:

- Función de mando de balanceo, con el fin de ejecutar o reforzar el mando.
- Función de aerofreno (para reducir la velocidad en el aire, aumentar el régimen de descenso, etc.).
- Función de aterrizaje: para reducir la carrera de aterrizaje.

En el último caso, la extensión de los *spoilers*, Fig. 35.24a, provoca la rotura de la capa límite en la zona superior del ala donde están instalados. Se consiguen dos efectos favorables para acortar la carrera de aterrizaje del avión; a) Las ruedas se apoyan firmemente contra el suelo al existir muy poca sustentación residual en los planos; b) Aumenta la fuerza de reacción en las patas amortiguadoras y por tanto la fuerza de frenada.

El ángulo de extensión de los *spoilers* en la función de aterrizaje incluye todo su recorrido (50°- 60° aproximadamente, según los casos).

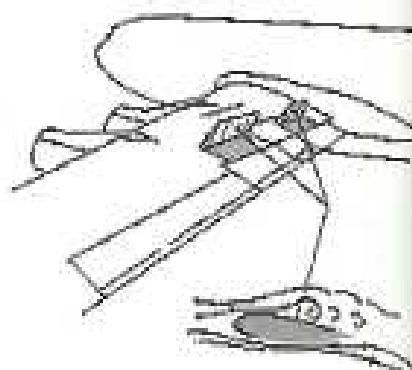


Fig. 35.24a

Spoilers con funciones en vuelo

7.10 Señalamos tres funciones:

a) Función de mando de balanceo

Se emplean en combinación con el mando de ailerones a través de un sistema mezclador de funciones. Si el volante de mando se gira más allá de un determinado valor, en solicitud de un viraje más cerrado, los *spoilers* del ala baja se extienden automáticamente y rompen la capa límite del extradós del ala. Disminuye la sustentación de dicho plano y se refuerza la acción de mando de balanceo.

Se trata por tanto de una función automática de reforzamiento en balanceo, cuando la señal de mando (giro del volante) supera un determinado valor.

b) Función de aerofreno

La desaceleración del avión en el aire se puede efectuar con los *spoilers* en función aerofreno. Esta maniobra tiene su origen en distintos factores, bien de control de tráfico aéreo, bien de ajuste de altitud sobre un punto determinado, o simplemente porque hay que descender más aprisa de lo previsto inicialmente.

En estos casos los aerofrenos se extienden sobre el ala y producen un aumento instantáneo e importante de la resistencia al avance, que disminuye la velocidad

del avión. El ángulo de extensión de los aerofrenos en esta función es mucho menor que cuando actúa en la carrera de aterrizaje. En los sistemas mecánicos, la palanca de control de los aerofrenos impide con un tope mecánico el despliegue de los spoilers en vuelo más allá de las posiciones límites, normalmente 30°-35°.

c) Función de control de la carga de maniobra

Es una función presente solo en los sistemas de pilotaje por mando eléctrico, que se estudia más adelante.

Prioridad de funciones de los spoilers

7.11 Hemos visto que los *spoilers* tienen funciones diversas, de tal modo que pueden coincidir, a un mismo tiempo y para una misma aleta, demandas de operación distintas. Los sistemas de control tienen implementada una lógica de prioridad de funciones, que normalmente es la siguiente

- La demanda de balanceo tiene prioridad sobre la función de aerofreno.
- Cualquier demanda que implica incremento de la sustentación tiene prioridad sobre la función de aerofreno.
- Si una aleta no se extiende por avería del sistema se inhibe la demanda que existe para la simétrica.

Elevón

7.12 Elevón es una superficie de control de vuelo situada en el borde de salida del ala, que funciona tanto como ailerón (mando de balanceo) como timón de profundidad o elevador (mando de cabecero).

Empezaron a utilizarse en los aviones de ala en delta. Como es sabido estos aviones no tienen empennaje horizontal, de manera que no pueden acomodar las superficies aerodinámicas de control normales situadas en esta parte del avión. Elevones se emplean o emplearon en el *BAC Concorde*, *Convair B-58*, *Convair F-106 Delta Dart*, *F-16*, etc.

En su aplicación típica al avión de ala en delta, los elevones se desplazan de dos formas distintas: a) de forma simétrica para conseguir los movimientos de cabecero necesarios; b) de forma asimétrica para conseguir los movimientos de balanceo del avión. Nótese que el avión típico de ala en delta no tiene flaps y por tanto aterriza con ángulo de ataque muy alto para conseguir la sustentación necesaria. La forma de entrar en *combi* con la pista explica la gran altura que tiene el tren de aterrizaje de estos aviones, precisamente para evitar la colisión de la rueda con el suelo.

Flaperón

7.13 Hay aviones que tienen superficies de control de vuelo en las que están combinadas las funciones de ailerón y flap de borde salida. Una configuración de este tipo se llama flaperón.

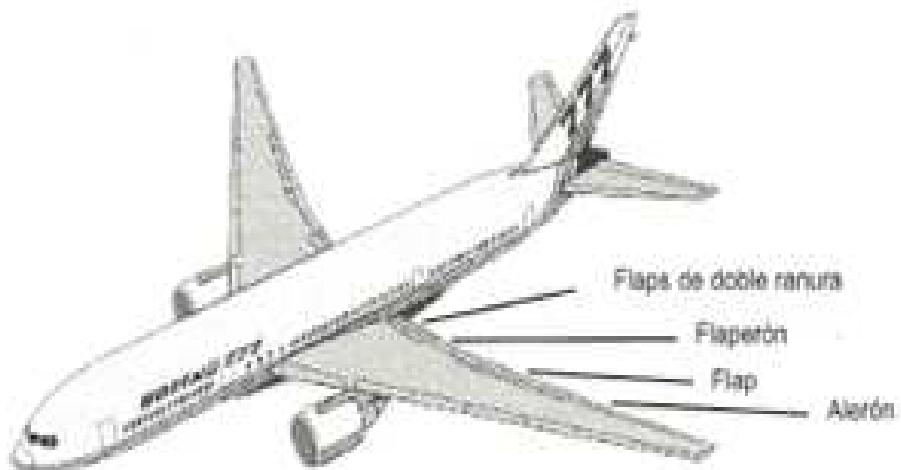


Fig. 35.24b Flaperón en el Boeing 777

En la función de flap, los flaperones se desplazan de forma simétrica. Cuando funcionan como ailerones se desplazan de forma asimétrica.

El avión de asalto *A-6* y el caza ligero *F-16* son ejemplos de aviones que emplean flaperón. En el campo civil *Boeing 777*, ver Fig. 35.24b.

Canard de control

7.14 Los hermanos Wright decidieron emplear un timón horizontal en la parte delantera de su primer avión, una vez que probaron otras posiciones en la cola sin fortuna. Observaron que la posición adelantada de este plano permitía mejor control del aparato y, sobre todo, impedía la entrada en picados muy pronunciados. Estos picados eran el motivo de no pocos accidentes en la época.

La configuración de timón horizontal en la parte delantera del aparato se llama "canard", un término que se acuñó desde sus orígenes por el parecido que tenía este tipo de avión con la forma de un pato en vuelo.

Bien entendido que en la práctica se pueden identificar hasta tres configuraciones canards, que son:

- canard de control de vuelo
- canard de sustentación
- ala en tandem

Breve comentario de actuación de estas superficies es el siguiente:

a) Respecto al canard de control de vuelo

En el avión con canard de control de vuelo (ver el de los hermanos Wright) el canard se proyecta sobre el avión de modo que su avance de profundidad normal en coda.

El ala de este avión aporta la parte fundamental de la sustentación y el canard de control introduce los momentos necesarios de mando en cabeceo. En configuración moderna se

emplean para cambiar el ángulo de ataque del ala y compensar los momentos en cabecero, por ejemplo el que aparece con la extensión del flap.

b) Respecto al canard de sustentación

El avión con canard de sustentación reparte el peso entre el ala y el canard.

El avión con canard de sustentación es normalmente más eficiente, desde el punto de vista aerodinámico, que el de geometría convencional de empenaje en cola. Hay dos motivos para ello:

1. Disminuye la resistencia inducida del ala (el ala es más pequeña puesto que hay otra superficie sustentadora principal).

2. Elimina la carga vertical hacia abajo de la cola clásica, presente muchas veces.

Inconvenientes a tener en cuenta. El ala principal del avión con canard de sustentación está en posición muy retrasada respecto a la convencional. Por tanto, la extensión de los flaps del ala produce un gran momento de cabecero del avión. Es frecuente por ello que el avión con canard de sustentación cuente con flaps simples, pequeña hipersustentación, para introducir también el mínimo momento de cabecero posible.

La sustentación que se pierde a baja velocidad por el empleo de flaps de diseño tan simple debe compensarse con mayor aporte de sustentación del ala. En todo caso, la práctica ha enseñado que es posible el empleo de flaps muy sofisticados, pero éstos tienen que ser de geometría variable, como en el *Beech Starship*, lo que aumenta peso y complejidad.

c) Respecto al ala en tandem

Como podía esperarse, el mayor beneficio del ala en tandem es la disminución drástica de la resistencia inducida. La magnitud de esta resistencia, recordadlo, es función del cuadrado de la sustentación que se produce. Por tanto, si el peso del avión se reparte entre las dos alas, cada una aporta en este caso un cuarto de la resistencia inducida en relación con el ala sola. La realidad se aparta de la teoría simple citada porque el ala posterior funciona en la estela y turbulencia originada por la delantera.

El avión con ala en tandem es una extensión del tipo canard sustentador. En este caso la sustentación que precisa el avión se reparte, casi por la mitad, entre las dos superficies alares.

8. "STABILATOR" Y ESTABILIZADOR MÓVIL

8.1 Vimos con anterioridad que la potencia de mando de una superficie de control depende de la cuerda de la superficie aerodinámica, entre otros factores. Una forma de aumentar la potencia de mando según esta dirección es llegar al caso límite de extensión de la cuerda, esto es, cuando toda la superficie aerodinámica es móvil. A esta idea responden los estabilizadores móviles.

Los estabilizadores móviles se dividen en dos categorías: los llamados "stabilators" y los estabilizadores móviles propiamente dichos.

"Stabilator"

El *stabilator* se distingue de las superficies normales de mando en profundidad porque el cambio de sustentación se efectúa a través del ángulo de ataque, en la-

gar de cambiar la curvatura de la superficie, como sucede con el giro del timón de profundidad normal.

La gran ventaja del *stabilator* es que se puede mantener lejos de la condición de pérdida aerodinámica, mediante el ajuste de la incidencia de toda la superficie horizontal. De esta forma se mejora la potencia de mando en condiciones extremas de ángulo de ataque del avión. Así sucede en operaciones fundamentales de vuelo de los aviones de combate¹, o en el vuelo de alta velocidad donde las perturbaciones del flujo en la cola son considerables.

Estabilizador móvil

El estabilizador móvil, propiamente dicho, es otro concepto de control del avión en profundidad. La fuerza aerodinámica de cola, que es básica como sabemos en el campo de la estabilidad del avión, se produce en las superficies horizontales convencionales mediante el ajuste del ángulo del elevador o timón de profundidad.

Para los aviones cuya velocidad de vuelo es moderada no hay grandes problemas en aceptar la mayor resistencia aerodinámica que produce el desplazamiento del timón de profundidad en el viento relativo, hacia un lado y otro de su posición neutra. Sin embargo, a la alta velocidad de vuelo de crucero, propia de los reactores comerciales, la resistencia aerodinámica de compensación (*trim drag*) que produce el timón de profundidad convencional es excesiva.

Es posible, pues, variar la incidencia del estabilizador (móvil) a lo largo de un cierto recorrido angular. El cambio de la incidencia del estabilizador horizontal supone la variación del ángulo de ataque y, por tanto, de la fuerza de compensación de la cola.

El estabilizador móvil dispone de timón de profundidad, como en el sistema convencional, pero los ajustes de compensación en largas rutas se efectúan cambiando la incidencia del estabilizador, mejor que con el desplazamiento del timón de profundidad. Es menor la resistencia aerodinámica de compensación.

La Fig. 35.25 es un cuadro descriptivo de actuaciones del estabilizador móvil.

La parte (a) del gráfico muestra dos posiciones de estabilizador horizontal móvil que producen la misma fuerza aerodinámica (en este caso hacia arriba). En el ejemplo se trata de compensar una posición del avión donde el peso actúa detrás del centro aerodinámico.

Nótese que las dos opciones, arriba y abajo del gráfico [a], proporcionan la misma fuerza aerodinámica, bien con la posición del estabilizador móvil a 0° y timón de profundidad 15° abajo, bien con el timón de profundidad alineado con el estabilizador horizontal a -6° de incidencia.

¹ El piloto de caza quiere entrar en combate a *corner speed*, para obtener la velocidad máxima de vórtice cerrado, es decir, máxima agilidad del avión. Esta situación de máxima energía potencial del avión obliga a mantener un ángulo de ataque muy alto y el avión con máximo factor de carga posible.

La última posición es ventajosa desde el punto de vista aerodinámico. Es una posición de compensación de menor resistencia aerodinámica.

Las otras posiciones, (b) y (c) de la figura, se explican con argumentos similares. La resistencia aerodinámica del conjunto es siempre menor cuando el timón de profundidad está alineado con la superficie horizontal.

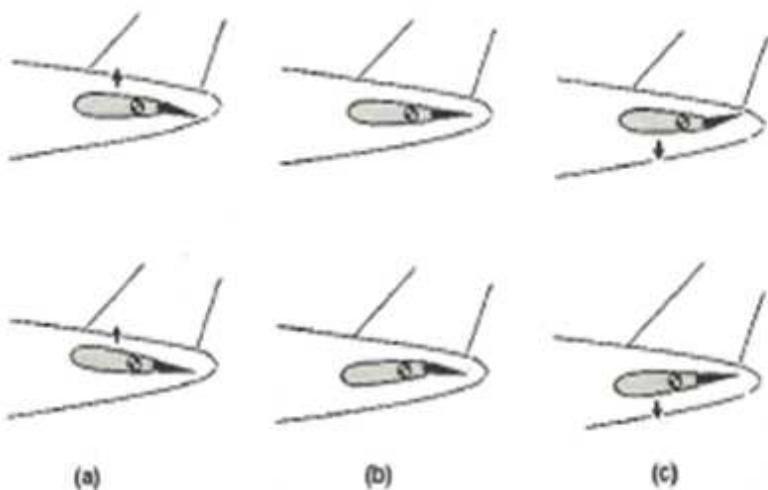


Fig. 35.25 Comparación de actuaciones del estabilizador móvil. La carga aerodinámica es la misma en las posiciones inferior y superior de los gráficos.

9. SISTEMA DE CONTROL CON MODO DE ACTUACIÓN MECÁNICO

9.1 Las superficies de control de vuelo, tanto primarias como secundarias, se pueden controlar mediante sistemas mecánicos, hidráulicos, eléctricos y los modernos sistemas *Fly by Wire* (pilotaje por mando eléctrico).

Estudiaremos en primer lugar los sistemas de control que desplazan las superficies mediante elementos mecánicos (modo de actuación mecánico). Hay que tener en cuenta que los componentes mecánicos que estudiamos a continuación suelen estar presentes también en sistemas con otros modos de accionamiento. Ello se debe, por una parte, a la existencia en estos últimos de subconjuntos de respaldo o de emergencia, que son de naturaleza principal mecánica.

De otra parte, en todos los sistemas se requieren elementos mecánicos para producir finalmente el movimiento deseado de la superficie de control.

Descripción y empleo

9.2 En su forma elemental, los sistemas de mando de aviones ligeros se apoyan exclusivamente en elementos mecánicos de actuación, tales como cables que se deslizan sobre poleas, barras de mando que transmiten el movimiento, tubos acondicionados que transforman el movimiento lineal en otro de giro, etcétera.

Así, pues, de una forma u otra, el elemento mecánico está presente en todos los sistemas de control.

La diferencia es que en el modo de actuación mecánico tanto la señal de mando (señal de entrada que realiza el piloto en el sistema) como la respuesta del mismo (señal de salida que proporciona el sistema) son puramente mecánicas. La salida típica de estos sistemas es el movimiento que se produce en una bicleta o en una barra de mando que actúa directamente sobre la superficie aerodinámica de control, produciendo el desplazamiento deseado.

Componentes

9.3 La Fig. 35.26 muestra los elementos típicos que componen el sistema de mando de balanceo de un avión. (Estos elementos también están presentes en los conjuntos de mando del timón de profundidad y del timón de dirección.)

Los sistemas mecánicos se componen de los siguientes elementos principales: cables, poleas, tensores y barras de mando.

Cables para mandos de vuelo

9.3 El cable para mandos de vuelo transmite la acción de control desde el volante de mando a la superficie de control, o a los mecanismos intermedios encargados de su movimiento.

Los cables se fabrican en dos tipos de material: acero al carbono y aceros inoxidables resistentes a la corrosión.

Los cables están hechos de cordones de alambres trenzados. Esta forma de construcción da origen a los distintos tipos de cables existentes, que se clasifican, en primer lugar, por el número de cordones que tiene el cable y, después, por el número de alambres que tiene cada cordón. En aviación no se emplea cable para mandos de vuelo de diámetro inferior a 3 mm.

En los extremos de los cables se instalan terminales especiales en forma de horquillas. Los terminales constituyen los elementos de unión del cable completo con otros subconjuntos del sistema de mandos.

Antiguamente se aceptaba el empleo de terminales soldados o embobinados al cable, pero hoy día son prácticas no aceptadas. El único medio admitido de unión del cable con su correspondiente terminal es el grapado del terminal al cable, bien con máquinas automáticas o manuales. El grapado del cable es una operación que se realiza en frío y consiste en introducir el cable en el agujero interno que tiene el terminal. Entonces, el terminal se fija al cable mediante la presión mecánica que un juego de matrices hace sobre el terminal y el cable.

Si la operación es correcta, el grapado entre el terminal y el cable tiene una eficiencia de 100 %, de manera que el cable equipado, esto es, con sus terminales en los extremos, presenta resistencia a la rotura igual a la del cable original no equipado. No hay deslizamiento entre el terminal y el cable.

Los cables para mandos de vuelo en los aviones presurizados pasan por los mamparos a través de tapones de sellado.

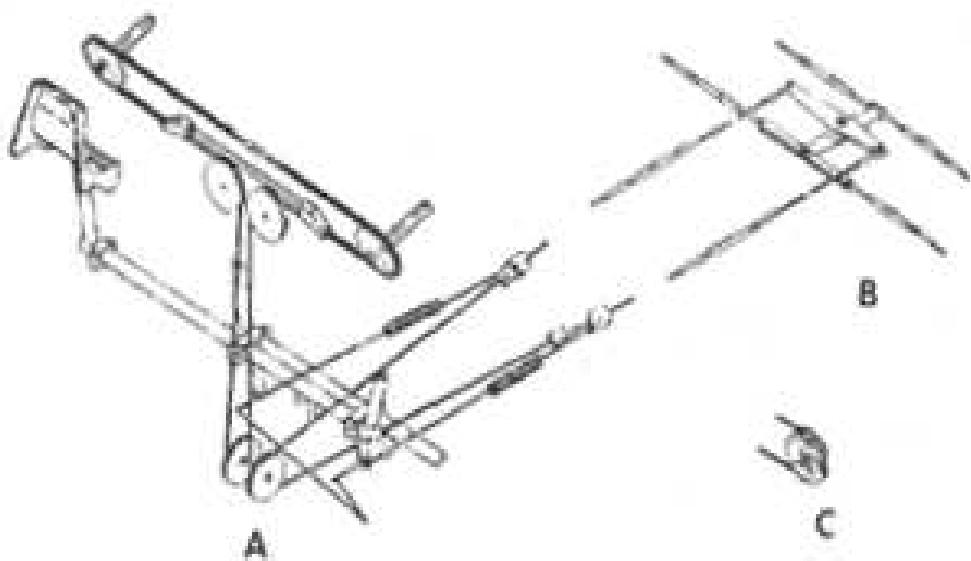
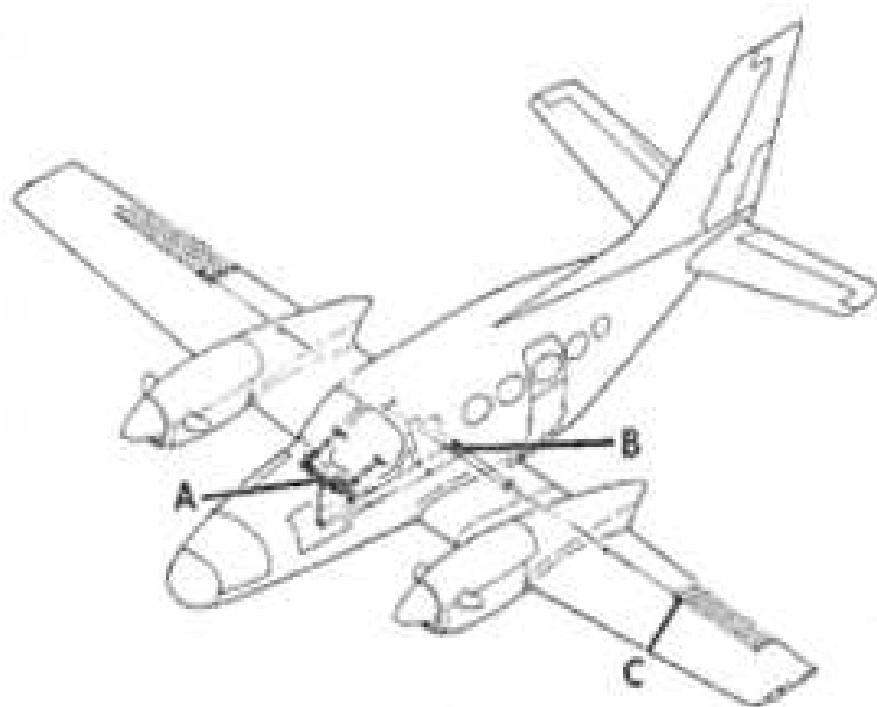


Fig. 36.26 Detalle de sistema mecánico de control de vuelo (conjunto de mando de aeronave).

El tapón es de material plástico o elastómero, de tal manera que por su interior taladrado puede pasar el cable con absoluta libertad, pero con ajuste muy preciso.

El tapón de sellado se monta luego en alojamientos practicados en los tabiques de la cabina presurizada. De esta manera las fugas de aire en el interior de la cabina presurizada se mantienen al mínimo.

Tensores de cables

9.4 Los tensores sirven para ajustar y mantener la tensión de los cables, una vez instalados en el avión.

El ajuste y la tensión de los cables es esencial para que los mandos de vuelo funcionen de forma correcta. En efecto, las superficies de control se deben desplazar el arco de recorrido que se corresponde con el movimiento del volante de mando. No sólo debe existir proporcionalidad entre la acción de mando en el volante y la superficie de control, sino que además el movimiento de ésta debe estar sincronizado a los movimientos de control que hace el piloto. No obstante, cierta histéresis en el mecanismo es inevitable porque, entre otras cosas, el avión no es un cuerpo rígido y experimenta deformaciones en vuelo que alteran, de alguna forma, las distancias que existen entre los distintos puntos del avión respecto a la situación estática.

El sensor consiste en un cuerpo cilíndrico, normalmente de latón, que tiene sus extremos roscados internamente, un extremo con rosca a izquierda y el otro con rosca a derecha. Los extremos de los terminales roscados de los cables se roscan al tensor, cada uno en un extremo, de tal manera que la longitud de rosca introducida en el tensor es aproximadamente la misma y se corresponde con la tensión que debe tener el cable en operación normal.

Los tensores se protegen de la posibilidad de aflojarse y soltar el cable mediante el llamado "freno del tensor". Consiste en pasar un alambre fino ("freno") por taladros hechos en el cuerpo del tensor. El mecánico que efectúa estas operaciones hace varias lazadas alrededor del cuerpo, a través de los taladros de fijación que tiene el propio tensor. Las lazadas son tales que tienden siempre al apriete de la rosca del tensor, y no al contrario. La forma de realizar las lazadas está normalizada en los talleres aeronáuticos, para mayor seguridad.

Poleas

9.5 Siempre que el cable cambia de dirección a lo largo de su ruta en el avión es necesario instalar una polea cuya garganta se ajusta al cable. Las poleas para cables de mando se fabrican en materiales plásticos y metálicos. Las poleas están provistas normalmente de guardacables, de manera que impiden la posible salida del cable de la garganta de la polea cuando está flojo.

Barras de mando

9.6 Las barras de mando (llamadas también barras *push-pull*) se emplean fundamentalmente como elementos empujadores de bieltas y tubos acodados, que son los mecanismos que transforman los movimientos lineales y de giro.

Las barras de mando que enlazan conjuntos de precisión, como por ejemplo la que se emplea en la transmisión de movimientos del mando de gases, disponen de cojinetes oscilantes en los extremos de cogida. Pueden admitir entonces cierta desalineación con los conjuntos que empalman sin alterar la precisión del movimiento.

10. SISTEMA DE CONTROL CON MODO DE ACTUACIÓN HIDRÁULICO

10.1 Sistema que emplea la presión hidráulica como medio de accionamiento de las superficies de control.

El programa JAR FCL dedica los dos apartados del epígrafe 021 01 07 (6) al estudio de los principios y funcionamiento de los sistemas hidráulicos del avión. El Capítulo 33 trata

estos temas en conjunto, de manera que sólo se proporciona en este momento una breve referencia con el fin de facilitar el estudio de la Unidad de control de potencia hidráulica.

Descripción y empleo

10.2 Como sabemos, el desplazamiento de las superficies de control por medios hidráulicos se realiza en un sistema presurizado con fluido especial (fluido hidráulico) y con la ayuda de los conjuntos siguientes:

- Órgano de control para producir la señal de entrada (orden de mando del piloto) en petición de actuación del sistema.
- Válvula de control de flujo hidráulico (seleccora), que determina la dirección que sigue el fluido a presión en el sistema.
- Unidad de Control de Potencia (ver 10.4, más adelante) cuyo elemento más representativo es el martinet hidráulico que impulsa la superficie de control, ver Capítulo 33.

La presión hidráulica nominal de los sistemas hidráulicos en aviones comerciales es del orden de 204 kg/cm², equivalentes a 3.000 psi (libras por pulgada cuadrada). No obstante existen múltiples variantes en cuanto a presión del sistema.

Hay sistemas hidráulicos de mandos de vuelo en los cuales cabe distinguir dos tipos de presiones "nominales", llamadas presiones de máxima y presión estándar de operación.

La primera se emplea en situaciones de prestaciones máximas del sistema, como despegue y aterrizaje, y la segunda en condiciones de vuelo estabilizado, cuando los requisitos de servicios hidráulicos son pequeños o momentáneos.

10.3 La Fig. 35.27 muestra la arquitectura básica de un sistema hidráulico moderno para avión bimotor.

El sistema completo consta de tres sistemas hidráulicos independientes, en este caso denominados sistemas Verde, Azul y Amarillo. Existen cuatro bombas de presión hidráulica que están impulsadas por los motores del avión.

El sistema Verde, que es el sistema principal, se presuriza en condiciones normales de funcionamiento con fluido hidráulico procedente de las bombas de los motores nº 1 y nº 2. Además, cada sistema hidráulico dispone de bomba eléctrica de respaldo. También está disponible una bomba manual para presurizar el sistema Amarillo en caso de fallo de la bomba eléctrica. La lógica de funcionamiento de los tres sistemas en caso de anomalías es la siguiente:

- Parada del motor nº 1 del avión

La bomba eléctrica del sistema Verde se pone en funcionamiento de forma automática con el fin de mantener la presión del fluido hidráulico hasta que la bomba del motor que permanece operativo se hace cargo de la nueva situación.

- Parada del motor nº 2.

La bomba eléctrica del sistema Amarillo se pone en funcionamiento automáticamente.

- Parada de ambos motores:

Se produce la extensión automática de la Turbina de aire de impacto RAT (*Ram Air Turbine*) para presurizar el sistema Verde (ver Capítulo 41, que trata este tema).

Unidad de control de potencia (PCU)

10.4 Se llama Unidad de control de potencia del sistema hidráulico de mandos de vuelo el conjunto de mecanismos que ejecutan los movimientos de las superficies de control. La Unidad de control de potencia se suele denominar PCU en los Manuales del avión, siglas de su término anglosajón (*Power Control Unit*). Por simplicidad emplearemos esta sigla.

La PCU está constituida por martinetes hidráulicos, válvulas de control y dispositivos mecánicos o eléctricos de conexión con el volante de mando.

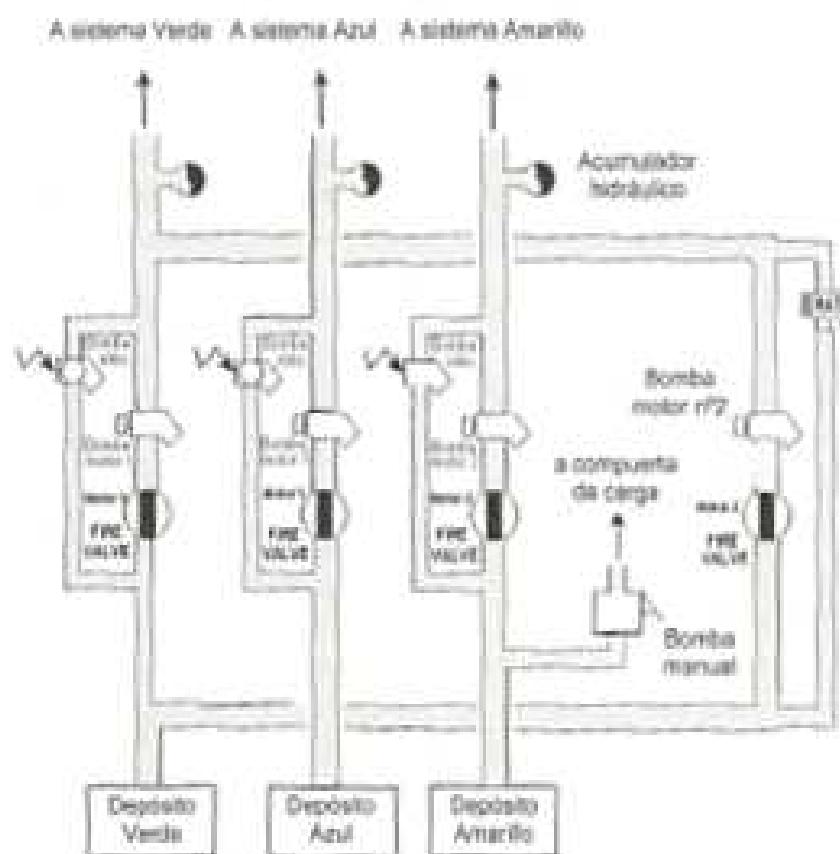


Fig. 26.27 Arquitectura básica de sistema hidráulico para avión bimotor. El sistema completo consta de tres sistemas hidráulicos independientes, en este caso denominados sistemas Verde, Azul y Amarillo. Existen cuatro bombas de presión hidráulica que son impulsadas por los motores del avión.

10.5 El tipo de PCU que emplea un avión en particular depende de tres factores:

- Redundancia prevista por el fabricante del avión para el sistema de control de vuelo con el fin de garantizar la seguridad requerida.

La redundancia se consigue:

1. por la división física de la superficie de control necesaria en cada eje del avión en dos o más conjuntos. Es decir, en lugar de elevador izquierdo y derecho, se diseña un conjunto de cuatro elevadores de superficie similar (una pareja a cada lado)
 2. por empleo de superficie de control única por eje del avión, pero con dos o más martinetes hidráulicos de accionamiento.
- El segundo factor que determina el tipo de PCU es el espacio disponible en zonas adyacentes a las superficies de control que se quieren desplazar. Téngase presente que los martinetes hidráulicos de la PCU son mecanismos pesados y voluminosos; por el contrario, los perfiles aerodinámicos de las superficies de control tienen dimensiones dictadas por conveniencias aerodinámicas, que exigen cuerpos fuselados y delgados.
 - Finalmente, como tercer factor, hay que considerar el tipo de movimiento de salida que debe proporcionar la PCU, si lineal o giratorio.

Comentarios prácticos sobre estos temas siguen a continuación.

Redundancia en la PCU

10.6 El artículo FAR 25.671(c)(2)¹, dentro del estilo barroco que caracteriza la normativa aeronáutica, exige como mínimo la presencia de dos elementos de control o de impulsión en el sistema de mandos de vuelo. Ello es así con el fin de garantizar la "condición de vuelo seguro del avión". Se considera que la existencia de dos fallos consecutivos en un mismo módulo de accionamiento es extremadamente improbable (10^{-9}). Como se ha dicho, las dos posibilidades de redundancia son: a) duplicidad de las superficies de control; b) duplicidad de impulsión en la PCU, bien con martinetes en paralelo o martinetes en tandem.

a) Duplicidad de superficies de control

Consideremos el caso del elevador, Fig. 35.28, cuya superficie total se ha dividido en dos parejas, a cada lado del eje. Las líneas de mando (mecánicas o eléctricas) de los martinete-

¹ "The airplane must be shown by analysis, test, or both, to be capable of continued safe flight and landing after any of the following failures or jamming in the flight control system and surfaces (including trim, lift, drag and feel systems) within the normal flight envelope, without requiring exceptional piloting skill or strength. Probable malfunctions must have only minor effects on control systems operation and must be capable of being readily counteracted by the pilot."

(1) ...

(2) "Any combination of failures not shown to be extremely improbable, excluding jamming (for example dual electrical or hydraulic system failures, or any single failure in combination with any probable electrical or hydraulic failure)".

tes son dobles, con acción individual para cada pareja. Si se produce la avería del martinetete o de la válvula de control hidráulica situada, digamos, en la línea de arriba, tal circuito de impulsión queda aislado. El aislamiento se puede producir con mecanismo de bloqueo o mediante aplicación de lógica eléctrica si el circuito es de este tipo. En fin, los efectos de este fallo en el eje del avión afectado pueden neutralizarse con el descolazamiento de las otras superficies de control operativas.

Se observa, sin embargo, que la solución de duplicidad de superficies de control, como respuesta a las exigencias de la normativa, plantea algunos problemas. Uno de ellos es el incremento de peso estructural del conjunto. Además, la impulsión de las superficies de control más exteriores plantea el problema de ubicación de los martinete hidráulicos en un espacio interno cada vez más reducido. Las dimensiones de estas superficies son impuestas por criterios aerodinámicos, y el perfil estrecho, propio de las superficies más exteriores de los planos, puede dificultar la colocación allí de los martinete de la PCU.

Por estas razones es frecuente cumplir la normativa que regula este campo mediante: a) dos martinete, esto es, doble impulsión hidráulica de una única superficie de control, o b) impulsión por un solo martinete, pero con la particularidad de ser receptor de fluido hidráulico procedente de dos sistemas independientes.

b) Duplicidad de impulsión: martinete en paralelo y martinete en tandem.

En la primera configuración ("en paralelo") hay dos martinete independientes que impulsan la superficie única de control de vuelo. Están presurizados cada uno por sistema hidráulico distinto. La configuración en tandem, por otra parte, tiene un martinete con dos cuerpos de impulsión.

Como ejemplo, la Fig. 35.29 es el esquema de control lateral de un moderno avión comercial bimotor. El control lateral en este modelo se ejecuta mediante dos ailerones y los spoilers 2 a 6 de cada semiala. Por sencillez no está representada la actuación hidráulica de los spoilers, pero si la de los ailerones. Observe que cada ailerón se impulsa por medio de un martinete conducido por sistema hidráulico distinto, *Green* y *Yellow* en un caso y, para más seguridad, *Blue* y *Green* en el otro. Observe también que la disposición de martinete para cada ailerón es tipo "paralelo" (PCU con martinete en paralelo).

Como se ha dicho, existe la disposición de PCU en tandem. El término tandem se refiere aquí a la presencia de un único martinete que tiene dos émbolos colocados en el mismo vástago. En realidad, se constituye así un martinete con dos cilindros hidráulicos. Cada cilindro actuador es presurizado por una línea hidráulica independiente.

Comparación de PCU en paralelo y en tandem

1. El martinete de la PCU en tandem tiene mayores dimensiones que los empleados en la PCU con martinete en paralelo, puesto que en éstas el mismo trabajo de impulsión es desarrollado por dos unidades físicamente separadas. La PCU en tandem se suele emplear en grandes aviones, por ejemplo es muy empleada en el Boeing 747. Este tipo de avión admite sin problemas de espacio martinete hidráulicos voluminosos, dado el amplio volumen interior en las superficies de control aerodinámicas y aledaños.

2. La PCU con martinete en paralelo es más apropiada para aviones con perfiles aerodinámicos más estrechos, donde hay que repartir la potencia hidráulica total de impulsión en dos o más unidades. Se emplea en la familia Boeing 737, Airbus A330, etcétera. (El

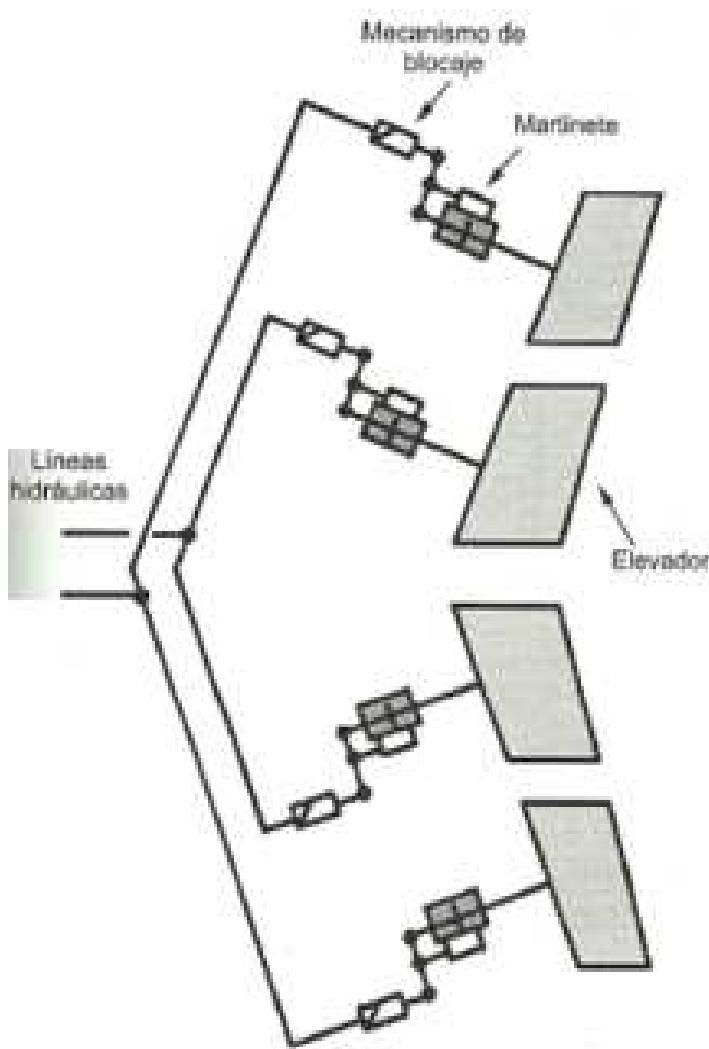


Fig. 35.28 La superficie total del elevador se ha dividido en dos partes, una a cada lado del eje (redundancia por dualidad de superficies de control).

y estructural, y no de carácter organizativo de la propia Unidad de Control de Potencia (ver el apartado "Inversión de ailerones", Capítulo 1).

Movimientos de salida de la PCU

10.7 Hemos visto que cada martinet de la PCU proporciona, al fin, el movimiento de salida proporcional a la señal de mando del piloto.

El movimiento de salida de la PCU es el de entrada para la superficie de control, y puede ser lineal o giratorio.

Por brevedad sólo nos referimos al primero, del cual la Fig. 35.30 muestra dos ejemplos.

El émbolo y vástago del martinet se desplazan a un lado y otro impulsados por la presión hidráulica. El extremo del vástago es el punto de conexión para la ma-

bardero supersónico B-58 llegó a utilizar PCU con 12 martinete en paralelo, dada la estrechez del perfil aerodinámico de las superficies de control de vuelo). En relación con la PCU en paralelo advierte que el fallo simple en el sistema es más probable cuanto mayor es el número de unidades, un aspecto que si bien no plantea por lo común problemas de seguridad en vuelo, si los introduce en el mantenimiento del avión.

3. El examen de la Fig. 35.29, anterior, parece cuestionar la idoneidad del gráfico escogido como ejemplo. ¿No estamos aquí en presencia de dos ailerones, y por tanto en el caso de redundancia por duplicidad de superficies de control? La realidad es que el ailerón exterior de este avión no es del tipo all speed, utilizable a todas las velocidades de vuelo, sino que hay fases de alta velocidad donde se inhibe su función. A los efectos concretos de estudio de este apartado, la doble presencia de ailerones en esta PCU en paralelo tiene un motivo aerodinámico

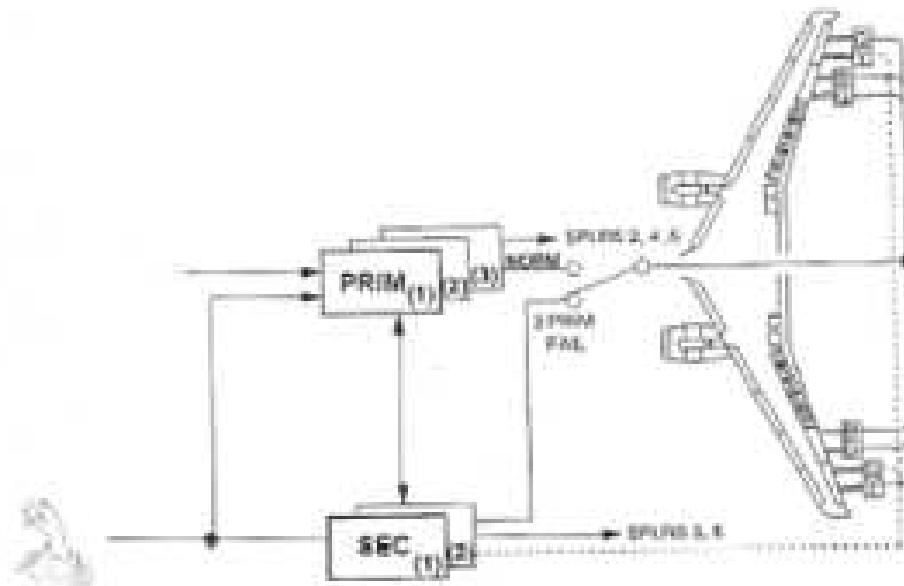


Fig. 35.29 Esquema de control lateral de avión bimotor con impulsión en paralelo de los aeronaves

nivela que hace girar la superficie de control. La cabeza del martinete A puede también girar alrededor de su punto de anclaje en la estructura del avión. La conjunción de los dos movimientos, el lineal del vástago y el circular o "flotante" de la cabeza del martinete, producen el movimiento giratorio de la manivela de la superficie de control.

El martinete señalado con la letra B ofrece otra opción. Ahora se desplaza lateralmente la cabeza del propio martinete mientras que el vástago, estacionario, es el que tiene libertad de giro en su punto de anclaje en la estructura del avión.

Dos posibilidades distintas para un mismo fin. El Capítulo 33 estudia los martinetes con mayor detalle.

11. SISTEMA DE CONTROL CON MODO DE ACTUACIÓN ELÉCTRICO

11.1 En aviación general, e incluso en algunos aviones comerciales, las pequeñas superficies de mando de vuelo, como flaps, tabs de compensación o auxiliares de control, se desplazan con motores eléctricos. Son los llamados mandos de vuelo de accionamiento eléctrico, o mejor de accionamiento electromecánico.

Se puede decir que hoy día es un sistema en desuso como medio principal de accionamiento de pequeñas superficies de control, en lo que se refiere a su aplicación a la aviación comercial.

No obstante suele estar presente como unidad de respaldo para casos de avería del sistema principal hidráulico.

Componentes

11.2 El sistema con modo de actuación eléctrica es simple y consta de cuatro elementos fundamentales:

- Interruptor de mando de cabina.
- Motor eléctrico de impulsión.
- Caja de engranajes o eje rosado (husillo de potencia) que transforma el movimiento de rotación del motor eléctrico en movimientos longitudinales de las barras de mando conectadas a las superficies aerodinámicas.
- Barras de mando de accionamiento de las superficie de control.

La Fig. 35.31 muestra el esquema simple del sistema.

El motor eléctrico B impulsa el eje rosado C (husillo). El movimiento del husillo C y su tuerca D admite dos posibilidades, según se aprecia en la parte inferior de la ilustración.

En algunas aplicaciones, el motor eléctrico transmite el movimiento de rotación a la corona dentada F del husillo rosado y éste gira en sus cojinetes. La posición axial del husillo se mantiene fija, en los alojamientos de los extremos. La tuerca del husillo entonces se desplaza a izquierda o derecha según el sentido de rotación del husillo. El movimiento lineal de la tuerca es el que se transmite a la barra de mando de la superficie de control. En otras aplicaciones es la tuerca la que se mantiene fija en una posición axial mientras gira impulsada por el motor. En este caso es el husillo el que se desplaza lateralmente, como se refleja en la parte inferior de la ilustración.

11.3 El accionamiento electromecánico de las superficies de control de vuelo tiene algunas ventajas sobre el hidráulico, pero no neutralizan los inconvenientes de aplicación.

a) Ventajas

- Coste del sistema. El sistema de accionamiento electromecánico es mucho más económico que el hidráulico.

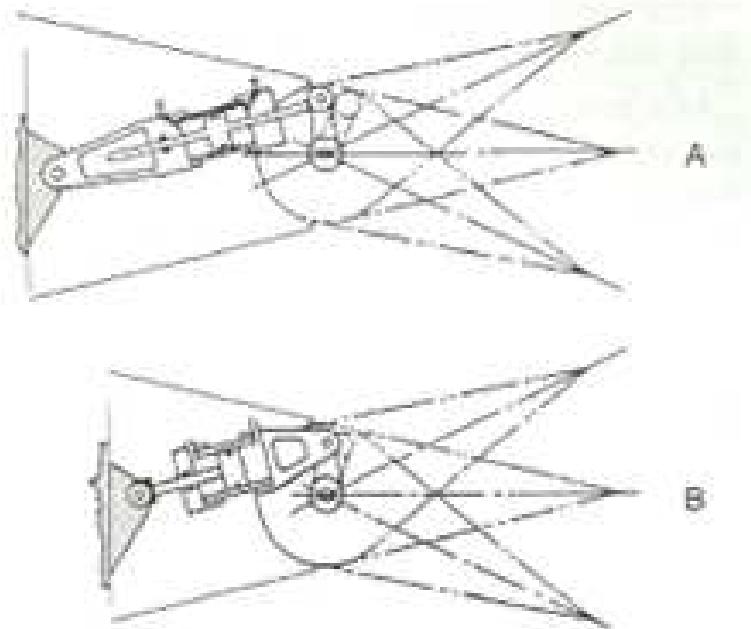


Fig. 35.30 El movimiento de salida de la Unidad de Control de Potencia (PCU) puede ser lineal o giratorio. La ilustración muestra dos ejemplos de movimiento de salida lineal

- La energía eléctrica no requiere la presencia de líneas de fluido hidráulico de muy alta presión, que siempre es una fuente potencial de problemas.
- En pequeñas aeronaves, el mantenimiento de los sistemas eléctricos es más fácil por lo general que el hidráulico. Sin embargo, la tendencia de esta cualidad a invertirse en grandes aviones es una experiencia constatada desde hace tiempo, hasta constituir una desventaja.

b) Desventaja

La gran desventaja del sistema de accionamiento eléctrico es la capacidad limitada de potencia disponible, en relación con el peso del motor de impulsión. De ahí su aplicación en el movimiento de pequeños conjuntos.

Hoy día, como hemos dicho, está superado en aviación comercial en favor de los motores hidráulicos. En primer lugar por la mayor velocidad de desplazamiento

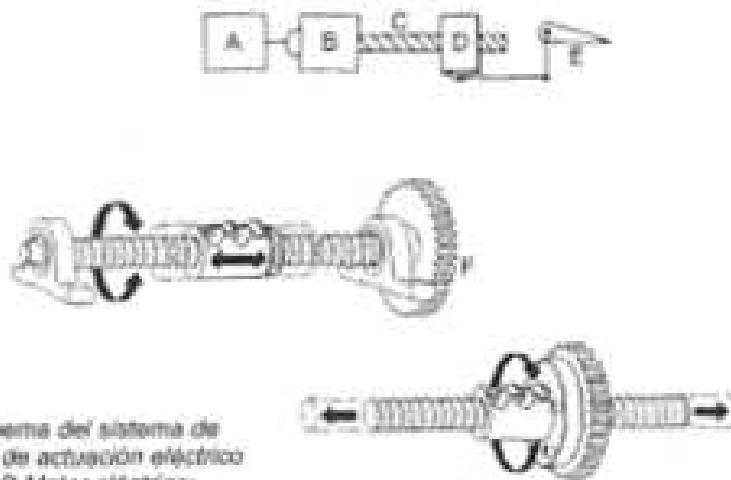


Fig. 35.31 Esquema del sistema de control con modo de actuación eléctrica
A Interruptor; B Motor eléctrico;
C Huella; D Tuerca; E Superficie de control; F Corona dentada

de las superficies de control impulsadas por medios hidráulicos; en segundo lugar por su mayor relación potencia de accionamiento/peso, muy superior al equipo electromecánico.

11.4 El desinterés por los sistemas de potencia electromecánico empezó en tiempos de la II Guerra Mundial, con la superfortaleza volante B-17. Las operaciones de bombardeo con aviones precedentes habían enseñado que la actuación eléctrica de las compuertas de los alojamientos de las bombas era excesivamente lenta. Nada más iniciar la operación de apertura de las compuertas, los pilotos se veían obligados a mantener rumbo y altitud hasta llegar al objetivo y soltar las bombas. A partir de este momento es cuando estaban libres para realizar maniobras de evasión frente a la artillería antiaérea. Como es lógico, acortar el tiempo de esta operación era crucial desde el punto de vista de la vulnerabilidad del avión.

El *B-29*, y más tarde el *B-30*, llevaban a bordo un compresor para accionar de forma neumática las compuertas de los alojamientos de las bombas. Con el *B-47*, y más tarde con el *B-51*, el empleo de la hidráulica fue general, salvo la actuación eléctrica de pequeñas superficies (flaps), aplicaciones que han llegado incluso hasta el *Boeing 737*. Pero fuera de estas zonas se abandonó hace tiempo el accionamiento electrohidráulico como sistema de potencia principal. Están descritas en las hemerotecas los problemas de mantenimiento del *B-47* que conservaba el accionamiento eléctrico para la retracción del tren de aterrizaje.

A mediados de los años setenta hubo un intento militar para impulsar este modo de actuación. Se pensaba que los nuevos materiales magnéticos (cobalto con tierras raras), el empleo de conductores de aluminio y los rectificadores de corriente transistorizados, entre otros avances, podían dar a los sistemas de actuación electromecánica mayor rapidez de movimiento y buena relación potencia/peso del equipo de a bordo. Los ensayos en vuelo realizados con un *C-141*, a mediados de los años ochenta, no dieron el resultado esperado. Las pruebas terminaron en el sector vuelo, después de fallos muy importantes en el sistema de control de vuelo del avión. Estos problemas no pudieron explicarse de forma convincente y decayó el interés militar por el sistema.

12. PILOTAJE POR MANDO ELÉCTRICO (*FLY BY WIRE*)

12.1 Los últimos aviones comerciales que llegan al mercado utilizan un sistema de control de vuelo en el que desaparecen todas las conexiones mecánicas intermedias que hay entre el volante de mando y los martinetes hidráulicos de las superficies aerodinámicas. Estos sistemas se denominan de pilotaje por mando eléctrico, o sistemas *Fly by Wire*.

Con mayor precisión, se dice que un avión dispone de sistema de pilotaje por mando eléctrico cuando las instrucciones de mando dadas por el piloto, o que provienen del piloto automático, se envían a las superficies aerodinámicas de control mediante señales eléctricas, en lugar de conexiones mecánicas.

La tecnología *Fly by Wire* consiste, en su plano dinámico, en reemplazar los sistemas mecánicos de control por sistemas eléctricos.

Las acciones de mando del piloto producen desplazamientos de las superficies de control de vuelo mediante señales eléctricas. Las señales eléctricas de mando se envían a las válvulas selectoras de los martinetes hidráulicos que impulsan las superficies aerodinámicas de control. Allí donde había cables, poleas y otros mecanismos, con la introducción del sistema de pilotaje por mando eléctrico sólo hay un mazo de cableado eléctrico.

El término *Fly by Wire* incluye la facultad adicional de realimentación.

La expresión realimentación indica que el sistema hace un seguimiento continuo de los movimientos del avión. Los resultados de este seguimiento se comparan constantemente con las señales de entrada de mando del piloto. Se computa de esta forma la señal error resultante, si existe, entre orden de mando y movimiento ob-

tenido. La señal error se envía a los martinetes de las superficies de control del avión para establecer la condición de vuelo deseada. El cuadro de texto "Realimentación" introduce gráficamente el concepto.

La Fig. 35.32 muestra las diferencias entre el sistema *Fly by Wire* (gráfico inferior) y el convencional de mandos mecánicos (gráfico superior).

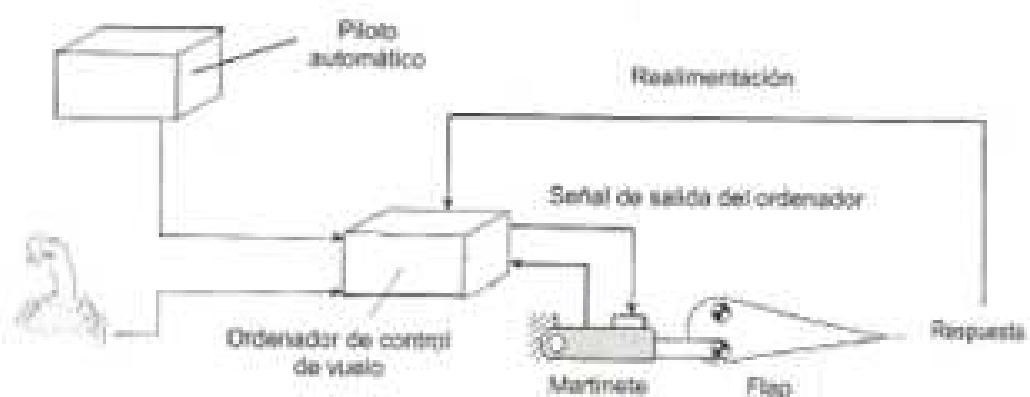
La simplicidad conceptual del sistema *Fly by Wire* es notable. Las señales eléctricas de mando se transmiten por cable, eliminando así toda una serie de conexiones mecánicas entre el volante de mando y los actuadores que accionan las superficies aerodinámicas de control de vuelo. Cada uno de los circuitos eléctricos se llama "Canal".

12.2 En la terminología del control automático de vuelo del avión se llama Canal al soporte físico y lógico de control de un sistema redundante.

El dibujo inferior de la Fig. 35.32 muestra que las superficies de control del avión disponen de cuatro canales independientes A, B, C y D, con objeto de alcanzar la fiabilidad necesaria en caso de fallo de uno de los circuitos. Se trata entonces de un sistema cuádruple redundante, similar al empleado en el caza F-16.

Los cuatro canales son independientes, de modo que la acción de mando del piloto, o señales de los detectores iniciales, se originan en forma de cuatro señales independientes, para los canales A, B, C y D. Cada canal se procesa de forma independiente en el ordenador de control de vuelo. El ordenador contiene, en su lógica de *software*, funciones que pueden modificar las señales de entrada en el caso de que precisen algún ajuste o "protección" (limitación). Una vez que las señales han sido ajustadas y amplificadas se envían a cada servoactuador para el accionamiento de la superficie de control correspondiente.

Realimentación



Se llama realimentación el proceso de generación de una señal que es función de la respuesta de salida que proporciona el sistema. La señal de realimentación puede ser comparada con la de entrada para ejercer las acciones siguientes. Como ejemplo, se aplica en la ilustración la realimentación para controlar el movi-

miento del flap. La señal de posición del flap se compara de forma constante con la señal de entrada para detener el movimiento de la superficie cuando se alcanza la posición deseada. La detención de la superficie aerodinámica en el punto preciso, en este caso el flap, es posible por los señales de realimentación que recibe el ordenador de control de vuelo, tanto de la respuesta que proporciona el flap como del estado de posición en que se encuentra el martinetete hidráulico impulsor.

Advierta el lector, según este paralelismo, que en los sistemas de control de vuelo manual es el propio piloto quien ejecuta las acciones de realimentación, cuando hace seguimiento de la actitud del avión y la trayectoria de vuelo de acuerdo con las señales de mando que ha introducido.

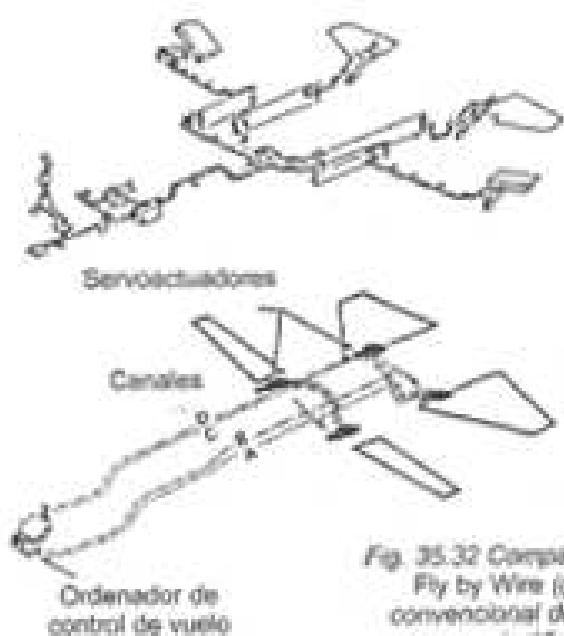


Fig. 35.32 Comparación entre el sistema Fly by Wire (gráfico inferior) y el convencional de mandos mecánicos (gráfico superior).

Sistema de pilotaje por mando eléctrico y Control activo del avión

12.3 El sistema de pilotaje por mando eléctrico constituye tan sólo uno de los elementos de la tecnología de control automático, mucho más amplia, que recibe el nombre de Control Activo o Control Automático Generalizado.

La tecnología de Control activo se basa en los progresos en el campo de la electrónica digital, que han hecho posible el empleo a bordo de un conjunto de sistemas automáticos de control de vuelo con múltiples funciones. Se dice que una aeronave tiene Control activo cuando se transmiten a las superficies de control de vuelo órdenes de mando, ajenas a la acción del piloto, con el fin de mejorar la actuación de la aeronave.

Un ejemplo puede aclarar el concepto. La tecnología de Control activo admite el proyecto de aeronaves con superficies de cola más pequeñas que las necesarias para conseguir la estabilidad del avión. ¿Por qué? La razón es que, admitiendo tal configuración en la fase de diseño del avión, el volumen de cola de la aeronave es menor porque disminuye el ta-

mando de las superficies estabilizadoras. Por tanto, disminuye el peso de dicho conjunto y aumenta el rendimiento aerodinámico del avión (menor volumen de cola equivale a menor resistencia aerodinámica).

La contrapartida es que el avión exhibe cualidades de vuelo inestable. Se permite entonces, según el concepto de Control activo, que un sistema automático estabilice "artificialmente" el avión en la medida que sea necesario.

No es correcto identificar la técnica *Fly By Wire* con el concepto de Control activo. Control activo es mucho más amplio e incluye funciones adicionales. Así pues, podemos tomar nota de lo siguiente:

- El término Control Activo identifica la presencia de fuerzas de control de vuelo que se inicien por medios ajenos a la acción del piloto.
- La presencia de un sistema *Fly by Wire* en el avión es un requisito previo en muchas de las funciones, pero no todas, del Control Activo.

Fundamentos básicos del sistema

12.4 La arquitectura del sistema de pilotaje por mando eléctrico en los aviones comerciales se apoya en los siguientes principios:

- El control de las superficies aerodinámicas de mando de vuelo se efectúa por medios eléctricos y se ejecuta por medios hidráulicos.
- Se emplean minipalancas, o volantes de mando de estilo convencional, para volar el avión. Ambos órganos disponen de transductores que convierten el desplazamiento en señales eléctricas de control.
- Las señales eléctricas, que son proporcionales a los desplazamientos que el piloto efectúa en las minipalancas, son interpretadas por los ordenadores de control de vuelo. La interpretación se efectúa por rutinas de código escritas en el programa que controla los ordenadores (Leyes de pilotaje, que se estudian a continuación). Los ordenadores proporcionan señales de salida a los mecanismos hidráulicos para desplazar las superficies de control de vuelo y obtener la trayectoria de vuelo deseada.
- Con independencia de las señales de entrada que pueda realizar el piloto, los ordenadores de control de vuelo previenen de la salida del avión de su envolvente de vuelo (funciones de protección del avión).
- Existe en la práctica actual la posibilidad de control mecánico del avión en caso de fallo completo de todas las fuentes de energía eléctrica (Sistema de respaldo mecánico que cuenta con la siguiente actuación: compensador como control de profundidad y pedales para control lateral).

Leyes de pilotaje

12.5 Es bien sabido que en los aviones convencionales, con sistemas de control de vuelo mecánicos, existe relación determinada entre la posición de los mandos

de vuelo y la que adoptan las superficies aerodinámicas de control. Esta relación de carácter biunívoco se debe naturalmente al modo mecánico de transmisión de las órdenes de mando.

Hasta la introducción de los sistemas de pilotaje por mando eléctrico el piloto ha volado y sentido el avión de acuerdo con la respuesta de la aeronave a estas órdenes, respuesta que es función de las características aerodinámicas y peso del avión.

Los sistemas *Fly by Wire* ejecutan órdenes de mando que:

1. Son señaladas de forma eléctrica.
2. Son procesadas previamente por ordenadores.

La presencia intermedia del ordenador, entre el origen de la señal de mando y los actuadores de las superficies de control, hace muy fácil *alterar* la señal eléctrica de mando en el ordenador. Esta alteración puede realizarse de acuerdo con un algoritmo, una ley, un programa informático en una palabra, que es función del punto de la envolvente de vuelo donde está situado el avión en un momento determinado. La alteración de la señal eléctrica de mando tiene objetivos muy diversos, desde proteger el avión frente a órdenes de control "excesivas" o, simplemente, mejorar la actuación de la aeronave en una fase determinada de la operación.

Se llama *Ley de pilotaje* la relación funcional que existe entre los órganos de mando del sistema *Fly by Wire* y la posición de las superficies de control de vuelo. Una ley de pilotaje es un conjunto de normas de cualidades de vuelo del avión, escritas en código, que interpretan los ordenadores de control de vuelo.

Advierta el lector que la ley de pilotaje no resta autoridad de mando al piloto. Más bien protege de actuaciones que pueden exceder la envolvente de vuelo del avión, o bien colabora muy decididamente en aliviar la carga de trabajo en cabina.

Clasificación

12.6 Las leyes de pilotaje se clasifican en dos categorías: básicas y especiales.

Leyes básicas de pilotaje

Afectan al control del avión en sus tres ejes. Por tanto, de una forma u otra, están implementadas en el código del sistema *Fly by Wire*.

Las leyes básicas son:

- a) Ley de control Normal
- b) Ley de control Alternativo
- c) Ley de control Directo

Leyes especiales de pilotaje

Son leyes que modifican o complementan las leyes básicas en un segmento de operación determinado, allí donde la ley básica es insatisfactoria.

Las leyes especiales se estudian en el apartado 12.14