

**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, adicionales, que están en fase experimental. Se trata del control de vuelo por mando fotónico (*Fly by Light*) y los sistemas fluídicos. 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 ver 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 ailerones. 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* presenta 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 prestaciones, 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 convenimos que son mecanismos hidráulicos los que transmiten la potencia a las superficies de mando.

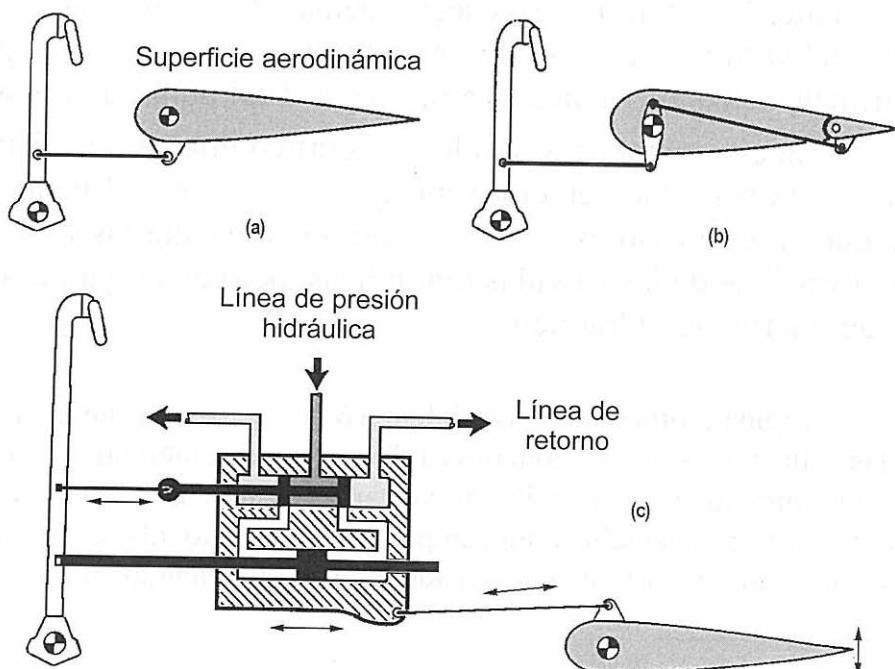


Fig. 35.1 Los sistemas de control de vuelo por mando mecánico se clasifican en tres grupos, de acuerdo con el modo de accionamiento: a) Sistemas de accionamiento manual; b) Sistemas que refuerzan por medios aerodinámicos la acción de mando del piloto; c) Sistemas que ejecutan la acción completa de movimiento 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. 35.2 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.



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 sistema 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 fa-

¹ Los sistemas de control de vuelo presentan probabilidad de fallo de $1/10^9$, 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 hubiera 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*.

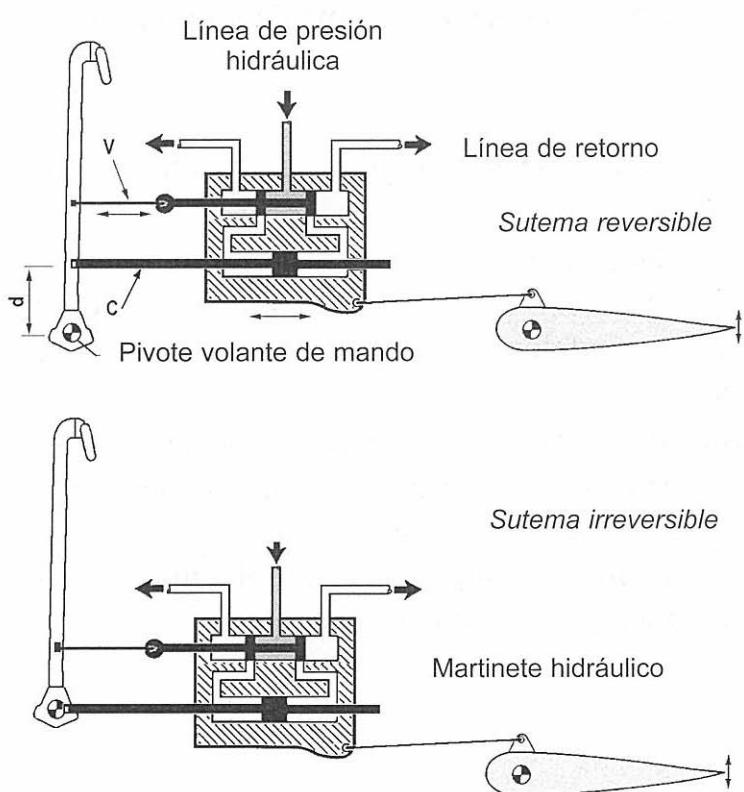


Fig. 35.2 Diferencias entre los sistemas motorizados reversible e irreversible

fuerzas aerodinámicas. Su acción de mando revierte en 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

fuerzos 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 charnela. 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.

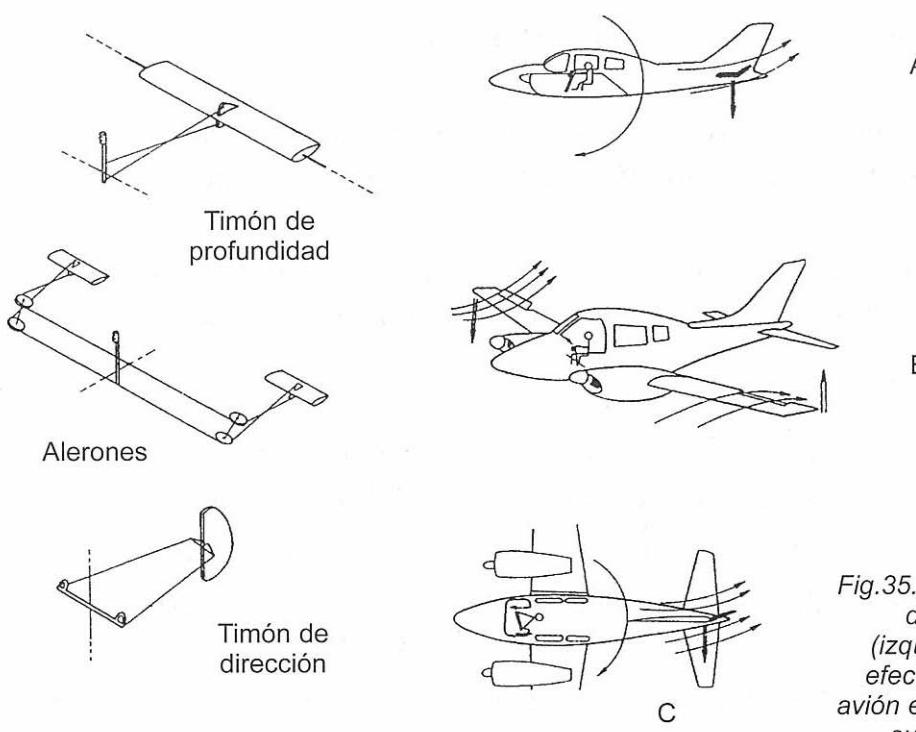


Fig.35.3 Sistemas elementales de mando de vuelo (izquierda). A la derecha, efectos que produce en el avión el desplazamiento de las superficies de control.

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 combada 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 guiñada [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 guiñada) 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 guiñada 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. El término 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.

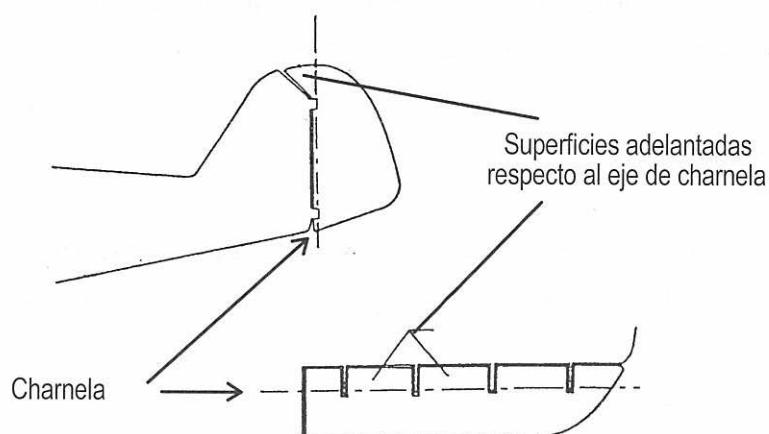


Fig. 35.4 Compensación aerodinámica en cornadura para una superficie de control

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 guíñada) pero acabó por desaparecer de los alerones 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).

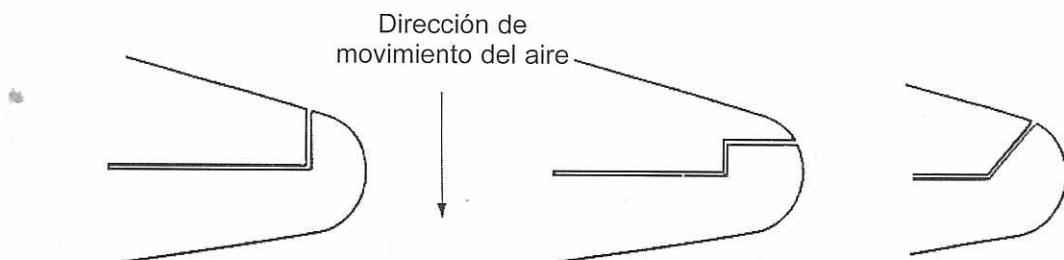


Fig. 35.5 Cornadura unshielded (izquierda) y shielded (las dos ilustraciones de la derecha).

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 línea 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-

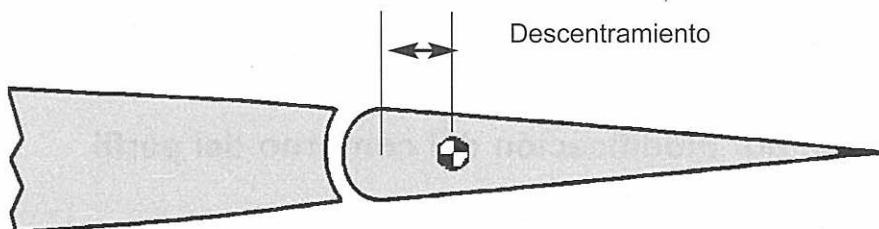


Fig. 35.6 Detalle de la compensación de Handley Page.

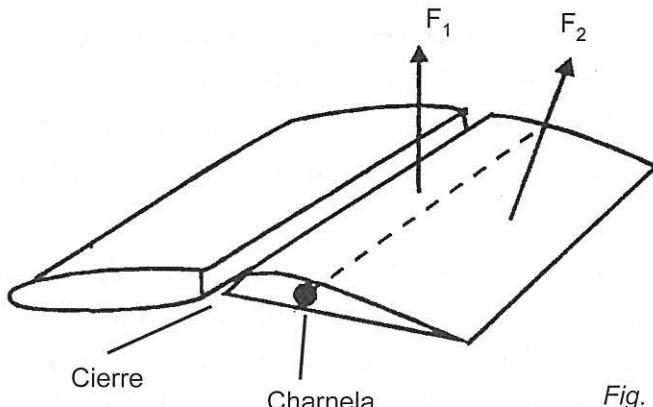


Fig. 35.7 Fuerzas a un lado y otro de la charnela en el compensador de Handley Page

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 charnela 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 alerones. 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.

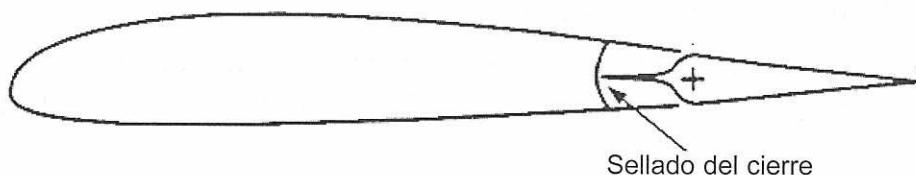


Fig. 35.8 Compensador de Westland–Irving. Es una modificación del compensador Handley Page.

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.

La eficacia de este compensador se basa en que los cambios geométricos en el borde de salida del perfil producen, a la par, cambios en las fuerzas aerodinámicas. Los momentos de charnela originados son altos pues las fuerzas que se modifican en el borde actúan con un gran brazo de palanca, dada la distancia del borde de salida del compensador a la charnela.



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.

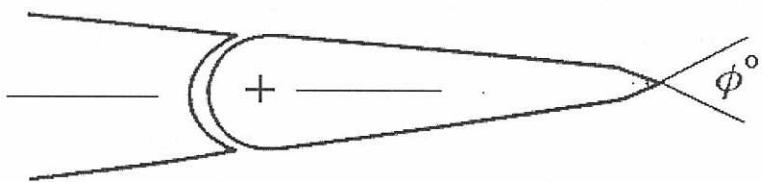


Fig. 35.9 Compensación por borde de salida biselado de la superficie de control.

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 guiñada 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 guiñada 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, ala).

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, ala).

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.

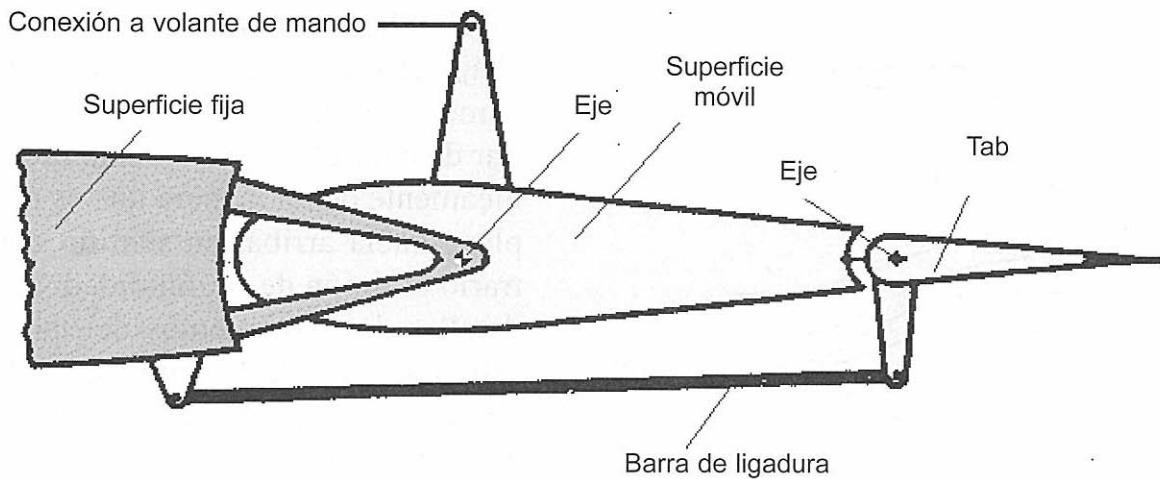


Fig. 35.11 Elementos del tab. El tab de la ilustración pertenece al tipo de mando indirecto.

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. Observe 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 alerón, 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-

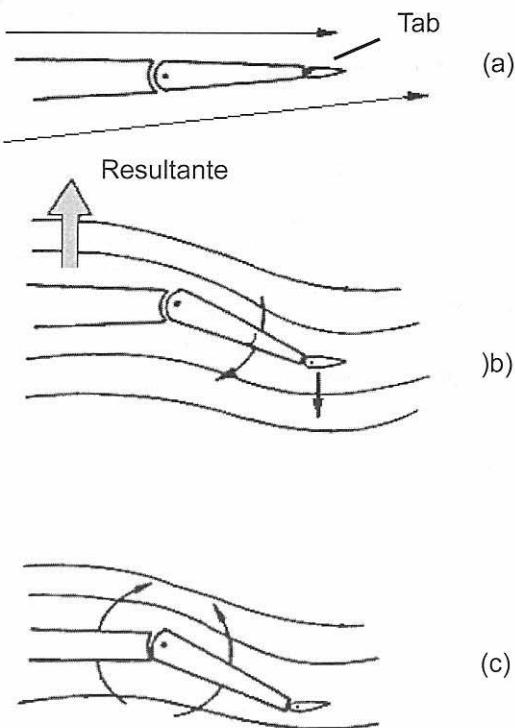


Fig. 35.12 Funcionamiento aerodinámico del tab

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

rresponde 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 aconsejan 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

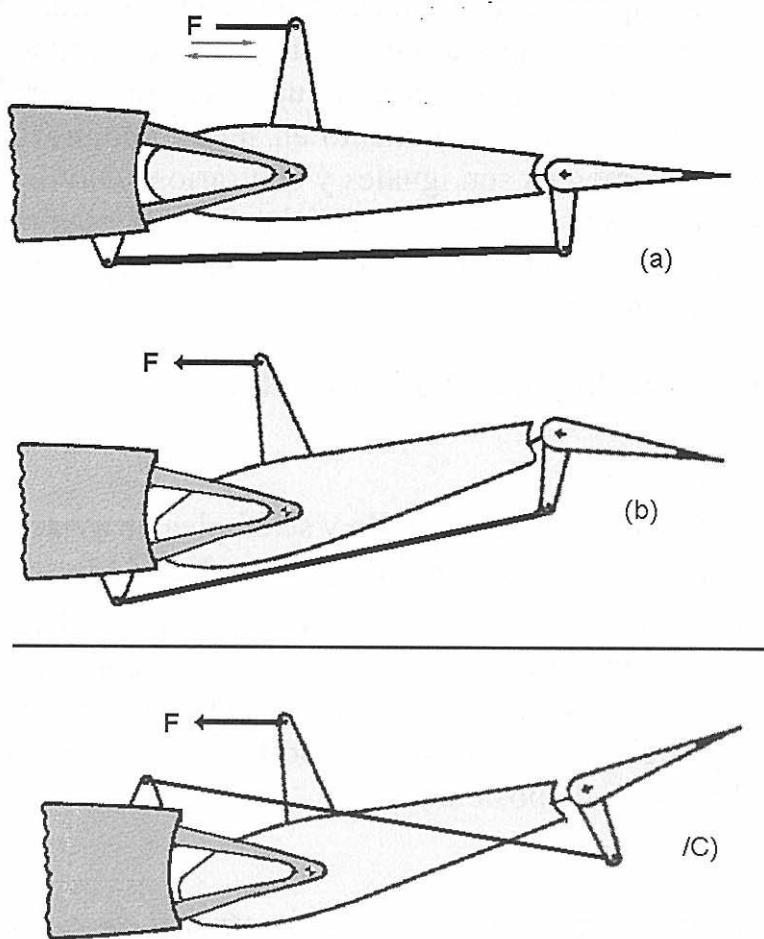


Fig. 35.13 Dos esquemas posibles de movimiento del tab de mando indirecto, en los gráficos (b) y (c).

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.

¿Cuales 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 proyecto 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 guiñada 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 Ragoon*) 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

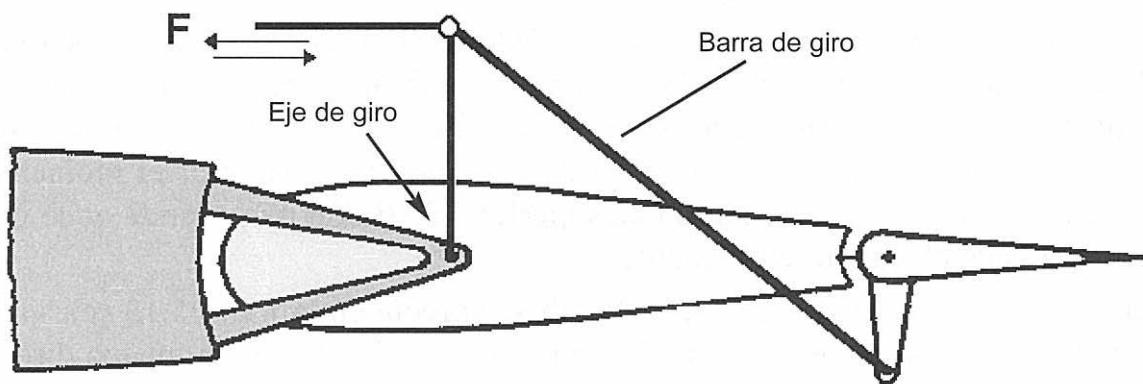


Fig. 35.14 En el servo-tab, la acción de mando del piloto actúa directamente sobre el tab

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.

Convendría 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-

tenidas 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:

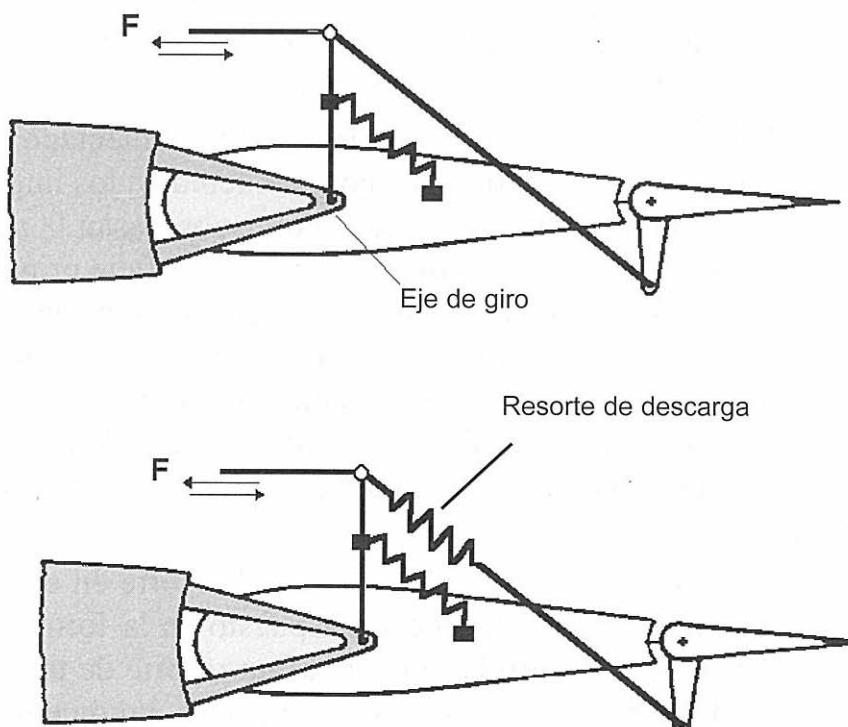


Fig. 35.15 Disposición esquemática del tab con resorte (gráfico superior). El dibujo inferior muestra el mismo tab con resorte de descarga.

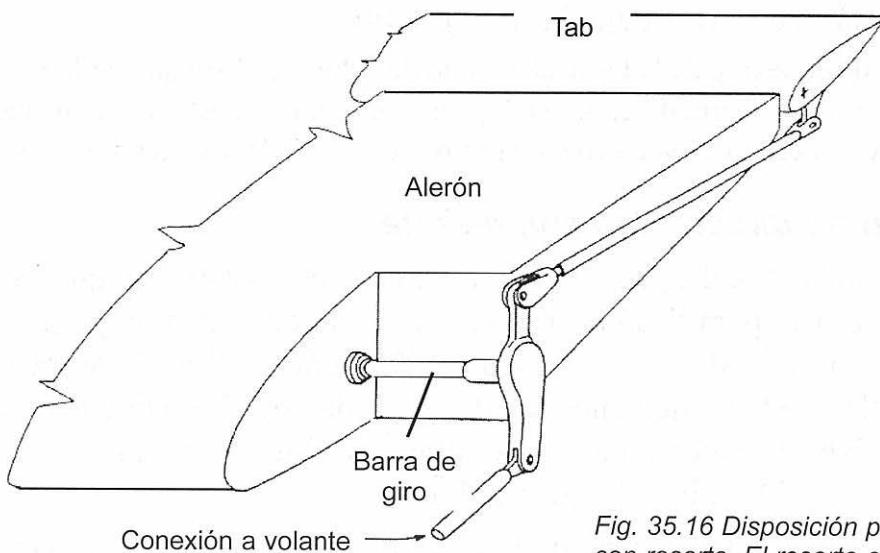


Fig. 35.16 Disposición práctica del tab con resorte. El resorte está situado en el propio eje de la barra de giro.

- 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. 35.15, 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 aire. 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 guiñada 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 crítico. 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>Cabeceo</i>	<i>Balanceo</i>	<i>Guinada</i>
Aplicación temporal. Dos manos en el volante	34	22,5	
Aplicación temporal. Una mano en el volante	22,6	11,3	
Aplicación temporal. Guiñada.			68
Aplicación sin limitación de tiempo	4,5	2,2	9

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 guiñada

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 martinete 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.

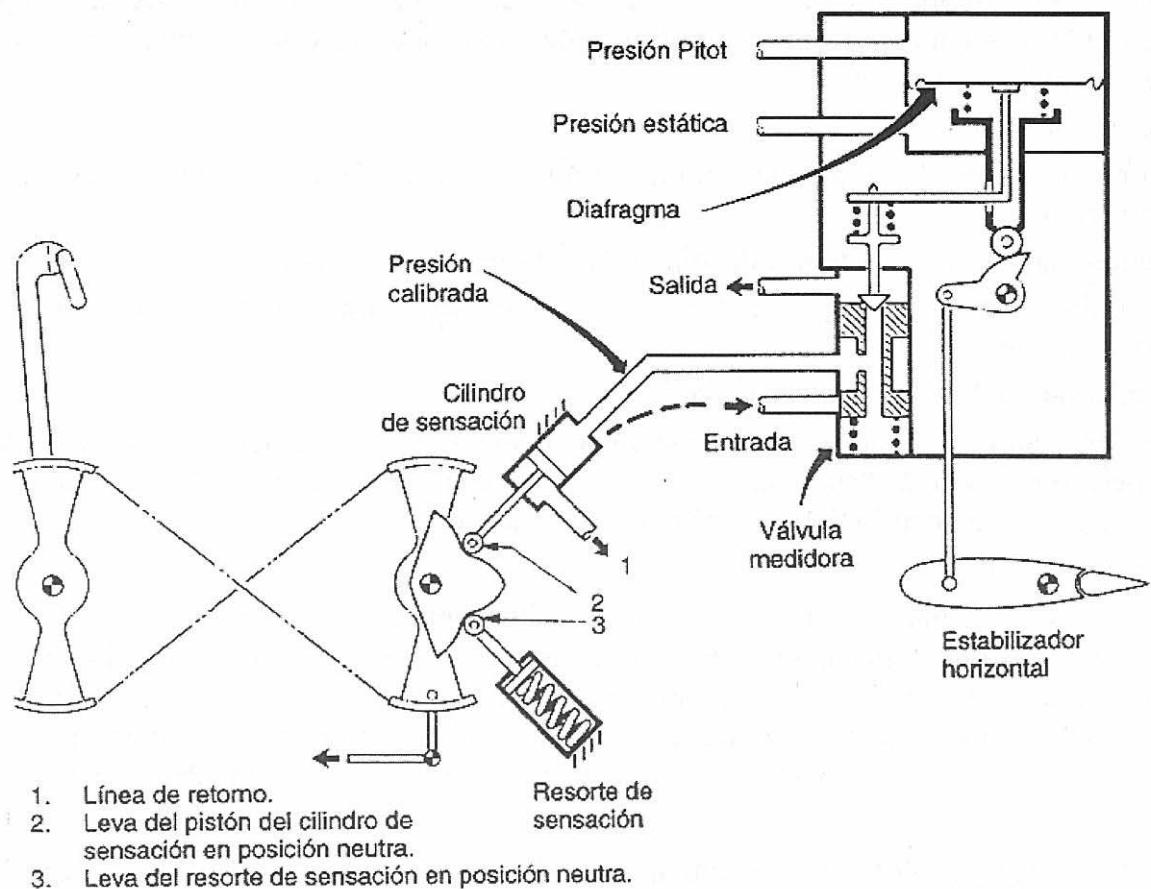


Fig. 35.17 Sistema de restitución de fuerzas del tipo "Restitución-q"

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 medidora.

La aguja de la válvula medidora 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 martinetín hidráulico entra en operación a partir de cierta velocidad del aire.

5.5 Las levas de apoyo de los vástagos 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 millares 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 estándar 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 757–767* 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.

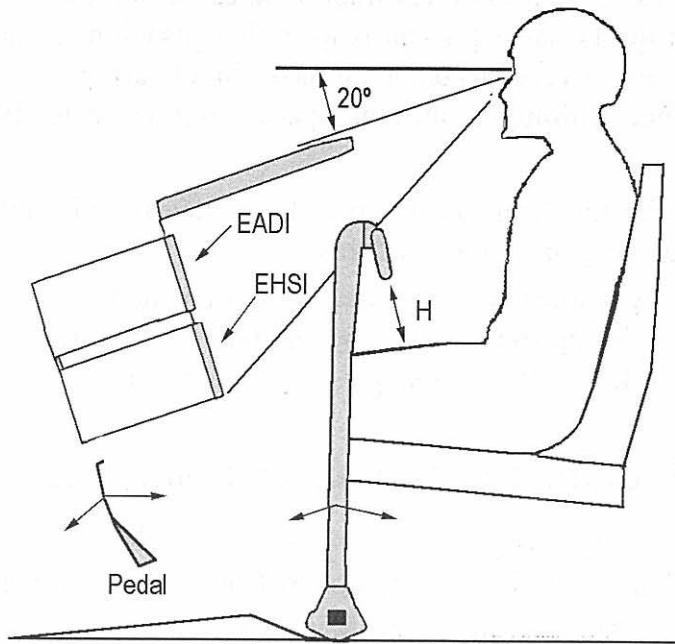


Fig. 35.18 Ejemplo de casuística moderna en el campo de los mandos de vuelo para aviones comerciales fue la solución adoptada para la columna del volante del Boeing 757-767.

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.

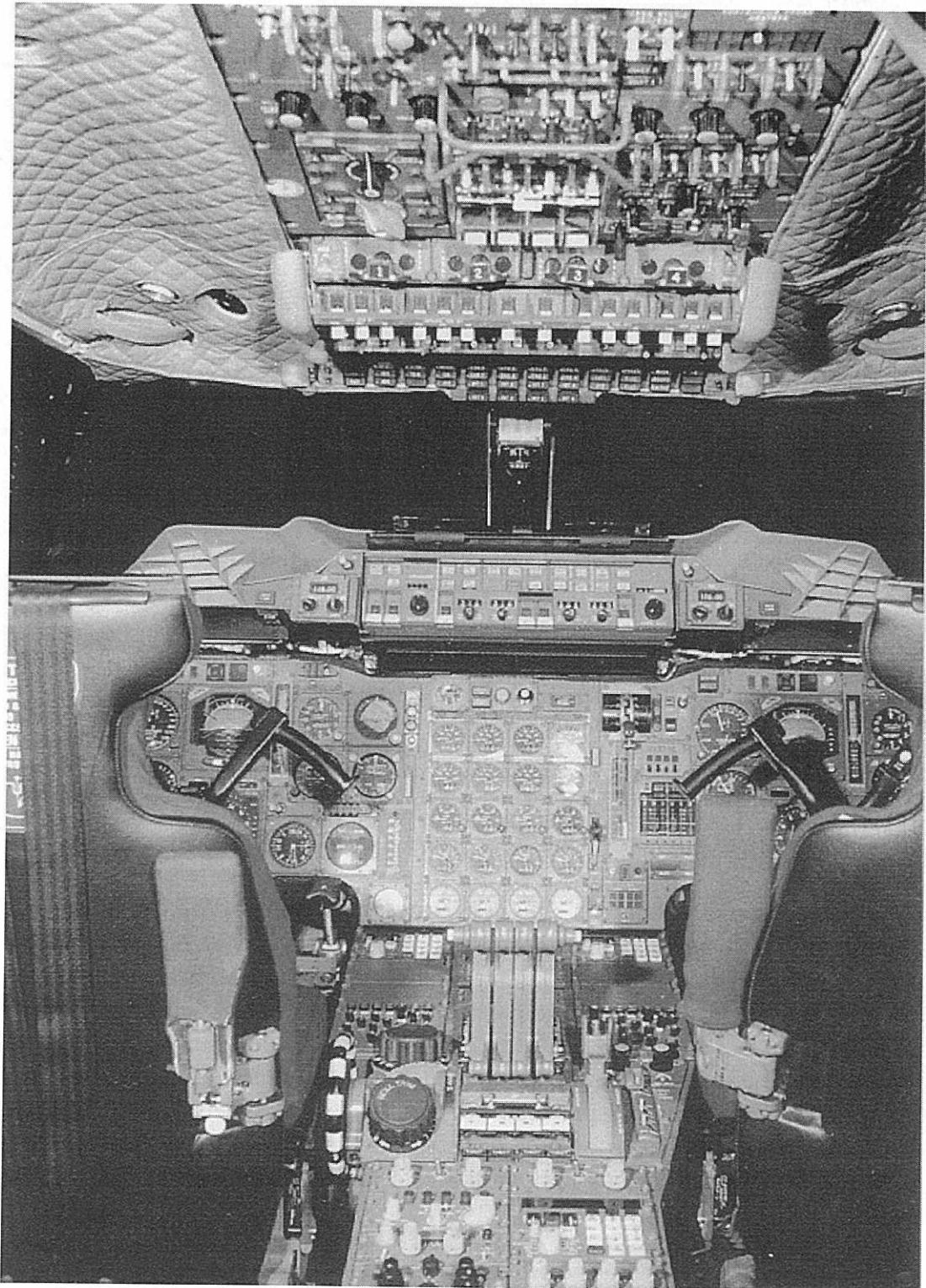


A pesar de los miles de modelos de aviones distintos que se han construido (se habla de 2.000) no existe práctica estándar en el campo comercial para órganos de mando de vuelo convencionales. Es una creencia general que la falta de práctica normalizada en esta materia no se debe a la inexistencia de 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 *Armagnac* (1949) donde ya hay un intento de ampliar el campo de visión de los pilotos, sustituyendo los clásicos volantes por palancas centrales. Foro 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 ¡60 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 alerones. 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.

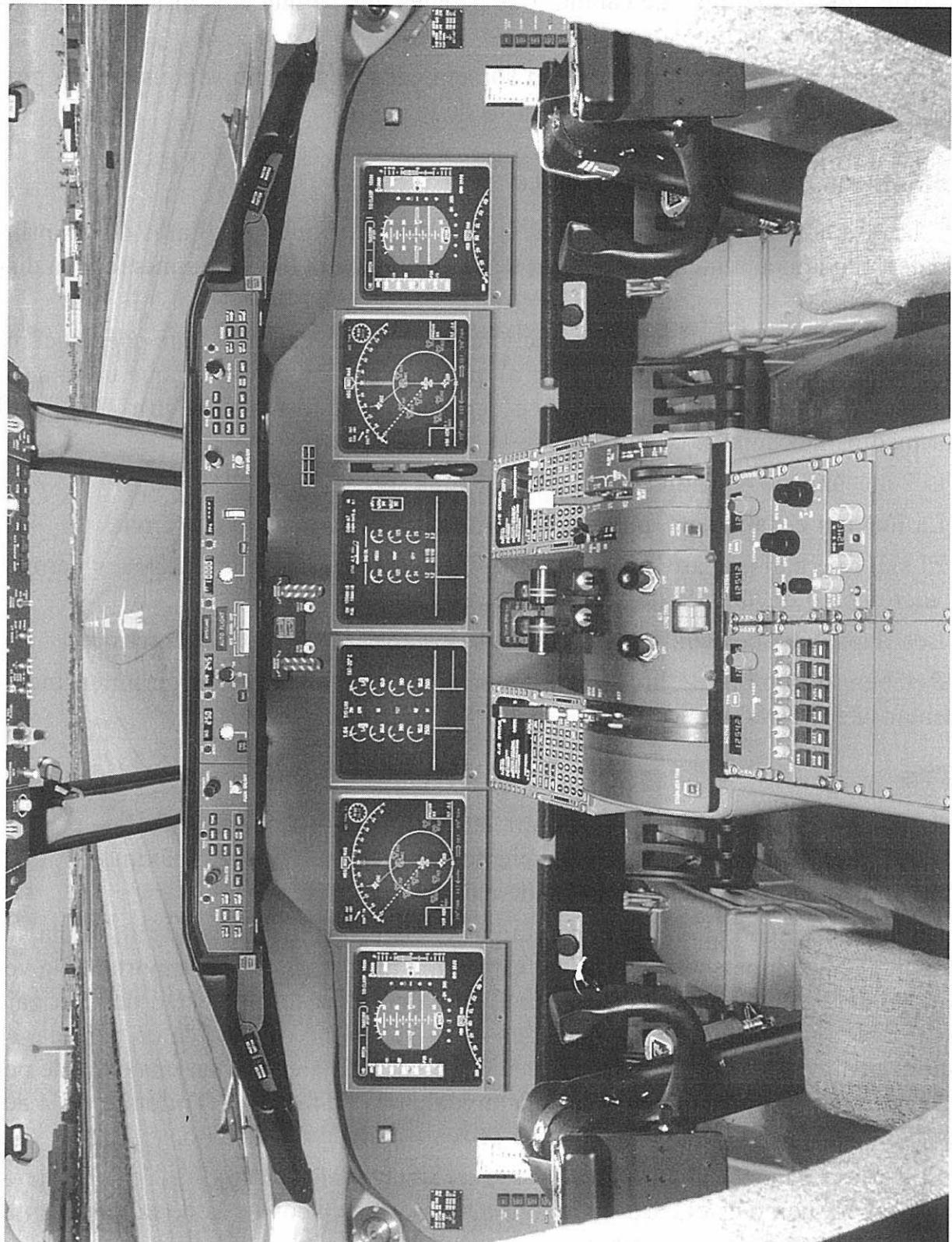
6.5 Los pedales, como mando de control de vuelo, actúan sobre el timón de dirección, en función estudiada en el apartado 3.2.

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"

En el interior de la cabina del Boeing 717 se observa la simplicidad de su diseño.



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.

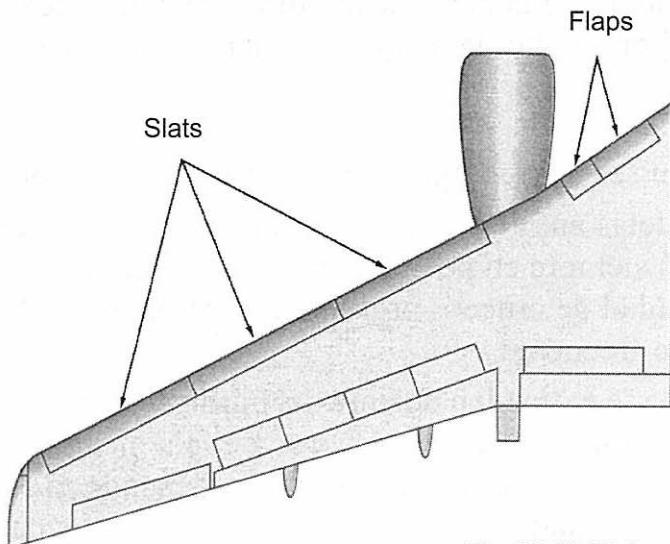


Fig. 35.19 Slats y flaps de borde de ataque

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 baña la superficie superior del ala una vez que pasa por la ranura. El extradós 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 extradós 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.

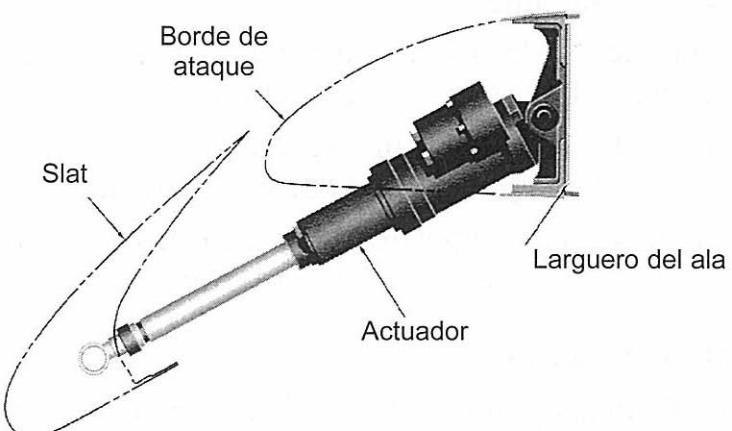


Fig. 35.20 Sistema de extensión de Slats

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 vimos 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 representa 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.

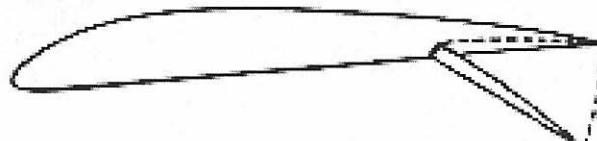
Flap simple

Flap plano de amplio empleo en aviación general.



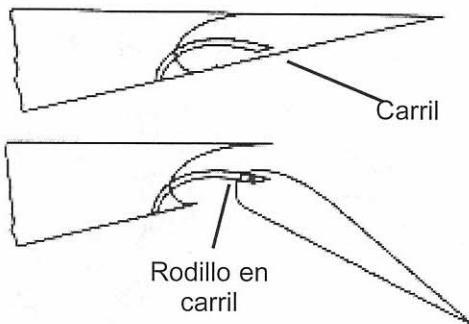
Flap de intradós (flap partido)

Similar al flap simple. Sólo se mueve 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.



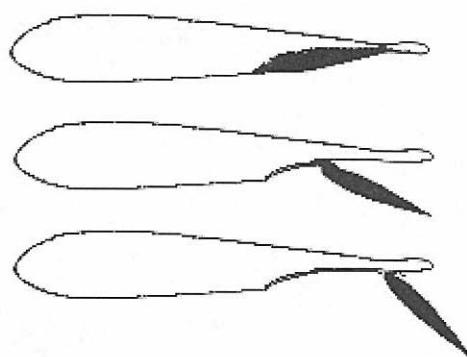
Flap ranurado

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 extradós.



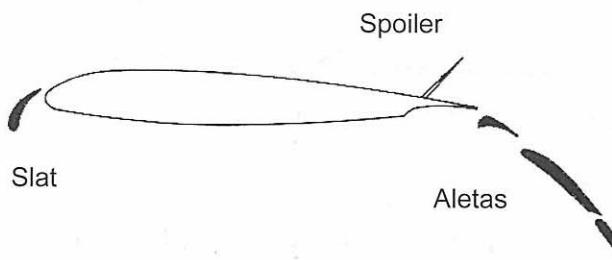
Flap Fowler

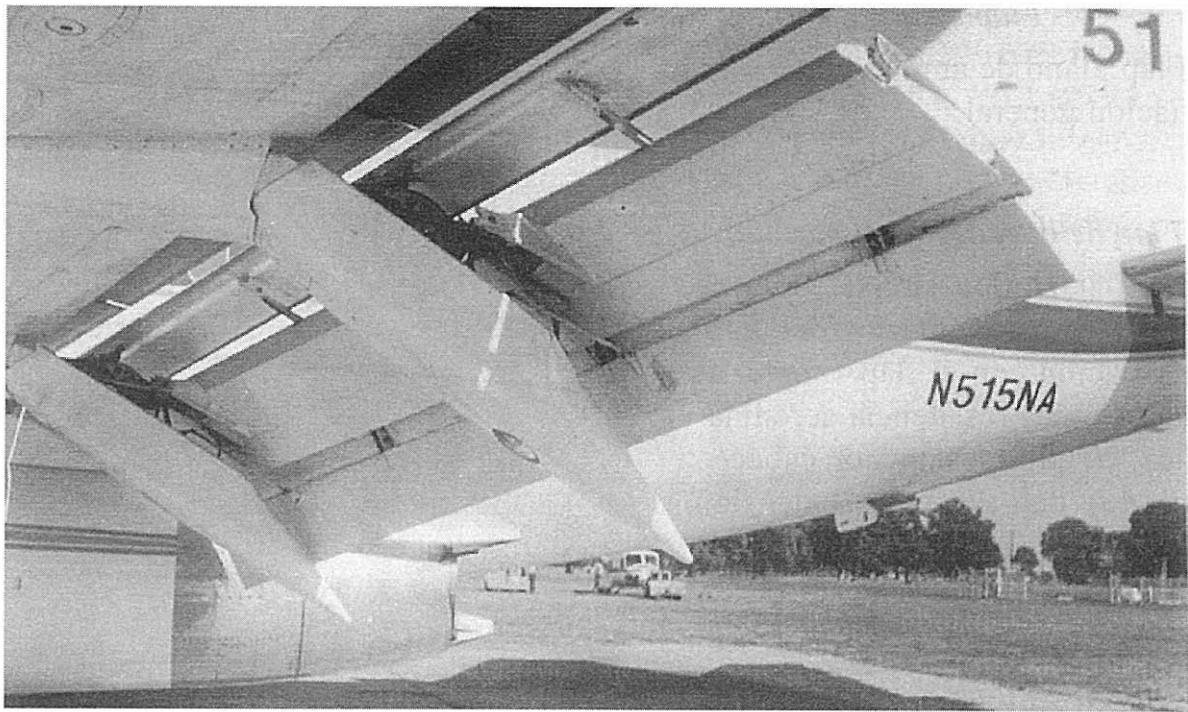
El flap por excelencia. Hay gran variedad en el tipo Fowler. Se asemejan a los flaps ranurados, pero la/s aleta/s está diseñada de manera que puede extenderse hacia atrás, bien sobre articulaciones, o a través de guías y carriles que permiten el desplazamiento. Al extenderse hacia atrás aumentan la curvatura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

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.

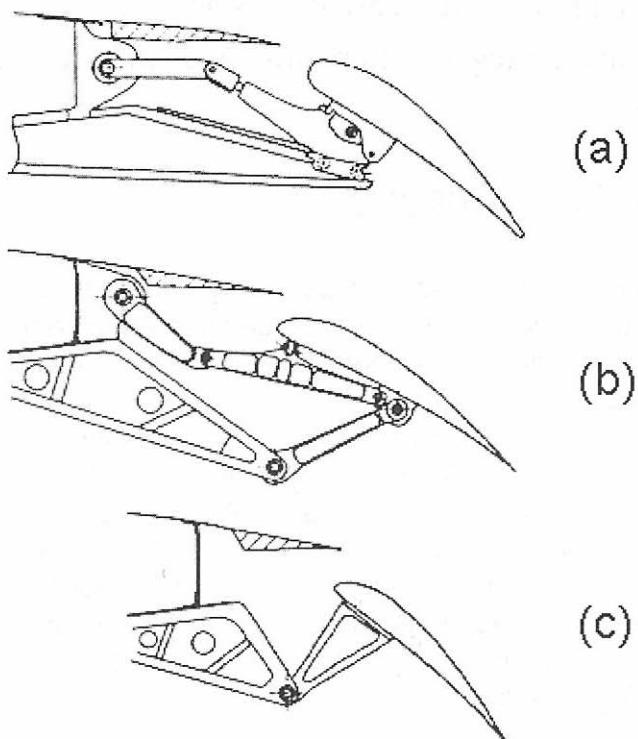


Fig. 35.22 Variantes cinemáticas para extensión de los flaps de borde de salida en aviones comerciales.
 a) Extensión mediante carriles; b) Extensión mediante barras articuladas.; c) Extensión mediante articulación de batimiento

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.

b) Extensión mediante barras articuladas.

Corresponde a la Fig. 35.22 (b). Es una cinemática de menor complejidad que la anterior, pero también con mayor número de restricciones y menos libertad de movimientos. Por esta razón se suele emplear con flaps simples.

c) Extensión mediante articulación de batimiento

Es la cinemática más simple y, por tanto, de menor libertad de movimientos. A su favor está la sencillez y menor peso del conjunto. La cinemática del flap está limitada al giro en su punto de fijación.

Nota.— Es frecuente que los flaps que tienen dos o más aletas hagan uso de distintos tipos de extensión. Así, por ejemplo,

Flap Krüeger

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

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

¿Slats o flaps Krüeger?

Los modernos aviones comerciales emplean slats y flaps Krüeger 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 Krueger sobre el slat es de carácter aerodinámico. El flap Krueger permite a los especialistas en aerodinámica diseñar un borde de ataque del ala casi ideal para las condiciones de vuelo de crucero. Ello 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 cierre del borde de ataque del ala. Así, pues, se puede afirmar que asociado al empleo del flap Krueger está siempre un incremento de C_L máx y de la relación L/D o rendimiento aerodinámico del avión.

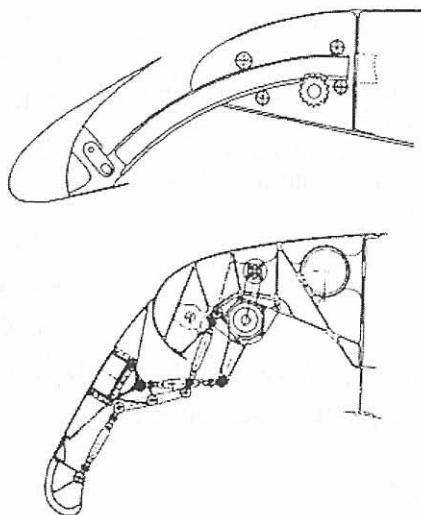


Fig. 35.23 Slat (arriba) y flap Krueger (abajo)

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 Krueger. 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 extradós 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) las ventajas están del lado del flap Krueger. Ello 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.

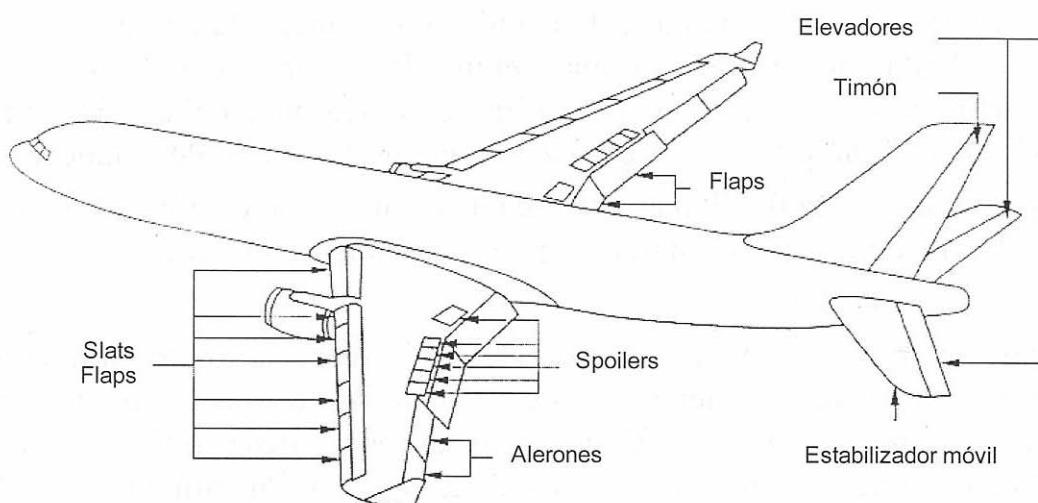


Fig. 35.24 Dispositivos principales de control y sustentación en el avión comercial.

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).

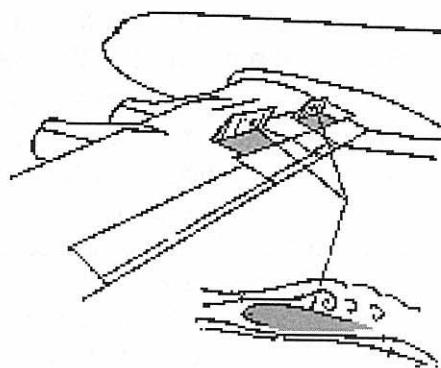


Fig. 35.24a

Spoilers con funciones en vuelo

7.10 Señalamos tres funciones:

a) Función de mando de balanceo

Se emplean en combinación con el mando de alerones 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 ceñido, 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 alerón (mando de balanceo) como timón de profundidad o elevador (mando de cabeceo).

Empezaron a utilizarse en los aviones de ala en delta. Como es sabido estos aviones no tienen empenaje 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 cabeceo 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 contacto con la pista explica la gran altura que tiene el tren de aterrizaje de estos aviones, precisamente para evitar la colisión de la cola con el suelo.

Flaperón

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

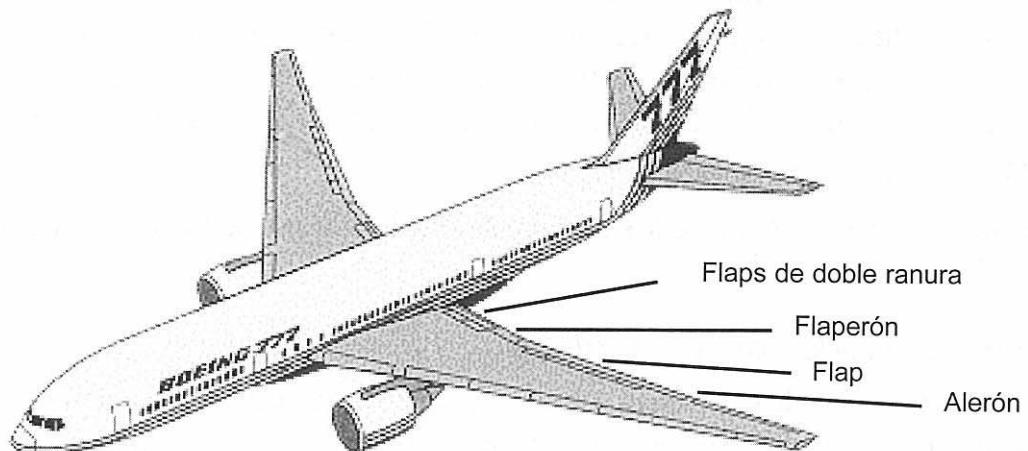


Fig. 35.24b Flaperón en el Boeing 777

En la función de flap, los flaperones se desplazan de forma simétrica. Cuando funcionan como alerones 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) Respeto al canard de control de vuelo

En el avión con canard de control de vuelo (v.g. el de los hermanos Wright) el canard se emplea del mismo modo que el timón de profundidad normal en cola.

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 cabeceo, por ejemplo el que aparece con la extensión del flap.

b) Respeto 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 cabeceo 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 cabeceo 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) Respeto 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, recordamos, 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 lu-

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 viraje 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.

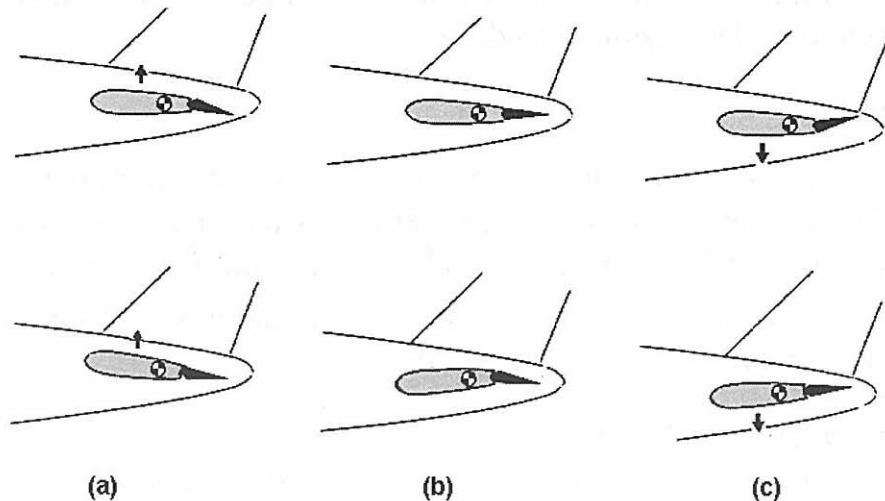


Fig. 35.25 Comparación de actuaciones del estabilizador móvil. La carga aerodinámica es la misma en las posiciones inferior y superior de los gráficos.

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 acondados 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 bieleta 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 del 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.

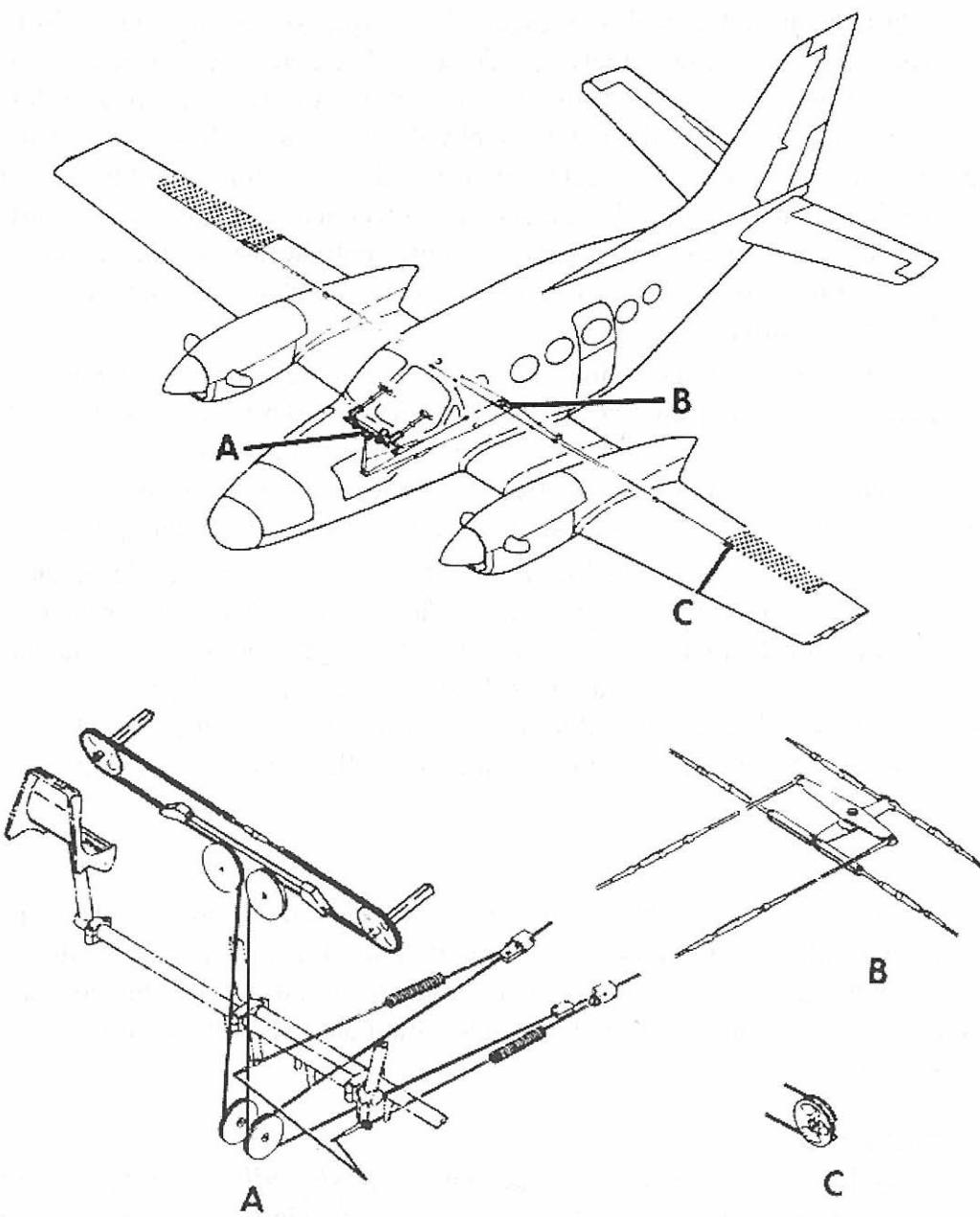


Fig. 35.26 Detalle de sistema mecánico de control de vuelo (conjunto de mando de ailerones).

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 tensor 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 “frenado 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 bieletas 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 empalan 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 00 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 martinete hidráulicos, válvulas de control y dispositivos mecánicos o eléctricos de conexión con el volante de mando.

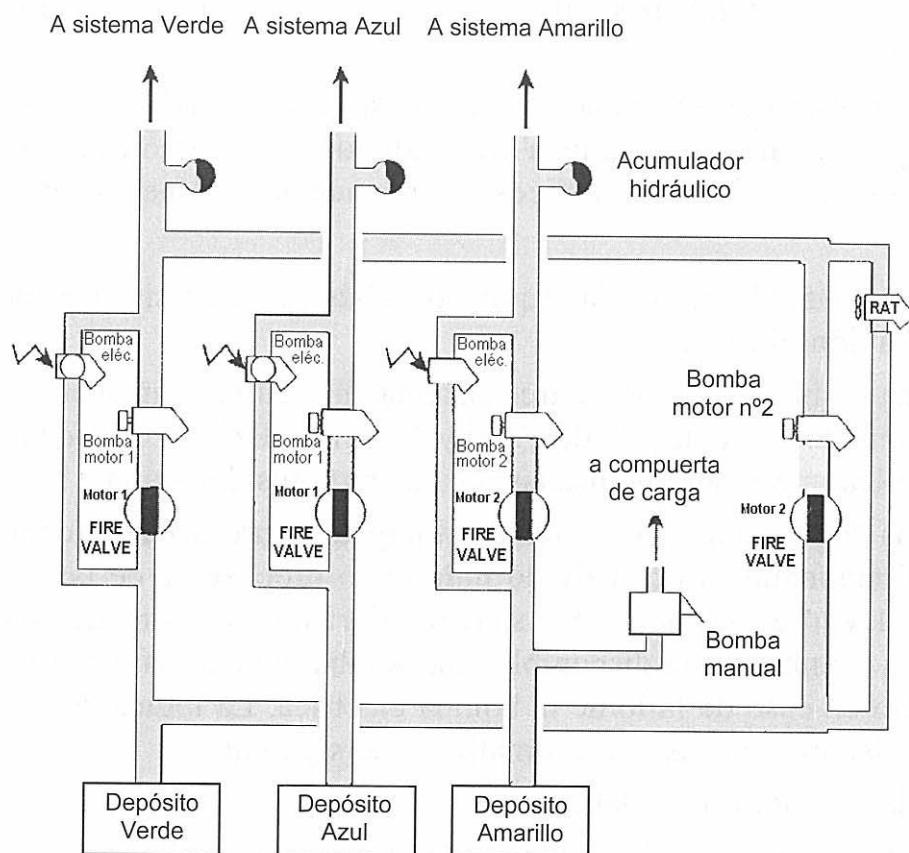


Fig. 35.27 Arquitectura básica de sistema hidráulico para avión bimotor. El sistema completo consta de tres sistemas hidráulicos independientes, en este caso denominados sistemas Verde, Azul y Amarillo. Existen cuatro bombas de presión hidráulica que son impulsadas por los motores del avión.

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 martinete en paralelo o martinete 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 martine-

¹ “The airplane must be shown by analysis, test, or both, to be capable of continued safe flight and landing after of 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 system 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 martinet 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 desplazamiento 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 martinets 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 martinets de la PCU.

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

b) Duplicidad de impulsión: martinets en paralelo y martinet en tandem.

En la primera configuración (“en paralelo”) hay dos martinets 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 martinet 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 alerones y los *spoilers* 2 a 6 de cada semiala. Por sencillez no está representada la actuación hidráulica de los *spoilers*, pero sí la de los alerones. Observe que cada alerón se impulsa por medio de un martinet 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 martinets para cada alerón es tipo “paralelo” (PCU con martinets 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 martinet que tiene dos émbolos colocados en el mismo vástago. En realidad, se constituye así un martinet con dos cilindros hidráulicos. Cada cilindro actuador es presurizado por una línea hidráulica independiente

Comparación de PCU en paralelo y en tandem

1. El martinet de la PCU en tandem tiene mayores dimensiones que los empleados en la PCU con martinets 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 martinets hidráulicos voluminosos, dado el amplio volumen interior en las superficies de control aerodinámicas y aledaños.

2. La PCU con martinets 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

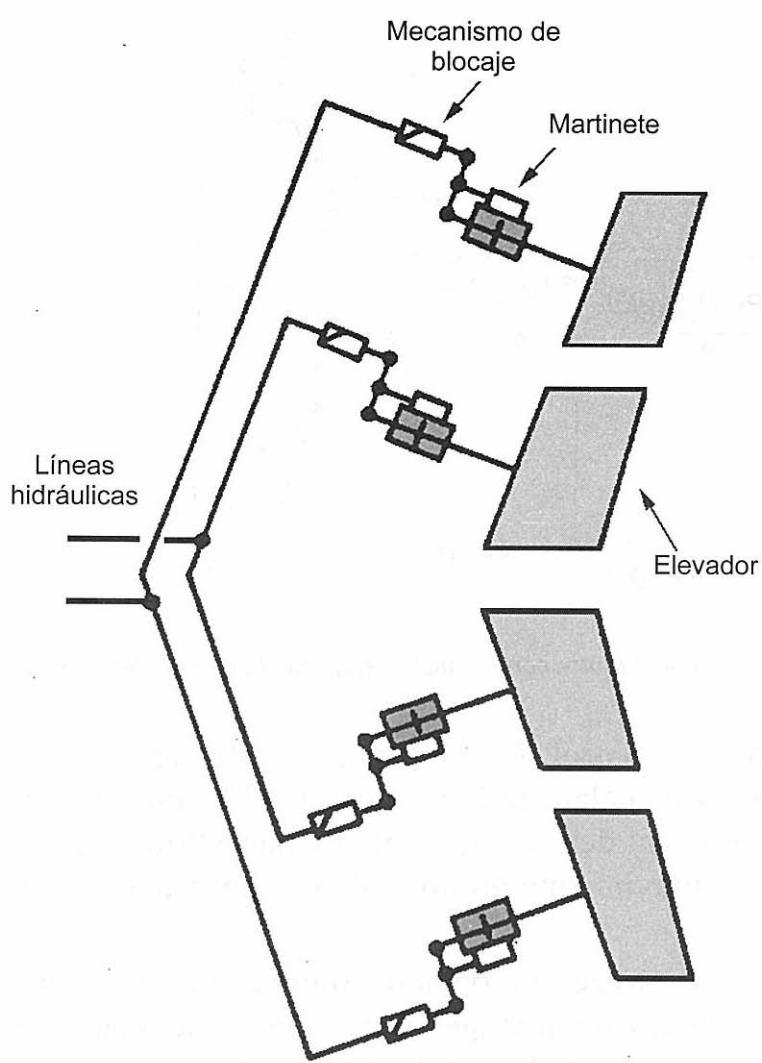


Fig. 35.28 La superficie total del elevador se ha dividido en dos parejas, una a cada lado del eje (redundancia por dualidad de superficies de control).

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

Movimientos de salida de la PCU

10.7 Hemos visto que cada martinetete 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 martinetete se desplazan a un lado y otro impulsados por la presión hidráulica. El extremo del vástago es el punto de conexión para la ma-

bombardero supersónico B-58 llegó a utilizar PCU con ¡12 martinetes! en paralelo, dada la estrechez del perfil aerodinámico de las superficies de control de vuelo). En relación con la PCU en paralelo advierta 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, sí 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 alerones, y por tanto en el caso de redundancia por duplicidad de superficies de control? La realidad es que el alerón 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 alerones en esta PCU en paralelo tiene un motivo aerodinámico

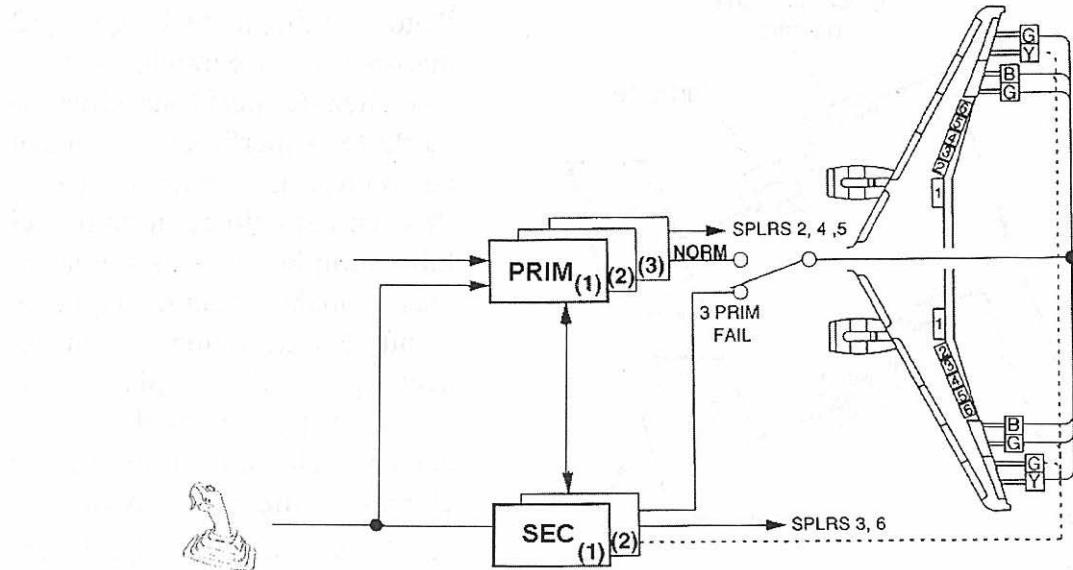


Fig. 35.29 Esquema de control lateral de avión bimotor con impulsión en paralelo de los alerones

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 y en 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 que está ganando impulso en su aplicación en las nuevas aeronaves de última generación, como medio principal de accionamiento de pequeñas superficies de control y otros sistemas y conuntos del avión.

No obstante el accionamiento hidráulico suele estar presente como medio principal de potencia de impulsión de grandes accesorios de a bordo.

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 roscado (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 roscado 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 roscado 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 han de contraponerse con los inconvenientes de aplicación.

a) Ventajas

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

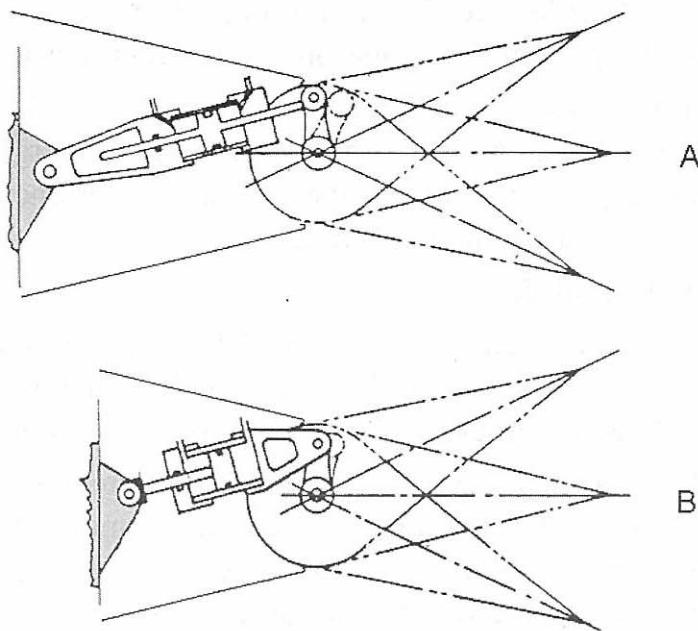


Fig. 35.30 El movimiento de salida de la Unidad de Control de Potencia (PCU) puede ser lineal o giratorio. La ilustración muestra dos ejemplos de movimiento de salida lineal

- 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, en los sistemas que precisan gran potencia de impulsión se emplean motores hidráulicos, mejor que eléctricos. En primer lugar por la mayor velocidad de desplazamiento de las superficies de control impulsadas por medios hidráulicos; en segundo lugar por su mayor relación potencia de accionamiento/peso, muy superior al sistema electromecánico.

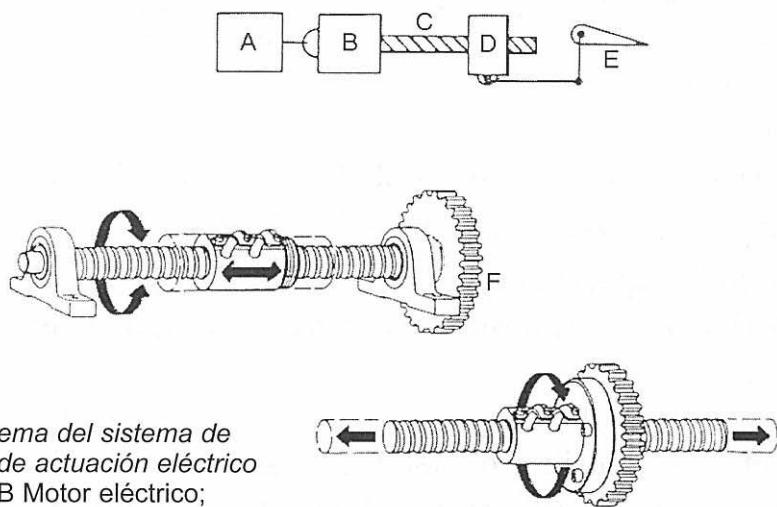


Fig. 35.31 Esquema del sistema de control con modo de actuación eléctrico

A Interruptor; B Motor eléctrico;
C Husillo; D Tuerca; E Superficie de control; F Corona dentada

11.4 El desinterés por los sistemas de potencia electromecánico empezó en tiempos de la II Guerra Mundial, con la superfortaleza volante *B-29*. 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-50*, 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 electromecánico como sistema de potencia principal. Están descritos 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 sexto 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.

En el futuro inmediato asistiremos con probabilidad a la extensión notable de potencia eléctrica en distintos sistemas del avión con impulsión hidráulica en la actualidad.

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 martinets 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 martinets 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).

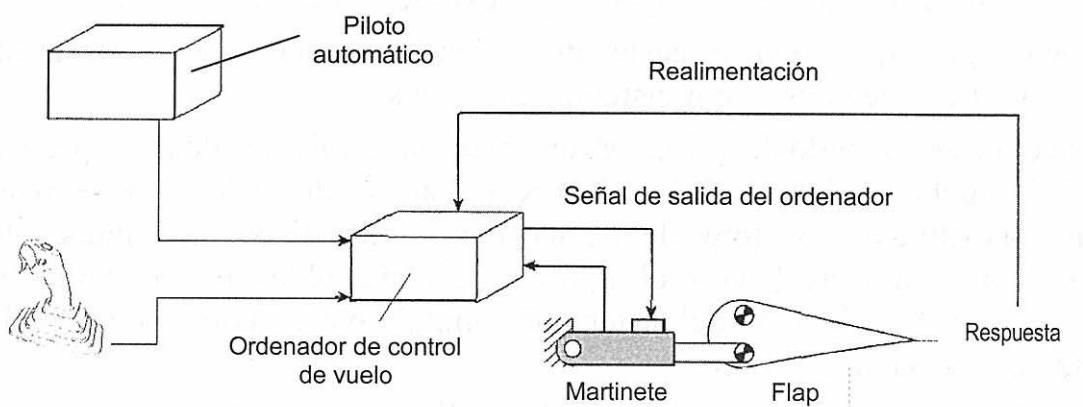
La simplicidad conceptual del sistema *Fly by Wire* es notable. Las señales eléctricas de mando se transmiten por cable, eliminando así toda una serie de conexiones mecánicas entre el volante de mando y los actuadores que accionan las superficies aerodinámicas de control de vuelo. Cada uno de los circuitos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

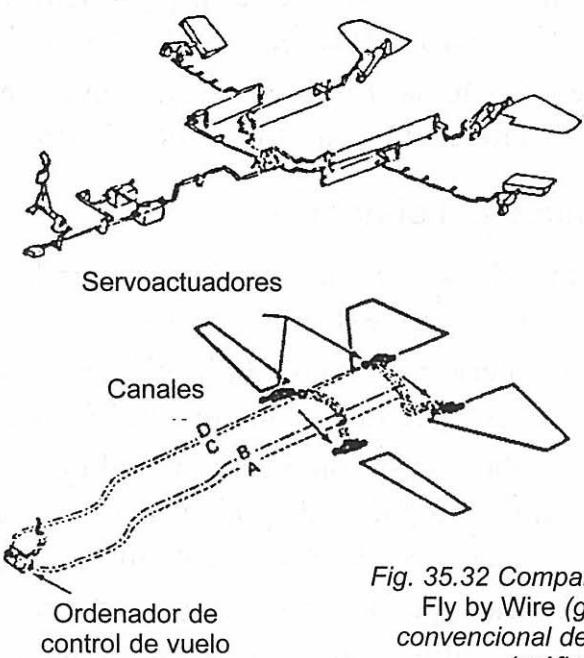


Fig. 35.32 Comparación entre el sistema Fly by Wire (gráfico inferior) y el convencional de mandos mecánicos (gráfico superior).

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-

maño 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

Conviene adelantar en este momento dos cuestiones de interés:

- Los ordenadores de a bordo se agrupan en categorías para procesar las leyes de pilotaje.
- El paso de una ley básica a otra del sistema se hace de forma automática y en función del número y de la categoría del fallo que se produce a bordo.

Ley de control Normal y sus modos

12.7 La ley de control Normal es el conjunto de relaciones de control de vuelo que se establecen para la operación del avión en condiciones normales. La ley admite, incluso, la presencia de un fallo simple en el sistema.

El fallo simple puede afectar a los detectores del propio sistema, al sistema de energía eléctrica, al sistema hidráulico del avión, e incluso a un ordenador de control de vuelo (ver el apartado siguiente “Ordenadores de a bordo”).

Desde el punto de vista operacional, que interesa en estos momentos, la ley de control Normal incluye los siguientes objetivos de control del avión:

- Compensación automática en cabeceo
- Compensación automática para el elevador en el curso de virajes hasta un cierto ángulo, normalmente 33°
- Coordinación de virajes
- Amortiguamiento del balanceo del holandés
- Disminución del resbalamiento
- Protección frente a señales de entrada realizadas por el piloto que sitúan el avión fuera de la envolvente de vuelo, además de protección frente a cargas estructurales que exceden ciertos límites.

Valores normales de protección son para cargas de $+2g$ a $-1g$, con el avión en configuración limpia, y de $2g$ a $0g$ con dispositivos de hipersustentación extendidos.

12.8 La ley de control Normal tiene tres Modos, que estudiamos brevemente a continuación.

a) Modo de vuelo

Es la parte de la ley que establece los objetivos para los ejes lateral y longitudinal del avión.

1) Eje lateral

La ley establece que el desplazamiento del órgano de mando (minipalanca o volante) origina el cambio de la carga vertical del avión.

Por consiguiente, esta parte de la ley elabora órdenes para que el desplazamiento de la minipalanca se traduzca en un cambio de la trayectoria de vuelo.

Cuando se suelta la minipalanca, el avión mantiene la trayectoria conseguida sin necesidad de posterior compensación.

2) Eje longitudinal

El desplazamiento de la palanca inicia el régimen de balanceo. La petición de maniobra en balanceo, que inicialmente es de velocidad de inclinación, se convierte de forma automática en petición de ángulo de inclinación. Los ordenadores elaboran las órdenes de mando para inclinar el avión en el ángulo resultante, vía alerones y timón.

Si el ángulo de inclinación no es alto, digamos no es superior a 33°, la inclinación del avión se mantiene cuando se suelta la palanca.

Hay sistemas donde la petición de maniobra según el eje longitudinal es directamente de ángulo de inclinación y no de velocidad de la misma. Por ejemplo, en aviones que no tienen la gran inercia de los grandes "jumbos".

La presión sobre los pedales en este modo da lugar a resbalamiento e inclinación. Tanto uno como otro se estabilizan automáticamente si la palanca de mando está libre.

La ley C*U

Como hemos visto, una de las ventajas principales del pilotaje por mando eléctrico es que permite la elaboración de leyes de control de vuelo. Esto significa que la relación lineal y directa entre los mandos de vuelo y las superficies de control, propia de los sistemas convencionales, es sustituida por rutinas de cálculo. Las rutinas interpretan la entrada que efectúa el piloto en los mandos como petición o demanda de la respuesta que debe dar el avión. A partir de aquí el sistema desplaza las superficies de control de vuelo hasta que se obtiene la demanda. Si la palanca se suelta el avión vuelve a 1g, valor corregido según la actitud del avión en cabeceo e inclinación.

La denominación técnica que recibe la ley más avanzada de control del avión en profundidad es C*U (se lee C–estrella–U). Es, en realidad, un código–programa que controla la demanda de maniobra en cabeceo. C*U es el término que emplean los especialistas en control de vuelo para describir la relación que existe entre el régimen de cabeceo del avión y el factor de carga de maniobra.

La variable de control dominante en las relaciones C*U para bajas velocidades de vuelo es el régimen de cabeceo del avión. Cuando aumenta la velocidad del aire la variable principal es el factor de carga.

El término U introduce un parámetro de estabilidad de la velocidad del avión. La lógica que incorpora esta parte de la ley tiene en cuenta la variación de la velocidad del aire en relación con la velocidad ajustada tras la compensación. La variación de esta velocidad (o el cambio de la configuración del avión) dará lugar a la variación de la actitud de cabeceo para mantener la velocidad constante.

b) Modo de tierra

El Modo de tierra está disponible antes del despegue (V_{LOF}) y después del contacto de las ruedas con la pista.

En este Modo existe relación directa entre la posición de la palanca/volante de mando y pedales, y las superficies de control.

Tras el despegue, o bien en la trayectoria inversa, próximo el contacto del avión con la pista, se mezclan proporcionalmente los modos de vuelo y de tierra para efectuar una transición suave.

c) *Modo de aterrizaje*

Este Modo es en realidad una ley especial de pilotaje, que estudiaremos más adelante. Digamos, de momento, que la señal de entrada del piloto introduce un incremento de la actitud del avión en cabeceo, hasta un valor de referencia. El incremento es función de la señal de altura que proviene del radioaltímetro.

Todo ello es consecuencia de la occultación que la ley C*U hace del efecto sueño (véase el apartado 12.15).

Ley de control Alternativo y sus modos

12.9 Representan el conjunto de rutinas automáticas de vuelo preparadas para ejecución en el supuesto de las siguientes circunstancias:

- Presencia de averías en número superior a los máximos permitidas en la ley de control Normal.
- El avión entra también automáticamente en esta ley cuando las averías no son, por su número o importancia, suficientes para conducir al sistema a los procedimientos de la ley de control Directo.

En los dos casos citados, el sistema de pilotaje pasa automáticamente a esta condición alternativa o intermedia.

Se establece en diseño que la probabilidad de entrada del avión en las leyes de control Alternativo es de 10^{-5} /hora de vuelo.

Bien entendido, la entrada del sistema en los procedimientos alternativos ocasiona ciertas pérdidas en el automatismo de control de vuelo y en los niveles de protección que proporciona el sistema.

No obstante, conserva un gran número de las características presentes en la ley de control Normal.

12.10 La ley de control Alternativo tiene también tres modos.

Los modos de tierra y de aterrizaje no varían respecto a los vistos en el caso de la ley de control Normal.

En el Modo de vuelo hay degradación de funciones, que dependen del avión, de la velocidad del mismo en un instante determinado y de la configuración actual.

Ley de control Directo y sus modos

12.11 Es el modo inferior del sistema. Más allá de la ley de control Directo sólo existe, en su caso, un sistema de emergencia de respaldo mecánico. Normalmente el sistema de respaldo funciona en dos ejes del avión.

La probabilidad (diseño) de entrada del avión en este modo es de 10^{-7} /hora de vuelo. La existencia (usual, en la práctica) de sistema mecánico de respaldo permite el control lateral y longitudinal del avión en el caso de fallo completo de energía eléctrica.

12.12 La ley de control Directo, de nuevo, tiene tres modos.

Los Modos de tierra y de aterrizaje no varían respecto a los vistos en el caso de la ley de control Normal.

En el modo de vuelo hay relación directa entre la posición de la minipalanca/volante de mando y las superficies de control.

El piloto se conecta directamente a las superficies de control de vuelo, de manera que existe relación directa entre la posición de los órganos de mando y las superficies aerodinámicas. Todas las protecciones de vuelo se pierden y la compensación se realiza de forma manual.

Se pierden todas las protecciones del sistema.

Reconfiguración de las leyes de control

12.13 Las leyes de control se reconfiguran de forma automática en caso de averías en el sistema.

La Fig. 35.33 muestra el esquema de reconfiguración. Los puntos claves del algoritmo de reconfiguración son éstos:

- La ley de control Normal no se pierde después de un fallo simple en el sistema.
- De acuerdo con el número y la naturaleza de los fallos subsiguientes se produce el cambio automático desde la ley de control Normal a la Alternativa, o a la de control Directo.

Leyes especiales de pilotaje

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

Las leyes especiales pueden afectar a la práctica totalidad de aviones que se pilotan por mando eléctrico, o bien a un grupo determinado de ellos.

Ejemplo del primer caso es la ley de aterrizaje, que modifica la ley Normal C*U de cabeceo del avión. Puesto que la ley C*U o sus variantes es seguida prácticamente en todos los aviones.

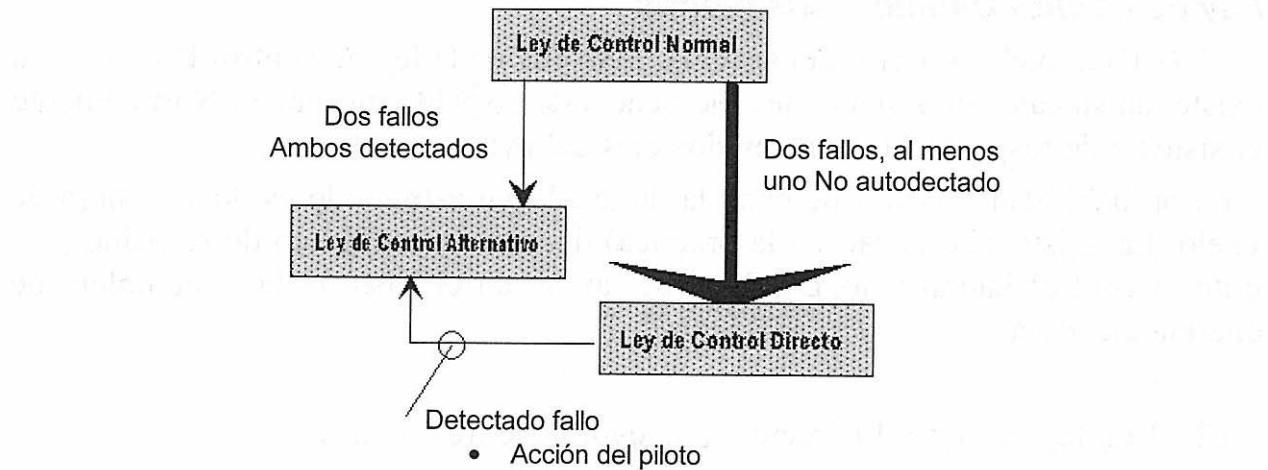


Fig. 35.33 Esquema de reconfiguración de las leyes de pilotaje

mente por todos los sistemas, quiere decirse que la ley de aterrizaje afecta a la totalidad de los aviones.

Ejemplos del segundo caso se aplican en los últimos aviones que han entrado en el mercado, por ejemplo *A340*. Tienen implementadas leyes especiales para disminuir el riesgo de contacto de la cola del avión con la pista durante la rotación, o para mejorar la actuación en el despegue.

Dentro de las leyes especiales de pilotaje hay que considerar las protecciones de vuelo.

Ley de aterrizaje

12.15 El modo de vuelo en cabeceo de La ley de control Normal C*U enmascara y oculta el efecto suelo (la Nota al pie de página contiene una breve referencia del tema). La ocultación del efecto es tal que induciría al piloto a la maniobra de “picar” para posar el avión en la pista.

Por esta razón se ha introducido la ley especial de aterrizaje. La ley modifica las rutinas básicas de la ley Normal (cabeceo) cuando el avión se encuentra a una determinada altura de la pista.

Las rutinas de la ley se activan cuando el avión desciende a 50 pies sobre la pista. La actitud del avión en este momento se memoriza en el ordenador y es la referencia inicial para la posición de cabeceo. Técnicamente, el cambio se explica así: el algoritmo de demanda de control de maniobra que se hace en el Modo de vuelo normal (C*U) pasa, según la ley de aterrizaje, a demanda de control de *actitud* del avión. De ahí que se memorice ésta al paso por 50 pies, actitud que se mantiene hasta 30 pies.

Por debajo de 30 pies la actitud de referencia cambia progresivamente hasta llegar a -2° (proa abajo), situación que invita al piloto a tirar de la palanca para compensar y restituir de esta forma el efecto suelo convencional.

12.16 La ley especial de aterrizaje, que se puso a punto después de un proceso laborioso de comparación y experimentación, consigue los siguientes objetivos:

- Como se ha dicho, restaura para el piloto la sensación del avión entrando (o saliendo) del efecto suelo.
- Prevenir, mientras tanto, la entrada del avión en un régimen de descenso excesivo.
- Uniformidad de respuesta en cualquier situación de peso y centrado del avión.
- Permitir, si es necesario, el empleo total de los dispositivos de hipersustentación.
- Facilitar, si es el caso, la transición suave para “Motor y al aire”.

Ley de V_{MCG} (Velocidad mínima de control en el suelo)

12.17 Es una ley que se ha implementado para mejorar la actuación de los aviones de gran radio de acción cuando operan, por circunstancias ocasionales o comerciales, en rutas de baja densidad, normalmente en pistas cortas. La actuación del avión de gran inercia en estas pistas está supeditada, la mayor parte de las ocasiones, al valor mínimo de la velocidad de control en el suelo V_{MCG} . Ello es así ante la necesidad de compensar el momento de guiñada que introduce la parada de un motor marginal (motor crítico). En este caso, no lo olvidemos, coincide el hecho de la gran inercia del avión, un factor que podría retrasar el reconocimiento físico de la parada del motor por parte del piloto.

La ley de V_{MCG} introduce⁽¹⁾ artificialmente un incremento de momento de guiñada contrario al que provoca la parada de motor. El momento contrario se efectúa desde luego con el timón, pero se incrementa mediante la extensión en la misma semiala de “spoilers” y ailerones, desplazados en sentidos opuestos. Las superficies que colaboran en la creación del momento de guiñada contrario se extienden automáticamente cuando el piloto actúa con decisión en el pedal, para compensar la guiñada provocada por la parada del motor.

El "efecto suelo" es, en realidad, un conjunto de varios fenómenos aerodinámicos que afectan al avión en vuelo cerca del suelo, o próximo a la superficie del mar. Influye en la estabilidad longitudinal del avión al disminuir el flujo ascendente y descendente del aire que rodea el avión. La acción que el viento ejerce sobre el plano horizontal de cola es la disminución del ángulo de "Downwash", el ángulo descendente de la corriente. El aire, entonces, incide en el estabilizador horizontal con un ángulo (negativo) más pequeño, de manera que la carga aerodinámica de la cola disminuye. La proa del avión tiende a bajar, y el piloto debe contrarrestar esta tendencia tirando hacia atrás de la palanca. Cuando el avión sale del efecto suelo sucede lo contrario. El efecto suelo aparecer normalmente cuando el avión vuela a una altura equivalente al 20% de la envergadura del ala.

La sustentación del avión aumenta cuando entra en la zona de "efecto suelo". El incremento se sitúa en torno al 10%. Además, la resistencia aerodinámica disminuye. La razón de este comportamiento reside en el "enderezamiento" general de la corriente de aire alrededor del avión. Puesto que el enderezamiento de la corriente de aire supone una fuerza vertical de sustentación más recta, digamos menos inclinada, la resistencia aerodinámica disminuye también porque es menor la resultante aerodinámica que actúa como fuerza de arrastre. La parte de resistencia aerodinámica que disminuye cerca del suelo es la resistencia inducida, la debida a los torbellinos del ala. El avión necesita menos potencia o empuje para volar dentro del efecto suelo, algo que han aprovechado muchos pilotos de aviones de hélice en largos vuelos sobre el océano, en situaciones de guerra y de paz.

Normalmente, además de una presión determinada sobre el pedal de dirección deben cumplirse y coincidir una serie de condiciones lógicas previas a la extensión de las superficies de control citadas.

Ley de V_{MU} (Minimum unstick speed)

12.18 La ley de V_{MU} es un procedimiento de optimización de actuaciones del avión durante la rotación.

Conforme a la normativa vigente, V_{LOF} debe ser 1,1 veces (1,05 con un motor inoperativo) la velocidad “unstick” (V_{MU}). V_{MU} es la velocidad (CAS) mínima del avión a partir de la cual las ruedas pueden dejar el suelo, e iniciarse un ascenso positivo. V_{MU} depende, desde luego, de la capacidad de sustentación del avión, pero también, y de forma indirecta, de la posible interferencia o contacto de la cola del avión con el terreno cuando realiza la rotación. La interferencia de la cola puede limitar el ángulo de rotación utilizable y con ello la capacidad máxima de sustentación en dicho momento, con independencia del C_L de los dispositivos de hypersustentación de que está dotado el avión. Ver una breve introducción de esta problemática en la Fig. 35.33a.

La velocidad V_{MU} es de particular interés en los modelos de aviones que tienen sucesivas series con fuselaje alargado (*stretched*), de los cuales hay un buen repertorio en el mercado: *Airbus* (*A321, A330–300, A340–300*) y *Boeing* (*Boeing 737–800, 777–300*), entre muchos otros. Con el fin de impedir el contacto de la cola con la pista un avión de este tipo puede estar limitado en despegue por la actitud del fuselaje durante la rotación más que por la capacidad máxima de sustentación disponible. Una situación de este tipo, no hay que decirlo, conduce a un avión con una velocidad V_{MU} mayor que la deseable, pues necesita mayor carrera de despegue.

La ley de V_{MU} es de hecho un programa de estabilidad del avión en cabeceo para realizar la rotación del avión sin que la parte posterior del fuselaje haga contacto con la pista. El máximo provecho de la ley de V_{MU} se obtiene cuando el avión dispone de un tren de cajetón de palanca (*bogie basculante*) que vimos en la Fig. 34.12. En efecto, la posibilidad de mantener sobre el suelo las ruedas posteriores del bogie mientras éste pivota hacia arriba es una solución efectiva. Permite conseguir la actitud del avión deseada y distancia entre el suelo y la parte inferior de cola del fuselaje.

Funciones de protección de vuelo

12.19 En torno a la ley de control Normal de vuelo se articula un conjunto de programas especiales cuya función primordial es mantener el avión dentro de la envolvente de vuelo.

¹Recordemos en este momento que V_{MCG} es aplicable durante la carrera de despegue, y es la velocidad (CAS) mínima que permite controlar el avión con el uso exclusivo del timón de dirección cuando falla el motor crítico, sin emplear el sistema de dirección en tierra. Se impone para su determinación la limitación ya señalada de 68 kg. (150 lb) de fuerza en el pedal. Además, el avión no debe desviarse lateralmente más de 30 ft desde que se produce el fallo del motor crítico hasta completar la maniobra de recuperación, usando técnicas de pilotaje normales.

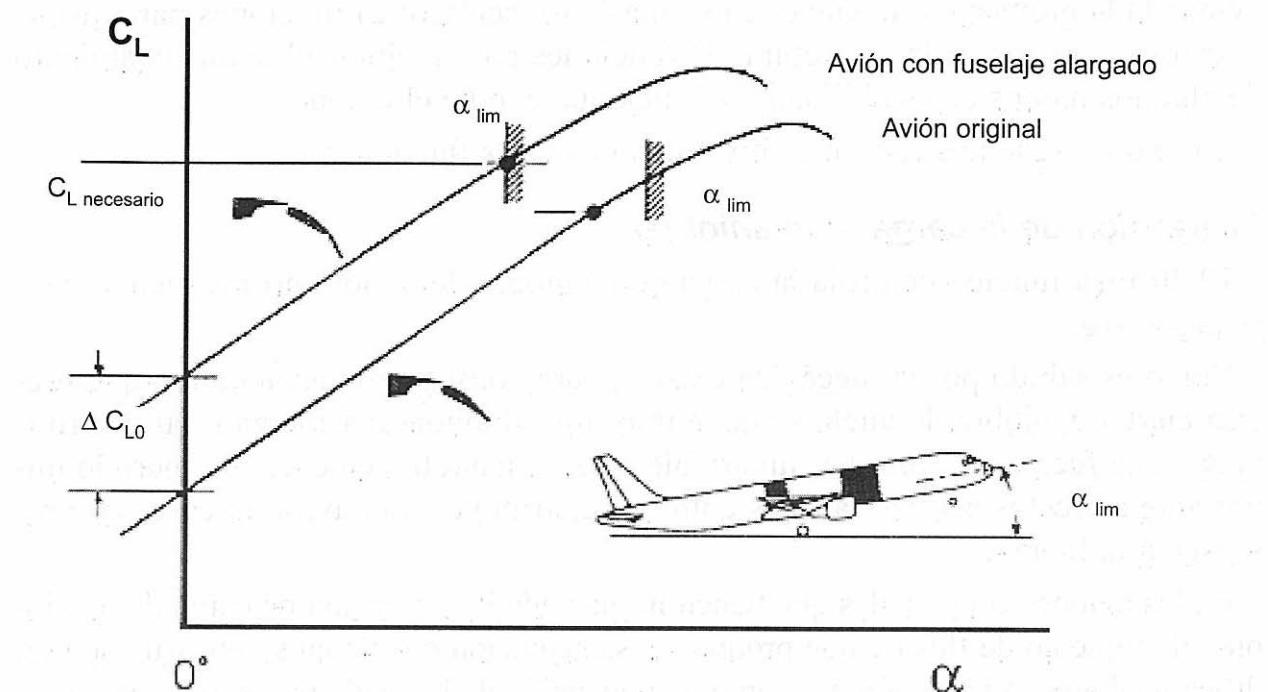


Fig. 35.33a En los aviones con fuselaje alargado, como el del esquema, con dos "rodajas", se pretenden las mismas actuaciones en la pista (despegue y aterrizaje) que su predecesor, el avión "abuelo". El fuselaje alargado disminuye a rotación original en unos 2° , de manera que el avión está obligado a conseguir la sustentación que precisa con menor ángulo de ataque. Por lo común es necesario adoptar un flap más sofisticado que en el avión base original, con dos o más ranuras, y un incremento de empuje para satisfacer los requisitos de ascenso y la mayor resistencia aerodinámica total.

Este conjunto de leyes recibe el nombre de protecciones de vuelo.

Las leyes de protección de vuelo no implican limitación de la autoridad del piloto. Quiere decirse que el mando total del avión se mantiene en todos los puntos de la envolvente normal de vuelo. Lo que sucede es que los ordenadores están programados para que, con independencia de la señal de entrada introducida en la palanca, se protege la entrada del avión en ciertas maniobras. Sólo en este sentido de protección hablamos en el texto de "disminución" de la autoridad del piloto.

Las maniobras siguientes forman parte del catálogo de protecciones:

- Factor de carga excesivo que puede dañar la estructura (protección de carga de maniobra y alivio de cargas por ráfagas de aire).
- Entrada en pérdida.
- Velocidad del aire que excede límites operativos.
- Actitudes excesivas del avión en profundidad e inclinación.

Además de estas funciones típicas de protección de vuelo se introducen otras relacionadas con la mejora de la estabilidad dinámica. Una función de este tipo que introduce el *Airbus A340* es la de antiturbulencia, que describimos someramente más adelante.

Si se observa con detenimiento la explicación anterior se puede concluir que las leyes especiales introducen funciones que afectan a tres campos distintos del

avión: 1) la protección de vuelo, en su más puro sentido; 2) funciones para disminuir los esfuerzos en la estructura; 3) funciones para mejorar el amortiguamiento de algunos modos de estabilidad dinámica que exhibe el avión.

En lo que sigue nos referimos brevemente a estas funciones.

Protección de la carga de maniobra

12.20 Esta función controla la carga de maniobra del avión, normalmente entre $+2,5g$ y $-1g$.

Como es sabido por la mecánica clásica, para conseguir la aceleración que precisa cierta maniobra de vuelo se debe imprimir al avión una fuerza total determinada. Esta fuerza ($F = m \cdot a$) es invariable para la maniobra en cuestión, pero lo importante a efectos estructurales es cómo se distribuye en el avión la carga que representa la fuerza.

En los aviones comerciales que tienen implantada la protección de carga de maniobra, el momento de flexión que produce la sustentación del ala en su encastre se modifica mediante la variación del punto de aplicación de la resultante aerodinámica (es decir, variando el centro aerodinámico). Esto se explica gráficamente en la Fig. 35.34. El gráfico (b) de la ilustración refleja cómo el centro aerodinámico del ala se desplaza hacia el interior en el momento en que actúa el sistema de protección. La distribución de la sustentación sobre el ala se modifica por completo, como refleja el gráfico (a). En definitiva, el momento flector en el ala (c) disminuye en el encastre debido a que la resultante de la sustentación actúa con un brazo más pequeño.

En el *Airbus A330* y *A340* es posible efectuar un “tirón” rápido, hasta $2,5g$. Para reducir la carga de esta maniobra los alerones se desplazan hacia arriba y los tres spoilers exteriores se extienden para cargas superiores a $2g$. Como el movimiento de estas superficies origina un momento de cabeceo del avión (proa arriba) es necesario que el elevador compense esta actitud del morro.

Alivio de cargas debidas a ráfagas

12.21 Al contrario de lo que sucede en el avión comercial, la estructura del avión de combate está limitada normalmente por el factor de carga. En este tipo de avión suele tener poca relevancia la carga que introducen las ráfagas de aire, excepto en situaciones muy concretas y límites de vuelo.

En el avión comercial, ya lo vimos en el Capítulo 1, las ráfagas de aire dominan los extremos de la envolvente de vuelo.

Las ráfagas ascendentes son las más importantes desde el punto de vista estructural del ala. Inducen fuerzas de sustentación adicionales a las que ya está produciendo el ala.

La protección frente a las cargas inducidas por ráfagas se caracteriza por la rapidez de respuesta, dado que la carga se introduce también de forma súbita. La función consiste, ver Fig. 35.35, en contrarrestar la carga que induce la ráfaga me-

diante la extensión de alerones y spoilers. El elevador se modifica de acuerdo con la demanda de movimiento que realizan estas superficies.

LAF tiene dos estados posibles: activa e inactiva. La función se activa cuando la diferencia de factor de carga entre la demanda que hace el piloto y la real del avión es superior a $0,3g$. En este caso se producen estos acontecimientos:

- Los alerones se desplazan de modo simétrico hacia arriba. Si hay demanda previa de alerones, éstos suben a un máximo adicional de 10° .
- Extensión simétrica de cierto número de spoilers. Si hay demanda previa de *spoilers*, éstos se extienden a un máximo adicional de 25° .

La función LAF, como es lógico, se inhibe en circunstancias determinadas de operación, por ejemplo cuando el mando de flaps no está en posición neutra. El sistema pasa a la condición inactiva cuando transcurren 0,5 segundos con aceleración inferior al umbral ya citado.

Hay aviones que tienen implementada una función muy similar a LAF, denominada FLE (*Fatigue Life Enhancement*). FLE no está dirigida a reducir las cargas que impone la presencia de ráfagas muy fuertes en la estructura del ala, sino las debidas a ráfagas de mayor frecuencia pero de menor intensidad. FLE está implementada en el transporte militar C-5A, para aumentar la vida de fatiga de la aeronave, puesto que este tipo de carga afecta de forma importante a la fatiga del material.

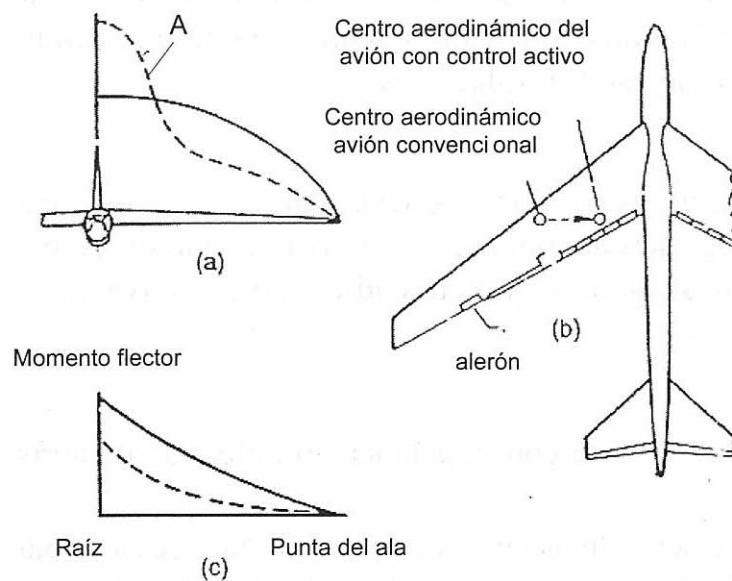


Fig. 35.34 Función de protección de carga de maniobra. En líneas de puntos (A) distribución de la sustentación y momento flector del ala con la función de protección activada.

Protección de ángulo de ataque alto

12.22 Es la función que protege de la entrada en pérdida. Concede la capacidad para alcanzar y mantener un valor alto del coeficiente de sustentación C_L , con la palanca completamente atrás, sin exceder el ángulo de ataque de pérdida.

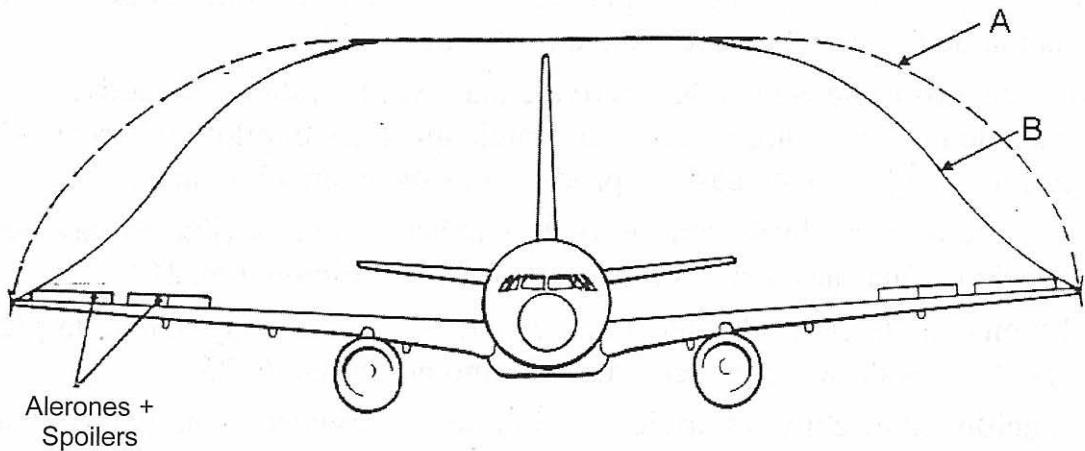


Fig. 35.35 Función Load Alleviation Function (LAF), o alivio de cargas debidas a ráfagas.

A Distribución de la carga de sustentación con la función LAF desactivada

B Distribución con la función LAF activada

La Fig. 35.35a, gráfico de la izquierda, muestra las zonas en que se divide el campo operativo de ángulo de ataque.

Alpha protection (α_{prot})

Es el máximo ángulo de ataque que puede alcanzarse con la palanca libre. La compensación automática del avión finaliza en este punto. (No tiene sentido práctico volar largas distancias a velocidad tan baja.) También en este punto se retraen los frenos aerodinámicos en el caso de estar desplegados.

Alpha floor (α_{floor})

Es el ángulo de ataque que activa gases automáticos (*auto-throttle*) aunque este sistema se encuentre en OFF. El régimen de empuje que activa la función de protección es TOGA (*Take-off and Go Around*). Condición adicional de activación es una altura superior a 100 pies.

Alpha max (α_{max})

Es el máximo ángulo de ataque alcanzable con la palanca completamente atrás.

12.22a La protección de ángulo de ataque alto actúa a través del elevador desde el punto de vista mecánico. Cuando el ángulo de ataque sobrepasa α_{prot} el elevador abandona su modo de operación normal y pasa al de protección, donde el ángulo de ataque del avión es proporcional al desplazamiento de la palanca (petición directa de ángulo de ataque y no de introducir una carga vertical en el avión de acuerdo con la ley C*). El ángulo de ataque máximo (3° a 5° inferior al de pérdida) no se puede exceder, aunque la palanca se lleve completamente atrás.

Para explicar la protección desde el punto de vista operacional supongamos que el avión se desacelera, con la palanca libre, mandos de gases en ralentí, y nivelado, Fig. 35.35b. La

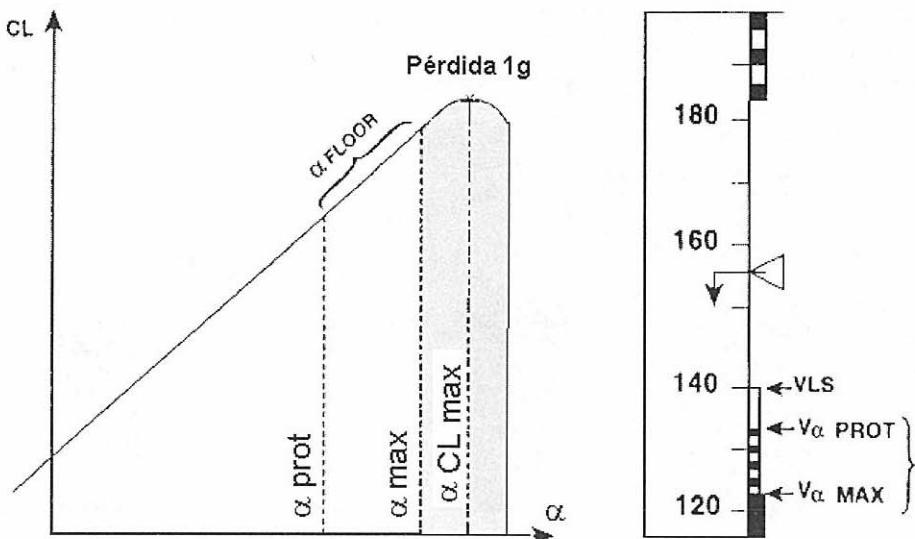


Fig. 35.35a Función de protección de ángulo de ataque alto.

A la izquierda zonas de división del campo operativo del ángulo de ataque. Cuando se alcanza el valor α_{prot} se produce cambio de modo, en el curso del cual el desplazamiento de la palanca es una petición directa de ángulo de ataque y no de introducir carga vertical en el avión. Esto sucede desde α_{prot} hasta α_{max} . El valor α_{max} no se puede exceder aunque la palanca se sitúe completamente atrás. Si se suelta la palanca el avión retorna a α_{prot} . La zona α_{floor} es una banda donde se activan gases automáticos (*autothrottle*) si coinciden ángulos dentro de la banda y altura superior a 100 pies.

ley de control Normal en cabeceo mantiene el avión nivelado hasta alcanzar la velocidad normal mínima V_{LS} . En este momento se debe tomar una decisión para impedir la desaceleración progresiva del avión. Si no se adopta acción, el avión continúa la desaceleración hasta alcanzar α_{prot} . El avión entra en la fase de protección.

Admitimos que el piloto sigue sin adoptar acción de control. En este caso el avión entra en un descenso con el fin de mantener α_{prot} y la velocidad que corresponde a este ángulo de ataque.

Cuando el piloto tira de la palanca hacia atrás para interrumpir el descenso y conseguir el vuelo nivelado su petición es por un mayor ángulo de ataque, alcanzando α_{floor} y por tanto se activan gases automáticos, el avión asciende y se obtiene $V_{\alpha floor}$ si la palanca está libre. Tirando de la palanca completamente hacia atrás se intercambia de forma inmediata velocidad por incremento adicional de régimen de ascenso, alcanzando $V_{\alpha max}$. La parte de recha de la Fig. 35.35b muestra la última situación.

Dos notas adicionales de análisis son oportunas en este momento:

- Obsérvese que la protección de ángulo de ataque alto es, típicamente, de carácter aerodinámico, y entra en juego el empuje de los motores por su influencia en la trayectoria de vuelo. En sentido matemático diríamos que es una ley donde se mezclan factores aerodinámicos y energéticos, con el fin de mantener la velocidad mínima normal del avión en V_{LS} o superior a ella. De hecho la activación de la alarma de baja velocidad ("SPEED-SPEED") no es otra cosa que la detección de un avión con bajo

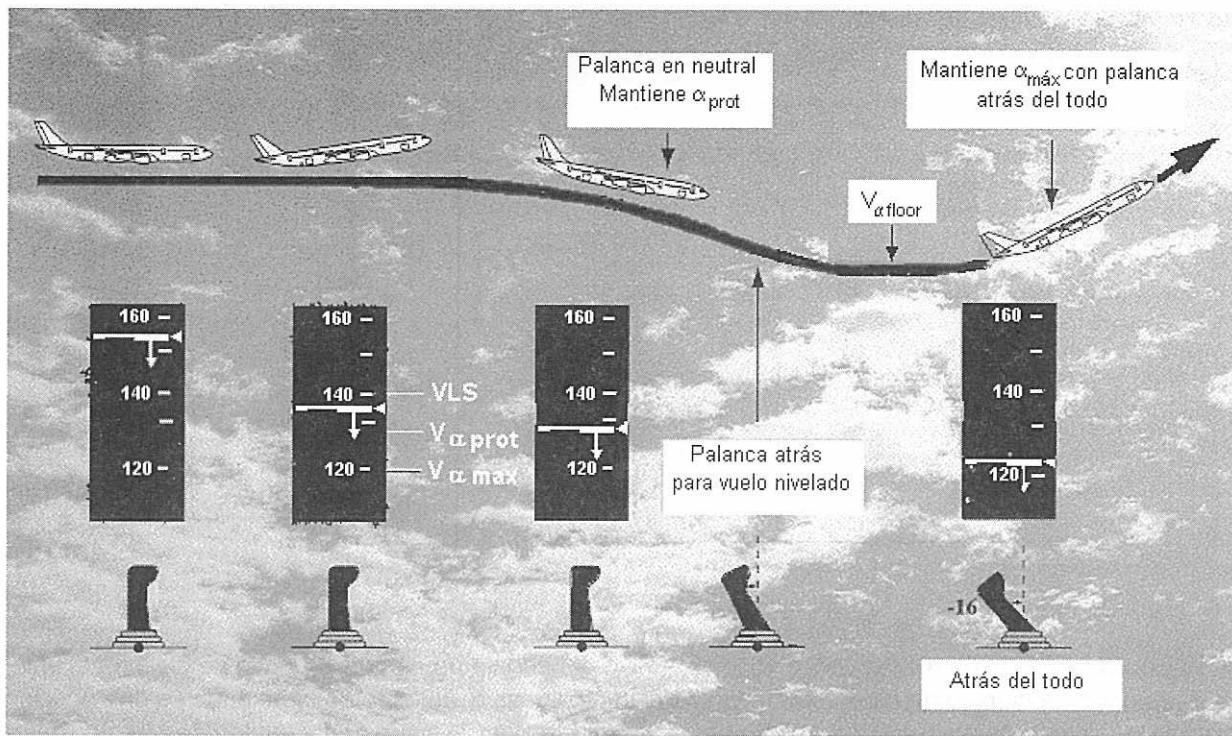


Fig. 35.35b Funcionamiento de la protección de ángulo de ataque alto.

nivel de energía, o dicho de otra forma, un avión donde la suma algebraica de su velocidad, aceleración y ángulo de la trayectoria de vuelo alcanza valores mínimos.

- La protección de ángulo de ataque permite la actuación natural del piloto en el curso de una emergencia con maniobra evasiva (riesgo de colisión, cizalladura del viento, etc.), véase la Fig. 35.35c. El piloto en el avión convencional está obligado a encontrar el mejor régimen en cabeceo (digamos 3° por segundo) y ángulo de ataque óptimo (próximo al *stick shaker*) para efectuar su maniobra de escape en medio de la tensión del momento. En el avión con protección todo ocurre de forma más intuitiva: palanca completamente atrás.

Protección de alta velocidad

12.23 Es la función que protege al avión de superar la velocidad máxima operativa V_{MO} o M_{MO} . A título de ejemplo citamos valores típicos de protección: La activación se inicia con valores de $V_{MO} + 6 \text{ kt}$ y $M_{MO} + 0,01$.

La activación de la función produce disminución de la autoridad del piloto para bajar la proa. La protección de alta velocidad actúa a través del movimiento progresivo del elevador, hasta introducir un máximo de carga vertical de 0,1g. El resultado final es que la máxima velocidad estabilizada que puede alcanzar el avión con la palanca adelante es $V_{MO} + 15 \text{ kt}$ y $M_{MO} + 0,04$.

Protección de actitud en cabeceo e inclinación

12.24 La primera es una función que disminuye la autoridad en condiciones extremas en cabeceo. El resultado es que queda limitada la actitud de proa arriba del avión (típicamente 15°), y de proa abajo (25° o 30°, según la velocidad).

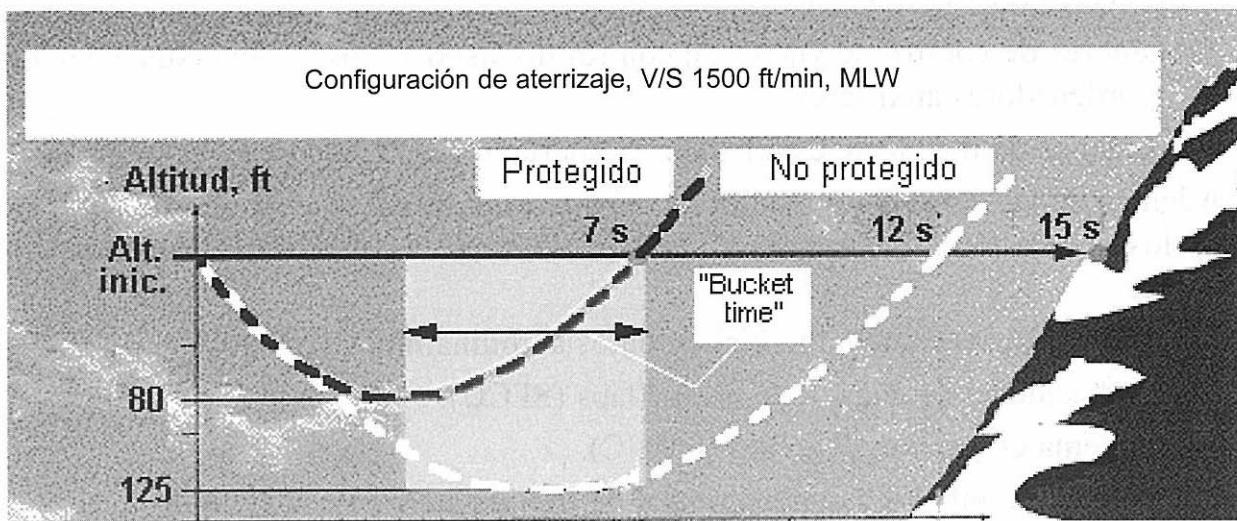


Fig. 35.35c Trayectorias de escape en aviones con y sin protección de ángulo de ataque alto.

La ilustración recoge las trayectorias típicas de vuelo a partir de la activación de la alarma "CAUTION, TERRAIN" del GPWS (Ground Proximity Warning System) para una aproximación con alta velocidad vertical. La alarma "CAUTION, TERRAIN" se activa unos 15 segundos antes de la posible colisión, aunque el valor exacto depende de la configuración del terreno. En el avión convencional se precisa gran entrenamiento y habilidad para conseguir la maniobra de evasión apropiada. En principio hay que establecer el régimen adecuado de rotación del avión para interrumpir el descenso, y más tarde controlar el ángulo de ataque de pérdida.

En el caso del avión con protección de ángulo de ataque alto la acción es simple: echar la palanca completamente atrás y mantenerla allí para conseguir α_{\max} y empuje TOGA (Take-Off and Go Around). Esta maniobra, a tan baja velocidad y cerca de la pérdida, es prácticamente imposible reproducirla de forma manual. Obsérvese la diferencia de "Bucket time" en una trayectoria y otra.

(Nota.— "Bucket time" es el tiempo que transcurre entre el instante que el avión interrumpe el descenso y asciende a la altitud en que se activó la alarma del GPWS).

La protección de ángulo de inclinación incluye las prestaciones siguientes:

- Si la palanca se suelta estando el avión con ángulo de inclinación superior a 33° , el avión retorna a 33° de inclinación.
- La inclinación superior a 33° se mantiene con presión en la palanca, pero la inclinación está limitada a un determinado valor (65° – 70°).

Hay otras protecciones en inclinación aparte de las señaladas.

Así, por ejemplo, si la protección de ángulo de ataque es activa, el máximo ángulo de inclinación queda automáticamente limitado a un valor más bajo que el citado anteriormente.

Arquitectura del sistema Fly by Wire

12.25 El sistema *Fly by Wire*, ver Fig. 35.36, en su caso más general, consta de dos unidades fundamentales:

- Órganos de mando cuya función es la elaboración de la señal de mando, es decir, la señal de entrada en el sistema. Es una señal eléctrica.

- Ordenadores de a bordo, que se dividen normalmente en tres grupos: ordenadores de control de vuelo, de control de dispositivos de hipersustentación y ordenadores auxiliares.

Los órganos de mando se estudian en el apartado 12.30

Además de las señales de mando de minipalanca, pedales y mando de aerofrenos, los ordenadores primarios de control de vuelo reciben la información siguiente:

1. Unidad de referencia inercial de datos aerodinámicos (ADIRU).
2. Ordenadores de control de Slats/Flaps (SFCC).
3. Sistema de gestión de vuelo (FMGC).
4. Unidad de interface con el control de tren de aterrizaje (LGCIU).
5. Señales de acelerómetros de proa y cola para la función de anti-turbulencia (función de Control activo de la aeronave).
6. Señales de giróscopos para amortiguamiento de guiñada.

Los ordenadores producen las señales de mando para los martinets de las superficies de control de vuelo, una vez procesadas las señales de mando e información. THS es el estabilizador móvil. La información de los ordenadores también se suministra al ordenador de concentración de Datos de Vuelo (FCDC), que genera la señales para indicación en el sistema electrónico de instrumentos.

Nota. La terminología exacta de componentes de un sistema en particular puede cambiar respecto a la aquí señalada, pero en todos los casos mantendrá la arquitectura que hemos citado.

Los ordenadores de a bordo se estudian con detalle más adelante, en 12.26, como materia de información suplementaria, pero se ofrece a continuación el esquema de clasificación y operación.

Ordenadores de control de vuelo

Se clasifican en dos grupos: primarios y secundarios.

1. Los ordenadores primarios poseen capacidad para ejecutar todas las leyes de pilotaje del avión.
2. Los ordenadores secundarios sólo poseen capacidad para procesar la ley de control Directo.

Debe citarse que suele haber dos ordenadores primarios y tres secundarios para aviones de corto y medio radio de acción. Sin embargo, sucede lo contrario en aviones de gran radio de acción, donde suele haber tres ordenadores primarios y dos secundarios.

El mayor número de ordenadores primarios en la categoría de gran radio de acción se debe a dos causas principales:

- 1) Necesidad de procesar un mayor número de sistemas;

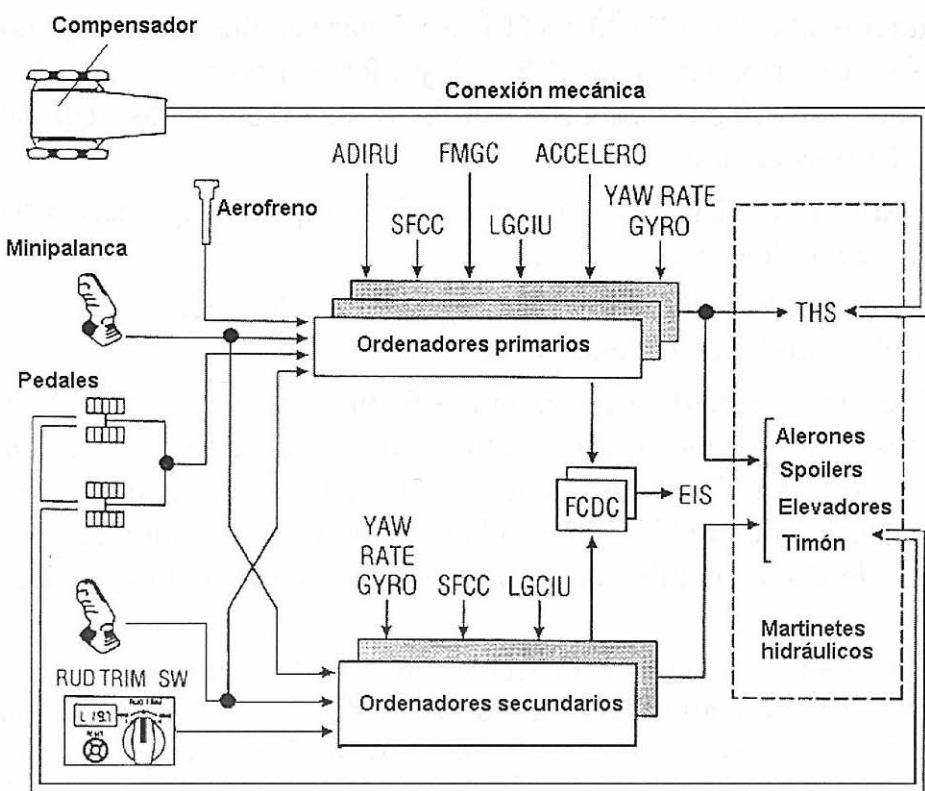


Fig. 35.36 Diagrama esquemático de sistema de pilotaje por mando eléctrico, con tres ordenadores primarios y dos secundarios.

2) Mejorar la despachabilidad del avión (aumento de la fiabilidad por mayor redundancia), sobre todo aplicable en aeropuertos muy distantes de la base.

Los ordenadores de control de dispositivos hipersustentadores están dedicados al control de los dispositivos de hipersustentación (control de slats y flaps).

El conjunto típico de ordenadores de control de slats y flaps está formado por dos ordenadores

Los ordenadores auxiliares cumplen funciones auxiliares a las de vuelo (ordenadores de proceso de datos, con acceso a las salidas de otros ordenadores, para presentar información en la cabina, para almacenar datos de registro para mantenimiento del avión, etc.)

Ordenadores primarios de control de vuelo

12.26 Reciben este nombre el conjunto de ordenadores del sistema que posee capacidad para procesar todas las leyes de pilotaje disponibles (ley de control Normal, Alternativo y Directo), ver Fig. 35.36 anterior.

Del conjunto de ordenadores primarios, llamados PRIM en la ilustración, uno de ellos se selecciona automáticamente como principal (MASTER). El ordenador MASTER es el que procesa todas las órdenes de entrada del piloto, o piloto automático, y proporciona señales de control al resto de los ordenadores. Para cum-

plir esta función el ordenador MASTER envía las señales necesarias tanto a los dos ordenadores primarios restantes (PRIM2 y PRIM3) como al conjunto de ordenadores secundarios (SEC1 y SEC2). Unos y otros ejecutan las acciones de mando en sus respectivos canales.

El ordenador MASTER es el encargado de comprobar que sus órdenes de control se han ejecutado correctamente.

Para ello emplea la realimentación (seguimiento de ejecución de las órdenes enviadas por el resto de los ordenadores).

Las señales que recibe del seguimiento efectuado permiten al MASTER ejecutar dos acciones: a) En primer lugar, verificar que sus órdenes se están ejecutando correctamente y que coinciden con las que él mismo ha programado; b) En segundo lugar, este proceso de comparación es a la vez un procedimiento de auto-comprobación, capaz de detectar fallos de cascada en él, y en el resto de los ordenadores.

Como dato de información para los lectores aficionados a la informática señalamos que los tres ordenadores primarios de control de vuelo del *Boeing 777* emplean microprocesadores de 32 bits: Motorola 68040, Intel 40486 y AMD 29050. Entre los lenguajes de programación está ADA. En este contexto, no pase desapercibido al lector uno de los criterios de seguridad del sistema, que comentaremos de forma genérica más adelante, en el sentido de emplear distinta marca de microprocesador en cada uno de los ordenadores.

Ordenadores secundarios de control de vuelo

Son ordenadores que elaboran también órdenes de mando para las superficies principales de control de vuelo, pero sólo a través de leyes del tipo de control Directo. Por consiguiente, no pueden procesar rutinas de control que pertenecen a las leyes de control Normal o de control Alternativo. Uno de los ordenadores secundarios (SEC) actuará como MASTER en el caso de producirse un fallo completo en los ordenadores primarios (PRIM).

Observe, pues, que cada uno de los ordenadores SEC está programado para hacerse cargo completo del control del avión, bien entendido que sólo con las facultades que el diseñador del sistema ha establecido para la ley de control Directo.

Ordenadores para dispositivos de hipersustentación

Como se ha dicho, están dedicados al control de los dispositivos de hipersustentación (slats y flaps). La señal de mando del piloto es procesada por estos ordenadores, normalmente dos, que actúan en las superficies de hipersustentación de borde de ataque o de salida. La realimentación o seguimiento continuo del recorrido de las superficies es enviada a los ordenadores para salvaguardar, en todo caso, de la extensión asimétrica de estas superficies por cualquier causa.



Estantería de ordenadores en el Airbus A-340

Ordenadores auxiliares

Cumplen funciones auxiliares a las de vuelo. Por brevedad, nos referimos aquí únicamente a los ordenadores de adquisición y presentación de datos para tripulación de vuelo, y al ordenador central de Mantenimiento.

Los ordenadores de adquisición de datos tienen acceso a las salidas de los otros ordenadores. Su función es elaborar la presentación de información en la cabina de mando. Están conectados asimismo al ordenador generador de avisos y de alarmas.

El ordenador central de mantenimiento tiene la función general de identificar las averías presentes en el sistema con el fin de facilitar las tareas de los técnicos de mantenimiento. Dicha función se ejerce normalmente en una doble dirección:

- Función de elaboración de mensajes de Mantenimiento. Describen, en expresiones estandarizadas, los fallos presentes en el sistema y los componentes que pueden estar afectados por la(s) avería(s).
- Función de comprobación de Mantenimiento en tierra. Como su nombre indica es el chequeo del sistema con el fin de detectar el estado del sistema y la posible presencia de fallos latentes.

Fuentes de alimentación

12.27 Los ordenadores de a bordo se alimentan de distintas barras de corriente continua, para máxima fiabilidad.

Como objetivo práctico de proyecto del sistema se establece que al menos dos ordenadores de control de vuelo permanezcan disponibles en casos de averías mayores en las fuentes de alimentación.

Ejemplo de avería mayor es el fallo de los dos sistemas eléctricos principales del avión.

Criterios de seguridad del sistema *Fly by Wire*

Se pueden dividir en dos clases: generales para el sistema y para los ordenadores de a bordo.

Criterios generales para el sistema

12.28 Los criterios generales de seguridad del sistema *Fly by Wire* son los siguientes:

1. Pérdida de control en cabeceo: extremadamente improbable ($<10^{-9}$).
2. Pérdida de mando en elevadores: extremadamente remota ($<10^{-7}$).
3. Pérdida de mando en balanceo: extremadamente improbable.
4. Pérdida permanente de estabilizador móvil: extremadamente improbable.
5. Pérdida de mando en timón de dirección: extremadamente improbable.

Este cuadro de seguridad se consigue con provisión de mando mecánico adicional para el estabilizador móvil y timón.

Criterios para los ordenadores de a bordo

12.29 Son los siguientes:

1. Alto nivel de redundancia, hasta cinco ordenadores.
2. Tipos distintos de ordenadores: tres (o dos) primarios y dos (o tres) secundarios.
3. Distintos fabricantes de ordenadores y tipos distintos de microprocesador en el conjunto del sistema (Intel, Motorola, AMD).
4. Cada ordenador está dividido en dos unidades: una que ejerce las funciones de control y otra la de comprobación (monitor).
5. Empleo de tecnología punta, pero muy experimentada.
6. Tipo de software distinto (programas y lenguajes de programación). Los programadores se dividen en equipos independientes.
7. Software de tipo determinista. Este tipo de software se caracteriza porque los programas acceden a los datos exteriores que proporcionan los detectores del avión, pero en ningún caso los datos adquiridos pueden modificar el código de programación.

Minipalancas

12.30 Las minipalancas son mandos pequeños de control que sustituyen al volante o palanca clásica en algunos sistemas de pilotaje por mando eléctrico.

Se pueden distinguir dos grandes líneas de empleo:

- Minipalancas para mando en cabeceo y balanceo. Han aparecido en la aviación comercial con los sistemas de control de vuelo de la firma Airbus. Estos modelos son los que han establecido la norma práctica en este campo.
- Sistemas que mantienen la filosofía clásica de mandos, con volante e incluso con mecanismo de restitución de esfuerzos de tipo convencional. Es el caso de Boeing, con su primer modelo de mando eléctrico *Boeing 777*.

Nos referimos en lo que sigue a las minipalancas. El volante, como tal órgano de mando, se estudió en el apartado 6.3.

Laterales y centrales

12.31 Las minipalancas de mando pueden ser laterales o centrales.

La minipalanca lateral es la posición estándar en aviación comercial. Permite la visión amplia del tablero de instrumentos y proporciona comodidad en el puesto de pilotaje. Han ganado el favor de muchos pilotos.

La minipalanca central es más cómoda y ventajosa cuando se requieren ajustes constantes o frecuentes de la trayectoria de vuelo. Esto sucede, entre otros casos, en aviación militar de transporte, que opera con sendas de aproximación y aterrizaje más profundas (de hasta 8°) y en pistas poco preparadas. Por ello es normal la posición central de la minipalanca (*C-17A*, por ejemplo).

Isométricas e isotónicas

12.32 Cuando se hace presión sobre la palanca ¿qué es preferible, la minipalanca de tensión (isométrica) o de desplazamiento (isotónica)?

Con la introducción de las primeras minipalancas en aviación militar se originó un debate sobre el modo de respuesta física de la minipalanca a la acción del piloto sobre ella. Había dos tendencias para evaluar:

- a) Minipalanca de tensión o isométrica. Es una palanca inmóvil, cuya respuesta sólo depende de la presión que el piloto ejerce sobre ella.
- b) Minipalanca de desplazamiento o isotónica. Es la palanca que permite el desplazamiento físico de la misma de acuerdo con la presión que se ejerce sobre ella.

La evaluación que se realizó en simuladores marcó las ventajas de la minipalanca de desplazamiento, que a la postre es la que se ha instalado en prácticamente todos los puestos de cabina. Además de ser la preferida por los pilotos hay otro factor en su favor. La señal de mando que introduce el piloto se debe traducir finalmente en señal eléctrica de control; los transductores que funcionan por desplazamiento son más fiables que los de tensión.

Las minipalancas en los aviones Airbus están instaladas en la parte lateral exterior de la posición de cada uno de los pilotos. Los desplazamientos de la palanca son: ±15° en cabeceo y ±20° en balanceo.

Lógica de prioridad

12.33 Se llama lógica de prioridad (de uso) de las minipalancas las relaciones electrónicas de mando que se han establecido entre ellas (minipalancas de comandante y piloto).

La lógica establecida es particular para cada avión, pero se presenta a continuación un esquema típico.

1. En operación normal: las señales de mando de comandante y piloto se suman algebraicamente ($X + Y$).
2. La pulsación para desconectar el piloto automático se interpreta como acción de toma de posesión del mando.
3. El último piloto que presiona y mantiene el pulsador de posesión adquiere la prioridad. Las señales de entrada del otro piloto se ignoran.
4. Se restablece la lógica de prioridad cuando los botones de posesión están ambos sueltos.

Hay también establecidas un cuadro de prioridades para casos de avería de las minipalancas, que no se estudian aquí. Los pilotos reciben en todo momento anuncios del estado de prioridad de su respectivo órgano de mando.

La Fig. 35.37 muestra la información que se suministra a cada piloto (CAPT y F/O) en el avión A330.

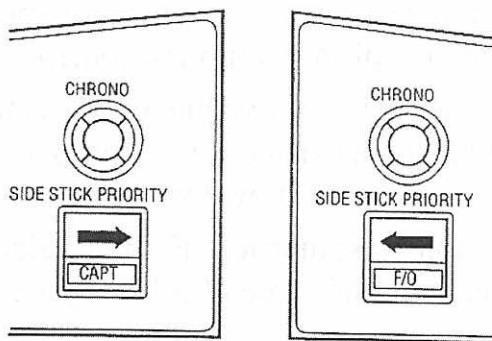


Fig. 35.37. Prioridad de la palanca de mando. Los pilotos reciben en todo momento información del estado de prioridad de su respectiva palanca de mando. La ilustración muestra la información que se suministra a cada piloto (CAPT y F/O), en el avión Airbus A330.

12.34 En el Boeing 777 se ha mantenido la interconexión entre los dos volantes de mando, al estilo convencional, de tal modo que un volante se desplaza siguiendo los movimientos realizados en el otro. Igualmente sucede con las señales de entrada del piloto automático.

En los aviones Airbus, por el contrario, se ha tomado el camino opuesto. Una minipalanca no sigue los desplazamientos de la otra. Tampoco responden a la señal de entrada del piloto automático.

¿Preferencias sobre este asunto? Todas las opiniones se han oido. Pero en los aviones Airbus rige la regla “*no input, no motion*”. La detección natural del factor de carga, o en su caso de la inclinación, es un aviso unívoco de que el otro piloto, o el piloto automático, están señalando entradas en el sistema.

13. OPERACIÓN E INDICACIÓN

13.1 A título informativo estudiaremos en primer lugar el sistema típico de indicación convencional de extensión de slat y flaps de borde de ataque. Más tarde abordaremos la indicación en cabina de aviones equipados con sistema *Fly by Wire*. Téngase presente la gran variedad que existe en este campo entre distintos fabricantes y modelos de aviones.

13.2 La Fig. 35.19, anterior, señaló la disposición de slat y flaps de borde de ataque en la aeronave tipo que sirve de referencia para el tema.

El sistema de hipersustentación del ala está compuesto de slat (posición externa del ala) y flaps de borde ataque (posición interna).

Cada uno de los slats dispone de martinete hidráulico de extensión y retracción, con tres posiciones posibles de recorrido: extendido, semiextendido y plegado.

El martinete hidráulico del slat dispone de mecanismo de blocaje (arriba, o posición plegada), un microinterruptor de posición de la superficie aerodinámica para el sistema de indicación, y dos válvulas hidráulicas de bloqueo.

Cuando el slat está plegado se engancha al mecanismo de retención y de bloqueo de posición.

El flap de borde de ataque (ver Fig. 35.19) es del tipo Krueger. Tiene sólo dos posiciones, extendido o replegado.

Cuando el mando de flaps de borde de salida se baja un cierto número de grados, digamos cinco unidades, los flaps de borde de ataque automáticamente se sitúan en posición de extensión y los slats en la posición media. El siguiente recorrido del mando del flaps, de 5 a 10 unidades, es suficiente para extender completamente los slats. En caso de avería del sistema normal de hidráulica la extensión de slats se hace con el sistema hidráulico de reserva (ver Capítulo 33). Sin embargo, con este sistema sólo es posible la extensión, pero no la retracción.

Operación de “Slats” y flaps de borde de ataque

13.3 Con anterioridad al despegue los hipersustentadores de borde de ataque se extienden a posición de despegue, de acuerdo con la posición de la palanca de flaps de borde de salida (ver posiciones típicas en la Tabla adjunta, para un avión con slats y flaps de borde de salida).

Posiciones típicas del mando de Flaps (B.S.), combinado con Slats					
Posición	Slats	Flaps	Aplicación		
0	0°	0°		Crucero	Espera
1	18°	0°			Espera
		- 10°	Despegue	-	-
2	22°	15°	Despegue		Aproximación
3	22°	20°	Despegue	Aterrizaje	Aproximación
FULL	27°	35°		Aterrizaje	

Se comprueba en el sistema de indicación que la luz verde de flaps de borde de ataque extendidos está encendida (LE FLAPS EXT).

Normalmente, la posición típica de flaps de borde de salida durante el aterrizaje está situado en torno a 35°, de tal manera que todo el sistema de hipersustentación de borde de ataque está extendido.

Algunos aviones están dotados de Auto-Slat. En estos sistemas, la extensión del slat desde su posición media a la completa se produce por el efecto de succión aerodinámica, cuando el ala del avión supera un cierto ángulo de ataque.

Los dispositivos de hipersustentación de borde de ataque se pueden extender también con el sistema hidráulico alternativo, para caso de fallo en la línea principal de presión hidráulica. Unos interruptores de accionamiento envían corriente a la bomba hidráulica del sistema de reserva. Tanto los slats como los flaps de borde de ataque se extienden a posiciones máximas. Normalmente, el tiempo de extensión es relativamente largo con esta modalidad.

Indicación en aviones convencionales

13.4 Es necesario que la tripulación disponga de información en cabina de la posición de los dispositivos hypersustentadores.

Todos los sistemas de este tipo funcionan según el mismo principio. Están basados en detectores de proximidad de las superficies aerodinámicas. Las señales eléctricas que envían los detectores son acondicionadas para activar las luces o paneles luminosos en cabina.

Los aviones más antiguos tienen un microinterruptor eléctrico en el martinet de accionamiento de estas superficies, a través del cual es posible detectar si el Slat, o el flaps, está retraído y bloqueado.

Más recientemente se tiende a situar los detectores de posición en partes fijas de la estructura, debido a los numerosos fallos que han dado los detectores instalados en los martinets.

De esta forma, la posición de estas superficies se detecta por micros externos, fijos, tal como muestra la Fig. 35.38. Los micro interruptores están instalados en la parte interna del borde de ataque del ala. El slat o flap tiene un captador magnético que está situado en posiciones coincidentes con la del micro interruptor. El captador cierra los contactos del micro interruptor cuando la superficie aerodinámica está retraída y bloqueada. Igualmente hay detectores para posiciones intermedias y de extensión total.

13.5 Las señales eléctricas de los detectores de proximidad se envían a los paneles luminosos de cabina a través de módulos de acondicionamiento de la señal.

Normalmente hay dos paneles de indicación de situación: el tablero de señalización y el tablero principal de señales luminosas *Master lights*.

a) Tablero de señalización

El tablero de señalización muestra esquemáticamente el conjunto de slats y flaps de borde de ataque.

Cada panel dispone de señal luminosa ámbar, si la superficie está en tránsito, y verde si se encuentra desplegada.

Según el número de posiciones posibles cada panel de slat cuenta con una luz ámbar para tránsito, y dos o tres verdes para posiciones intermedias. En el caso del flap de borde de ataque, con dos posiciones posibles, hay una luz ámbar para tránsito y verde para posición extendida.

b) Tablero de “Master Lights”

El tablero principal de señales luminosas de los dispositivos de hipersustentación de borde de ataque es para lectura rápida.

Es una indicación muy rápida del estado general del sistema.

La filosofía que siguen estas señales luminosas del tablero es la siguiente:

- La luz ámbar del tablero *Master Light* se ilumina si uno cualquiera de los dispositivos de borde de ataque mantiene una posición que no es coincidente con la programada, de acuerdo con el ajuste de la palanca de flaps adoptado.
- La luz verde del tablero *Master Light* se ilumina si todos los dispositivos de borde de ataque se encuentran en la posición de extensión, coincidente con la programada, para el ajuste de la palanca de flaps adoptado.
- No hay señales luminosas cuando todos los dispositivos están en la posición de retracción, siempre que exista coincidencia con el ajuste de la palanca de flaps.

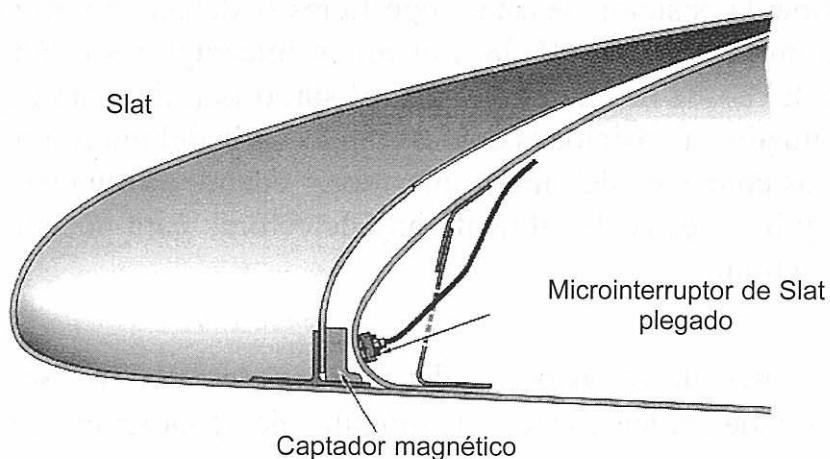


Fig. 35.38 Captador magnético para determinación de posición de superficie de borde de ataque, en este caso el Slat.

Controles e Indicación en aviones con sistemas CRT y LCD

13.6 La Fig. 35.39 muestra el panel de control y de información de un moderno avión con sistema digital de presentación de datos.

El conjunto de controles e indicadores de cabina se puede agrupar en seis paneles diferenciados.

a) Panel superior de cabina

Contiene los interruptores para conectar y desconectar los ordenadores de control de vuelo primarios y secundarios. Asimismo tiene indicadores locales de alarma. Obsérvese la disposición de los interruptores. Con los interruptores del lado izquierdo se accede a los ordenadores números uno primario y secundario, mientras que en el lado derecho están los interruptores para los ordenadores números dos y tres primarios, y número dos secundario.

b) Panel frontal

Destacan en este panel las luces de prioridad, que señalan cuál de las dos minipalancas tiene la posesión de mando.

c) Paneles laterales

En los paneles laterales están situadas las minipalancas para los puestos de comandante y piloto (Fig. 35.40). En este caso, las minipalancas disponen de un botón de posesión, a través del cual se establece la prioridad de mando. Recuerde que en los aviones Airbus de control por mando eléctrico no hay conexión entre las palancas de ambos pilotos.

d) Pedestal central

Contiene los siguientes elementos:

Mando de control de los frenos aerodinámicos

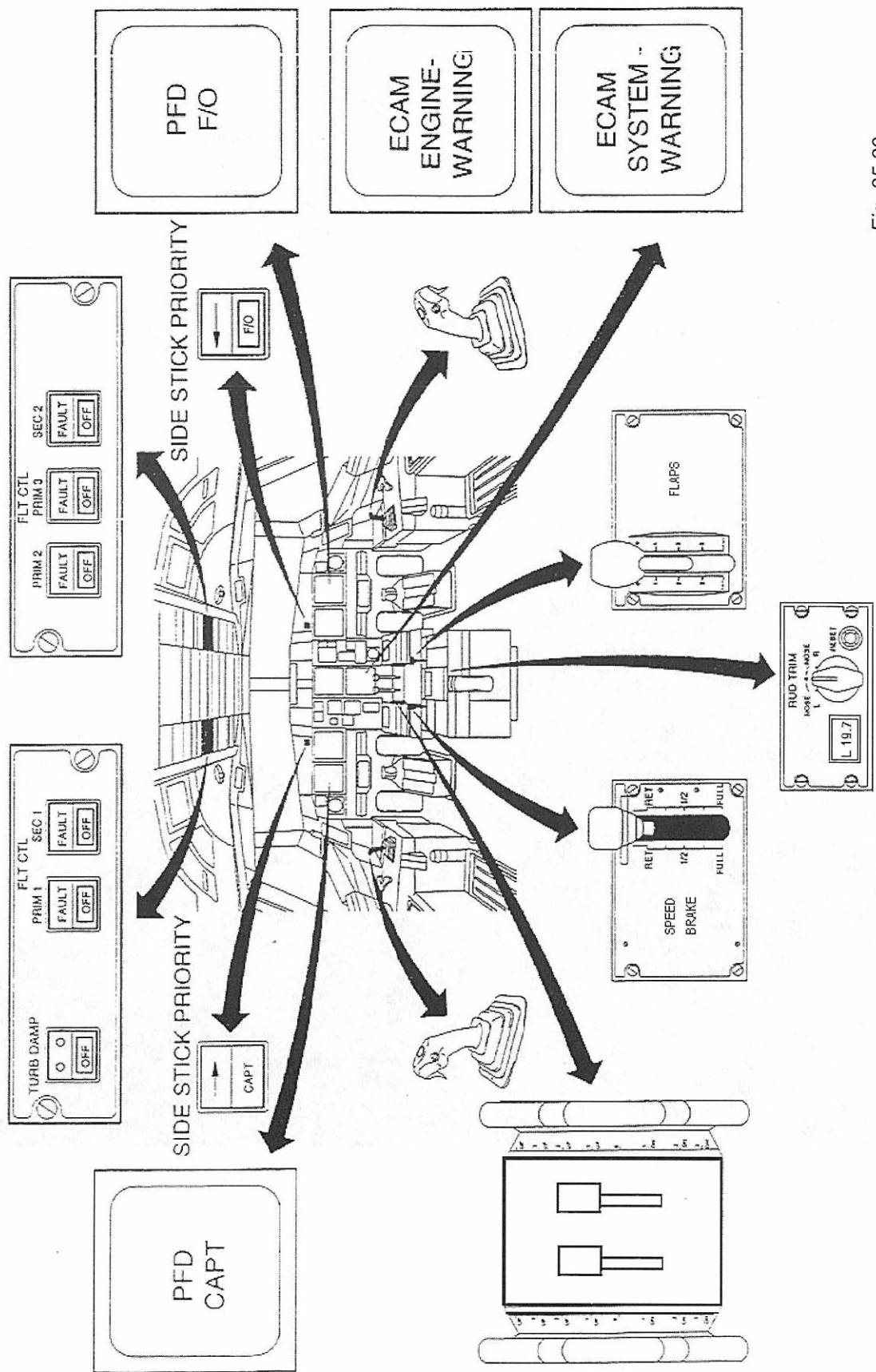


Fig. 35.39

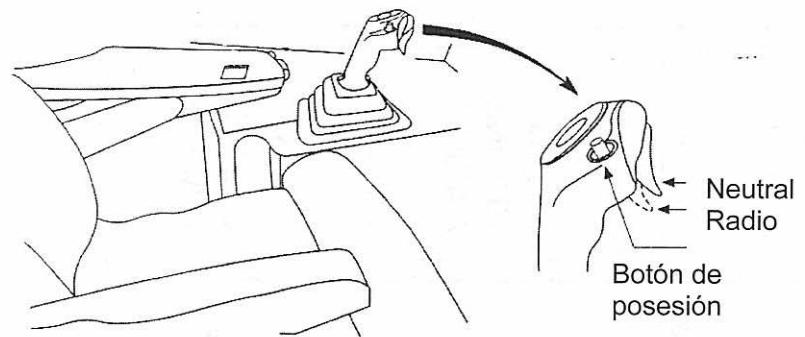


Fig. 35.40 Minipalancas para los puestos de comandante y piloto. En este caso disponen de un pulsador de posesión a través del cual se establece la prioridad de mando



Mando de compensación del timón. Existe indicación local de la posición de compensación, aunque ésta se refleja también en la pantalla ECAM de presentación de datos. Las pantallas ECAM (*Electronic Centralized Aircraft Monitoring*) presentan información de estado y de alarmas en sistemas y motores. ECAM está instalado en los aviones Airbus.

Palanca de control de flaps y mando de compensación en cabeceo.

e) Panel principal de instrumentos

Destacan las pantallas de presentación de datos primarios de vuelo de comandante (PFD CAPT) y piloto (PFD F/O).

La información permanente de situación de slats y flaps se encuentra en la pantalla ECAM del motor.

La Fig. 35.41 contiene la información general disponible.

f) Pedales del timón

Los pedales del timón están interconectados y permiten el control en guiñada mediante modo de actuación mecánico.

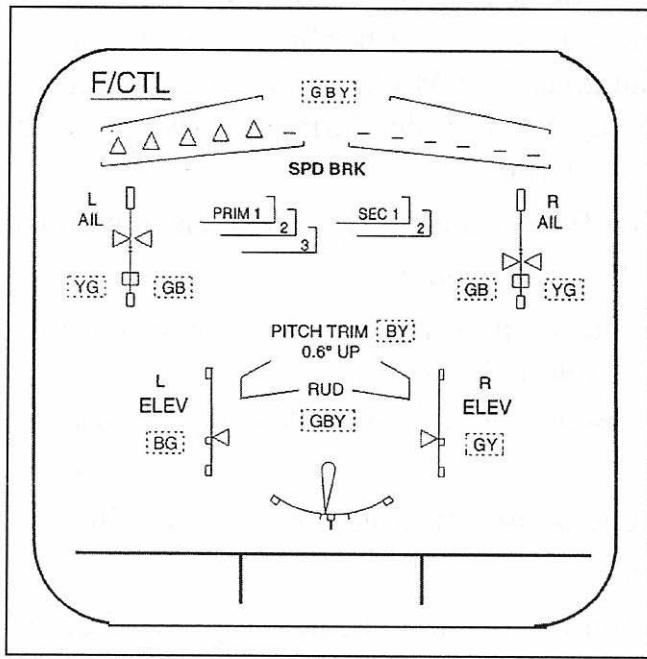


Fig. 35.41 Las pantallas ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitoring) presentan información de estado y de alarma en sistemas y motores.

En la parte superior, la señal GBY en verde indica presión hidráulica normal en los tres sistemas hidráulicos del avión, Verde, Azul y Amarillo.

La señal es ámbar si existe baja presión en alguno de los sistemas.

El sector de flechas triangulares dibujado más abajo señala la posición de los *spoilers*. La flecha en su totalidad indica que los *spoilers* están desplegados más allá de un cierto ángulo. Si no se muestra el triángulo en su totalidad es indicación de que están retraídos, como se muestra en el lado derecho.

En la parte central se muestra el estado de los ordenadores primarios y secundarios de control de vuelo (PRIM1, 2 y 3 y SEC1 y 2), normalmente en verde.

A la izquierda y derecha está la indicación de posición de los alerones izquierdo y derecho, con índices para posición neutra.

En la parte central se muestra también información de la compensación en cabeceo. A uno y otro lado está la indicación de posición del elevador izquierdo y derecho. Las iniciales de los sistemas hidráulicos que impulsan el elevador, en este caso *Blue* y *Green* a la izquierda y *Green* y *Yellow* en la derecha, se muestran en verde en condiciones normales de operación. Se tornan a color ámbar en caso de baja presión hidráulica. Finalmente, en la parte inferior se muestra la indicación de control en guíñada



En aviones con sistema *Fly by Wire* se dispone de instrumentos electromecánicos básicos de control de vuelo y navegación para continuar la operación en el caso improbable de avería en las pantallas primarias de vuelo o en los ordenadores que controlan el grafismo y simbología de pantalla.

En la ilustración se aprecia la posición de los instrumentos básicos electromecánicos de respaldo enmarcados en un óvalo. Para el caso de mal funcionamiento de pantalla, como tal unidad, téngase en cuenta que son *multifuncionales*, lo cual significa que si una pantalla falla toda la información que contiene se puede transferir a otra en estado operativo.

SUPERFICIES DE MANDO Y CONTROL

1.5 SUPERFICIES DE MANDO Y CONTROL.

Además de que un avión vuela, es necesario que este vuelo se efectúe bajo control del piloto; que el avión se mueva respondiendo a sus órdenes. Los primeros pioneros de la aviación estaban tan preocupados por elevar sus artilugios que no prestaban mucha atención a este hecho; por suerte para ellos nunca estuvieron suficientemente alto y rápido como para provocar o provocarse males mayores. Una de las contribuciones de los hermanos Wright fue el sistema de control del avión sobre sus tres ejes; su Flyer disponía de timón de profundidad, timón de dirección, y de un sistema de torsión de las alas que producía el alabeo.

Por otro lado, es de gran interés contar con dispositivos que, a voluntad del piloto, aporten sustentación adicional (o no-sustentación) facilitando la realización de ciertas maniobras.

Para lograr una u otra funcionalidad se emplean superficies aerodinámicas, denominándose primarias a las que proporcionan control y secundarias a las que modifican la sustentación.

Las superficies de mando y control modifican la aerodinámica del avión provocando un desequilibrio de fuerzas, una o más de ellas cambian de magnitud. Este desequilibrio, es lo que hace que el avión se mueva sobre uno o más de sus ejes, incremente la sustentación, o aumente la resistencia.

1 Ejes del avión.

Se trata de rectas imaginarias e ideales trazadas sobre el avión. Su denominación y los movimientos que se realizan alrededor de ellos son los siguientes:

Eje longitudinal. Es el eje imaginario que va desde el morro hasta la cola del avión. El movimiento alrededor de este eje (levantar un ala bajando la otra) se denomina alabeo (en inglés "roll"). También se le denomina eje de alabeo, nombre que parece más lógico pues cuando se hace referencia a la estabilidad sobre este eje, es menos confuso hablar de estabilidad de alabeo que de estabilidad "transversal".

Eje transversal o lateral. Eje imaginario que va desde el extremo de un ala al extremo de la otra. El movimiento alrededor de este eje (morro arriba o morro abajo) se denomina cabeceo ("pitch" en inglés). También denominado eje de cabeceo, por las mismas razones que en el caso anterior.

Eje vertical. Eje imaginario que atraviesa el centro del avión. El movimiento en torno a este eje (morro virando a la izquierda o la

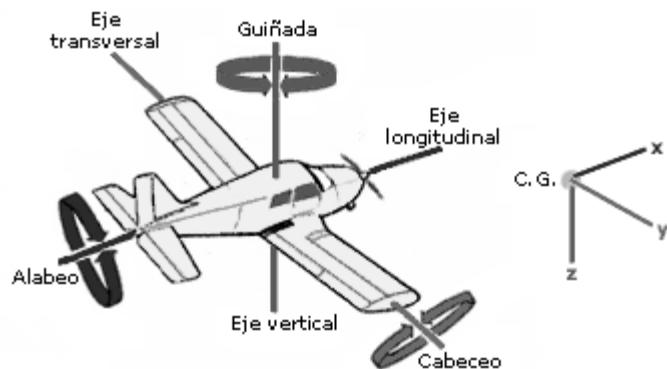


Fig.1.5.1 - Ejes del avión y movimientos sobre ellos.

derecha) se llama guiñada ("yaw" en inglés). Denominado igualmente eje de guiñada.

En un sistema de coordenadas cartesianas, el eje longitudinal o de alabeo sería el eje "x"; el eje transversal o eje de cabeceo sería el eje "y", y el eje vertical o eje de guiñada sería el eje "z". El origen de coordenadas de este sistema de ejes es el centro de gravedad del avión.

2 Superficies primarias.

Son superficies aerodinámicas móviles que, accionadas por el piloto a través de los mandos de la cabina, modifican la aerodinámica del avión provocando el desplazamiento de este sobre sus ejes y de esta manera el seguimiento de la trayectoria de vuelo deseada.

Las superficies de control son tres: alerones, timón de profundidad y timón de dirección. El movimiento en torno a cada eje se controla mediante una de estas tres superficies. La diferencia entre un piloto y un conductor de aviones es el uso adecuado de los controles para lograr un movimiento coordinado. Veamos cuales son las superficies de control, como funcionan, y como las acciona el piloto.

Alerones. Palabra de origen latino que significa "ala pequeña", son unas superficies móviles, situadas en la parte posterior del extremo de cada ala, cuyo accionamiento provoca el movimiento de alabeo del avión sobre su eje longitudinal. Su ubicación en el extremo del ala se debe a que en esta parte es mayor el par de fuerza ejercido. El piloto acciona los alerones girando el volante de control ("cuernos") a la izquierda o la derecha, o en algunos aviones moviendo la palanca de mando a la izquierda o la derecha.

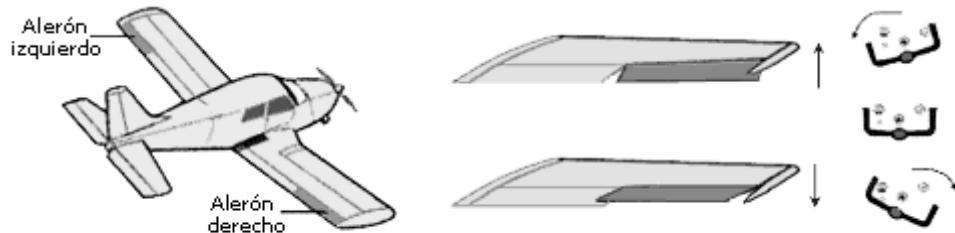


Fig.1.5.2 - Alerones y mando de control.

Funcionamiento: Los alerones tienen un movimiento asimétrico. Al girar el volante hacia un lado, el alerón del ala de ese lado sube y el del ala contraria baja, ambos en un ángulo de deflexión proporcional a la cantidad de giro dado al volante. El alerón arriba en el ala hacia donde se mueve el volante implica menor curvatura en esa parte del ala y por tanto menor sustentación, lo cual provoca que ese ala baje; el alerón abajo del ala contraria supone mayor curvatura y sustentación lo que hace que ese ala suba. Esta combinación de efectos contrarios es lo que produce el movimiento de alabeo hacia el ala que desciende.

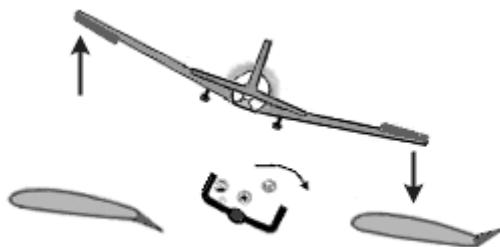


Fig.1.5.3 - Funcionamiento de los ailerones.

Supongamos por ejemplo que queremos realizar un movimiento de alabeo a la derecha: giramos el volante a la derecha; el ailerón del ala derecha sube y al haber menos sustentación esa ala desciende; por el contrario, el ailerón abajo del ala izquierda provoca mayor sustentación en esa ala y que esta ascienda.

Timón de profundidad. Es la superficie o superficies móviles situadas en la parte posterior del empenaje horizontal de la cola del avión. Aunque su nombre podría sugerir que se encarga de hacer elevarse o descender al avión, en realidad su accionamiento provoca el movimiento de cabeceo del avión (morro arriba o morro abajo) sobre su eje transversal. Obviamente, el movimiento de cabeceo del avión provoca la modificación del ángulo de ataque; es decir que el mando de control del timón de profundidad controla el ángulo de ataque. En algunos aviones, el empenaje horizontal de cola es de una pieza haciendo las funciones de estabilizador horizontal y de timón de profundidad. El timón de profundidad es accionado por el piloto empujando o tirando del volante o la palanca de control, y suele tener una deflexión máxima de 40° hacia arriba y 20° hacia abajo.

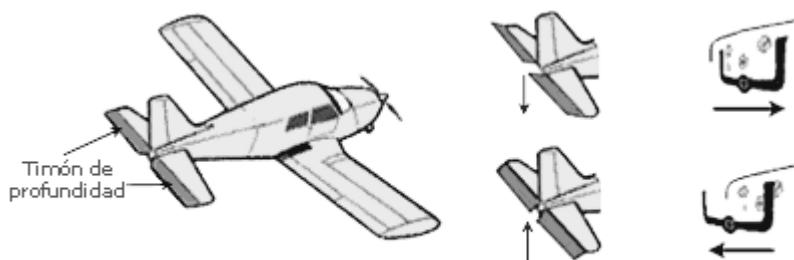


Fig.1.5.4 - Timón de profundidad y mando de control.

Funcionamiento: Al tirar del volante de control, esta superficie sube mientras que al empujarlo baja -en algunos aviones se mueve la totalidad del empenaje horizontal. El timón arriba produce menor sustentación en la cola, con lo cual esta baja y por tanto el morro sube (mayor ángulo de ataque). El timón abajo aumenta la sustentación en la cola, esta sube y por tanto el morro baja (menor ángulo de ataque). De esta manera se produce el movimiento de cabeceo del avión y por extensión la modificación del ángulo de ataque.

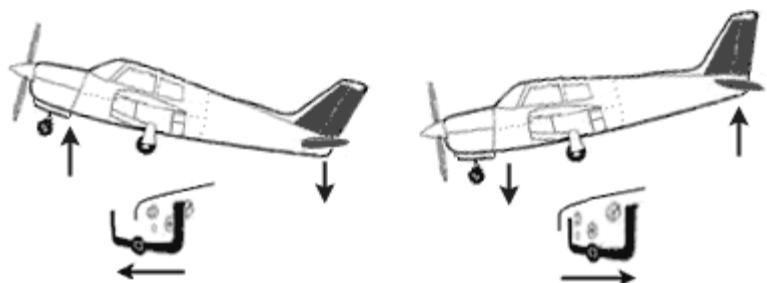


Fig.1.5.5 - Funcionamiento del timón de profundidad.

Timón de dirección. Es la superficie móvil montada en la parte posterior del empennaje vertical de la cola del avión. Su movimiento provoca el movimiento de guiñada del avión sobre su eje vertical, sin embargo ello no hace virar el aparato, sino que se suele utilizar para equilibrar las fuerzas en los virajes o para centrar el avión en la trayectoria deseada. Suele tener una deflexión máxima de 30° a cada lado. Esta superficie se maneja mediante unos pedales situados en el suelo de la cabina.

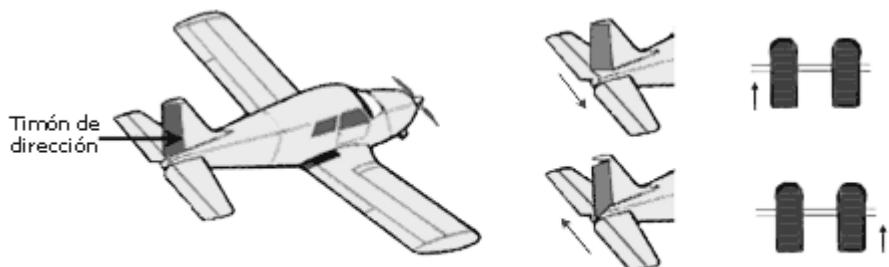


Fig.1.5.6 - Timón de dirección y pedales de control.

Funcionamiento: Al pisar el pedal derecho, el timón de dirección gira hacia la derecha, provocando una reacción aerodinámica en la cola que hace que esta gire a la izquierda, y por tanto el morro del avión gire (guiñada) hacia la derecha. Al pisar el pedal izquierdo, sucede lo contrario: timón a la izquierda, cola a la derecha y morro a la izquierda.

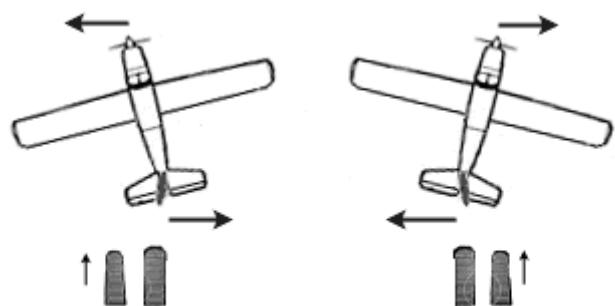


Fig.1.5.7 - Funcionamiento del timón de dirección.

El manejo de los mandos de control, según se ha visto es bastante intuitivo (ver animaciones en [5.1.3](#)):

- Alabeo a la derecha -> volante a la derecha.
- Alabeo a la izquierda -> volante a la izquierda.
- Morro abajo (menor ángulo de ataque) -> empujar el volante.

- Morro arriba (mayor angulo de ataque) -> tirar del volante.
- Guiñada a la derecha -> pedal derecho.
- Guiñada a la izquierda -> pedal izquierdo.

Al basarse los mandos de control en principios aerodinámicos, es obvio que su efectividad será menor a bajas velocidades que a altas velocidades. Es conveniente tener esto en cuenta en maniobras efectuadas con baja velocidad. El que las superficies de control estén lo más alejadas posible del Centro de Gravedad del avión no es casualidad, sino que debido a esta disposición su funcionamiento es más efectivo con menor movimiento de la superficie y menos esfuerzo.

3 Compensadores.

El piloto consigue la actitud de vuelo deseada mediante los mandos que actúan sobre las superficies de control, lo cual requiere un esfuerzo físico por su parte; imaginemos un vuelo de un par de horas sujetando los mandos y presionando los pedales para mantener el avión en la posición deseada. Para evitar este esfuerzo físico continuado, que podría provocar fatiga y falta de atención del piloto, con el consiguiente riesgo, el avión dispone de compensadores. Estos son unos mecanismos, que permiten que las superficies de control se mantengan en una posición fijada por el piloto, liberándole de una atención continuada a esta tarea. Aunque no todos los aviones disponen de todos ellos, los compensadores se denominan según la función o superficie a la que se aplican: de dirección, de alabeo, o de profundidad.

4 Superficies secundarias.

Es posible disminuir la velocidad mínima que sostiene a un avión en vuelo mediante el control de la capa límite, modificando la curvatura del perfil, o aumentando la superficie alar. Las superficies que realizan una o más de estas funciones se denominan superficies hipersustentadoras.

Las superficies primarias nos permiten mantener el control de la trayectoria del avión, las secundarias se utilizan en general para modificar la sustentación del avión y hacer más fáciles muchas maniobras. Las superficies secundarias son: flaps, slats y spoilers o aerofrenos.

Flaps. Los flaps son dispositivos hipersustentadores, cuya función es la de aumentar la sustentación del avión cuando este vuela a velocidades inferiores a aquellas para las cuales se ha diseñado el ala. Situados en la parte interior trasera de las alas, se deflectan hacia abajo de forma simétrica (ambos a la vez), en uno o más ángulos, con lo cual cambian la curvatura del perfil del ala (más pronunciada en el extrados y menos pronunciada en el intrados), la superficie alar (en algunos tipos de flap) y el ángulo de incidencia, todo lo cual aumenta la sustentación (y también la resistencia).

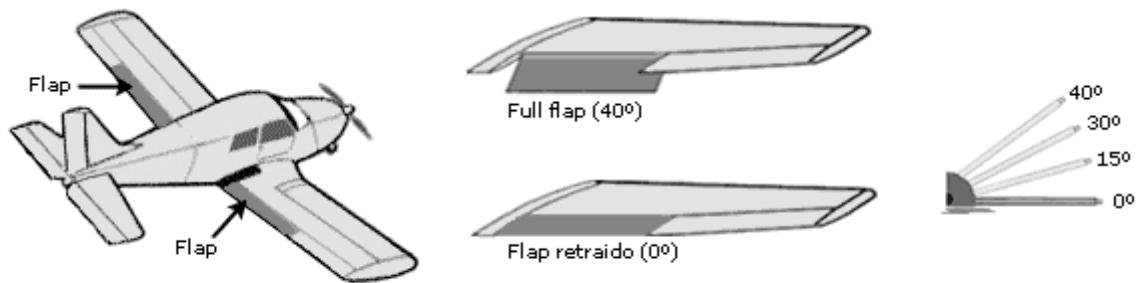


Fig.1.5.8 - Flaps y ángulos de extensión.

Se accionan desde la cabina, bien por una palanca, por un sistema eléctrico, o cualquier otro sistema, con varios grados de calaje (10° , 15° , etc..) correspondientes a distintas posiciones de la palanca o interruptor eléctrico, y no se bajan o suben en todo su calaje de una vez, sino gradualmente. En general, deflexiones de flaps de hasta unos 15° aumentan la sustentación con poca resistencia adicional, pero deflexiones mayores incrementan la resistencia en mayor proporción que la sustentación. En la figura se representan unas posiciones y grados de calaje de flaps como ejemplo, pues el número de posiciones de flaps así como los grados que corresponden a cada una de ellas varía de un avión a otro.

Hay varios tipos de flaps: sencillo, de intrados, flap zap, flap fowler, flap ranurado, flap Krueger, etc...

- Sencillo. Es el más utilizado en aviación ligera. Es una porción de la parte posterior del ala.
- De intrados. Situado en la parte inferior del ala (intrados) su efecto es menor dado que solo afecta a la curvatura del intrados.
- Zap. Similar al de intrados, al deflectarse se desplaza hacia el extremo del ala, aumentando la superficie del ala además de la curvatura.
- Fowler. Idéntico al flap zap, se desplaza totalmente hasta el extremo del ala, aumentando enormemente la curvatura y la superficie alar.
- Ranurado. Se distingue de los anteriores, en que al ser deflectado deja una o más ranuras que comunican el intrados y el extrados, produciendo una gran curvatura a la vez que crea una corriente de aire que elimina la resistencia de otros tipos de flaps.
- Krueger. Como los anteriores, pero situado en el borde de ataque en vez del borde de salida.



Fig.1.5.9 - Distintos tipos de flaps.

Los flaps únicamente deben emplearse en las maniobras de despegue, aproximación y aterrizaje, o en cualquier otra circunstancia en la que sea necesario volar a velocidades más bajas que con el avión "limpio".

Los efectos que producen los flaps son:

- Aumento de la sustentación.
- Aumento de la resistencia.
- Posibilidad de volar a velocidades más bajas sin entrar en pérdida.
- Se necesita menor longitud de pista en despegues y aterrizajes.
- La senda de aproximación se hace más pronunciada.
- Crean una tendencia a picar.

En el momento de su deflexión el avión tiende a ascender y perder velocidad.

Slats. Son superficies hipersustentadoras que actúan de modo similar a los flaps. Situadas en la parte anterior del ala, al deflectarse canalizan hacia el extrados una corriente de aire de alta velocidad que aumenta la sustentación permitiendo alcanzar mayores ángulos de ataque sin entrar en pérdida. Se emplean generalmente en grandes aviones para aumentar la sustentación en operaciones a baja velocidad (aterrizajes y despegues), aunque también hay modelos de aeroplanos ligeros que disponen de ellos.

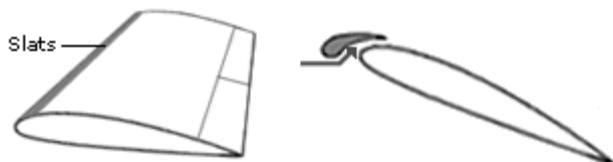


Fig.1.5.10 - Slats.

En muchos casos su despliegue y repliegue se realiza de forma automática; mientras la presión ejercida sobre ellos es suficiente los slats permanecen retraídos, pero cuando esta presión disminuye hasta un determinado nivel (cerca de la velocidad de pérdida) los slats de despliegan de forma automática. Debido al súbito incremento o disminución (según se extiendan o replieguen) de la sustentación en velocidades cercanas a la pérdida, debemos extremar la atención cuando se vuela a velocidades bajas en aviones con este tipo de dispositivo.

Spoilers o aerofrenos. Al contrario que los anteriores, el objetivo de esta superficie es disminuir la sustentación del avión. Se emplean sobre todo en reactores que desarrollan altas velocidades y sirven para frenar el avión en vuelo, perder velocidad y facilitar el aterrizaje, ayudar a frenar en tierra, y en algunos aviones como complemento de los alerones para el control lateral y los virajes en vuelo.

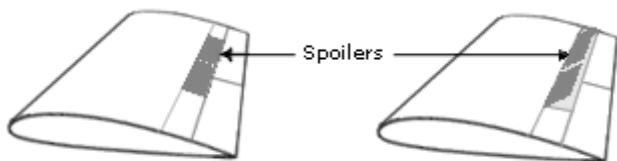


Fig.1.5.11 - Spoilers o aerofrenos.

Las superficies secundarias (flaps, slats, spoilers) siempre funcionan en pareja y de forma simétrica, es decir el accionamiento del mando correspondiente provoca el mismo movimiento (abajo o arriba) de las superficies en las dos alas (excepto en los movimientos de los spoilers complementando a los alerones).

Al afectar a la sustentación, a la forma del perfil, y a la superficie alar, el que funcione una superficie y no su simétrica puede suponer un grave inconveniente. Asimismo, tienen un límite de velocidad, pasada la cual no deben accionarse so pena de provocar daños estructurales.

Ha habido accidentes de aviones comerciales debido al despliegue inadvertido de alguna de estas superficies en vuelo, lo cual ha llevado a mejorar los diseños, incorporando elementos que eviten su accionamiento a velocidades inadecuadas.

En los aviones comerciales, todos estas superficies (primarias y secundarias) se mueven por medios eléctricos e hidráulicos. La razón es obvia; su envergadura hace que las superficies de control sean mayores; están más alejadas de los mandos que las controlan, y además soportan una presión mucho mayor que en un avión ligero. Todo esto reunido hace que se necesite una fuerza extraordinaria para mover dichas superficies, fuerza que realizan los medios mencionados.

Sumario:

- Los tres ejes de movimiento del avión son: longitudinal, lateral o transversal y vertical.
- Se llama alabeo al movimiento sobre el eje longitudinal, más propiamente llamado eje de alabeo.
- Cabeceo se denomina al movimiento sobre el eje transversal, también llamado eje de cabeceo.
- La guiñada es el movimiento sobre el eje vertical o eje de guiñada.
- Los alerones producen el movimiento de alabeo debido a la diferencia de sustentación producida por su movimiento asimétrico. Están situados en la parte posterior del extremo del ala, y se accionan girando a un lado u otro el volante o palanca de mando.
- El timón de profundidad, situado en el empenaje horizontal de cola, provoca el movimiento de cabeceo cuando el piloto tira o empuja el volante de control.
- El movimiento de cabeceo del avión provoca la modificación del ángulo de ataque. El mando de control del timón de profundidad es el mando de control del ángulo de ataque.
- La guiñada es producida por el movimiento del timón de dirección, situado en el empenaje vertical de cola, al accionarse los pedales de control.
- Los compensadores facilitan el mantenimiento del avión en una posición y trayectoria determinadas.
- Las superficies secundarias afectan generalmente a la sustentación del avión, por lo cual también se denominan superficies hipersustentadoras (flaps y slats).
- En estas superficies secundarias se incluyen los flaps, slats, spoilers o aerofrenos, etc.

- Las superficies secundarias se emplean únicamente en las maniobras de despegue y aterrizaje, o cuando por otra razón es necesario mantener una baja velocidad.
- Las superficies secundarias funcionan por pares y de forma simétrica, y tienen un límite de velocidad a partir del cual no deben desplegarse so pena de provocar su rotura
-
-

1.6 ESTABILIDAD.

La palabra equilibrio (equilibrium) es muy antigua, y tiene la misma raíz que el nombre de la constelación Libra (representada en el zodiaco por una balanza), que debe su nombre a la circunstancia de que en los equinoccios la duración del día y de la noche es la misma, y que en tiempos de Hiparco el equinoccio de otoño se presentaba cuando el sol se proyectaba en esa constelación (hoy se proyecta en Virgo).

El equilibrio define el estado de un cuerpo o sistema cuando la resultante de las fuerzas que actúan sobre él es nula.

Según la 1^a Ley del Movimiento de Newton, un cuerpo en reposo tiende a estar en reposo, y un cuerpo en movimiento tiende a permanecer en movimiento en línea recta salvo que se le aplique una fuerza externa. Un cuerpo que no esté acelerando ni decelerando se dice que está en equilibrio: un avión aparcado está en equilibrio; en vuelo recto y nivelado a velocidad constante está en equilibrio; en ascenso o descenso recto a velocidad constante también está en equilibrio. Ahora bien, en un giro a velocidad y altura constante no está en equilibrio puesto que el avión está acelerando hacia el centro del giro.



Fig.1.6.1 - Balance

1.6.1 Estabilidad estática.

Por estabilidad se entiende la respuesta de un sistema cuando se le mueve de una posición de equilibrio.

En nuestro caso, la estabilidad que nos interesa es la capacidad del avión para recobrar una posición de equilibrio después de sufrir una perturbación que la haya modificado (turbulencia, ráfaga de viento, etc.). La estabilidad se clasifica en tres tipos: positiva, neutra y negativa. La figura 1.6.2 representa esta clasificación por medio de tres ruedas de bicicleta en estado de equilibrio.

Estabilidad **positiva** significa que si un sistema es desplazado de su posición de equilibrio, genera fuerzas tendentes a volver a la posición inicial. Tomemos la rueda de la izquierda en la figura 1.6.2 la cual tiene un contrapeso abajo. Si aplicamos una fuerza que la haga girar en uno u otro sentido esta rueda tratará de volver a su posición inicial.

Estabilidad **neutra** se da cuando un sistema desplazado de su posición de equilibrio no genera ninguna fuerza y permanece equilibrado en esta nueva posición. Si giramos hacia uno u otro lado la rueda del centro de la figura, esta rueda se quedará en equilibrio en la nueva posición en que la dejemos.

Estabilidad **negativa** es cuando un sistema desplazado de su posición de equilibrio genera fuerzas que tienden a desplazarlo aún más. Si movemos algo la rueda de la

derecha de la figura, que tiene un contrapeso arriba, esta se irá desplazando cada vez más de la posición de equilibrio inicial.



Fig.1.6.2 - Tipos de estabilidad.

Estos ejemplos nos muestran además, que la cantidad de fuerza a aplicar para sacar a un objeto de su posición de equilibrio, mantener el equilibrio en otra posición diferente, o recuperar la posición de equilibrio inicial, es muy diferente según el tipo de estabilidad.

Volviendo al ejemplo de las ruedas de bicicleta, para sacarlas de su posición de equilibrio habrá que ejercer cierta fuerza en la rueda de la izquierda, menos fuerza en la rueda del medio, y menos todavía en la rueda de la derecha. Para retornarlas a su posición anterior, habrá que ejercer muy poca fuerza en la rueda de la izquierda (pues tratará de volver ella sola), algo más en la rueda del medio, y bastante más en la de la derecha.

De acuerdo con lo explicado, un avión será **ESTABLE** si separado de su posición de equilibrio tiende a recuperarla; **NEUTRO** si separado de su posición de equilibrio permanece en esa nueva posición sin alejarse más ni volver a la posición inicial, e **INESTABLE** si separado de su posición de equilibrio tiende a alejarse de ella cada vez más. Parece obvio que un aeroplano debería tener estabilidad positiva, quizás neutra, pero en ningún caso negativa.

En un sistema multidimensional debemos considerar la estabilidad para cada uno de sus ejes por separado.

Por ejemplo consideremos un huevo sobre una mesa: un huevo ideal tiene estabilidad neutra respecto a su eje de simetría, es decir que es libre de girar sobre dicho eje. Sin embargo tiene estabilidad positiva respecto de los otros ejes, puesto que si lo tumbamos hacia cualquier lado tenderá a recuperar su posición original.

En un avión, que también es un sistema multidimensional, la estabilidad se refiere a cada uno de los tres ejes de movimiento del mismo: longitudinal, lateral y vertical (1).

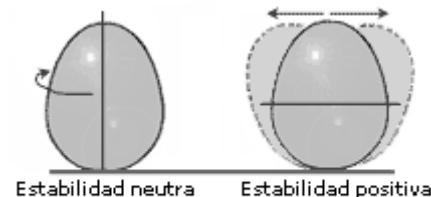


Fig.1.6.3 - Estabilidad según los ejes.

1.6.2 Estabilidad dinámica.

Sucede que las fuerzas tendentes a recuperar la posición de equilibrio pueden ser tan grandes que fuercen al sistema a ir más allá de la posición inicial. En el ejemplo anterior, al soltar el huevo que habíamos tumbado en la mesa, este irá más allá de su posición de equilibrio inicial oscilando a uno y otro lado, cada vez con menor intensidad, hasta recuperar el equilibrio plenamente. Pues bien, estabilidad dinámica es la propiedad que amortigua estas oscilaciones haciéndolas cada vez menores en intensidad.

Un sistema posee estabilidad dinámica si el movimiento del sistema produce una fuerza que se opone a ese movimiento. La rueda central de la figura 1.6.2 apenas tiene estabilidad dinámica, pues si la hacemos girar estará girando bastante tiempo debido a que la única fuerza que se opone a este movimiento es la fricción del aire.

También la estabilidad dinámica puede ser positiva, neutra, o negativa; positiva cuando las oscilaciones se amortiguan cada vez más hasta pararlas; neutra cuando no se amortiguan; y negativa cuando se van haciendo cada vez mayores.



Fig. 1.6.4 - Amortiguador hidráulico.

La figura 1.6.4 puede servirnos de modelo para diferenciar ambos tipos de estabilidad. El muelle es un ejemplo de estabilidad *estática* positiva, pues cuando se le estire o comprima, tratará de volver a su posición de equilibrio, eso si oscilando a uno y otro lado hasta encontrarla.

El amortiguador, es un ejemplo de estabilidad *dinámica* positiva. Al comprimirse, el aceite que contiene es obligado a pasar hacia arriba a través de unos pequeños agujeros, suavizando este movimiento. Pero cuando el muelle tienda a recuperar la posición inicial, el aceite en la parte de arriba será forzado a pasar hacia abajo a través de los mismos agujeros, suavizando de nuevo el movimiento y las oscilaciones. En cualquiera de los dos casos, la dificultad del aceite para pasar de uno a otro lado debido a su viscosidad es la fuerza que se opone al movimiento del amortiguador.

La estabilidad estática se refiere a las fuerzas que se desarrollan dependiendo de la posición del sistema, mientras que la estabilidad dinámica se refiere a las que se desarrollan en función de la velocidad. En el caso del muelle este reacciona cuando se le saca de su posición, mientras el amortiguador crea una fuerza que es proporcional al movimiento del aceite.

Cuando un sistema tiene estabilidad estática positiva pero no suficiente estabilidad dinámica (amortiguación) surgen las oscilaciones.

Una mala interpretación de la estabilidad, hace que al hablar de estabilidad refiriéndose a un avión se piense en este volando recto y nivelado. Realmente la estabilidad se refiere a cualquier posición de equilibrio: aparcado, en vuelo recto y nivelado a velocidad constante, en descenso o ascenso a velocidad constante, etc...

1.6.3 Amortiguamiento vertical.

El propósito de este apartado es examinar como responde el avión a los movimientos exclusivamente verticales, y explicar como (salvo en situación cercana a la pérdida) resiste eficazmente estos movimientos.

Normalmente un aeroplano está en equilibrio, todas sus fuerzas están en balance, pero para conocer como el avión mantiene este equilibrio vamos a centrarnos en el escenario expuesto en la figura 1.6.5.

Inicialmente el avión está volando recto y nivelado, las fuerzas verticales están en equilibrio. Pero en un momento dado hay un cambio súbito en este equilibrio, por ejemplo se corta el viento que teníamos de frente y la pérdida de velocidad provoca que la sustentación sea menor que el peso. Esto debería provocar que el avión entrase en una trayectoria descendente, y puesto que estas fuerzas seguirían desequilibradas, cada vez más rápidamente.

Sin embargo no es esto lo que ocurre, pues tan pronto como las alas inciden hacia abajo con una velocidad apreciable *el ángulo de ataque es diferente*. Sabemos que el ángulo de ataque es el formado por la cuerda del ala y el viento relativo; no hemos cambiado nuestra actitud y la cuerda del ala sigue la misma línea, pero el viento relativo ha cambiado de dirección, viene de delante y *abajo*. Esto supone que tenemos mayor ángulo de ataque luego mayor sustentación, y este extra equilibrará de nuevo las fuerzas verticales. Pero un mayor ángulo de ataque también implica una mayor resistencia, la cual equilibra la tendencia a acelerar. El resultado sería una trayectoria descendente *no acelerada*.

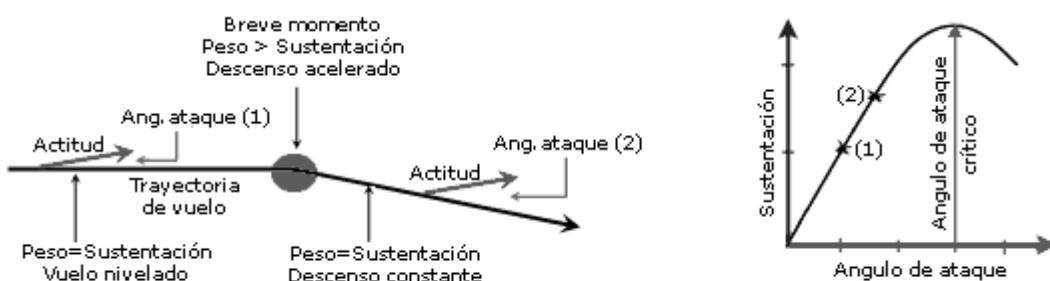


Fig.1.6.5 - Desarrollo del amortiguamiento vertical.

Este amortiguamiento vertical responde a la reacción inicial del avión, pues hay una segunda reacción (1.6.5) que provoca que el avión trate de volver a la trayectoria inicial.

El fuerte amortiguamiento vertical es la razón por la cual se asume siempre que la sustentación es igual al peso. Si las fuerzas estuvieran desequilibradas el avión debería acelerar hacia arriba o abajo hasta que un nuevo ángulo de ataque las equilibrara, pero en la práctica el balance se realiza tan rápidamente que la diferencia entre el peso y la sustentación no es apreciable.

No obstante, esta capacidad de amortiguamiento no debería ser tomada por el piloto como una garantía, pues tal como muestra la fig.1.6.6 pudiera suceder que el nuevo ángulo de ataque exceda el ángulo de ataque crítico y nos haga entrar en pérdida. En

este caso no solo no se incrementa la sustentación sino que disminuye con la pérdida, por lo que las fuerzas se desequilibran más todavía y el avión entra en un descenso acelerado.

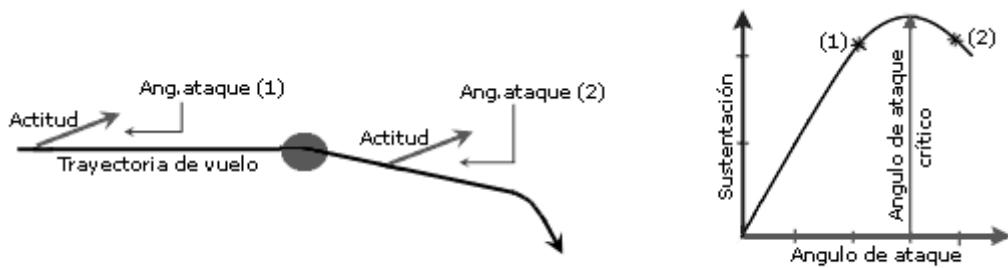


Fig.1.6.6 - Pérdida de amortiguamiento vertical.

1.6.4 Amortiguamiento del alabeo.

Antes hemos visto como el avión responde al desequilibrio de las fuerzas puramente verticales. Ahora consideraremos como responde al desequilibrio de fuerzas que causa el giro sobre el eje de alabeo, para lo cual nos serviremos de la situación planteada en la fig.1.6.7.

Como en el caso anterior, inicialmente estamos en vuelo recto y nivelado y con las fuerzas equilibradas. Pero supongamos que toda la carga que llevamos se mueve repentinamente al mismo lado del avión, provocando un súbito desequilibrio del peso a soportar por cada ala. Aunque el morro del avión se mueve hacia delante en la misma trayectoria, el ala con menor peso se mueve adelante y *arriba* disminuyendo su ángulo de ataque, mientras que el ala con mayor peso se mueve adelante y *abajo* aumentando su ángulo de ataque. El ala con ángulo de ataque disminuido minora su sustentación, en tanto el ala con el ángulo de ataque incrementado aumenta su sustentación; de esta manera cada ala equilibra el diferente peso que soporta con diferente cantidad de sustentación.



Fig.1.6.7 - Desarrollo del amortiguamiento al alabeo.

Como en el caso del amortiguamiento vertical, puede suceder que el ala que aumenta su ángulo de ataque excede el ángulo de ataque crítico y entre en pérdida, con lo cual no solo no aumenta su sustentación sino que la disminuye cada vez más. Las fuerzas aerodinámicas no se oponen al movimiento sino que lo amplifican. Esta situación es mucho más peligrosa que la pintada anteriormente, y es precisamente la forma en que se entra en una barrena, un ala que sobrepasa el ángulo de ataque crítico y otra que no.

Este amortiguamiento es crucial para el vuelo, por lo que los diseñadores lo enfatizan en sus modelos. Para ello diseñan las alas con un ángulo de incidencia decreciente hacia la punta (torsión), o dando distinta curvatura a cada perfil del ala, o ambas cosas. De esta forma, todas las secciones del ala contribuyen por igual a la sustentación y al amortiguamiento vertical, pero la sección de ala más cercana al fuselaje contribuye menos al amortiguamiento al alabeo que la sección del extremo del ala. Así, cuando el ala entera alcance su máximo coeficiente de sustentación, la raíz estará en pérdida pero los extremos no, aportando una cantidad considerable de amortiguación al alabeo.

1.6.5 Estabilidad longitudinal.

La estabilidad longitudinal, se refiere al movimiento del avión sobre su eje transversal (morro arriba/abajo) y es la más importante porque determina en gran medida las características de cabeceo del mismo, particularmente las relativas a la pérdida. Lo confuso de esta definición se debe a la denominación de los ejes del avión, tal como se comentó en el apartado 1. Es menos farragoso hablar de estabilidad sobre el eje de cabeceo.

De todas las características que afectan al balance y controlabilidad del avión, la de mayor importancia es la estabilidad longitudinal. Es bastante inseguro y poco confortable que un avión muestre tendencia a encabritarse o picar, cuando nuestra atención se encuentra ocupada en otra cosa.

Aunque es difícil obtener un grado exacto de estabilidad longitudinal para todas las condiciones de vuelo, es esencial conseguir un compromiso aceptable para que el vuelo sea seguro y confortable. La estabilidad longitudinal del avión está resuelta primariamente por el estabilizador horizontal de cola (fig.1.6.8). Puesto a propósito en la parte más alejada de las alas, este estabilizador aerodinámico genera las fuerzas necesarias para contrarrestar el efecto de fuerzas externas. Al ser la parte más alejada del centro de gravedad cualquier fuerza, por pequeña que sea, ejercida sobre este dispositivo tendrá un gran efecto de corrección (mayor par de fuerza).

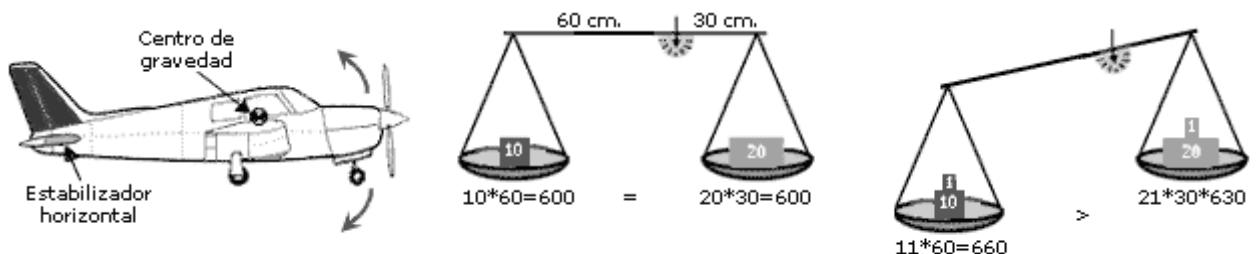


Fig.1.6.8 - Estabilizador horizontal y efecto del par de fuerza.

En la fig.1.6.8 tenemos una ?balanza? con los brazos desiguales; en la parte izquierda está en equilibrio ($600=600$) mientras que a la derecha observamos el distinto par de fuerza ejercido si le añadimos 1 kg. a cada platillo ($660>630$).

Si una racha de viento nos levanta el morro del avión, es porque viene por debajo de nuestra trayectoria de vuelo y afectará tanto a las alas como a la cola del avión. Este cambio del viento relativo supone un incremento del ángulo de ataque (más

sustentación), más acusado en la cola debido a su mayor distancia al centro de gravedad (como en la *¿balanza?* de brazos desiguales), la cual se levantará volviendo a poner el morro con la actitud anterior y disminuyendo el ángulo de ataque de las alas. Si la racha viene por arriba habrá menos ángulo de ataque, y el déficit de sustentación más acusado en la cola hará que esta baje volviendo a poner el avión en equilibrio.

Decalaje. Para mejorar las características de pérdida ([Ver 1.8.3](#)), normalmente los aviones se diseñan de manera que el estabilizador horizontal de cola tiene menor ángulo de incidencia que las alas. Esta diferencia de ángulos de incidencia entre superficies aerodinámicas recibe el nombre de decalaje. Veamos con un ejemplo el desarrollo de la estabilidad longitudinal explicado, incluyendo esta característica de diseño.

En la fig.1.6.9 se muestra un avión con decalaje=2°.

Supongamos pues, que estamos volando con un ángulo de ataque de 3° en las alas y 1° en el estabilizador (imagen izquierda) y nos alcanza una ráfaga que viene 1° por debajo de nuestra trayectoria (imagen derecha). Esto supone, que aunque nuestra actitud de vuelo no ha cambiado, las alas tienen ahora 4° de ángulo de ataque y el estabilizador 2°, que se traduce en un incremento de la sustentación en las alas del 50% y del 100% en el estabilizador horizontal, caso similar al efecto de agregar 1 kg. en cada platillo de la balanza del ejemplo anterior.

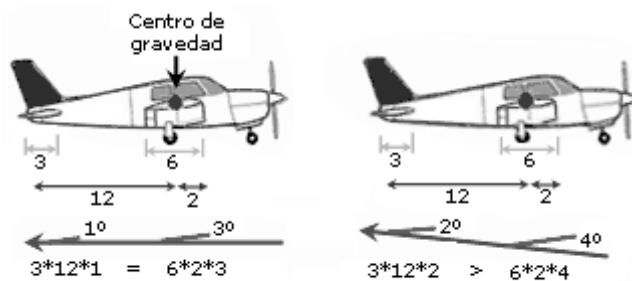


Fig.1.6.9 - Desarrollo de la estabilidad longitudinal.

El mayor incremento de sustentación en la cola junto con el mayor par de fuerza, hará que esta se eleve y baje el morro del avión, recobrándose una posición de equilibrio.

Los números de la figura representan superficies (3 y 6), distancias al centro de gravedad (12 y 2) y ángulos de ataque (1°, 2°, 3° y 4°).

A la vista de este funcionamiento, es fácil comprender que la situación del centro de gravedad del avión con respecto al centro aerodinámico es lo que ejerce mayor influencia sobre su estabilidad longitudinal, aunque también influyen los cambios de velocidad, potencia, actitud, etc... (fig.1.6.10).

Si el C.G. y el C.A. están en el mismo plano, el avión tiene estabilidad neutra pues ambas fuerzas tienen el mismo punto de aplicación; si el C.G. esta adelantado con respecto al C.A. el avión es estable y tenderá a picar (morro abajo), y por último si el C.G. esta retrasado con respecto del C.A. el avión es inestable y tiende a encabritarse (morro arriba).



Fig.1.6.10 - Estabilidad longitudinal en función del C.A. y del C.G.

La mayoría de los aviones tienen el Centro de Gravedad adelantado con respecto al Centro Aerodinámico.

El Centro de Gravedad de cada avión viene tabulado por el fabricante, lo mismo que sus límites de desplazamiento, la carga máxima permitida, etc. y es imperativo, para un óptimo control y estabilidad del aeroplano, que el Centro de Gravedad se mantenga dentro de los límites permitidos por su diseñador, pues lo contrario puede provocarnos serios problemas en el control y estabilidad del avión. En el capítulo dedicado a la carga y centrado del avión se explica con mayor detalle los efectos del centro de gravedad desplazado respecto del centro aerodinámico.

Se malinterpreta la estabilidad longitudinal al pensar en un avión estable con respecto al horizonte, lo cual es además una calidad poco deseable; un avión debe ser longitudinalmente estable a distintos ángulos de ataque.

Merece la pena mencionar, aunque sea brevemente, lo siguiente: tanto el flujo de aire que desplaza la hélice, como el que fluye hacia abajo por el borde de salida del ala inciden sobre la cola del avión afectando a la estabilidad longitudinal. Al extender flaps, el flujo del borde de salida se hace más pronunciado, e incide sobre el estabilizador horizontal de forma distinta según la situación de los planos del avión. Si el avión es de plano bajo, este flujo incidirá sobre la parte inferior del estabilizador haciendo que la cola suba y el morro baje; si el avión es de plano alto incidirá sobre la parte superior del estabilizador, bajando la cola y haciendo subir el morro.

1.6.6 Estabilidad lateral.

La estabilidad lateral se refiere a la mostrada por el avión sobre su eje longitudinal. Un avión que tiende a volver a su posición de alas niveladas después de que una ráfaga de viento levante o baje una de ellas se dice que es lateralmente estable. Nuevamente, sería menos confuso de entender si se habla de estabilidad sobre el eje de alabeo.

La estabilidad lateral del avión viene proporcionada básicamente por el diseño en ángulo diedro de las alas, por el cual los extremos de las alas están en un plano más alto que la parte anclada al fuselaje. El efecto estabilizador de este diseño, ocurre cuando un ala es bajada súbitamente por una ráfaga de aire y debido a ello el avión se desliza sobre esa ala. Este deslizamiento produce un aumento del ángulo de ataque del ala bajada con respecto del ala que está más alta; este incremento produce sustentación adicional en el ala bajada haciendo que esta suba y recupere el equilibrio.

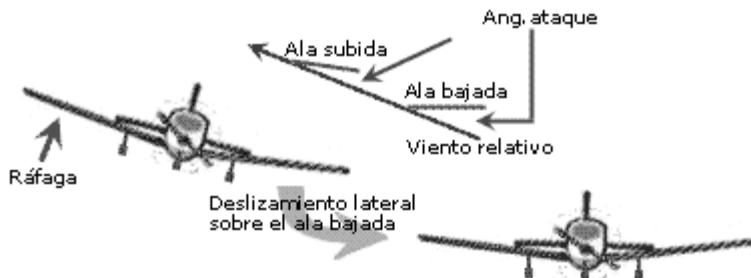


Fig.1.6.11 - Desarrollo de la estabilidad lateral.

1.6.7 Estabilidad direccional.

La estabilidad direccional concierne al movimiento del avión sobre el eje vertical. Si el eje longitudinal del aeroplano tiende a seguir la trayectoria de vuelo, bien en vuelo recto o en giros, se dice que es direccionalmente estable. más claro de comprender si hablamos de estabilidad sobre el eje de guñada.

El elemento que proporciona estabilidad direccional al avión es el estabilizador vertical de cola, que tiene el mismo funcionamiento aerodinámico que los demás estabilizadores. Si una racha de viento alcanza al avión por un costado, el mayor par de fuerza ejercido por el estabilizador vertical hará que la cola trate de orientarse hacia la ráfaga, moviendo el morro al lado contrario y recuperando de esta forma la trayectoria.

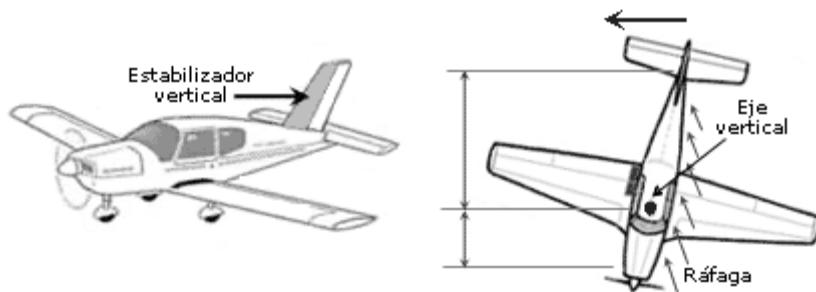


Fig.1.6.12 - Estabilizador vertical y estabilidad direccional.

Notas:

Aunque se ha invertido un gran cantidad de tiempo, dinero y esfuerzo para diseñar aviones que mantengan un estado de equilibrio, el piloto debe ser capaz de

interrumpir ese equilibrio para maniobrar el avión. Supongamos que estamos en vuelo recto y nivelado; si deseamos hacer un giro debemos actuar sobre los mandos correspondientes, con lo cual rompemos una situación de equilibrio para ir a otra posición distinta; lo mismo si queremos subir, bajar o volver de nuevo a vuelo recto y nivelado.

De lo visto en este capítulo, se deduce que un aeroplano estable es fácil de volar; ahora bien esto no significa que el piloto deba depender enteramente de la estabilidad del avión para volver a la condición de vuelo original. Incluso en los aeroplanos más estables, se requiere el uso de los controles de vuelo para retornar a la actitud de vuelo deseada.

Un avión bien diseñado requiere menos esfuerzo para controlarlo. Un avión tendrá un tipo de estabilidad según la función para la cual se ha diseñado. Si es estable se comportará con nobleza aun a costa de presentar esfuerzo en los mandos, ya que tratará de volver a su posición de equilibrio; por el contrario, un avión inestable tendrá un comportamiento nervioso ya que cualquier movimiento sacará al avión con facilidad de su posición de equilibrio, característica esta que lo hace idóneo para el vuelo acrobático.

Sumario:

- Equilibrio es el estado de un cuerpo o sistema cuando la resultante de las fuerzas que actúan sobre él es nula.
- Estabilidad es la respuesta de un sistema cuando se le mueve de una posición de equilibrio.
- En un sistema multidimensional debemos considerar la estabilidad para cada uno de sus ejes por separado.
- Hay dos tipos de estabilidad: estabilidad estática, denominada habitualmente estabilidad sin más, y estabilidad dinámica o amortiguamiento.
- La estabilidad puede ser positiva, negativa o neutra.
- Cuando un sistema tiene estabilidad estática positiva pero no suficiente estabilidad dinámica (amortiguación) surgen las oscilaciones.
- La estabilidad en un avión se refiere a cada uno de los tres ejes del mismo: longitudinal, lateral y vertical.
- Un avión tiene una gran capacidad de amortiguamiento vertical.
- El amortiguamiento al alabeo es crucial para el vuelo, y su desarrollo se consigue dándole "torsión" a las alas. En este diseño el ángulo de incidencia va decreciendo de la raíz del ala hacia el extremo.
- Los estabilizadores funcionan bajo los mismos principios aerodinámicos que las alas.
- La estabilidad longitudinal del avión está resuelta primariamente por el estabilizador horizontal de cola.
- Recibe el nombre de decalaje la diferencia de ángulos de incidencia entre superficies aerodinámicas.
- La situación del centro de gravedad del avión con respecto al centro aerodinámico tiene una gran influencia sobre la estabilidad longitudinal.

- Un avión debe ser estable longitudinalmente a distintos ángulos de ataque, no respecto al horizonte.
- El diseño en ángulo diedro de las alas es el que básicamente proporciona estabilidad lateral al avión.
- El elemento que proporciona estabilidad direccional al avión es el estabilizador vertical de cola.

ATA 33

LUCES

LUCES
Descripción

1 GENERALIDADES

El avión dispone de un sistema de iluminación para su interior y exterior. Este sistema suministra el nivel de iluminación requerido en todas las condiciones de operación, tanto en vuelo como en tierra.

Las luces se dividen en los siguientes sistemas:

- Cabina de Pilotos (Ver CA-A-33-10-00-00A-040A-A)
- Cabina Principal (Ver CA-A-33-20-00-00A-040A-A)
- Compartimientos de Carga y Servicio (Ver CA-A-33-30-00-00A-040A-A)
- Exterior (Ver CA-A-33-40-00-00A-040A-A)
- Iluminación de Emergencia (Ver CA-A-33-50-00-00A-040A-A).

CABINA DE PILOTOS
Descripción

1 GENERALIDADES

La iluminación de cabina de pilotos se divide en los siguientes subsistemas:

- Iluminación de Cabina de Pilotos (Ver CA-A-33-11-00-00A-040A-A)
- Iluminación de Instrumentos y Paneles (Ver CA-A-33-12-00-00A-040A-A)
- Sistema Compatible con las Gafas de Visión Nocturna (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

ILUMINACION DE CABINA DE PILOTOS
Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

La iluminación de cabina de pilotos se controla por medio de interruptores, situados en unidades de control y en las propias luces, fácilmente accesibles al piloto y copiloto cuando se encuentran sentados frente a los mandos.

La iluminación de cabina de pilotos es compatible con el empleo de gafas de visión nocturna.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LE11 (LE10)	Luz de Platón	211 (212)	-	33-11-11
2.	LE9 (LE8)	Luz Ajustable	211 (212)	-	33-11-12
3.	LE5 (LE4)	Luz Portátil	211 (212)	-	33-11-13
4.	ZD7 (ZD6)	Luz de Mapas	211 (212)	-	33-11-15
5.	L15,L17 (L14,L16)	Luz para Pedal	211 (212)	-	33-11-14
6.	LP60	Luz de Lectura de Observador	221	-	33-11-19
7.	ZD110	Unidad de Control INTERNAL LT	217	-	33-21-11
	LE3	Interruptor DOME			
8.	ZD121 (ZD120)	Unidad de Control FLIGHT DECK LT	211 (212)	-	33-11-16
	LE6	Interruptor READING			
	LE12	Interruptor FLOOR/PEDAL			
	LE13	Interruptor MAP			
9.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LE1	Interruptor Automático CKPT LIGHT			
10.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LE2	Interruptor Automático CKPT LIGHT			

3 DESCRIPCIÓN

La iluminación de cabina de pilotos se realiza por medio de varias luces que iluminan zonas generales y específicas de la cabina de pilotos. Dos luces de tipo plafón, montadas en el techo de la cabina de pilotos iluminan la zona general de la cabina. Estas luces están reforzadas por dos luces ajustables que están también montadas en el techo de la cabina de pilotos. La iluminación de las zonas específicas de la cabina de pilotos se realiza por medio de luces de mapas montadas en los volantes de mando del piloto y del copiloto y por cuatro luces (dos en cada lado) montadas debajo de los paneles de instrumentos IZQ y DCH, que iluminan los pedales del timón de dirección y la zona de piso adyacente. La iluminación portátil se efectúa mediante una luz portátil sujetada con pinzas a cada consola lateral. También se dispone de una luz de lectura para el observador.

Todos los circuitos reciben alimentación desde los interruptores automáticos CKPT LIGHT, LE1 (LE2), situados en el panel de interruptores automáticos L (R) MISCELLANEOUS, PC9 (PC8).

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

4.1 LUZ DE PLAFÓN, LE11 (LE10)

Las luces de plafón sirven para la iluminación general de la cabina de pilotos. Cada luz está provista de un conjunto de lente difusora rectangular, montado en un alojamiento en forma de cúpula, que lleva una lámpara de tipo led de 28V c.c..

4.2 LUZ AJUSTABLE, LE8 (LE8)

La luz ajustable se utiliza para reforzar la iluminación general. Es una unidad tubular que contiene un conjunto de lente y una bombilla de incandescencia. La lente produce un haz de luz desde un conjunto de refractor interno y a través de una lente montada en el interior de un alojamiento ajustable. El haz de luz puede ajustarse en anchura. La luz puede girar en su base, para facilitar la sustitución de la bombilla.

4.3 LUZ PORTÁTIL, LE5 (LE4)

Las luces portátiles están montadas en las consolas laterales IZQ (DCH). Estas unidades son de construcción tubular, montadas sobre una base de tipo pinza. Las luces utilizan bombillas de incandescencia de 28V c.c.. Cada luz va provista de aproximadamente un metro de cable, y se conecta directamente en el circuito del interruptor automático CKPT LIGHT, LE1 (LE2). El haz de luz puede ajustarse en anchura.

4.4 LUZ DE MAPAS, ZD7 (ZD6)

La luz de mapas está montada en la parte superior del soporte para mapas que se encuentra incorporado en el centro de los volantes de mando del piloto y copiloto. Estas luces utilizan dos bombillas de incandescencia, accesibles cuando se sueltan los portalámparas de suelta rápida.

4.6 LUZ PARA PEDAL L16, L17 (L14, L18)

Dos luces para pedal están montadas debajo de cada panel de instrumentos, IZQ y DCH, para iluminar la zona de los pedales. Estas luces son unidades que emiten un haz de luz desde un conjunto de tubo.

4.6 LUZ DE LECTURA DE OBSERVADOR, LF60

La luz de lectura de observador es una luz orientable que está montada en el mamparo de la cabina de pilotos, STA 4309, justo detrás del piloto. Esta luz utiliza una lámpara de incandescencia de 28V c.c. y se conecta directamente en el circuito del Interruptor automático CKPT LIGHT, LE1 (LE2). La operación y la intensidad de luz se controla por medio de un interruptor potenciómetro situado en la propia luz. El haz de luz puede ajustarse en anchura.

4.7 UNIDAD DE CONTROL INTERNAL LT, ZD110

La unidad de control INTERNAL LT, ZD110 está situada en el tablero superior. Esta contiene el Interruptor DOME, LE3 para el control de las luces de plafón de la cabina de pilotos.

4.8 UNIDAD DE CONTROL FLIGHT DECK LT, ZD121 (ZD120)

La unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121 (ZD120), situada en el panel de instrumentos I20 (IDCH), contiene componentes para el control del sistema de iluminación de cabina de pilotos. El Interruptor READING, LE6 controla la operación de la luz ajustable, el Interruptor FLOOR/PEDAL, LE12 de las luces de pedal y el Interruptor MAP, LE13 de la luz de mapas.

6 OPERACIÓN

La tripulación de vuelo puede ajustar la intensidad de la iluminación en la cabina de pilotos, a fin de evitar la pérdida de la visión nocturna (figura 2).

El sistema se alimenta con 28V c.c. procedentes de la GEN BUS1 (2) a través del interruptor automático CKPT LIGHT, LE1 (LE2). La iluminación de cabina de pilotos se puede conectar de las siguientes maneras:

- Operando sobre la propia luz portátil, LE5 (LE4) o sobre la luz de lectura de observador, LF60, estas se encienden
- Sacando de OFF el interruptor DOME, LE3, situado en la unidad de control INTERNAL LT, ZD110, para que se encienda la luz de plafón, LE11 (LE10)
- Sacando de OFF el interruptor READING, LE6 (LE5), situado en la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121 (ZD120), para que se encienda la luz ajustable LE9 (LE8)
- Sacando de OFF el interruptor FLOOR/PEDAL, LE12 (LE12), situado en la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121 (ZD120), para que se enciendan las luces para pedal L15, L17 (L14, L16)
- Sacando de OFF el interruptor MAP, LE13 (LE13), situado en la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121 (ZD120), para que se encienda la luz de mapas, ZD7 (ZD6), del volante de mando.

8 INTERFACES

El sistema de iluminación de cabina de pilotos tiene interconexiones con los sistemas de:

- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A).

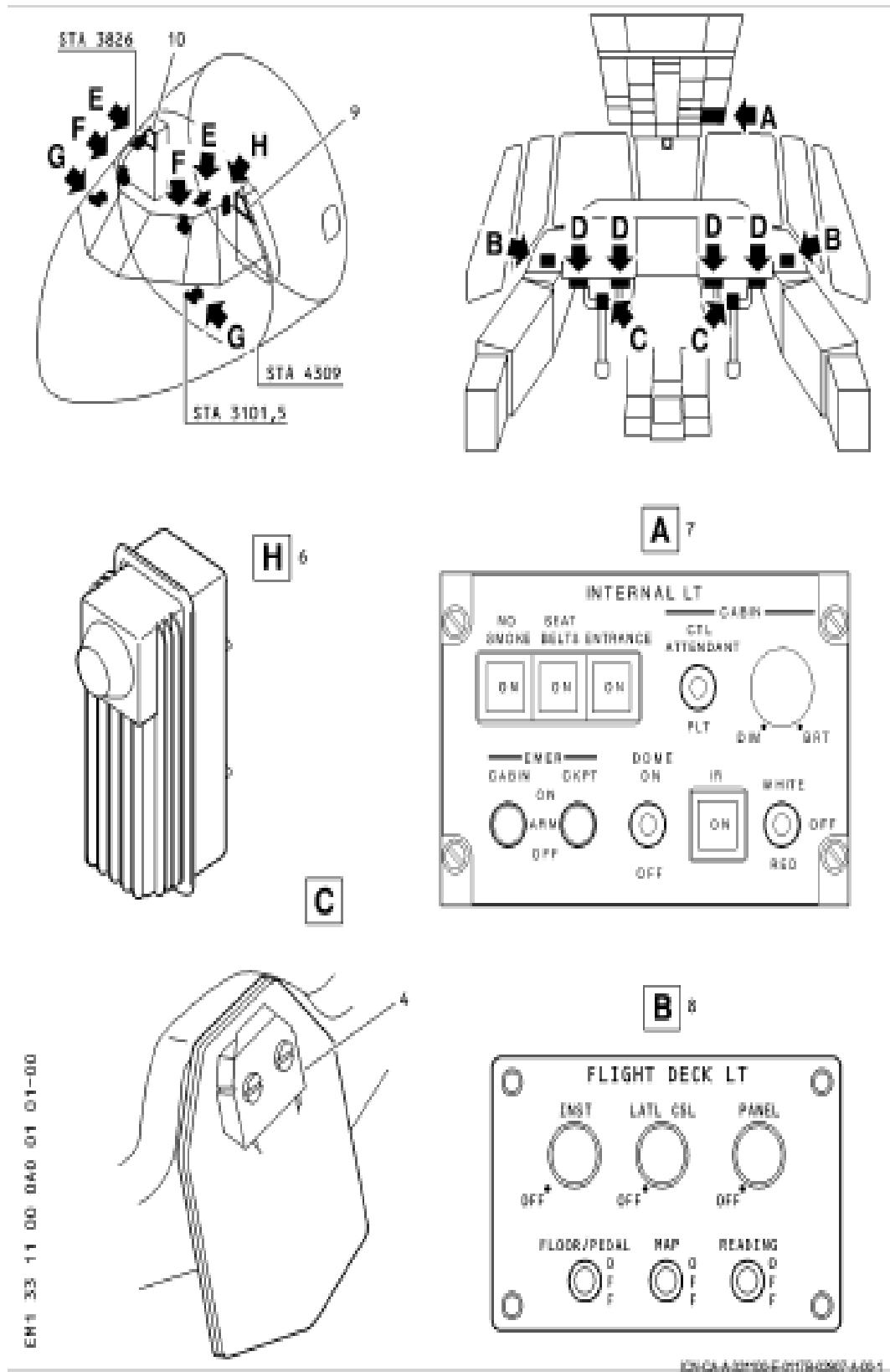
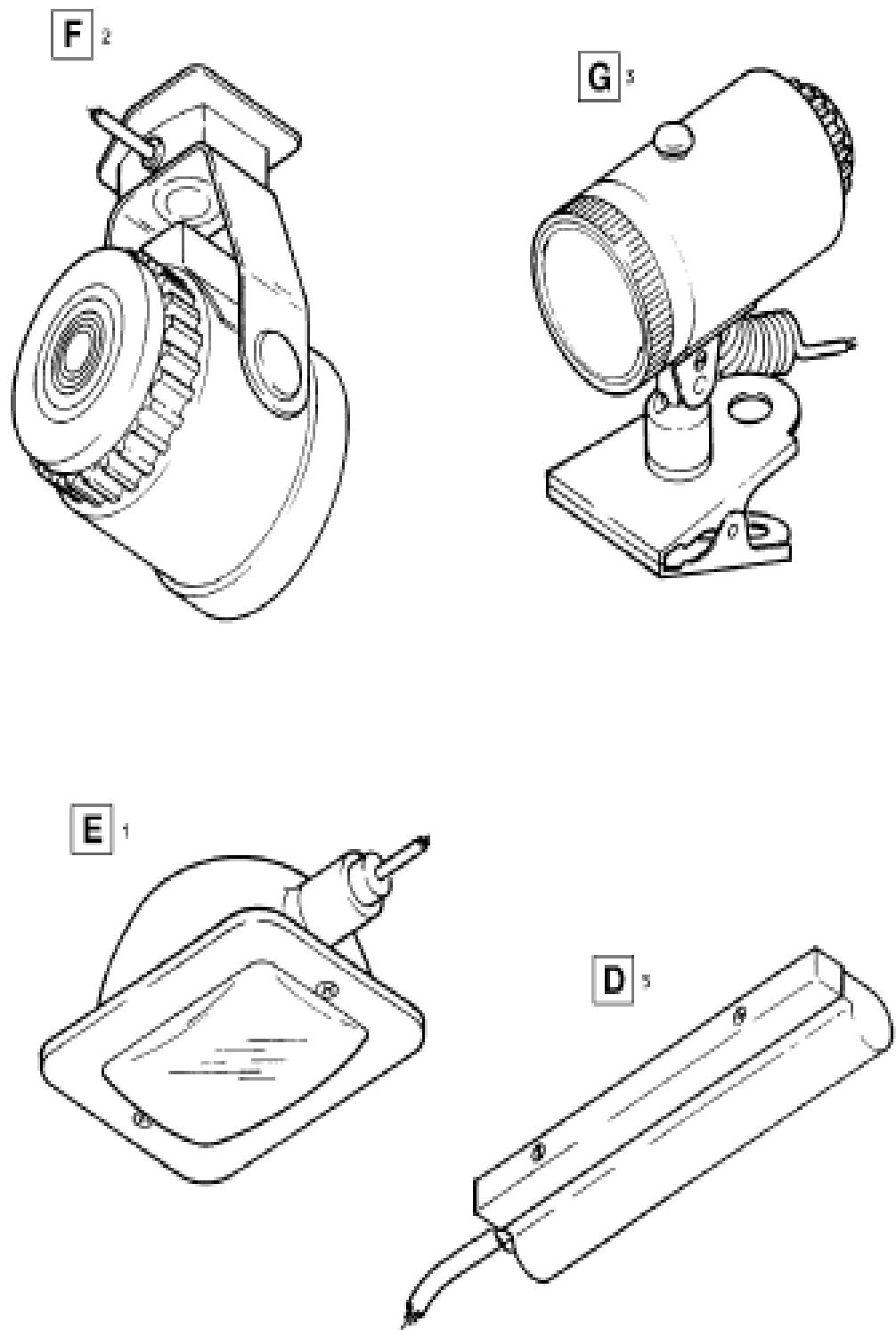


Figura 1 Iluminación de Cabina de Pilotos - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)



EN-CA-A-00105-E-00179-02008-A-05-1

Figura 1 Iluminación de Cabina de Pilotos - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)

ILUMINACION DE INSTRUMENTOS Y PANELES

Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El sistema de iluminación de instrumentos y paneles de la cabina de pilotos sirve para proporcionar luz a los instrumentos de vuelo y a los rótulos de los paneles de la cabina de pilotos.

Los paneles llevan rótulos grabados en blanco sobre fondo negro. Los instrumentos llevan iluminación integral. Los interruptores luminosos esenciales utilizan un código de colores.

Los sistemas de iluminación de instrumentos y paneles se alimentan desde los convertidores de CC/CC.

Los sistemas de iluminación de instrumentos y paneles se dividen en tres zonas. Cada una está controlada a través de su propia unidad de control FLIGHT DECK LT, que lleva también dispositivos de atenuación, que impiden la pérdida de la visión nocturna por parte de la tripulación de vuelo.

La iluminación de instrumentos y paneles es compatible con el empleo de gafas de visión nocturna.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL	REFERENCIA
				ACCE80	SNS
1.	LF11, LF12, LF13, LF14, LF15, LF16, LF19, LF65, LF67	Convertidor de CC/CC	221 (222)	221DL (222DR)	33-12-12
2.	LF17 LF18	Convertidor de CC/CC	221 (222)	221DL (222DR)	33-12-12
3.	ZD121 (ZD120)	Unidad de Control FLIGHT DECK LT	211 (212)	-	33-11-16
	LF23	Interruptor Potenciómetro LATL C8L			
	LF29	Interruptor Potenciómetro INST			
	LF31	Interruptor Potenciómetro PANEL			
4.	LF50	Unidad de Control FLIGHT DECK LT	217	-	33-12-11
	LF41	Interruptor Potenciómetro CENTRAL PANEL INST			
	LF42	Interruptor Potenciómetro CENTRAL C8L			

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
	LF45	Interruptor Potenciómetro UPPER PANEL FWD			
	LF46	Interruptor Potenciómetro UPPER PANEL RWD			
5.	LF35, LF53 (LF36, LF51) LF33, LF52	Luz Tubular de Instrumentos	211 (212) 213	-	33-12-13
6.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LF1	Interruptor Automático INST LIGHT			
	LF3	Interruptor Automático INST LIGHT			
	LF5	Interruptor Automático INST LIGHT			
7.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LF2	Interruptor Automático INST LIGHT			
	LF4	Interruptor Automático INST LIGHT			
	LF6	Interruptor Automático INST LIGHT			

3 DESCRIPCIÓN

Los instrumentos montados en paneles tienen iluminación integral, y están conectados al sistema de 5V c.c. de iluminación de instrumentos y paneles.

Los paneles de instrumentos están fabricados con plástico y su superficie exterior está pintada de negro. Los rótulos se han grabado en el plástico blanco, quitando la pintura negra. Una serie de bombillas subministra están conectadas a una placa de circuitos impresos, que está pegada a la parte posterior del panel.

Estas bombillas se alimentan desde el sistema de iluminación de instrumentos y paneles de 5V c.c., y se encienden para iluminar los rótulos blancos grabados. La intensidad de la iluminación se controla por medio de interruptores potenciómetros, instalados en la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121 (ZD120) y LF50.

Los paneles y los instrumentos montados en ellos se agrupan en tres zonas, cada una de las cuales está controlada por una unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121 (ZD120) y LF50:

- La consola lateral IZQ y el panel de instrumentos IZQ se controlan desde la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121, que está montada en el panel de instrumentos IZQ
- El tablero superior, la consola central y el panel central de instrumentos se controlan desde la unidad de control FLIGHT DECK LT, LF50, que está montada en el tablero superior

- La consola lateral DCH y el panel de Instrumentos DCH se controlan desde la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD120, que está montada en el panel de Instrumentos DCH.

La alimentación llega a los instrumentos y paneles desde los convertidores de 28V c.c. a 5V c.c., que, a su vez, se alimentan desde los interruptores automáticos montados en el panel de Interruptores automáticos L (R) MISCELLANEOUS, PC9 (PC8).

La iluminación de los paneles se refuerza por medio de luces tubulares de 28V c.c., montadas bajo la visera y en los paneles laterales de instrumentos, y que iluminan desde fuera los paneles de instrumentos. Las luces se han montado en dos grupos, de tres luces cada uno: LF33 está situada en el lado izquierdo, sobre el panel central de instrumentos. LF35 y LF36 están situadas sobre el panel de instrumentos IZQ. El grupo izquierdo se controla por medio del interruptor potenciómetro PANEL, LF31, situado en la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121.

El grupo derecho de luces, LF52, está situado en el lado derecho, sobre el panel central de instrumentos. LF51 y LF56 están situadas sobre el panel de instrumentos DCH. El grupo derecho se controla por medio del interruptor potenciómetro PANEL, LF31, situado en la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD120.

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

4.1 CONVERTIDORES DE CC/CC LF11, LF12, LF13, LF14, LF16, LF18, LF86 Y LF87

El convertidor de cc/cc utiliza circuitos de estado sólido para cambiar la entrada de 28V c.c. en una salida de 0-5V c.c. y suministra 75W. La unidad se adapta automáticamente a las variaciones de carga, proporcionando una salida regulada a los sistemas de iluminación de instrumentos y paneles.

4.2 CONVERTIDORES DE CC/CC LF17, LF18

El convertidor de cc/cc utiliza circuitos de estado sólido para cambiar la entrada de 28V c.c. en una salida de 0-5V c.c. y suministra 50W. La unidad se adapta automáticamente a las variaciones de carga, proporcionando una salida regulada a los sistemas de iluminación de instrumentos y paneles.

4.3 LUZ TUBULAR DE INSTRUMENTOS LF36, LF63 (LF38, LF61), LF33, LF52

Las luces tubulares de instrumentos, montadas debajo de la visera y en los paneles laterales de instrumentos, iluminan los instrumentos desde fuera. Estas luces se alimentan con 28V c.c.

4.4 UNIDAD DE CONTROL FLIGHT DECK LT, ZD121 (ZD120)

La unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121 (ZD120), situada en el panel de instrumentos IZQ (DCH), contiene los componentes para el control del sistema de iluminación de los paneles de instrumentos IZQ (DCH), consolas laterales y de las luces tubulares.

El interruptor potenciómetro INST, LF29 controla la iluminación del panel de instrumentos IZQ (DCH), el interruptor potenciómetro LATL C8L, LF23 de las consolas laterales y el interruptor potenciómetro PANEL, LF31 de las luces tubulares.

4.5 UNIDAD DE CONTROL FLIGHT DECK LT, LF60

La unidad de control FLIGHT DECK LT, LF50, situada en el tablero superior, contiene los componentes para el control del sistema de iluminación del panel central de instrumentos, consola central y del tablero superior.

El interruptor potenciómetro CENTRAL PANEL INBT, LF41 controla la iluminación del panel central de instrumentos, el interruptor potenciómetro CENTRAL CSL, LF42 de la consola central, el interruptor potenciómetro UPPER PANEL FWD, LF45 del tablero superior (unidades de control) y el interruptor potenciómetro UPPER PANEL RWD, LF46 del tablero superior (paneles de interruptores automáticos).

6 OPERACIÓN

6.1 DISTRIBUCIÓN DE ALIMENTACIÓN DE 6V C.C.

La alimentación para la iluminación de instrumentos y paneles se obtiene a partir de los convertidores. Cada uno de estos convertidores funciona con una carga equilibrada, y se conecta a una zona específica, según se indica a continuación para cada convertidor (figura 2):

- LF11 - Tablero superior - Unidades de control
- LF12 - Tablero superior - Unidades de control:
 - MSTR ELEC, ZD134
 - IND PRES, DN2
 - STBY COMPASS, ZD135
 - SELECTOR PRES, HE2
- LF13 - Panel central de instrumentos
- LF14 - Consola central
- LF15 - Consola lateral IZQ, panel de interruptores automáticos L MISCELLANEOUS, PC9 y unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121
- LF16 - Consola lateral DCH, panel de interruptores automáticos R MISCELLANEOUS, PC8 y unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD120
- LF17 - Panel de instrumentos IZQ
- LF18 - Panel de instrumentos DCH
- LF19 - Consola central
- LF65 - Tablero superior - Paneles de interruptores automáticos
- LF67 - Tablero superior - Unidades de control.

6.2 ILUMINACIÓN DE PANELES DE INTERRUPTORES AUTOMÁTICOS DEL TABLERO SUPERIOR

La alimentación para la iluminación de los paneles de interruptores automáticos del tablero superior procede del convertidor LF65 (figura 3).

El convertidor LF65 se controla desde la unidad de control FLIGHT DECK LT, LF50.

Cuando el interruptor potenciómetro UPPER PANEL RWD, LF46, se gira fuera de la posición OFF, energiza el relé LF43. Entonces se suministran 28V c.c., procedentes de la GEN BUS 1 a través del interruptor automático INBT LIGHT, LFS, al convertidor LF65. La salida de 0-5V c.c. ilumina los paneles de interruptores automáticos a la intensidad ajustada por el interruptor potenciómetro LF46 conectado a la entrada de control del convertidor LF65.

6.3 ILUMINACIÓN DE UNIDADES DE CONTROL, TABLERO SUPERIOR

La alimentación para la iluminación de las unidades de control del tablero superior procede de los convertidores LF12, LF11 y LF67:

- Convertidor LF12, Control y Distribución (figura 4)

El convertidor LF12 se controla desde la unidad de control FLIGHT DECK LT, LF50.

Cuando el interruptor potenciómetro UPPER PANEL FWD, LF45, se gira fuera de la posición OFF, energiza el relé LF70. Entonces se suministran 28V c.c., procedentes de la GEN BUS 2 a través del interruptor automático INST LIGHT, LF2, al convertidor LF12. La salida de 0-5V c.c. ilumina los elementos conectados a ZR3826-101 módulos 1, 2 y 6 a la intensidad ajustada por el interruptor potenciómetro LF45 conectado a la entrada de control del convertidor LF12.

- Convertidor LF11, Control y Distribución (figura 5)

El convertidor LF11 se controla desde la unidad de control FLIGHT DECK LT, LF50.

El convertidor LF11 se alimenta con 28V c.c. procedentes de la GEN BUS 1 a través del interruptor automático INST LIGHT, LF1. Cuando el interruptor potenciómetro UPPER PANEL FWD, LF45, está en la posición OFF, el relé LF71 está desenergizado y la salida de 0-5V c.c. del convertidor está controlada por la resistencia LF72, para iluminar a los elementos conectados a ZR3826-101 módulos 12 y 13 a un nivel de brillo intermedio.

Cuando el interruptor potenciómetro LF45 se gira fuera de la posición OFF, se energiza el relé LF71. Entonces la entrada de control del convertidor LF11 se conecta al interruptor potenciómetro LF45, y la salida de 0-5V c.c. ilumina a los elementos conectados a ZR3826-101 módulos 12, 13, 4, 15 y 16. La salida del convertidor LF11 pasa a estar ahora controlada por el interruptor potenciómetro LF45 para proporcionar una gama completa de brillo.

- Convertidor LF67, Control y Distribución (figura 6)

El convertidor LF67 se controla desde la unidad de control FLIGHT DECK LT, LF50.

Cuando el interruptor potenciómetro UPPER PANEL FWD, LF45, se gira fuera de la posición OFF, energiza el relé LF70. Entonces se suministran 28V c.c., procedentes de la GEN BUS 2 a través del interruptor automático INST LIGHT, LF6, al convertidor LF67. La salida de 0-5V c.c. ilumina los elementos conectados a ZR3826-101 módulos 3 y 5 a la intensidad ajustada por el interruptor potenciómetro LF45 conectado a la entrada de control del convertidor LF67.

6.4 ILUMINACIÓN DE PANELES DE INSTRUMENTOS IZQUIERDO Y DERECHO

La alimentación para la iluminación de los paneles de instrumentos izquierdo y derecho procede de los convertidores LF17 (LF18) (figura 7).

Los convertidores LF17 (LF18) están controlados por las unidades de control FLIGHT DECK LT, ZD121 (ZD120) respectivamente.

Los convertidores LF17 (LF18) se alimentan con 28V c.c. procedentes de la GEN BUS 1 (2) a través de los interruptores automáticos INST LIGHT, LF3 (LF4).

Cuando el interruptor potenciómetro INST, LF29 está en la posición OFF, el relé LF25 está desenergizado y la salida de 0-5V c.c. del convertidor está controlada por la resistencia LF27, para iluminar a los interruptores luminosos del panel de instrumentos I2Q (DCH) a un nivel de brillo intermedio.

Cuando el interruptor potenciómetro LF29 se gira fuera de la posición OFF, se energiza el relé LF25. Entonces la entrada de control del convertidor LF17 (LF18) se conecta al interruptor potenciómetro LF29, y la salida de 0-5V c.c. ilumina a todos los elementos del panel de

Instrumentos IZQ (DCH). La salida del convertidor LF17 (LF18) pasa a estar ahora controlada por el interruptor potenciómetro LF29 para proporcionar una gama completa de brillo.

6.6 ILUMINACIÓN DE LAS UNIDADES DE CONTROL LA CONSOLA IZQUIERDA Y DERECHA

La alimentación para la iluminación de las unidades de control de las consolas Izquierda y derecha procede de los convertidores LF15 (LF16) (figura 8).

Los convertidores LF15 (LF16) están controlados por las unidades de control FLIGHT DECK LT, ZD121 (ZD120) respectivamente.

Los convertidores LF15 (LF16) se alimentan con 28V c.c. procedentes de la GEN BUS 1 (2) a través del interruptor automático INST LIGHT, LF3 (LF4). Cuando el interruptor potenciómetro LATL CSL, LF23, está en la posición OFF, el relé LF19 está desenergizado y la salida de 0-5V c.c. del convertidor está controlada por la resistencia LF21, para iluminar a los interruptores luminosos de la consola lateral IZQ (DCH) a un nivel de brillo intermedio.

Cuando interruptor potenciómetro LF23 se gira fuera de la posición OFF, se energiza el relé LF19. Entonces la entrada de control del convertidor LF15 (LF16) se conecta al interruptor potenciómetro LF23, y la salida de 0-5V c.c. ilumina a todos los elementos de la consola lateral IZQ (DCH), al panel de interruptores automáticos L (R) MISCELLANEOUS, PC8 (PC9) y a la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121 (ZD120). La salida del convertidor LF15 (LF16) pasa a estar ahora controlada por el interruptor potenciómetro LF23 para proporcionar una gama completa de brillo.

6.8 ILUMINACIÓN DEL PANEL CENTRAL DE INSTRUMENTOS

La alimentación para la iluminación del panel central de instrumentos procede del convertidor LF13 (figura 9).

El convertidor LF13 se controla desde la unidad de control FLIGHT DECK LT, LF50, a través del relé LF37, situado en la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121.

El convertidor LF13 se alimentan con 28V c.c. procedentes de la GEN BUS 1 a través del interruptor automático INST LIGHT, LF1. Cuando el interruptor potenciómetro CENTRAL PANEL INST, LF41, está en la posición OFF, el relé LF37 de la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121, está desenergizado y la salida de 0-5V c.c. del convertidor está controlada por la resistencia LF39, para iluminar a los interruptores luminosos del panel central de instrumentos a un nivel de brillo intermedio.

Cuando interruptor potenciómetro LF41 se gira fuera de la posición OFF, se energiza el relé LF37. Entonces la entrada de control del convertidor LF13 se conecta al interruptor potenciómetro LF41, y la salida de 0-5V c.c. ilumina a todos los elementos del panel central de instrumentos. La salida del convertidor LF13 pasa a estar ahora controlada por el interruptor potenciómetro LF41 para proporcionar una gama completa de brillo.

6.7 ILUMINACIÓN DE LAS UNIDADES DE CONTROL DE LA CONSOLA CENTRAL

La alimentación para la iluminación de las unidades de control de la consola central procede de los convertidores LF14 y LF19 (figura 10).

Los convertidores LF14 y LF19 se controlan desde la unidad de control FLIGHT DECK LT, LF50, a través del relé LF37, situado en la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD120.

El convertidor LF14 se alimenta con 28V c.c. procedentes de la GEN BUS 2 a través del interruptor automático INST LIGHT, LF2, y el convertidor LF19 se alimenta con 28V c.c. procedentes de la GEN BUS 2 a través del interruptor automático INST LIGHT, LF4 y del relé LF37.

Cuando el interruptor potenciómetro CENTRAL CSL, LF42, está en la posición OFF, el relé LF37 de la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD120, está desenergizado y la salida

de 0-SV c.c. del convertidor LF14 está controlada por la resistencia LF39, para iluminar a los interruptores luminosos de las unidades de control de la consola central a un nivel de brillo intermedio. El convertidor LF19 permanece desenengelzado.

Cuando el interruptor potenciómetro CENTRAL CSL, LF42, se gira fuera de la posición OFF, se energiza el relé LF37. Entonces las entradas de control de los convertidores LF14 y LF19 se conectan al interruptor potenciómetro LF42, el convertidor LF19 se energiza, y las salidas de 0-SV c.c. de los convertidores LF14 y LF19 iluminan a todos los elementos de la consola central. La salida de los convertidores LF14 y LF19 pasa a estar ahora controlada por el interruptor potenciómetro LF42 para proporcionar una gama completa de brillo.

6.8 LUZ TUBULAR DE INSTRUMENTOS

Cuando el interruptor potenciómetro PANEL, LF31 de la unidad de control FLIGHT DECK LT, ZD121 (ZD120), se gira fuera de la posición OFF, las luces tubulares se iluminan. Mediante la operación del interruptor potenciómetro PANEL, LF31 se controla el brillo de las luces tubulares (figura 11).

8 INTERFAZES

El sistema de iluminación de instrumentos y paneles tiene interconexiones con los sistemas de:

- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A).

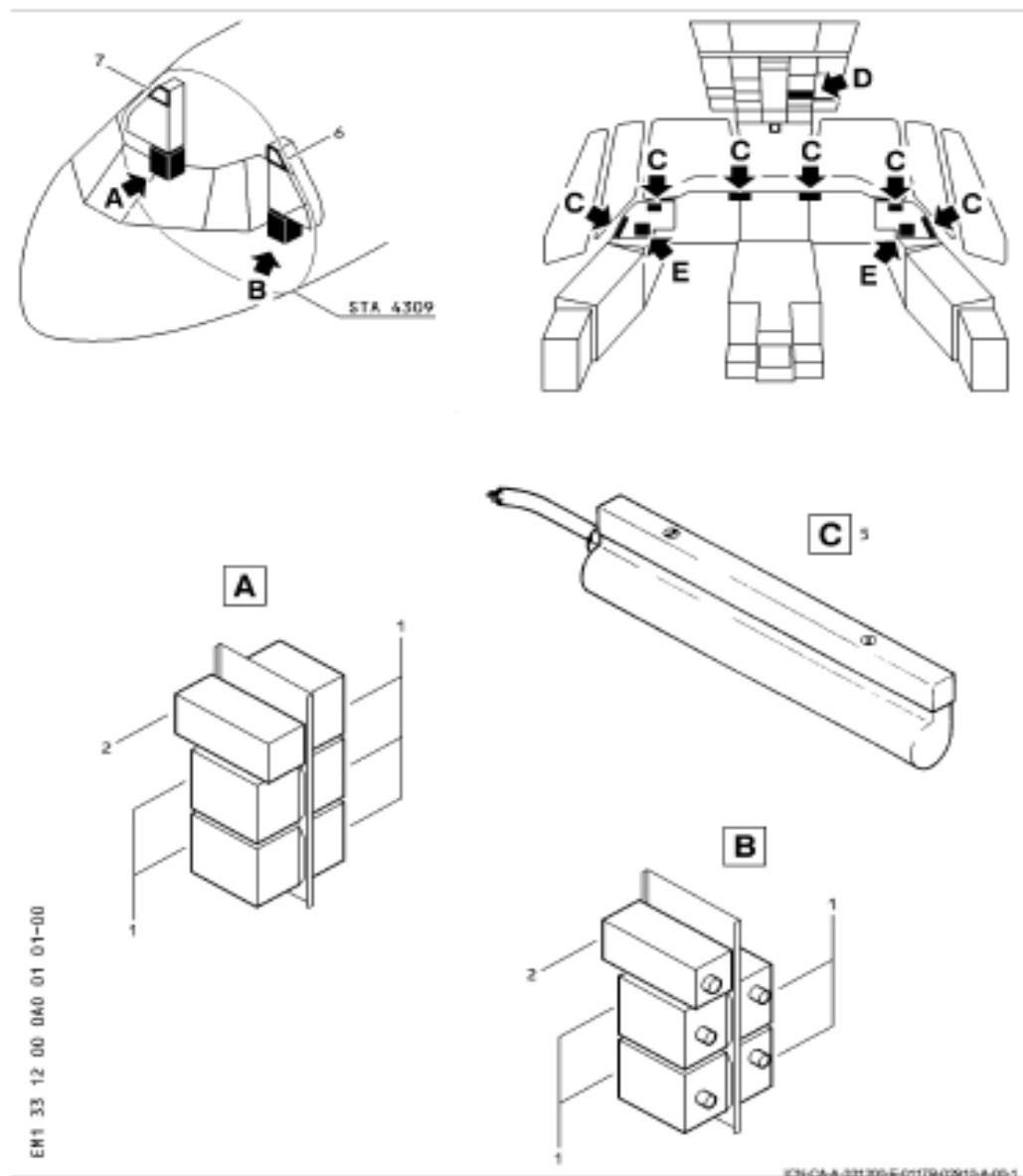
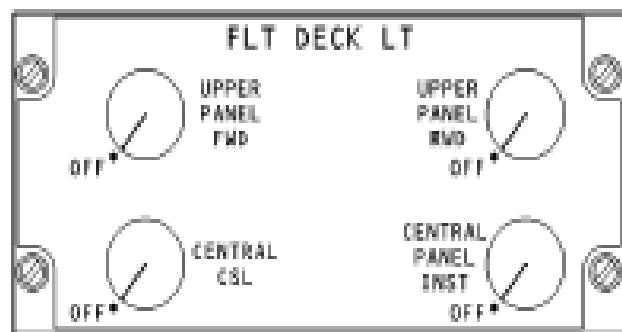
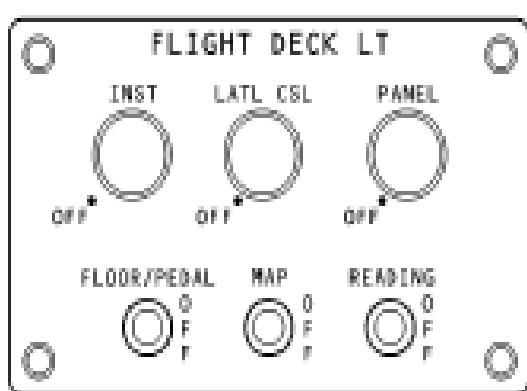


Figura 1 Iluminación de Instrumentos y Paneles - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)

D 4



E 3



ICN/CA/A/0212006/01179/02011A/00-1

Figura 1 Iluminación de Instrumentos y Paneles - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)

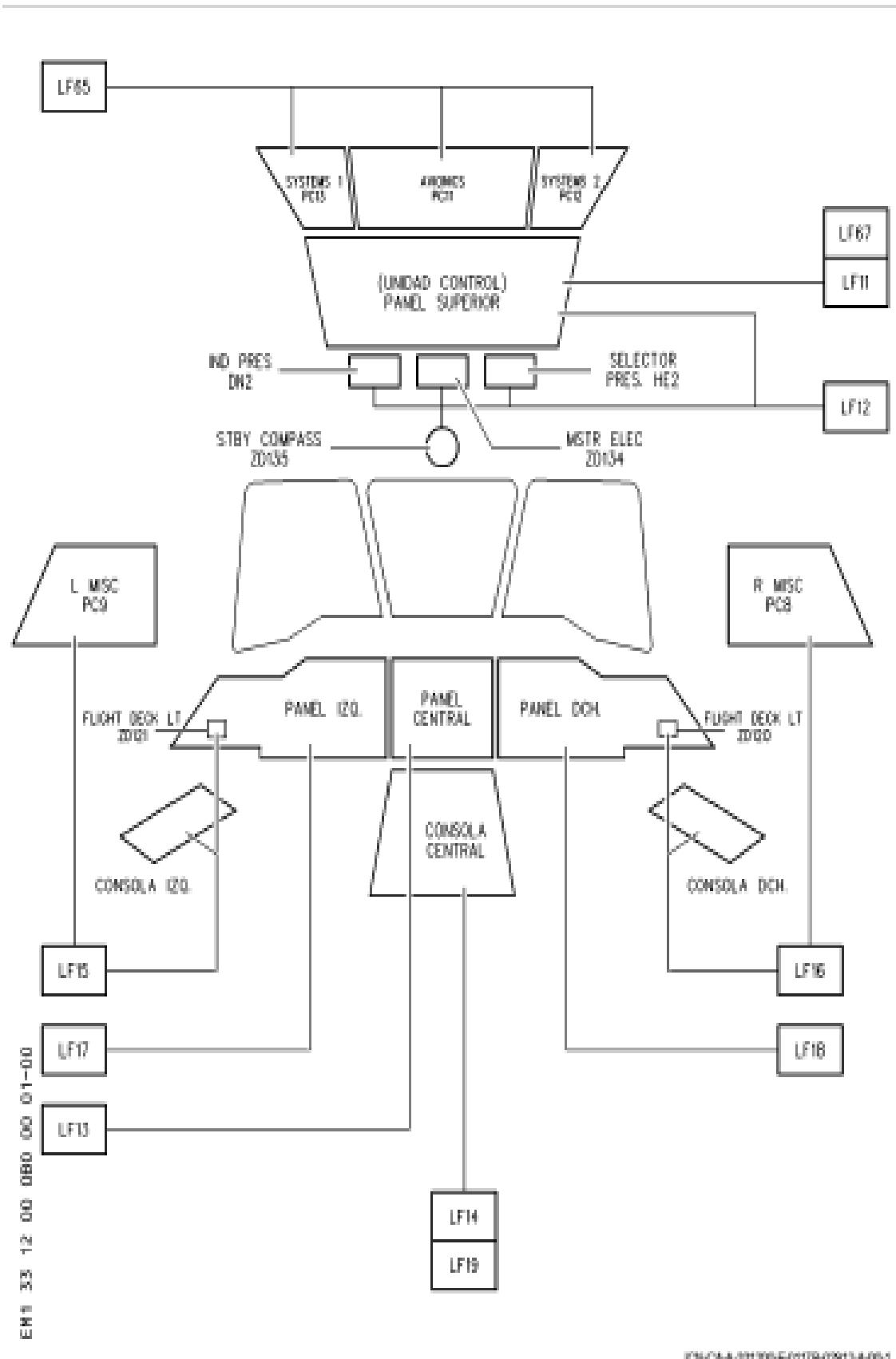


Figura 2 Distribución de Alimentación de SV c.c.

SISTEMA COMPATIBLE CON LAS GAFAS DE VISION NOCTURNA
Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El sistema compatible con las gafas de visión nocturna (NVGC) garantiza la iluminación compatible con las gafas de visión nocturna.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	ZD109	Unidad de Control EXT LT	217	-	33-40-11
	LT1	Interruptor Luminoso NVG MODE			
	LT3	Relé			
	LT4	Relé			
	LT5	Relé			
	LT6	Relé			
2.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LT2	Interruptor Automático NVG MODE			

3 DESCRIPCIÓN

Los sistemas de iluminación del avión, interiores y exteriores, son compatibles con el empleo de las gafas de visión nocturna:

- Algunos a través de un tipo de lámparas y de filtros específicos.
- Otros a través de la operación del propio sistema (NVGC).

La operación del sistema (NVGC) se controla por medio del interruptor luminoso NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109. En este caso se desactiva la iluminación visible y se activa la compatible con las gafas de visión nocturna.

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

La unidad de control EXT LT, ZD109, situada en el tablero superior de la cabina de pilotos, contiene los componentes para el control del sistema (NVGC).

El interruptor luminoso NVG MODE, LT1, controla la operación del sistema (NVGC). Para más detalles sobre la descripción de la unidad de control EXT LT, ZD109 (Ver CA-A-33-41-00-00A-040A-A).

6 OPERACIÓN

NOTA

Antes de operar el sistema, se instalan en el casco las gafas de visión nocturna, enfocándose al infinito. Una vez operado el sistema, hay que regular la iluminación de cada zona de cabina.

El sistema (NVGC), se alimenta desde la GEN BUS 1, a través del Interruptor automático NVG MODE, LT2 (figura 2).

Cuando el Interruptor luminoso NVG MODE, LT1, se ajusta en la posición ON, se envía una señal discreta de 28V c.c. a:

- Los relés LT3, LT4, LT5 y LT6, los cuales se energizan, afectando a los subsistemas:
 - Sistema de Carga (Ver CA-A-25-52-00-00A-040A-A)
 - Luces de Posición (Ver CA-A-33-41-00-00A-040A-A)
 - Luces Anticollision (Ver CA-A-33-42-00-00A-040A-A)
 - Luces de Aterrizaje (Ver CA-A-33-43-00-00A-040A-A)
 - Luces de Rodadura (Ver CA-A-33-44-00-00A-040A-A)
 - Luces de Giro en Pista (Ver CA-A-33-45-00-00A-040A-A)
 - Luces de Inspección de Ala (Ver CA-A-33-46-00-00A-040A-A)
 - Luces de Formación (si es aplicable) (Ver CA-A-33-48-00-00A-040A-A)
 - Inspección - Reabastecimiento en Vuelo (si es aplicable) (Ver CA-A-33-49-00-00A-040A-A).
- Los siguientes sistemas:
 - Sistema de Salto de Paracaidistas (Ver CA-A-25-95-00-00A-040A-A)
 - Sistema de Visualización Multifuncional (MFD8) (Ver CA-A-31-61-00-00A-040A-A)
 - Iluminación General (Ver CA-A-33-21-00-00A-040A-A).

Además se envía una señal discreta de masa a los sistemas:

- Piloto Automático (Ver CA-A-22-11-00-00A-040A-A)
- Sistema de Gestión de Radio (RMS) (Ver CA-A-31-42-00-00A-040A-A).

Al mismo tiempo se elimina la señal discreta de masa a los sistemas:

- Sistema Electrónico de Instrumentos de Vuelo (EFIS) (Ver CA-A-31-63-00-00A-040A-A)
- Sistema de Referencia de Altitud y Rumbo (AHR8) (Ver CA-A-34-21-00-00A-040A-A)
- Sistema de Indicación de Altitud de Reserva (Ver CA-A-34-24-00-00A-040A-A)

Entonces, en cada uno de los sistemas mencionados, se desactiva la iluminación visible. Al mismo tiempo se activa la iluminación compatible con las gafas de visión nocturna, en aquellos sistemas que disponen de ella.

8 INTERFACES

El sistema compatible con las gafas de visión nocturna tiene interconexiones con los sistemas de (figura 2):

- Piloto Automático (Ver CA-A-22-11-00-00A-040A-A)
- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A)
- Sistema de Carga (Ver CA-A-25-52-00-00A-040A-A)
- Sistema de Salto de Paracaidistas (Ver CA-A-25-95-00-00A-040A-A)
- Sistema de Gestión de Radio (RMS) (Ver CA-A-31-42-00-00A-040A-A)
- Sistema de Visualización Multifuncional (MFD8) (Ver CA-A-31-61-00-00A-040A-A)
- Sistema Electrónico de Instrumentos de Vuelo (EFIS) (Ver CA-A-31-63-00-00A-040A-A)
- Iluminación de Instrumentos y Paneles (Ver CA-A-33-12-00-00A-040A-A)

- Iluminación General (Ver CA-A-33-21-00-00A-040A-A)
- Luces de Posición (Ver CA-A-33-41-00-00A-040A-A)
- Luces Anticolisión (Ver CA-A-33-42-00-00A-040A-A)
- Luces de Aterrizaje (Ver CA-A-33-43-00-00A-040A-A)
- Luces de Rodadura (Ver CA-A-33-44-00-00A-040A-A)
- Luces de Giro en Pista (Ver CA-A-33-45-00-00A-040A-A)
- Luces de Inspección de Ala (Ver CA-A-33-46-00-00A-040A-A)
- Luces de Formación (si es aplicable) (Ver CA-A-33-48-00-00A-040A-A)
- Inspección - Reabastecimiento en Vuelo (si es aplicable) (Ver CA-A-33-49-00-00A-040A-A)
- Sistema de Referencia de Actitud y Rumbo (AHRS) (Ver CA-A-34-21-00-00A-040A-A)
- Sistema de Indicación de Actitud de Reserva (Ver CA-A-34-24-00-00A-040A-A).

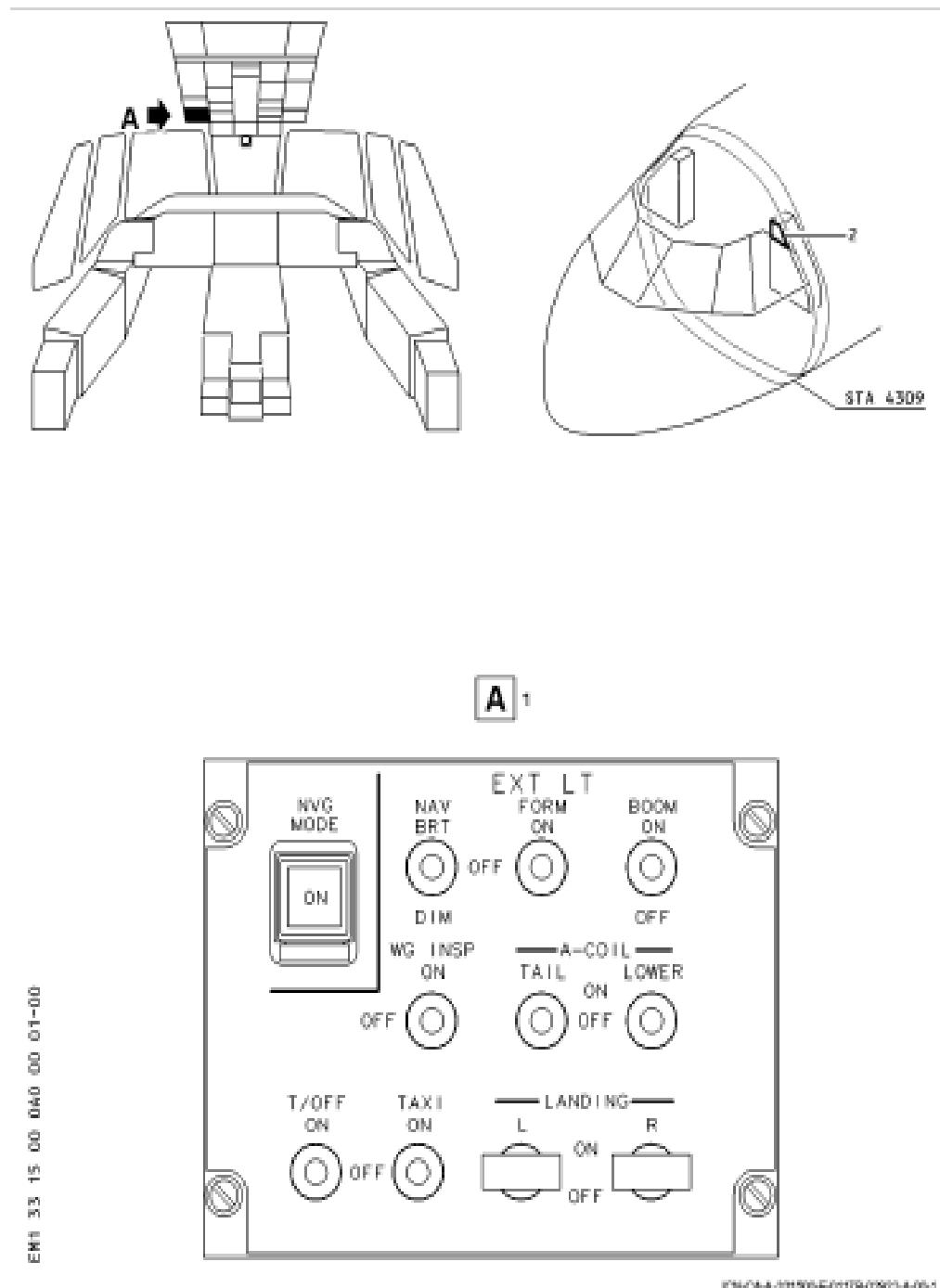


Figura 1 Sistema Compatible con las Gafas de Visión Nocturna - Situación de Componentes

CABINA PRINCIPAL

Descripción

1 GENERALIDADES

La iluminación de cabina principal se divide en los siguientes subsistemas:

- Iluminación General (Ver CA-A-33-21-00-00A-040A-A)
- Iluminación del Compartimiento de Aseo (Ver CA-A-33-23-00-00A-040A-A)
- Sistema de Avisos a Pasajeros (Ver CA-A-33-27-00-00A-040A-A).

ILUMINACION GENERAL

Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

La cabina principal está iluminada por luces de techo de incandescencia y la zona de la puerta de entrada por una luz de plafón, montada en el techo. Las luces se controlan desde la cabina de pilotos o desde las unidades ATTENDANT CONTROL en la cabina principal.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LJ16	Luz de Plafón	234	-	33-21-17
2.	LJ77, LJ81, LJ80, LJ85, LJ84, LJ89, LJ88, LJ92	Luz de Techo, Blanca/Infrarroja	233, 234, 243, 244, 253, 254	-	33-21-16
3.	LJ79, LJ78, LJ82, LJ83, LJ86, LJ87, LJ91, LJ90	Luz de Techo, Blanca/Roja	233, 234, 243, 244, 253, 254	-	33-21-16
4.	ZD110	Unidad de Control INTERNAL LT	217	-	33-21-11
	LJ6	Conmutador CLT/ATTENDANT/PLT			
	LJ8	Conmutador WHITE/OFF/RED			
	LJ10	Interruptor Luminoso ENTRANCE			
	LJ97	Potenciómetro DIM/BRT			
	LJ122	Interruptor Luminoso IIR			
	LJ123	Relé			
5.	ZD128	Unidad de Control Anterior ATTENDANT CONTROL	232	-	33-21-13
	LJ12	Interruptor Luminoso ENTR			
6.	ZD129	Unidad de Control Posterior ATTENDANT CONTROL	251	-	33-31-13
	LJ14	Conmutador WHITE/OFF/RED			

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
	LJ98	Potenciómetro BRT/DIM			
	LJ125	Interruptor Luminoso NVG			
7.	-	Soporte IZQ de Relés	221	221CL	-
	LJ17	Relé			
	LJ121	Relé			
8.		Panel de Fusibles IZQ	221	221JL	
	LJ67	Fusible			
9.	LJ99	Convertidor	221	-	33-21-15
10.	-	Soporte DCH de Relés	222	222CR	-
	LJ18	Relé			
	LJ120	Relé			
11.		Panel de Fusibles DCH	221	222JR	
	LJ66	Fusible			
12.	LJ100	Convertidor	222	-	33-21-15
13.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LJ3	Interruptor Automático CAB LIGHT			
14.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LJ5	Interruptor Automático FWD ENT LT			
	LJ4	Interruptor Automático TOIL/CAB LIGHT			

3 DESCRIPCIÓN

El sistema proporciona iluminación blanca, roja o infrarroja a la cabina principal.

Una luz de plafón, LJ16, está montada en el techo de la zona de la puerta anterior de la cabina principal, en la STA 5136.

Esta luz se controla desde el interruptor luminoso ENTRANCE, LJ10, de la unidad de control INTERNAL LT, ZD110 de la cabina de pilotos, y desde el interruptor luminoso ENTR, LJ12, de la unidad de control anterior ATTENDANT CONTROL, ZD128 situada en la STA 4792.

Las luces de techo están instaladas en la cabina principal. Se distribuyen a ambos lados del eje del avión, montándose de forma alterna en configuración blanca-roja y blanca-infrarroja.

Estas luces se controlan desde el conmutador CLT/ATTENDANT/PLT, LJ6, el conmutador WHITE/OFF/RED, LJ8 y el potenciómetro DIM/BRT, LJ97, de la unidad de control INTERNAL LT, ZD110.

de la cabina de pilotos, y desde el interruptor WHITE/OFF/RED, LJ14, y el potenciómetro DIM/BRT, LJ98, de la unidad de control posterior ATTENDANT CONTROL, ZD129, situada en la STA 17190.

El modo de iluminación infrarroja (NVG) se controla desde el interruptor lumínoso IR, LJ122, de la unidad de control INTERNAL LT, ZD110 de la cabina de pilotos, y desde el interruptor lumínoso NVG, LJ125, de la unidad de control posterior ATTENDANT CONTROL ZD129.

Los dos convertidores, LJ99 y LJ100, de c.c./c.c. van montados en los armarios eléctricos Nº 1 y Nº 2 respectivamente.

La alimentación del sistema se realiza a través del interruptor automático LJ3, situado en el panel de interruptores automáticos L MISCELLANEOUS, PC9, de los interruptores automáticos LJ4 y LJ5, situados en el panel de interruptores automáticos R MISCELLANEOUS, PC8, y de los fusibles LJ57 (LJ56), situados en el panel de fusibles IZQ (DCH).

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

4.1 LUZ DE PLAFÓN

La luz de plafón, de fijación circular, tiene una lámpara de incandescencia de 28V, y una pantalla de plástico, desmontable, translúcida y de color blanco. Dos bornas de tornillo conectan los terminales eléctricos, que están protegidos por un manguito de caucho.

4.2 LUZ DE TECHO

La luz de techo, de forma cuadrangular, tiene dos lámparas halógenas de incandescencia de 28V c.c. y 11,5W. Presentan dos posibles configuraciones, una blanca-roja y otra blanca-infrarroja. Los circuitos de luz blanca, roja e infrarroja son independientes.

4.3 CONVERDOR DE C.C./C.C.

El convertidor de c.c./c.c. es una caja rectangular con una tapa pantalla desmontable (1). En la placa hay cuatro taladros (3) para la fijación del convertidor (figura 2).

En una de las caras hay dos conectores eléctricos (2) y (4). El conector (2) es la entrada y el (4) la salida. El convertidor de c.c./c.c. tiene una entrada de 28V c.c. no regulada y una salida de 0-28V de c.c. regulada y ajustable a través de un potenciómetro de control remoto.

6 OPERACIÓN

6.1 LUZ DE ENTRADA

El interruptor ENTRANCE, LJ10, de la unidad de control INTERNAL LT, ZD110 o el interruptor lumínoso ENTR, LJ12, de la unidad de control ATTENDANT CONTROL, ZD128, controla la luz de plafón LJ16 de la puerta anterior, con una alimentación de 28V c.c. procedente del interruptor automático LJ5. Cuando se opera cualquiera de estos interruptores, se enciende la luz de plafón LJ16 y la luz integral del interruptor LJ12 y LJ10.

6.2 LUCES DE TECHO DE CABINA PRINCIPAL

El interruptor CLT/ATTENDANT/PLT, LJ6, selecciona el interruptor WHITE/OFF/RED, LJ8 ó LJ14, para controlar las luces de techo de la cabina principal.

Cuando el interruptor LJ8 ó LJ14 se coloca en la posición RED, se energiza el relé LJ17 con 28V c.c. procedentes del interruptor automático LJ3. Una corriente de 28V c.c. procedente del fusible LJ67 va conectada a la entrada del convertidor de c.c./c.c., LJ99 a través del relé LJ121. Asimismo una corriente de 28V c.c. procedente del fusible LJ66 va conectada al convertidor de c.c./c.c., LJ100 a través del relé LJ120. Se encienden todas las luces rojas del techo.

Cuando el interruptor LJ8 ó LJ14 se coloca en la posición WHITE, se energiza el relé LJ18 con corriente de 28V c.c. procedente del interruptor automático LJ4. Una corriente de 28V c.c. procedente del fusible LJ66 va conectada a la entrada del convertidor de c.c./c.c., LJ100 a través del relé LJ120. Asimismo una corriente de 28V c.c. procedente del fusible LJ67 va conectada al convertidor de c.c./c.c., LJ99 a través del relé LJ121. Se encienden todas las luces blancas del techo.

El control de la intensidad de iluminación se efectúa mediante el potenciómetro de atenuación, LJ97 ó LJ98.

Cuando se activa el modo de iluminación infrarroja desde el interruptor LT1 de la unidad de control EXTERNAL LT, ZD109 (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A) se energizan los relés LJ120 (LJ121) que alimentan con 28V c.c. procedentes de los fusibles LJ67 (LJ66) a las luces infrarrojas y simultáneamente, cortan la alimentación a los convertidores LJ99 (LJ100).

La iluminación infrarroja de cabina se controla desde el interruptor lumínoso IR, LJ122 de la unidad de control INTERNAL LT, ZD110 de la cabina de pilotos y desde el interruptor lumínoso NVG, LJ125 de la unidad de control posterior ATTENDANT CONTROL, ZD129 que muestran la indicación ON cuando el sistema está en servicio.

8 INTERFACES

El sistema de iluminación de cabina principal tiene interconexiones con los siguientes sistemas:

- Sistema de Generación de Corriente Continua por Baterías (Ver CA-A-24-32-00-00A-040A-A)
- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A)
- Sistema Compatible con Gafas de Visión Nocturna (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A)
- Sistema de Iluminación General (Ver CA-A-33-31-00-00A-040A-A).

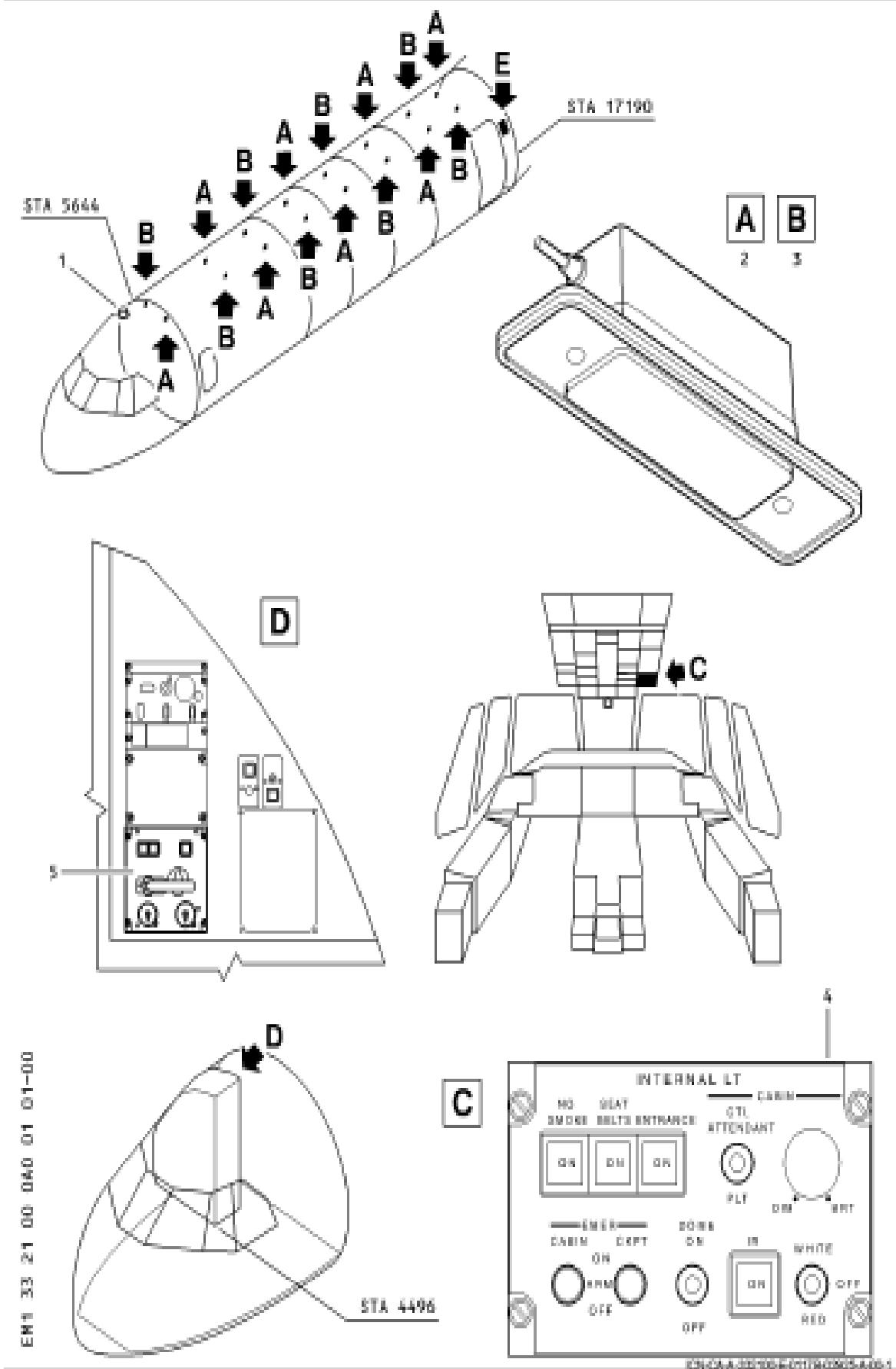


Figura 1 Iluminación General de Cabina Principal - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)

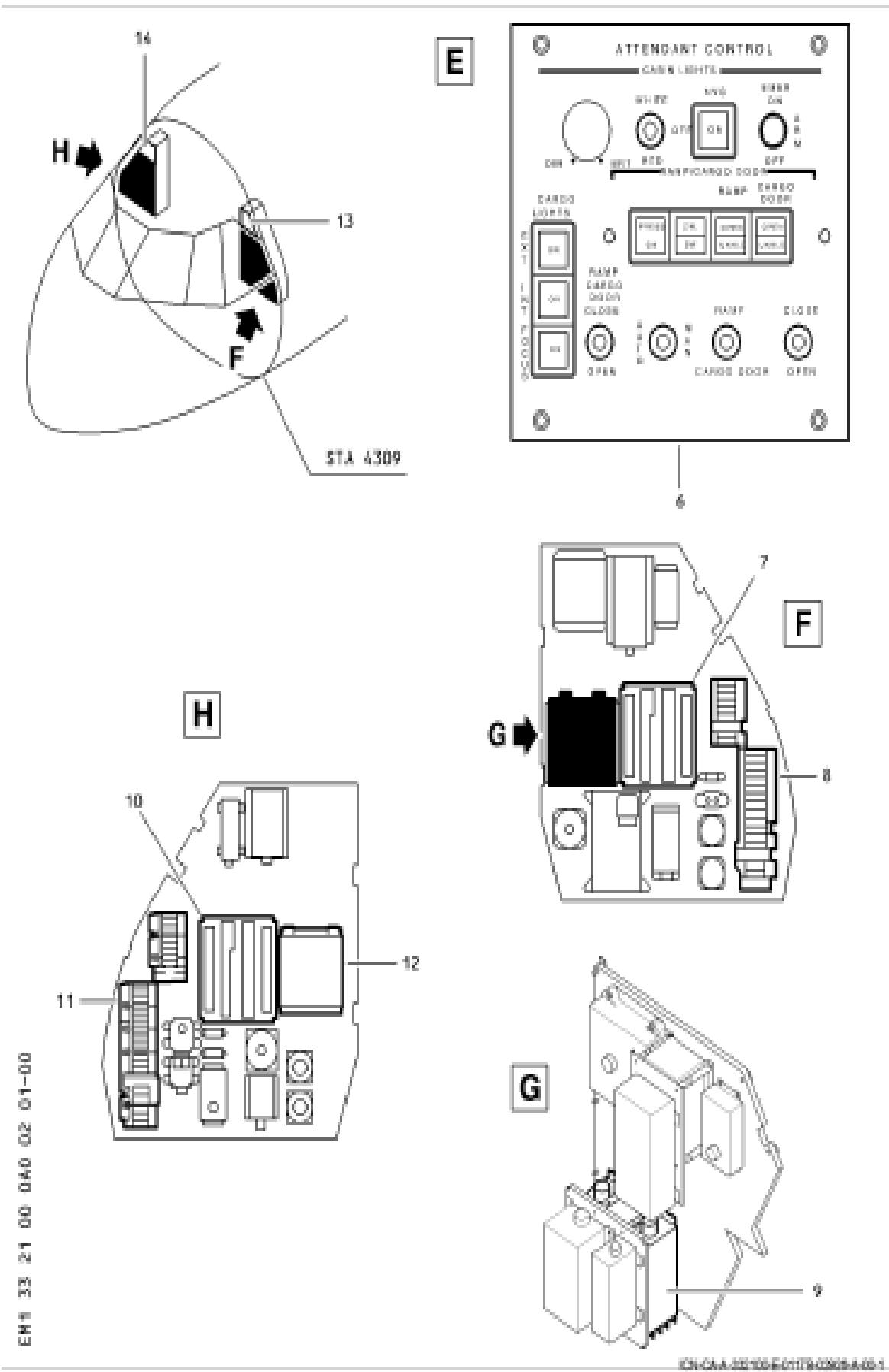


Figura 1 Iluminación General de Cabina Principal - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)

ILUMINACION DEL COMPARTIMIENTO DE ASEO
Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El avión dispone de un sistema de iluminación del compartimiento de aseo.

C295 VERSIÓN EA03 PO01 RJ01

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LJ96	Luz del Compartimiento de Aseo	231	-	33-23-11
2.	ZD128	Unidad de Control Anterior ATTENDANT	232	-	33-21-13
	LJ65	Interruptor Luminoso TOILET			
3.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS.	222	-	24-61-15
	LJ4	Interruptor Automático TOIL/CAB			

C295 VERSIÓN AG01

3 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 2)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	MC12	Toilet	231	-	25-41-15
	-	Luz de Platón			
	-	Luces de Espejo			
2.	ZD128	Unidad de Control Anterior ATTENDANT	232	-	33-21-13
	LJ65	Interruptor Luminoso TOILET			
3.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS.	222	-	24-61-15
	LJ4	Interruptor Automático TOIL/CAB			

C295 VERSIÓN EA03 PO01 RJ01

4 DESCRIPCIÓN

El sistema de iluminación del compartimiento de aseo incluye:

- Una luz, situada en el techo del compartimiento de aseo,
- Un interruptor TOILET, situado en la unidad de control anterior ATTENDANT, ZD128, localizada en el armario de la cuaderna FR10, y
- Un interruptor automático TOIL/CAB, situado en el panel de interruptores automáticos R MISCELLANEOUS.

C295 VERSIÓN AG01

6 DESCRIPCIÓN

El sistema de iluminación del compartimiento de aseo incluye:

- Una luz de plafón, situada en el techo del toilet,
- Dos luces de espejo, situadas en el techo del toilet,
- Un interruptor TOILET, situado en la unidad de control anterior ATTENDANT, ZD128, localizada en el armario de la cuaderna FR10, y
- Un interruptor automático TOIL/CAB, situado en el panel de interruptores automáticos R MISCELLANEOUS.

8 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

C295 VERSIÓN EA03 P001 RJ01

8.1 LUZ DEL COMPARTIMIENTO DE ASEO, LJ96

La luz del compartimiento de aseo, LJ96, está montada en el techo de aseo.

C295 VERSIÓN AG01

8.2 LUZ DE PLAFÓN

La luz de plafón está montada en el techo del toilet.

C295 VERSIÓN AG01

8.3 LUCES DE ESPEJO

Las luces de espejo están montadas en el techo del toilet.

8.4 UNIDAD DE CONTROL ANTERIOR ATTENDANT, ZD128

En la unidad de control anterior ATTENDANT, ZD128, se encuentra el interruptor luminoso TOILET, LJ65.

C295 VERSIÓN EA03 P001 RJ01

7 OPERACIÓN

La luz del compartimiento de aseo, LJ96, se ilumina, con:

- El interruptor luminoso TOILET, LJ65, pulsado, y
- El interruptor automático TOIL/CAB, LJ4, situado en el panel de interruptores automáticos R MISCELLANEOUS, PC8, metido.

Al mismo tiempo, el rótulo ON del interruptor luminoso TOILET, LJ65, en la unidad de control anterior ATTENDANT, ZD128, se ilumina (figura 3).

C295 VERSIÓN A901

8. OPERACIÓN

La iluminación del compartimiento de aseo se ilumina, con:

- El interruptor luminoso TOILET, LJ65, pulsado, y
- El interruptor automático TOIL/CAB, LJ4, situado en el panel de Interruptores automáticos R: MISCELLANEOUS, PC8, metido.

Al mismo tiempo, el rótulo ON del interruptor luminoso TOILET, LJ65, en la unidad de control anterior ATTENDANT, ZD128, se ilumina (figura 4).

9. INTERFAZES

El sistema de iluminación del compartimiento de aseo tiene interconexiones con los sistemas de:

- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A).

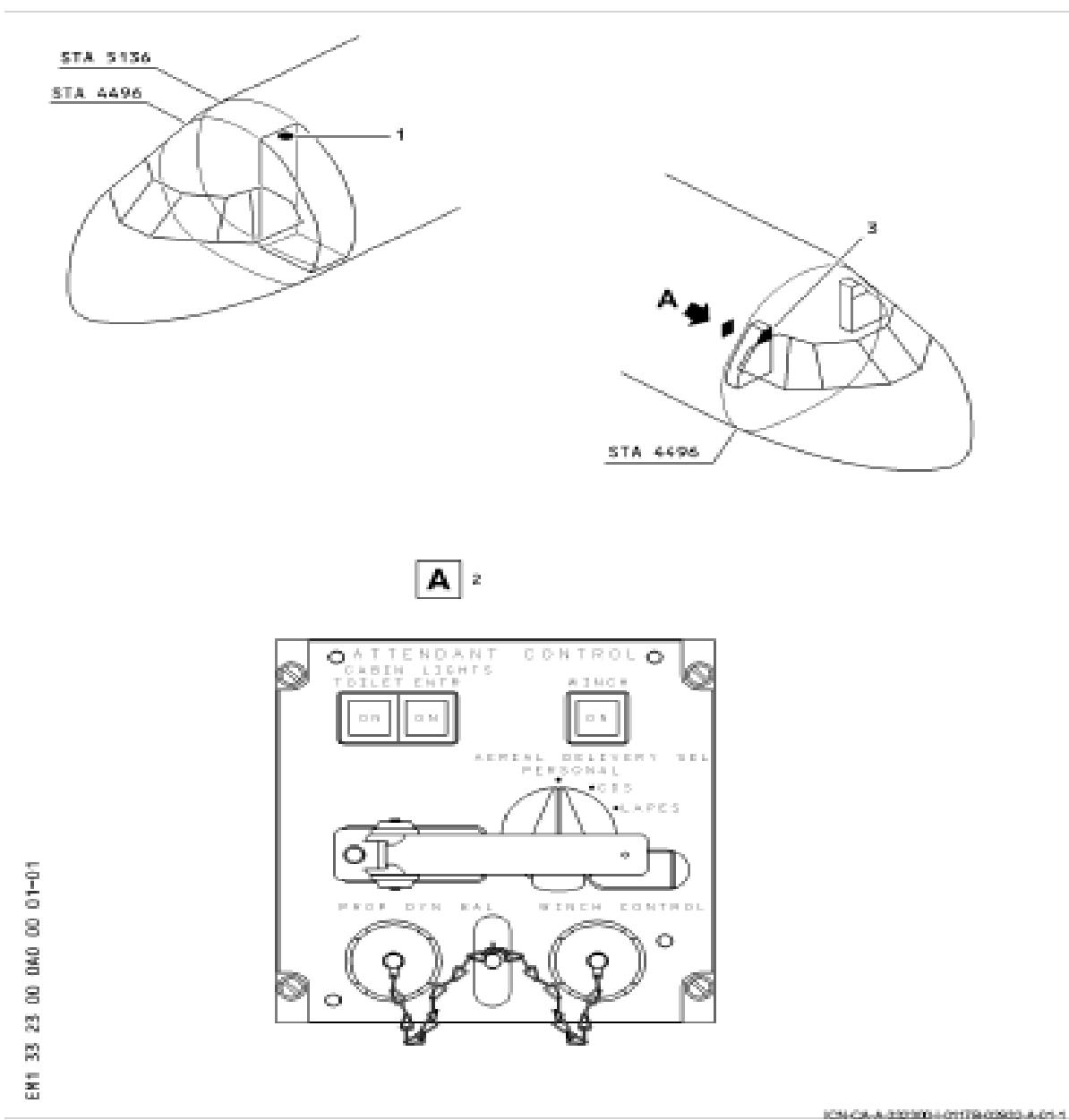


Figura 1. Iluminación de Compartimiento de Aseo - Situación de Componentes

SISTEMA DE AVISO A PASAJEROS
Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El sistema de avisos a los pasajeros proporciona avisos ópticos y sonoros en la cabina principal.

C295 VERSIÓN EA03 P001 RJ01

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	WD2	Luz de Aviso	232	-	33-27-11
2.	WD5	Luz de Aviso (WD6)	241 (242)	-	33-27-11
4.	ZD110	Unidad de Control INTERNAL LT	217	-	33-21-11
	WD3	Interruptor luminoso NO SMOKE			
	WD4	Interruptor luminoso SEAT BELTS			
5.	POS	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LN2	Interruptor Automático PAX SIG			

C295 VERSIÓN AG01

3 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 2)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	WD2	Luz de Aviso	232	-	33-27-11
2.	WD5	Luz de Aviso (WD6)	241 (242)	-	33-27-11
3.	MC12	Toilet	231	-	25-41-15
	-	Luz de Aviso del Toilet			
4.	ZD110	Unidad de Control INTERNAL LT	217	-	33-21-11
	WD3	Interruptor luminoso NO SMOKE			
	WD4	Interruptor luminoso SEAT BELTS			
5.	POS	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LN2	Interruptor Automático PAX SIG			

C295 VERSIÓN EA03 P001 RJ01

4 DESCRIPCIÓN

Hay tres luces de aviso en la cabina principal.

Las tres luces de aviso de la cabina principal muestran los símbolos de no fumar y abrocharse los cinturones de seguridad. Estas luces de aviso están situadas:

- Una sobre el armario de la cuaderna FR10, y
- Dos en la STA 10216.

La unidad de control INTERNAL LT, ZD110, controla todas las luces de aviso. Esta unidad de control está situada en el tablero superior de la cabina de pilotos.

C295 VERSIÓN AG01

5 DESCRIPCIÓN

Hay tres luces de aviso en la cabina principal y una luz de aviso dentro del toilet.

Las tres luces de aviso de la cabina principal muestran los símbolos de no fumar y abrocharse los cinturones de seguridad. Estas luces de aviso están situadas:

- Una sobre el armario de la cuaderna FR10, y
- Dos en la STA 10216.

La luz de aviso del toilet muestra el aviso "RETURN TO CABIN".

La unidad de control INTERNAL LT, ZD110, controla todas las luces de aviso. Esta unidad de control está situada en el tablero superior de la cabina de pilotos.

6 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

6.1 LUZ DE AVISO; WD2

La luz de aviso tiene símbolos para indicar no fumar y abrocharse los cinturones de seguridad. Dentro de este conjunto de plástico hay catorce bombillas de 28V c.c. y 0,04 A, accesibles al desmontar la tapa anterior. En la parte superior del conjunto hay una regleta de conexiones para la conexión eléctrica.

6.2 LUZ DE AVISO; WD6 (WD8)

Estas luces de aviso son similares a la descrita anteriormente.

C295 VERSIÓN AG01

6.3 LUZ DE AVISO DEL TOILET

La luz de aviso del toilet muestra el aviso "RETURN TO CABIN".

8.4. UNIDAD DE CONTROL DE INTERNAL LT, ZD110

La unidad de control INTERNAL LT, ZD110, situada en el tablero superior, contiene los interruptores luminosos NO SMOKE, WD3, y SEAT BELT3, WD4, para el control de las luces avisos a los pasajeros.

C295 VERSIÓN EA03 P001 RJ01

7 OPERACIÓN

Cuando se pulsa el interruptor luminoso SEAT BELT3, WD4, de la unidad de control INTERNAL LT, ZD110, se suministra alimentación desde el Interruptor automático PAX SIG, LN2, a (figura 3):

- Las luces de aviso WD2, WD5 y WD6, situadas en la cabina principal, y se ilumina el símbolo abrochense los cinturones de seguridad
- El sistema de megafonía, para operar el tono de atención HI/LO.

Cuando se pulsa el interruptor luminoso NO SMOKE, WD3, de la unidad de control INTERNAL LT, ZD110, se suministra alimentación desde el Interruptor automático PAX SIG, LN2, a:

- Las luces de aviso WD2, WD5 y WD6, situadas en la cabina principal, y se ilumina el símbolo no fumar
- El sistema de megafonía, para operar el tono de atención HI/LO.

C295 VERSIÓN A001

8 OPERACIÓN

Cuando se pulsa el interruptor luminoso SEAT BELT3, WD4, de la unidad de control INTERNAL LT, ZD110, se suministra alimentación desde el Interruptor automático PAX SIG, LN2, a (figura 4):

- Las luces de aviso WD2, WD5 y WD6, situadas en la cabina principal, y se ilumina el símbolo abrochense los cinturones de seguridad
- La luz de aviso del toilet, y se ilumina el aviso "RETURN TO CABIN"
- El sistema de megafonía, para operar el tono de atención HI/LO.

Cuando se pulsa el interruptor luminoso NO SMOKE, WD3, de la unidad de control INTERNAL LT, ZD110, se suministra alimentación desde el Interruptor automático PAX SIG, LN2, a:

- Las luces de aviso WD2, WD5 y WD6, situadas en la cabina principal, y se ilumina el símbolo no fumar
- El sistema de megafonía, para operar el tono de atención HI/LO.

9 INTERFACES

El sistema de avisos a los pasajeros tiene interconexiones con los sistemas de:

- Sistema de Megafonía (Ver CA-A-23-31-00-00A-040A-A)
- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A).

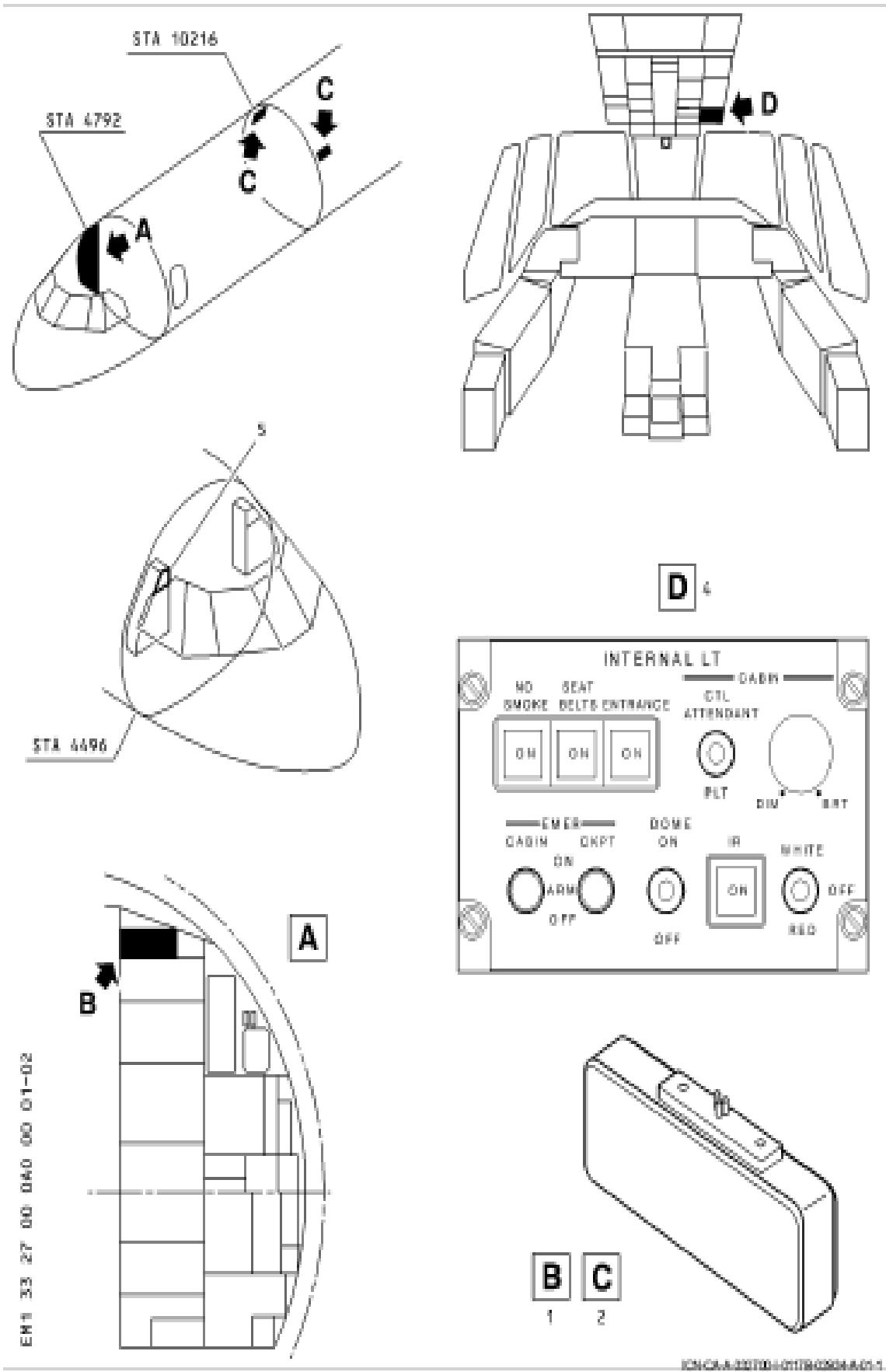


Figura 1 Sistema de Avisos a Pasajeros - Situación de Componentes

COMPARTIMENTOS DE CARGA Y SERVICIO
Descripción

I GENERALIDADES

La iluminación de la zona de carga se realiza por medio de dos luces: una exterior, montada detrás del portalón, y otra interior, montada en el techo del compartimiento de carga.

El avión lleva montado también, una luz de zona de carga orientable en el lado izquierdo del compartimiento de carga.

ILUMINACION GENERAL

Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

La iluminación de la zona de carga se realiza por medio de dos luces: una de ellas está montada detrás del portalón, orientada hacia el exterior, y otra montada en el techo del compartimiento de carga.

El avión lleva montado también, una luz de zona de carga orientable en el lado izquierdo del compartimiento de carga.

La iluminación de la zona de carga se controla por medio de interruptores luminosos situados en la unidad de control posterior ATTENDANT, ZD129, en la parte posterior de la cabina principal.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LQ6	Luz Exterior de Carga	311	-	33-31-12
2.	LQ7	Luz Interior de Carga	261	-	33-31-11
3.	LQ8	Luz de Zona de Carga	261	-	33-31-15
4.	ZD129	Unidad de Control Posterior ATTENDANT	251		33-31-13
	LQ4	Interruptor Luminoso EXT CARGO LIGHTS			
	LQ5	Interruptor Luminoso INT CARGO LIGHTS			
	LQ9	Interruptor Luminoso FOCUS CARGO LIGHTS			
5.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LQ1	Interruptor Automático CARGO LIGHT			

3 DESCRIPCIÓN

La iluminación de la zona de carga tiene como finalidad iluminar la zona interior del compartimiento de carga, así como iluminar la rampa de carga y zonas circundantes, para facilitar las operaciones de carga, por medio de una luz montada en el exterior, bajo el fuselaje detrás del portalón.

La energía eléctrica para la iluminación de la zona de carga proviene de la GEN BUS 1, y está protegida por el interruptor automático CARGO LIGHT, LQ1, situado en el panel de interruptores automáticos L MISCELLANEOUS.

La iluminación de la zona de carga se controla desde la unidad de control posterior ATTENDANT, ZD129, mediante los interruptores luminosos:

- EXT CARGO LIGHTS, LQ4
- INT CARGO LIGHTS, LQ5
- FOCUS CARGO LIGHTS, LQ9.

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

4.1 LUZ EXTERIOR DE CARGA, LQ6

La luz exterior de carga, LQ6, está montada en la parte posterior del portalón, y colocada de tal forma que ilumina la plataforma de la rampa de carga y zonas circundantes.

4.2 LUZ INTERIOR DE CARGA, LQ7

La luz interior de la zona de carga, LQ7, es idéntica a la unidad exterior, LQ6. Está montada en el techo del compartimiento de carga, con el fin de iluminar el compartimiento.

4.3 LUZ DE LA ZONA DE CARGA, LQ8

La luz de zona de carga, LQ8, está montada en el lado izquierdo del compartimiento de carga y es de tipo orientable. Lleva instalada una lente chorreada con arena, para que emita una luz difusa al compartimiento de carga y zonas adyacentes.

4.4 UNIDAD DE CONTROL POSTERIOR ATTENDANT, ZD129

La iluminación de la zona de carga se controla desde la unidad de control posterior ATTENDANT, ZD129, situada en la STA 16820:

- La luz exterior de la zona de carga, LQ6, se controla mediante el interruptor luminoso EXT CARGO LIGHTS, LQ4
- La luz Interior de la zona de carga, LQ7, se controla mediante el interruptor luminoso INT CARGO LIGHTS, LQ5
- La luz de la zona de carga, LQ8, se controla mediante el interruptor luminoso FOCUS CARGO LIGHTS, LQ9.

6 OPERACIÓN

Cuando se pulsa el interruptor luminoso EXT CARGO LIGHTS, LQ4, de la unidad de control ATTENDANT, ZD129, se suministra alimentación desde la barra GEN BUS 1, a través del interruptor automático CARGO LIGHT, LQ1, a la luz exterior de carga, LQ6, y se ilumina el rótulo ON sobre el propio interruptor luminoso (figura 2).

Cuando se pulsa el interruptor luminoso INT CARGO LIGHTS, LQ5, de la unidad de control ATTENDANT, ZD129, se suministra alimentación desde la barra GEN BUS 1, a través del interruptor automático CARGO LIGHT, LQ1, a la luz Interior de carga, LQ7, y se ilumina el rótulo ON sobre el propio interruptor luminoso.

Cuando se pulsa el interruptor luminoso FOCUS CARGO LIGHTS, LQ9, de la unidad de control ATTENDANT, ZD129, se suministra alimentación desde la barra GEN BUS 1, a

través del Interruptor automático CARGO LIGHT, LQ1, a la luz de la zona de carga, LQ8, y se ilumina el rótulo ON sobre el propio interruptor luminoso.

8 INTERFACES

El sistema de iluminación general tiene interconexiones (figura 2) con los sistemas de:

- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A).

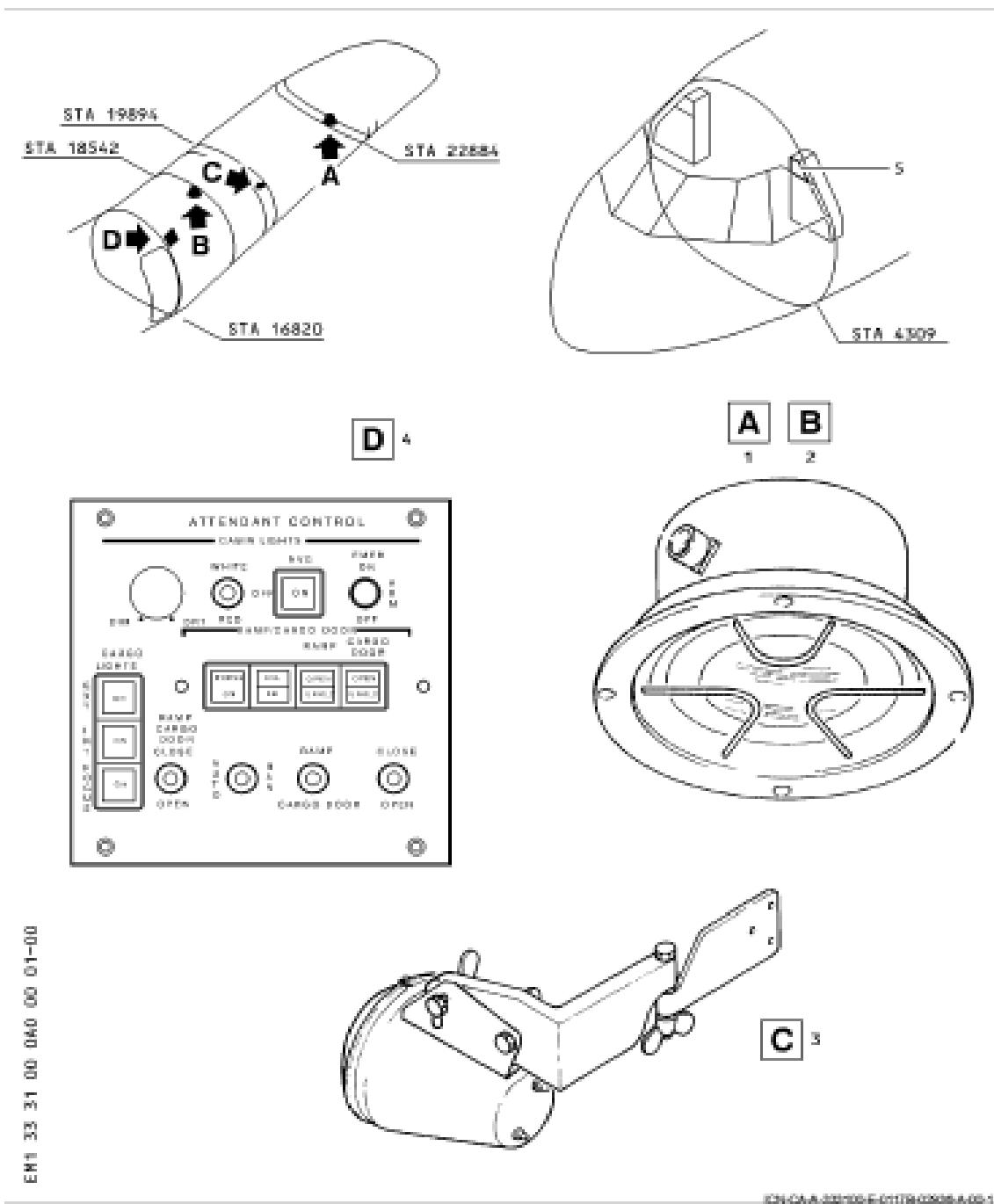


Figura 1 Iluminación General - Zona de Carga - Situación de Componentes

EXTERIOR
Descripción

1 GENERALIDADES

C295 VERSIÓN EA03 RV01

El avión utiliza una serie de subsistemas de alumbrado exterior que se describen de forma completa en las subsecciones correspondientes de este capítulo:

- Luces de Posición (Ver CA-A-33-41-00-00A-040A-A)
- Luces Anticollision (Ver CA-A-33-42-00-00A-040A-A)
- Luces de Aterrizaje (Ver CA-A-33-43-00-00A-040A-A)
- Luces de Rodadura (Ver CA-A-33-44-00-00A-040A-A)
- Luces de Giro en Pista (Ver CA-A-33-45-00-00A-040A-A)
- Luces de Inspección de Ala (Ver CA-A-33-46-00-00A-040A-A)
- Luces de Formación (Ver CA-A-33-48-00-00A-040A-A)
- Inspección - Reabastecimiento en Vuelo (Ver CA-A-33-49-00-00A-040A-A).

C295 VERSIÓN P001 AG01

El avión utiliza una serie de subsistemas de alumbrado exterior que se describen de forma completa en las subsecciones correspondientes de este capítulo:

- Luces de Posición (Ver CA-A-33-41-00-00A-040A-A)
- Luces Anticollision (Ver CA-A-33-42-00-00A-040A-A)
- Luces de Aterrizaje (Ver CA-A-33-43-00-00A-040A-A)
- Luces de Rodadura (Ver CA-A-33-44-00-00A-040A-A)
- Luces de Giro en Pista (Ver CA-A-33-45-00-00A-040A-A)
- Luces de Inspección de Ala (Ver CA-A-33-46-00-00A-040A-A).

LUCES DE POSICIÓN
Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El avión lleva dos luces de posición visibles y dos luces infrarrojas (IR) en alas, y dos luces de posición visibles y dos luces infrarrojas (IR) en el cono de cola.

C296 VERSIÓN EA03 RJ01

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNC
1.	LC3 (LC4)	Luz de Posición de Ala	561 (661)	-	33-41-11
2.	LC5 (LC6)	Luz de Posición de Cola	313 (313)	-	33-41-12
3.	LC13 (LC12)	Luz de Posición de Cola (IR)	313 (313)	-	33-41-15
4.	ZD109	Unidad de Control EXT LT	217	-	33-40-11
	LC7	Commutador NAV BRT/OFF/DIM			
5.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LC2	Interruptor Automático NAV LIGHT			
6.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LC1	Interruptor Automático NAV LIGHT			

C296 VERSIÓN P001 A901

3 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 2)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNC
1.	LC3 (LC4)	Luz de Posición de Ala	561 (661)	-	33-41-11
2.	LC5 (LC6)	Luz de Posición de Cola	313 (313)	-	33-41-12
3.	LC13 (LC12)	Luz de Posición de Cola (IR)	313 (313)	-	33-41-15
4.	ZD109	Unidad de Control EXT LT	217	-	33-40-11

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
	LC7	Comutador NAV BRT/OFF/DIM			
5.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LC2	Interruptor Automático NAV LIGHT			
6.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LC1	Interruptor Automático NAV LIGHT			

4 DESCRIPCIÓN

Las luces de posición visibles montadas en el avión incluyen una luz roja, situada en el extremo del ala IZQ, una luz verde, situada en el extremo del ala DCH, y dos luces blancas en el cono de cola. La operación de estas luces está controlada por medio del comutador NAV BRT/OFF/DIM, LC7, montado en la unidad de control EXT LT, ZD109.

Las luces de posición compatibles con gafas de visión nocturna (NVGC), consisten en dos luces infrarrojas (IR) en el cono de cola y dos luces infrarrojas (IR) en los extremos del ala IZQ y DCH. Esta iluminación compatible con gafas de visión nocturna (NVGC) se activa mediante el interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109. En este caso el resto de la iluminación exterior visible se apaga (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

Tanto las luces de posición visibles como las luces de posición infrarrojas (IR) disponen de modo brillo y modo tenue por medio del comutador NAV BRT/OFF/DIM, LC7.

6 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

6.1 LUZ DE POSICIÓN EN ALA, LC3 (LC4)

La luz de posición de ala (2), LC3 es una unidad de 28V c.c. y 40W. La lente de vidrio (3) roja, resistente al calor, está conformada para proporcionar un ángulo de visibilidad de 110°. La unidad está sellada con el fin de proporcionarle resistencia a la corrosión atmosférica (figura 3).

Una luz de posición de ala, LC4, similar a la anterior, está montada en el extremo del ala DCH, y lleva una lente (3) verde.

Cada luz de posición lleva instalada una luz infrarroja (IR) (1), de 28V c.c. y 0,02A. Cuando se pulsa el interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109, las luces de posición de ala visibles se apagan y se encienden las luces infrarrojas (IR) (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

6.2 LUZ DE POSICIÓN DE COLA, LC6 (LC8)

Las luces de posición de cola, LC6 (LC8) son unidades blancas, de 28V c.c. y 19W. La lente de vidrio resistente al calor es circular. La unidad de luz está sellada con el fin de proporcionarle resistencia a la corrosión atmosférica.

6.3 LUZ DE POSICIÓN DE COLA (IR), LC13 (LC12)

Las luces de posición de cola, LC13 (LC12) son unidades infrarrojas, de 28V c.c. y 0,02A.

La lente de vidrio resistente al calor es circular. La unidad de luz está sellada con el fin de proporcionarle resistencia a la corrosión atmosférica.

Esta luz se activa cuando se pulsa el interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109, desactivándose la luz de posición visible de cola LCS (LC6) (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

6.4 UNIDAD DE CONTROL EXT LT, ZD109

La unidad de control EXT LT, ZD109, está situada en el tablero superior de la cabina de pilotos. La unidad lleva conexiones eléctricas en la parte posterior y controles en el panel anterior.

La unidad de control EXT LT, ZD109, consiste en un conjunto de aleación de aluminio compuesto de un panel luminiscente, interruptores, relés, receptáculos eléctricos y una placa soporte para componentes.

C296 VERSIÓN EA03 RJ01

La unidad de control EXT LT, ZD109, posee los siguientes componentes:

- Comutador NAV BRT/OFF/DIM, LC7: mediante este comutador se selecciona la intensidad de encendido de las luces de posición
- Interruptor Luminoso NVG MODE, LT1: este interruptor activa y desactiva el sistema de iluminación exterior Compatible con Gafas de Visión Nocturna (NVGC) (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A)
- Comutador WG INSP, LKS: activa la luz de inspección de ala (Ver CA-A-33-46-00-00A-040A-A)
- Comutador A-COLL TAIL, LD5 y A-COLL LOWER, LD6: activan las luces de anticolisión (Ver CA-A-33-42-00-00A-040A-A)
- Comutador T/OFF, LH11: activa las luces de giro en plato (Ver CA-A-33-45-00-00A-040A-A)
- Comutador TAXI, LB11: activa las luces de rodadura (Ver CA-A-33-44-00-00A-040A-A)
- Interruptores LANDING L, LA3 y LANDING R, LA4: activan las luces de aterrizaje de los lados izquierdo y derecho, respectivamente (Ver CA-A-33-43-00-00A-040A-A)
- Comutador FORM, LR2: sirve para activar las luces de formación (Ver CA-A-33-48-00-00A-040A-A)
- Comutador BOOM, LS2: sirve para activar la luz de inspección - reabastecimiento en vuelo (Ver CA-A-33-49-00-00A-040A-A).

C296 VERSIÓN PC01 AG01

La unidad de control EXT LT, ZD109, posee los siguientes componentes:

- Comutador NAV BRT/OFF/DIM, LC7: mediante este comutador se selecciona la intensidad de encendido de las luces de posición
- Interruptor Luminoso NVG MODE, LT1: este interruptor activa y desactiva el sistema de iluminación exterior Compatible con Gafas de Visión Nocturna (NVGC) (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A)
- Comutador WG INSP, LKS: activa la luz de inspección de ala (Ver CA-A-33-46-00-00A-040A-A)
- Comutador A-COLL TAIL, LD5 y A-COLL LOWER, LD6: activan las luces de anticolisión (Ver CA-A-33-42-00-00A-040A-A)
- Comutador T/OFF, LH11: activa las luces de giro en plato (Ver CA-A-33-45-00-00A-040A-A)
- Comutador TAXI, LB11: activa las luces de rodadura (Ver CA-A-33-44-00-00A-040A-A)
- Interruptores LANDING L, LA3 y LANDING R, LA4: activan las luces de aterrizaje de los lados izquierdo y derecho, respectivamente (Ver CA-A-33-43-00-00A-040A-A).

6 OPERACIÓN

Las luces de posición se alimentan desde GEN BUS 1 (2) de 28V c.c. del avión, a través de los interruptores automáticos NAV LIGHT, LC1 (LC2). El conmutador NAV BRT/OFF/DIM, LC7, controla la operación de las luces de posición (figura 4).

Cuando el conmutador NAV BRT/OFF/DIM, LC7, se ajusta en la posición BRT, todas las luces de posición se encienden al máximo de intensidad, sea en modo visible o compatible con gafas de visión nocturna (NVGC).

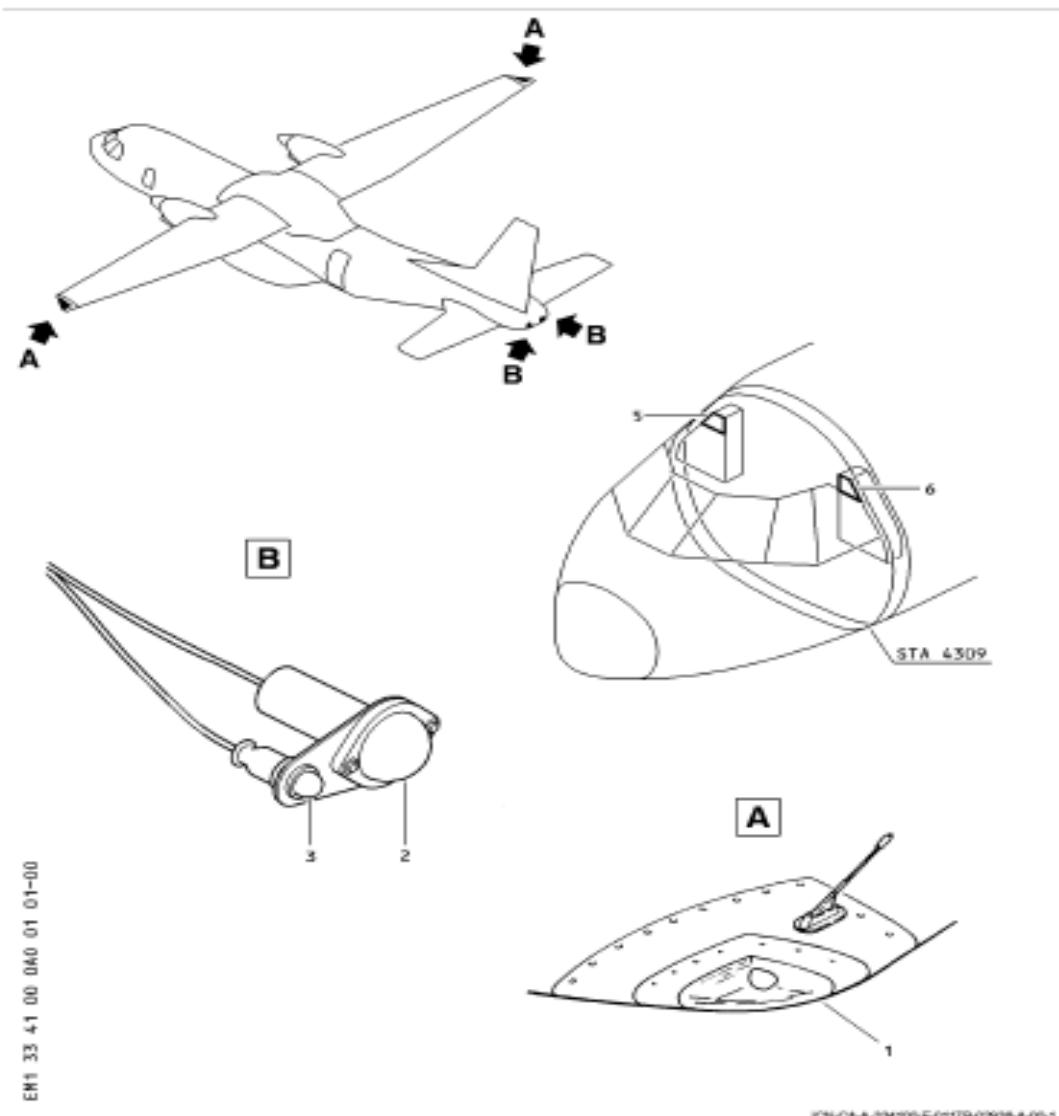
Cuando el conmutador NAV BRT/OFF/DIM, LC7, se ajusta en la posición DIM, se reduce la corriente de salida y las luces de posición se encienden con poca intensidad, sea en modo visible o compatible con gafas de visión nocturna (NVGC).

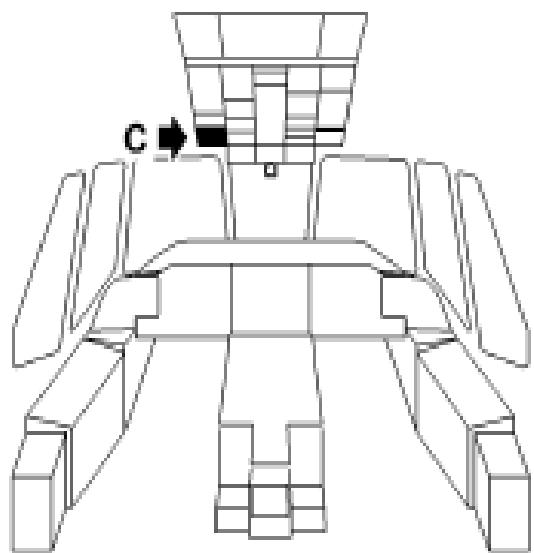
Cuando se pulsa el interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109, la iluminación exterior pasa a modo compatible con gafas de visión nocturna (NVGC), las luces de posición visibles se apagan y se encienden las luces infrarrojas (IR) (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

7 INTERFAZES

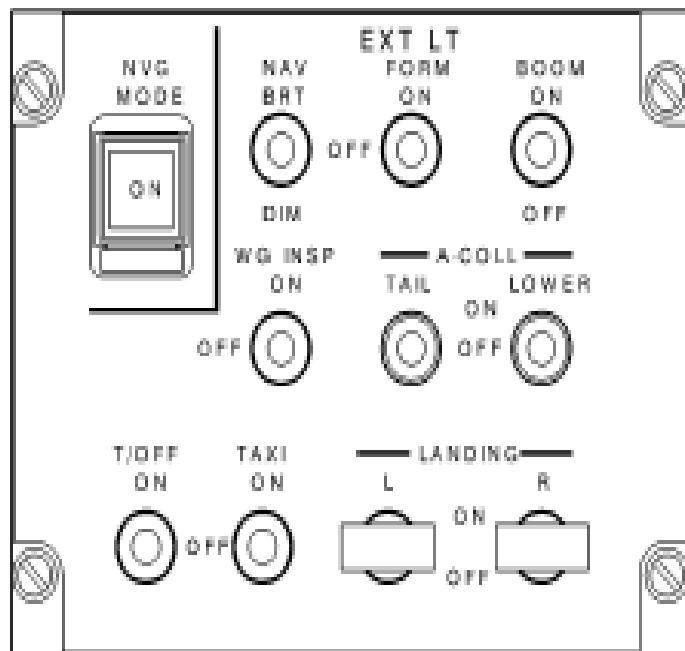
El sistema de luces de posición tienen interconexiones con los sistemas de (figura 4):

- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A.)
- Sistema Compatible con Gafas de Visión Nocturna (NVGC) (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).





C 4



ICN-CA-A-20M103-E-001179-02020-A-05-1

Figura 1 Luces de Posición - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)

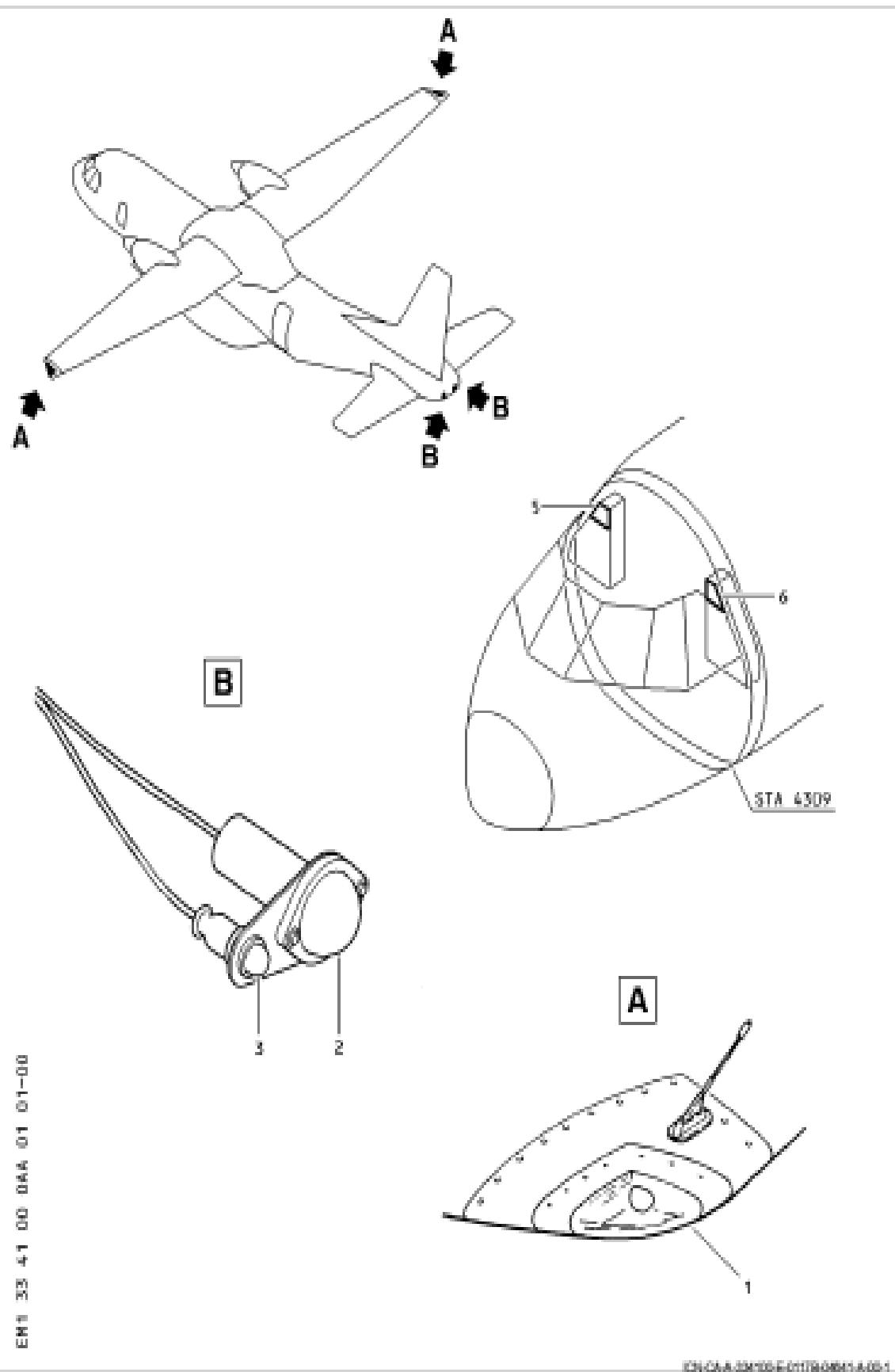
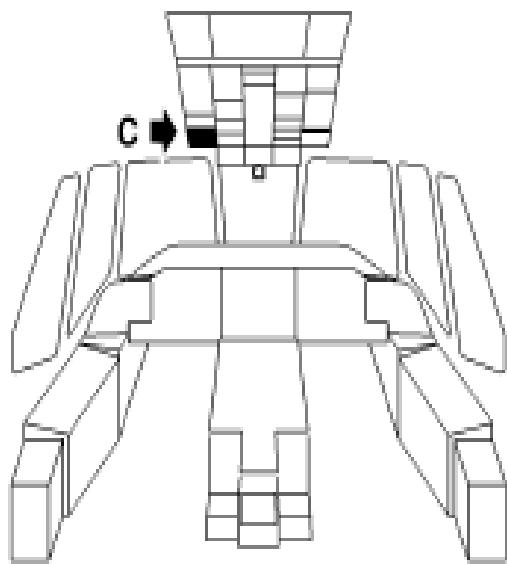


Figura 2 Luces de Posición - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)



C 4

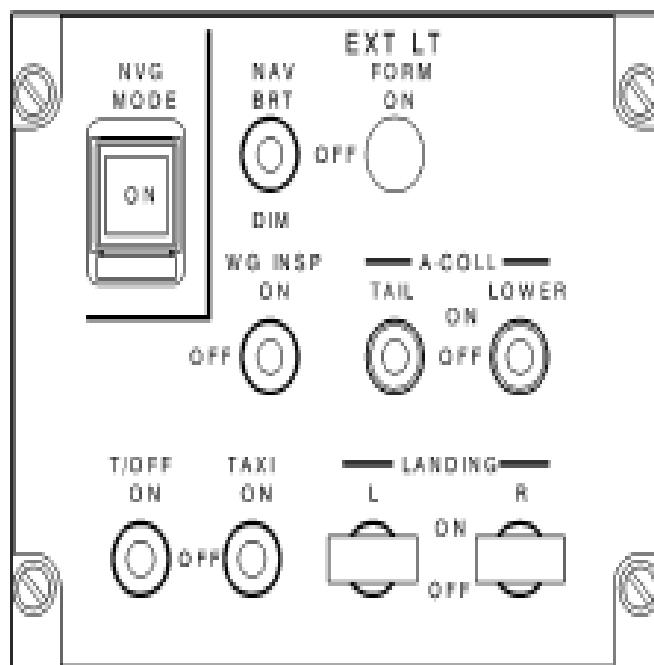


Figura 2: Luces de Posición - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)

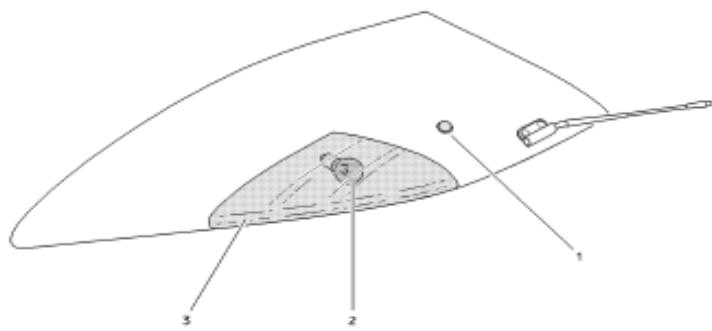


Figura 3 Luz de Posición de Ala, LC3 (LC4)

LUCES ANTICOLISIÓN

Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El avión incorpora dos luces anticolisión, para tener seguridad de que su posición es fácilmente visible tanto de noche como en condiciones climatológicas adversas.

C295 VERSIÓN EA03 RJ01

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LD3	Luz Anticollisión en Fuselaje Inferior	131	-	33-42-12
2.	LD4	Luz Anticollisión en Estabilizador Vertical	325	-	33-42-11
3.	ZD109	Unidad de Control EXT LT	217	-	33-40-11
	LD5	Commutador A-COLL TAIL			
	LD6	Commutador A-COLL LOWER			
4.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LD2	Interruptor Automático A-COLL LIGHT			
5.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LD1	Interruptor Automático A-COLL LIGHT			

C295 VERSIÓN PO01 AG01

3 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 2)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LD3	Luz Anticollisión en Fuselaje Inferior	131	-	33-42-12
2.	LD4	Luz Anticollisión en Estabilizador Vertical	325	-	33-42-11
3.	ZD109	Unidad de Control EXT LT	217	-	33-40-11
	LD5	Commutador A-COLL TAIL			
	LD6	Commutador A-COLL LOWER			

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNC
4.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LD2	Interruptor Automático A-COLL LIGHT			
5.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LD1	Interruptor Automático A-COLL LIGHT			

4 DESCRIPCIÓN

Las luces anticollision montadas en el avión consisten en dos luces intermitentes de alta intensidad: una está montada en la parte superior del estabilizador vertical y la otra en la parte inferior del fuselaje anterior.

Existe la posibilidad de activar el sistema de iluminación exterior compatible con gafas de visión nocturna (NVG/C), desactivándose en ese caso las luces anticollision. Esta iluminación compatible con gafas de visión nocturna (NVG/C) se activa mediante el Interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109 (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

6 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

6.1 LUZ ANTICOLISIÓN LD3, LD4

La luz anticollision LD3, LD4 es una unidad estroboscópica de 28V c.c., 1,5A, y con una emisión de potencia de 27 julios. La intermitencia es de 50 ±10 destellos por minuto. Los circuitos electrónicos para el encendido de alto voltaje de la lámpara de destellos están alojados en el interior de la unidad de luz, que es impermeable. La luz se refleja en un espejo de aluminio bruñido que se encuentra en el interior de una lente de cristal transparente y termoresistente.

6.2 UNIDAD DE CONTROL EXT LT, ZD109

La unidad de control EXT LT, ZD109, situada en el tablero superior de la cabina de pilotos, contiene los componentes para el control de las luces anticollision.

El conmutador A-COLL TAIL, LD5, controla la operación de la luz anticollision situada en la zona superior del estabilizador vertical y el conmutador A-COLL LOWER, LD6, controla la operación de la luz anticollision situada en el fuselaje anterior inferior. Para más detalles sobre la descripción de la Unidad de Control EXT LT, ZD109, ver CA-A-33-41-00-00A-040A-A .

8 OPERACIÓN

La luz anticollision en fuselaje inferior, LD3, se alimenta desde la BAT BUS 1, a través del interruptor automático A-COLL LIGHT, LD1, situado en el panel de interruptores automáticos L MISCELLANEOUS, PC9 (figura 3).

La luz anticollision en estabilizador vertical, LD4, se alimenta desde la BAT BUS 2, a través del interruptor automático A-COLL LIGHT, LD2, situado en el panel de Interruptores automáticos R: MISCELLANEOUS, PG8.

Ambas luces están controladas por los commutadores A-COLL TAIL, LD5 y A-COLL LOWER, LD6, de actuación independiente, situados en la unidad de control EXT LT, ZD109.

Cuando se pulsa el interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109, la iluminación exterior pasa a modo compatible con gafas de visión nocturna (NVGC), desactivándose las luces anticollision (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

7 INTERFACES

El sistema de luces anticollision tiene interconexiones (Figura 3) con los sistemas de:

- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A)
- Sistema Compatible con las Gafas de Visión Nocturna (NVGC) (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

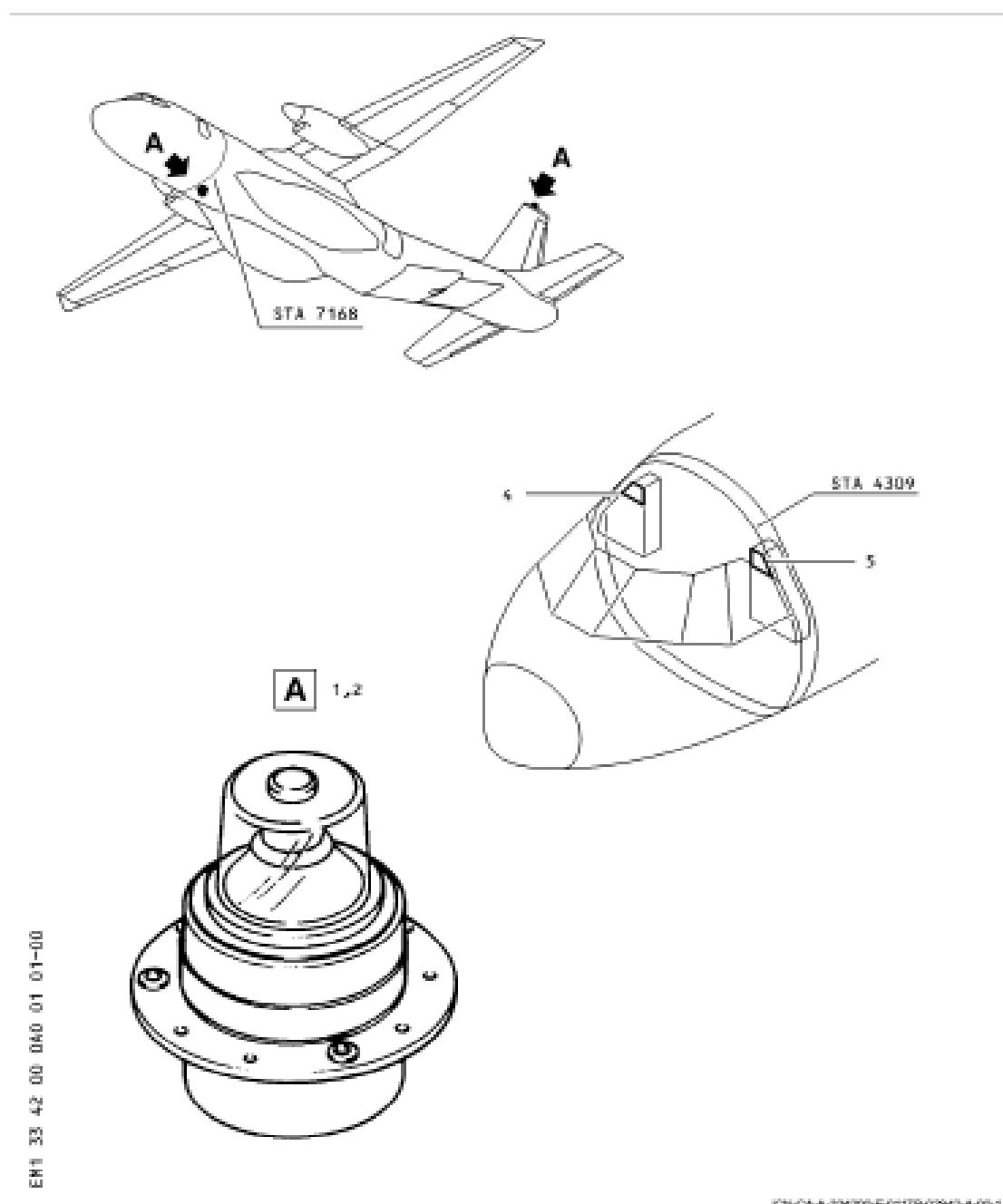
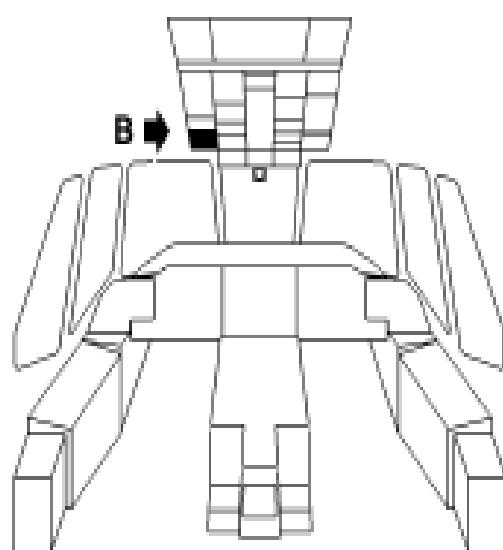
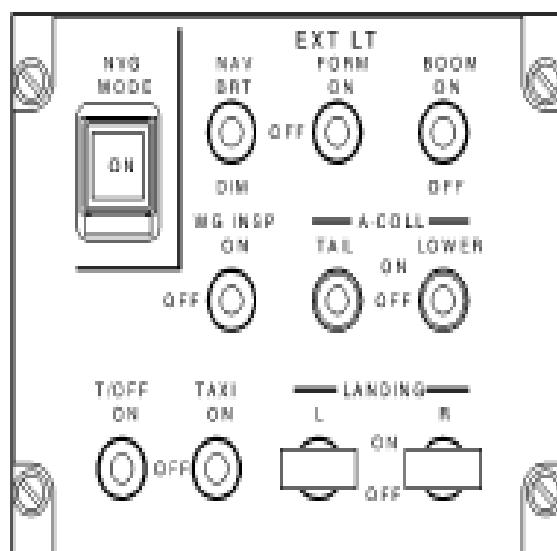


Figura 1 Luces Anticollision - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)



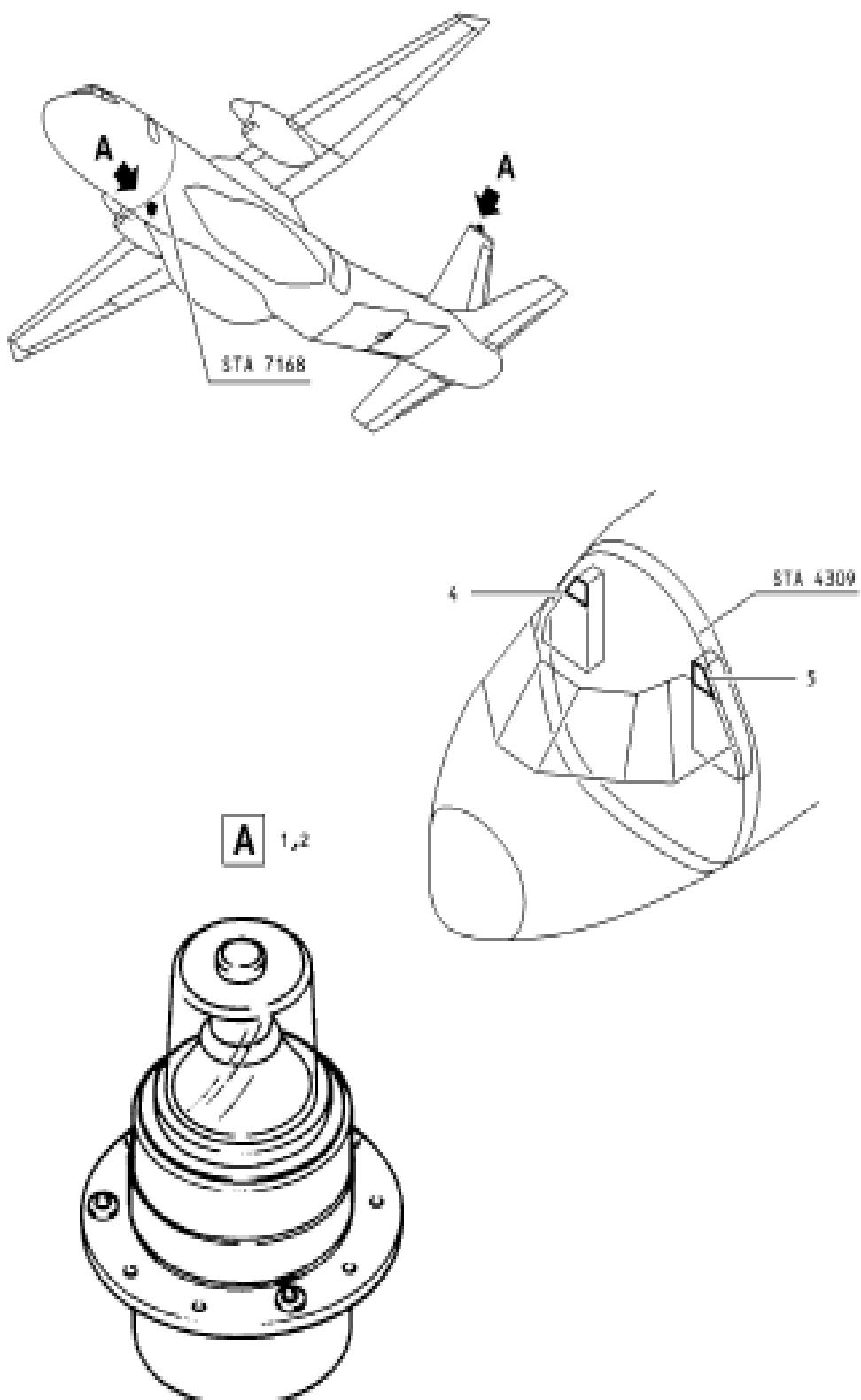
B 3



EN 33 42 00 040 02 01-01

ICN/CA/204005-E01179/03H3/A.001

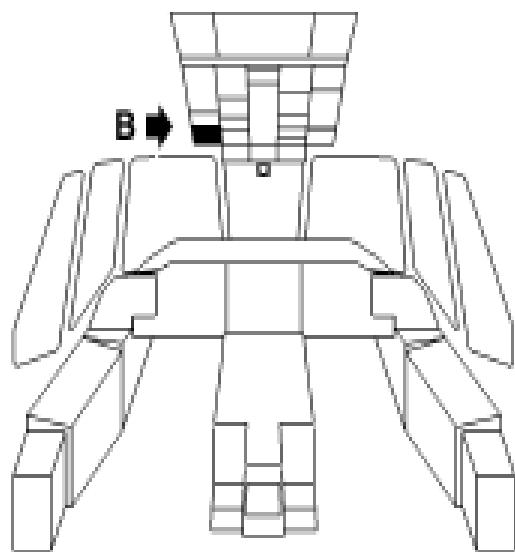
Figura 1 Luces Anticolisión - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)



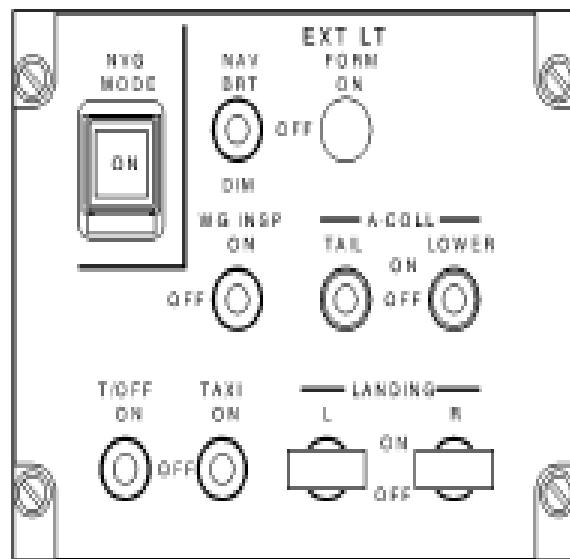
EPA 35 42 UNI UAR 01 01-01

ICN/0/A.20005-E.01179.04643.A.05.1

Figura 2 Luces Anticolisión - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)



B 3



EH 1 33 4.2 00 0AA 02 01-00

ICNCA/2000-6/011790454/A.03.1

Figura 2 Luces Anticolisión - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)

LUCES DE ATERRIZAJE
Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El avión tiene dos faros de aterrizaje instalados en las carenas del tren de aterrizaje principal.

C295 VERSIÓN EA03 RJ01

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LA5 (LA6)	Faró de Aterrizaje	161 (162)	161BL (162BR)	33-43-11
2.	ZD109	Unidad Control EXT LT	217	-	33-40-11
	LA3 (LA4)	Interruptor LANDING L (R)			
3.	LA11 (LA12)	Relé	141 (142)	241BF (242AF)	-
4.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LA2	Interruptor Automático LDG LIGHT			
5.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LA1	Interruptor Automático LDG LIGHT			

C295 VERSIÓN AG01 P001

3 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 2)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LA5 (LA6)	Faró de Aterrizaje	161 (162)	161BL (162BR)	33-43-11
2.	ZD109	Unidad Control EXT LT	217	-	33-40-11
	LA3 (LA4)	Interruptor LANDING L (R)			
3.	LA11 (LA12)	Relé	141 (142)	241BF (242AF)	-
4.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNC
	LA2	Interruptor Automático LDG LIGHT			
5.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LA1	Interruptor Automático LDG LIGHT			

4 DESCRIPCIÓN

Los faros de aterrizaje, montados en las carenas del tren de aterrizaje principal IZQ (DCH), disponen de iluminación de tipo visible y de tipo Infrarrojo.

La operación de las luces se controla individualmente por medio de interruptores montados en la unidad de control EXT LT, ZD109.

Existe la posibilidad de activar el sistema de iluminación exterior compatible con gafas de visión nocturna (NVG), desactivándose las luces visibles y entrando en funcionamiento las luces Infrarrojas. Esta iluminación se activa mediante el interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109 (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

6 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

6.1 FARO DE ATERRIZAJE, LA6 (LA8)

Los faros de aterrizaje están montados en las carenas del tren de aterrizaje principal IZQ (DCH). Cada faro posee cinco lámparas, tres para la iluminación de tipo visible y dos para la de tipo Infrarrojo, de 28V c.c. y 200W cada una de ellas. Las lámparas para la iluminación Infrarroja, están cubiertas por una lente Infrarroja, y cubriendo las cinco lámparas hay una lente transparente. Esta lente es un cristal de alto impacto.

La operatividad del faro de aterrizaje es efectiva en un rango de temperaturas de -50°C hasta 71°C, y hasta una altura de 50.000 pies sobre el nivel del mar.

6.2 UNIDAD DE CONTROL EXT LT, ZD109

La unidad de control EXT LT, ZD109, situada en el tablero superior de la cabina de pilotos, contiene los componentes para el control de las luces de aterrizaje.

El interruptor LANDING L (R), LA3 (LA4), controla la operación del faro de aterrizaje LAS (LA6). Para más detalles sobre la descripción de la unidad de control EXT LT, ZD109, ver CA-A-33-41-00-00A-040A-A .

8 OPERACIÓN

Ambas luces están controladas por los interruptores LANDING L, LA3 y LANDING R, LA4, de actuación independiente, situados en la unidad de control EXT LT, ZD109 (figura 3).

Cuando el interruptor LANDING L (R), LA3 (LA4), se ajusta en la posición ON, la alimentación procedente de la BAT BUS 1 (2), a través del interruptor automático LDG LIGHT, LA1 (LA2), energiza el contactor CO8 de la BDU No. 1 (2). Entonces se alimenta desde la BAT BUS 1 (2), a través del fusible FU13 y de

los contactos cerrados del contactor CD8 de la BDU No. 1 (2) (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A), y de los contactos abiertos del relé LA11 (LA12), a la iluminación visible del faro de aterrizaje LAS (LA6).

Cuando se pulsa el interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109, la alimentación procedente de la BAT BUS 1 (2), a través del interruptor automático LDG LIGHT, LA1 (LA2) y de los contactos cerrados del relé LT3 (LT4), energiza el relé LA11 (LA12). Entonces la alimentación procedente de la BDU No. 1 (2) pasa a través de los contactos cerrados del relé LA11 (LA12) al faro de aterrizaje LAS (LA6) y la iluminación exterior pasa a modo compatible con gafas de visión nocturna (NVGC), desactivándose la iluminación visible y activándose las luces de tipo infrarrojo (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

7 INTERFACES

El sistema de luces de aterrizaje tiene interconexiones con los sistemas de (figura 3):

- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A)
- Iluminación de Instrumentos y Paneles (Ver CA-A-33-12-00-00A-040A-A)
- Sistema Compatible con las Gafas de Visión Nocturna (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

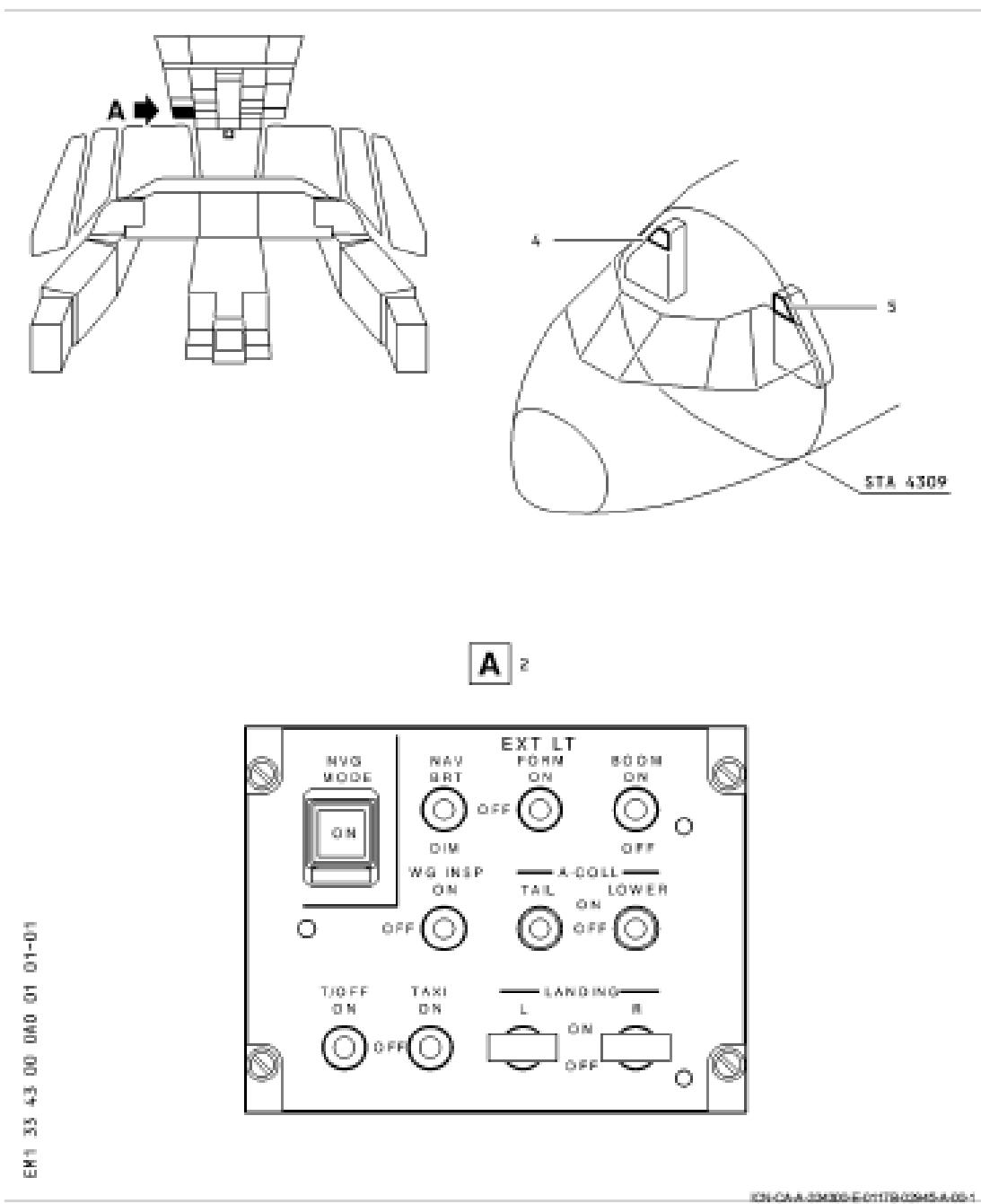
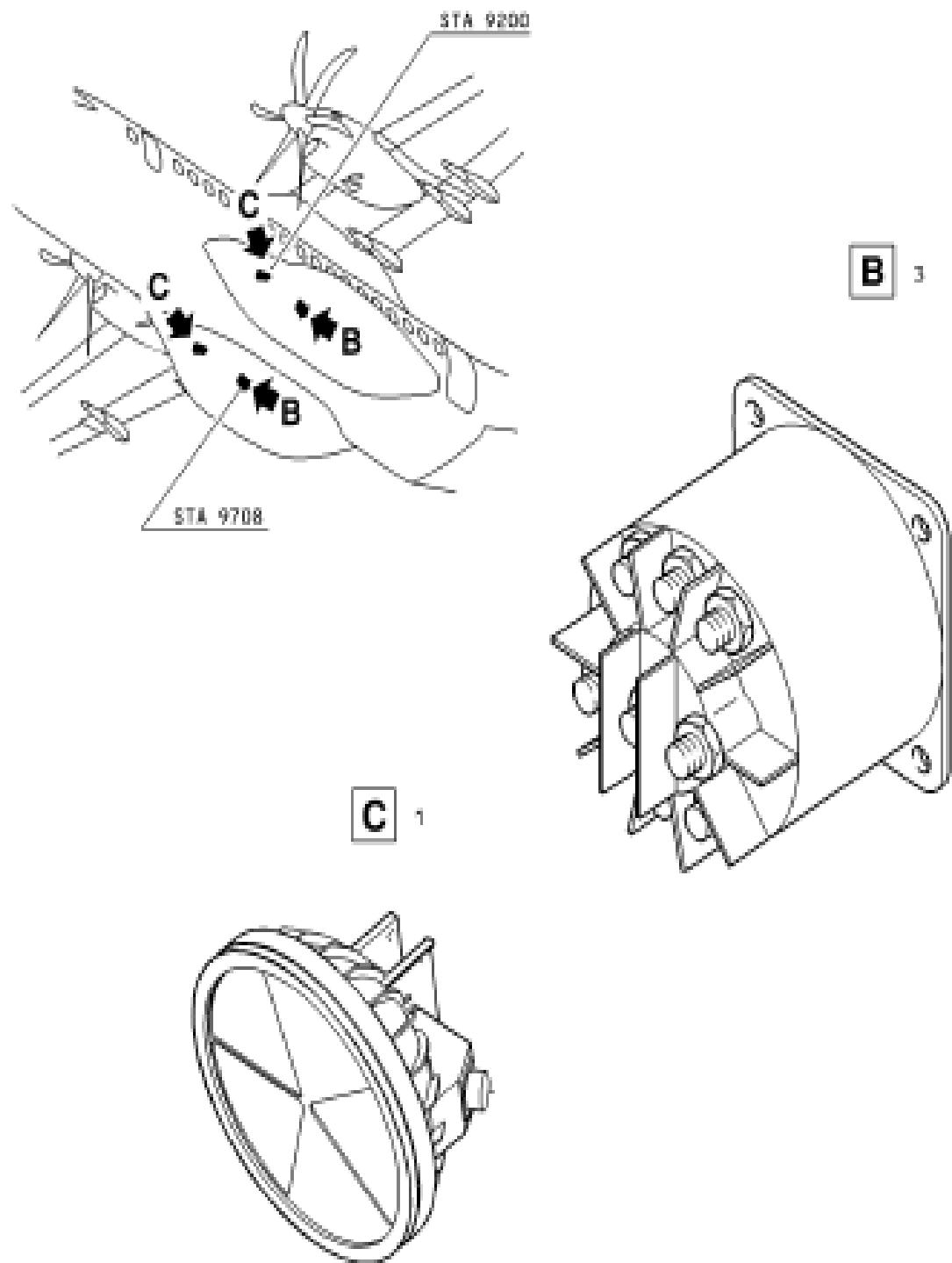
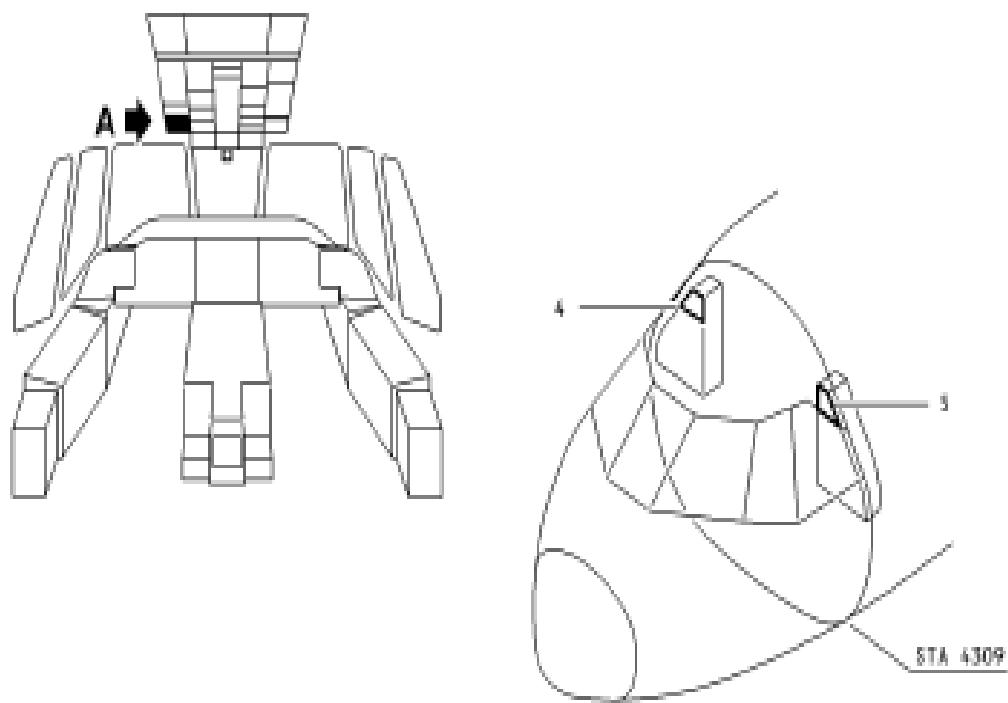


Figura 1 Luces de Aterrizaje - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)

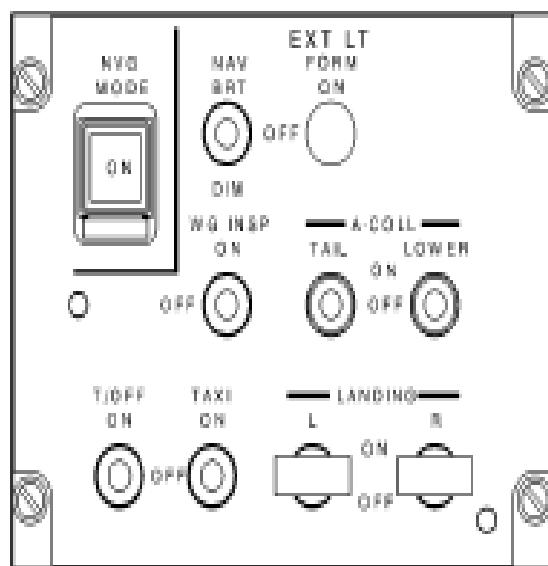


KN-CIA-2M000-01179-0248-A-01

Figura 1 Luces de Aterrizaje - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)



A 2



EN1 33 43 00 DAA 01 01-00

EN-CAA-00000-001190005A-01

Figura 2 Luces de Aterrizaje - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)

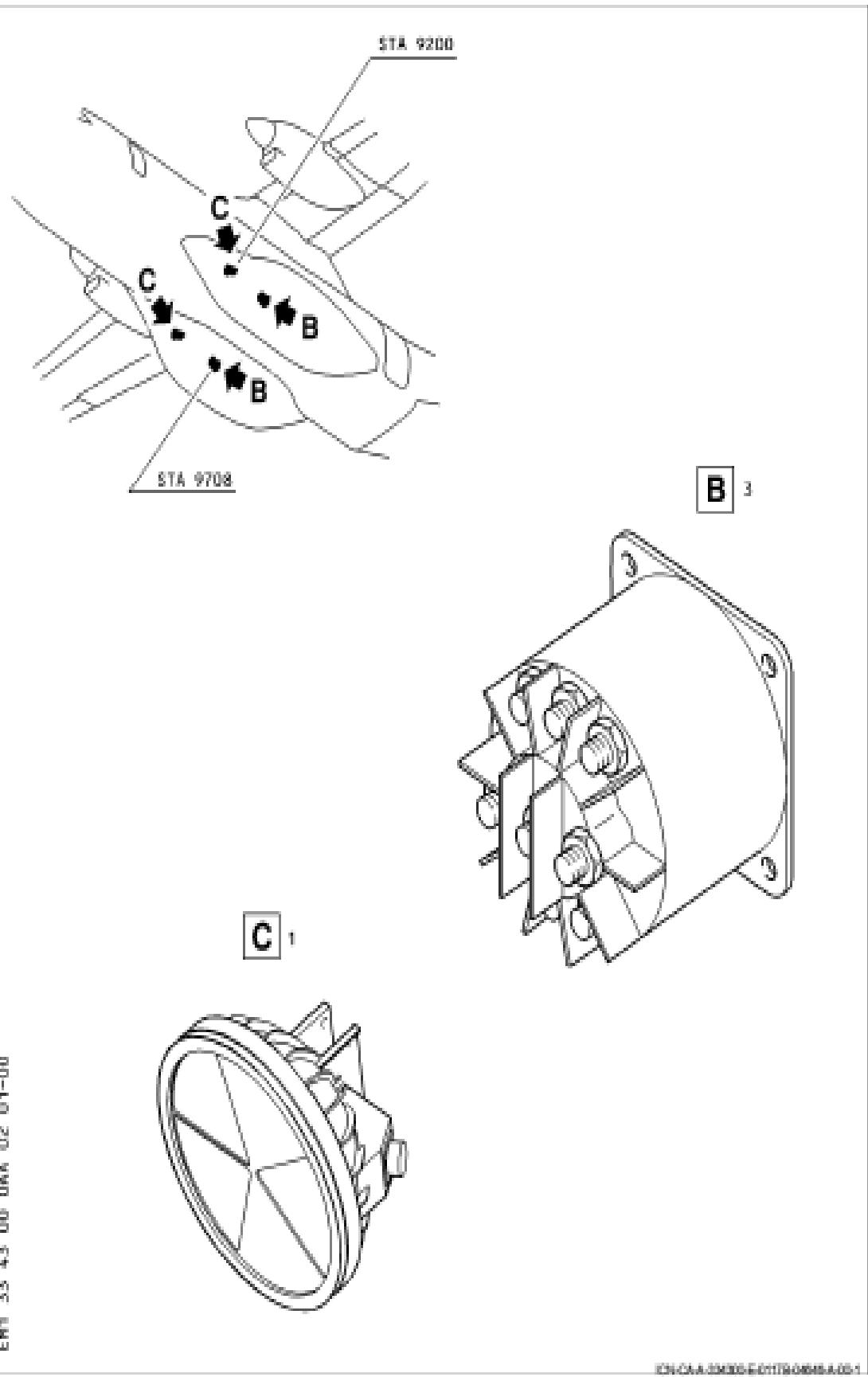


Figura 2 Luces de Aterrizaje - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)

EN400A-00000-00179-00000-A-00-1

LUCES DE RODADURA Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El avión tiene de dos faros de rodadura de luz visible y dos faros de luz infrarroja montados en la pata del tren de aterrizaje auxiliar.

C295 VERSIÓN EA03 RJ01

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LB3 (LB4)	Faro de Rodadura	713	-	33-44-11
2.	LB15 (LB14)	Faro Infrarrojo de Rodadura	713	-	33-44-15
3.	LB12	Caja de Interruptor	121	-	33-44-12
4.	ZD109	Unidad de Control EXT LT	217	-	33-40-11
	LB11	Conmutador TAXI			
5.	-	Soporte IZQ de Relés	221	221CL	-
	LB5	Relé			
	LB17	Relé			
6.	-	Soporte DCH de Relés	222	222CR	-
	LB6	Relé			
	LB16	Relé			
7.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LB2	Interruptor Automático TAXI LIGHT			
8.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LB1	Interruptor Automático TAXI LIGHT			
9.	-	Panel de Fusibles IZQ	221	221JL	-
	LB7	Fusible			
10.	-	Panel de Fusibles DCH	222	222JR	-
	LB8	Fusible			

VERSIÓN AG01 PO01

3 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 2)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LB3 (LB4)	Faro de Rodadura	713	-	33-44-11
2.	LB15 (LB14)	Faro Infrarrojo de Rodadura	713	-	33-44-15
3.	LB12	Caja de Interruptor	121	-	33-44-12
4.	ZD109	Unidad de Control EXT LT	217	-	33-40-11
	LB11	Commutador TAXI			
5.	-	Soporte IZQ de Relés	221	221CL	-
	LB5	Relé			
	LB17	Relé			
6.	-	Soporte DCH de Relés	222	222CR	-
	LB6	Relé			
	LB16	Relé			
7.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LB2	Interruptor Automático TAXI LIGHT			
8.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LB1	Interruptor Automático TAXI LIGHT			
9.	-	Panel de Fusibles IZQ	221	221JL	-
	LB7	Fusible			
10.	-	Panel de Fusibles DCH	222	222JR	-
	LB9	Fusible			

4 DESCRIPCIÓN

Hay dos faros de luz visible de 250 vatios a 28V c.c. y dos faros de luz Infrarroja de 200 vatios, a 28V c.c., montados en la pata del tren de aterrizaje auxiliar del avión.

La operación de las luces de rodadura se controlan por medio del commutador TAXI, LB11, montado en la unidad de control EXT LT, ZD109, aunque se tienen diferentes fuentes de potencia para encontrar condiciones simples de fallo, y sólo se pueden energizar cuando el tren de aterrizaje auxiliar no se encuentre en la posición de dentro y bloccado.

La posición del tren de aterrizaje auxiliar se detecta por medio de microinterruptores, instalados en la caja de interruptor LB12.

Existe la posibilidad de activar el sistema de iluminación exterior compatible con gafas de visión nocturna (NVGC), desactivándose las luces visibles y entrando en funcionamiento las luces infrarrojas. Esta iluminación se activa mediante el interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109 (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

6 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

6.1 FARO DE RODADURA, LB3 (LB4)

Las luces de rodadura de tipo visible son dos faros montados en el tren de aterrizaje auxiliar. Cada faro posee una lámpara de 250 W, a 28V c.c.

6.2 FARO INFRARROJO DE RODADURA, LB15 (LB14)

Las luces de rodadura de tipo Infrarrojo son dos lámparas equipadas situadas en el tren de aterrizaje auxiliar. Cada lámpara es de 200 W, a 28 V c.c. Poseen una pantalla protectora para evitar posibles impactos.

6.3 CAJA DE INTERRUPTOR, LB12

La caja de interruptor LB12, situada en el compartimiento del tren de aterrizaje auxiliar, detecta la posición del tren de aterrizaje auxiliar por medio de microinterruptores, y permite la operación de las luces de rodadura únicamente cuando el tren de aterrizaje está en posición extendida.

6.4 UNIDAD DE CONTROL EXT LT, ZD109

La unidad de control EXT LT, ZD109, situada en el tablero superior de la cabina de pilotos, contiene los componentes para el control de las luces de rodadura.

El conmutador TAXI, LB11, controla la operación de las luces de rodadura LB3 (LB4) y LB15 (LB14). Para más detalles sobre la descripción de la unidad de control EXT LT, ZD109, ver CA-A-33-41-00-00A-040A-A .

8 OPERACIÓN

Las luces de rodadura se alimentan desde la GEN BUS 1 (2), BUS 2 (10), a través del fusible LB7 (LB8), y de los relés LB5 (LB6) y LB17 (LB16) (figura 3). Cuando el conmutador TAXI, LB11, se ajusta en la posición ON, se envían 28V c.c. desde la BAT BUS 1 (2), a través del interruptor automático TAXI LIGHT, LB1 (LB2), al relé LB5 (LB6). El circuito se cierra a través del microinterruptor LB12, que permite la operación del relé LB5 (LB6) únicamente cuando el tren de aterrizaje auxiliar está en posición extendida. Entonces se activan los faros de rodadura visibles LB3 (LB4).

Cuando se pulsa el interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109, la alimentación procedente de la batería BAT BUS 1 (2), a través del interruptor automático TAXI LIGHT, LB1 (LB2) y de los contactos cerrados del relé LT3 (LT4), energiza el relé LB17 (LB16). Entonces se desactivan los faros de rodadura visibles, LB3 (LB4), y se activan los faros de rodadura Infrarrojos, LB15 (LB14) (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

7 INTERFACES

El sistema de luces de rodadura tiene interconexiones con los sistemas de:

- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-A-040A-A).
- Sistema Compatible con las Gafas de Visión Nocturna (Ver CA-A-33-15-00-A-040A-A).

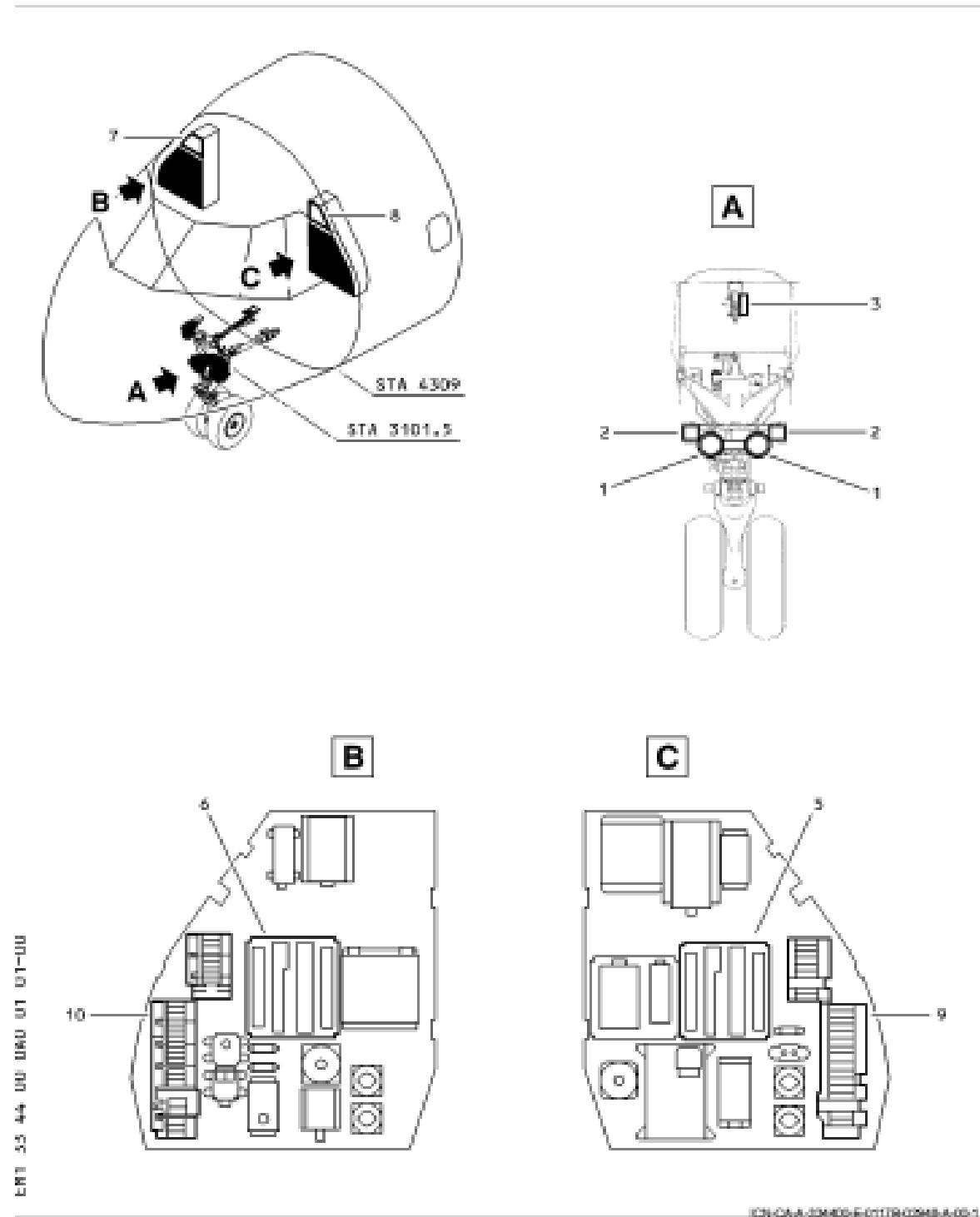
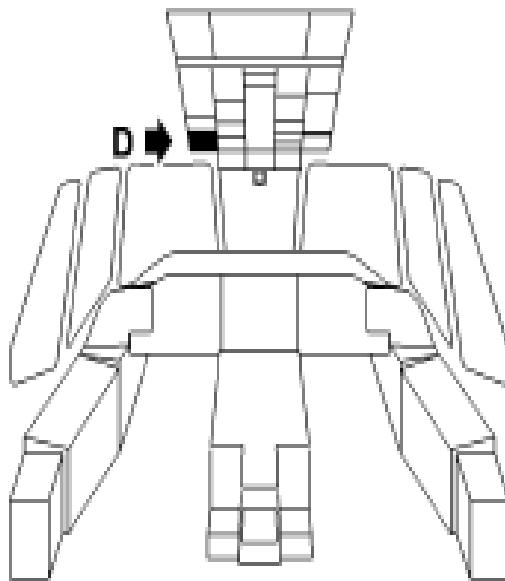


Figura 1 Luces de Rodadura - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)

ICN-CA-A-23M05-6-01179-02M8-A-00-1



D 4

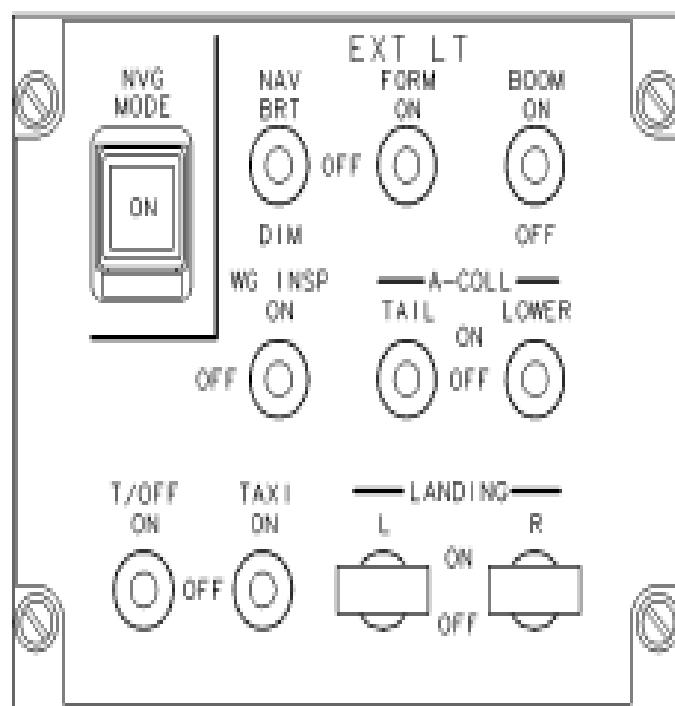
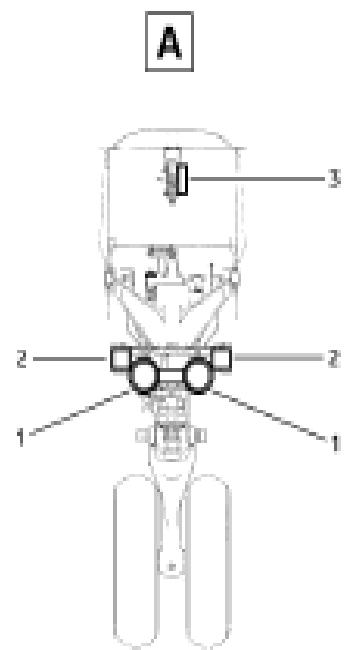
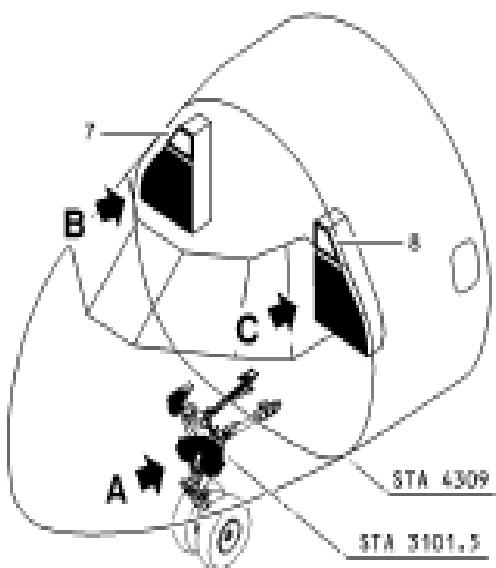
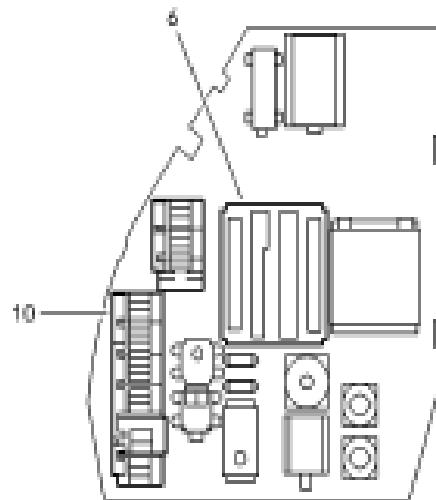


Figura 1 Luces de Rodadura - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)

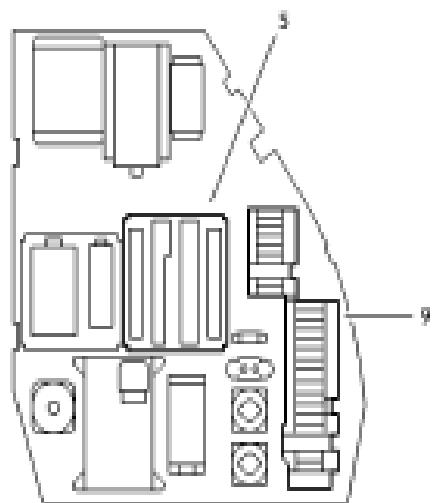


B

ENI 33 44 00 DAA 01 01-00

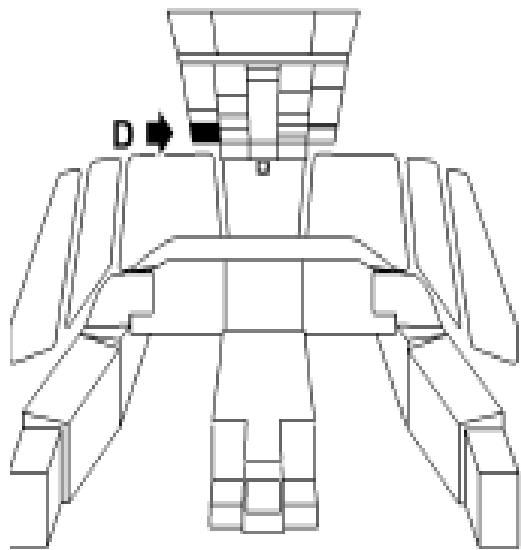


C

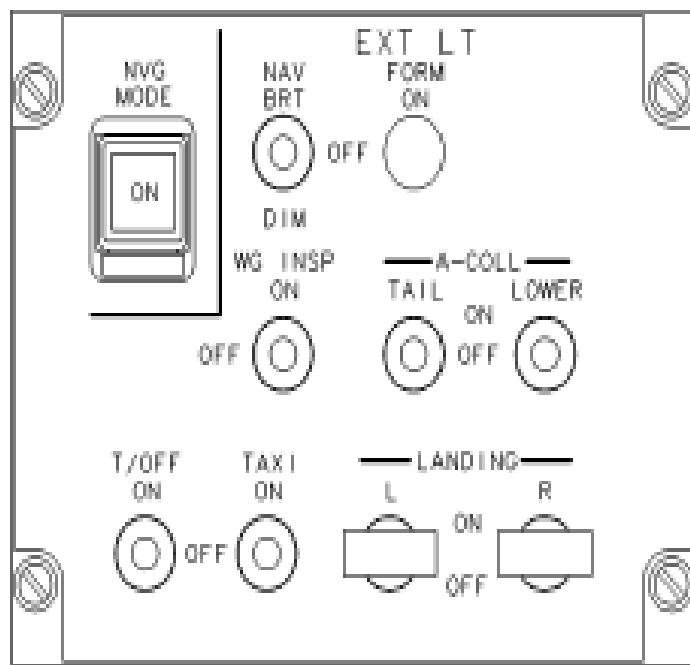


ENI-DAA-00406-011790867-A-05-1

Figura 2 Luces de Rodadura - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)



D 4



ICN CAA-20405-E-011790648-A-001

Figura 2 Luces de Rodadura - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)

LUCES DE GIRO EN PISTA

Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El avión tiene dos luces de giro en pista instaladas en las carenas del tren de aterrizaje principal.

C295 VERSIÓN EA03 RJ01

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LH3 (LH4)	Luz de Giro en Pista	161 (162)	161BL (162BR)	33-45-11
2.	ZD109	Unidad de Control EXT LT	217	-	33-40-11
	LH11	Commutador T/OFF			
3.	-	Soporte IZQ de Relés	221	221CL	-
	LHS	Relé			
4.	-	Soporte DCH de Relés	222	222CR	-
	LH6	Relé			
5.	PC8	Panel de Int. Aut. R	222	-	24-61-15
		MISCELLANEOUS			
	LG2	Interruptor Automático T-OFF LIGHT			
6.	PC9	Panel de Int. Aut. L	221	-	24-61-15
		MISCELLANEOUS			
	LG1	Interruptor Automático T-OFF LIGHT			
7.	-	Panel de Fusibles IZQ	221	221JL	-
	LH7	Fusible			
8.	-	Panel de Fusibles DCH	222	222JR	-
	LH8	Fusible			

3 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 2)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LH3 (LH4)	Luz de Giro en Pista	161 (162)	161BL (162BR)	33-45-11
2.	ZD109	Unidad de Control EXT LT	217	-	33-40-11
	LH11	Commutador T/OFF			
3.	-	Soporte IZQ de Relés	221	221CL	-
	LH5	Relé			
4.	-	Soporte DCH de Relés	222	222CR	-
	LH6	Relé			
5.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LG2	Interruptor Automático T-OFF LIGHT			
6.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LG1	Interruptor Automático T-OFF LIGHT			
7.	-	Panel de Fusibles IZQ	221	221JL	-
	LH7	Fusible			
8.	-	Panel de Fusibles DCH	222	222JR	-
	LH8	Fusible			

4 DESCRIPCIÓN

Las luces de giro en pista están montadas en las carenas del tren de aterrizaje principal IZQ (DCH). Su misión consiste en iluminar el costado y frente del avión para ayudar a los pilotos a identificar las zonas de giro en pista, cuando el avión esté en rodadura por la noche.

La operación de las luces de giro en pista se controla por medio de un commutador montado en la unidad de control EXT LT, ZD109.

Existe la posibilidad de activar el sistema de iluminación exterior compatible con gafas de visión nocturna (NVG), desactivándose en ese caso las luces de giro en pista. Esta iluminación se activa mediante el Interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109 (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

6 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

6.1 LUZ DE GIRO EN PISTA, LH3 (LH4)

Las luces de giro en pista son dos faros montados en las carenas del tren de aterrizaje principal IZQ (DCH). Cada faro posee una lámpara de 250 W, a 28V c.c.

6.2 UNIDAD DE CONTROL EXT LT, ZD109

La unidad de control EXT LT, ZD109, situada en el tablero superior de la cabina de pilotos, contiene los componentes para el control de las luces de giro en pista.

El commutador T/OFF, LH11, controla la operación de las luces de giro en pista, LH3 (LH4). Para más detalles sobre la descripción de la unidad de control EXT LT, ZD109, ver CA-A-33-41-00-00A-040A-A .

6. OPERACIÓN

Las luces de giro en pista, LH3 (LH4), se alimentan desde la GEN BUS 1 (2), BUS 2 (BUS 10), a través del fusible LH7 (LH8) y del relé LHS (LHS) (figura 3). Cuando el commutador T/OFF, LH11, se ajusta en la posición ON, se envían 28V c.c. desde la GEN BUS 1 (2), a través del interruptor automático T-OFF LIGHT, LG1 (LG2) y de los contactos del relé LTS (LTS), al relé LHS (LHS), el cual se energiza. Entonces se activan las luces de giro en pista, LH3 (LH4).

Cuando se pulsa el interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109, la iluminación exterior pasa a modo compatible con gafas de visión nocturna (NVGC), desactivándose las luces de giro en pista (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

7. INTERFACES

El sistema de luces de giro en pista tiene interconexiones con los sistemas de:

- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A)
- Sistema Compatible con Gafas de Visión Nocturna (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

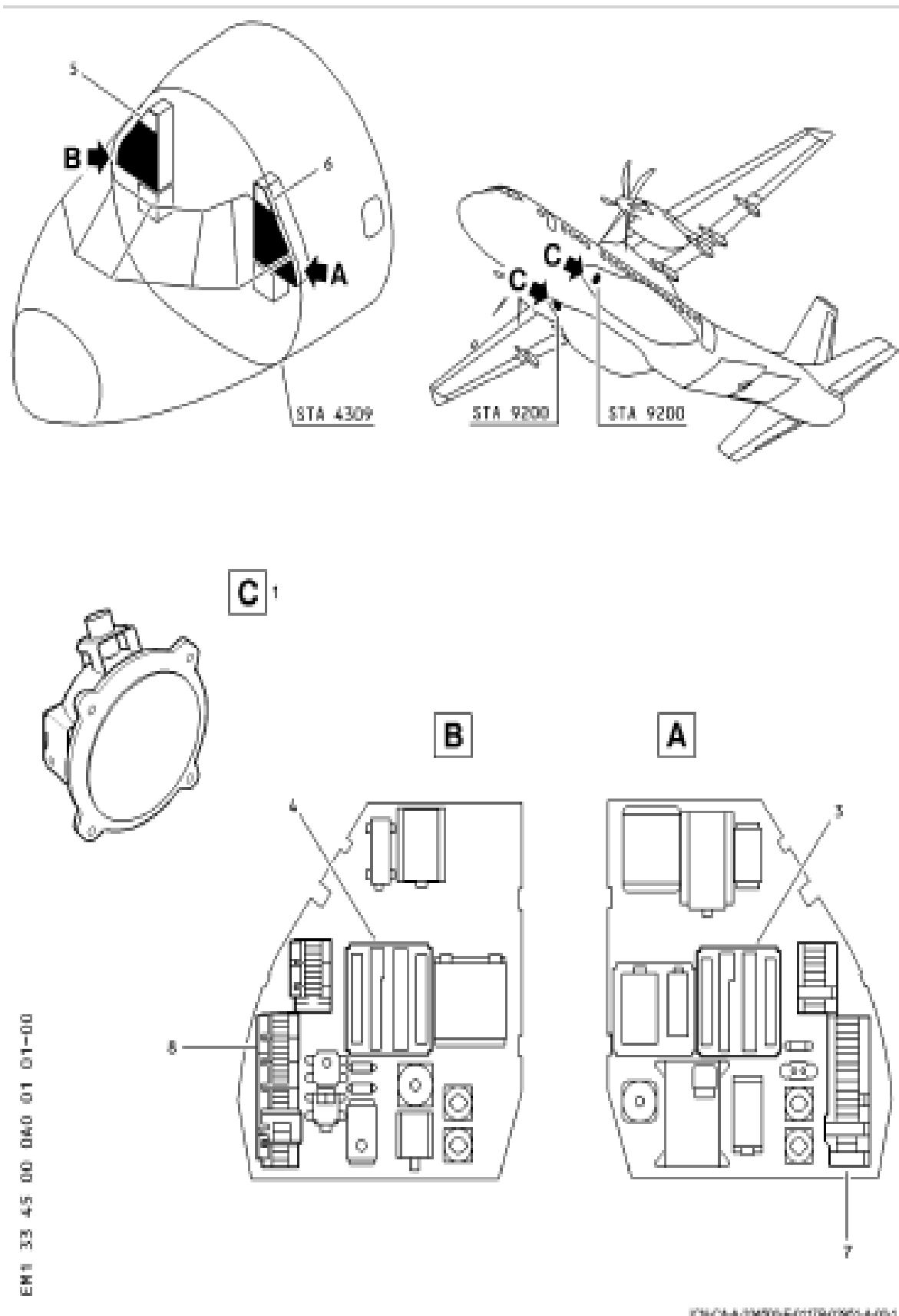
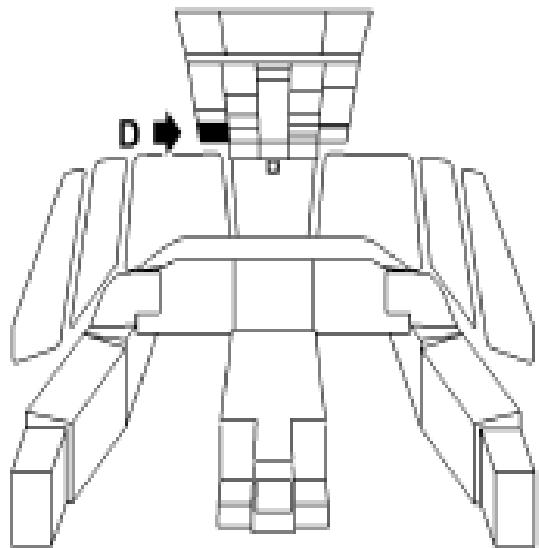
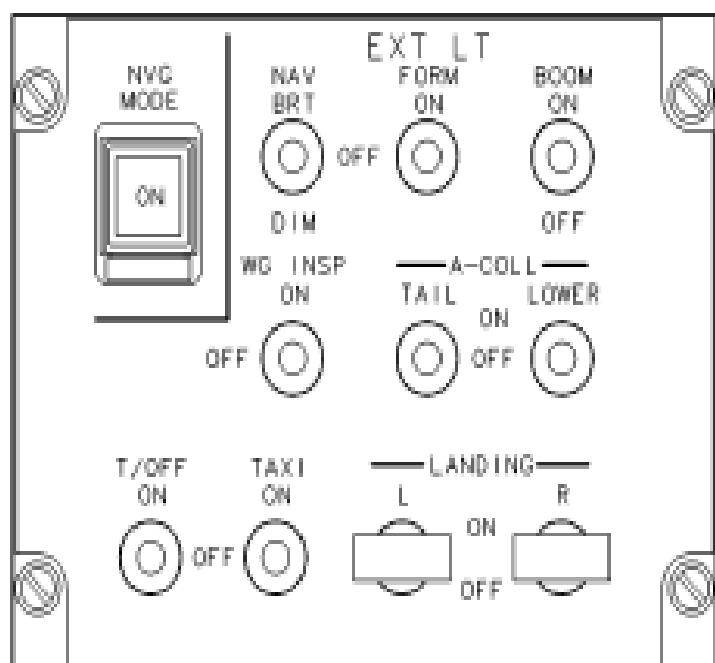


Figura 1 Luces de Giro en Pista - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)



2



ענין ציון מונע מהו שמי

ICN-CA-A-2018-Edition-000-A-001

Figura 1 Luces de Giro en Plata - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)

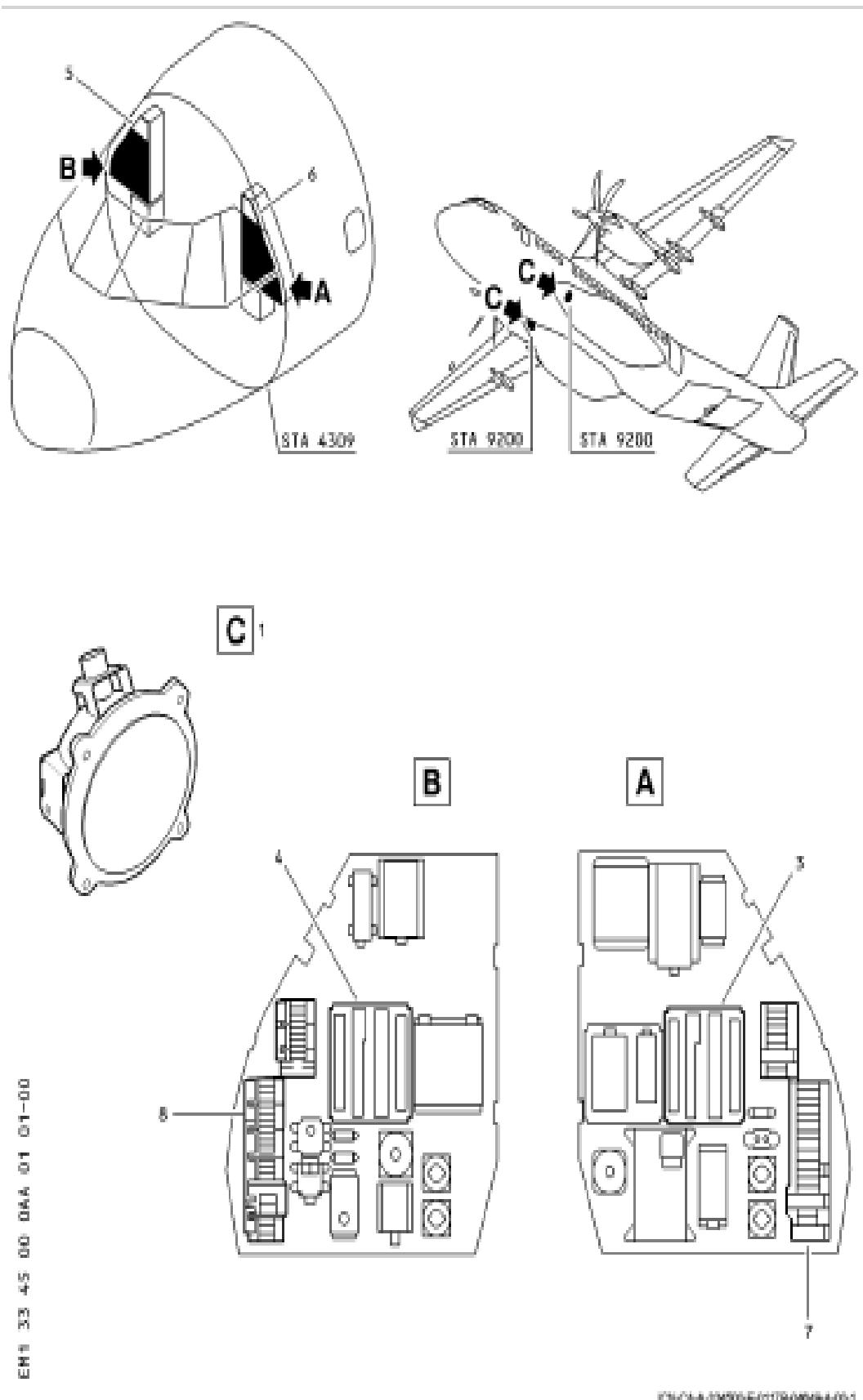
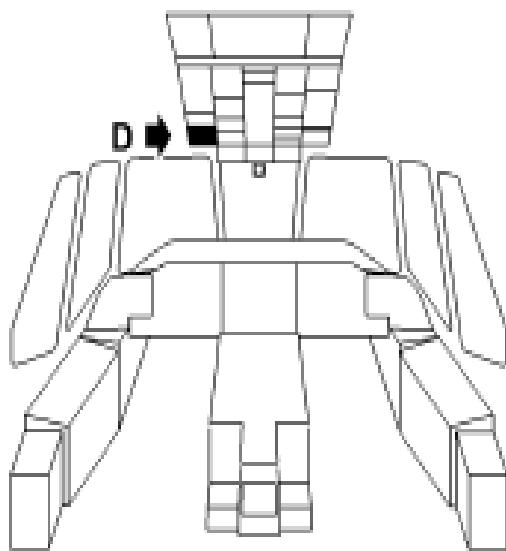
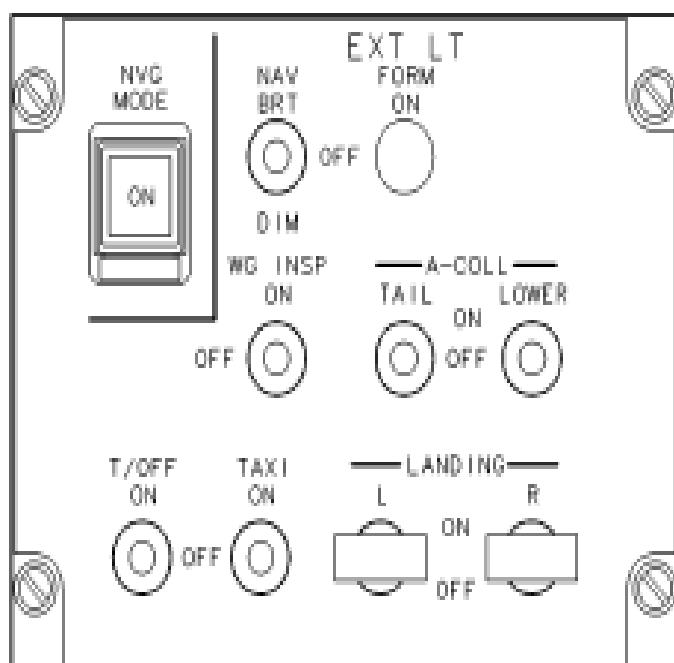


Figura 2 Luces de Giro en Pista - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)



D 2



EHI 33 45 00 OAA 02 01-00

OVA-2000-E01794655A.01

Figura 2 Luces de Giro en Pista - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)

LUCES DE INSPECCIÓN DE ALA
Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El avión tiene dos luces, una a cada lado del fuselaje anterior, que iluminan los bordes de ataque de ala, las entradas de aire de motor y las hélices.

C295 VERSIÓN EA03 RV01

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LK3 (LK4)	Luz de Inspección de Ala	231 (232)	-	33-46-11
2.	ZD109	Unidad de Control EXT LT	217	-	33-40-11
	LK5	Comutador WG INSP			
3.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LK2	Interruptor Automático WG INSP LIGHT			
4.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LK1	Interruptor Automático WG INSP LIGHT			

C295 VERSIÓN AG01 PG01

3 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 2)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LK3 (LK4)	Luz de Inspección de Ala	231 (232)	-	33-46-11
2.	ZD109	Unidad de Control EXT LT	217	-	33-40-11
	LK5	Comutador WG INSP			
3.	PC8	Panel de Int. Aut. R MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	LK2	Interruptor Automático WG INSP LIGHT			

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
4.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	LK1	Interruptor Automático WG INSP LIGHT			

4 DESCRIPCIÓN

Las luces de inspección de ala están montadas a cada lado del fuselaje anterior del avión. Las luces se ajustan por separado para iluminar la zona de ala adecuada. Estas luces facilitan la comprobación visual de la formación de hielo en vuelo, o iluminación para mantenimiento en tierra. Las lámparas pueden ser sustituidas sin requerir el reajuste de las luces.

La operación de las luces de inspección de ala se controla por medio de un conmutador montado en la unidad de control EXT LT, ZD109.

Existe la posibilidad de activar el sistema de iluminación exterior compatible con gafas de visión nocturna (NVGC), desactivándose en ese caso las luces de inspección de ala. Esta iluminación se activa mediante el Interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109 (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

6 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

6.1 LUZ DE INSPECCIÓN DE ALA, LK3 (LK4)

Las luces de inspección de ala son dos faros, montados uno a cada lado del fuselaje anterior, con lentes transparentes y prismáticas de cristal termoresistente. Cada faro posee una lámpara de 150W, a 28V c.c.

6.2 UNIDAD DE CONTROL EXT LT, ZD109

La unidad de control EXT LT, ZD109, situada en el tablero superior de la cabina de pilotos, contiene los componentes para el control de las luces de inspección de ala.

El conmutador WG INSP, LK5, controla la operación de las luces de inspección de ala. Para más detalles sobre la descripción de la unidad de control EXT LT, ZD109, ver CA-A-33-41-00-00A-040A-A .

8 OPERACIÓN

Las luces de inspección de ala, LK3 (LK4), se alimentan desde la GEN BUS 1 (2), a través del interruptor automático WG INSP LIGHT, LK1 (LK2) (figura 3). Cuando el conmutador WG INSP, LK5, se ajusta en la posición ON, se envían 28V c.c. a través de los contactos del relé LTS (LT6) a las luces de inspección de ala, LK3 (LK4).

Cuando se pulsa interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109, la iluminación exterior pasa a modo compatible con gafas de visión nocturna (NVGC), desactivándose las luces de inspección de ala (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

7 INTERFACES

El sistema de luces de Inspección de ala tiene interconexiones con los sistemas de:

- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A.)
- Sistema Compatible con Gafas de Visión Nocturna (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A.).

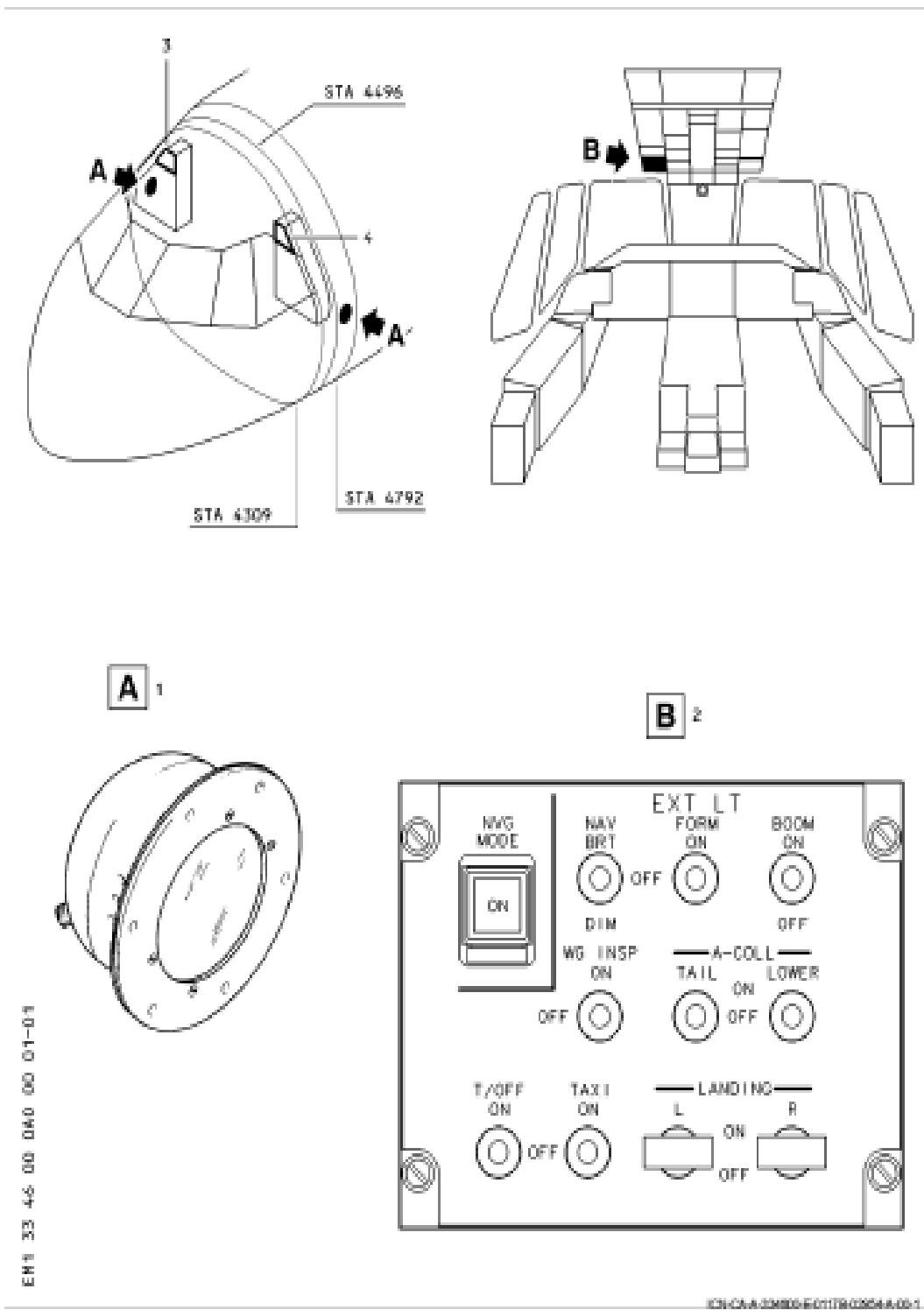


Figura 1 Luces de Inspección Ala - Situación de Componentes

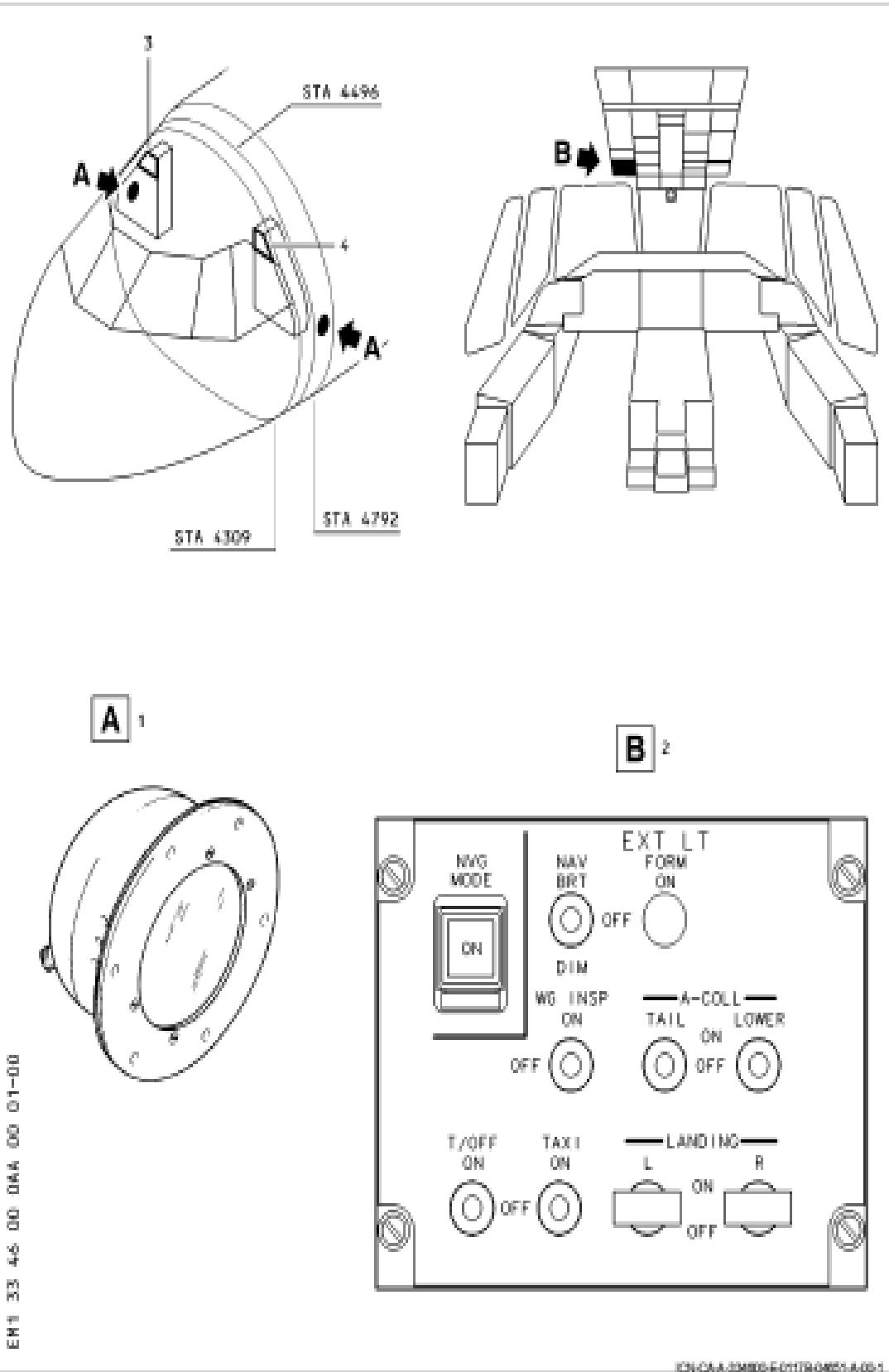


Figura 2: Luces de Inspección Ala - Situación de Componentes

LUCES DE FORMACION
Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

Las luces de formación se emplean como elementos auxiliares durante los vuelos de formación nocturnos, con el fin de calcular las distancias y posiciones aproximadas de los aviones acompañantes.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	LR3	Luz de Formación	231 (232)	-	33-48-11
	(LR4)		323 (323)		
	LR9		921 (922)		
	(LR10)		163 (164)		
	LR11				
	(LR12)				
	LR13				
	(LR14)				
2.	LR5	Luz de Formación	522 (522)	-	33-48-11
	(LR6)		522 (522)		
	LR7				
	(LR8)				
3.	LR26	Luz de Formación Infrarroja	231 (232)	-	33-48-12
	(LR26)		163 (164)		
	LR27		921 (922)		
	(LR28)		323 323		
	LR29				
	(LR30)				
	LR35				
	(LR36)				
4.	LR31	Luz de Formación Infrarroja	522 (522)	-	33-48-12
	(LR32)		522 (522)		
	LR33				
	(LR34)				
5.	ZD109	Unidad de Control EXT LT	217	-	33-40-11
	LR2	Comutador FORM			
6.	PC13	Panel de Int. Aut. SYSTEMS 1	217	-	24-61-11
	LR1	Interruptor Automático FORM LT			

3 DESCRIPCIÓN

El avión incorpora dos filas de luces en forma de bandas electroluminiscentes visibles e infrarrojas, distribuidas simétricamente en las puntas de las alas, estabilizador vertical y parte superior e inferior del fuselaje, todas a 115V c.a. y 400 Hz.

La operación de las luces de formación se controlan por medio del interruptor FORM, LR2, montado en la unidad de control EXT LT, ZD109.

Existe la posibilidad de activar el sistema de iluminación exterior compatible con gafas de visión nocturna (NVGC), desactivándose en ese caso las luces visibles de formación y activándose las de tipo Infrarrojo. Esta iluminación compatible con gafas de visión nocturna (NVGC) se activa mediante el interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109 (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

4.1 LUZ DE FORMACIÓN LR3 A LR14

Las luces de formación son bandas electroluminiscentes de color verde que operan a un voltaje útil de 115V c.a. y 400 Hz.

4.2 LUZ DE FORMACIÓN INFRARROJA LR26 A LR38

Las luces de formación son bandas electroluminiscentes de tipo Infrarrojo que operan a un voltaje útil de 115 V c.a. y 400 Hz.

4.3 UNIDAD DE CONTROL EXT LT, ZD109

La unidad de control EXT LT, ZD109, situada en el tablero superior de la cabina de pilotos, contiene los componentes para el control de las luces de formación. El interruptor FORM, LR2, controla la operación de las luces de formación. Para más detalles sobre la descripción de la unidad de control EXT LT, ZD109, ver CA-A-33-41-00-00A-040A-A .

6 OPERACIÓN

Las luces de formación se alimentan de 115V c.a. desde los convertidores (Ver CA-A-24-21-00-00A-040A-A), a través del interruptor automático FORM LT, LR1, situado en el panel de Interruptores automáticos SYSTEMS 1, PC13. Cuando el interruptor FORM, LR2, se ajusta en la posición ON, se envían 115V c.a., a través de los contactos del relé LT5 a las luces de formación visibles (figura 2).

Cuando se pulsa el interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109, la iluminación exterior pasa a modo compatible con gafas de visión nocturna (NVGC), desactivándose las luces de formación de tipo visible, y activándose las de tipo Infrarrojo (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

8 INTERFACES

El sistema de luces de formación tiene interconexiones con los sistemas de:

- Generación de Corriente Alterna - Frecuencia Constante (Ver CA-A-24-21-00-00A-040A-A)
- Sistema Compatible con Gafas de Visión Nocturna (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

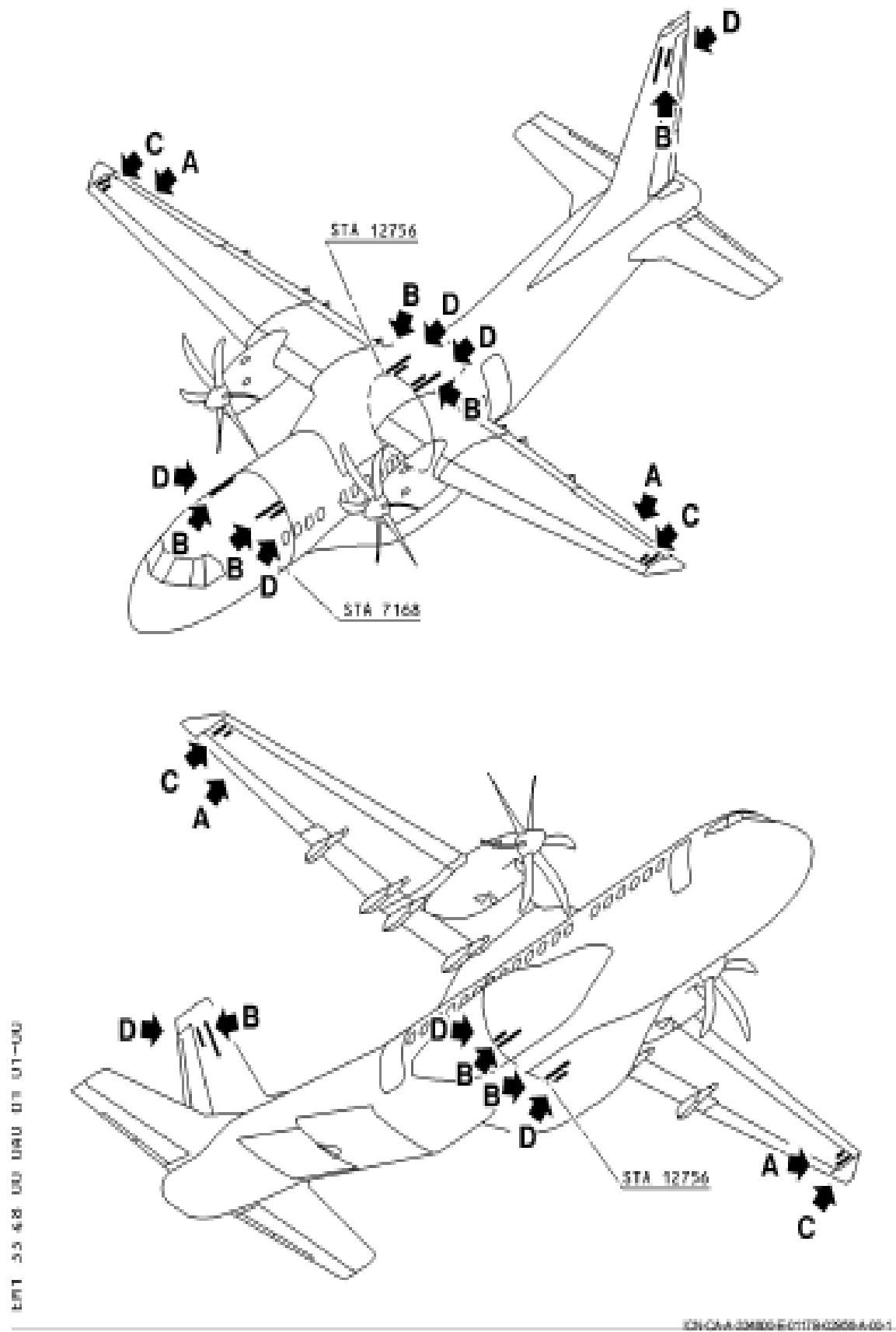
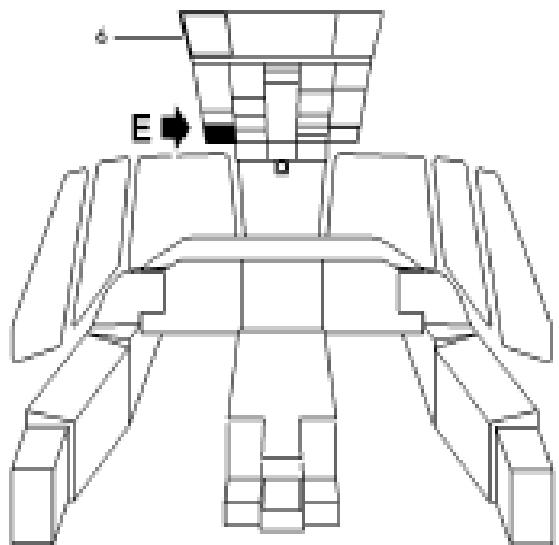
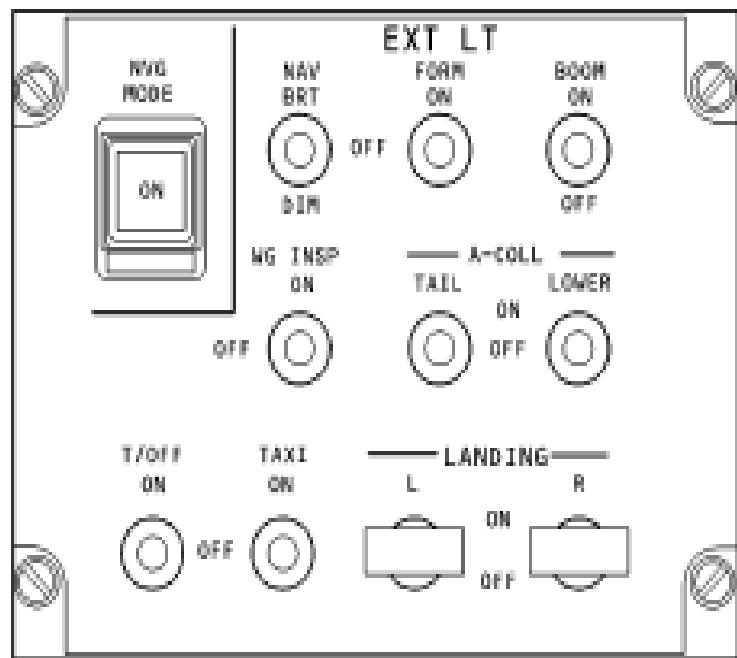


Figura 1 Luces de Formación - Situación de Componentes (hoja 1 de 3)



E 5



ICAO/CAR/JMB006-01179/02058-A-03-1

Figura 1 Luces de Formación - Situación de Componentes (hoja 3 de 3)

INSPECCIÓN - REABASTECIMIENTO EN VUELO
Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

El avión tiene un faro de luz visible situado junto a la pértila de reabastecimiento, que asegura la adecuada iluminación de todos los elementos involucrados en la maniobra de reabastecimiento en vuelo.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	L86	Luz de Inspección	912	911BT	33-49-11
2.	ZD109	Unidad de Control EXT LT	217	-	33-40-11
	L82	Comutador BOOM			
3.	-	Soporte DCH de Relés	222	222CR	-
	L83	Relé			
4.	PC6	Panel de Int. Aut. R. MISCELLANEOUS	222	-	24-61-15
	L81	Interruptor Automático BOOM LIGHT			
5.	-	Panel de Fusibles DCH	222	222JR	-
	L84	Fusible			

3 DESCRIPCIÓN

Hay un faro de luz visible de 250 vatios a 28V c.c. montado en el compartimiento derecho, bajo las carenas anteriores del ala central.

La operación de la luz de inspección-reabastecimiento en vuelo se controla por medio del comutador BOOM, L82, localizado en la unidad de control EXT LT, ZD109.

Existe la posibilidad de activar el sistema de iluminación exterior compatible con gafas de visión nocturna (NVG), desactivándose la luz de inspección-reabastecimiento en vuelo. Esta iluminación compatible con gafas de visión nocturna (NVG) se activa mediante el Interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109 (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

4.1 LUZ DE INSPECCIÓN, L86

La luz de inspección-reabastecimiento en vuelo consiste en un faro montado en el compartimiento derecho, bajo las carenas anteriores del ala central. El faro posee una lámpara de 250 W, a 28V c.c.

4.2 UNIDAD DE CONTROL EXT LT, ZD109

La unidad de control EXT LT, ZD109, situada en el tablero superior de la cabina de pilotos, contiene los componentes para el control de la luz de Inspección.
El conmutador BOOM, LS2, controla la operación de la luz de Inspección, LS5. Para más detalles sobre la descripción de la unidad de control EXT LT, ZD109, ver CA-A-33-41-00-00A-040A-A .

6 OPERACIÓN

La luz de Inspección, LS5, se alimenta desde GEN BUS 2, a través del fusible LS4 y del relé LS3 (figura 2). Cuando el conmutador BOOM, LS2, se ajusta en la posición ON, se envían 28V c.c. desde la GEN BUS 2, a través del interruptor automático BOOM LIGHT, LS1 y de los contactos del relé LS6, al relé LS3, el cual se energiza. Entonces se activa la luz de Inspección, LS5.

Cuando se pulsa el interruptor NVG MODE, LT1, situado en la unidad de control EXT LT, ZD109, la iluminación exterior pasa a modo compatible con gafas de visión nocturna (NVGC), desactivándose la luz de Inspección-reabastecimiento en vuelo, LS5 (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

8 INTERFACES

El sistema de Inspección - reabastecimiento en vuelo tiene interconexiones con los sistemas de:

- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A)
- Sistema Compatible con Gafas de Visión Nocturna (Ver CA-A-33-15-00-00A-040A-A).

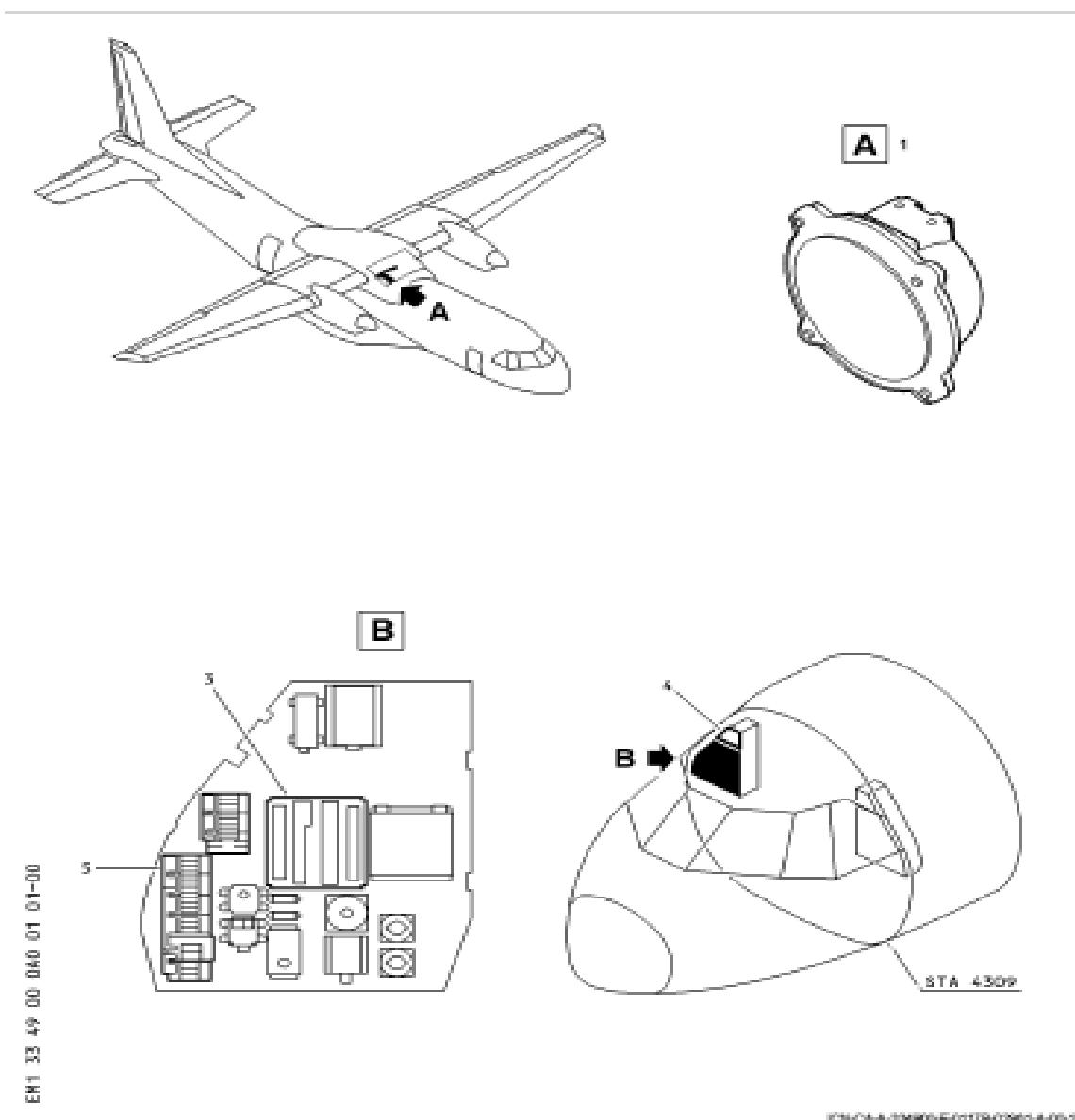


Figura 1 Inspección - Reabastecimiento en Vuelo - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)

ILUMINACION DE EMERGENCIA

Descripción

1 GENERALIDADES

La iluminación de emergencia proporciona iluminación interior, iluminación de puertas de salida y alumbrado con focos exteriores en situaciones de emergencia o en caso de fallo de alimentación de luces.

La iluminación de emergencia se compone de:

- Iluminación de Emergencia de Cabina Principal (Ver CA-A-33-51-00-00A-040A-A)
- Iluminación Exterior de Emergencia (Ver CA-A-33-52-00-00A-040A-A)
- Iluminación de Emergencia de Cabina de Pilotos (Ver CA-A-33-53-00-00A-040A-A).

ILUMINACION DE EMERGENCIA DE CABINA PRINCIPAL

Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

Las luces de emergencia en cabina principal proporcionan iluminación en situaciones de emergencia o en caso de fallo de alimentación del sistema de iluminación principal.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	WH22, WH23, WH24, WH25, WH40	Luz de Pasillo	233/234 253/254, 244	-	33-51-12
2.	WH13, WH14, WH17, WH18	Luz de Salida	231/232 251/252	-	33-51-13
3.	WH3, WH5, WH7, WH9	Fuente de Alimentación por Batería	234/233 252/253	-	33-51-31
4.	ZD110 WH4	Unidad de Control INTERNAL LT Interruptor ON/ARM/OFF	217 -	-	33-21-11
5.	ZD129 WH6	Unidad de Control Posterior ATTENDANT CONTROL Interruptor ON/ARM/OFF	251 -	-	33-31-13
6.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	WH1	Interruptor Automático EMER LIGHT			

3 DESCRIPCIÓN

El sistema de iluminación de emergencia de cabina principal está formado por cinco luces de pasillo, situadas en el techo, a ambos lados del eje del avión, una luz de salida al lado de cada una de las puertas de paracaidistas y de la puerta de emergencia y otra encima de la puerta de tripulación.

En caso de fallo del normal suministro eléctrico, la energía para la iluminación de emergencia es obtenida de cuatro fuentes de alimentación por baterías. Las fuentes de alimentación por batería WH5 y WH9 están situadas en el mamparo lateral superior izquierdo, en la STA 5136 y STA 14778, respectivamente. Las fuentes de alimentación por batería WH3 y WH7 están situadas en el mamparo lateral superior derecho, en la STA 7168 y STA 17190, respectivamente.

El sistema se controla desde el Interruptor WH4, situado en la unidad de control INTERNAL LT, ZD110, en el tablero superior de la cabina de pilotos o bien desde el Interruptor WH5 situado en la unidad de control ATTENDANT CONTROL en la STA 17190.

El sistema se alimenta con 28V c.c. procedentes de la BAT BUS 1 a través del Interruptor automático EMER LIGHT, WH1, situado en el panel de Interruptores automáticos L MISCELLANEOUS, PC9.

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

4.1 FUENTE DE ALIMENTACIÓN POR BATERÍA

La fuente de alimentación por batería (1) consta en una caja rectangular provista de cuatro puntos de fijación (5), que han sido tratados para dar conexión a masa. Una tapa (3), sujetada por cuatro broches rápidos (2), puede ser desmontada para la sustitución de las baterías interiores. Un conector (4) de conexión eléctrica está situado en uno de los extremos de la unidad (figura 2).

La fuente de alimentación por batería opera en tres modos:

- OFF

Hay 28V c.c. en la borna C. Las baterías interiores están cargadas y no hay tensión de salida.

- ARM

Hay 28V c.c. en la borna B. Las baterías interiores están cargadas y no hay tensión de salida. Se activa un circuito interior que conecta las baterías para dar una salida de 6V c.c. cuando falta la tensión de 28V c.c. en las bornas A, B y C.

- ON

Hay 28V c.c. en las bornas A y B. Está conectado el circuito interior, y activadas las salidas de 6V c.c.

4.2 LUZ DE SALIDA

La luz de salida consiste en una caja rectangular (1) de policarbonato con una tapa (2) frontal translúcida blanca metida a presión, y un difusor de luz (3) metido a presión, situado en la parte inferior (figura 3). Un conector eléctrico bipolar está situado en la parte posterior de la caja.

La unidad contiene once lámparas de 6V y 0,6A. La tapa translúcida (2) y el difusor de luz (3) pueden desmontarse para sustituir las lámparas.

4.3 LUZ DE PASILLO

La luz de pasillo consiste en un conjunto de caja (2) fijado a un conjunto de placa (3). Una lente (4) de resina de policarbonato está situada en la parte frontal del conjunto de placa (3) (figura 4). Un conector (1), provisto de dos terminales roscados, situado en la parte trasera del conjunto de caja (2) proporciona la conexión eléctrica. La unidad contiene una lámpara de 6V y 0,45A. La lente (4) puede ser desmontada, pulsando un actuador a través del taladro (5), para sustituir la lámpara.

6 OPERACIÓN

Cuando el Interruptor automático WH1 está metido y todos los interruptores están en OFF, la alimentación de 28V c.c. está conectada (figura 5 y figura 6):

- A la borne C de todas las fuentes de alimentación por batería
- Al sistema de aviso de fallos en vuelo (la Indicación EMER LTG está encendida) (Ver CA-A-31-51-00-00A-040A-A).

Cuando el interruptor WH4 o WH6 está en ARM, se están cargando todas las baterías, y los circuitos interiores están en condiciones de servicio. La indicación EMER LTG está apagada. Cualquier corte de la tensión hará que el circuito interior de cada unidad conecte las baterías interiores a las luces respectivas.

Todas las luces pueden conectarse poniendo en ON cualquiera de los dos interruptores WH4 o WH6.

Cuando los dos interruptores están en OFF, los circuitos interiores están fuera de servicio.

6 INTERFACES

El sistema de iluminación de emergencia de cabina principal tiene interconexiones con los siguientes sistemas (figura 5 y figura 6):

- Sistema de Generación de Corriente Continua (Ver CA-A-24-31-00-00A-040A-A)
- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A)
- Sistema de Avisos de Fallos en Vuelo (Ver CA-A-31-51-00-00A-040A-A)
- Sistema de Iluminación Exterior de Emergencia (Ver CA-A-33-52-00-00A-040A-A).

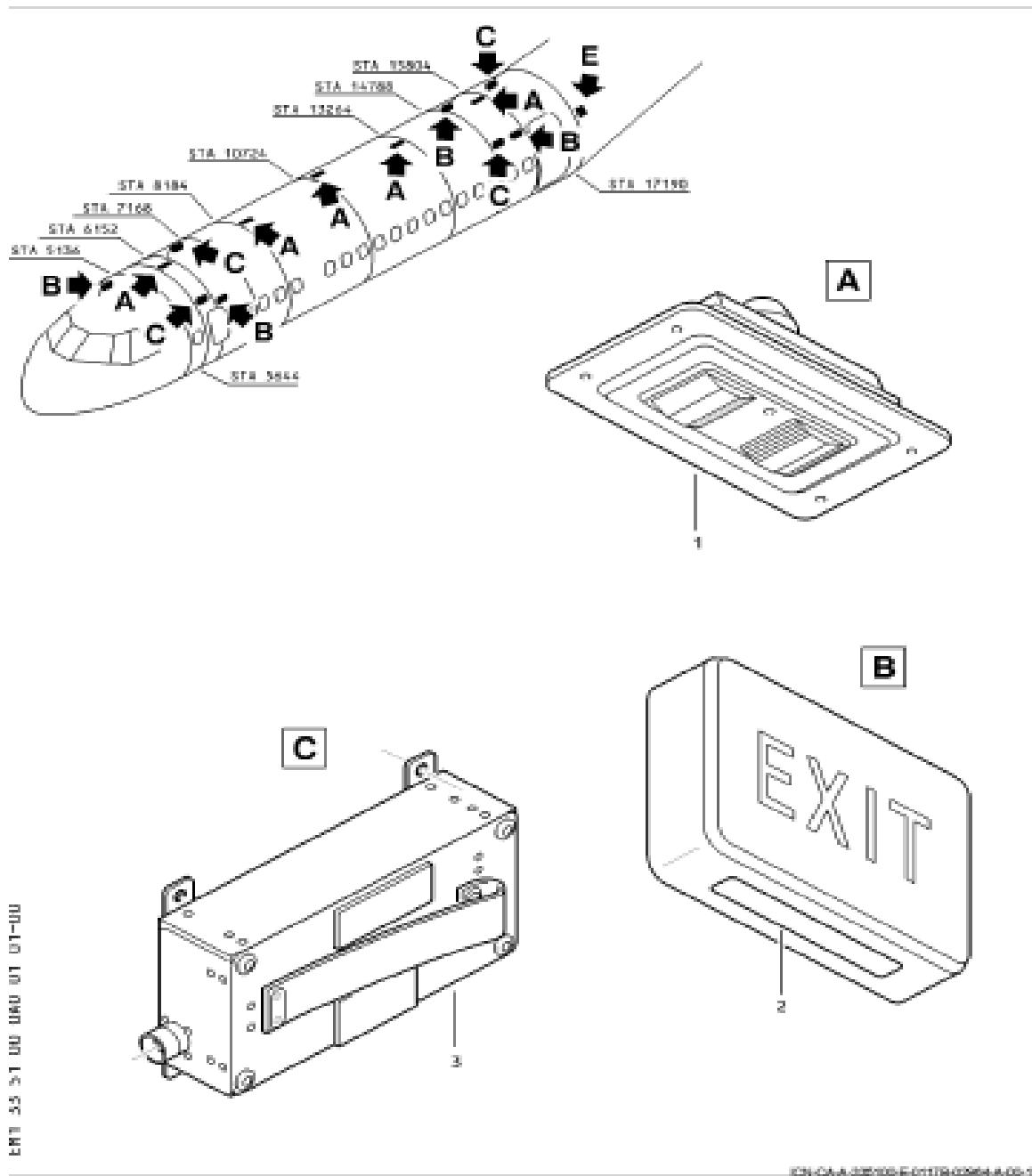
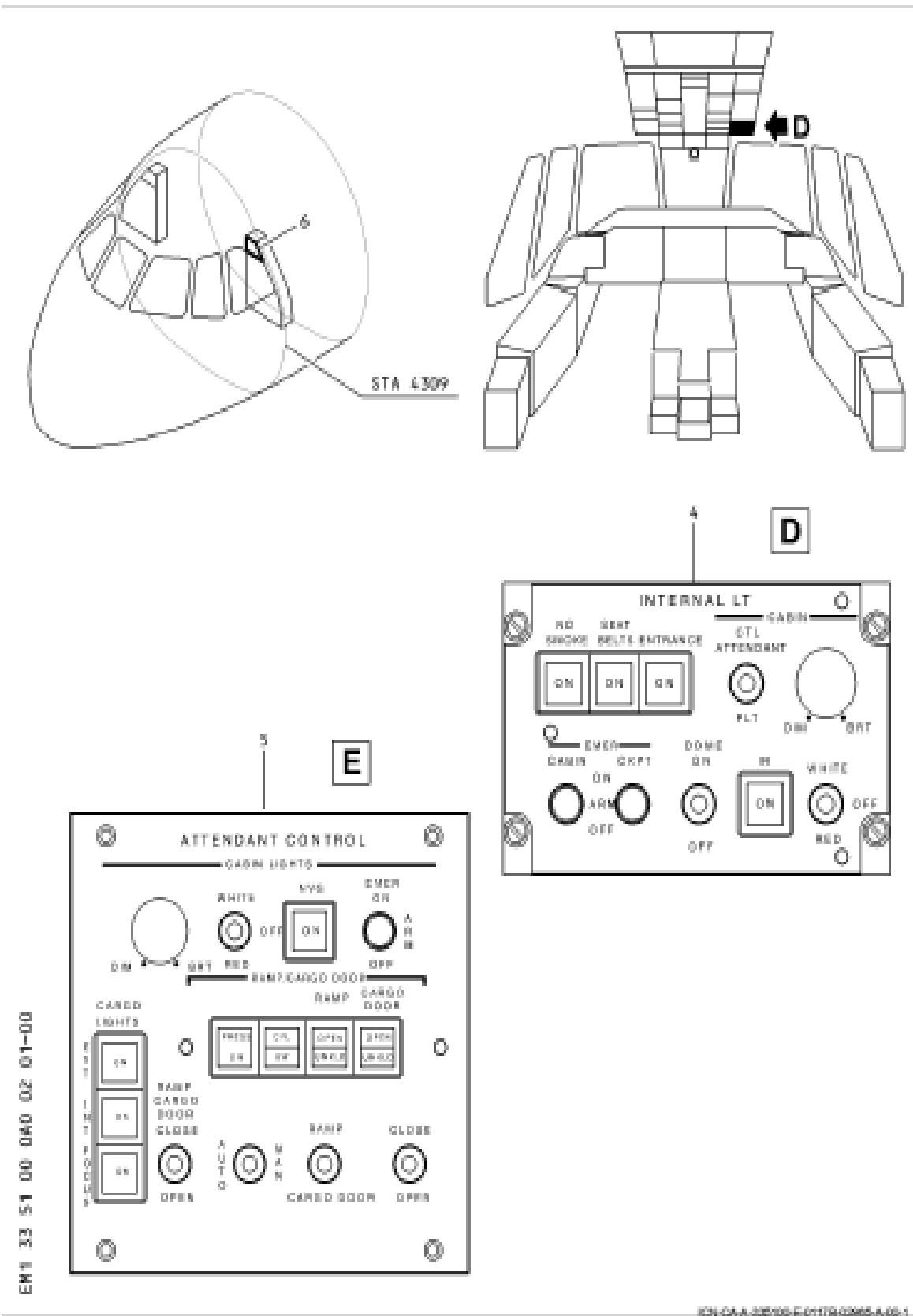


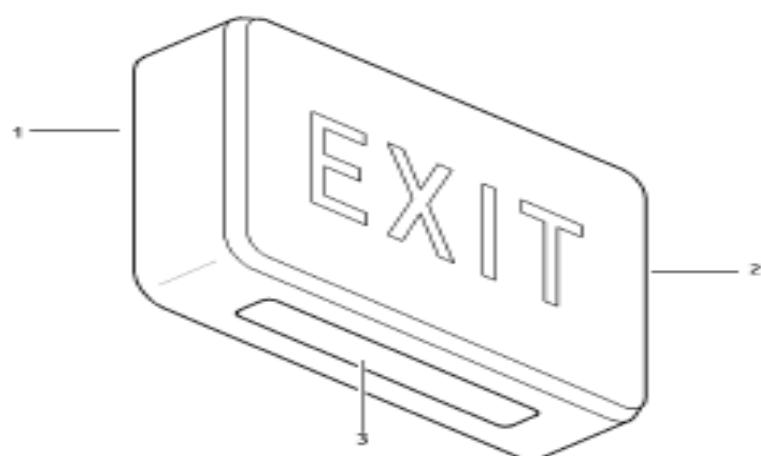
Figura 1 Iluminación de Emergencia en Cabina Principal - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)



EN 33-51-00-040-02-01-00

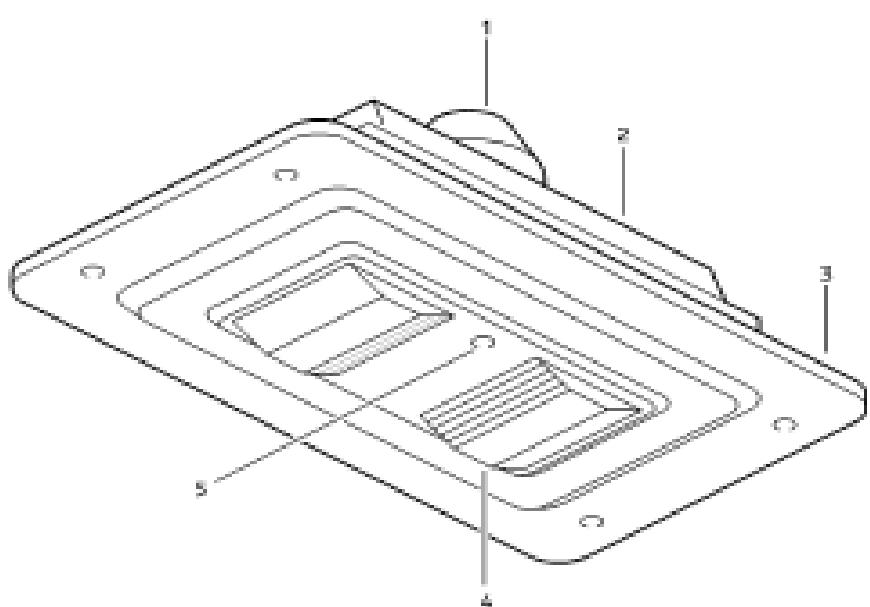
ICN-CAA-025105-011179-02065A-05-1

Figura 1 Iluminación de Emergencia en Cabina Principal - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)



ICN-HA-A-025105-E-01179-02867-A-00-1

Figura 3 Luz de Salida, WH13, WH14, WH17, WH18



ICN-HA-A-025105-H

Figura 4 Luz de Pasillo, WH22, WH23, WH24, WH25, WH40

ILUMINACION EXTERIOR DE EMERGENCIA

Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

Las luces exteriores de emergencia proporcionan iluminación en situaciones de emergencia o en caso de fallo de alimentación del sistema de iluminación principal.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNB
1.	WH11, WH12, WH19, WH20	Proyector de Salida de Emergencia	231/232 251/252	-	33-52-11
2.	WH3, WH5, WH7, WH9	Fuente de Alimentación por Batería	234/233 252/253	-	33-51-31
3.	ZD110	Unidad de Control INTERNAL LT	217	-	33-21-11
	WH4	Interruptor ON/ARM/OFF	-	-	
4.	ZD129	Unidad de Control Posterior ATTENDANT CONTROL	251	-	33-31-13
	WH6	Interruptor ON/ARM/OFF	-	-	
5.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	WH1	Interruptor Automático EMER LIGHT			

3 DESCRIPCIÓN

El sistema de iluminación exterior de emergencia está formado por cuatro proyectores, situados en el revestimiento exterior, a ambos lados del eje del avión, cerca de cada una de las puertas de salida.

Los proyectores WH11 y WH19 están en el lado izquierdo, en la STA 7168 y STA 15804, respectivamente. Los proyectores WH12 y WH20 están en el lado derecho, en la STA 6152 y STA 15804.

En caso de fallo del normal suministro eléctrico, la energía para la iluminación exterior de emergencia es obtenida de cuatro fuentes de alimentación por baterías. Las fuentes de alimentación por batería WH5 y WH9 están situadas en el mamparo lateral superior izquierdo, en la STA 5136 y STA 14778, respectivamente. Las fuentes de alimentación por batería WH3 y WH7 están situadas en el mamparo lateral superior derecho, en la STA 7168 y STA 17190, respectivamente.

El sistema se controla desde el interruptor WH4, situado en la unidad de control INTERNAL LT, ZD110, en el tablero superior de la cabina de pilotos o bien desde el interruptor WH6 situado en la unidad de control ATTENDANT CONTROL en la STA 17190.

El sistema se alimenta con 28V c.c. procedentes de la BAT BUS 1 a través del interruptor automático EMER LIGHT, WH1, situado en el panel de interruptores automáticos L MISCELLANEOUS, PC9.

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

4.1 PROYECTOR DE SALIDA DE EMERGENCIA

El proyector de salida de emergencia tiene una lente desmontable, fijada mediante cuatro tornillos. La lente está sujeta al conjunto de luz por un cordón, debido a que existen dos configuraciones de luz diferentes, una izquierda (WH12 y WH19) y otra derecha (WH11 y WH20).

4.2 FUENTE DE ALIMENTACIÓN POR BATERÍA

La fuente de alimentación por batería (1) consiste en una caja rectangular provista de cuatro puntos de fijación (5), que han sido tratados para dar conexión a masa (figura 2). Una tapa (3), sujetada por cuatro broches rápidos (2), puede ser desmontada para la sustitución de las baterías interiores. Un conector (4) de conexión eléctrica está situado en uno de los extremos de la unidad (1).

La fuente de alimentación por batería opera en tres modos:

- OFF

Hay 28V c.c. en la boma C. Las baterías interiores están cargadas y no hay tensión de salida.

- ARM

Hay 28V c.c. en la boma B. Las baterías interiores están cargadas y no hay tensión de salida. Se activa un circuito interior que conecta las baterías para dar una salida de 6V c.c. cuando falta la tensión de 28V c.c. en las bombas A, B y C.

- ON

Hay 28V c.c. en las bombas A y B. Está conectado el circuito interior y activadas las salidas de 6V c.c.

6 OPERACIÓN

Cuando el interruptor automático WH1 está metido y todos los interruptores están en OFF, la alimentación de 28V c.c. está conectada (figura 3 y figura 4):

- A la boma C de todas las fuentes de alimentación por batería

- Al sistema de aviso de fallos en vuelo (la indicación EMER LT8 está encendida)

(Ver CA-A-31-51-00-00A-040A-A).

Cuando el interruptor WH4 ó WH6 está en ARM, se están cargando todas las baterías y los circuitos interiores están en condiciones de servicio. La indicación EMER LT8 está apagada. Cualquier corte de la tensión hará que el circuito interior de cada unidad conecte las baterías interiores a los proyectores respectivos.

Todas las luces pueden conectarse poniendo en ON cualquiera de los dos interruptores WH4 ó WH6.

Cuando los dos interruptores están en OFF, los circuitos interiores están fuera de servicio.

8 INTERFACES

El sistema de iluminación exterior de emergencia tiene interconexiones con los siguientes sistemas (figura 3 y figura 4):

- Sistema de Generación de Corriente Continua (Ver CA-A-24-31-00-00A-040A-A.)
- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A.)
- Sistema de Avisos de Fallos en Vuelo (Ver CA-A-31-51-00-00A-040A-A.)
- Sistema de Iluminación de Emergencia de Cabina Principal (Ver CA-A-33-51-00-00A-040A-A.).

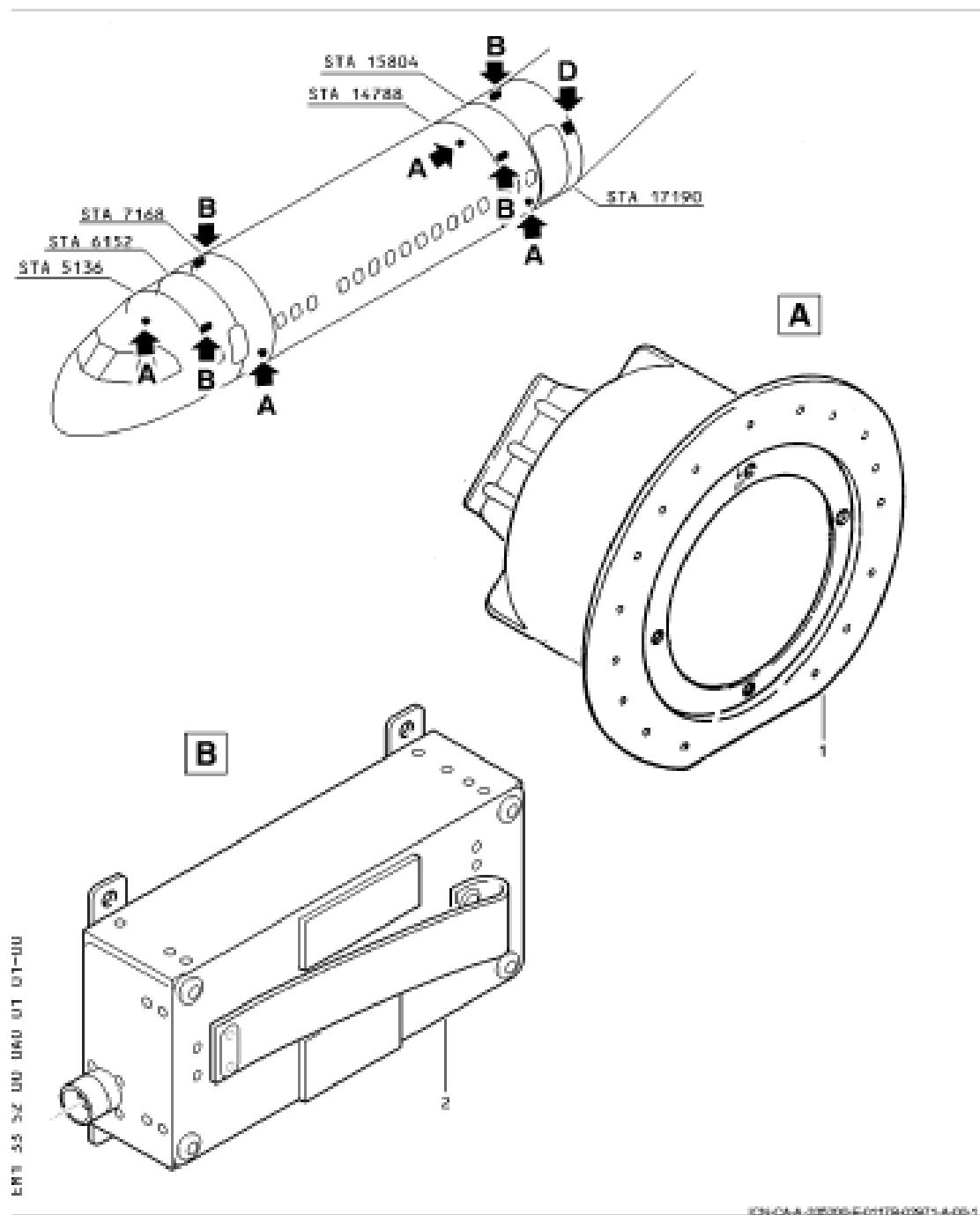
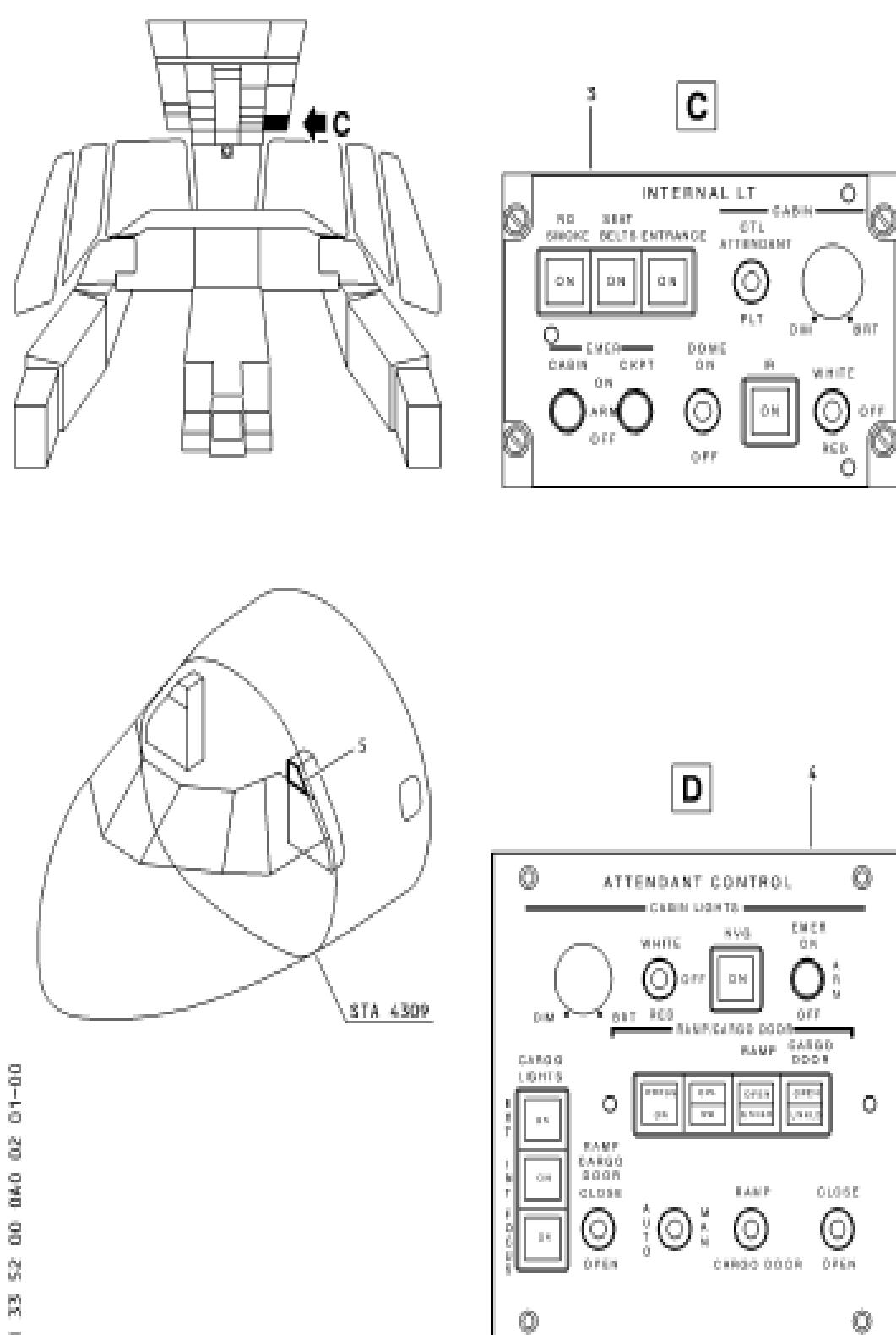


Figura 1 Iluminación Exterior de Emergencia - Situación de Componentes (hoja 1 de 2)



EH 33 52 00 040 02 01-00

ICN-CAA-2020-6-01179-02073-A-05-1

Figura 1 Iluminación Exterior de Emergencia - Situación de Componentes (hoja 2 de 2)

ILUMINACION DE EMERGENCIA DE CABINA DE PILOTOS

Descripción y Operación

1 GENERALIDADES

La luz de emergencia es una luz portátil. El sistema se controla mediante un interruptor situado en la unidad de control INTERNAL LT.

2 SITUACIÓN DE COMPONENTES (figura 1)

ELEM.	IDENT.	DENOMINACION	ZONA	PANEL ACCESO	REFERENCIA SNS
1.	WH8	Luz Portátil de Piloto	221	-	33-53-11
2.	ZD110	Unidad de Control INTERNAL LT	217	-	33-21-11
	WH2	Interruptor ON/ARM/OFF	-	-	
3.	PC9	Panel de Int. Aut. L MISCELLANEOUS	221	-	24-61-15
	WH1	Interruptor Automático EMER LIGHT			

3 DESCRIPCIÓN

El interruptor de la luz de emergencia WH2 está situado en la unidad de control INTERNAL LT, ZD110, en el tablero superior de la cabina de pilotos. La luz portátil del piloto WH8 está situada detrás del puesto de piloto.

La alimentación, de 28V c.c., procede de la BAT BUS 1 a través del interruptor automático EMER LIGHT, WH1, situado en el panel de interruptores automáticos L MISCELLANEOUS, PC9.

4 DESCRIPCIÓN DE COMPONENTES

La luz portátil (3) está sujetada a un conjunto de base (2) mediante un asa (1) (figura 2). En la parte posterior del conjunto de base (2) hay tres terminales para la conexión eléctrica. Detrás de la lente (5) hay dos luces indicadoras (4) que se encienden cuando la unidad recibe alimentación de 28V c.c..

5 OPERACIÓN

La alimentación de 28V c.c. está conectada al terminal de carga de la luz cuando el interruptor automático WH1 está metido y el interruptor WH2 está en posición OFF (figura 2). Las baterías internas se cargan y el circuito de activación de la luz está inhibido.

Con el interruptor WH2 en posición ARM, las baterías internas se cargan y el circuito de activación de la luz está activado. Si la alimentación de 28V c.c. se desconecta de la unidad de luz por algún motivo, el circuito de activación conecta las baterías internas con la lámpara, y la lámpara se enciende.

Con el interruptor WH2 en la posición ON, se enciende la lámpara.

8 INTERFACES

El sistema de iluminación de emergencia de cabina de pilotos tiene interconexiones con los siguientes sistemas:

- Sistema de Distribución Principal de Corriente Continua (Ver CA-A-24-61-00-00A-040A-A).

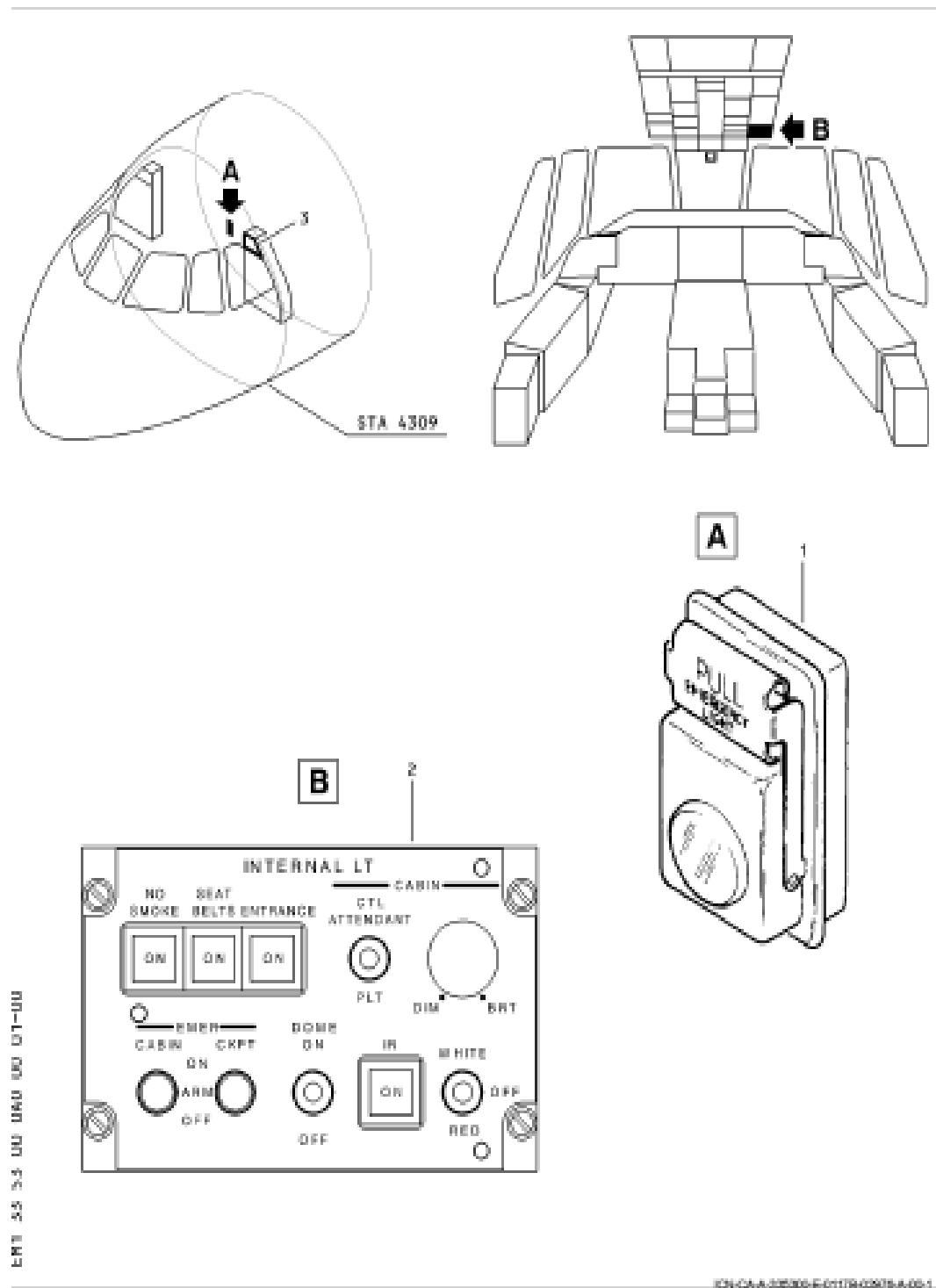


Figura 1 Iluminación de Emergencia de Cabina de Pilotos - Situación de Componentes

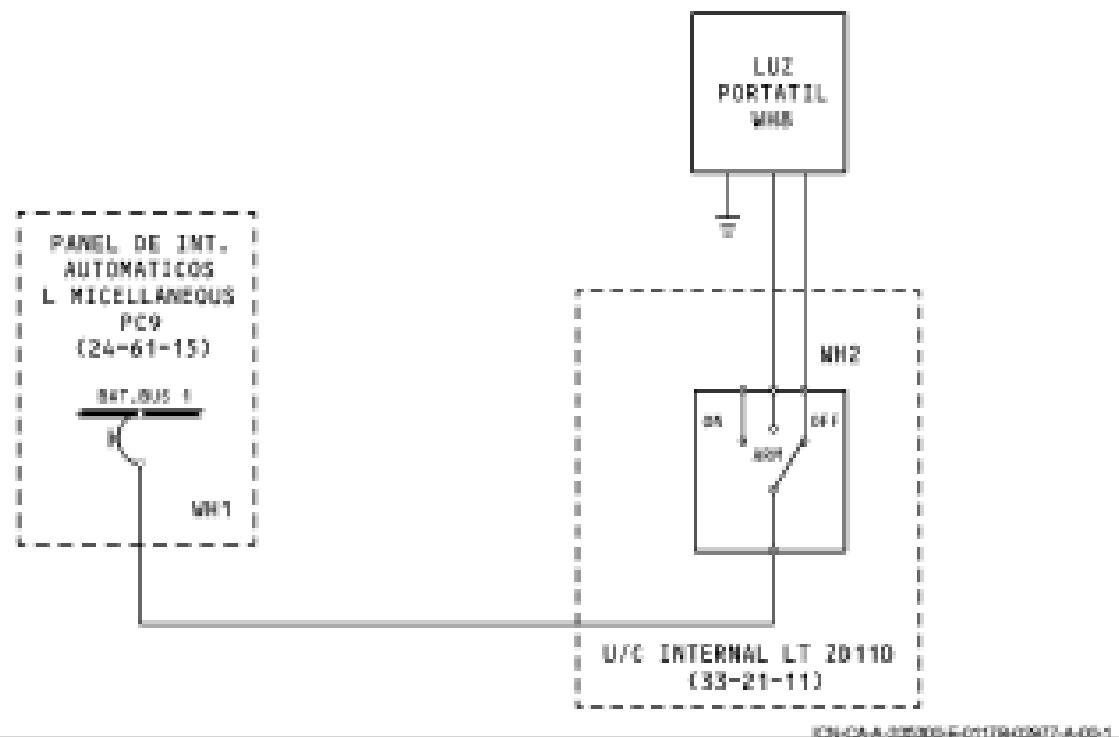
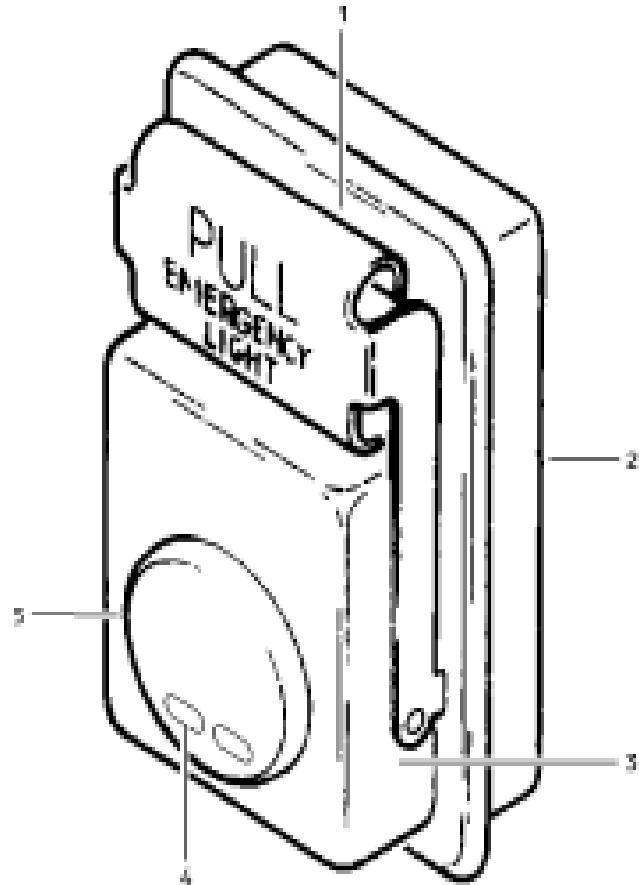


Figura 2 Luz Portátil de Piloto