



①9



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

①1 Número de publicación: **2 280 701**

⑤1 Int. Cl.:
B64C 23/06 (2006.01)

①2

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

⑧6 Número de solicitud europea: **03257093 .9**

⑧6 Fecha de presentación : **11.11.2003**

⑧7 Número de publicación de la solicitud: **1531126**

⑧7 Fecha de publicación de la solicitud: **18.05.2005**

⑤4 Título: **Dispositivo de extremo de ala.**

④5 Fecha de publicación de la mención BOPI:
16.09.2007

④5 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
16.09.2007

⑦3 Titular/es: **Airbus UK Limited**
New Filton House, Filton
Bristol, BS99 7AR, GB

⑦2 Inventor/es: **Irving, Jan y**
Davies, Robert

⑦4 Agente: **Carpintero López, Francisco**

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Dispositivo de extremo de ala.

La presente invención se refiere al campo de los dispositivos de extremo de ala de aeronaves y al uso de estos dispositivos.

El incremento de la eficiencia aerodinámica es un factor importante a considerar en el diseño de las aeronaves comerciales. Con este fin puede incorporarse una pluralidad de dispositivos en el extremo de las alas, como por ejemplo aletas verticales de extremo, dispositivos de aletas inclinadas, canalizadores del flujo aerodinámico del extremo del ala y extensiones de ala planares. Dichos dispositivos de extremo del ala son instalados con fines tales como la reducción de la resistencia del vórtice del extremo del ala, desplazando el vórtice del extremo del ala lejos del fuselaje, y/o el incremento de la sustentación hacia arriba respecto de la porción del extremo del ala.

Aunque dichos dispositivos de extremo del ala mejoran la eficiencia aerodinámica, pueden determinar, particularmente en condiciones de carga elevada, unas cargas aerodinámicas mayores soportadas por el ala y, por consiguiente, unos momentos de flexión mayores en el ala. (Las condiciones de carga elevada pueden presentarse durante, por ejemplo, una turbulencia o un giro brusco). El momento máximo de flexión al cual se espera quede sometida un ala durante su vida útil presumiblemente determinará la resistencia requerida del ala. Esto a su vez puede determinar el peso del ala. Así, los beneficios obtenidos en relación con la eficiencia aerodinámica mediante la incorporación de un dispositivo de extremo de ala han sido, en diseños de aeronaves de la técnica anterior, contrarrestados por un incremento de la masa estructural de la aeronave requerida para hacer frente al incremento de la carga del ala.

Constituye un objeto de la presente invención suministrar una aeronave que sea capaz de sacar provecho de la mejora en la eficiencia aerodinámica que puede obtenerse mediante la incorporación de un dispositivo de extremo de ala, mitigando al tiempo los problemas asociados con el incremento de la masa estructural experimentados por la técnica anteriormente mencionados.

La presente invención suministra una aeronave que comprende un ala, comprendiendo el ala una raíz, un extremo, y un dispositivo de extremo de ala montado en la región del extremo, en la que

el dispositivo de extremo de ala es susceptible de desplazarse de manera rotatoria entre una primera posición y una segunda posición, estando el eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala situado de tal forma que el ángulo entre el eje geométrico y el plano con el cual el ala está genéricamente alineada es inferior a 45 grados, y

el dispositivo de extremo de ala está dispuesto de tal forma que, durante el vuelo de la aeronave, el momento de flexión al nivel de la raíz cambia dependiendo de la posición del dispositivo de extremo de ala

caracterizada porque el eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala está situado de forma que:

- a) el ángulo entre el eje geométrico del plano vertical, incluyendo el eje geométrico longitudinal de la aeronave, se sitúa entre 5 y 30 grados y

- b) la incidencia media del dispositivo de extremo de ala, cuando el dispositivo de extremo de ala está en la segunda posición, es inferior a la incidencia media del dispositivo de extremo de ala, si el dispositivo de extremo de ala estuviera en la primera posición, por medio de lo cual puede reducirse el momento máximo de flexión al nivel de la raíz del ala sostenido durante condiciones de vuelo de carga elevada.

El momento de flexión, por ejemplo el momento máximo de flexión que presumiblemente va a soportarse, puede de esta forma reducirse al nivel de la raíz del ala sostenido durante condiciones de vuelo de carga elevada. Así mismo, la masa de la aeronave puede, como resultado de ello, reducirse.

La raíz está situada en el extremo proximal del ala. El extremo está situada en el extremo distal del ala. Debe entenderse que el dispositivo de extremo de ala no necesita ser montado en el punto más lejano del ala con respecto a la raíz, sino que por ejemplo puede estar montado en una posición dentro del extremo, pero separada del extremo del ala. La región del ala dentro de la cual puede emplazarse el dispositivo de extremo puede abarcar el 10%, en área, de la extremidad del ala.

El término "dispositivo de extremo de ala" se utiliza en la presente memoria para describir un dispositivo que define una superficie que mejora la eficiencia aerodinámica de la aeronave. Así, el dispositivo de extremo de ala puede comprender una aleta vertical de extremo. El dispositivo de extremo de ala puede comprender un dispositivo de aletas inclinadas. El dispositivo de extremo de ala puede comprender una extensión de ala planar. Por supuesto, el dispositivo de extremo de ala puede comprender cualquier otro dispositivo similar a los expuestos.

El documento US 4,445,004 describe una aeronave que comprende una superficie de control amovible sobre el lateral exterior de un tubo retraíble situado en el extremo del ala. La superficie de control está situada en el extremo del ala delante del eje elástico. La superficie de control es basculada alrededor de un eje central, discurriendo en perpendicular al eje geométrico longitudinal de la aeronave.

El documento US 4,722,499 describe unas superficies de control para las alas de una aeronave que pueden ladearse alrededor de un eje geométrico que se extiende en la dirección de vuelo (esto es, 0 grados respecto del eje geométrico longitudinal de la aeronave), y aproximadamente un eje geométrico que se extiende perpendicularmente a la dirección de vuelo (esto es, 90 grados respecto del eje geométrico longitudinal de la aeronave).

El documento US 4,457,479 (Daude) divulga una aeronave que tiene un par de alas, estando cada ala provista de una aleta vertical de extremo proyectada verticalmente en el extremo de cada ala. Cada aleta vertical de extremol, por consiguiente, no tiene una oblicuidad significativa (la oblicuidad es el ángulo de la aleta vertical de extremo con respecto a la vertical) y tampoco proporcionan directamente, en uso, ninguna sustentación hacia arriba durante un vuelo recto u horizontal. Las dos aletas verticales de extremo están montadas de forma que roten alrededor de un eje geométrico vertical fijo de tal forma que el desplazamiento y la orientación de una aleta vertical de extremo son

simétricos con la otra aleta vertical de extremo alrededor del plano vertical que incluye la línea vertical de extremo del fuselaje. En una determinada posición cada aleta vertical de extremo modifica el flujo de aire sobre el ala para mejorar la eficiencia aerodinámica. De acuerdo con el documento US 4,457,479, la rotación de una aleta vertical de extremo altera la divergencia de la aleta vertical de extremo (la divergencia es el ángulo, visto desde arriba, entre la cuerda de la aleta vertical de extremo el plano vertical incluyendo el eje geométrico longitudinal de la aeronave) alterando con ello el ángulo de incidencia de la aleta vertical de extremo. Mediante la alteración del ángulo de la aleta vertical de extremo, el flujo de aire sobre el ala resulta alterado y la carga soportada por el ala puede, por consiguiente, reducirse, disminuyendo con ello el momento de flexión en el ala. Frente a esta propuesta de la técnica anterior, la presente invención se refiere a un dispositivo de extremo de ala que puede desplazarse alrededor de un eje de rotación que no es necesariamente fijo y que es más horizontal que vertical. La presente invención facilita así una disposición en la cual a) en una posición un dispositivo de extremo de ala mejora la aerodinámica global del ala, mejorando con ello la eficiencia aerodinámica, mejorando la sustentación hacia arriba proporcionada por el ala y/o reduciendo la resistencia aerodinámica (por ejemplo mediante la creación de un empuje del dispositivo de extremo de ala derivado del flujo transversal de aire generado en la región del extremo y/o mediante la reducción de la pérdida de energía en el vórtice del extremo del ala, reduciendo con ello los efectos de la resistencia aerodinámica, y también, enderezando el flujo de aire sobre el ala en la región del extremo incrementando con ello la sustentación generada por el ala en la región del extremo) y b) en otra posición, el flujo de aire resulta alterado (por ejemplo mediante la alteración del flujo transversal de aire sobre el ala) de tal forma que se reduce la sustentación hacia arriba generada por el ala alterándose también la incidencia del dispositivo de extremo de ala de tal forma que provoca que el dispositivo de extremo de ala genere el mismo menos sustentación hacia arriba, reduciendo en mayor medida con ello el momento de flexión. Dicha reducción doble del momento de flexión del ala no se suministra, o contempla, en la Patente de Daude, la cual no prevé que la aleta marginal genere directamente ninguna sustentación vertical, por no hablar del cambio de la sustentación vertical directamente proporcionada por la aleta marginal para reducir el momento de fricción sobre el ala. El objeto de la presente invención permite también la provisión de varias características ventajosas adicionales, algunas de las cuales se describirán más adelante.

La aeronave y el dispositivo de extremo de ala de la presente invención pueden configurarse y disponerse de tal forma que la primera posición sea la posición mantenida por el dispositivo de extremo de ala durante condiciones de vuelo estándar, como por ejemplo despegue, toma de altura y vuelo en crucero. Esta posición puede por ejemplo, ser la posición para una relación óptima de la sustentación de la aeronave con respecto a la resistencia aerodinámica. Dicha posición puede verificarse por medio de técnicas bien conocidas por la persona experta en la materia.

Debe entenderse que el dispositivo de extremo de ala puede ser amovible en una o más posiciones distintas de la primera y la segunda posiciones. Por ejem-

plo el dispositivo de extremo de ala puede ser amovible desde la primera posición hasta cualquier posición dentro de un margen de ± 90 grados alrededor del eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala. El dispositivo de extremo de ala puede ser amovible desde la primera posición hasta cualquiera de las infinitas posiciones posibles entre la primera y la segunda posiciones. El dispositivo de extremo de ala puede por supuesto ser amovible hasta una posición fuera del margen del desplazamiento entre la primera y la segunda posiciones. Por ejemplo, el dispositivo del extremo del ala puede ser amovible desde la primera posición hasta una posición más allá de la segunda posición.

Durante su uso en condiciones de carga elevada, el dispositivo de extremo de ala puede ser desplazado desde la primera posición hasta la segunda posición en la cual resulta alterado el flujo de aire sobre la región del extremo del ala de la aeronave a la cual está conectada el dispositivo. Preferentemente el dispositivo de extremo de ala está dispuesto de tal forma que, durante el vuelo de la aeronave, la sustentación hacia arriba generada por el ala en la región del extremo, cuando el dispositivo de extremo de ala está en la segunda posición, es inferior a la elevación hacia arriba que sería generada por el ala en la región del extremo si el dispositivo de extremo de ala estuviera en la primera posición.

Alternativa o adicionalmente, la sustentación hacia arriba generada por el mismo dispositivo de extremo de ala, cuando el dispositivo de extremo de ala está en la segunda posición, puede ser menor que la sustentación hacia arriba que sería generada por el dispositivo de extremo de ala si el dispositivo de extremo de ala estuviera en la primera posición. Esto puede conseguirse, por ejemplo, haciendo que el dispositivo entre en pérdida o reduzca su incidencia. La incidencia media del dispositivo de extremo de ala, cuando el dispositivo de extremo de ala está en la segunda posición, es inferior a la incidencia media del dispositivo de extremo de ala si el dispositivo de extremo de ala estuviera en la primera posición.

Alternativa o adicionalmente, la carga generada sobre el mismo dispositivo de extremo de ala, cuando el dispositivo de extremo de ala está en la segunda posición, puede ser inferior a la carga que se generaría sobre el dispositivo de extremo de ala si el dispositivo de extremo de ala estuviera en la primera posición. Esto puede conseguirse, por ejemplo, mediante el cuidadoso diseño del ángulo de divergencia del dispositivo de extremo de ala, haciendo entrar en pérdida el dispositivo o reduciendo su incidencia.

Preferentemente, el eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala está situado de forma que el ángulo entre el eje geométrico y el plano con el cual el ala está genéricamente alineada es inferior a 30 grados. Más preferentemente, el ángulo entre el eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala y el plano con el cual el ala está generalmente alineada es inferior a 10 grados. Aún más preferentemente, el eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala está situado de tal forma que el eje geométrico y el plano con el cual el ala está genéricamente alineada son sustancialmente paralelos.

El eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala está preferentemente situado de tal forma que el dispositivo de extremo de ala, cuando está en la segunda posición, genera una menor sustenta-

ción hacia arriba durante el vuelo de la aeronave que cuando el dispositivo de extremo de ala está en la primera posición. Ventajosamente, el eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala está situado de tal forma que el dispositivo de extremo de ala en la segunda posición tiene una incidencia media menor que el dispositivo de extremo de ala en la primera posición.

El ángulo entre el eje geométrico y el plano vertical se sitúa entre 5 grados y 30 grados, de forma que la incidencia del dispositivo de extremo de ala varía a medida que rota alrededor de su eje.

Debe entenderse que el eje geométrico longitudinal de la aeronave es genéricamente un eje que discurre a lo largo del plano de simetría de la aeronave. Por ejemplo el eje geométrico longitudinal puede ser el eje longitudinal del fuselaje de la aeronave. El eje longitudinal de la aeronave por lo que se refiere a la presente invención puede, cuando el ala incluya una o más nervaduras, considerarse como el eje geométrico a lo largo del cual discurre una nervadura del ala de la aeronave o, alternativamente, considerarse como la dirección de vuelo de la aeronave en vuelo de crucero.

Ventajosamente, el dispositivo de extremo de ala está montado alrededor de una articulación de bisagra para su movimiento rotatorio. Una articulación de bisagra es particularmente adecuada en esta aplicación, ya que es capaz tanto de proporcionar los medios para hacer girar el dispositivo de extremo de ala como para resistir cargas considerables durante su uso.

La forma del dispositivo de extremo de ala puede configurarse para que pueda ser modificada durante su uso. El dispositivo de extremo de ala puede por ejemplo tener una forma que pueda modificarse con el fin de alterar la incidencia del dispositivo de extremo de ala y/o la sustentación hacia arriba generada por el ala o por el dispositivo de extremo de ala. La forma de una porción del ala puede también configurarse para que pueda cambiarse localmente durante su uso con el fin de contribuir a la reducción del momento de flexión sobre el ala en condiciones de carga elevada. En el caso de que una porción del ala tenga una forma modificable, debe entenderse que la forma se modificará hasta un punto sobre y por encima del cambio de forma de un ala diseñada de manera convencional debido al desplazamiento resultante de la flexibilidad y elasticidad naturales del ala. El ala y/o el dispositivo mismo de extremo de ala puede comprender una serie de juntas para posibilitar que el ala o el dispositivo de extremo de ala cambien de forma.

El eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala puede ser fijo con respecto al ala. El eje de rotación del dispositivo de extremo de ala puede de alternativamente ser amovible con respecto al ala. El desplazamiento del dispositivo de extremo de ala puede, por ejemplo, consistir en una combinación de desplazamiento rotacional y de desplazamiento traslacional. Por ejemplo, el dispositivo de extremo de ala puede ser susceptible de rotación alrededor de un eje geométrico que sea, él mismo, amovible, por ejemplo por desplazamiento traslacional. El movimiento del dispositivo de extremo de ala podría, por ejemplo, ser similar a la forma en la que convencionalmente se desplazan los flaps y aletas del borde de ataque.

En las líneas anteriores se ha declarado que la forma del ala y/o del dispositivo de extremo de ala puede ser susceptible de cambio. El ala y/o el dispositivo de extremo de ala pueden con la finalidad indicada in-

cluir, en la región del dispositivo de extremo de ala, una porción que sea flexible, de manera preferente que sea considerablemente más flexible que otras porciones del ala. Sustancialmente el entero dispositivo de extremo de ala puede ser flexible de la forma indicada. La porción flexible consiste preferentemente en una porción elásticamente deformable. Preferentemente, al menos una porción del ala y /o del dispositivo de extremo de ala es elásticamente deformable, de forma que al menos una parte del dispositivo de extremo de ala sea capaz de flexionarse alrededor de la porción elásticamente deformable, permitiendo de esta forma que el dispositivo de extremo de ala pueda desplazarse entre la primera posición y la segunda posición.

El dispositivo de extremo de ala puede ser controlado por medios activos. Esto permite que el piloto, o que un sistema de control, tengan un alto grado de control sobre el despliegue del dispositivo de extremo de ala. Puede instalarse un accionador para determinar el desplazamiento del dispositivo de extremo de ala entre la primera posición y la segunda posición. Ventajosamente el accionador es un accionador lineal. Por ejemplo, el accionador puede actuar en una dirección alineada con el plano en el cual genéricamente se sitúa el ala y transversal al eje geométrico longitudinal de la aeronave. El accionador lineal puede actuar en una dirección genéricamente transversal al eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala. En el caso de que se disponga un accionador, el eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala puede estar genéricamente alineado con el eje geométrico longitudinal de la aeronave. El accionador puede ser un accionador rotatorio. Por ejemplo, el accionador puede actuar para provocar el movimiento rotatorio alrededor de un eje sustancialmente paralelo al eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala.

La aeronave puede incluir un dispositivo de detección de la carga. El dispositivo de detección de la carga puede disponerse para detectar una carga sobre el ala. La aeronave puede incluir un sistema de control. El sistema de control puede disponerse de forma que, en uso, el sistema de control reciba las señales procedentes del dispositivo de detección de la carga. El sistema de control puede estar dispuesto de forma que, en uso, el sistema de control envíe señales a un accionador para desplazar el dispositivo de extremo de ala preferentemente dependiendo de las señales recibidas del dispositivo de detección de la carga dispuesto para detectar una carga en el ala. El sistema de control puede ser parte de un sistema que controle otras partes de la aeronave. El sistema de control puede, por ejemplo, consistir en un sistema de control de vuelo de la aeronave. Alternativamente, el sistema de control puede ser un sistema aparte diseñado para ejecutar la función requerida por este aspecto de la invención.

La aeronave puede incluir una pluralidad de alas, teniendo cada ala un dispositivo de extremo de ala de acuerdo con la presente invención. En tal caso, es preferente que cada dispositivo de extremo de ala sea independientemente amovible (de forma que el desplazamiento del dispositivo de extremo de ala no produzca necesariamente, o necesariamente requiera un desplazamiento correspondiente de otro dispositivo de extremo de ala).

El dispositivo de extremo de ala puede ser con-

trolado por medios pasivos. La aeronave puede estar dispuesta de tal forma que el desplazamiento del dispositivo de extremo de ala entre la primera y la segunda posiciones sea capaz de ser accionado durante el vuelo de la aeronave como resultado de la interacción entre el dispositivo de extremo de ala y el aire al pasar por el dispositivo de extremo de ala. El dispositivo de extremo de ala puede ser amovible entre la primera y la segunda posiciones sin necesidad de un accionador. En tal caso, el dispositivo de extremo de ala está ventajosamente dispuesto para que el dispositivo de extremo de ala sea forzado a desplazarse (lo que puede consistir en el cambio de su forma sin que cambien las posiciones de una porción del dispositivo) para reducir el momento de flexión del ala cuando la sustentación hacia arriba sobre el dispositivo se incrementa. El dispositivo de extremo de ala y el ala pueden, por ejemplo, estar dispuestos y configurados de tal forma que, cuando la elevación en el dispositivo de extremo de ala se incrementa, la elevación provoque que el dispositivo de extremo de ala gire alrededor de su eje geométrico para desplazarse hasta una posición en la cual el dispositivo de extremo de ala reduzca la elevación hacia arriba en el ala. Por ejemplo, el dispositivo de extremo de ala y su eje geométrico de rotación puede situarse de tal forma que el centro de la elevación del dispositivo de extremo de ala esté descentrado con respecto al eje geométrico de rotación. Preferentemente, el dispositivo de extremo de ala está dispuesto de tal forma que sea forzado a desplazarse para reducir el momento de flexión en el ala cuando la elevación en el dispositivo se incrementa por encima de una carga de umbral, sin que se produzca sustancialmente desplazamiento por debajo del umbral. La carga de umbral es mayor de cero y ventajosamente es de la misma magnitud que la elevación que se mantendría durante condiciones de carga elevada.

En una forma de realización de la invención descrita con mayor detalle más adelante el desplazamiento del dispositivo es controlado por un sistema de muelle-amortiguador específico, en el que el sistema de muelle y amortiguador está dispuesto de tal forma para que se determine un momento de flexión de umbral, por medio de lo cual el dispositivo de extremo de ala es forzado a desplazarse desde la primera posición hasta la segunda posición únicamente cuando se excede el umbral del momento de flexión. Ventajosamente, el muelle controla el umbral del momento de flexión y el amortiguador se dispone para reducir los efectos del comportamiento divergente o temblor. Así, puede proporcionarse un medio elástico como por ejemplo un muelle, que tenga efectos sobre el desplazamiento y el comportamiento del dispositivo de extremo de ala durante su uso. Puede disponerse un medio de amortiguación, como por ejemplo un amortiguador que produzca efectos sobre el desplazamiento y el comportamiento del dispositivo de extremo de ala durante su uso.

En una situación en la que la carga aplicada sobre el ala se sitúa en el límite de un supuesto de carga elevada, puede ser deseable que el dispositivo de extremo de ala se desplace entre la primera y la segunda posiciones. Dicho desplazamiento podría, por ejemplo, dar como resultado unas oscilaciones indeseables del dispositivo de extremo de ala. Puede disponerse un amortiguador, por ejemplo un amortiguador unidireccional que reduzca la posibilidad de dichas osci-

laciones. Puede emplearse un amortiguador unidireccional para conseguir que no exista prácticamente resistencia alguna al desplazamiento del dispositivo de extremo de ala desde la posición primera a la segunda posición, sino que proporcione una resistencia al desplazamiento del dispositivo de extremo de ala hasta la primera posición.

El dispositivo de extremo de ala puede estar configurado y dispuesto de tal forma que en las condiciones de vuelo sea capaz de desplazarse hasta una posición en la cual se extienda desde el ala en una dirección mayor de 30° a la normal del plano con el cual el ala está genéricamente alineada. El dispositivo de extremo de ala puede estar dispuesto de tal forma que durante el funcionamiento normal en vuelo de la aeronave el dispositivo de extremo de ala esté siempre en una posición en la cual se extienda desde el ala en una dirección mayor de 30 grados a la normal. El dispositivo de extremo de ala puede estar dispuesto de tal forma que durante el vuelo de la aeronave el dispositivo de extremo de ala en la primera posición se extienda desde el ala en una dirección de aproximadamente 45 grados a la normal. El dispositivo de extremo de ala puede estar conformado y dispuesto de tal manera que en condiciones de vuelo sea capaz de desplazarse hasta unas posiciones en las cuales se extienda desde el ala en una dirección cualquiera entre una multiplicidad de ángulos entre un margen de 30 a 80 grados a la normal del plano con el cual el ala está genéricamente alineada. Por lo que respecta a esta característica de la invención, la normal de dicho plano estará, cuando la aeronave esté posada sobre el terreno, genéricamente alineada con la vertical.

La aeronave de la presente invención puede utilizarse en un procedimiento para alterar el momento de flexión de un ala de una aeronave, incluyendo el procedimiento de las etapas de desplazar rotatoriamente un dispositivo de extremo de ala de una primera posición a una segunda posición, estando el eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala situado de tal forma que el ángulo entre el eje y el plano con el cual el ala está genéricamente alineada sea inferior a 45 grados, determinando el cambio del momento de flexión en la raíz del ala. El momento máximo de flexión en el arranque del ala sostenido en el curso de condiciones de vuelo de carga elevada puede de esta forma ser reducido. Preferentemente, el procedimiento incluye una etapa de medir una carga en un ala y preferentemente una etapa adicional de desplazar el dispositivo de extremo de ala dependiendo del resultado de la medición de la carga. El procedimiento puede, por ejemplo, incluir una etapa de accionar el dispositivo de extremo de ala dependiendo de la magnitud y la naturaleza de la carga detectada en el ala.

Se proporciona también un procedimiento de hacer volar una aeronave, en el que el momento de flexión en el ala soportado en condiciones de vuelo de carga elevada se reduce mediante la reducción de la incidencia media del dispositivo de extremo de ala sobre el ala desplazando rotatoriamente el dispositivo de extremo de ala de una primera posición a una segunda posición, estando el eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala situado de tal forma que i) el ángulo entre el eje y el plano con el cual está genéricamente alineada el ala, sea inferior a 45 grados y ii) el ángulo entre el eje y el plano vertical incluyendo el eje longitudinal de la aeronave se sitúa entre 5 y 30

grados, determinando de esta forma la reducción del momento de flexión en el arranque del ala.

A continuación se describirán diversas formas de realización de la invención, únicamente a modo de ejemplo, con referencia a los dibujos esquemáticos que se acompañan, de los cuales:

Las Figs. 1a a c son ilustraciones de una aeronave comercial con unos dispositivos de extremo de un ala de acuerdo con una primera forma de realización de la invención,

la Fig. 2 muestra una vista en planta del dispositivo de extremo de ala de la primera forma de realización de la invención, mostrándose el sistema de accionamiento en una vista recortada,

la Fig. 3 es una vista en sección transversal del dispositivo de extremo de ala mostrado en la figura 2, y

la Fig. 4 muestra una vista en planta una vista en planta del dispositivo de extremo de ala en una disposición no incluida en el ámbito de la presente invención, mostrándose el sistema de accionamiento en una vista recortada.

Las Figuras 1a a c muestran un dispositivo 2 de extremo de un ala montado en la punta de un ala 4 de aeronave de una aeronave de acuerdo con una primera invención, que se ilustra con mayor detalle en las Figuras 2 y 3. El dispositivo de extremo de ala ilustrado consiste en una aleta vertical de extremo. Con referencia a las Figuras 2 y 3, el dispositivo 2 de extremo de ala está montado sobre una bisagra 6 situada sobre una superficie superior del ala principal 4. El dispositivo 2 de extremo de ala puede pivotar desde una primera posición 2a hasta una segunda posición 2b (mostrada en un trazado de línea de puntos en la Figura 3). La primera posición es la posición mantenida por el dispositivo de extremo de ala en condiciones de vuelo estándar, como por ejemplo en el despegue, toma de altura y vuelo de crucero. En la primera posición, el dispositivo de extremo de ala actúa en vuelo para mejorar la aerodinámica del ala y la sustentación hacia arriba producida por el ala incluyendo el dispositivo de extremo de ala. El dispositivo 2 de extremo de ala en la primera posición 2a se extiende desde el ala 4 en una dirección de aproximadamente 45 grados respecto del plano del ala. En la segunda posición 2b la aerodinámica del ala resulta perturbada y la sustentación hacia arriba producida por el ala resulta consecuentemente reducida. El dispositivo 2 de extremo de ala en la segunda posición 2b se extiende desde el ala 4 en una dirección de aproximadamente 55 grados respecto del plano del ala. El dispositivo 2 de extremo de ala puede ser desplazado hasta una posición (no mostrada) en el cual se extiende desde el ala 4 en una dirección de aproximadamente 65 grados con respecto al plano del ala.

El eje geométrico de rotación de la bisagra 6 es genéricamente horizontal y alineado con el plano del ala y está genéricamente alineado con la dirección de vuelo, situándose en un ángulo aproximado de 10 grados respecto del plano vertical que incluye el eje geométrico longitudinal del fuselaje. El eje geométrico de rotación de la bisagra 6 está alineado de forma que la incidencia media del dispositivo 2 de extremo de ala se reduce cuando el dispositivo 2 de extremo de ala es girado desde la primera posición 2a hasta la posición 2b (esto es, resulta rotado alrededor de la bisagra 6 en una dirección sinistrorsa vista desde la parte delantera). El dispositivo 2 de extremo de ala puede ser

rotado alrededor de la bisagra 6 hasta un punto mayor o menor que el mostrado en la figura 3, dependiendo de las condiciones de elevación de carga afrontadas.

Un accionador lineal 8 está montado dentro de la estructura del ala principal 4 de la aeronave. Un vástago 10 está montado para posibilitar el desplazamiento lineal en dirección perpendicular a la bisagra 6 del eje y sustancialmente dentro del plano del ala 4. Un extremo del vástago 10 está conectado a un mecanismo (no mostrado) situado en el dispositivo 2 de extremo de ala, permitiendo el mecanismo la rotación de extremo de ala alrededor de la bisagra 6, sin someter el vástago 10 a unos esfuerzos excesivos ocasionados por fuerzas exteriores al plano del ala.

De acuerdo con lo anteriormente descrito, en condiciones de vuelo estándar el dispositivo 2 de extremo de ala es mantenido en la primera posición 2a. En condiciones de carga elevada, como por ejemplo turbulencias o durante un giro brusco, el dispositivo de extremo de ala resulta girado desde la primera posición 2a hasta la segunda posición 2b. Las condiciones de carga elevada pueden ser detectadas o predichas utilizando sistemas ya instalados en la mayoría de las aeronaves comerciales, como por ejemplo acelerómetros, controles con piloto y otros equipos sensores.

En esta primera forma de realización, la posición del dispositivo 2 de extremo de ala es controlada de forma activa. Cuando se detecta o predice una condición de carga elevada, una parte de la computadora de los controles de vuelo envía unas señales que hacen que el vástago 10 se desplace a lo largo de la extensión del ala 4 y lejos del fuselaje 12. El dispositivo 2 de extremo de ala es obligado a pivotar alrededor de la bisagra 6 situada sobre la superficie superior del ala principal 4. La acción del vástago 10, por consiguiente, provoca la rotación hacia arriba del dispositivo de extremo de ala alejándose de la primera posición 2a.

El flujo de aire sobre la región del extremo del ala 4 es perturbado, produciéndose una pérdida de la sustentación hacia arriba, una reducción en la envergadura efectiva y de ahí una reducción en el momento de flexión al nivel del arranque del ala 4. Así mismo, la alineación de la bisagra 6 es tal que se reduce la incidencia media del dispositivo de extremo de ala, reduciéndose la sustentación hacia arriba generada por el dispositivo, y por consiguiente, reduciendo adicionalmente el momento de flexión al nivel del arranque del ala 4.

Cuando la condición de carga elevada ha pasado, el vástago 10 es retraído, haciendo volver al dispositivo 2 de extremo de ala a la primera posición 2a. Así, la primera forma de realización proporciona un medio de reducir el momento máximo de flexión que un ala de aeronave presumiblemente tiene que sostener durante la vida operativa de la aeronave (esto es, incluyendo condiciones de carga elevada). A su vez, esto posibilita que se reduzca la capacidad del ala de soportar cargas estructurales, lo que a su vez puede producir importantes ahorros en la masa estructural de la aeronave y proporcionar las muchas ventajas que se derivan de una reducción de la masa de la aeronave.

La Figura 4 muestra una disposición similar a la primera forma de realización (pero no incluida en el ámbito de la presente invención), en la cual el ala de una aeronave incluye un dispositivo 102 de extremo de ala dispuesto para su desplazamiento entre una primera posición, en la cual el dispositivo 102 de extremo de ala funciona para mejorar la eficiencia dinámi-

ca del ala y una segunda posición en la cual el dispositivo 102 de extremo de ala reduce la sustentación hacia arriba proporcionada por el ala, y por consiguiente, reduce el momento de flexión del ala. En esta disposición, sin embargo, el dispositivo de extremo de ala está dispuesto para girar alrededor de un eje geométrico que, aunque sigue siendo genéricamente horizontal y alineado con el plano del ala, es transversal a la longitud del fuselaje. El dispositivo 102 de extremo de ala está situado de forma que está más próximo al fuselaje 12 al nivel del borde delantero que al nivel del borde trasero.

Un accionador rotatorio 108 está montado dentro de la estructura del ala principal 104 de la aeronave. El dispositivo 102 de extremo de ala está conectado al ala principal 104 mediante un eje impulsor 116 que está genéricamente alineado con el plano del ala principal y sustancialmente en línea con los bordes delantero y trasero del ala (en un ángulo de aproximadamente 120 grados respecto del eje geométrico longitudinal del fuselaje de la aeronave). El eje impulsor 116 es soportado sobre unos cojinetes 118 situados dentro del accionador 108. Los cojinetes 118 aseguran que haya un desplazamiento traslacional prácticamente cero del eje 116 a lo largo de la extensión del ala 104. El accionador rotatorio 108 y el eje impulsor 116, por consiguiente, cumplen funciones tanto de soporte como de control.

En esta disposición, el dispositivo 102 de extremo de ala es mantenido en la primera posición en condiciones de vuelo estándar y el dispositivo de extremo de ala es controlado mediante medios activos. En la primera posición, las superficies externas del dispositivo de extremo de ala están al mismo nivel que las superficies externas adyacentes del ala. Cuando se detecta o predice una condición de carga elevada, el accionador hace girar el eje impulsor 116 en sentido sinistrorso visto desde la punta del ala, haciendo girar el borde delantero del dispositivo 102 de extremo de ala hacia abajo, hasta la segunda posición. En esta disposición los bordes del dispositivo de extremo de ala y el ala que estaban situados en paralelo en la primera posición se sitúan ahora en posición no paralela y las superficies del dispositivo de extremo de ala y el ala quedan situados de forma que ya no están al mismo nivel. El flujo de aire sobre la región del extremo del ala 104 resulta perturbado, dando como resultado una pérdida de la sustentación hacia arriba, una reducción de la envergadura efectiva, y de ahí, una reducción en el momento de flexión al nivel del arranque del ala 104. Así mismo, la incidencia media de dispositivo 102 de extremo de ala se reduce, disminuyendo la sustentación hacia arriba generada por el dispositivo y, por consiguiente, disminuyendo el momento de flexión al nivel del arranque del ala 104.

Cuando la condición de carga elevada ha pasado, el accionador hace girar el eje impulsor 116 en sentido dextrorso visto desde el extremo del ala, haciendo volver el dispositivo 102 de extremo de ala a la primera posición.

En variantes (no mostradas) de la forma de realización de la invención preferente anteriormente descrita, el dispositivo de extremo de ala es controlado mediante medios pasivos, de forma que cuando la sustentación del dispositivo de extremo de ala es lo bastante acusada, es forzado a desplazarse hacia la segunda posición por medio de las cargas ejercidas sobre el

dispositivo de extremo de ala resultantes de la sustentación.

De acuerdo con una segunda forma de realización (no mostrada), relacionada con un dispositivo de extremo de ala muy similar al dispositivo de extremo de ala de la primera forma de realización, el control pasivo es un sistema de muelle-amortiguador que comprende un muelle y un amortiguador unidireccional. El amortiguador unidireccional se emplea para que ofrezca resistencia al retorno del dispositivo de extremo de ala hasta la primera posición pero no para ofrecer resistencia a la rotación del dispositivo de extremo de ala cuando el umbral del momento de flexión es sobrepasado por primera vez. Así, el muelle controla el umbral del momento de flexión y el amortiguador impide el comportamiento divergente o vibración.

En una tercera forma de realización (no mostrada) una sección de material elástico flexible, que comprende un material de caucho, es situado entre el dispositivo de extremo de ala y el ala principal. La sección flexible posibilita de modo efectivo el desplazamiento del dispositivo de extremo de ala de manera similar a la suministrada por la bisagra de la primera forma de realización. Cuando la elevación en el dispositivo de extremo de ala aumenta, la sección de material es lo suficientemente flexible como para que la carga resultante de la sustentación sobre el dispositivo de extremo de ala desplace el dispositivo de extremo de ala desde la primera posición hasta la segunda posición en la cual la elevación global hacia arriba del ala se reduce. El dispositivo de extremo de ala, por consiguiente, alcanza una posición de equilibrio para cualquier condición de carga elevada.

De acuerdo con otra disposición, relacionada con un dispositivo de extremo de ala muy similar al dispositivo de extremo de ala de la disposición de la figura 4, un cojinete libremente rotatorio está situado aproximadamente en el lugar que se muestra el eje impulsor de la figura 4 y soporta un eje que sobresale del dispositivo de extremo de ala. La rotación del dispositivo de extremo de ala es controlada mediante un mecanismo de varillaje independiente situado detrás de la junta rotatoria principal activada por un accionador lineal. En otra disposición, (una variante, no mostrada, de la disposición anteriormente mencionada) el dispositivo de extremo de ala es soportado sobre un cojinete de rotación libre (como antes) y el eje impulsor de un accionador rotatorio pasa por debajo del centro de cojinete de soporte. Ambas variantes permiten que las funciones de soporte y accionamiento resulten separadas.

En otra disposición adicional (no mostrada) relacionada con un dispositivo de extremo de ala muy similar al dispositivo de extremo de ala mostrado en la figura 4, el dispositivo de extremo de ala es controlado por medios pasivos. El eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala está situado en un lado del centro de sustentación del dispositivo de extremo de ala. Cuando la sustentación del dispositivo de extremo de ala aumenta, el momento generado alrededor del eje geométrico de rotación fuerza al dispositivo de extremo de ala a girar hasta una posición en la cual genera menos sustentación hacia arriba. En esta disposición, el sistema incorpora un muelle que determina el umbral en el que rotará el dispositivo. Esto sirve para reducir el desplazamiento a pequeña escala del ala alrededor de la primera posición y contribuye a reducir la vibración.

Debe apreciarse que pueden efectuarse diversas modificaciones en las formas de realización de la invención anteriormente descritas. En cada forma de realización el dispositivo de extremo de ala está constituido por una aleta vertical de extremo, pero el dispositivo podría, por supuesto, estar constituido por cualquier dispositivo de extremo de ala capaz de mejorar la eficiencia aerodinámica en la primera posición pero podría provocar momentos de flexión elevados en el ala de la aeronave en condiciones de carga elevada. En dicha forma de realización modificada, el

dispositivo sería desplazable hasta una segunda posición en la cual el dispositivo reduce los momentos de flexión del ala principal, por ejemplo en condiciones de carga elevada. La función de la junta flexible de la cuarta forma de realización puede proporcionarse fabricando el ala, una porción de la misma, el dispositivo de extremo de ala, o una porción del mismo, a partir de un material elastomérico o de un material compuesto con propiedades resilientes (elásticas) apropiadas.

15

20

25

30

35

40

45

50

55

60

65

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave que comprende un ala (4), comprendiendo el ala (4) una raíz, una punta, y un dispositivo (2) de extremo de ala, montado en la región de la punta, en la que

el dispositivo (2) de extremo de ala es rotatoriamente amovible entre una primera posición (2a) y una segunda posición (2b), estando el eje geométrico de rotación del dispositivo (2) de extremo de ala situado de forma que el ángulo entre el eje geométrico y el plano con el cual el ala (4) está genéricamente alineada es inferior a 45 grados, y

el dispositivo (2) de extremo de ala está dispuesto de tal forma que, durante el vuelo de la aeronave, el momento de flexión al nivel de la raíz del ala cambia dependiendo de la posición del dispositivo de extremo de ala,

caracterizada porque

el eje geométrico de rotación del dispositivo de extremo de ala está situado de forma que:

- a) el ángulo entre el eje y el plano vertical incluyendo el eje geométrico longitudinal de la aeronave oscila entre 5 y 30 grados y
- b) la incidencia media del dispositivo (2) de extremo de ala, cuando el dispositivo (2) de extremo de ala está en la segunda posición (2b), es inferior a la incidencia media del dispositivo de extremo de ala si el dispositivo de extremo de ala estuviera en la primera posición (2a),

por medio de lo cual el momento máximo de flexión al nivel del arranque del ala sostenido durante condiciones de vuelo de carga elevada puede de esta forma ser reducido.

2. Una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en la que el ala (4) y el dispositivo (2) de extremo de ala están dispuestos de forma que, durante un vuelo de la aeronave, cuando el dispositivo de extremo de ala está en la segunda posición (2b),

i) la sustentación hacia arriba generada por el ala en la región de la punta, y

ii) la sustentación hacia arriba generada por el dispositivo de extremo de ala,

son cada una inferiores a las que serían si el dispositivo de extremo de ala estuviera en la primera posición.

3. Una aeronave de acuerdo con las reivindicaciones 1 ó 2, en la que el eje geométrico de rotación del dispositivo (2) de extremo de ala es sustancialmente paralelo al plano con el cual el ala (4) está

genéricamente alineada.

4. Una aeronave de acuerdo con cualquier reivindicación precedente, en la que al menos una porción del ala (4) y/o del dispositivo (2) de extremo de ala es elásticamente deformable, de forma que al menos una parte del dispositivo de extremo de ala puede flexionarse alrededor de la porción elásticamente deformable, permitiendo con ello que el dispositivo de extremo de ala pueda desplazarse entre la primera posición y la segunda posición.

5. Una aeronave de acuerdo con cualquier reivindicación precedente, en la que la aeronave incluye un dispositivo de detección de cargas dispuesto para detectar una carga sobre el ala (4) y un sistema de control dispuesto de forma que, en uso, el sistema de control recibe unas señales procedentes del dispositivo de detección de cargas y envía las señales hasta un accionador (8) para desplazar el dispositivo (2) de extremo de ala en función de las señales recibidas del dispositivo de detección de cargas.

6. Una aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en la que la aeronave está dispuesta de forma que el desplazamiento del dispositivo (2) de extremo de ala entre la primera y la segunda posiciones es susceptible de ser producido durante el vuelo de la aeronave como resultado de la interacción entre el dispositivo de extremo de ala y el aire que pasa por el dispositivo de extremo de ala.

7. Una aeronave de acuerdo con cualquier reivindicación precedente, en la que el dispositivo de extremo de ala está configurado y dispuesto de tal forma que en condiciones de vuelo es capaz de desplazarse hasta una posición en la cual se extiende desde el ala en una dirección de más de 30 grados respecto de la normal del plano con el cual el ala está genéricamente alineada.

8. Un procedimiento de vuelo de una aeronave, en el que el momento de flexión en el ala sostenido en condiciones de vuelo de carga elevada se reduce por medio de la disminución de la incidencia media de un dispositivo (2) de extremo de ala sobre el ala (4) mediante el desplazamiento rotatorio del dispositivo de extremo de ala desde una primera posición (2a) hasta una segunda posición (2b), estando el eje geométrico de rotación del dispositivo (2) de extremo de ala situado de forma que i) el ángulo entre el eje y el plano con el cual el ala (4) está genéricamente alineada es inferior a 45 grados y ii) el ángulo entre el eje y el plano vertical que incluye el eje geométrico longitudinal de la aeronave oscila entre 5 y 30 grados, provocando de esta forma que se reduzca el momento de flexión al nivel de la raíz del ala.

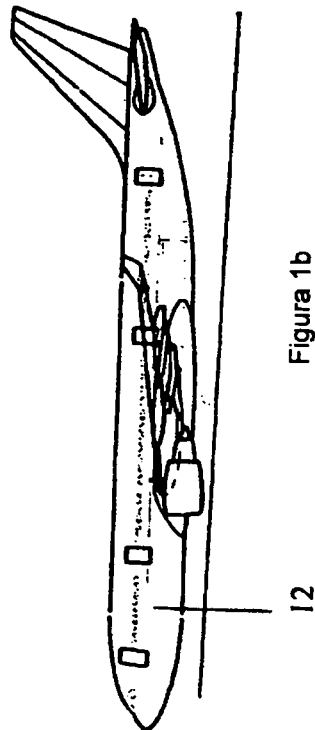


Figura 1b

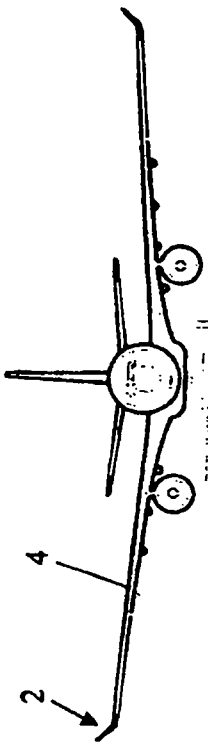


Figura 1c

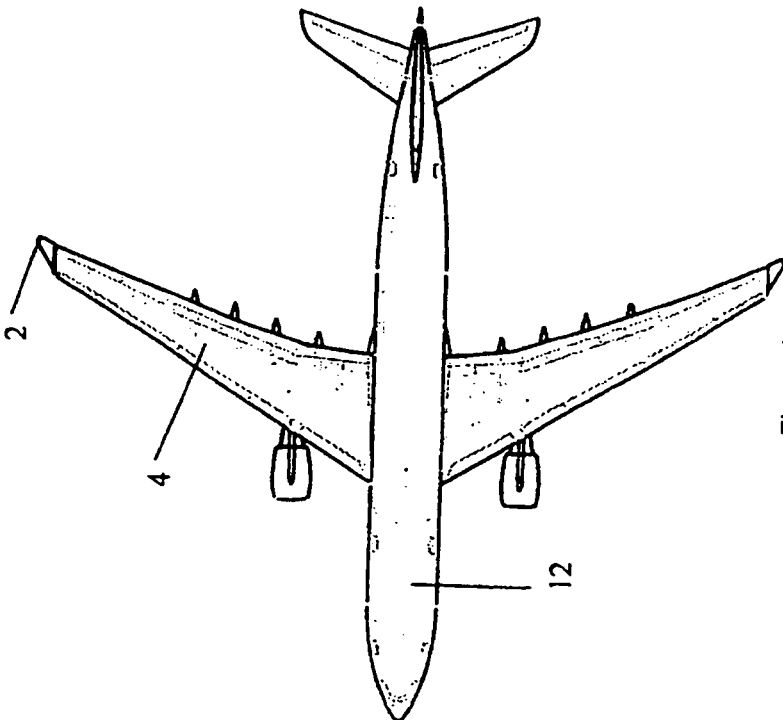


Figura 1a

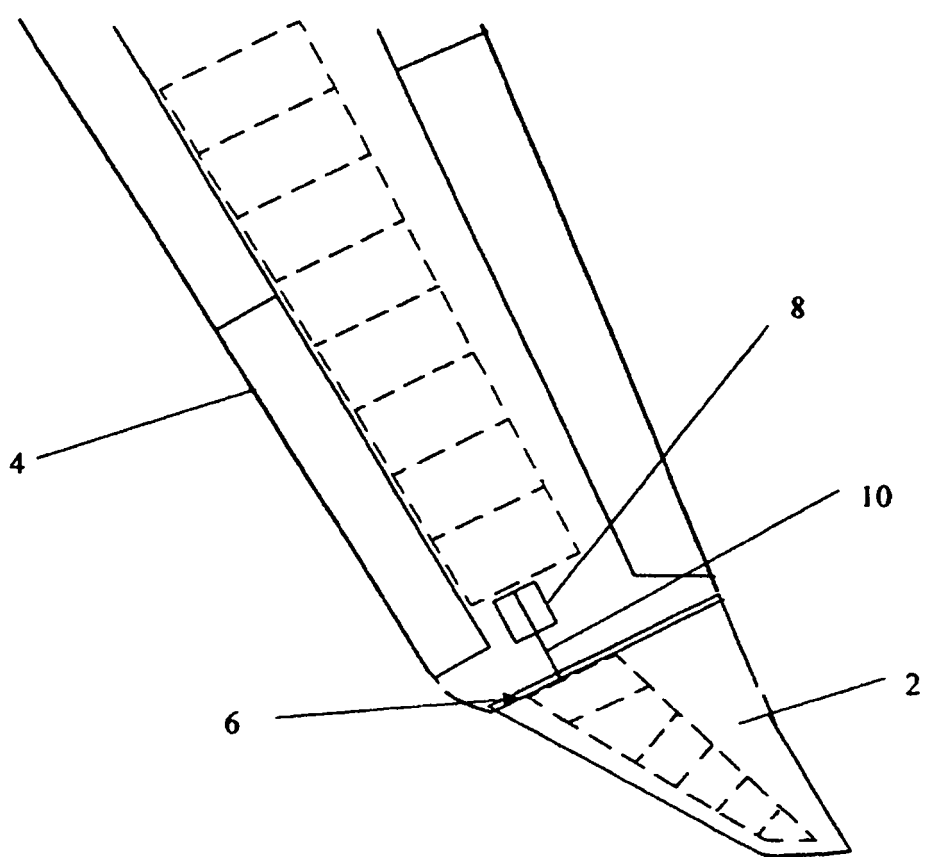


Figura 2

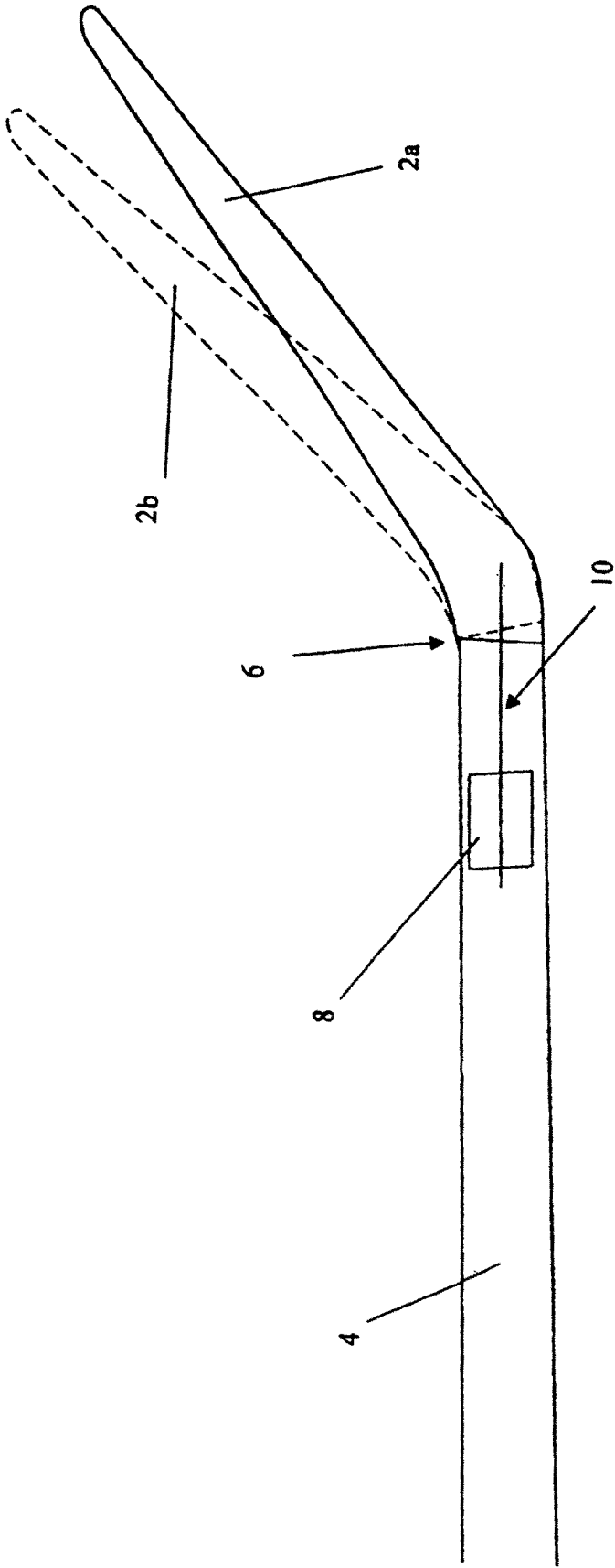


Figura 3

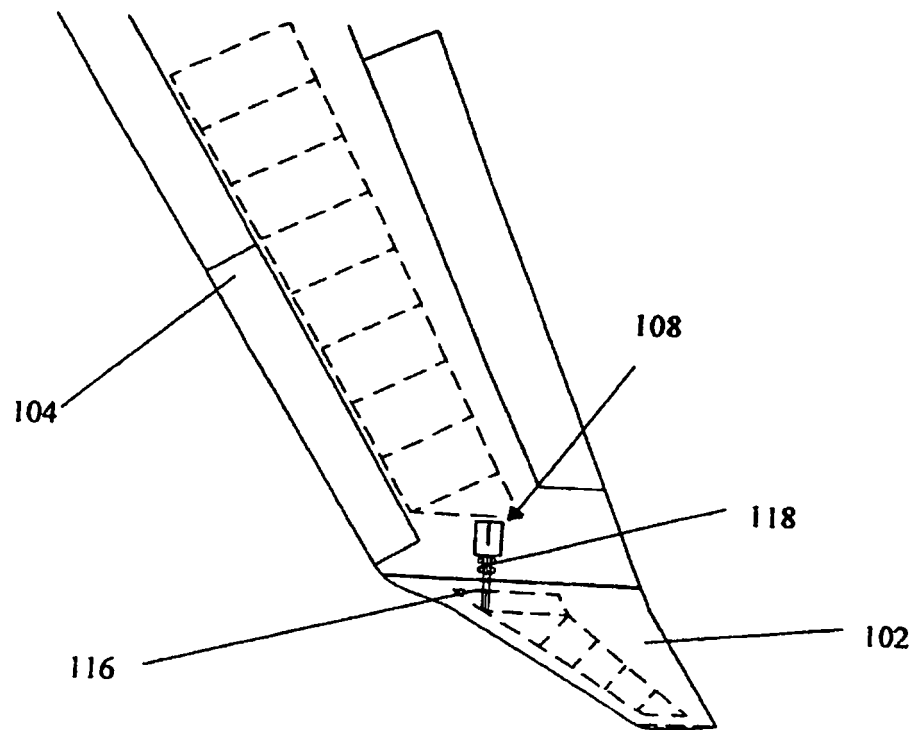


Figura 4