

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 676 415**

51 Int. Cl.:

**B64C 23/06** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **11.06.2012 PCT/US2012/041961**

87 Fecha y número de publicación internacional: **13.12.2012 WO12171034**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **11.06.2012 E 12797495 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **28.02.2018 EP 2718183**

54 Título: **Espiroide dividido**

30 Prioridad:

**09.06.2011 US 201161495236 P**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:

**19.07.2018**

73 Titular/es:

**AVIATION PARTNERS, INC. (100.0%)  
7299 Perimeter Road South  
Seattle, WA 98108-3812, US**

72 Inventor/es:

**GRATZER, LOUIS B.**

74 Agente/Representante:

**FÚSTER OLAGUIBEL, Gustavo Nicolás**

**ES 2 676 415 T3**

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**

Espiroide dividido

**5 Antecedentes**

El documento US 5.102.068, titulado “Spiroid-Tipped Wing”, divulga en general un ala de punta espiroidal que incluye una superficie de sustentación de tipo ala y un dispositivo de punta espiroidal integrado para minimizar la resistencia inducida y/o aliviar los efectos de ruido. Los extremos del espiroide están acoplados a la punta del ala en un barrido adecuado e incluyen ángulos para formar una extensión continua y cerrada de la superficie del ala. Esto proporciona un contorno cerrado estructuralmente continuo de forma ovular cuando se mira a lo largo de la dirección de la corriente de aire.

Se han descrito diversos dispositivos y geometrías de punta de ala, por ejemplo, en la publicación de patente estadounidense n.º 2007/0252031 (titulada “Wing Tip Devices”, publicada el 1 de noviembre de 2007), en la publicación de patente estadounidense n.º 2007/0114327 (titulada “Wing Load Alleviation Apparatus and Method”, publicada el 24 de mayo de 2007), en la patente estadounidense n.º 6.722.615 (titulada “Wing Tip Extension for a Wing”, concedida el 20 de abril de 2004), en la patente estadounidense n.º 6.827.314 (titulada “Aircraft with Active Control of the Warping of Its Wings”, concedida el 7 de diciembre de 2004), en la patente estadounidense n.º 6.886.778 (titulada “Efficient Wing Tip Devices and Methods for Incorporating such Devices into Existing Wing Designs”, concedida el 3 de mayo de 2005), en la patente estadounidense n.º 6.484.968 (titulada “Aircraft with Elliptical Winglets”, concedida el 26 de noviembre de 2002), en la patente estadounidense n.º 5.348.253 (titulada “Blended Winglet”, concedida el 20 de septiembre de 1994) y en el documento DE 197 52 369.

**25 Sumario**

La invención está definida por la reivindicación 1. La punta de ala espiroidal según realizaciones de la invención incluye un perfil de bucle característico. El perfil espiroidal está más bajo con respecto al plano de la cuerda del ala, de tal modo que una porción de la punta de ala espiroidal se extiende por debajo del plano de la cuerda del ala. Las secciones del espiroide se pueden diseñar para mejorar diferentes características aerodinámicas.

**Breve descripción de los dibujos**

Los sistemas y procedimientos divulgados se pueden entender mejor haciendo referencia a los siguientes dibujos. Los componentes de los dibujos no están necesariamente a escala.

La FIG. 1 ilustra una punta de ala espiroidal a modo de ejemplo acoplada a un ala que no forma parte de la presente invención.

La FIG. 2 ilustra una punta de ala espiroidal dividida a modo de ejemplo acoplada a un ala según realizaciones de la invención.

La FIG. 3 ilustra una punta de ala espiroidal dividida a modo de ejemplo acoplada a un ala según realizaciones de la invención.

La FIG. 4 ilustra una punta de ala espiroidal dividida a modo de ejemplo acoplada a un ala según realizaciones de la invención.

La FIG. 5 ilustra una característica de carga a modo de ejemplo para el espiroide dividido de la FIG. 2.

La FIG. 6 ilustra una comparación de características de carga a modo de ejemplo para la punta de ala espiroidal dividida de las FIG. 2-4.

**Descripción**

La siguiente descripción y figuras que la acompañan, que describen y muestran determinadas realizaciones, se realizan para demostrar, sin carácter limitante, varias configuraciones posibles de una punta de ala espiroidal dividida según diversos aspectos y características de la presente divulgación.

La punta de ala espiroidal es un concepto aerodinámico para dispositivos de punta de ala que ha demostrado ser superior a otros dispositivos de ala conocidos, tales como aletas, en lo que se refiere a su rendimiento con un impacto estructural mínimo. La punta de ala espiroidal reduce la resistencia generada por vórtices de la punta de ala. La punta de ala espiroidal según realizaciones de la invención incluye un perfil de bucle característico. Mientras que los diferentes elementos del espiroide tradicional se pueden disponer para aprovechar una ventaja particular, su perfil espiroidal quedaba situado completamente por encima del plano de la cuerda del ala. Sin embargo, estudios de aplicación general han planteado problemas, tales como las cargas dinámicas y el flameo, la deformación del ala,

etc., que tienden a limitar el potencial del espiroide tradicional para ciertos diseños de aeronaves. Por tanto, el concepto de espiroide dividido, descrito en el presente documento, sitúa el centroide del arco más cerca del plano de la cuerda del ala. Esto tiene el efecto de cambiar los parámetros inerciales para reducir significativamente requisitos de lastre por flameo y la respuesta a ráfagas dinámicas. Se dispone de otras opciones de geometría de configuración para minimizar el impacto estructural y mejorar el rendimiento y las características aerodinámicas.

La FIG. 1 ilustra una punta de ala espiroidal 100 acoplada a un ala 102. Está compuesta por cuatro secciones y no forma parte de la invención como tal. La FIG. 1A ilustra una vista desde arriba, la FIG. 1B ilustra una vista lateral y la FIG. 1C ilustra una vista posterior de la punta de ala espiroidal. La punta de ala espiroidal 100 tiene un perfil de bucle cerrado por encima del plano de la cuerda del ala. La punta de ala espiroidal puede barrer un ángulo  $\Lambda$ , tal como se muestra en la FIG. 1B.

Como se observa en la FIG. 1, la punta de ala 100 sobresale desde el ala 102 en A-A generalmente a lo largo del plano del ala y después forma un bucle por encima del plano de la cuerda del ala para crear un bucle cerrado en la intersección A-A. Tal como se muestra, el espiroide está compuesto generalmente por cuatro secciones.

La primera sección 104 se extiende generalmente plana al ala y está orientada a lo largo de la longitud del ala. La longitud de cuerda de la primera sección 104 puede ser menor o igual a la longitud de cuerda del ala en la punta A-A. La FIG. 1 ilustra una longitud de cuerda reducida en comparación con el ala en A-A, de manera que el borde delantero de la sección 104 es generalmente continuo con el borde delantero del ala 102, y el borde trasero de la sección 104 surge de una superficie inferior del espiroide de bucle cerrado. La primera sección 104 se extiende generalmente una distancia  $w$  desde el extremo de ala A-A. La primera sección 104 se puede estrechar a lo largo de su longitud de tal modo que existe una longitud de cuerda mayor cerca del avión (en A) que lejos del avión (cerca de la sección 106).

Entonces la punta de ala espiroidal pasa a una segunda sección 106 que está a aproximadamente  $90^\circ$  respecto a la primera sección por encima del plano del ala. Como se observa en la FIG. 1B, la segunda sección 106 barre un ángulo  $\Lambda$  respecto a la vertical. La segunda sección 106 también se estrecha desde la porción inferior hasta una porción superior, de forma que la porción inferior de la segunda sección 106 es más ancha que la porción superior. La segunda sección se extiende verticalmente una distancia  $h$  antes de curvarse  $90^\circ$  hacia el ala en la tercera sección 108.

La tercera sección es generalmente paralela a la primera sección 104 pero puede ser más corta que la primera sección. La tercera sección puede tener una longitud de cuerda generalmente constante o puede estrecharse a lo largo de su longitud. Por ejemplo, la sección 104 puede estrecharse inversamente a medida que se atraviesa la sección hacia el avión de modo que la longitud de cuerda es mínima en el punto más alejado del avión (cerca de la sección 106). La tercera sección también se puede extender hacia atrás, de modo que la cuarta sección 108, descrita más adelante, puede barrer el mismo ángulo que la segunda sección 106.

La cuarta sección 108 transcurre por la tercera sección 108 hasta el ala 102 a lo largo de un ángulo  $\phi$  respecto a la vertical. La cuarta sección 110, similar a la segunda sección 106, puede barrer un ángulo  $\Lambda$  y estrecharse de modo que la sección superior tiene una longitud de cuerda reducida en comparación con la sección inferior. El borde trasero de la cuarta sección 108 es continuo con el borde trasero del ala 102, mientras que un borde delantero de la cuarta sección puede surgir de una superficie superior del ala 102 o la primera sección 104.

Cada sección es generalmente plana con transiciones curvas entre secciones para crear una forma generalmente cuadrilátera si se observa desde atrás. La longitud de cuerda del espiroide puede ser inferior a la longitud de cuerda del ala en el punto de acoplamiento A-A, de tal modo que la primera sección 104 y la cuarta sección 110 se solapan de una forma desviada tal como se ve desde arriba, mientras que los bordes delantero y trasero del ala son continuos con un borde delantero de la primera sección y un borde trasero de la cuarta sección. Haciendo referencia a la FIG. 1A, el borde trasero de la primera sección 104 surge de una superficie inferior de la cuarta sección 110, mientras que el borde delantero de la cuarta sección 108 surge de una superficie superior de la primera sección 104.

Tal como se muestra, cada sección se estrecha continuamente desde el cuerpo de la aeronave hacia la transición entre las secciones 106 y 108. Por tanto, el diámetro de cuerda decrece a través de la sección 104 al alejarse del avión y hacia arriba por la sección 106 hasta una longitud mínima cerca de 108. La longitud de cuerda entonces aumenta a través de la sección 108 hacia el avión y hacia abajo por la sección 110. El estrechamiento de cada sección puede ser variable, de tal forma que el estrechamiento a lo largo de las secciones horizontales 104 y 108 es mínimo, mientras que el estrechamiento de las secciones verticales 106 y 110 es más pronunciado. También se contemplan patrones de estrechamiento alternativos. Por ejemplo, el espiroide se puede estrechar continuamente desde un primer diámetro mayor en el origen de la primera sección, extendiéndose desde la punta del ala, alrededor de cada una de las secciones hasta un segundo diámetro menor en el extremo terminal de la cuarta sección en la punta del ala. Como alternativa, las secciones segunda y cuarta que se extienden por encima del ala del avión pueden estrecharse de modo que la porción inferior de la sección tiene una longitud de cuerda superior a una sección superior. Las secciones primera y tercera pueden mantener por lo general una longitud de cuerda constante, teniendo la tercera sección una longitud de cuerda menor que la primera sección para corresponder al

estrechamiento de las secciones segunda y cuarta.

La FIG. 1 ilustra una punta de ala espiroidal a modo de ejemplo. Cada sección del espiroide puede extenderse hacia delante o hacia detrás según sea necesario para optimizar parámetros del diseño. Cada sección también puede incluir un ángulo adicional con respecto al plano del ala (ángulo de inclinación) de modo que el espiroide está inclinado por encima o por debajo del plano del ala. Además, cada sección puede estrecharse de forma continua o por separado. La configuración del espiroide también puede reproducirse de forma especular, de forma tal que la primera sección que se extiende desde el ala es continua con el borde trasero del ala, mientras que la cuarta sección que se extiende por encima del plano de la cuerda del ala es continua con el borde delantero del ala. El borde delantero y el borde trasero del espiroide generalmente serán continuos de manera que las transiciones entre cada sección son curvas.

La FIG. 2 es una ilustración de tres vistas de un espiroide dividido a modo de ejemplo según realizaciones de la invención. La FIG. 2A es una vista desde arriba; la FIG. 2B es una vista lateral; y la FIG. 2C es una vista posterior de una forma de espiroide dividido a modo de ejemplo. El espiroide dividido se acopla al ala en A-F. Conserva el perfil de bucle cerrado similar al de la FIG. 1, salvo que su centroide está más bajo respecto al plano de la cuerda del ala. La división es variable dependiendo de los objetivos del diseño y la carga deseada de las superficies. El diseño de la división baja el centro de gravedad del espiroide acercándolo más al plano del ala, y, por tanto, reduce la exposición a problemas de flameo presentes en el espiroide de la FIG. 1. La FIG. 2 ilustra una representación genérica del espiroide dividido para proporcionar una reducción de la resistencia máxima con unos incrementos mínimos del momento de flexión y del peso. La FIG. 2 también ilustra una realización a modo de ejemplo del espiroide dividido para reducir la exposición a problemas de flameo para valores de parámetros de dimensionamiento típicos bajando el centro de gravedad del espiroide hacia el plano del ala.

Como se observa en la FIG. 2, el espiroide se origina en el ala a lo largo del borde delantero en A, el espiroide es un saliente plano dirigido generalmente hacia abajo (z negativo), hacia la cola del avión (y positivo) y alejándose del cuerpo del avión (x positivo) con un ángulo de inclinación  $\phi_2$  respecto al punto B. La sección A-B se extiende hacia la cola del avión aproximadamente al mismo ángulo o a un ángulo mayor que el eje del ala, tal como se muestra. La sección A-B puede estrecharse al alejarse del ala de modo que una longitud de cuerda cerca de A es mayor que una longitud de cuerda cerca de B. El espiroide entonces se extiende generalmente en horizontal (sin desplazamiento en z) y se extiende a lo largo del eje del ala (x e y positivos) desde el punto B hacia el punto C. La sección B-C puede extenderse hacia la parte trasera del avión generalmente con el mismo barrido que el ala (es decir, a lo largo del eje del ala). Esta sección puede tener una longitud de cuerda generalmente constante. El espiroide sobresale entonces verticalmente (z positivo, con un desplazamiento en x mínimo), pero se extiende hacia la parte trasera del avión (y positivo) con un ángulo  $\Lambda$ . Esta sección puede estrecharse de modo que la porción inferior tiene una longitud de cuerda mayor que la porción superior. La siguiente sección se extiende desde D hasta E generalmente en horizontal (desplazamiento en z mínimo), generalmente hacia el cuerpo del avión (x negativo) y puede estar inclinada ligeramente hacia el morro del avión (y negativo). De forma similar a la sección B-C, esta sección puede no estrecharse. Por tanto, la longitud de cuerda mínima a lo largo del espiroide se encuentra cerca de la transición en D. El espiroide cierra el bucle sobresaliendo hacia abajo (z negativo) y hacia el cuerpo del avión (x negativo) y hacia el morro del avión (y negativo) de modo que el borde trasero de la sección E-F interseca con el borde trasero del ala. La sección E-F puede estrecharse de forma similar a la sección A-B de modo que la longitud de cuerda mayor se encuentra cerca del ala en F. Para conseguir el estrechamiento a lo largo de la sección E-F, el borde trasero del espiroide puede estar generalmente a lo largo del eje del ala o dirigirse ligeramente más hacia el morro del avión a medida que se atraviesa la sección desde E hasta F (barrido hacia delante), mientras que el borde delantero está inclinado en mayor medida. Las secciones estrechadas A-B y E-F cierran el bucle del espiroide por solapamiento de los extremos en una configuración desviada tal como se ve desde arriba.

La FIG. 3 es una ilustración de tres vistas de un espiroide dividido a modo de ejemplo según realizaciones de la invención. La FIG. 3A es una vista desde arriba; la FIG. 3B es una vista lateral; y la FIG. 3C es una vista posterior de una forma de espiroide dividido a modo de ejemplo. La FIG. 3 es similar al espiroide dividido de la FIG. 2 salvo que los bordes delantero y trasero del espiroide sobresalen en ángulos diferentes con respecto al borde delantero y trasero del ala tal como se ve desde arriba para incrementar el desplazamiento de los bordes delanteros de las secciones horizontales del espiroide (indicado por x). La sección superior del espiroide presenta un contorno de modo que la extensión de mayor alcance hacia atrás del espiroide se encuentra a lo largo de la longitud de la sección horizontal superior. La forma de la FIG. 3 ilustra un diseño a modo de ejemplo para ejercer un contrapar significativo en la punta del ala con el fin de minimizar el efecto adverso en el rendimiento producido por un giro del ala. Específicamente, incrementar el desplazamiento  $x_p$  modifica la distribución de carga a lo largo del espiroide para crear un contrapar para reducir el giro del ala.

Como se observa en la FIG. 3, el espiroide se origina en el ala a lo largo del borde delantero en A, el espiroide es un saliente plano dirigido generalmente hacia abajo (z negativo), hacia la cola del avión (y positivo) y alejándose del cuerpo del avión (x positivo) hasta el punto B. Como se ve desde arriba, el borde delantero a lo largo de la sección A-B es una extensión continua del borde delantero del ala, es decir, la sección A-B es a lo largo del eje del ala cuando se mira desde arriba. La sección A-B puede estrecharse ligeramente al alejarse del extremo del ala de modo que hay una longitud de cuerda mayor cerca del ala en A que lejos del ala en B. El espiroide entonces se extiende

5 generalmente en horizontal (sin desplazamiento en z) y se extiende a lo largo del eje del ala (x e y positivos) desde el punto B hacia el punto C. Tal como se ve desde arriba, el borde delantero del ala a través de los puntos A, B y C es generalmente continuo y constante. El estrechamiento a lo largo de estas secciones es de forma similar generalmente continuo, donde la sección B-C puede tener un estrechamiento ligeramente reducido o igual a la  
10 sección A-B. El espiroide entonces sobresale verticalmente (z positivo, desplazamiento en x mínimo), pero se extiende hacia la parte trasera del avión (y positivo) con un ángulo  $\Lambda$ . Esta sección puede estrecharse desde el extremo inferior en C hasta el extremo superior en D, ya sea con aproximadamente el mismo estrechamiento o un estrechamiento ligeramente mayor que en las secciones precedentes. La siguiente sección se extiende desde D hasta E generalmente en horizontal (sin desplazamiento en z). Esta sección puede ser curva o estar compuesta por  
15 más de una sección lineal de modo que la extensión de mayor alcance hacia atrás (x máximo) del espiroide se encuentra a lo largo de la sección D-E. Tal como se muestra, esta sección se extiende generalmente de manera lineal desde D hasta D' hacia la cola del avión (x negativo, y positivo), y después hacia el morro del avión desde D' hasta E (x negativo, y negativo). La sección puede estrecharse a lo largo de su longitud en diversas configuraciones. Tal como se muestra, la sección D-E puede ser generalmente constante o estrecharse a lo largo de D-D' en la  
20 misma medida o en menor medida que la sección previa, mientras que D'-E puede ser constante o estrecharse inversamente de modo que la menor longitud en el sentido de la cuerda se encuentra en D'. D' puede encontrarse a lo largo de la longitud de D-E, y puede estar más cerca de un extremo que del otro. Tal como se muestra, D' se encuentra más cerca del extremo E, hacia el avión de modo que la extensión de mayor alcance hacia atrás del espiroide se encuentra más cerca hacia la mitad del espiroide ( $w/2$ ) o más cerca hacia el centro de la sección inferior B-C. El espiroide cierra el bucle sobresaliendo hacia abajo (z negativo) y hacia el cuerpo del avión (x negativo) y hacia el morro del avión (y negativo) de tal modo que el borde trasero de la sección de borde E-F interseca con el  
25 borde trasero del ala. La longitud de cuerda a través de la sección E-F puede ser una continuación del estrechamiento desde D' hasta E, o puede estrecharse en mayor medida de modo que la longitud de cuerda cerca del ala (en F) es mayor que lejos del ala. Las secciones A-B y E-F cierran el bucle del espiroide solapando los extremos (a lo largo de A-F) en una configuración desviada tal como se ve desde arriba.

La FIG. 4 es una ilustración de tres vistas de un espiroide dividido a modo de ejemplo según realizaciones de la invención. La FIG. 4A es una vista desde arriba; la FIG. 4B es una vista lateral; y la FIG. 4C es una vista frontal de una forma de espiroide dividido a modo de ejemplo. La FIG. 4 es similar al espiroide dividido de la FIG. 3 salvo que  
30 los bordes delantero y trasero sobresalen en ángulos diferentes con respecto a los bordes delantero y trasero del ala para incrementar adicionalmente el desplazamiento de los bordes delanteros de las secciones horizontales del espiroide (indicado por  $x_p$ ). Las dimensiones de altura y anchura del espiroide también se pueden ajustar. La cantidad de estrechamiento a lo largo de una o más de las secciones del espiroide también puede ser mayor. La FIG. 4 ilustra una realización a modo de ejemplo del espiroide dividido para proporcionar un contrapar considerable en la punta de ala con el fin de minimizar el efecto adverso en el rendimiento que se producirá debido al giro para  
35 configuraciones de ala que sean sumamente flexibles. Este efecto favorable debe superar, en un factor de dos o más, la penalización de resistencia debida a la carga no óptima sobre el propio espiroide. La disposición geométrica presenta una gran extensión a lo largo del eje x con el fin de maximizar el contrapar debido a la carga aerodinámica. (Véase la FIG. 6 a continuación al respecto de las comparaciones de carga de cada diseño a modo de ejemplo).

40 En algunas aplicaciones, puede ser importante minimizar el giro y la carga de la punta de ala o minimizar la propensión al flameo y requisitos de lastre. Para adaptarse a tales aplicaciones, diversas variaciones de las formas que se divulgan son adecuadas aunque con cierto coste nominal en cuanto al rendimiento. Por tanto, se encuentra dentro del alcance de la presente invención incorporar cualquiera de las configuraciones de diseño, incluyendo  
45 ángulos de inclinación y barrido, estrechamientos, dimensiones, etc., en diferentes configuraciones, disposiciones, combinaciones y subcombinaciones, incluyendo modificaciones para adaptarse a tal dispositivo.

Como se observa en la FIG. 4, el espiroide se origina en el ala a lo largo del borde delantero en A, el espiroide es un saliente plano dirigido generalmente hacia abajo (z negativo), hacia la parte delantera del avión (y negativo) y alejándose del cuerpo del avión (x positivo) hasta el punto B. El espiroide entonces se extiende generalmente en horizontal (sin desplazamiento en z) y se extiende generalmente a lo largo del eje del ala (x e y positivos) desde el punto B hacia el punto C. El espiroide sobresale entonces verticalmente (z positivo, desplazamiento en x mínimo), pero se extiende hacia la parte trasera del avión (y positivo) con un ángulo  $\Lambda$ . El barrido y el estrechamiento a lo largo de la sección D-C pueden ser mayores que los de la FIG. 3, descrita anteriormente. La siguiente sección se  
50 extiende desde D hasta E generalmente en horizontal (sin desplazamiento en z) y se curva a lo largo de su longitud de forma similar a la FIG. 3, de modo que la extensión de mayor alcance hacia atrás del espiroide se encuentra a lo largo de D-E en D'. D' puede encontrarse generalmente en el punto medio a lo largo de D-E. Este espiroide cierra el bucle sobresaliendo hacia abajo (z negativo) y hacia el cuerpo del avión (x negativo) y hacia el morro del avión (y negativo) de modo que el borde posterior de la sección de borde E-F interseca con el borde trasero del ala. El espiroide puede estrecharse a lo largo de cada sección en diferente medida. El estrechamiento a lo largo de C-D y E-F está diseñado de forma que la porción superior de cada sección tenga una longitud de cuerda reducida en comparación con una porción inferior de cada sección respectiva. La sección D-E puede tener una longitud de cuerda generalmente constante aproximadamente igual a la longitud de cuerda en los extremos superiores de las secciones C-D (es decir, en D) y E-F (es decir, en E). La sección D-E puede tener una longitud en el sentido de la envergadura más corta que la sección B-C, tal como se observa en la FIG. 4C. La sección A-B se estrecha desde el extremo de ala A-F de modo que la sección A-B tiene una longitud de cuerda mayor cerca del ala en el punto A que  
65

lejos del ala en el punto B. Las secciones estrechadas A-B y E-F cierran el bucle del espiroide solapando los extremos en una configuración desviada tal como se ve desde arriba.

Las puntas de ala de espiroide dividido 150, 150' y 150" tal como se ven en las FIG. 2-4 están generalmente compuestas por cinco secciones a lo largo de los puntos A-B-C-D-E-F. Tal como se puede observar en las vistas frontales o traseras, la sección A-B transcurre por el espiroide una distancia 'h<sub>2</sub>' por debajo del plano de la cuerda del ala de una manera generalmente plana con un ángulo  $\phi_2$  con respecto a la vertical. La siguiente sección B-C generalmente se extiende horizontalmente alejándose del ala una distancia 'w' desde el extremo de ala A-F. La sección B-C es menor que 'w' para adaptarse a la transición de la sección A-B desde el extremo de ala A. La sección C-D está a aproximadamente 90° con respecto a la sección B-C para extender el espiroide en una dirección vertical una distancia 'h' por encima de la sección B-C. El espiroide entonces forma un bucle de vuelta hacia el avión en una sección D-E generalmente horizontal. Las longitudes en el sentido de la envergadura de las secciones D-E y B-C pueden ser aproximadamente iguales, o una puede ser menor que la otra. La sección final E-F cierra la forma de espiroide, generalmente extendiéndose plana desde la sección D-E hasta el extremo de ala en F con un ángulo  $\phi_1$  con respecto a la vertical.

La parte superior del espiroide, a lo largo de la sección D-E, está a una distancia h<sub>1</sub> por encima del plano de la cuerda del ala, mientras que la parte inferior del espiroide, a lo largo de la sección B-C, está a una distancia h<sub>2</sub> por debajo del plano de la cuerda. La división puede ser variable dependiendo de los objetivos del diseño y la carga deseada sobre las superficies. El desplazamiento vertical de las secciones B-C y D-E (es decir, h<sub>2</sub> y h<sub>1</sub>) se puede elegir de modo que el centroide del arco está cerca del plano de la cuerda del ala. Esto tiene el efecto de cambiar los parámetros inerciales para reducir significativamente requisitos de lastre por flameo y la respuesta a ráfagas dinámicas. Preferiblemente, la división geométrica es una razón de h<sub>2</sub> con respecto a h<sub>1</sub> de aproximadamente entre 0,4 y 1,0 ( $1,0 \leq h_2/h_1 \leq 0,4$ ). Esta configuración debe situar el centro de gravedad del espiroide en o justo encima del plano de la cuerda del ala. La razón depende de parámetros del espiroide, tales como el estrechamiento y los ángulos de inclinación, pero es preferiblemente de entre aproximadamente 0,4 y 0,6, y más preferiblemente de aproximadamente 0,6. Se pueden utilizar valores más extremos dependiendo de los requisitos geométricos y de rendimiento de la aeronave, que incluyen el peso unitario, la posición del centro de gravedad, la proximidad al suelo, la propensión al flameo, etc. El efecto sobre la reducción de la resistencia,  $\Delta C_D/C_D$  generalmente es pequeño (aproximadamente inferior a un 0,5%) pero perceptible, así que las relaciones compensatorias son importantes. La razón de h con respecto a w afecta a la resistencia del espiroide. Una razón de h con respecto a w aproximadamente igual a 1,0 proporciona una reducción de la resistencia esencialmente óptima. Incrementos adicionales de w/h solo son marginalmente eficaces. Tal como se observa en la FIG. 3, la razón de w/h se puede incrementar a expensas de la reducción de la resistencia con el fin de adecuar la distribución de carga. Se dispone de otras opciones de geometría de configuración para minimizar el impacto estructural y mejorar las características aerodinámicas y el rendimiento.

Cada una de las secciones se puede orientar con respecto al avión para mejorar ciertos criterios del diseño. Por ejemplo, el espiroide dividido puede barrer un ángulo  $\Lambda$  desde la vertical. El barrido puede ser aproximadamente el mismo que el que se divulgó previamente con respecto a la FIG. 1. El barrido de cada segmento puede ser el mismo o diferente. En una realización, el barrido de cada segmento es aproximadamente el mismo y es suficiente para mantener el número de Mach crítico local algo superior al número de Mach de crucero del avión. Por tanto, las secciones A-B, C-D y E-F que se extienden verticalmente pueden estar inclinadas con respecto a la vertical tal como se ve desde el lateral.

Tal como se observa a partir de las vistas desde arriba, cada sección puede dirigirse a lo largo del eje del ala, o se pueden dirigir delante o detrás del eje del ala, donde el eje del ala se toma a lo largo de la longitud del ala en paralelo al borde delantero. Por ejemplo, la sección A-B de la FIG. 4 puede inclinarse hacia la parte delantera del avión, tal como se ve desde arriba o el lateral, para incrementar el desplazamiento en x entre las secciones horizontales B-C y D-E del espiroide. Por tanto, la sección A-B de la FIG. 4 puede ser una porción generalmente plana que se extiende por debajo del plano del ala con un ángulo  $\phi_2$  mientras que se inclina simultáneamente hacia la parte delantera del avión con un ángulo  $\theta$ , tal como se puede ver desde arriba ( $90^\circ < \theta < 180^\circ$ ). La sección A-B puede sobresalir a lo largo del borde delantero del ala ( $\theta = 180^\circ$ ), de forma similar a la FIG. 3, o se puede inclinar hacia la parte posterior del avión ( $180^\circ < \theta < 270^\circ$ ), de forma similar a la FIG. 2. La parte posterior a lo largo de E-F se puede inclinar de forma similar en cantidades variables. Generalmente, el borde posterior se inclinará desde el punto E hacia la parte delantera del avión hasta el punto F. El borde trasero puede ser generalmente una continuación del borde trasero del ala, simplemente inclinado por encima del plano de la cuerda del ala, de forma similar a la FIG. 2, o puede estar inclinado en mayor medida para hacer que la sección horizontal E-D pase de vuelta al extremo de ala, como se puede ver en la FIG. 3. Las secciones B-C también pueden estar a lo largo de o inclinadas con respecto al eje del ala. Por ejemplo, la sección B-C puede ser generalmente paralela al eje del ala, de forma similar a la FIG. 2, o puede estar inclinada menos que el eje del ala (hacia la parte delantera del avión) o más que el eje del ala (hacia la parte trasera del avión) tal como se ve ligeramente en la FIG. 4. La sección inferior B-C puede estar orientada con un ángulo diferente que la sección superior E-D para crear un desplazamiento mayor entre los puntos B y E (FIG. 3 y 4), o puede estar generalmente paralela tal como se ve desde arriba (de forma similar a la FIG. 2). La sección inferior B-C se puede extender generalmente paralela al eje del ala, mientras que la sección superior D-E puede estar inclinada dependiendo del barrido del espiroide respecto a las secciones C-D a

E-F conectadas. La sección D-E puede tener una o más secciones inclinadas a lo largo de su longitud tal como se ha descrito anteriormente. La sección D-E puede estar inclinada generalmente a lo largo del eje del ala o, en mayor o menor medida, de forma similar a la sección B-C. La sección superior D-E puede estar dispuesta de modo que el extremo E alejado del avión se encuentre hacia la parte delantera del avión, mientras que el extremo D alejado del avión se encuentre hacia la cola del avión, tal como se ve en las FIG. 3 y 4. Por tanto, a medida que la sección superior pasa desde la sección vertical C-D moviéndose hacia el cuerpo del avión, la sección D-E sobresale horizontalmente hacia la parte trasera del avión. Como alternativa, la sección D-E se puede extender generalmente a lo largo del eje del ala o puede estar inclinada hacia la parte delantera del avión, de tal modo que el punto E cerca del cuerpo del avión está más cerca del morro del avión y el punto D alejado del avión se encuentra hacia la cola del avión, tal como se puede ver en la FIG. 2. La sección D-E también puede incluir un punto de flexión D' de tal modo que la extensión hacia atrás del espiroide se encuentra a lo largo de la sección D-E. Esta sección puede tener generalmente forma de '>', o forma más de ')', curvada a lo largo de su longitud, o una combinación de las dos. La extensión hacia atrás máxima puede encontrarse en cualquier parte a lo largo de la sección D-E, por ejemplo, cerca de un punto medio de D-E o alineada con el punto medio del espiroide, alineada con el centro de gravedad del espiroide, alineada con el punto medio de la sección B-C.

Cada sección también puede incluir un ángulo de inclinación ( $\phi$ ) con respecto a la vertical para girar el espiroide entorno al extremo de ala, A-F. Maximizar el área en sección transversal del espiroide aumenta la eficacia del dispositivo. Por tanto, generalmente se desea minimizar los ángulos de inclinación. Las inclinaciones pequeñas (aproximadamente inferiores a  $15^\circ$ ) tienen un impacto pequeño sobre los criterios del diseño. Sin embargo, los ángulos de inclinación se pueden incrementar para reducir el peso o por otras consideraciones del diseño. Se prefieren ángulos de inclinación de aproximadamente  $15^\circ$  a  $30^\circ$  grados, y más preferiblemente de entre aproximadamente  $15^\circ$  y  $20^\circ$ . Tal como se muestra,  $\phi_1$  es de aproximadamente 30 grados, mientras que  $\phi_2$  es de aproximadamente 160 grados ( $30^\circ$  con respecto a z negativo).

Las secciones de la superficie aerodinámica se seleccionan para mantener características de resistencia baja a lo largo del régimen de funcionamiento del avión. Esto está asociado con las distribuciones de presión en el sentido de la cuerda de la superficie aerodinámica, y las distribuciones de cuerda y giro requeridas para una carga óptima. La fusión del espiroide dividido en el contorno del ala se incorpora en A-F para minimizar la resistencia de interferencia aerodinámica. Tal como se ve en los perfiles de vista desde arriba, el borde delantero de la sección A-B y el borde trasero de la sección E-F son extensiones continuas del borde delantero y trasero del ala, respectivamente. Las superficies superior e inferior se extienden desde el ala en A-F. Una porción de la superficie inferior se ramifica en el espiroide para formar la sección A-B a lo largo del borde delantero del ala, y una porción de la superficie superior se ramifica en la sección E-F a lo largo del borde trasero. Como la longitud de cuerda del espiroide es generalmente inferior a la longitud de cuerda del ala en el acoplamiento A-F, el borde trasero del espiroide con origen a lo largo de A-F surge de una superficie inferior de la sección E-F del espiroide, mientras que el borde delantero del extremo terminal del espiroide en F surge de una superficie superior de la sección A-B del espiroide. Por tanto, el espiroide crea un bucle cerrado con extremos de origen y de terminación que se solapan pero desviados tal como se ve desde arriba. El espiroide se puede diseñar de manera que los extremos de origen y de terminación se solapan por completo de modo que la longitud de cuerda a lo largo de A-F es la misma para el ala y el espiroide.

El peso unitario del espiroide se mantiene mínimo ajustando la cuerda de la superficie aerodinámica a los requisitos de sustentación de las secciones. Por tanto, cada sección se puede estrechar de manera que una longitud en el sentido de la cuerda es variable a lo largo de la longitud de la sección. Por ejemplo, como se observa en la FIG. 4B, las secciones C-D, A-B y E-F que se extienden verticalmente pueden estrecharse de manera que una porción inferior tiene una longitud en sentido de la cuerda mayor que la sección superior. Como alternativa, las secciones que se extienden desde el ala del avión (A-B y E-F) pueden estrecharse de modo que la longitud en el sentido de la cuerda en el extremo del ala (a lo largo de A-F) es mayor que una longitud en el sentido de la cuerda alejada del extremo del ala (cerca de los puntos B o E). La longitud en el sentido de la cuerda puede ser coherente a lo largo de la transición entre cada sección o puede cambiar en la transición entre secciones. Diferentes secciones a lo largo del espiroide se pueden estrechar en grados diferentes o mantener una longitud de cuerda constante. Todo el espiroide se puede estrechar de forma que se encuentra una longitud mínima en el sentido de la cuerda cerca de D o D' tal como se divulga, encontrándose la longitud de cuerda máxima cerca del ala, a lo largo de A-F. Como alternativa, el espiroide se puede estrechar a lo largo de toda su longitud de modo que la longitud de cuerda en el origen del espiroide (punto A) es mayor que la longitud de cuerda a lo largo del espiroide hasta una longitud de cuerda mínima en el extremo terminal del espiroide (punto F). También puede que secciones del espiroide no estén estrechadas como es el caso de las secciones horizontales B-C y D-E. Los estrechamientos pueden producirse en diverso grado de una sección a otra o a través de una única sección. Como se observa en la FIG. 4, el estrechamiento a lo largo de una única sección puede variar en diferentes grados, y puede invertirse a lo largo de una sección.

Tal como se muestra, cada una de las secciones son extensiones generalmente planas. Sin embargo, cada sección puede ser curva o presentar un contorno de otro modo dependiendo de la aplicación deseada. La transición entre cada sección es generalmente suave y continua de modo que una sección curva generalmente conecta cada sección plana. De forma similar, los bordes delantero y trasero del ala y del espiroide también son uniformes y continuos, lo cual proporciona un borde curvo a través de las transiciones entre cada sección. La utilización del término plano no denota el perfil de la superficie de una sección o el espiroide. En lugar de esto, "plano" denota que

el eje principal del ala (en el sentido de la cuerda y en el sentido de la envergadura) se encuentra generalmente en un plano. Por tanto, aunque el perfil de la superficie aerodinámica pueda ser curvo o presentar un contorno para maximizar propiedades aerodinámicas deseadas, la propia sección o estructura se puede seguir considerando plana, si está generalmente alineada a lo largo de un plano.

5 La fusión del espiroide dividido en el contorno del ala se incorpora en A-F para minimizar la resistencia de interferencia aerodinámica. Tal como se ve en los perfiles de vista desde arriba, el borde delantero de la sección A-B y el borde trasero de la sección E-F son extensiones continuas del borde delantero y trasero del ala, respectivamente. Las superficies superior e inferior se extienden desde el ala en A-F. Una porción de la superficie inferior se ramifica en el espiroide para formar la sección A-B a lo largo del borde delantero del ala, y una porción de la superficie superior se ramifica en la sección E-F a lo largo del borde trasero. Como la longitud de cuerda del espiroide es generalmente inferior a la longitud de cuerda del ala en el acoplamiento A-F, el borde trasero del espiroide con origen a lo largo de A-F surge de una superficie inferior de la sección E-F del espiroide, mientras que el borde delantero del extremo terminal del espiroide en F surge de una superficie superior de la sección A-B del espiroide. Por tanto, el espiroide crea un bucle cerrado con extremos de origen y de terminación que se solapan pero desviados tal como se ve desde arriba. El espiroide se puede diseñar de manera que los extremos de origen y de terminación se solapan por completo de modo que la longitud de cuerda a lo largo de A-F es la misma para el ala y el espiroide.

20 La sección de origen (por ejemplo, A-B) y la sección de terminación (por ejemplo, E-F) de la punta de ala espiroidal, se integran, por tanto, en un extremo para formar un extremo de acoplamiento de punta de ala configurado para acoplarse a un extremo de ala. El extremo de acoplamiento de punta de ala puede ser un extremo físico del espiroide diseñado para acoplarse a un extremo de ala. La punta de ala se puede sujetar con pernos o acoplar de otro modo al extremo de ala. El extremo de acoplamiento de punta de ala también puede ser una transición integrada desde el perfil del ala hasta el perfil de la punta de ala espiroidal. Por tanto, el extremo de acoplamiento de punta de ala puede ser simplemente un límite transicional identificado sobre un ala formada de manera solidaria con la punta de ala espiroidal.

30 Tal como se divulga en el presente documento, se han descrito variaciones acerca de una punta de ala espiroidal para reducir la resistencia generada por vórtices de la punta de ala. Consideraciones del diseño, tales como minimizar el giro y la carga de la punta de ala o minimizar la propensión al flameo y requisitos del lastre, modificarán la configuración del diseño. Para adaptarse a tales aplicaciones, diversas variaciones de las formas que se divulgan son adecuadas, aunque con cierto coste nominal en cuanto al rendimiento (reduciendo la resistencia). Por tanto, se pueden modificar y/o combinar cualquiera de las configuraciones de diseño incluyendo ángulos de inclinación y barrido, estrechamientos, dimensiones, etc., en diferentes configuraciones tal como se divulga en el presente documento. Tal como se describe, modificar el centro de gravedad del centroide del espiroide con respecto al plano de la cuerda del ala generará problemas de flameo, mientras que aumentos en el desplazamiento entre los bordes delanteros del espiroide incrementarán el contrapar producido por el espiroide. Estas consideraciones se ven afectadas por las diferentes geometrías de configuración, incluyendo ángulos de inclinación, ángulos de barrido, estrechamiento, etc. Por consiguiente, resultará evidente para un experto en la técnica modificar el diseño del espiroide para incorporar cualquier característica tal como se divulga en el presente documento. Por tanto, cada sección del espiroide se puede diseñar por separado para mejorar una característica aerodinámica específica tal como se divulga para cualquier sección del espiroide. Por ejemplo, tal como se ilustra, únicamente la sección superior incluye un ángulo de barrido variable que pasa de hacia atrás hacia adelante a medida que la sección se atraviesa alejándose del avión. Sin embargo, cualquier sección puede incluir esta característica si se determina que mejora una propiedad aerodinámica deseada. Por consiguiente, la sección B-C puede incluir de un modo similar un barrido inverso a lo largo de su longitud en la configuración opuesta como B-E de modo que el desplazamiento en  $x$  ( $x_p$ ) se puede maximizar aún más tal como se enseña en el presente documento. Se considera que tales modificaciones y combinaciones están dentro de la previsión de esta divulgación.

50 La distribución de carga del espiroide general de la FIG. 2 está diseñada para maximizar la reducción de la resistencia en el coeficiente de sustentación en crucero del avión. La FIG. 5 ilustra una representación gráfica a modo de ejemplo de las características de carga para el espiroide dividido de la FIG. 2. La eficacia del espiroide dividido se determina principalmente por la distribución de carga en torno al bucle del perfil y la transición eficaz a la carga sobre el ala. Este es un resultado del proceso de optimización para maximizar la reducción de la resistencia para un tamaño unitario de espiroide dado. La FIG. 5 ilustra las características de la carga para una condición de vuelo en crucero atípica. Obsérvese que se introduce la coordenada  $s$  para representar un traslado del perfil del espiroide a lo largo del eje  $y$ .

60 Como se ve en la FIG. 5, el espiroide dividido incorpora una división en la carga que se encuentra en el punto A y que está definida por la razón  $l_{11}/l_{12}$ , en la que  $l_{11}$  se aplica a la superficie superior y  $l_{12}$  se aplica a la superficie inferior. La carga sobre el ala permanece invariable respecto a la de la configuración básica del espiroide. La carga óptima sobre el espiroide dividido varía de positiva sobre la superficie inferior ABCD, pasa por cero en D y cambia de dirección para el segmento superior DEF.

65 La carga está definida por la siguiente ecuación:

$$i = \rho \hat{U} \times \hat{\Gamma} ;$$

en la que

5  $\hat{\ell}$  = vector de carga por unidad de distancia a lo largo de s

$\hat{\Gamma}$  = vector de circulación (positivo en la dirección de s)

10  $\hat{U}$  = vector de velocidad de la corriente libre.

El cambio en la dirección de la carga en D concuerda con la definición anterior para la carga.

Esta distribución mostrada anteriormente es una de una familia cuyos límites están definidos por la traslación vertical de la curva de carga básica del modo dado por las líneas de puntos. Sin embargo, desde un punto de vista práctico, los límites están restringidos a lo siguiente:

$$\frac{.30}{.70} \left( \frac{\ell_{11}}{\ell_{12}} \right) \frac{.70}{.30}$$

20 Cualquier curvatura de la familia anterior producirá el mismo beneficio en cuanto a resistencia pero no la misma distribución del momento de flexión ni carga en el sentido de la envergadura.

La FIG. 6 ilustra una comparación de carga aerodinámica a modo de ejemplo entre los espiroides divididos de las FIG. 2-5. La carga para la forma básica de espiroide de la FIG. 2 está optimizada para proporcionar una reducción de la resistencia máxima. La forma de la FIG. 3 es similar a la forma de la FIG. 2, pero se puede adaptar para minimizar la resistencia de onda o el peso, por ejemplo. La forma de la FIG. 4 enfatiza producir un contrapar de modo que la carga reflejará este requisito. Debido a que la carga no será óptima, el beneficio en cuanto a la resistencia se reducirá en una cantidad predecible. Esto, según determina el proceso compensatorio, se debe extender para incluir la configuración completa de la aeronave. Idealmente, se debe utilizar el proceso compensatorio extendido en todos los casos. Sin embargo, en la práctica, la utilización de la forma básica suboptimizada suele ser satisfactoria y evita esfuerzos costosos y que requieren mucho tiempo para conseguir un diseño.

Aunque la invención se ha descrito en cuanto a variaciones y figuras ilustrativas particulares, los expertos habituales en la técnica se darán cuenta de que la invención no se limita a las variaciones o figuras descritas. Además, cuando los procedimientos y etapas descritos anteriormente indican ciertas acciones que tienen lugar en cierto orden, los expertos habituales en la técnica se darán cuenta de que el orden de ciertas etapas se puede modificar y que tales modificaciones son según las variaciones de la invención. Asimismo, algunas de las etapas se pueden llevar a cabo de manera simultánea en un proceso paralelo cuando sea posible, así como llevarse a cabo secuencialmente tal como se describió anteriormente. Por tanto, en la medida en que existen variaciones de la invención, que se encuentran dentro del alcance de las reivindicaciones, se pretende que esta patente cubra además esas variaciones. Los términos acoplar y conectar se utilizan en el presente documento de forma indistinta para indicar un acoplamiento ya sea directo o indirecto entre las estructuras descritas. Realizaciones como las que se describen en el presente documento generalmente se refieren a puntas para un ala de avión. Sin embargo, la invención no está así limitada y se puede utilizar en cualquier nave con una estructura de tipo ala en la que la resistencia generada por los vórtices de la punta de ala supone problemas.

**REIVINDICACIONES**

- 5 1. Aeronave que incluye un cuerpo y un ala que sobresale desde el cuerpo hasta una punta de ala espiroidal acoplada al extremo del ala alejado del cuerpo, mostrando la punta de ala espiroidal un bucle cerrado que comprende:

una primera sección generalmente plana (A-B) acoplada a un extremo del ala;

10 una segunda sección generalmente plana (B-C) acoplada a la primera sección generalmente plana que se extiende generalmente alejándose del cuerpo de la aeronave;

una tercera sección generalmente plana (C-D) acoplada a la segunda sección generalmente plana;

15 una cuarta sección generalmente plana (D-E) acoplada a la tercera sección generalmente plana; que se extiende generalmente hacia el cuerpo de la aeronave; y

una quinta sección generalmente plana (E-F) acoplada a la cuarta sección generalmente plana y al extremo del ala;

20 en la que el borde delantero del ala es continuo (A) con un borde delantero de la primera sección, y el borde trasero del ala es continuo con un borde trasero de la quinta sección; y

caracterizada porque un borde trasero de la primera sección surge de una superficie inferior de la quinta sección, y un borde delantero de la quinta sección surge de una superficie superior de la primera sección

25 mediante lo cual el bucle del espiroide está cerrado por un solapamiento de los extremos del bucle en una configuración desviada tal como se ve desde arriba.
- 30 2. Aeronave según la reivindicación 1:

incluyendo el bucle cerrado una sección de origen, una sección intermedia acoplada a la sección de origen, y una sección de terminación conectada a la sección intermedia;

35 estando las secciones de origen y de terminación integradas en un extremo para formar un extremo de acoplamiento de punta de ala configurado para acoplarse a un extremo de ala; la sección intermedia atraviesa un plano en el sentido de la cuerda del extremo de acoplamiento de punta de ala.
- 40 3. Aeronave según la reivindicación 2, en la que la sección de origen y la sección de terminación se extienden desde el extremo de acoplamiento de punta de ala en lados opuestos del plano en el sentido de la cuerda y

en la que la punta de ala espiroidal se extiende una distancia  $h_1$  por encima del plano en el sentido de la cuerda y una distancia  $h_2$  por debajo del plano en el sentido de la cuerda, en la que la razón de  $h_2/h_1$  está entre aproximadamente 0,4 y 1,0.
- 45 4. Aeronave según la reivindicación 3, en la que el espiroide tiene una anchura horizontal de  $w$  y una altura vertical de  $h$ , en la que la razón de  $w/h$  es de aproximadamente 1,0.
- 50 5. Aeronave según la reivindicación 3, en la que las secciones de origen y de terminación se extienden desde el extremo de acoplamiento de punta de ala en direcciones opuestas desde un plano vertical ortogonal al plano en el sentido de la cuerda.
- 55 6. Aeronave según la reivindicación 2, en la que un eje 'y' a lo largo del extremo de acoplamiento de punta de ala en el plano en el sentido de la cuerda se origina en un borde delantero dirigido hacia un borde trasero, un eje x es ortogonal al eje 'y' en el plano en el sentido de la cuerda, y un eje z es ortogonal tanto al eje x como al 'y', donde la sección de origen se extiende desde el extremo de acoplamiento de punta de ala en la dirección de x positivo y la dirección de z negativo, y la sección de terminación se extiende desde el extremo de acoplamiento de punta de ala en la dirección de x positivo y la dirección de z positivo.
- 60 7. Aeronave según la reivindicación 6, en la que la sección de origen se extiende desde el extremo de acoplamiento de punta de ala en una dirección de y positivo.
8. Aeronave según la reivindicación 6, en la que la sección de origen se extiende desde el extremo de acoplamiento de punta de ala en una dirección de y negativo.
- 65 9. Aeronave según la reivindicación 6, en la que la sección intermedia incluye una primera parte y una tercera parte generalmente paralelas al plano x-y, y una segunda parte entre la primera y la tercera parte ortogonal

al plano x-y.

- 5 10. Aeronave según la reivindicación 8, en la que la primera parte de la sección intermedia está por debajo del plano x-y acoplada a la sección de origen, y la tercera parte está por encima del plano x-y acoplada a la sección de terminación, estando el espiroide configurado de tal modo que se produce un desplazamiento en x máximo del espiroide a lo largo de la tercera parte.
- 10 11. Aeronave según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que la primera sección generalmente plana se extiende desde el extremo del ala por debajo de un plano de la cuerda del ala.
12. Aeronave según la reivindicación 11, en la que la primera sección se extiende hacia delante con respecto al cuerpo de la aeronave cuando se atraviesa desde un primer extremo en el extremo del ala hasta un segundo extremo.
- 15 13. Aeronave según la reivindicación 11, en la que la primera sección se extiende hacia atrás con respecto al cuerpo de la aeronave cuando se atraviesa desde un primer extremo en el extremo del ala hasta un segundo extremo.
- 20 14. Aeronave según la reivindicación 11, en la que la cuarta sección generalmente plana incluye una primera parte que se extiende hacia delante con respecto al cuerpo de la aeronave y una segunda parte que se extiende hacia atrás con respecto al cuerpo de la aeronave a medida que la cuarta sección generalmente plana se atraviesa desde un extremo a otro.
- 25 15. Aeronave según la reivindicación 11, en la que se produce una longitud de cuerda mínima de la punta de ala espiroidal a lo largo de la cuarta sección generalmente plana.
- 30 16. Aeronave según la reivindicación 11, en la que se produce una longitud de cuerda mínima de la punta de ala espiroidal cerca de una unión entre la tercera sección generalmente plana y la cuarta sección generalmente plana.
- 35 17. Aeronave según la reivindicación 11, en la que la primera sección generalmente plana, la tercera sección generalmente plana y la quinta sección generalmente plana se estrechan de tal modo que una longitud de cuerda de las secciones primera y quinta generalmente planas en el extremo del ala son mayores que una longitud de cuerda de la respectiva sección generalmente plana alejada del extremo del ala.
- 40 18. Aeronave según la reivindicación 11, en la que la segunda sección generalmente plana y la cuarta sección generalmente plana son generalmente horizontales, la tercera sección generalmente plana es generalmente vertical, en la que las secciones primera, segunda, tercera, cuarta y quinta generalmente planas se extienden con respecto al cuerpo de la aeronave de modo que las secciones forman un bucle cerrado con la primera sección generalmente plana solapándose parcialmente con la quinta sección generalmente plana.
- 45 19. Aeronave según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que un borde delantero de la punta de ala espiroidal se extiende de manera continua desde un borde delantero del ala por debajo de un plano del ala, después transcurre generalmente en horizontal y generalmente en paralelo al ala, después transcurre generalmente vertical extendiéndose hacia la parte trasera de la aeronave, y un borde trasero de la punta de ala espiroidal se extiende de manera continua desde un borde trasero del ala por encima del plano del ala.

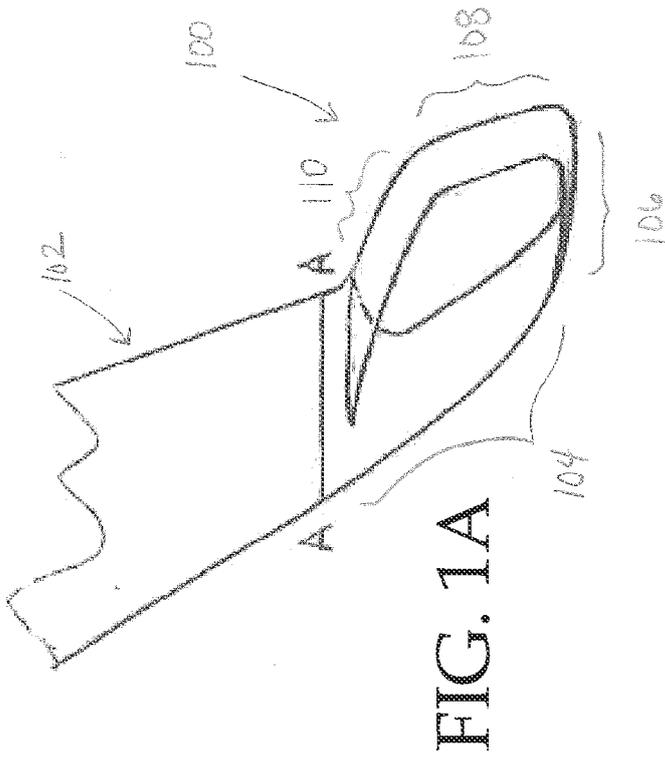


FIG. 1

FIG. 1A

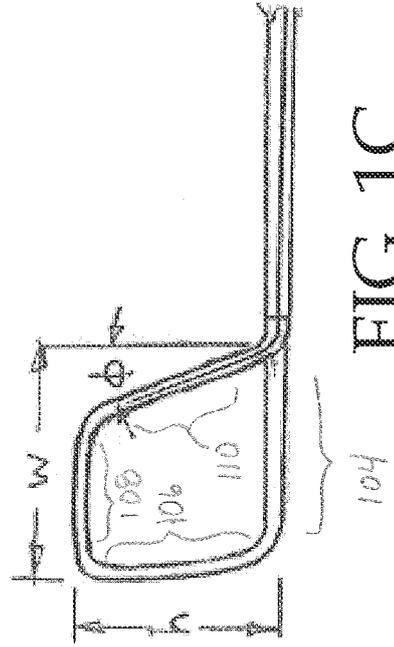
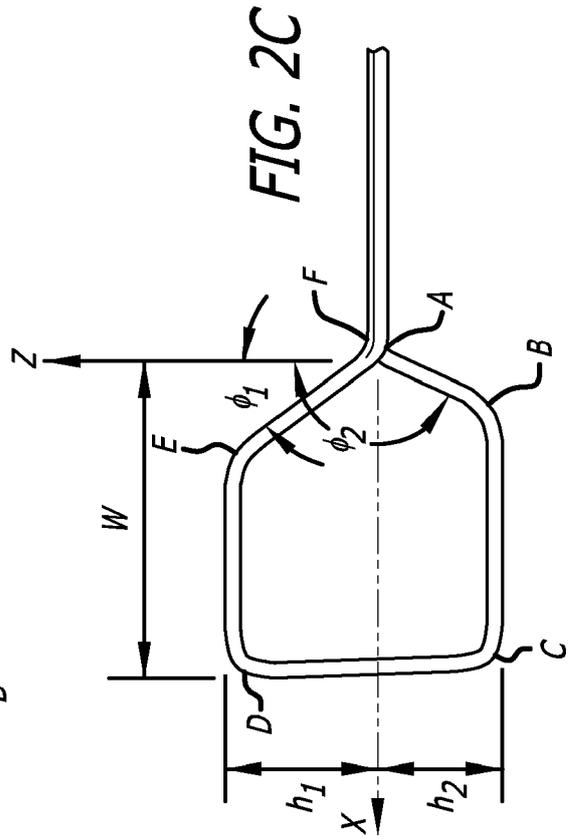
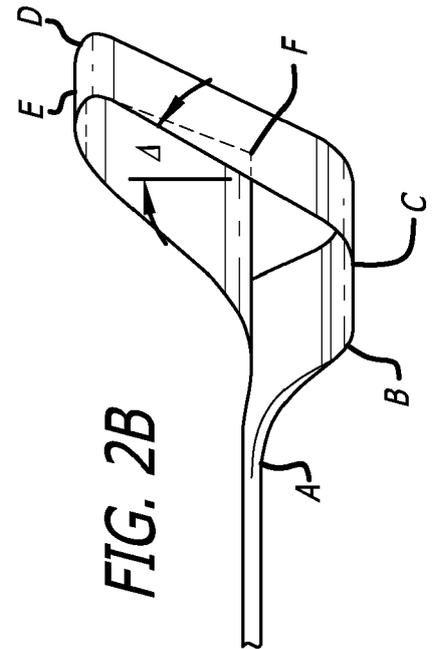
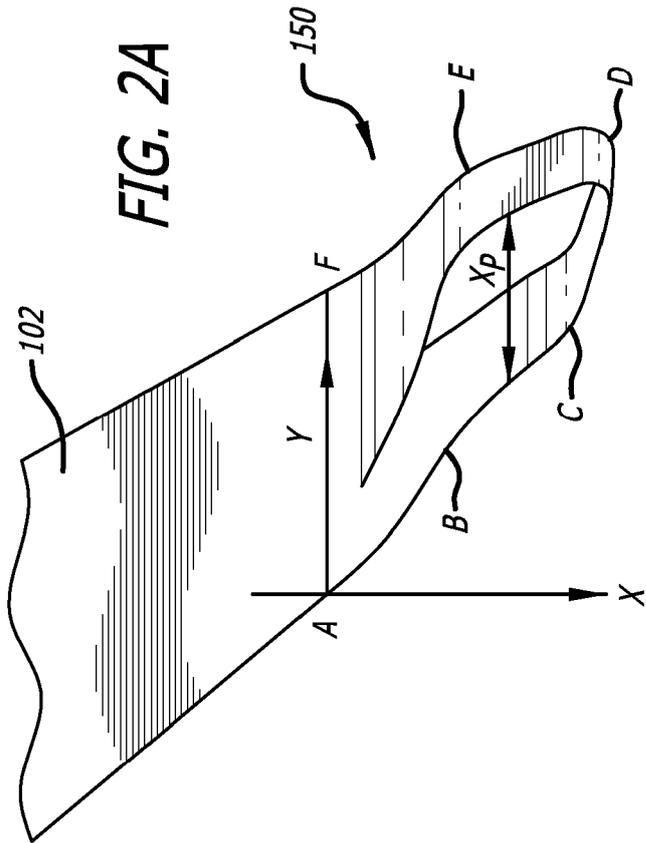
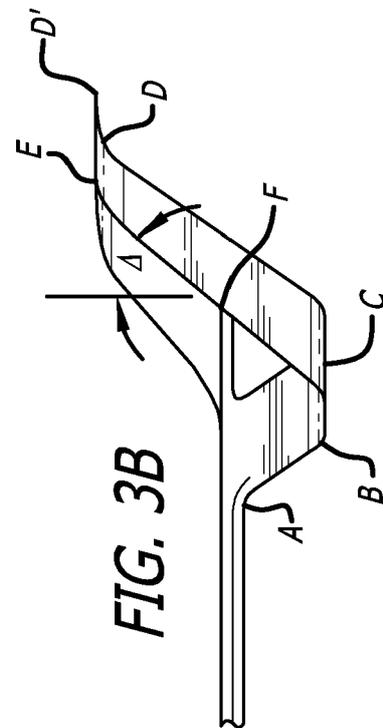
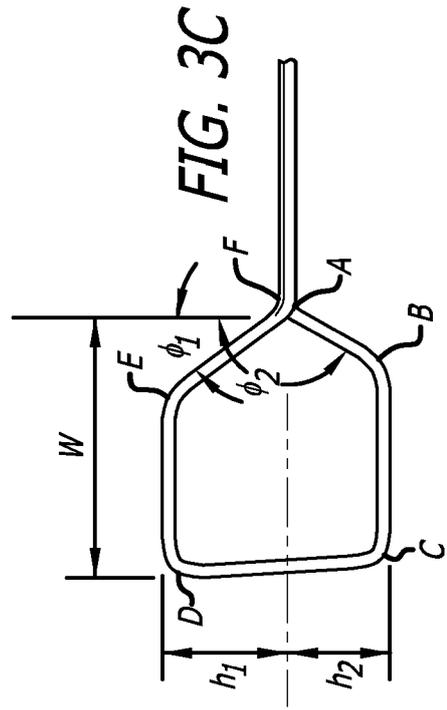
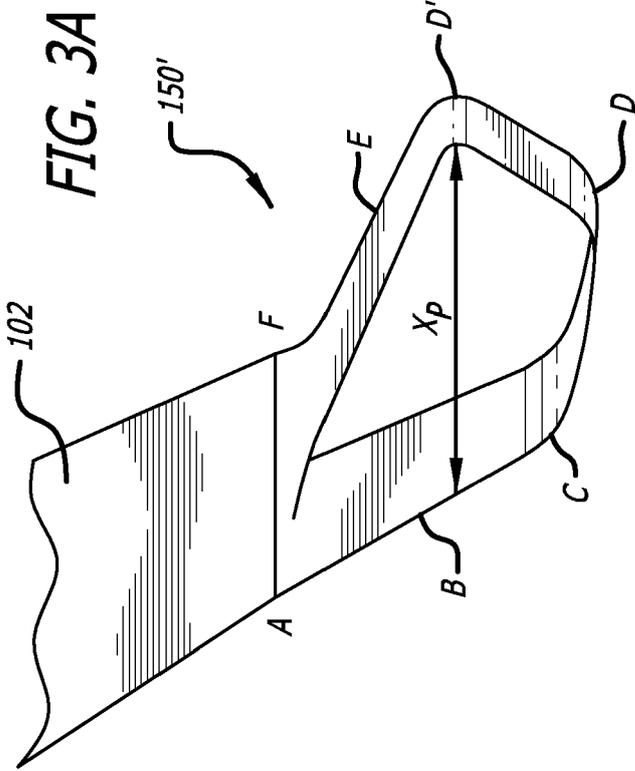


FIG. 1B

FIG. 1C





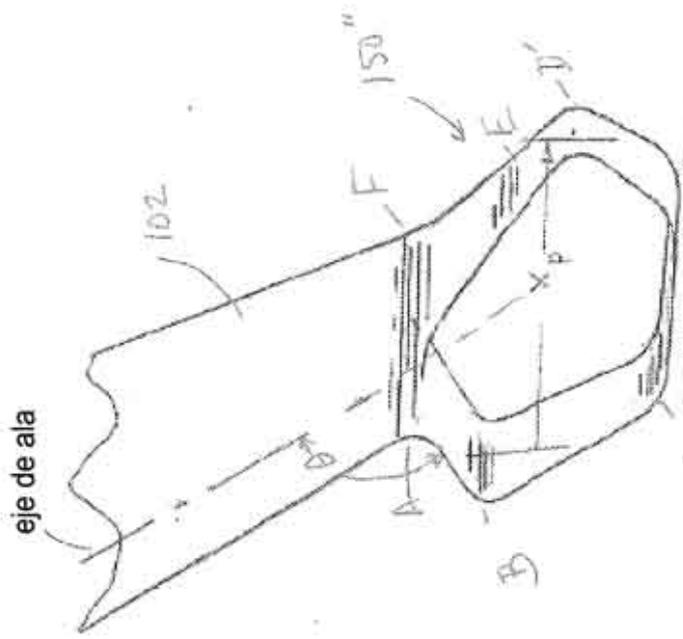


FIG. 4

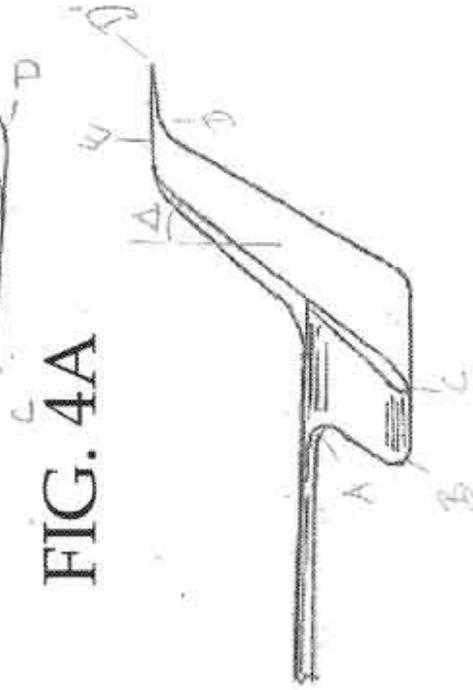


FIG. 4A

FIG. 4B

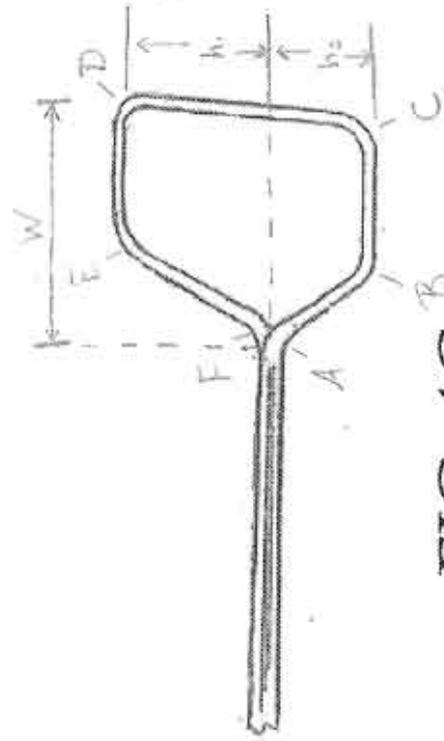


FIG. 4C

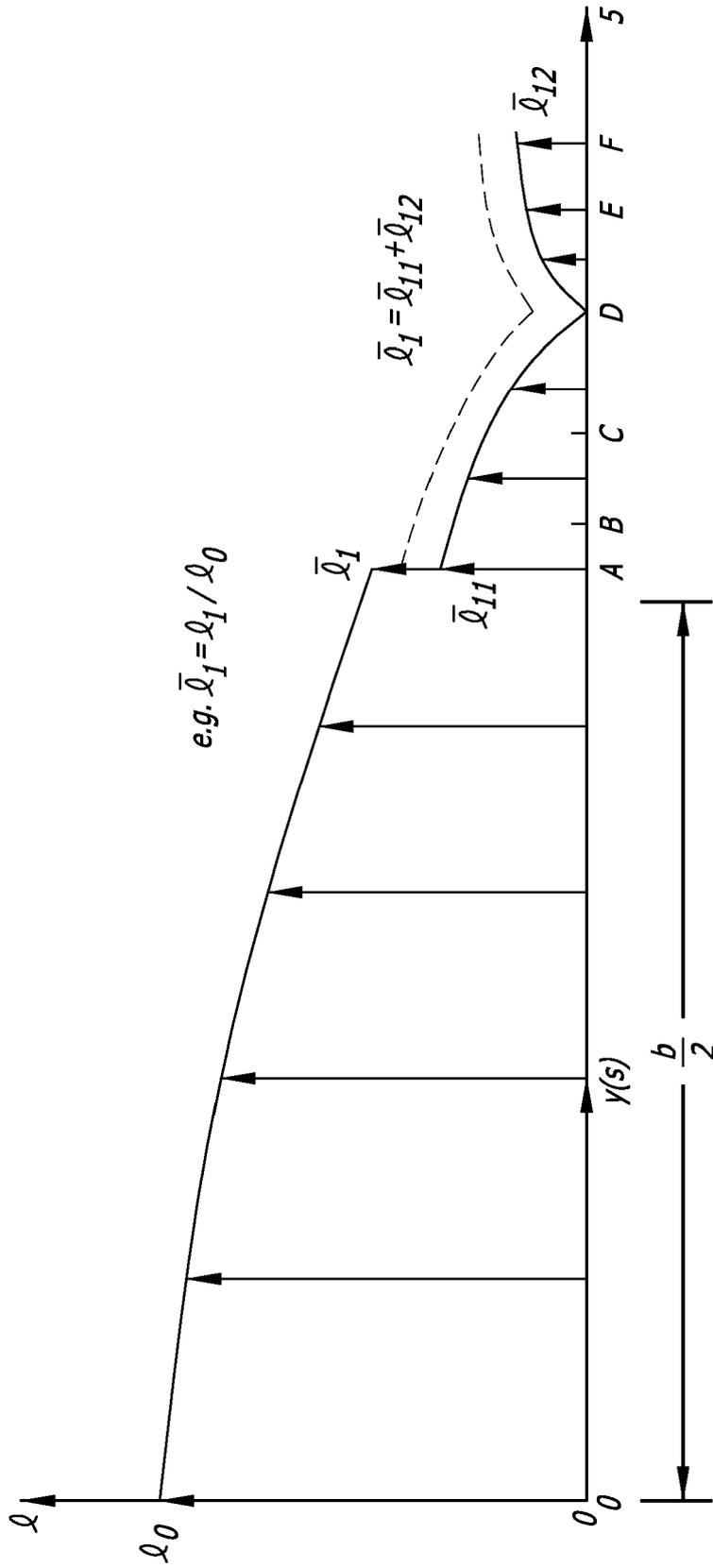


FIG. 5

