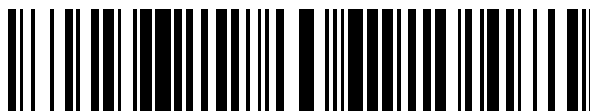


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 763 628**

51 Int. Cl.:

B64C 3/10 (2006.01)

B64C 11/18 (2006.01)

B64C 23/06 (2006.01)

B64C 27/46 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **19.06.2009 E 14198530 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **13.11.2019 EP 2905222**

54 Título: **Punta de ala curvada**

30 Prioridad:

20.06.2008 US 74395

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

29.05.2020

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:

MARTÍN BADAJOZ, Irene

ES 2 763 628 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

Punta de ala curvada

5 **Antecedentes**

10 Todas las alas de aeronaves experimentan resistencia aerodinámica cuando se desplazan a través del aire. La resistencia aerodinámica sufrida puede separarse en tres componentes: resistencia inducida al avance, resistencia parásita, y resistencia debida a la compresibilidad del aire. La resistencia inducida depende de la fuerza de sustentación ejercida por las superficies de sustentación. La resistencia parásita surge del contacto entre una superficie que se desplaza y el fluido, e incluye factores tales como la forma del objeto, la fricción superficial, y factores de interferencia. La resistencia por la compresibilidad del aire es la resistencia asociada a números de Mach grandes, y puede incluir resistencia viscosa y de vórtice, resistencia de onda de choque, y cualquier resistencia debida a separaciones inducidas por choque, todas las cuales pueden variar con el número de Mach. De las mismas, la resistencia inducida tradicionalmente presenta el mayor potencial de mejora a través del uso de aletas de borde marginal u otros dispositivos de punta de las alas.

20 En general, el ala de una aeronave puede ser en forma de flecha para reducir el efecto de la resistencia en las aeronaves de alta velocidad. Un ala en forma de flecha está generalmente diseñada de modo que el ángulo entre el cuerpo de la aeronave y el ala es oblicuo, y específicamente es en forma de flecha en dirección a la popa de la aeronave. El ángulo de flecha del borde de ataque del ala y del borde de salida del ala no tiene necesariamente que ser el mismo ángulo. Se puede añadir un dispositivo de punta de ala para reducir aún más la resistencia sobre el ala. Una alternativa es proporcionar una punta de ala con flecha regresiva. Una punta de ala con flecha regresiva convencionalmente tiene un mayor grado de flecha que el resto del ala. Una solución alternativa adicional son las aletas de borde marginal, que generalmente se usan para aumentar la relación de aspecto efectiva de un ala con un impacto estructural menor que aumentar la envergadura del ala. Las aletas de borde marginal son extensiones casi verticales de la punta del ala. Los dispositivos de punta de las alas pueden aumentar la sustentación generada en la punta del ala, y reducir la resistencia inducida provocada por los vórtices de la punta del ala, mejorando la relación entre la sustentación y la resistencia.

30 Se describen diferentes dispositivos y geometrías de punta de ala, por ejemplo, en la solicitud de patente US 2007/0252031 (titulada "Dispositivos de punta de ala", publicada el 1 de noviembre de 2007), la solicitud de patente US 2007/0114327 (titulada "Método y aparato de alivio de carga de ala", publicada el 24 de mayo de 2007), la patente US 6.722.615 (titulada "Extensión de punta de ala para un ala", concedida el 20 de abril de 2004), la patente US 6.827.314 (titulada "Aeronave con control activo del alabeo de sus alas", concedida el 7 de diciembre de 2004), la patente US 6.886.778 (titulada "Dispositivos de punta de ala eficientes y métodos para incorporar dichos dispositivos en diseños de ala existentes", concedida el 3 de mayo de 2005), la patente US 5.348.253 (titulada "Aleta de borde marginal combinada", concedida el 20 de septiembre de 1994).

40 La patente US 6.484.968 (titulada "Aeronave con aletas de borde marginal elípticas", concedida el 26 de noviembre de 2002), describe una aeronave con un ala hacia atrás con forma de flecha que tiene aletas de borde marginal en los extremos exteriores de sus alas. Sin embargo, la patente US 6.484.968 no describe un segmento de extremo que conecta un punto de extremo de ataque y un punto de extremo de salida, teniendo el segmento de extremo una flecha hacia atrás desde el punto de extremo de salida hasta el punto de extremo de ataque formando un ángulo de segmento de extremo.

Sumario

50 Según la presente invención, se proporciona un dispositivo de punta de ala según la reivindicación 1.

55 Las realizaciones que se describen en este documento pueden aplicarse a un ala que incorpora un dispositivo de punta con un borde de ataque curvado y un borde de salida curvado para minimizar la resistencia inducida para una forma de ala dada. El borde de ataque curvado está diseñado para conseguir unos resultados óptimos tales como, por ejemplo, mantener el flujo adherido, minimizar la separación de flujo, y minimizar el desplazamiento vertical prematuro del vórtice, a la vez que el borde de salida curvado está diseñado para conseguir unos resultados óptimos tales como, por ejemplo, mantener la distribución de cuerda consistente con una carga elíptica sobre la proyección horizontal del ala. La curva de las secciones de punta de ataque y de salida puede describirse en general como parabólica, y preferiblemente como súper elíptica. Puede incluirse un segmento de punta finito con un ángulo de flecha que se aproxima al ángulo de flecha de arrastre de salida. Esta sección finita puede utilizarse para ayudar a la estabilización de la vorticidad de la punta y a mantener la posición del vórtice cerca de la punta de extremo del ala.

65 La carga aerodinámica puede ser importante para conseguir un funcionamiento óptimo del ala; sin embargo, frecuentemente se pasa por alto el efecto de la carga real obtenida durante el vuelo en la punta de un ala. No conseguir la carga elíptica óptima, en particular cerca de la punta del ala, puede conducir a la formación prematura de vórtice en la punta y a un correspondiente aumento de la resistencia inducida. Esta característica también puede aplicarse a alas planas donde el desplazamiento vertical prematuro del vórtice de la punta, hacia dentro de la punta

del ala, es frecuentemente visible como una estela de condensación durante el vuelo.

Las realizaciones descritas en el presente documento pueden aplicarse a la punta de un ala plana o a una aleta de borde marginal. Sin embargo, aspectos del diseño pueden aplicarse a superficies de sustentación en general, y en particular a superficies de sustentación dinámicas. Alternativamente, los sistemas de propulsión aeronáutica, incluyendo, por ejemplo, hélices y rotores de helicópteros, pueden alternativamente beneficiarse igualmente de aspectos del diseño y son considerados también dentro del alcance de la presente invención. Las realizaciones descritas en este documento pueden también aplicar a cualquier aplicación que utiliza superficies de sustentación tanto estáticas como dinámicas tales como hélices de barco.

Breve descripción de los dibujos

La Fig. 1 es una vista en perspectiva de un ejemplo de aeronave que incluye una geometría de punta de ala de acuerdo con realizaciones descritas en el presente documento.

La Fig. 2A es una vista superior ampliada de un ejemplo de punta de ala de acuerdo con aspectos de las realizaciones descritas en este documento.

La Fig. 2B es una vista de una sección transversal de la punta de ala de la Fig. 2A tomada a lo largo de la línea P-P.

La Fig. 3 es una vista en perspectiva ampliada de un borde de salida de un ejemplo de punta de ala de acuerdo con realizaciones descritas en este documento, incluyendo una curvatura a lo largo de la envergadura.

La Fig. 4A es una vista superior ampliada de otro ejemplo de punta de ala de acuerdo con aspectos de las realizaciones descritas en el presente documento.

La Fig. 4B es una vista de una sección transversal de la punta de ala de la Fig. 4A, tomada a lo largo de la línea M-M.

La Fig. 5 es una vista en perspectiva ampliada de un borde de salida de un ejemplo de punta de ala de acuerdo con realizaciones descritas en este documento, incluyendo una curvatura a lo largo de la envergadura.

La Fig. 6A es una vista en perspectiva de una aleta de borde marginal de acuerdo con aspectos de las realizaciones descritas en este documento.

La Fig. 6B es una vista en perspectiva de un borde de salida de la aleta de borde marginal de la Fig. 6A, incluyendo una curvatura a lo largo de la envergadura.

La Fig. 7 es una vista en perspectiva de un aeroplano con ejemplos de rotores de hélice de acuerdo con realizaciones descritas en este documento.

La Fig. 8 es una vista en perspectiva de un helicóptero con ejemplos de rotores de acuerdo con realizaciones descritas en este documento.

Descripción detallada

La siguiente descripción debe leerse haciendo referencia a los dibujos, en los que elementos similares en diferentes dibujos se numeran de manera idéntica. Los dibujos, que no están necesariamente a escala, muestran realizaciones seleccionadas y no están pensados para limitar el alcance de la invención. Por ejemplo, bordes que aparecen con punta en los dibujos pueden en realidad ser redondeados (por ejemplo, los bordes de ataque en las Figs. 2B, Fig. 3, Fig. 4B, y Fig. 5). La descripción ilustra a modo de ejemplo, sin limitación, los principios de la invención. Esta descripción habilitará claramente a un experto en la materia a fabricar y utilizar la invención, y describe diversas realizaciones, adaptaciones, variaciones, alternativas y usos de la invención, incluyendo lo que actualmente se considera el mejor modo de llevar a cabo la invención.

Según se utiliza en este documento, los términos “alrededor” o “aproximadamente” para cualquier valor o intervalo numérico indican una tolerancia dimensional adecuada que permite que la pieza o conjunto de componentes funcione de acuerdo con la función que se pretende según la descripción de este documento. Las realizaciones descritas en este documento incluyen una geometría de punta de ala óptima para unas alas. La geometría descrita puede reducir la resistencia asociada con la formación prematura del vórtice de punta debido a una carga aerodinámica sub-óptima. Realizaciones de la geometría de diseño de la punta pueden mantener una distribución de carga elíptica en la punta del ala. Además, las secciones de ala delgada pueden estar curvadas y retorcidas para evitar la separación del flujo a lo largo del borde de ataque con flecha, manteniendo así una carga elíptica en la punta de extremo. También se puede implementar una curvatura a lo largo de la envergadura de la superficie de sustentación para mantener el flujo pegado y evitar el desplazamiento vertical prematuro de la vorticidad de la punta.

Basándose en análisis aerodinámicos de realizaciones que incorporan aspectos del diseño descrito en este documento, se ha demostrado que se pueden esperar reducciones significativas en la resistencia inducida con relación a la que se encuentra en diseños de punta actuales típicos. Estos resultados pueden depender de la selección adecuada de los parámetros que definen la geometría de la punta y se describen más adelante. Pueden esperarse beneficios potenciales en el intervalo de alrededor del -1% a alrededor del -3% de reducción de la resistencia inducida para una configuración de aeroplano de transporte comercial. La reducción de resistencia inducida puede corresponder a un aumento de eficiencia de combustible en el intervalo de alrededor del 0,7% hasta alrededor del 2% a velocidades de crucero normales. Se pueden esperar beneficios adicionales para una operación a baja velocidad.

Se utilizan unos ejes de referencia generalmente para orientar la descripción, como es conocido en la técnica, y por tanto incluyen un sistema de referencia para el avión generalmente, un sistema de referencia para el ala del avión, y finalmente un sistema de referencia para el dispositivo de punta de ala. Como se aprecia en la Fig. 1, se utiliza un sistema de referencia de avión para orientar la descripción en general con relación a la aeronave. El eje x se extiende a lo largo del eje longitudinal del avión desde el morro a la cola. El eje y es perpendicular al eje x y emana horizontalmente del avión. Finalmente, el eje z es ortogonal a ambos ejes x e y , orientado en la dirección vertical. También se puede usar un sistema de referencia de ala que difiera del sistema de referencia del avión, ya que queda en el plano de referencia del ala. Por tanto, como se aprecia en las Figs. 3 y 5, el sistema de referencia puede girarse de acuerdo con el ángulo de incidencia, el ángulo diedro, y el ángulo de flecha. Finalmente, para las realizaciones descritas en este documento, como se aprecia en las Figs. 2 y 4, el origen del sistema de referencia para la geometría de la punta del ala es coincidente con el inicio de la geometría de la punta del ala y queda generalmente en el plano del ala, en la punta del ala. Sin embargo, esta relación puede cambiar sustancialmente del sistema de referencia del ala en caso de la aplicación de aletas de borde marginal (ver la Fig. 6). El sistema de referencia del dispositivo de punta de ala tiene su origen en el borde del dispositivo de punta de ala, el comienzo del borde de ataque curvado, o el borde de salida curvado, el que esté más cerca del avión. El eje x' - y' está entonces en el plano del ala en el origen de la punta del ala. Por lo tanto, puede girarse la geometría de la punta del ala desde el sistema de referencia del avión según el ángulo de flecha, el ángulo diedro, el ángulo de incidencia, y el ángulo de aleta, y realizar un desplazamiento desde el sistema de referencia del avión de acuerdo con una longitud del ala hasta la punta del ala.

La Fig. 1 ilustra un ejemplo de avión 102 que incluye una sección de punta 100 de ala de acuerdo con realizaciones descritas en este documento. La sección de punta 100 del ala puede estar diseñada para minimizar la resistencia inducida manteniendo una distribución de carga elíptica. El borde de ataque 104 de la sección de punta 100 del ala puede estar curvado para evitar la separación del flujo. El borde de salida 106 de la sección de punta 100 del ala puede ser curvado para mantener una variación de cuerda deseada. El segmento de punta 108 del borde de salida puede tener una dimensión y flecha pequeña, pero finita. El segmento de punta 108 puede tener una flecha de aproximadamente un ángulo igual o similar que el ángulo de flecha del borde de salida. Este segmento de punta 108 puede ayudar a estabilizar la vorticidad de la punta y mantener su posición en el borde de salida.

El ala 110 tiene un borde 112 de ataque y un borde 114 de salida. El borde 112 de ataque puede ser sustancialmente recto, y puede experimentar una transición hasta el borde de ataque 104 curvado de la punta 100 del ala. El borde 114 de salida puede ser sustancialmente recto antes de experimentar una transición hasta la sección de salida 106 curvada de la punta 100 del ala. El borde 112 de ataque y el borde 114 de salida también pueden tener flecha. Sin embargo, el borde 112 de ataque y el borde 114 de salida pueden tener flechas según ángulos diferentes. Por ejemplo, el borde 112 de ataque puede tener un ángulo de flecha mayor que el borde 114 de salida.

La Fig. 2A es una vista superior que ilustra un ejemplo de geometría 200 de la punta del ala de acuerdo con realizaciones descritas en este documento. Se puede crear un sistema de referencia x' - y' para la geometría 200 de la punta del ala mediante una línea paralela 202 y otra perpendicular 204 al eje longitudinal del cuerpo del avión. Este plano de referencia x' - y' está dentro del plano del ala 210. En una realización, el ala 210 no es perpendicular al cuerpo del avión, sino que tiene una flecha hacia atrás en dirección a la parte posterior del avión. El ala 210 también puede estar girada hacia arriba según un ángulo diedro, o inclinada alrededor de un eje de cabeceo del avión para crear un ángulo de incidencia. Por ejemplo, el borde 212 de ataque puede tener una flecha según un ángulo, Λ_{LE} , 214, medido desde el eje 204 de referencia y' . El borde 216 de salida también puede tener una flecha según un ángulo Λ_{TE} , 218, también medido desde el eje 204 de referencia y' . El ángulo de flecha del borde 214 de ataque y el borde 218 de salida puede ser el mismo ángulo o ángulos diferentes. Preferiblemente, el ángulo de flecha del borde 214 de ataque es mayor que el ángulo de flecha del borde 218 de salida.

En una realización, la punta del ala 210 tiene una geometría 200 de punta del ala que se curva en dirección a la popa. La geometría 200 de la punta del ala comienza a lo largo del borde de ataque en el punto 224 y a lo largo del borde de salida en el punto 226. Estas posiciones de inicio no tienen que estar necesariamente a la misma distancia del cuerpo del avión. Por ejemplo, la transición al borde 222 de salida curvado puede comenzar más cerca del cuerpo del avión que para el borde 220 de ataque curvado. El borde 220 de ataque curvado y el borde 222 de salida curvado comienzan tangenciales con el borde 212 de ataque y el borde 216 de salida, respectivamente, y luego se curvan hacia atrás. El borde 220 de ataque curvado y el borde 222 de salida curvado experimentan una transición

suave desde el borde 216 de salida y el borde 212 de ataque sustancialmente rectos, respectivamente, y luego se inclina hacia atrás a lo largo de una curva parabólica que se aproxima a la dirección de la velocidad de la corriente libre U 230. Preferiblemente, el borde 220 de ataque curvado puede estar más cerca de acercarse a la dirección de la velocidad de la corriente libre U 230 en la punta 228 del borde de ataque, de lo que está el borde 222 de salida curvado con relación a la punta 232 del borde de salida.

En una realización, puede situarse un segmento 234 de extremo, entre la punta 228 del borde de ataque y la punta 232 del borde de salida, en dirección a la popa del borde 222 de salida curvado. Este segmento 234 puede tener una longitud específica y puede tener una flecha según un ángulo cercano o igual al ángulo 218 de flecha del borde de salida del ala. La longitud preferida de BD 234 está en el intervalo de $0,15 < BD/h < 0,20$, tendiendo la relación a crecer con mayores valores de los coeficientes de sustentación de punta. Se cree que un segmento tal como el BD 234 es ventajoso para estabilizar el vértice de la punta.

La sección de punta 200 del ala puede aplicarse a un ala plana convencional donde el borde 220 de ataque curvado y el borde 222 de salida curvado pueden situarse en el plano de referencia del ala, es decir, el plano x'-y'. Por tanto, toda el ala, que emana del plano y termina en el segmento 234 de extremo, está sustancialmente en el mismo plano. En una realización alternativa, la sección de punta 200 del ala puede aplicarse a una aleta de borde marginal convencional, sobresaliendo el extremo del ala fuera del plano x'-y' de referencia, en la dirección z'. La sección de punta 200 del ala puede estar formada integralmente con el resto del ala 210, o bien puede ser una sección separada unida o adherida a la punta del ala. La sección de punta de ala puede estar unida mediante pernos, soldadura, o cualquier otro modo de unir segmentos de ala.

La Fig. 2B es una vista de una sección transversal de una sección 200 de punta de ala, en la referencia P-P de la Fig. 2A. Una flecha, representada mediante la línea de puntos 236, es la línea que va desde el borde 220 de ataque curvado hasta el borde 222 de salida curvado, que puede ser un ángulo de θ_T con relación a la línea 202 de referencia x'. La distribución de cuerda se conforma a la carga aerodinámica óptima sobre la superficie del ala. En una realización, el borde 222 de salida curvado está diseñado para mantener una distribución de cuerda deseada para conseguir una carga elíptica. También pueden incorporarse secciones de lámina de ala en posiciones específicas, y', correspondientes a la línea de cuerda local y la distribución del ángulo θ_T de torsión.

Estas características pueden describirse alternativamente en términos matemáticos, donde todas las dimensiones pueden normalizarse con relación a la longitud de la extensión de la punta, g 250. La longitud de la extensión de la punta, g 250, es la distancia según una línea recta del borde de salida que se extiende pasado el origen del borde de salida de la geometría de la punta del ala. Por tanto, esta dirección es la diferencia según la dirección x' entre el origen de la punta del ala a lo largo del borde 226 de salida y el último extremo 228 del borde 220 de ataque curvado. Se proporciona otra distancia de referencia h 252 que corresponde a la altura de la longitud de extensión, y es la distancia en y' desde el origen de la sección 200 de la punta del ala curvada a lo largo del borde de salida, punto 226, hasta el punto 232 de extremo del borde de salida. Los puntos A, B, C, D y E se añaden como posiciones de referencia. El punto A 224 es el punto donde el borde 212 de ataque experimenta una transición hasta el borde 220 de ataque curvado, y se desvía de la línea tangencial al borde 212 de ataque. El punto de referencia C 226 es el punto correspondiente a lo largo del borde 216 de salida. El punto B 228 es el extremo del borde 220 de ataque curvado, mientras que el punto D 232 es el extremo del borde 222 de salida curvado. El segmento BD es el segmento 234 de extremo.

El borde 220 de ataque curvado, desde el punto A C, puede definirse mediante:

$$x - x_A = \tan \Lambda_{LE} * (y - y_A) + M_1 * (y - y_A)^{m_1} + M_2 * (y - y_A)^{m_2} .$$

En una realización, los parámetros del borde de ataque curvado M_1 y m_1 , M_2 y m_2 , se seleccionan para definir una forma del ala en planta que pueda mantener el flujo pegado y evitar la separación del flujo. Los parámetros se eligen por tanto para crear una transición parabólica suave desde el borde 212 de ataque sustancialmente recto hasta la pendiente de extremo deseada en el punto B 228. La pendiente de borde de ataque deseada, dy/dx , en el punto B se aproxima a la dirección U 230 de la corriente libre y puede estar en el intervalo de alrededor de 0,0 hasta alrededor de 0,1, y está preferiblemente en el intervalo desde alrededor 0,03 hasta alrededor 0,07. En una realización, la pendiente de borde de ataque deseada se acerca a alrededor de 0,05. Para proporcionar unas características de funcionamiento óptimas, cuando x_A , y_A , g y Λ_{LE} están dadas, M_1 está en el intervalo de alrededor de 0,4 hasta alrededor de 0,6, M_2 está en el intervalo de alrededor de 0,08 hasta alrededor de 0,12, m_1 está en el intervalo de alrededor de 3,6 hasta alrededor de 5,4, y m_2 está en el intervalo desde alrededor de 5,2 hasta alrededor de 7,7. Preferiblemente, M_1 es alrededor de 0,5, M_2 es alrededor de 0,1, m_1 es alrededor de 4,5, y m_2 es alrededor de 6,5. La inclusión de dos términos de potencia es preferida para proporcionar un control suficiente de la pendiente del borde de ataque, dy/dx en el punto B y para ajustarse a la forma óptima de la curva del borde de ataque. El diseño incluye al menos un término de potencia para crear la transición parabólica suave desde el borde de ataque hasta el punto final. Sin embargo, se pueden quitar o añadir términos de potencia para ajustarse mejor al funcionamiento óptimo.

El borde 222 de salida curvado, desde el punto C al D, puede estar definido por:

$$x - x_C = \tan \Lambda_{TE} * (y - y_C) + N_1 * (y - y_C)^{n_1} + N_2 * (y - y_C)^{n_2}$$

5 En una realización, los parámetros del borde de salida curvado N_1 y n_1 , N_2 y n_2 se seleccionan para mantener una variación de cuerda adecuada y controlar la pendiente del borde de salida, dy/dx , cerca del punto D. Los parámetros se eligen para proporcionar una transición parabólica suave desde el borde de salida sustancialmente recto para conseguir una carga elíptica a lo largo de la forma de la punta del ala. Los parámetros se pueden adicionalmente elegir para controlar la pendiente del borde de salida en el punto D para acercarse a la dirección de la corriente libre.

10 Por ejemplo, la pendiente del borde de salida en el punto D puede estar en el intervalo de desde alrededor de 0,0 hasta alrededor de 2,0. En una realización, la pendiente del borde de salida cerca del punto D está en el intervalo de alrededor de 0,06 hasta alrededor de 0,15, y preferiblemente es de alrededor de 0,10. Para proporcionar unas características de funcionamiento óptimo, cuando x_C , y_C , el segmento BD, h y Λ_{TE} están dadas, N_1 está en el intervalo de desde alrededor de 0,08 hasta alrededor de 0,12, N_2 está en el intervalo de desde alrededor de 1,6 hasta alrededor de 0,24, n_1 está en el intervalo de desde alrededor de 2,8 hasta alrededor de 4,2, y n_2 está en el intervalo de desde alrededor de 3,6 hasta alrededor de 5,4. Más particularmente, N_1 es alrededor de 0,1, N_2 es alrededor de 0,2, n_1 es alrededor de 3,5, y n_2 es alrededor de 4,5. La inclusión de dos términos de potencia es preferida para controlar suficientemente la carga sobre la punta del ala y mantener la variación de cuerda adecuada. Sin embargo, se pueden quitar o añadir más o menos términos de potencia para controlar estas características de una manera más particular. Debería mantenerse al menos un término de potencia para conseguir la transición parabólica desde el borde de salida a la punta.

El segmento de extremo BD puede tener una dimensión pequeña pero finita y puede tener una flecha según un ángulo que se aproxima al ángulo del borde de salida, Λ_{TE} , 218. Esta sección puede ayudar a estabilizar la vorticidad de la punta y mantener la posición del vórtice muy cerca de la punta de extremo, en el punto B. La longitud del segmento BD puede determinarse a partir de los otros parámetros ya descritos.

Las secciones de lámina de ala pueden estar alabeadas o torsionadas para mantener una carga elíptica en la punta del ala y evitar la separación del flujo a lo largo del borde de ataque curvado. La cuerda del ala, la línea de referencia entre el borde 220 de ataque curvado y el borde 222 de salida curvado, puede estar diseñada de acuerdo con los parámetros anteriores para mantener la distribución de cuerda deseada. La lámina de ala puede estar además torsionada, inclinando así la cuerda con relación a la dirección θ_T de la corriente libre. La torsión de la lámina de ala puede estar definida por el ángulo de rotación de la cuerda de la lámina de ala alrededor del borde de salida de punta, CDB, con relación al plano de referencia del ala, el plano $x'-y'$. En realizaciones alternativas, las formas de la lámina de ala pueden ser versiones modificadas de la lámina de ala de aleta de borde marginal básica.

La Fig. 3 es una vista de perfil del ala 310 desde el borde de salida que ilustra una sección 300 de punta del ala representativa de acuerdo con aspectos de las realizaciones descritas en este documento, incluyendo una curvatura a lo largo de la envergadura. La curvatura a lo largo de la envergadura puede generarse mediante el desplazamiento en la dirección z' del borde 322 de salida curvado de la sección 300 de punta del ala desde el plano de referencia del ala, $x'-y'$. En una realización, esta curva, que queda en el plano $y'-z'$, emana tangencialmente del borde de salida 316 del ala en el punto 326 y se desvía parabólicamente para terminar en el punto 332 de extremo del borde de salida. Por tanto, el extremo de la sección 300 de punta del ala se curva hacia fuera del plano de referencia $x'-y'$ comenzando en el origen del borde 322 de salida curvado en el punto 326. El camino del borde de salida alejándose del plano de referencia, que es generalmente parabólico en el plano $y'-z'$, genera una superficie de punta de ala que puede ser sustancialmente cilíndrica hasta que el borde de salida termina en el punto 332. En otra realización, la curvatura a lo largo de la envergadura crea parte de una superficie cilíndrica, que puede aumentarse por la superposición de un alabeo y torsionado de lámina de ala.

50 Alternativamente, se puede describir en términos matemáticos el perfil representativo de un ala de acuerdo con aspectos de realizaciones descritas en este documento, incluyendo una curvatura a lo largo de la envergadura. El ala puede incluir una ligera inclinación θ_D , el ángulo 350 diedro, desde la horizontal 352, a medida que el ala se acerca a la sección 300 de punta de ala. En una realización, la sección 300 de punta de ala puede también, o alternativamente, incorporar una curvatura a lo largo de la envergadura para mantener el flujo pegado, reducir la separación de flujo, y minimizar el ascenso prematuro a lo largo del borde exterior del diseño de punta.

La curvatura puede definirse en términos del desplazamiento vertical, z , del borde de salida curvado CD desde una extensión de línea recta del borde de salida de ala, eje y' , y puede definirse mediante:

$$z - z_C = - P * (y - y_C)^p, \text{ donde } y_C < y < y_D.$$

En una realización, los parámetros P y p se seleccionan en combinación con la inclinación y torsionado del ala para definir la superficie de sustentación entre los bordes de ataque curvado y de salida curvado definidos previamente. Para proporcionar unas características de funcionamiento óptimas, cuando x_C , y_C , el segmento BD, h y Λ_{TE} están

datos, P está en el intervalo de alrededor de 0,12 hasta alrededor de 0,18 y p está en el intervalo de alrededor de 2,0 y alrededor de 3,0. Preferiblemente, P es alrededor de 0,15 y p es alrededor de 2,5. Alternativamente, el diseño puede incluir la sección 300 de punta de ala curvada en la dirección opuesta, o en la dirección positiva de z, de acuerdo con los mismos principios.

Puede definirse la combinación de parámetros anterior para mantener la carga elíptica y el flujo pegado a la punta con relación a la forma del ala en planta (es decir, flecha y estrechamiento) y la carga aerodinámica. Los parámetros de diseño pueden especificarse dentro de unos límites adecuados para proporcionar unas características de funcionamiento óptimas.

La Fig. 4A representa una realización alternativa e ilustra una vista superior de un ala 410, incluyendo una sección 400 de punta de ala de acuerdo con realizaciones descritas en este documento. El ala 410 incluye un borde 412 de ataque sustancialmente recto, con una flecha hacia atrás según un ángulo Λ_1 414, y un borde 416 de salida, que también es sustancialmente recto y con una flecha hacia atrás según un ángulo de Λ_2 418.

En una realización, la sección 400 de punta del ala comienza en el punto 424 a lo largo del borde 412 de ataque, y el punto 426 a lo largo del borde 416 de salida. Los puntos 424 y 426 de inicio pueden estar a la misma distancia del cuerpo del avión, como se muestra, o pueden tener lugar a distancias diferentes. Por ejemplo, el punto 424 de transición puede producirse según se muestra, pero la transición a lo largo del borde 416 de salida puede estar más lejos del cuerpo del avión. La sección 400 de punta del ala incluye un borde 420 de ataque curvado y un borde 422 de salida curvado. El borde 420 de ataque curvado emana de una línea tangencial al borde 412 de ataque y experimenta una transición suave a lo largo de una curva elíptica hasta un punto 428 final, donde la pendiente cerca del punto 428 se acerca a la dirección U de la corriente libre. De manera similar, el borde 422 de salida curvado emana tangencialmente del borde 416 de salida y se curva hacia atrás a lo largo de una curva elíptica hasta un punto 432 final, donde la pendiente cerca del punto 432 final también se acerca a la dirección U de la corriente libre. La pendiente que se acerca a la punta del ala no es necesariamente la misma a lo largo del borde 420 de ataque curvado y el borde 422 de salida curvado.

En una realización, un segmento 434 de extremo, entre la punta 428 del borde de ataque y la punta 432 del borde de salida, puede estar situado a popa del borde 422 de salida curvado. Este segmento 434 puede tener una longitud específica y puede tener una flecha según un ángulo cercano o igual al ángulo de flecha 418 del borde de salida del ala. La longitud preferida de CE 434 está en el intervalo de $0,15 < CE/h < 0,20$, donde la relación tiene a valores más altos cuando el valor de los coeficientes de sustentación de la punta son más altos. Se cree que un segmento tal como un CE 434 es ventajoso para estabilizar el vértice de la punta.

Esta realización también puede describirse en términos matemáticos para definir un diseño óptimo que mantiene el flujo pegado y evitar el ascenso prematuro del vórtice. Los puntos A, B, C, D, y E junto con las longitudes c_1 , c_2 , g y h se han incluido a modo de referencia. Los puntos A 424 y D 426 son el origen de la sección 400 de extremo curvada a lo largo del borde 412 de ataque y el borde 416 de salida, respectivamente. Los puntos C 428 y E 432 son las posiciones de la punta de extremo respectivas del borde 420 de ataque curvado y el borde 422 de salida curvado, respectivamente. El punto B es el punto a lo largo del borde 420 de salida curvado que corresponde a la misma distancia en y' que el punto E del borde 422 de salida curvado. La longitud de referencia c_1 es la distancia a lo largo de la dirección x' entre los puntos de referencia A y D; mientras que el punto de referencia c_2 es la distancia a lo largo de la dirección x' entre los puntos B y E. La altura de referencia h es la distancia en la dirección y' desde el origen a lo largo del borde de salida, punto D, hasta el extremo final de la punta del ala curvada, punto C. La distancia de referencia g es la distancia en la dirección x' desde el mismo origen que la distancia de referencia h, punto D, hasta el punto C de extremo del borde de ataque curvado.

El borde 420 de ataque curvado, desde el punto A al C, puede definirse mediante:

$$x - x_A = [y - y_A] * \tan \Lambda_1 + a_1 * [(1 - ([y - y_A] / b_1)^{n_1})^{(1/m_1)} - 1].$$

En una realización, los parámetros de la geometría del borde de ataque curvado a_1 , b_1 , m_1 y n_1 se seleccionan para definir una forma del ala en planta que mantiene el flujo pegado y reduce la separación de flujo, a la vez que minimiza el desplazamiento prematuro del vórtice. La inclusión de estos cuatro parámetros es suficiente para proporcionar control de la curvatura del borde de ataque cerca del punto A, y la pendiente del contorno en el punto C, para definir el contorno de borde de ataque óptimo. En cualquier caso, se pueden añadir o quitar términos adicionales para refinar aún más los parámetros óptimos.

Los parámetros de dimensionamiento (g/c_1) , (h/c_1) , $(dy/dx)_c$, y (c_2/c_1) se refieren a las proporciones de la forma del ala en planta y proporcionan la estructura para los contornos óptimos tanto del borde de ataque como del borde de salida. Para obtener niveles de rendimiento aceptables, (g/c_1) está en el intervalo de alrededor de 0,50 hasta alrededor de 0,80, (h/c_1) está en el intervalo de alrededor de 0,60 hasta alrededor de 1,00, $(dy/dx)_c$ está en el intervalo de alrededor de 0,03 hasta alrededor de 0,07, y (c_2/c_1) está en el intervalo de alrededor de 0,60 hasta alrededor de 0,70. En una realización, (g/c_1) es alrededor de 0,60, (h/c_1) es alrededor de 0,70, $(dy/dx)_c$ es alrededor

de 0,05, y (c_2/c_1) es alrededor de 0,65.

Los parámetros del contorno del borde de ataque (a_1/c_1) , (b_1/c_1) , m_1 , y n_1 definen el contorno del borde de ataque en la estructura del dimensionamiento. Para proporcionar unos niveles de rendimiento aceptables, (a_1/c_1) está en el intervalo de alrededor de 1,50 hasta alrededor de 2,50, (b_1/c_1) está en el intervalo de alrededor de 0,60 hasta alrededor de 0,90, m_1 está en el intervalo de alrededor de 2,0 hasta alrededor de 4,0, y n_1 está en el intervalo de alrededor de 1,50 hasta alrededor de 3,0. En una realización, (a_1/c_1) es alrededor de 2,0, (b_1/c_1) es alrededor de 0,70, m_1 es alrededor de 3,0, y n_1 es alrededor de 2,0.

El borde 422 de salida curvado, desde el punto C al E, puede definirse mediante:

$$x - x_D = y * \tan \Lambda_2 + a_2 * [(1 - ([y - y_D] / b_2)^{n_2})^{(1/m_2)} - 1].$$

En una realización, para proporcionar unas características de funcionamiento óptimas, la curvatura del borde de salida cerca del punto D y la pendiente del contorno en el punto E se definen para definir la distribución de cuerda de manera consistente con una carga elíptica sobre la forma del ala en planta para minimizar la resistencia.

Los parámetros de dimensionamiento (g/c_1) , (h/c_1) , $(dy/dx)_E$, y (c_2/c_1) se refieren a las proporciones de la forma del ala en planta y proporcionan una estructura para los contornos óptimos tanto del borde de ataque como del borde de salida. Estos parámetros de dimensionamiento, con la excepción de $(dy/dx)_E$, han sido seleccionados con anterioridad, como se ha descrito anteriormente en términos de la geometría del borde de ataque curvado. El parámetro de dimensionamiento $(dy/dx)_E$ es aceptable dentro del intervalo de alrededor de 0,06 hasta alrededor de 0,15, y preferiblemente es de 0,10. Por tanto, los parámetros de contorno (a_2/c_1) , (b_2/c_1) , m_2 , y n_2 siguen siendo seleccionados. Los parámetros del contorno del borde de salida (a_2/c_1) , (b_2/c_1) , m_2 , y n_2 definen el contorno del borde de salida dentro de la estructura de dimensionamiento. Para proporcionar unos niveles de rendimiento aceptables, (a_2/c_1) está en el intervalo de alrededor de 0,80 hasta alrededor de 1,50, (b_2/c_1) está en el intervalo de alrededor de 0,30 hasta alrededor de 0,60, m_2 está en el intervalo de alrededor de 1,50 hasta alrededor de 2,50, y n_2 está en el intervalo de alrededor de 1,50 hasta alrededor de 2,50. En una realización, (a_2/c_1) es alrededor de 1,0, (b_2/c_1) es alrededor de 0,40, m_2 es alrededor de 2,0, y n_2 es alrededor de 2,0.

En una realización, la sección de extremo, el segmento CE, tiene unas dimensiones pequeñas pero finitas y puede tener una flecha con el ángulo de borde de salida Λ_2 . Esta sección puede ayudar a estabilizar la vorticidad de la punta y a mantener la posición del vértice cerca de la punta de extremo, punto E. La longitud del segmento CE se determina mediante los parámetros de dimensionamiento y contorno.

La Fig. 4B ilustra una sección M-M de lámina de ala recortada representativa de la Fig. 4A. La sección de lámina de ala puede estar curvada y torsionada para mantener una carga elíptica en la punta de extremo y evitar la separación del flujo a lo largo del borde 420 de ataque curvado y con una gran flecha. La torsión de la lámina de ala puede estar definida por el ángulo de rotación de la cuerda de la lámina de ala alrededor del borde de salida de punta, CED, con relación al plano de referencia del ala, $x'-y'$. Las formas de la lámina de ala pueden ser versiones modificadas de la lámina de ala de la aleta de borde marginal básica.

La Fig. 5 ilustra un perfil representativo de un ala 510 vista en dirección al borde 516 de salida, de acuerdo con aspectos del diseño que incluyen una curvatura a lo largo de la envergadura. El ala puede incluir una ligera inclinación, el ángulo diedro, θ_D , 550, con relación a la horizontal, a medida que el ala se acerca a la sección 500 de punta curvada. En una realización, la geometría 500 de la punta del ala puede también, o alternativamente, incorporar una curvatura a lo largo de la envergadura de la superficie de sustentación del ala para mantener el flujo pegado, reducir la separación de flujo, y minimizar el desplazamiento vertical prematuro a lo largo del borde exterior del diseño de la punta.

La curvatura puede definirse en términos del desplazamiento lateral, z , del borde 522 de salida curvado, CD, con relación a una extensión en línea recta del borde 516 de salida del ala, y puede estar definido por:

$$z/c_1 = - P * ([y - y_D] / h - 1)^p.$$

En una realización, los parámetros P y p se seleccionan en combinación con la curvatura y el torsionado de la lámina de ala y definen la superficie de sustentación entre los bordes de salida curvado y de ataque curvado definidos previamente. Para proporcionar unas características de funcionamiento óptimas, cuando los parámetros de dimensionamiento se proporcionan tal como se ha descrito anteriormente, P está en el intervalo de alrededor de 0,10 hasta alrededor de 0,25, y p está en el intervalo de alrededor de 2,0 hasta alrededor de 4,0. Más particularmente, P es alrededor de 0,15 y p es alrededor de 2,5. La curvatura a lo largo de la envergadura puede alternativamente curvarse en la dirección opuesta, o dirección z positiva.

La combinación de parámetros anterior para mantener la carga elíptica y el flujo pegado en la punta de extremo puede definirse con relación a la forma en planta del ala (es decir, la flecha y el estrechamiento) y la carga

aerodinámica. Los parámetros de diseño pueden especificarse dentro de unos límites adecuados para proporcionar unas características de funcionamiento óptimas.

5 La Fig. 6A ilustra un ala 610 representativa con una sección 600 de extremo del ala de acuerdo con realizaciones
 descritas en este documento aplicadas a una aleta 660 de borde marginal. El extremo del ala puede estar inclinado
 hacia arriba en forma de aleta 660 de borde marginal, como se ilustra más completamente en la Fig. 6B. La aleta
 660 de borde marginal está fijada al extremo del ala 610 y puede tener cualquier diseño convencional. Por ejemplo,
 como se muestra, la aleta 660 de borde marginal experimenta una transición 662 fuera del plano del ala 610 en una
 10 dirección vertical. La sección 662 de transición puede ser una transición continua, como se muestra, tal como a lo
 largo de un radio constante, una parábola, o una curva elíptica; la transición puede alternativamente no ser continua.
 El extremo de la aleta 660 de borde marginal, después de la sección 662 de transición, puede ser sustancialmente
 recto. El ala 610 puede formar un ángulo θ_D 650 con relación a la horizontal 652. El borde 612 de ataque y el borde
 616 de salida pueden ser sustancialmente rectos dentro del plano del ala a lo largo de la sección 662 de transición
 hasta la sección de punta 600 del ala. El borde 612 de ataque y el borde de salida 626 simplemente experimentan
 15 una transición en dirección vertical para formar la aleta 660 de borde marginal.

La aleta 660 de borde marginal puede incluir un borde 620 de ataque curvado, un borde 622 de salida curvado, y un
 segmento 634 de extremo. El borde 620 de ataque curvado se desvía desde la tangencial inclinada hacia arriba del
 20 borde 612 de ataque, mientras que el borde 622 de salida curvado se desvía desde la tangencial inclinada hacia
 arriba del borde 616 de salida. El borde 620 de ataque curvado y el borde 622 de salida curvado pueden ser
 parabólicos o elípticos. El segmento 634 de extremo también puede estar diseñado de acuerdo con realizaciones
 descritas en este documento. El segmento 634 de extremo también puede diseñarse de acuerdo con realizaciones
 descritas en este documento. La aleta 660 de borde marginal también puede incorporar aspectos del diseño para la
 25 curvatura a lo largo de la envergadura según se muestra en la Fig. 6B. La sección 600 de extremo curvado pueden
 no abarcar la totalidad de la aleta 660 de borde marginal, y preferiblemente sólo está en el extremo de la aleta de
 borde marginal después de la sección 662 de transición.

La Fig. 7 ilustra un avión 700 representativo que incluye un ejemplo de hélice 702 de acuerdo con realizaciones
 30 descritas en este documento. La geometría de la punta de la hélice puede incluir un borde 704 de ataque curvado,
 un borde 706 de salida curvado con un segmento 708 de extremo. Las secciones 704 y 706 curvadas experimentan
 una transición suave desde el cuerpo 710 de la pala de la hélice. El borde 704 de ataque curvado puede estar
 diseñado de acuerdo con realizaciones descritas en este documento. El borde 704 de ataque curvado puede ser
 parabólico o elíptico y está diseñado para mantener el flujo de aire pegado y reducir la separación de flujo. El borde
 35 706 de salida curvado también puede diseñarse de acuerdo con realizaciones descritas en este documento, y puede
 seguir un contorno parabólico o elíptico para mantener una variación de cuerda adecuada y controlar la pendiente
 del borde de salida en la punta de la hélice. Las secciones 712 y 714 sustancialmente rectas pueden estar inclinadas
 en dirección al borde de salida alejándose de la proyección radial del centro de la hélice 702. La sección 708 de
 extremo puede conectar el extremo del borde 704 de ataque curvado y el extremo del borde 706 de salida curvado.
 40 El segmento puede tener una dimensión finita y estar inclinado para estabilizar la vorticidad de la punta y mantener
 la posición del vórtice de salida en la punta. Los parámetros de diseño para esta aplicación son esencialmente los
 mismos que para los casos ilustrados con anterioridad. Similarmente, realizaciones descritas en este documento
 pueden aplicarse a una aeronave con dos hélices, donde las hélices pueden estar fijadas a las alas de la aeronave.

La Fig. 8 ilustra un helicóptero 800 representativo que incluye un ejemplo de rotor 802 de acuerdo con las
 45 realizaciones descritas en este documento. La geometría de la punta del rotor puede incluir un borde 804 de ataque
 curvado, un borde 806 de salida curvado, y un segmento 808 de extremo. Las secciones 804 y 806 experimentan
 una transición suave desde el cuerpo del rotor 810. El borde 804 de ataque curvado puede ser parabólico o elíptico y
 está diseñado de acuerdo con aspectos de las realizaciones descritas anteriormente para mantener el flujo de aire
 pegado y reducir la separación de flujo. El borde 806 de salida curvado puede también ser parabólico o elíptico, pero
 50 puede estar diseñado con parámetros diferentes de acuerdo con aspectos del diseño descrito para mantener una
 variación de cuerda adecuada y controlar la pendiente del borde de salida en la punta de la hélice. El segmento 808
 de extremo puede conectar el extremo del borde 804 de ataque curvado y el extremo del borde 806 de salida
 curvado de acuerdo con aspectos del diseño descrito. El segmento puede tener una dimensión finita y estar
 inclinado para estabilizar la vorticidad de la punta y mantener la posición del vórtice de salida en la punta. Los
 55 parámetros de diseño para esta aplicación son esencialmente los mismos que para los casos ilustrados con
 anterioridad.

REIVINDICACIONES

1. Dispositivo de punta de ala para añadir o aplicar a una aleta de borde marginal de una aeronave, estando la aleta de borde marginal acoplada a un ala de la aeronave y teniendo un borde de ataque y un borde de salida que experimentan una transición de manera continua desde un borde de ataque y un borde de salida del ala, comprendiendo el dispositivo de punta de ala:

un borde (220) de ataque curvado desde el borde (212) de ataque de aleta de borde marginal hasta un punto (228) de extremo de ataque;

un borde (222) de salida curvado desde un borde (216) de salida de aleta de borde marginal hasta un punto (232) de extremo de salida; y

un segmento (234) de extremo que conecta el punto (228) de extremo de ataque y el punto (232) de extremo de salida, teniendo el segmento (234) de extremo una flecha hacia atrás desde el punto (232) de extremo de salida hasta el punto (228) de extremo de ataque en un ángulo de segmento de extremo.

2. Dispositivo de punta de ala de acuerdo con la reivindicación 1, en la que el ángulo de segmento de extremo se aproxima a un ángulo de flecha del borde (216) de salida de aleta de borde marginal.

3. Dispositivo de punta de ala de acuerdo con la reivindicación 1 o 2, en el que el borde (220) de ataque curvado define una primera línea parabólica, acercándose la primera línea parabólica a la dirección de la corriente libre en el punto (228) de extremo de ataque.

4. Dispositivo de punta de ala de acuerdo con la reivindicación 3, en el que la primera línea parabólica cumple un criterio:

$$x - x_A = \tan \Lambda_{LE} * (y - y_A) + M_1 * (y - y_A)^{m_1} + M_2 * (y - y_A)^{m_2} ,$$

donde M_1 está en el intervalo de alrededor de 0,4 hasta alrededor de 0,6, M_2 está en el intervalo de alrededor de 0,08 hasta alrededor de 0,12, m_1 está en el intervalo de alrededor de 3,6 hasta alrededor de 5,4, y m_2 está en el intervalo de alrededor de 5,2 hasta alrededor de 7,7.

5. Dispositivo de punta de ala de acuerdo con la reivindicación 3, en el que el borde (220) de salida curvado define una segunda línea parabólica, acercándose la segunda línea parabólica a la dirección de la corriente libre en el punto (232) de extremo de salida.

6. Dispositivo de punta de ala de acuerdo con la reivindicación 5, en el que la segunda línea parabólica cumple un criterio:

$$x - x_C = \tan \Lambda_{TE} * (y - y_C) + N_1 * (y - y_C)^{n_1} + N_2 * (y - y_C)^{n_2},$$

donde N_1 está en el intervalo de alrededor de 0,08 hasta alrededor de 0,12, N_2 está en el intervalo de alrededor de 0,16 hasta alrededor de 0,24, n_1 está en el intervalo de alrededor de 2,8 hasta alrededor de 4,2, y n_2 está en el intervalo de alrededor de 3,6 hasta alrededor de 5,4.

7. Dispositivo de punta de ala de acuerdo con la reivindicación 1, en el que el borde (220) de ataque curvado define una primera línea elíptica, aproximándose la primera línea elíptica a una dirección de la corriente libre en el punto de extremo de ataque.

8. Dispositivo de punta de ala de acuerdo con la reivindicación 7, en el que la primera línea elíptica cumple un criterio:

$$x - x_A = [y - y_A] * \tan \Lambda_1 + a_1 * [(1 - ([y - y_A] / b_1)^{n_1})^{(1/m_1)} - 1],$$

donde (a_1/c_1) está en el intervalo de alrededor de 1,50 hasta alrededor de 2,50, (b_1/c_1) está en el intervalo de alrededor de 0,60 hasta alrededor de 0,90, m_1 está en el intervalo de alrededor de 2,0 hasta alrededor de 4,0, y n_1 está en el intervalo de alrededor de 1,50 hasta alrededor de 3,0.

9. Dispositivo de punta de ala de acuerdo con la reivindicación 7, en el que el borde (222) de salida curvado define una segunda línea elíptica, aproximándose la segunda línea elíptica a la dirección de la corriente libre en el punto (232) de extremo de salida.

10. Dispositivo de punta de ala de acuerdo con la reivindicación 9, en el que la segunda línea elíptica cumple

un criterio:

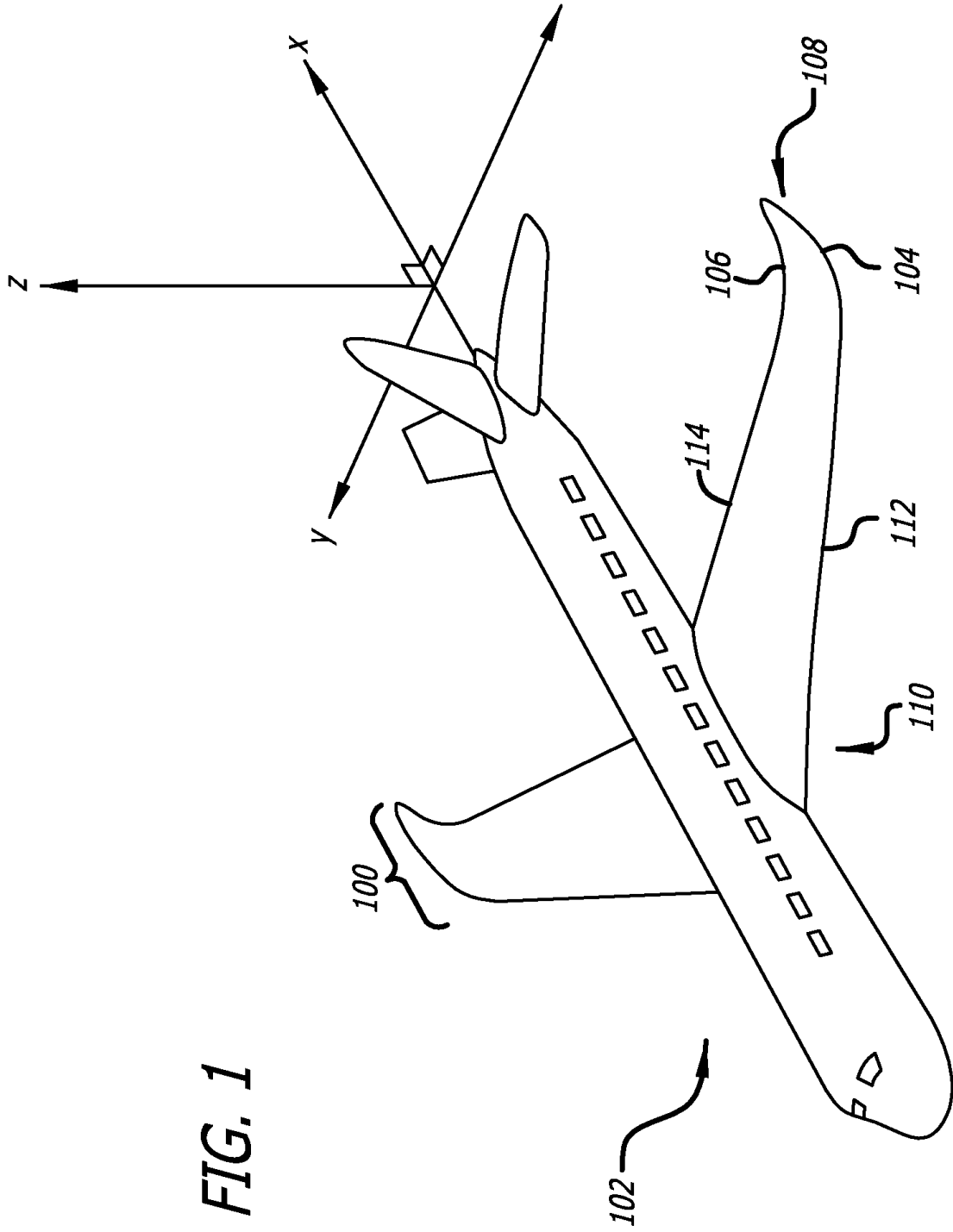
$$x - x_D = y * \tan \Lambda_2 + a_2 * [(1 - ([y - y_D] / b_2)^{n_2})^{1/m_2} - 1],$$

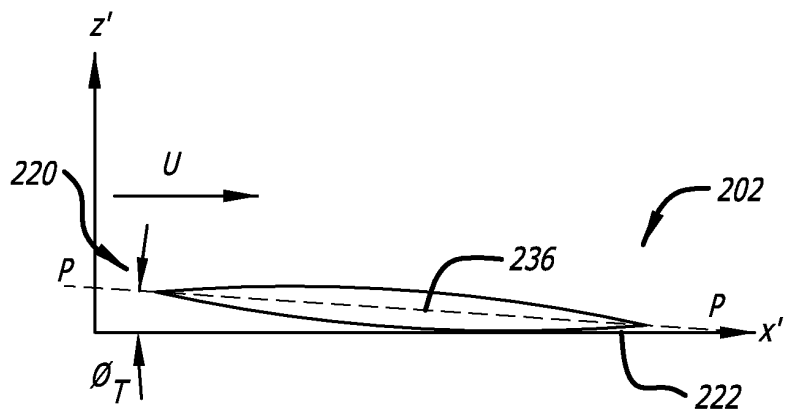
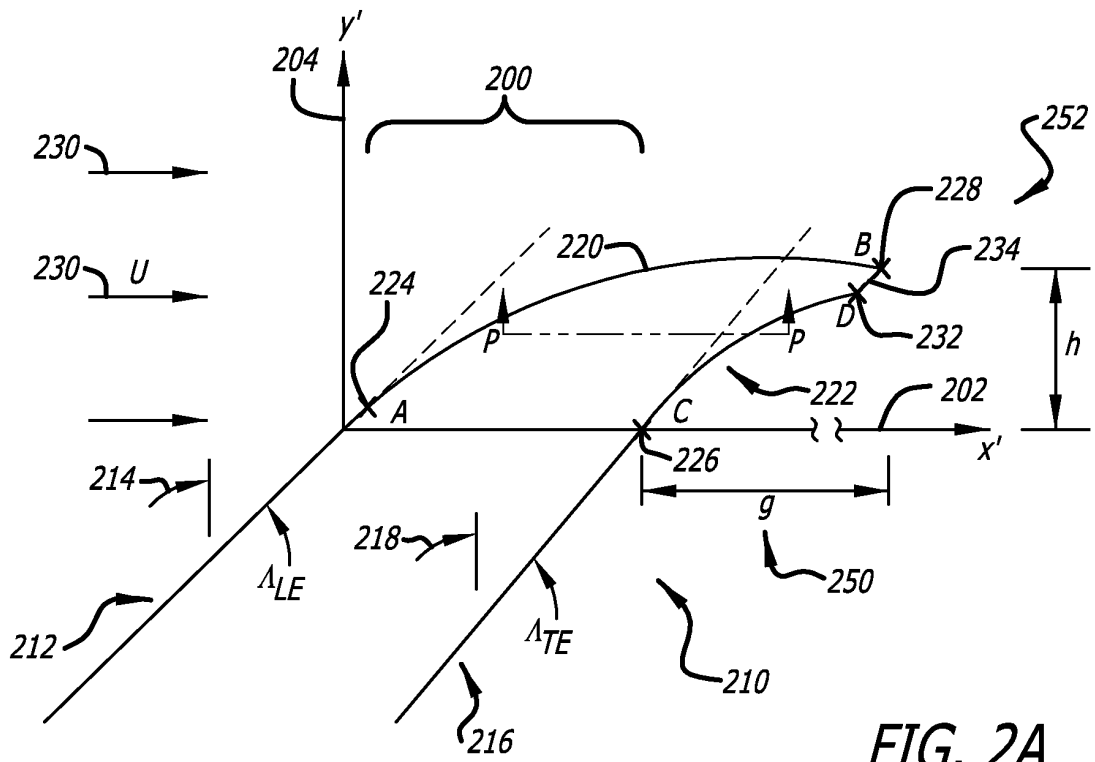
5 donde (a_2/c_1) está en el intervalo de alrededor de 0,80 hasta alrededor de 1,50, (b_2/c_1) está en el intervalo de alrededor de 0,30 hasta alrededor de 0,60, m_2 está en el intervalo de alrededor de 1,50 hasta alrededor de 2,50, y n_2 está en el intervalo de alrededor de 1,50 hasta alrededor de 2,50.

10 11. Dispositivo de punta de ala de acuerdo con la reivindicación 1, comprendiendo además el dispositivo de punta de ala un alabeo y torsionado de la cuerda de la lámina de ala.

15 12. Dispositivo de punta de ala de acuerdo con la reivindicación 1, en el que el segmento (234) de extremo tiene una relación entre la longitud de segmento de extremo y la altura en el intervalo de alrededor de 0,015 hasta alrededor de 0,020.

20 13. Dispositivo de punta de ala de acuerdo con la reivindicación 1, en el que una pendiente del borde de ataque en el punto (228) de extremo de ataque está en el intervalo de alrededor de 0,03 a alrededor de 0,07, y una pendiente de borde de salida en el punto (232) de extremo de salida está en el intervalo de alrededor de 0,06 a alrededor de 0,15.





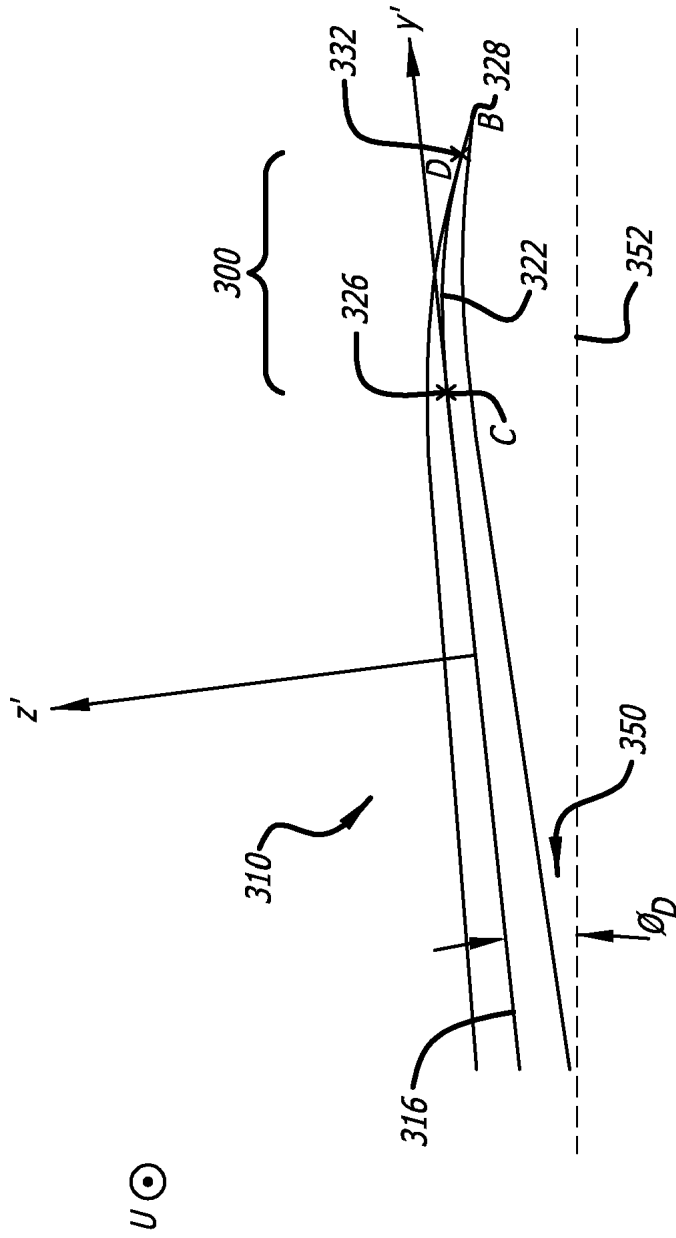
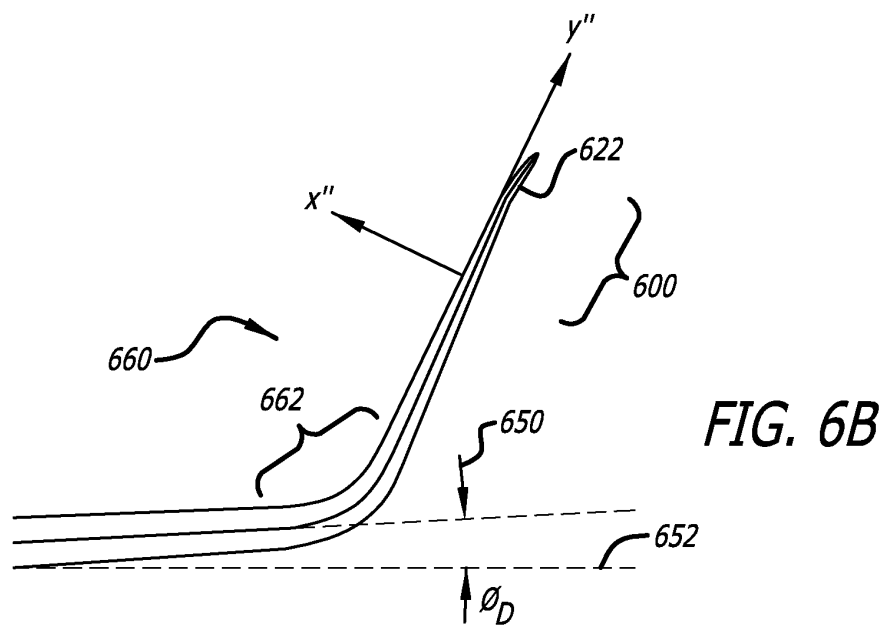
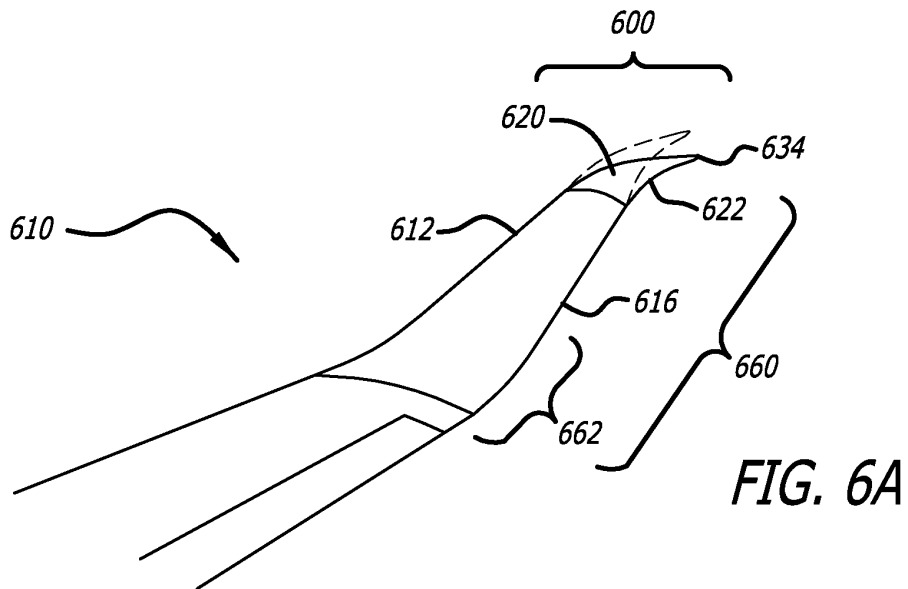
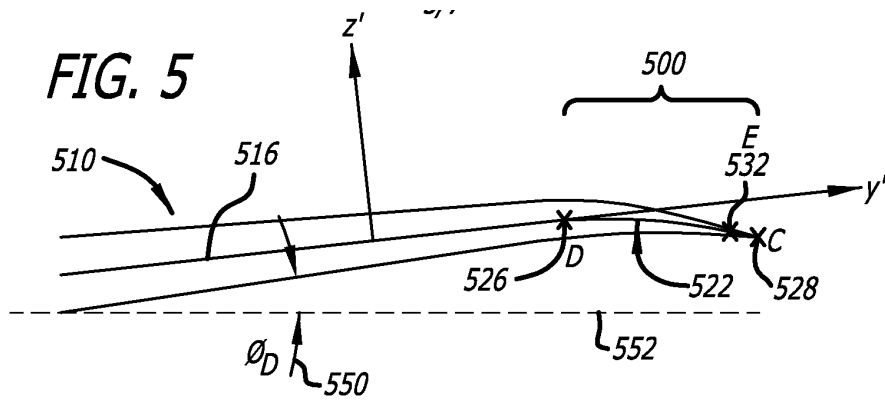


FIG. 3



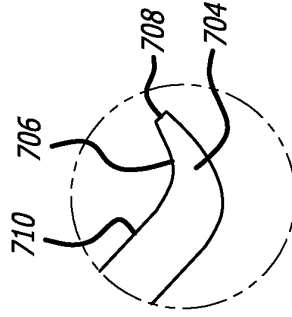
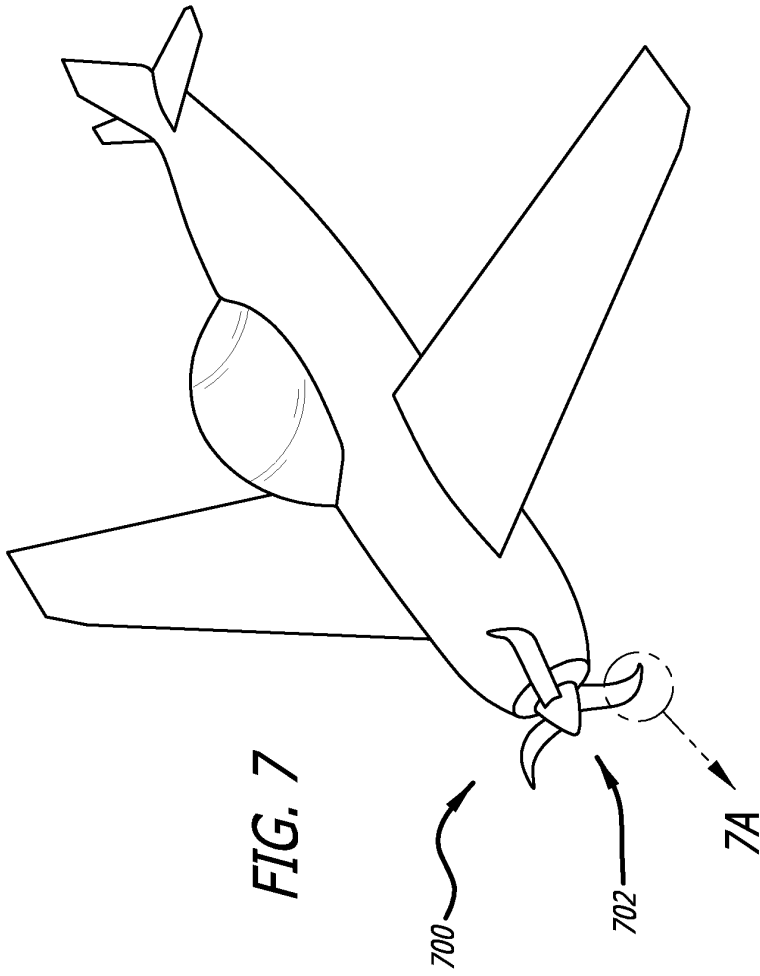


FIG. 7A

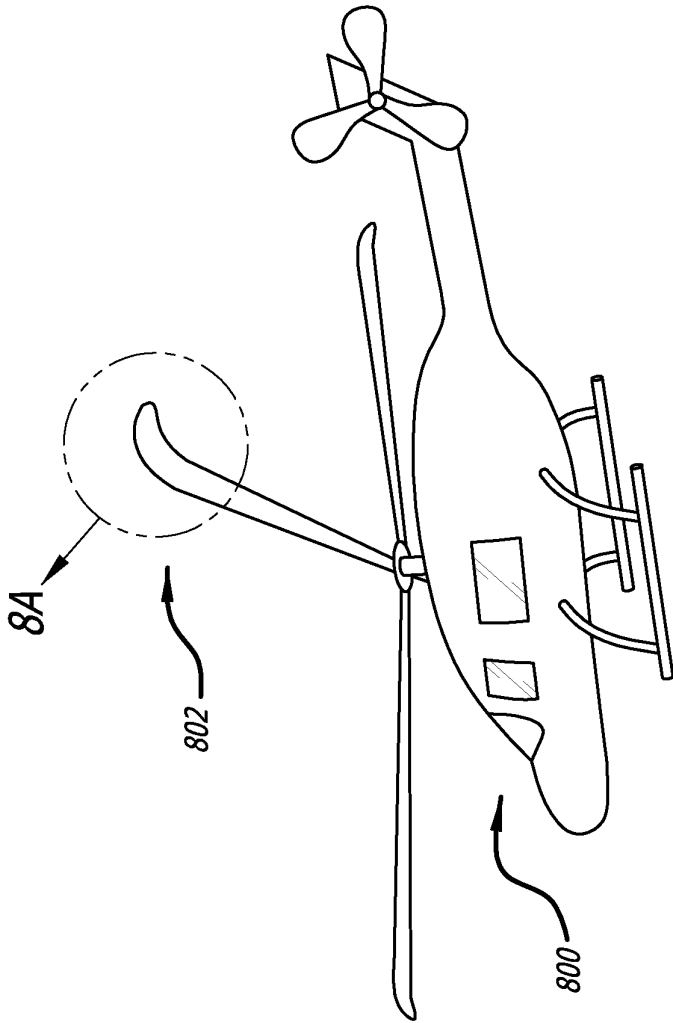


FIG. 8

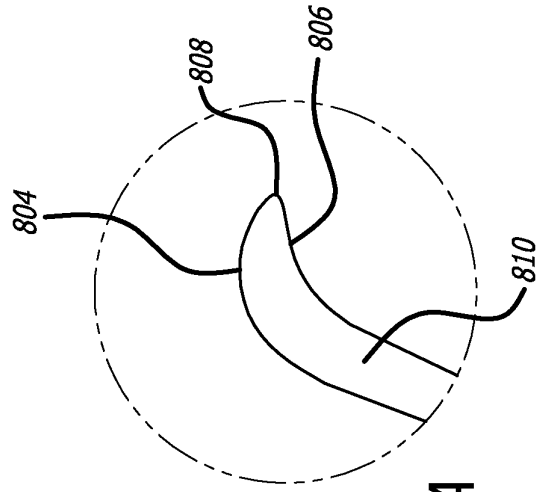


FIG. 8A