

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 675 108**

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/US2012/041936**

87 Fecha y número de publicación internacional: **13.12.2012 WO12171023**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **11.06.2012 E 12796526 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **18.04.2018 EP 2718182**

54 Título: **El winglet integrado doble**

30 Prioridad:

09.06.2011 US 201161495236 P

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

06.07.2018

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 2 675 108 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

El winglet integrado doble

5 Antecedentes

Los winglets son extremos inclinados generalmente hacia arriba de un ala generalmente plana. Los winglets reducen la resistencia aerodinámica generada por los vórtices en las puntas de las alas. Sin embargo, los winglets producen una elevación que incrementa el momento de flexión del ala. Los elementos de la parte pre-caracterizadora de la reivindicación 1 siguiente se describen en el documento WO 2012/007358 A1.

Se describen varios 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), la publicación de patente estadounidense N.º 2007/0114327 (titulada "Wing load alleviation apparatus and method", publicada el 24 de mayo de 2007), la patente estadounidense publicada N.º 6,722,615 (titulado "Wing tip extensión for a wing", concedida el 20 de abril de 2004), 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), 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), la patente estadounidense N.º 6,484,968 (titulada "Aircraft with elliptical winglets", concedida el 26 de noviembre de 2002), la patente estadounidense N.º 5,348,253 (titulada "Blended winglet", concedida el 20 de septiembre de 1994). Se hace referencia particular a los documentos US-A1-2009/0084904, US-A-4674709, y US-B2-790076.

Resumen

La presente invención está definida por la reivindicación 1. Las reivindicaciones dependientes están dirigidas a características opcionales y modos de realización preferidos. En este documento se describe un concepto innovador de winglet que incluye un winglet doble, que incluye extensiones separadas encima y debajo del plano de la cuerda del ala. El winglet doble incluye un elemento inclinado hacia arriba similar a un winglet existente y un elemento inclinado hacia abajo (aleta ventral). La aleta ventral contrarresta vórtices generados por las interacciones entre la punta del ala y la superficie inferior del ala.

El winglet doble está diseñado para reducir la resistencia aerodinámica pero sin generar el momento de flexión que se produce en diseños actuales de winglet. Se cree que el diseño de winglet doble mejora el consumo de combustible o reduce la resistencia aerodinámica aproximadamente en un 1,5% al 9,5% con relación a un ala no modificada, y mejora el rendimiento de crucero en más de un 40% sobre configuraciones de winglet integrados.

Los modos de realización que se describen en este documento son adaptables a varias alas y diseños de punta de ala. Los modos de realización pueden incluir un winglet integrado doble que se fija a una única unidad en la punta de un ala, o puede incluir una aleta ventral separada diseñada para su fijación a un winglet integrado existente.

Breve descripción de los dibujos

Los sistemas y procedimientos descritos pueden comprenderse mejor haciendo referencia a los siguientes dibujos. Los componentes de los dibujos no están necesariamente a escala.

La Fig. 1 es una ilustración de tres vistas de un ejemplo de winglet doble de acuerdo con modos de realización de la invención.

La Fig. 2 ilustra las características principales de un ejemplo de distribución de carga para el ala con winglet doble de acuerdo con modos de realización de la invención.

La Fig. 3 es una ilustración de dos vistas de un ejemplo de winglet doble integrado de acuerdo con modos de realización de la invención.

La Fig. 4 ilustra un ejemplo de modo de realización del diseño de winglet doble fijado a un avión.

La Fig. 5 ilustra un ejemplo de winglet doble que incluye una configuración de punta diferente de acuerdo con modos de realización de la invención.

60 Breve descripción de los dibujos

El winglet integrado produce mejores resultados de reducción de resistencia aerodinámica y otras mejoras en el rendimiento del avión. Los modos de realización del winglet doble, como se describe en este documento, proporcionan mejoras de rendimiento adicionales que esencialmente no modifican el soporte estructural necesario más allá del requerido por el diseño de winglet integrado básico. El winglet doble generalmente implica la disposición de una superficie adicional bajo el plano de la cuerda del ala. En un modo de realización, la aleta ventral es un añadido a un

winglet integrado existente. La siguiente descripción y figuras adjuntas, que describen y muestran ciertos modos de realización, se realizan para demostrar, de una manera no limitante, varias configuraciones posibles de un winglet doble de acuerdo con varios aspectos y ventajas de la presente descripción.

5 La Fig. 1 es una ilustración de tres vistas de un ejemplo de winglet doble. La Fig. 1A es una vista frontal del ejemplo de winglet 100 con aleta ventral 102; la Fig. 1B es una vista inferior; y la Fig. 1C es una vista lateral. El winglet incluye una superficie principal unida al ala 104 en A que tiene las características geométricas de un winglet integrado que incluye un panel exterior B casi plano, una configuración C de punta, y una sección de transición A-B entre el ala y el panel exterior del winglet. Una aleta ventral 102 sobresale por debajo del plano de la cuerda del ala e incluye una superficie ventral D.

10 En un ejemplo de modo de realización, la geometría del winglet puede variar dentro del rango normal (es decir, tamaño (h_1), inclinación (ϕ_1), barrido (Δ_1), alabeo (ϵ), y torsión (θ)) sin un compromiso significativo con relación a la optimización de la superficie ventral D o al rendimiento global del winglet doble. La geometría de la sección de punta, C, puede diseñarse de manera individual para proporcionar una carga de punta elíptica correspondiente a la carga de cada superficie.

15 El panel exterior B está diseñado para soportar la mayor parte de la carga. El panel exterior B es aproximadamente plano, y sobresale de la punta del ala según un ángulo de inclinación ϕ_1 . El borde de ataque del panel exterior B está barrido hacia atrás según un ángulo A_1 . El panel exterior B se extiende hasta una altura h_i por encima del plano del ala 104. La sección de transición A-B entre el ala y el panel exterior de winglet está optimizada para minimizar la interferencia aerodinámica. En un ejemplo de modo de realización, la sección de transición A-B es generalmente una curva casi radial con un radio de curvatura de r . La configuración de la punta C está optimizada para una carga elíptica.

20 La superficie ventral D está dimensionada y orientada para conformarse a ciertas limitaciones físicas y optimizada para proporcionar una carga correspondiente al máximo beneficio con el mínimo efecto sobre el momento de flexión del ala. La aleta ventral 102 sobresale de la sección de transición A-B del winglet curvado. La superficie ventral D sobresale linealmente del winglet curvado según un ángulo ϕ_2 de inclinación. La aleta ventral 102 crea una superficie que sobresale hacia abajo una distancia h_2 por debajo del plano del ala.

25 La reducción de la resistencia aerodinámica debida al winglet doble es significativamente mejor que para el winglet doble del mismo tamaño que la superficie B principal. Este incremento puede ser del 2% o más cuando la longitud de la superficie ventral D es aproximadamente 0,4 veces la altura de la superficie principal ($h_2 = 0,4 \times h_1$). Similarmente, se mejoran otras características aerodinámicas, lo que da como resultado una mayor altitud de crucero, un menor tiempo de ascenso, márgenes de bataneo mejorados, ruido reducido, y límites de peso de segundo segmento mayores. No se esperan efectos adversos en las calidades de la controlabilidad o manejo del avión.

30 Cualquier mejora en las características de rigidez estructural del ala dará como resultado un beneficio adicional en la resistencia aerodinámica correspondiente a una reducción en la torsión aeroelástica del ala. La mejora en la resistencia aerodinámica aumentará si el ala tiene margen estructural disponible o si el ala puede modificarse estructuralmente para permitir un mayor momento de flexión. El compromiso entre la modificación del ala y la reducción de la resistencia aerodinámica puede ser favorable para pequeños aumentos en el momento de flexión más allá del producido por el winglet en solitario.

35 La aleta ventral 102 puede emanar del plano del ala generalmente en la dirección de la envergadura en la misma ubicación del ala que la punta del ala curvada que sobresale hacia arriba. La aleta ventral 102 también puede emanar de otras posiciones a lo largo de la punta del ala, incluyendo a lo largo de la sección de transición A-B o la superficie orientada hacia abajo del panel exterior B. Por ejemplo, la aleta ventral puede emanar de un punto generalmente intermedio de la transición A-B radial.

40 En un ejemplo de modo de realización, la punta del ala curvada que sobresale hacia arriba puede recorrer una transición continua desde el ala. El winglet que sobresale hacia arriba puede incluir una sección que extiende de manera continua las superficies superior e inferior del ala a lo largo de los bordes de ataque y trasero de modo que el winglet que sobresale hacia arriba se integra suavemente con las superficies del ala. El winglet que sobresale hacia arriba puede curvarse hacia arriba de una manera continua y curva para obtener una transición suave desde el perfil del ala al perfil de la punta del ala generalmente plano. La punta del ala que sobresale hacia arriba se extiende entonces de manera generalmente plana según un ángulo con respecto de la vertical y termina en la punta del winglet. El borde de ataque 110 del winglet que sobresale hacia arriba puede incluir una sección generalmente lineal 112 barrida según un ángulo A_1 . El borde de ataque 110 puede seguir una transición continua y suave desde el borde de ataque del ala hasta la sección generalmente lineal 112 en la sección 114. El borde de ataque puede entonces curvarse desde la sección generalmente lineal 112 en 116 de modo que el borde de ataque se acerca a la dirección de la corriente de aire 118, generalmente paralela al cuerpo del avión (no mostrado). El borde trasero del winglet que sobresale hacia arriba 120 puede ser generalmente lineal y seguir una transición en una dirección curvada y hacia arriba para pasar desde el borde trasero del ala al borde trasero del winglet. El winglet puede estar barrido y ahusado de manera más acusada que el ala.

65

La aleta ventral es un saliente generalmente plano debajo del winglet curvado hacia arriba y se extiende generalmente debajo del plano del ala según un ángulo con relación a la vertical. La aleta ventral puede tener una forma generalmente de ala, de modo que es barrida y ahusada. El borde de ataque de la aleta ventral 122 puede ser generalmente lineal y extenderse desde el winglet curvado y seguir una transición a lo largo de una curva continua en dirección a la dirección de la corriente de aire 118 en la punta de la aleta ventral. El borde trasero de la aleta ventral puede ser generalmente lineal. En un modo de realización, el borde de ataque de la aleta ventral 122 puede ser generalmente curvado de modo que la discontinuidad entre la superficie del ala y la aleta ventral se reduce. Por tanto, el borde de ataque 122 puede estar más cerca de la superficie del winglet, seguir una transición alejándose de la superficie del ala hasta la sección generalmente lineal, y entonces finalmente seguir una transición hasta la forma de la punta.

La longitud de la cuerda de la aleta ventral en una posición de unión con el ala puede ser igual o menor que la longitud de la cuerda del ala o la punta del ala que sobresale hacia arriba en la posición de unión. Como se muestra en la Fig. 1B, la longitud de la cuerda de la aleta ventral es menor que la longitud de la cuerda de la porción del winglet curvado en la posición de unión. El borde trasero de la aleta ventral emana de un punto a lo largo del borde trasero del winglet curvado. El borde de ataque de la aleta ventral emana de una superficie inferior del winglet curvado.

En un ejemplo de modo de realización, el winglet doble puede estar integrado de manera que el winglet curvado y la aleta ventral están diseñadas como una estructura de punta de ala continua. El winglet curvado por tanto crea una superficie que sobresale hacia arriba y la aleta ventral crea una superficie que sobresale hacia abajo. La superficie ventral D puede sobresalir de una superficie inferior del winglet curvado de acuerdo con un perfil casi lineal. La intersección del winglet curvado y la aleta ventral es continua para constituir una intersección bifurcada para minimizar la interferencia aerodinámica y producir una carga óptima. El winglet curvado y la aleta ventral pueden emanar de la misma posición en la dirección de la envergadura del ala.

En un ejemplo de modo de realización, la aleta ventral puede unirse de manera independiente al ala mediante una unión bien al ala o bien al winglet curvado que ya sobresale de la punta del ala. La aleta ventral puede unirse mediante pernos o unirse de otro modo a la sección de la punta del ala. La aleta ventral 102 puede incluir una superficie ventral D que es generalmente lineal. La aleta ventral puede unirse al winglet curvado cerca del punto medio de la sección de transición A-B del winglet curvado. La aleta ventral 102 puede sobresalir por debajo del ala.

De acuerdo con las geometrías y consideraciones de diseño descritas anteriormente, la Fig. 2 muestra las características principales de la distribución de carga para el ala con el winglet doble. La distribución de carga está optimizada con la carga sobre la superficie principal, B, orientada hacia dentro y la carga sobre la superficie ventral D orientada hacia fuera. Esto proporciona la mayor ganancia de resistencia aerodinámica para cualquier combinación de tamaños de superficie principal y ventral para las que las cargas no superan los límites establecidos por la capacidad estructural del ala. La carga de la superficie B principal y la superficie ventral D son generalmente elípticas. La carga en el extremo de la superficie B principal y la superficie ventral D se acerca a cero, mientras que el origen de estas superficies desde la superficie del ala soporta la mayor carga. La carga en la punta del ala, indicada como l_i , es generalmente igual al total de la carga en el origen de la superficie B principal y la superficie ventral D, (es decir, $l_{1B} + l_{1D}$).

La Fig. 3 ilustra un ejemplo de winglet doble integrado de acuerdo con modos de realización de la invención. La Fig. 3A ilustra un ejemplo de vista frontal del winglet, mientras que la Fig. 3B ilustra un ejemplo de vista lateral. El ejemplo de winglet doble integrado está concebido como una unidad que puede fijarse directamente a la punta del ala en la posición A. Sin embargo, es evidente que es fácilmente separable en dos o más partes, incluyendo el elemento superior que recuerda fuertemente un winglet integrado y un elemento inferior, la aleta ventral, que es conectable al primer elemento en una transición entre el elemento superior del winglet y la punta del ala (es decir, la sección de transición BC).

El elemento superior consiste generalmente en una sección de adaptador (AB), una sección de transición (BC), y una sección de aleta (CD). La sección de adaptador AB está configurada para fijar el winglet doble a un extremo de ala existente, y generalmente corresponde a la superficie del ala que se extiende desde A. Vista desde arriba, la sección de adaptador AB será generalmente trapezoidal. La sección de transición BC proporciona una superficie continua de transición entre la superficie de ala extendida en B y la sección de aleta en C. La sección de transición BC tiene un radio de curvatura R que puede ser variable. La sección de aleta CD es generalmente plana y está diseñada para soportar la mayor parte de la carga. Las diferentes secciones están conectadas en serie para formar el primer elemento delineado por unas curvas continuas de borde de ataque y borde trasero que unen las superficies superior e inferior para formar un cuerpo sólido que tiene una sección transversal aerodinámica.

La sección de transición BC puede tener un radio variable a lo largo de su longitud; por tanto, la sección puede describirse en términos de un radio medio, R_A , y un radio mínimo, R_M , en cualquier punto a lo largo de la transición. La sección de transición BC del elemento superior puede tener un radio de curvatura medio, R_A , del generador en la dirección de la envergadura de principio y un radio de curvatura mínimo en cualquier punto, R_M , que cumple el criterio:

$$\frac{R_A}{h} = K \frac{1}{\sqrt{1 + \sin \phi}}$$

Donde, K_A está preferiblemente entre 0,25 y 0,7, y más preferiblemente entre 0,25 y 0,35. La relación del radio mínimo con el radio medio, R_M/R_A , es preferiblemente de entre 0,3 y 1,0, y más preferiblemente entre 0,5 y 1,0.

- 5 La geometría aerodinámica de la sección de transición BC cerca del borde de ataque está limitada por las siguientes restricciones entre el ángulo de barrido del borde de ataque, A , y el alabeo del morro aerodinámico, η , y la extensión en la dirección de la cuerda del alabeo del morro, ξT :

$$\frac{\eta}{\xi T} = \left(1 - \frac{\xi}{\xi_T}\right)^2 ; 0 \leq \xi \leq \xi_T$$

$$\eta = .1 \xi_T = .006 \tan^2 A$$

- 10 El elemento inferior consiste generalmente en la aleta ventral, EF. El elemento inferior tiene generalmente una configuración similar a un ala fijada al primer elemento. El elemento inferior puede unirse al primer elemento a lo largo de la sección de transición BC según un ángulo generalmente de 90° que permite un ajuste del segundo elemento con relación al vector de ala local.

- 15 La geometría general tanto del elemento superior (identificado por el subíndice 1) y el elemento inferior (identificado por el subíndice 2) está definida por una altura desde el plano del ala (h_1 y h_2); ángulo de inclinación (ϕ_1 , ϕ_2); ángulo de incidencia (i_1 , i_2); ángulo de barrido (Δ_1 , Δ_2), y ahusamiento de aleta (λ_1 , λ_2). La geometría determina la carga aerodinámica, que es crítica para la mejora de las características del rendimiento del avión. Generalmente, los parámetros geométricos se seleccionan para minimizar la resistencia aerodinámica sin incurrir en cambios estructurales y de peso que desviarán o comprometerán las ventajas en cuanto a resistencia aerodinámica o afectarán adversamente a otras características. El proceso de optimización da como resultado la combinación óptima de parámetros geométricos independientes al mismo tiempo que satisface las limitaciones que aplican a los parámetros de diseño dependientes seleccionados para una aplicación dada. Los parámetros identificados anteriormente son principalmente parámetros independientes, aunque pueden considerarse dependientes para ciertas aplicaciones. Parámetros dependientes adicionales incluyen relación de bifurcación de carga, momento de flexión del ala permisible, capacidad de modificación estructural, tamaño de winglet, limitaciones operativas del avión, requisitos económicos y comerciales, y adaptabilidad.

Las restricciones de diseño para la optimización del winglet integrado doble serán más complejas que la tecnología de winglet integrado tradicional.

- 30 Los elementos superior e inferior están orientados según un ángulo de inclinación con respecto de la normal al ala. El ángulo de inclinación de la superficie superior está generalmente entre cero y cincuenta grados (es decir, $0^\circ < \phi_1 < 50^\circ$), mientras que el ángulo de inclinación del segundo elemento está entre noventa y ciento ochenta grados (es decir, $90^\circ < \phi_2 < 180^\circ$).

- 35 Cada uno de entre el primer y el segundo elementos incluye una sección ahusada casi plana. Estas secciones incluyen una relación de ahusamiento generalmente en el rango de aproximadamente 0,28 y 0,33 para el primer elemento (es decir, $0,28 < \lambda_1 < 0,33$) y aproximadamente 0,33 y 0,4 para el segundo elemento (es decir, $0,33 < \lambda_2 < 0,4$). El winglet doble incluye un área de superficie correspondiente a un coeficiente de sustentación de diseño C_L en el rango de aproximadamente 0,6 y 0,7 (es decir, $0,6 < C_{LW} < 0,7$) y una relación de grosor correspondiente al coeficiente de vida de la sección que cumple los siguientes criterios en el estado de operación de diseño:

$$M_{crit} \text{ Winglet} = M_{crit} \text{ Ala} + 0,01$$

- 45 Las curvas del borde de ataque 302 y 303 de ambos elementos superior e inferior varían uniformemente con el ángulo de barrido del borde de ataque hasta 65°. La curva del borde de ataque y el ángulo de barrido están correlacionados con el alabeo del morro de la sección aerodinámica para evitar o reducir la formación de vórtices de borde de ataque. Estos elementos pueden estar limitados en cuanto a ángulo de inclinación, curvatura, altura, y área superficial para mantener un rendimiento óptimo a lo largo de la envolvente de vuelo con el mínimo impacto sobre los requisitos estructurales que afecten al peso, coste, y la economía del avión.

- 50 La Fig. 4 ilustra otro modo de realización del diseño de winglet doble. Como se aprecia en la Fig. 4, el winglet doble 400 es un saliente continuo del ala 402 en una sección superior 404 que se extiende por encima del plano del ala 402 y una sección inferior 406 bajo el plano del ala 402. Los bordes de ataque de la sección superior y la sección inferior emanan de un punto común a lo largo del borde de ataque de la punta del ala; mientras que los bordes traseros de la sección superior e inferior emanan similarmente de un punto común a lo largo del borde trasero de la punta del ala. Los bordes de ataque de ambas porciones superior e inferior pueden tener una porción generalmente lineal con una transición curvada suave desde el ala a la porción lineal. Las puntas del winglet de las porciones superior e inferior pueden curvarse en dirección a la dirección de la corriente de aire libre (indicada por la flecha en la Fig. 4). Los bordes traseros pueden generalmente sobresalir linealmente hacia los respectivos extremos de porción de winglet. Los bordes traseros de las porciones superior y/o inferior también pueden incluir una sección curvada desde el punto común para reducir la longitud de cuerda de la porción respectiva de modo que el ahusamiento de las porciones superior e inferior es variable y pueda ser mayor a lo largo de una porción de la porción superior y/o inferior que desde el ala. Las superficies superior e inferior del ala se extienden de manera continua sobre las superficies superior e inferior de la porción superior y la

porción inferior del winglet, respectivamente. La unión entre la superficie inferior de la porción superior y la superficie superior de la porción inferior también puede ser continua.

5 La Fig. 5 ilustra un ejemplo de winglet doble que incluye una configuración de punta diferente 500. Las secciones de winglet superior e inferior pueden tener varios diseños, incluyendo los bordes de ataque y trasero, los contornos de la superficie del winglet, el perfil de transición entre el winglet y el ala, y los perfiles de la punta del winglet. Como se ha descrito con anterioridad, los bordes de ataque y trasero de las porciones de winglet pueden ser extensiones continuas de los bordes de ataque y trasero del ala. El ahusamiento de las secciones de winglet también puede ser mayor que el del ala y puede ser variable a lo largo de su longitud. Para un diseño continuo de borde de ataque y trasero, la transición al ahusamiento mayor puede producirse a lo largo tanto del borde de ataque, o del borde trasero, o una combinación de ambos. La porción inferior, es decir, la aleta ventral, puede tener la misma amplitud en la dirección de la cuerda que la porción de winglet superior y el ala, o bien puede ser reducida, de modo que bien el borde de ataque y/o borde trasero de la aleta ventral se extienda desde una superficie inferior bien del ala o de una porción del winglet curvada hacia arriba. Las puntas de winglet 500 también pueden incluir varias formaciones y curvaturas, dependiendo de la aplicación. Como se muestra en la Fig. 5, puede incluirse un borde de punta adicional 502 entre el borde de ataque y trasero. Los bordes de ataque y/o traseros de cualquiera o ambos de entre las porciones superior e inferior del winglet también pueden estar curvados en dirección a la dirección de la corriente de aire libre. El documento de patente estadounidense publicada número 2010/0181432 titulado "Curved wing tip" describe diseños de winglet alternativos aplicables a la punta de winglet doble de la presente invención.

20 Aunque la invención se ha descrito en términos de variaciones particulares y figuras ilustrativas, aquellos expertos en la materia reconocerán que la invención no está limitada a las variaciones o figuras descritas. Además, cuando los procedimientos y pasos descritos anteriormente indican ciertos eventos que se producen en cierto orden, aquellos expertos en la materia reconocerán que el orden de ciertos pasos puede modificarse y que tales modificaciones están de acuerdo con las variaciones de la invención. Adicionalmente, ciertos de los pasos pueden llevarse a cabo concurrentemente en un proceso paralelo cuando sea posible, así como pueden llevarse a cabo secuencialmente según se ha descrito anteriormente. Se describe un extremo de fijación del winglet. El winglet puede estar formado integralmente o puede unirse mediante pernos. Se interpreta que el extremo de fijación, por tanto, incluye un extremo a una unidad de winglet separada que se une mediante pernos o de otro modo que puede conectarse a un ala existente, o puede estar formado integralmente con un ala a través de un winglet curvado. El extremo de fijación del winglet sería entonces una frontera entre la estructura del winglet y el plano del ala existente, conectable a través de la naturaleza integral del ala y el winglet. Los términos fijar y conectar y acoplar se utilizan de manera intercambiable de modo que incluyen cualquier fijación directa o indirecta entre estructuras. Los modos de realización que se describen en este documento se describen en general haciendo referencia a perfiles de extremo para alas de aviones. La invención puede utilizarse para otras aeronaves donde la resistencia aerodinámica inducida por el extremo de una superficie es relevante.

REIVINDICACIONES

- 5 1. Una punta de ala, que comprende:
- un extremo de fijación conformado para su fijación (A) a un ala barrida y ahusada (104, 402) con un borde de ataque, definiendo el extremo de fijación un plano de cuerda de ala;
- 10 un winglet (100, 404) acoplado al extremo de fijación que se extiende por encima del plano de la cuerda del ala, teniendo el winglet un borde de ataque (110; 302) y una punta (C) y, cuando está montado en el ala, estando barrido y ahusado en mayor medida que el ala, incluyendo el borde de ataque del winglet una sección lineal (112) con un ángulo de barrido ($\Delta 1$) de hasta 65° y, cuando está montado en el ala, una transición suave y continua desde el borde de ataque del ala a la sección lineal; y
- 15 una aleta barrida y ahusada (102; 406) acoplada al extremo de fijación, que se extiende por debajo de la cuerda del ala y el winglet, teniendo la aleta un borde de ataque (303) y una punta; y donde
- 20 los bordes de ataque (110, 122; 302, 303) tanto del winglet como de la aleta tienen una curva que varía uniformemente con un ángulo de barrido del borde de ataque de hasta 65° , y que sigue una transición (116) en la punta respectiva a lo largo de una curva hacia la dirección del flujo de aire (118) sobre la punta.
2. La punta de ala según la reivindicación 1, donde un borde trasero del winglet y la aleta tienen su origen en una ubicación común.
- 25 3. Una aeronave con un ala que sobresale de un cuerpo, teniendo el ala una punta de ala doble de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores.
- 30 4. La aeronave de la reivindicación 3, donde los bordes de ataque del winglet y la aleta se acercan a una línea paralela al eje longitudinal de la aeronave en la punta del winglet y la punta de la aleta.







