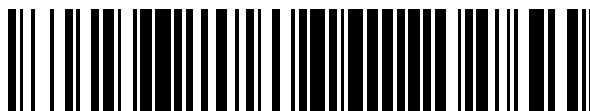


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 638 907**

51 Int. Cl.:

B64C 23/06 (2006.01)

B64C 5/10 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA MODIFICADA
TRAS OPOSICIÓN

T5

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.03.2013 E 13161307 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea modificada tras oposición: **26.01.2022 EP 2644498**

54 Título: **Sistema y método para mejorar el rendimiento de aleta**

30 Prioridad:

30.03.2012 US 201213436355

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

18.05.2022

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 North Riverside Plaza
Chicago, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

**ROMAN, DINO L.;
VASSBERG, JOHN CHARLES;
FRIEDMAN, DOUGLAS M.;
MALACHOWSKI, ADAM P. y
VEGTER, CHRISTOPHER A.**

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 638 907 T5

DESCRIPCIÓN

Sistema y método para mejorar el rendimiento de aleta

Campo

5 La presente divulgación se refiere, de manera general, a la aerodinámica y, más especialmente, a dispositivos de punta alar tales como para las alas de una aeronave.

Antecedentes de la invención

10 La resistencia aerodinámica inducida se genera mediante un ala de aeronave debido a la redirección de aire durante la generación de sustentación a medida que el ala se mueve a través del aire. La redirección del aire puede incluir flujo a lo largo de la envergadura a lo largo del lado inferior del ala a lo largo de una dirección generalmente hacia el exterior hacia las puntas alares donde el aire fluye entonces hacia arriba con respecto a las puntas alares. El aire que fluye en las puntas se une con un flujo de aire a lo largo de la cuerda en el ala lo que resulta en la formación de vórtices de punta alar. Los vórtices de punta alar se alimentan mediante otros vórtices que se emiten a partir del borde de salida del ala. El descenso de vórtices que salen a partir del ala reduce el ángulo de ataque efectivo del ala lo que resulta en una reducción de la sustentación generada.

15 Las aletas proporcionan un medio para reducir los efectos negativos de la resistencia inducida tal como al aumentar de manera efectiva la longitud del borde de salida del ala. El aumento efectivo de la longitud del borde de salida puede extender la distribución de los vórtices lo que puede reducir las pérdidas a partir de la resistencia aerodinámica PARR3. En este sentido, las aletas pueden proporcionar una reducción significativa de la resistencia aerodinámica inducida lo que puede mejorar el rendimiento de la aeronave. Además, las aletas pueden proporcionar un aumento de la longitud efectiva del borde de salida sin aumentar la longitud del borde de ataque del ala. De manera adicional, al agregar aletas a las alas en lugar de aumentar la envergadura del ala de la manera convencional mediante la extensión de las puntas alares, se pueden evitar el peso, coste y complejidad asociados con el agregado de dispositivos de mejora de sustentación a partir del alargamiento del borde de ataque (por ejemplo, aletas auxiliares del borde de ataque o aletas Krueger).

25 Sin embargo, las aletas convencionales pueden aumentar la carga aerodinámica en las puntas alares lo que puede resultar en un aumento de la flexión del ala bajo condiciones de alta sustentación. El aumento de flexión del ala puede requerir el fortalecimiento o endurecimiento de la estructura del ala lo que agrega peso y puede negar los beneficios de reducción de la resistencia aerodinámica provistos a partir de las aletas. De manera adicional, el centro de gravedad de las aletas convencionales puede localizarse a una distancia relativamente grande a partir del eje de torsión del ala lo que puede afectar las características del ala. Para intentar contrarrestar los efectos de inercia de las aletas convencionales, se pueden agregar lastres al borde de ataque de la punta alar. Desafortunadamente, el agregado de lastres puede negar algunos de los beneficios de reducción de la resistencia aerodinámica provistos a partir de la aleta. Las aletas convencionales pueden sufrir además una reducción de la eficiencia aerodinámica debido a la separación de flujo que puede ocurrir en condiciones de carga elevada que incluyen bajas velocidades.

35 Se muestran aletas adicionales en los documentos US 2009/0084904 A1, en virtud del cual se han establecido dos partes de la reivindicación 1, US 4 714 215 A, WO 2012/007358 A1 y US 4 674 709 A.

40 Como puede observarse, se necesita que exista un dispositivo de punta alar en la técnica que pueda reducir la resistencia aerodinámica de un ala sin aumentar la flexión del ala. De manera adicional, se necesita que exista un dispositivo de punta alar en la técnica que minimice el impacto en las características de vibración del ala. Además, se necesita que exista un dispositivo de punta alar en la técnica que no requiera que se agregue un lastre para superar los efectos de inercia de una aleta en las características de vibración del ala.

Resumen

La presente invención proporciona una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1 y un método para mejorar el rendimiento de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 6.

45 Cualquiera u otras de las necesidades anteriormente mencionadas que se asocian con aletas convencionales pueden dirigirse y satisfacerse específicamente mediante la presente divulgación que proporciona un sistema de aletas para un ala de aeronave en la que el sistema de aletas incluye una aleta superior y una aleta inferior que se montan en una punta alar. La aleta inferior puede tener una posición estática cuando el ala soporta una carga estática en tierra. La aleta inferior puede configurarse de manera tal que la desviación ascendente del ala que soporta una carga de aproximadamente 1-g en vuelo origina que la aleta inferior se mueva a partir de una posición estática a una posición en vuelo y dando como resultado un aumento relativo de la envergadura del ala. Se divulga además una aeronave que tiene un par de alas teniendo cada ala una punta alar. La aeronave puede incluir una aleta superior y una aleta inferior que se montan en cada una de las puntas alares. Las aletas inferiores pueden tener un tamaño y una orientación de manera tal que la desviación ascendente de las alas bajo una carga de aproximadamente 1-g en vuelo da como resultado un aumento relativo de la envergadura de las alas.

En una realización adicional, se divulga un método para mejorar el rendimiento de una aeronave que incluye la etapa de provisión de una aleta superior y una aleta inferior en un ala. La aleta inferior puede tener una posición estática cuando el ala soporta una carga estática en tierra. El método puede incluir además desviación ascendente del ala bajo una carga de aproximadamente 1-g en vuelo. De manera adicional, el método puede incluir mover la aleta inferior a partir de una posición estática a una posición en vuelo durante la desviación ascendente del ala. El método puede incluir además originar un aumento relativo de la envergadura del ala cuando se mueve la aleta inferior a partir de una posición estática a una posición en vuelo.

Un sistema de aletas puede comprender una aleta superior y una aleta inferior que se montan en un ala; la aleta inferior tiene una posición estática cuando el ala soporta una carga estática en tierra; y la aleta inferior se configura de manera tal que la desviación ascendente del ala bajo una carga de aproximadamente 1-g en vuelo origina que la aleta inferior se mueva a partir de una posición estática a una posición en vuelo, y dando como resultado un aumento relativo de la envergadura del ala. El sistema de aletas puede incluir una aleta inferior que se orienta en un ángulo anédrico de no menos de aproximadamente 15 grados durante la desviación ascendente del ala bajo la carga de aproximadamente 1-g en vuelo. La aleta superior puede orientarse en un ángulo diedro de al menos aproximadamente 60 grados durante la desviación ascendente del ala bajo la carga de aproximadamente 1-g en vuelo.

El sistema de aletas puede incluir una aleta inferior que tiene un centro de presión; el ala tiene un eje de torsión de ala; y el centro de presión de la aleta inferior se ubica hacia atrás del eje de torsión del ala. El sistema de aletas puede incluir un ala que tiene una punta alar que incluye una cuerda de punta alar; la aleta superior y la aleta inferior tienen cada una de ellas una cuerda de raíz; y la cuerda de raíz de la aleta superior y la cuerda de raíz de la aleta inferior tienen cada una de ellas una longitud de aproximadamente el 50 por ciento de la cuerda de punta alar. La cuerda de raíz de la aleta superior y la cuerda de raíz de la aleta inferior pueden tener cada una de ellas una longitud que varía aproximadamente del 60 al 100 por ciento de una longitud de la cuerda de punta alar.

El sistema de aletas puede tener al menos una aleta superior y una aleta inferior que tienen un guante de raíz del borde de ataque que se monta en un punto de unión de una punta alar con la aleta superior y la aleta inferior correspondientes. La aleta inferior puede tener una longitud de al menos aproximadamente el 50 por ciento de una longitud de la aleta superior. La aleta superior y la aleta inferior pueden tener un estrechamiento de la cuerda de punta a la cuerda de raíz en un rango que varía aproximadamente de 0,15 a 0,50. La aleta superior y la aleta inferior pueden tener un ángulo de flecha del borde de ataque de aproximadamente entre 20 a 70 grados.

El ala puede tener un eje de torsión de ala; la aleta superior y la aleta inferior que tienen un área de aleta combinada y un centro de gravedad combinado que se ubica en una compensación longitudinal a partir del eje de torsión del ala; y la aleta superior y la aleta inferior se configuran de manera tal que la compensación longitudinal es menor con respecto a una compensación longitudinal de un centro de gravedad de una sola aleta superior que tiene un área de aleta que es sustancialmente equivalente con respecto al área de aleta combinada y que tiene un ángulo de barrido del borde de ataque que es sustancialmente equivalente al ángulo de flecha del borde de ataque de la aleta superior.

Una realización de la invención involucra una aeronave que comprende un par de alas, teniendo cada una de ellas una punta alar; y una aleta superior y una aleta inferior que se montan en cada una de las puntas alares; las aletas inferiores tienen un tamaño y orientación de manera tal que la desviación ascendente de las alas bajo una carga de aproximadamente 1-g en vuelo da como resultado un aumento relativo de la envergadura del ala.

Un método para mejorar el rendimiento de una aeronave que comprende las etapas de: proveer una aleta superior y una aleta inferior en un ala, teniendo la aleta inferior una posición estática cuando el ala soporta una carga estática en tierra; desviar hacia arriba el ala bajo una carga de aproximadamente 1-g en vuelo; movimiento de la aleta inferior a partir de una posición estática a una posición en vuelo durante la desviación ascendente del ala; y producción de un aumento relativo de la envergadura del ala cuando la aleta inferior se mueve a partir de una posición estática a una posición en vuelo. El método puede comprender además las etapas de: desviación ascendente de la aleta inferior durante una carga de aproximadamente 1-g en vuelo; y el aumento de una envergadura de ala efectiva durante la desviación ascendente de la aleta inferior.

Para mejorar el rendimiento adicional, el método puede comprender la etapa de orientación de la aleta inferior en un ángulo anédrico de no menos de aproximadamente 15 grados durante la desviación ascendente del ala. El método puede comprender además la etapa de: orientación de la aleta superior en un ángulo diedro de al menos aproximadamente 60 grados durante la desviación ascendente del ala. Para mejorar la aerodinámica, el método puede comprender además las etapas de ubicación de la aleta inferior de manera tal que un centro de presión se encuentra hacia atrás de un eje de torsión alar; el aumento de la sustentación de la aleta inferior durante una carga de ráfaga; y la ejecución de un momento de picado en una punta alar como respuesta a un aumento de la sustentación de la aleta inferior. Para aumentar la eficiencia, el método puede comprender además la etapa de división de una carga aerodinámica de punta alar entre la aleta superior y la aleta inferior, teniendo cada una de las aletas superior e inferior una cuerda de raíz que tiene una longitud de al menos aproximadamente el 50 por ciento de una cuerda de punta alar. Para mejorar el rendimiento, el método puede comprender además la etapa de minimización de la resistencia aerodinámica parásita de la aeronave mediante la utilización de un guante de raíz del borde de ataque en al menos una aleta superior y una aleta inferior. Para mejorar la aerodinámica, el método puede comprender además las etapas de provisión de la aleta superior y la aleta inferior con un área de aleta combinada y un centro de gravedad combinado

que se desvía longitudinalmente a partir de un eje de torsión alar; y la reducción de la vibración del ala mediante la compensación longitudinal del centro de gravedad combinado en una proporción que resulta menor con respecto a la compensación longitudinal de un centro de gravedad de una sola aleta superior que tiene un área de aleta que es sustancialmente equivalente con respecto al área de aleta combinada y que tiene un ángulo de flecha del borde de ataque que es sustancialmente equivalente con respecto al ángulo de flecha del borde de ataque de la aleta superior.

Las características, funciones y ventajas que se han analizado pueden alcanzarse de manera independiente en diversas realizaciones de la presente divulgación o pueden combinarse en inclusive otras realizaciones, de las que se pueden observar detalles adicionales con referencia a la siguiente descripción y las figuras a continuación.

Breve descripción de las figuras

Las presentes y otras características de la presente divulgación se volverán más evidentes en virtud de la referencia a las figuras en las que números similares se refieren a piezas similares de principio a fin y en las que:

La Figura 1 es una ilustración en perspectiva de una aeronave que tiene un sistema de aletas que se monta en cada punta alar de las alas;

La Figura 2 es una vista frontal de la aeronave que ilustra una aleta superior y una aleta inferior que se incluyen en el sistema de aletas que se monta en cada punta alar;

La Figura 3 es una vista lateral de uno de los sistemas de aletas que se toma a lo largo de la línea 3 de la Figura 2 e ilustra la aleta superior y la aleta inferior que se montan en una punta alar;

La Figura 4 es una vista superior de la aleta superior que se toma a lo largo de la línea 4 de la Figura 3 e ilustra un ángulo de torsión o alabeo negativo que puede incorporarse de manera opcional en la aleta superior;

La Figura 5 es una vista superior de la aleta inferior que se toma a lo largo de la línea 5 de la Figura 3 e ilustra un ángulo de torsión que puede incorporarse de manera opcional en la aleta inferior;

La Figura 6 es una vista frontal esquemática de una de las alas en una forma contoneada, en una forma de carga estática en tierra desviada hacia abajo, y en una forma de carga 1-g (por ejemplo, carga alar de 1-g) en vuelo desviada hacia arriba;

La Figura 7 es una vista esquemática de las posiciones relativas de las aletas superior e inferior para el ala en las tres formas diferentes que se ilustran en la Figura 6;

La Figura 8 es una vista frontal de la aeronave que ilustra la aleta inferior en cada punta alar que se mueve a partir de una posición estática, en la que el ala soporta una carga estática en tierra, a una posición en vuelo, en la que el ala soporta una carga de aproximadamente 1-g en vuelo, e ilustra además un aumento de la envergadura de ala efectiva que ocurre como respuesta al movimiento de las aletas inferiores a partir de la posición estática a la posición en vuelo;

La Figura 9 es una vista lateral de una realización de una sola aleta superior que tiene un centro de gravedad que se ubica en una compensación longitudinal a partir de un eje de torsión del ala;

La Figura 10 es una vista lateral del sistema de aletas que se divulga en el presente documento en la que la combinación de las aletas superior e inferior da como resultado un centro de gravedad combinado que se ubica en una compensación longitudinal reducida con respecto al eje de torsión, en comparación con la mayor compensación longitudinal para la única aleta superior, y que minimiza de manera ventajosa los efectos de inercia del sistema de aletas en la vibración del ala;

La Figura 11 es una vista lateral de una realización alternativa del sistema de aletas en la que los bordes de salida de la aleta superior y de la aleta inferior se encuentran de manera general alineados con el borde de salida del ala;

La Figura 12 es una vista lateral de una realización adicional del sistema de aletas que tiene guantes de raíz del borde de ataque que se montan en un punto de unión de la punta alar con cada una de las aletas superior e inferior;

La Figura 13 es una vista en perspectiva de una realización del sistema de aletas que ilustra un centro de presión de la aleta inferior que se ubica hacia atrás del eje de torsión del ala debido a un ángulo de flecha relativamente grande de la aleta inferior y debido a un ángulo anédrico relativamente pequeño de la aleta inferior;

La Figura 14 es una vista lateral del sistema de aletas que se toma a lo largo de la línea 14 de la Figura 13 e ilustra un momento de picado que se ejerce en la punta alar como respuesta a un aumento de la sustentación de la aleta inferior como respuesta a una carga de ráfaga; y

La Figura 15 es un diagrama de flujo que tiene una o más operaciones que pueden incluirse en un método de operación de aeronave.

Descripción detallada

Con referencia ahora a las figuras en las que las muestras sirven a los fines de ilustración de las diversas realizaciones de la presente divulgación, la Figura 1 muestra una vista en perspectiva de una aeronave 10 que tiene un fuselaje 12. El fuselaje puede incluir una cabina para pasajeros y una tripulación de vuelo. El fuselaje 12 puede extenderse a partir de una nariz en un extremo 24 hacia adelante de la aeronave 10 hacia una cola 18 en un extremo 26 atrás del fuselaje 12. La cola 18 puede incluir una o más superficies traseras PARR19tales como un estabilizador 22 vertical y/o estabilizador 20 horizontal para control de la aeronave 10. La aeronave 10 puede incluir además un par de alas 50, una o más unidades 16 de propulsión, y nariz y tren 14 de aterrizaje principal (Figura 2). Las alas 50 pueden incluir uno o más sistemas 98 de aletas como se divulga en el presente documento. Cada sistema 98 de aletas puede comprender una aleta 100 superior y una aleta 200 inferior que pueden montarse en una punta 56 alar de un ala 50.

Debería indicarse que aunque el sistema 98 de aletas de la presente divulgación se describe en el contexto de una aeronave 10 de pasajeros de ala fija tal como la aeronave 10 del tipo tubo y alas que se ilustra en la Figura 1, uno cualquiera de los diversas realizaciones del sistema 98 de aletas puede aplicarse en cualquier aeronave de cualquier configuración, sin limitación. Por ejemplo, el sistema 98 de aletas puede aplicarse en cualquier aeronave civil, comercial, o militar. De manera adicional, las realizaciones del sistema 98 de aletas que se divulgan en el presente documento pueden aplicarse en configuraciones de aeronave alternativas y no se limitan a la configuración de aeronave 10 de tipo tubo con alas que se ilustra en la Figura 1. Por ejemplo, las realizaciones que se divulgan pueden aplicarse en una aeronave de cuerpo-ala híbrida o aeronave de ala flexionada.

El sistema 98 de aletas puede aplicarse además a superficies aerodinámicas o superficies de sustentación en lugar de las alas 50. Por ejemplo, el sistema 98 de aletas puede aplicarse a FALTA PARR21 un estabilizador horizontal de frente de ala, a una superficie de control tal como un estabilizador horizontal, o cualquier otra superficie sustentadora en la que se desea mitigar los efectos adversos de la resistencia aerodinámica inducida y/o mejorar el rendimiento aerodinámico. De manera ventajosa, las aletas 100, 200 superior e inferior como se divulgan en el presente documento pueden ser provistas en tamaños relativamente grandes con cuerdas de raíz relativamente largas y ángulos de flecha y/o estrechamiento de grados relativamente altos. La aleta 200 inferior es provista de manera ventajosa con una proporción relativamente limitada con respecto al ángulo 224 anédrico (Figura 8) lo que da como resultado un aumento de la envergadura 80 de ala efectiva (Figura 8) cuando las alas 50 se desvían hacia arriba de manera aeroelástica tal como cuando soportan una carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo (Figura 6) durante un vuelo en crucero. De manera adicional, la aleta 200 inferior puede configurarse además para desviarse hacia arriba de manera aeroelástica bajo la carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo y que puede dar como resultado un aumento 84 relativo de la envergadura (Figura 7) y puede contribuir hacia el aumento de la envergadura 80 de ala efectiva (Figura 7) del ala 50 como se ilustra en las Figuras 6-8 y se describe con mayor detalle a continuación. De manera ventajosa, al aumentar la envergadura 80 de ala efectiva debido a la desviación hacia arriba del ala 50 y/o debido a la desviación hacia arriba de la aleta 200 inferior, el rendimiento sustentación a resistencia aerodinámica de la aeronave 10 puede mejorarse.

En la Figura 1, la instalación del sistema 98 de aletas en la aeronave 10 puede definirse con respecto a un sistema coordinado que tiene un eje 28 longitudinal, un eje 30 lateral, y un eje 32 vertical. El eje 28 longitudinal puede definirse a partir de que se extiende a través de un centro general del fuselaje 12 entre el extremo 24 hacia adelante y el extremo 26 hacia atrás. El eje 30 lateral puede orientarse de manera ortogonal con respecto al eje 28 longitudinal y puede extenderse de manera general a lo largo del ala 50 en dirección hacia el exterior con respecto a un centro del fuselaje 12. El eje 32 vertical puede orientarse de manera ortogonal con respecto a los ejes 28, 30 longitudinal y lateral. Cada una de las alas 50 de la aeronave 10 que se muestra en la Figura 1 puede extenderse a partir de una raíz 52 de ala que tiene una cuerda 54 de raíz hacia una punta 56 alar que tiene una cuerda 58 de punta. Cada ala 50 puede tener superficies 64, 66 superior e inferior y puede incluir un borde 60 de ataque de ala y un borde 62 de salida de ala. En la realización que se muestra, el borde 60 de ataque del ala puede formarse en un ángulo 68 de flecha del ala. Cada ala 50 puede extenderse hacia arriba en un ángulo 70 diedro. Sin embargo, las alas 50 en las que pueden montarse los sistemas 98 de aletas pueden ser provistas en cualquier configuración geométrica y no se limitan a las disposiciones que se describen anteriormente para la aeronave 10 que se muestra en la Figura 1.

La Figura 2 es una vista frontal de la aeronave 10 que se sostiene mediante el tren 14 de aterrizaje e ilustra un sistema 98 de aletas que se monta en la punta 56 alar de cada ala. Las alas 50 se muestran en una forma 74 contoneada (Figura 6) en la que las alas 50 son relativamente rectas como puede ocurrir cuando las alas 50 se restringen mediante herramientas de montaje durante la fabricación de la aeronave 10. En un ejemplo, una forma contoneada (por ejemplo, la forma 74 contoneada – Figura 6) puede definirse como un estado de equilibrio (por ejemplo, un estado sin carga) de un elemento elástico (por ejemplo, un ala 50). Como se indica con mayor detalle a continuación, cuando la aeronave 10 se sostiene mediante el tren 14 de aterrizaje, las alas 50 pueden asumir normalmente una forma ligeramente desviada hacia abajo bajo una carga 76 estática en tierra (Figura 6) debido a la fuerza gravitacional que actúa en la masa de las alas 50, las unidades 16 de propulsión, y/u otros sistemas que se sostienen mediante las alas 50.

Cada punta 56 alar puede incluir un sistema 98 de aletas que comprende la aleta 100 superior y la aleta 200 inferior. La aleta 100 superior puede tener una raíz 102 de aleta superior que puede fijarse o de otra manera acoplarse al ala 50 en la punta 56 alar. La aleta 100 superior puede extenderse como un elemento relativamente recto hacia la punta 106 de aleta superior. De manera similar, la aleta 200 inferior puede tener una raíz 202 de aleta inferior que puede fijarse al ala 50 en la punta 56 alar. En una realización, la raíz 202 de aleta inferior puede cruzarse o unirse con la raíz 102 de aleta superior en la punta 56 alar. La aleta 200 inferior puede extenderse como un elemento relativamente recto hacia la punta 206 de aleta inferior. Sin embargo, la aleta 100 superior y/o la aleta 200 inferior pueden tener una

forma que no es recta y pueden incluir formas curvas o formas contorneadas y pueden incluir además combinaciones de formas rectas, formas curvas, y formas contorneadas.

La aleta 100 superior puede tener una longitud 118 de aleta superior (por ejemplo, una mitad de envergadura) que se extiende a partir de la raíz 102 de aleta superior hacia la punta 106 de aleta superior. En la realización que se muestra, la longitud 118 de aleta superior puede ser más larga en comparación con la longitud 218 de aleta inferior de la aleta 200 inferior. En una realización, la aleta 200 inferior puede tener una longitud 218 de aleta inferior de al menos aproximadamente el 50 por ciento de la longitud 118 de aleta superior de la aleta 100 superior. En una realización adicional, la aleta 200 inferior puede tener una longitud 218 de aleta inferior en el rango que varía desde aproximadamente el 50 al 80 por ciento con respecto a la longitud 118 de aleta superior de la aleta 100 superior. En una realización de una aeronave 10 para transporte comercial, la aleta 100 superior puede tener una longitud 118 de aleta superior de aproximadamente 1,27 metros a 3,81 metros (50 a 150 pulgadas). Por ejemplo, la aleta 100 superior puede tener una longitud 118 de aleta superior de 2,286 metros a 2,794 metros (90 a 110 pulgadas). La longitud 218 de aleta inferior puede extenderse desde la raíz 202 de aleta inferior hacia la punta 206 de aleta inferior y puede tener una longitud 218 de aleta inferior de aproximadamente 0,762 metros a 2,54 metros (30 a 100 pulgadas). Por ejemplo, la aleta 200 inferior puede tener una longitud 218 de aleta inferior de 1,27 metros a 1,778 metros (50 a 70 pulgadas). Sin embargo, la aleta 100 superior y la aleta 200 inferior pueden tener cualquier longitud y no se limitan a los rangos de longitud que se mencionan anteriormente. Además, aunque no se muestra, el sistema 98 de aletas puede ser provisto en una realización en la que la aleta 200 inferior es más larga que la aleta 100 superior. De manera adicional, en una o más realizaciones, la aleta 100 inferior puede configurarse de manera tal que la punta 206 de aleta inferior se ubica aproximadamente en la intersección del límite 38 de envergadura de la puerta (Figura 6) y la línea 42 de tolerancia de alabeo lateral y cabeceo PARR25 (Figura 6) como se describe a continuación.

En la Figura 3, se muestra una vista lateral del sistema 98 de aletas que se monta en la punta 56 alar del ala 50. La raíz 102 de aleta superior se une a la punta 56 alar en un punto de unión 150 ala-aleta superior. De manera similar, la raíz 202 de aleta inferior se une a la punta 56 alar en un punto de unión 152 ala-aleta inferior. Aunque la ilustración muestra la raíz 102 de aleta superior y la raíz 202 de aleta inferior como si se montaran respectivamente en las partes superior e inferior de la punta 56 alar, el sistema 98 de aletas puede configurarse de manera tal que la aleta 100 superior se cruza al menos parcialmente con la aleta 200 inferior en un punto de unión 154 aleta superior- aleta inferior. En este sentido, la raíz 102 de aleta superior y la raíz 202 de aleta inferior pueden montarse en la punta 56 alar en cualquier ubicación vertical con respecto a la otra. De manera adicional, aunque las figuras de la presente divulgación muestran la raíz 102 de aleta superior y la raíz 202 de aleta inferior como alineadas de manera general entre sí en el punto de unión de las raíces 102, 202 de las aletas superior e inferior con la punta 56 alar, la raíz 102 de aleta superior puede unirse a la punta 56 alar de manera tal que la raíz 102 de aleta superior se ubica hacia delante con respecto a la raíz 202 de aleta inferior. De manera alternativa, la raíz 202 de aleta inferior puede unirse a la punta 56 alar de manera tal que la raíz 202 de aleta inferior se ubica hacia adelante con respecto a la raíz 102 de aleta superior. En este sentido, la raíz 102 de aleta superior puede unirse a la punta 56 alar de manera tal que el borde 112 de ataque de aleta superior se ubica hacia adelante con respecto al borde 212 de ataque de aleta inferior, o viceversa. De manera similar, la raíz 102 de aleta superior puede unirse a la punta alar de manera tal que el borde 112 de salida de aleta superior se ubica hacia delante con respecto al borde 212 de salida de aleta inferior, o viceversa.

Además, aunque la presente divulgación ilustra la raíz 102 de aleta superior y la raíz 202 de aleta inferior como si estuvieran de manera general alineadas entre sí en una dirección lateral (por ejemplo, a lo largo de una dirección paralela al eje 30 lateral – Figura 2), la raíz 102 de aleta superior (Figura 3) y la raíz 202 de aleta inferior (Figura 3) pueden unirse a la punta 56 alar de manera tal que la raíz 102 de aleta superior se ubica aún más hacia el exterior (por ejemplo, aún más alejada a partir de la raíz 52 del ala – Figura 1) con respecto a la raíz 202 de aleta inferior. De manera alternativa, la raíz 202 de aleta inferior puede ubicarse aún más hacia el exterior con respecto a la raíz 202 de aleta superior. En este sentido, la punta 56 alar puede definirse como aproximadamente el diez (10) por ciento más externo de la longitud del ala 50 a partir de la raíz 52 alar (Figura 1) hacia la punta 56 alar (Figura 1). La raíz 102 de aleta superior y la raíz 202 de aleta inferior no se limitan a unirse al ala 50 en el extremo más externo de la punta 56 alar. Por ejemplo, la raíz 102 de aleta superior y la raíz 202 de aleta inferior de las aletas 100, 200 superior e inferior puede unirse al ala(s) 50 en cualquier ubicación de manera tal que las aletas 200 inferiores (Figura 8) en las puntas 56 alares que se disponen opuestas entre sí (Figura 8) de la aeronave 10 (Figura 8) definen la envergadura 82 del ala efectiva (Figura 8) cuando las alas 50 soportan la carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo (Figura 8). En una realización, la raíz 102 de aleta superior y/o la raíz 202 de aleta inferior pueden unirse al ala 50 en cualquier ubicación a partir del extremo más externo de la punta 56 alar hacia cualquier ubicación en el diez (10) por ciento más externo de la longitud del ala 50.

En la Figura 3, la aleta 100 superior y la aleta 200 inferior pueden estar en flecha posteriormente y pueden de manera adicional formarse con un estrechamiento de cuerda alar 108, 208 que corresponden a las cuerdas 104, 204 de raíz. En una realización, el estrechamiento de la aleta 100 superior y/o de la aleta 200 inferior puede variar en el rango de aproximadamente 0,15 a 0,50. Por ejemplo, el estrechamiento de la aleta 100 superior y/o de la aleta 200 inferior puede variar en el rango de aproximadamente 0,20 a 0,25. Sin embargo, la aleta 100 superior y/o la aleta 200 inferior pueden formarse a partir de un estrechamiento por fuera del rango de 0,15 a 0,50 y pueden seleccionarse en conjunción con un ángulo 122 de torsión o alabeo negativo que puede de manera opcional incluirse en la aleta 100 superior y/o la aleta 200 inferior como se describe a continuación para proporcionar una distribución de carga deseada.

La aleta 100 superior y la aleta 200 inferior tienen cada una de ellas un borde 110, 210 de ataque y un borde 112, 212 de salida. En una realización, la intersección PARR29 del borde 110 de ataque de aleta superior y/o el borde 210 de ataque de aleta inferior con la punta 56 alar puede ubicarse hacia atrás del borde 60 de ataque del ala en la punta 56 alar lo que puede minimizar la separación de flujo en ciertas condiciones de vuelo. En la realización que se muestra en la Figura 3, las aletas 100, 200 superior e inferior se configuran de manera tal que el borde 110 de ataque de aleta superior se cruza con el borde 210 de ataque de aleta inferior en una ubicación que se encuentra hacia atrás del borde 60 de ataque del ala. Se contempla que la intersección del borde 110 de ataque de aleta superior y/o el borde 210 de ataque de aleta inferior con la punta 56 alar puede coincidir de manera general con el borde 60 de ataque del ala, o ubicarse próxima a este último. El borde 112 de salida de aleta superior y/o el borde 212 de salida de aleta inferior puede unirse o cruzarse con la punta 56 alar en una ubicación que se encuentra hacia delante con respecto al borde 62 de salida del ala como se muestra en la realización de la Figura 3. Sin embargo, el borde 112 de salida de aleta superior y/o el borde 212 de salida de aleta inferior pueden unirse o cruzarse con la punta 56 alar en cualquier ubicación que no se aleje más hacia atrás con respecto al borde 62 de salida del ala.

Aún más, el sistema 98 de aletas puede ser provisto en realizaciones alternativas en las que el borde 112 de salida de aleta superior y/o el borde 212 de salida de aleta inferior puede cruzarse con la punta 56 del ala en una ubicación que coincide aproximadamente con el borde 62 de salida del ala o en una ubicación que se encuentra de manera general hacia atrás con respecto al borde 62 de salida del ala como se describe anteriormente. En cualquier realización que se divulga en el presente documento, el sistema 98 de aletas puede configurarse de manera tal que la cuerda 104 de la raíz de aleta superior y/o la cuerda 204 de la raíz de aleta inferior puede ser más larga en comparación con la cuerda 58 de la punta alar. De manera adicional, el sistema 98 de aletas puede configurarse de manera tal la cuerda 104 de la raíz de aleta superior y/o la cuerda 204 de la raíz de aleta inferior pueden ser más cortas en comparación con la cuerda 58 de la punta alar. En una realización, el sistema 98 de aletas puede configurarse de manera tal que una parte de la cuerda 104 de la raíz de aleta superior y/o la cuerda 204 de la raíz de aleta inferior se extiende hacia adelante con respecto al borde 60 de ataque del ala. De manera similar, el sistema de aletas puede configurarse de manera tal que una parte de la cuerda 104 de la raíz de aleta superior y/o la cuerda 204 de la raíz de aleta inferior se extiende hacia atrás con respecto al borde 62 de salida del ala.

En la Figura 3, la aleta 100 superior y la aleta 200 inferior tienen cada una de ellas una cuerda 104, 204 de raíz en la ubicación donde la aleta 100 superior y la aleta 200 inferior se unen respectivamente con la punta 56 alar. La punta 56 alar tiene una cuerda 58 de punta alar. El sistema 98 de aletas puede configurarse de manera tal que la cuerda 104 de la raíz de aleta superior tiene una longitud que representa al menos aproximadamente el 50 por ciento de la longitud de la cuerda 58 de la punta alar. De manera similar, la aleta 200 inferior puede configurarse de manera tal que la cuerda 202 de la raíz de aleta inferior tiene una longitud que representa al menos aproximadamente el 50 por ciento de la longitud de la cuerda 58 de la punta alar. En una realización, la cuerda 104 de la raíz de aleta superior y/o la cuerda 204 de la raíz de aleta inferior pueden tener cada una de ellas una longitud dentro del rango de aproximadamente el 60 al 100 por ciento o más de la longitud de la cuerda 58 de la punta alar. Resistencia aerodinámica parásita adicional que puede resultar a partir de una cuerda de la raíz de la aleta 100 superior y/o de la aleta 200 inferior relativamente larga puede mitigarse mediante la inclusión de un guante 138, 128 de raíz del borde de ataque (Figura 12) en un punto 150 de unión de la aleta 100 superior hacia la punta 56 alar y/o en un punto 152 de unión de la aleta 200 inferior hacia la punta 56 alar.

Los guantes 138, 238 de raíz del borde de ataque pueden minimizar la resistencia aerodinámica parásita adicional que se genera mediante las cuerdas 104, 204 de las raíces de las aletas superior e inferior relativamente largas en el punto de unión de éstas con la punta 56 alar como se describe anteriormente al evitar la necesidad de transportar la longitud de las cuerdas 104, 204 de las raíces de las aletas superior e inferior todo el camino hacia las puntas 106, 206 de las aletas superior e inferior respectivas. De manera ventajosa, al definir el tamaño de la aleta 100 superior y/o de la aleta 200 inferior de manera tal que la cuerda 104 de la raíz de aleta superior y/o la cuerda 204 de la raíz de aleta inferior tienen una longitud de al menos aproximadamente el 50 por ciento de la longitud de la cuerda 58 de la punta alar, la carga aerodinámica de la punta 56 alar puede dividirse entre la aleta 100 superior y la aleta 200 inferior al contrario de una disposición en la que se proporciona una sola aleta 280 superior (Figura 9) para transportar toda la carga aerodinámica de la punta 56 alar.

En un ejemplo de la realización de la Figura 3, para una punta 56 alar que tiene un coeficiente de sustentación por sección de 1,0 y en la que la cuerda 104 de la raíz de aleta superior y la cuerda 204 de la raíz de aleta inferior son sustancialmente iguales en longitud a la longitud de la cuerda 58 de punta alar, la raíz 102 de aleta superior soporta un coeficiente de sustentación por sección de 0,5 y la raíz 202 de aleta inferior soporta un coeficiente de sustentación por sección de 0,5. En cambio, en una disposición en la que se proporciona una sola aleta 280 superior (Figura 9) sin aleta inferior, la única aleta 280 superior soportaría el coeficiente de sustentación por sección completo de 1,0. Un coeficiente de sustentación por sección más alto en la raíz de la única aleta 280 superior puede corresponder a una mayor tendencia para la separación de flujo como puede ocurrir en un vuelo en crucero y/o en condiciones de alta sustentación. Una separación de flujo como tal puede dar como resultado una eficacia reducida de la única aleta 280 y puede conducir a vibración u otras características indeseables. Una ventaja adicional de la combinación de las aletas 100, 200 superior e inferior de la presente divulgación en lugar de una sola aleta 280 superior se refiere a que la única aleta 280 superior puede no proporcionar un aumento efectivo de envergadura del ala debido a que la punta de una única aleta superior se movería hacia dentro (por ejemplo hacia una punta de aleta superior opuesta que se monta en un ala opuesta de la aeronave) a medida que las alas se desvían hacia arriba bajo una carga alar de 1-g.

La Figura 4 es una vista superior de la aleta 100 superior que se monta en la punta 56 alar. El borde 110 de ataque de aleta superior puede orientarse en un ángulo 114 de flecha de borde de ataque de entre aproximadamente 20 a 70 grados. Los ángulos 114, 214 de flecha de las Figuras 4-5 pueden medirse con respecto al eje 30 lateral (Figura 1) de la aeronave 10 (Figura 1). El borde 110 de ataque de aleta superior puede proporcionarse de manera opcional con un ángulo 114 de flecha de borde de ataque que se encuentra por fuera del rango de 20-70 grados. La Figura 4 ilustra además un ángulo 122 de torsión de aleta superior o alabeo negativo que puede incorporarse de manera opcional en la aleta 100 superior. El ángulo 122 de torsión puede incorporarse en la aleta 100 superior como un medio de control de la distribución de carga a lo largo de la aleta 100 superior. En la Figura 4, el ángulo 122 de torsión de aleta superior en cualquier punto a lo largo de la aleta 100 superior puede definirse con respecto a una línea 105 de referencia de superficie inferior de cuerda de raíz que representa el ángulo de incidencia de la superficie inferior de la raíz 102 de aleta superior. En una realización, se puede proporcionar la aleta 100 superior con un ángulo 122 de torsión de aleta superior de hasta aproximadamente -7 grados en la que la punta 106 de aleta superior puede orientarse en un ángulo de incidencia negativo mayor en comparación con la raíz 102 de aleta superior. Por ejemplo, se puede proporcionar la aleta 100 superior con un ángulo 122 de torsión de aleta superior de aproximadamente -3 a -5 grados. El ángulo 122 de torsión de aleta superior a lo largo de la raíz 102 de aleta superior hacia la punta 106 de aleta superior puede tener un régimen constante a lo largo de la longitud 118 de la aleta superior. Sin embargo, el ángulo 122 de torsión de aleta superior puede aplicarse en un régimen variable a lo largo de la longitud 118 de la aleta superior.

La Figura 5 es una vista superior de la aleta 200 inferior que se monta en la punta 56 alar. El borde 210 de ataque de aleta inferior puede orientarse en un ángulo 214 de flecha de borde de ataque relativamente grande de entre 20 a 70 grados aunque el ángulo 214 de flecha de borde de ataque puede ser mayor o menor que el rango de 20-70 grados. De manera ventajosa, el ángulo 214 de flecha de borde de ataque de la aleta 200 inferior relativamente grande proporciona una disposición de inclinación para la aleta 200 inferior con el centro 230 de presión (Figura 14) de la aleta 200 inferior que se ubica relativamente lejos hacia atrás con respecto al eje 72 de torsión (Figura 14) del ala 50. Como se describe en mayor detalle a continuación, bajo ciertas condiciones de vuelo tales como durante una ráfaga 46 de viento (Figura 14), la ubicación del centro 230 de presión de la aleta 200 inferior en un punto que se encuentra hacia atrás del eje 72 de torsión del ala 50 da como resultado, de manera ventajosa, un momento 250 de picado (Figura 14) que gira de manera efectiva la punta 56 alar en una dirección de picado alrededor del eje 72 de torsión (Figura 9) y reduce de manera temporal el ángulo 48 de incidencia efectivo (Figura 14) en la punta 56 alar. La reducción del ángulo 48 de incidencia efectivo en la punta 56 alar da como resultado una reducción en la carga de flexión que, de lo contrario, se impondría en el ala 50.

Además, un ángulo 214 de flecha de borde de ataque de la aleta 200 inferior relativamente grande en combinación con un perfil alar de borde de ataque de la aleta 200 inferior relativamente grueso (no se muestra) puede dar como resultado un vórtice constante, bien definido (no se muestra) que se desarrolla en la aleta 200 inferior y que puede reducir la tendencia hacia la separación de flujo y vibración a baja velocidad, condiciones de alta sustentación. Como se indica anteriormente con respecto a la aleta 100 superior, se puede proporcionar un ángulo 222 de torsión a la aleta 200 inferior. En la Figura 5, el ángulo 222 de torsión de aleta inferior en cualquier punto a lo largo de la aleta 200 inferior puede definirse con respecto a la línea 205 de referencia de superficie inferior de cuerda de raíz que constituye una línea que representa el ángulo de incidencia de la superficie inferior de la raíz 202 de aleta inferior. La aleta 200 inferior puede proporcionarse con un ángulo 222 de torsión de hasta aproximadamente -7 grados tal como un ángulo 222 de torsión de aproximadamente -3 a -4 grados y que puede proporcionar un medio de control de distribución de carga a lo largo de la longitud de la aleta 200 inferior.

La Figura 6 es una vista frontal esquemática de la aeronave 10 que muestra un ala 50 en una de las tres formas diferentes que representan restricciones que pueden imponer el tamaño y la orientación de las aletas 100, 200 superior e inferior. El ala 50 de aeronave se muestra en líneas sólidas en una forma 74 contorneada que puede representar una forma teórica del ala 50 cuando se restringe mediante herramientas de montaje tal como durante la fabricación de la aeronave 10 como se describe anteriormente. El ala 50 se muestra además en líneas fantasmas en una forma de carga 76 estática en tierra que se desvía hacia abajo cuya ala 50 puede asumir en situaciones tal como cuando la aeronave 10 se estaciona en una puerta de una terminal de aeropuerto. La forma de carga 76 estática en tierra del ala 50 se genera como respuesta a la fuerza gravitacional que actúa en la masa de las alas 50, las unidades 16 de propulsión (Figura 1), y/u otros sistemas. El ala 50 se muestra además en líneas fantasmas en una forma de carga 78 de 1-g en vuelo que se desvía hacia arriba (por ejemplo, una carga alar de 1-g) como puede ocurrir cuando la aeronave 10 se encuentra en nivel de vuelo en crucero y soporta cargas de sustentación aerodinámicas.

La Figura 6 ilustra el montaje PARR38 o configuración del sistema 98 de aletas en una aeronave 10 normal en el que la aleta 100 superior y la aleta 200 inferior se ubican en la máxima posición hacia el exterior sometidas a varias restricciones. Por ejemplo, la aeronave 10 se sostiene en la línea 40 en tierra estática lo que puede representar una rampa de aeropuerto (no se muestra) en la que la aeronave 10 puede estacionarse en una puerta próxima a una terminal. La aeronave 10 puede someterse a un límite 38 de envergadura de puerta que se representa mediante la línea fantasma vertical en la Figura 6. El límite 38 de envergadura de puerta puede ser un límite predeterminado. Por ejemplo, el límite de envergadura de puerta puede ser predeterminado mediante una agencia regulatoria como la envergadura alar máxima de una aeronave que puede operarse de manera segura dentro o ajustarse a las restricciones geométricas de una ubicación de la puerta en una terminal de aeropuerto. Los límites de envergadura de puerta pueden categorizarse dentro de grupos o códigos que se basan en la envergadura alar máxima. En este sentido, la Administración Federal de Aviación (FAA) y la Organización de Aviación Civil Internacional (ICAO), categorizan la

aeronave como una del Grupo I a través del Grupo VI (FAA), o como una del Código A a través del Código F (ICAO). Por ejemplo, una aeronave de Código C tiene un límite de alcance de la puerta de hasta, pero no incluyendo, 36 metros. En el contexto de la presente divulgación, una aeronave de Código C que tiene sistemas 98 de aletas como se divulga en el presente documento se limitaría a operar en puertas de aeropuertos en las que la envergadura 80 del ala efectiva (Figura 6) entre los puntos más externos en las puntas 206 de las aletas inferiores resulta menor que 36 metros cuando las alas 50 se encuentran bajo carga 76 estática en tierra.

Además, la Figura 6 muestra una línea 42 de tolerancia de alabeo lateral y cabeceo que se ilustra como una línea angular que se extiende hacia arriba a partir del tren 14 de aterrizaje para proporcionar tolerancia para las alas 50 de la aeronave 10 a fin de evitar el golpe de punta de una punta 56 alar tal como durante el despegue y/o aterrizaje. La aleta 100 superior y las aletas 200 inferiores se dimensionan y orientan de manera tal que ni la aleta 100 superior ni la aleta 200 inferior infringen (por ejemplo, se extienden más allá) el límite 38 de envergadura de puerta. La aleta 100 superior y la aleta 200 inferior pueden configurarse de manera tal que la punta 106 de la aleta superior y la punta 206 de la aleta inferior terminan en aproximadamente la misma ubicación lateral en el límite 38 de envergadura de puerta cuando el ala 50 se encuentra bajo una carga 76 estática en tierra. La aleta 200 inferior se dimensiona y orienta además para evitar infringir la línea 42 de tolerancia de alabeo lateral y cabeceo. En una realización, la aleta 200 inferior puede dimensionarse y configurarse de manera tal que la punta 206 de la aleta inferior se ubica aproximadamente en la intersección del límite 38 de envergadura de puerta y la línea 42 de tolerancia de alabeo lateral y cabeceo. La figura 6 ilustra además la desviación ascendente del ala 50 bajo la carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo que representa la forma alar durante un vuelo en crucero.

La Figura 7 ilustra un aumento 86 absoluto de envergadura que puede proporcionarse mediante la aleta 200 inferior a medida que el ala 50 se mueve a partir de la forma de carga 76 estática en tierra hacia la forma de carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo. La Figura 7 ilustra además el aumento 84 relativo de envergadura de la aleta 200 inferior con respecto a la aleta 100 superior. En una realización, la aleta 200 inferior puede configurarse de manera tal que la desviación ascendente del ala 50 bajo la carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo origina que la aleta 200 inferior se mueva a partir de la posición 240 estática hacia una posición 242 en vuelo y da como resultado el aumento 84 relativo de envergadura del ala 50. En una realización como se muestra en la Figura 7, la punta 106 de la aleta superior puede alinearse sustancialmente en vertical con la punta 206 de la aleta inferior tal como en el límite 38 de envergadura de puerta bajo la carga 76 estática en tierra del ala 50. El aumento 84 relativo de envergadura puede definirse como la distancia horizontal entre la punta 106 de la aleta superior y la punta 206 de la aleta inferior cuando la aleta 200 inferior se encuentra en la posición 242 en vuelo.

El sistema 98 de aletas puede proporcionarse además en una realización en la que la punta 106 de la aleta superior no se encuentre alineada en vertical (no se muestra) con respecto a la punta 206 de la aleta inferior cuando el ala 50 se encuentra bajo la carga 76 estática en tierra de manera tal que el aumento 84 relativo de envergadura es la diferencia entre la distancia horizontal entre las puntas 106, 206 de las aletas superior e inferior cuando la aleta 200 inferior se encuentra en la posición 240 estática, y la distancia horizontal entre las puntas 106, 206 de las aletas superior e inferior cuando la aleta 200 inferior se encuentra en la posición 242 en vuelo. De manera ventajosa, la orientación y el tamaño de la aleta 200 inferior puede resultar en un aumento de la envergadura 80 del ala efectiva durante la desviación ascendente del ala 50 bajo la carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo con respecto a la reducción en la envergadura efectiva que podría ocurrir con una sola aleta 280 superior (Figura 9) que se monta en cada una de las puntas 56 alares (Figura 8). El sistema 98 de aletas como se divulga en el presente documento puede configurarse además de manera tal que el aumento 84 relativo de envergadura o el aumento de envergadura 80 del ala efectiva se debe al menos en parte a la flexión o desviación aeroelástica de la aleta 200 inferior y/o debido al movimiento (por ejemplo, la rotación) de la aleta 200 inferior en el punto de unión de la raíz de aleta inferior con la punta 56 alar.

La Figura 8 es una vista frontal de la aeronave 10 que ilustra la aleta 200 inferior en cada punta 56 alar que se mueve a partir de una posición 240 estática, en la que el ala 50 se somete a una carga 76 estática en tierra, hacia una posición 242 en vuelo, en la que el ala 50 se somete a la carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo. La posición 242 en vuelo puede resultar a partir de un movimiento hacia arriba y hacia fuera de la punta 206 de la aleta inferior a partir de la posición 240 estática a lo largo del arco como se muestra en la Figura 6. La Figura 8 muestra además la envergadura 80 del ala efectiva de las alas 50 en la condición de carga 76 estática en tierra y la envergadura 82 del ala efectiva de las alas 50 en la carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo. El aumento de envergadura del ala ocurre como respuesta a un movimiento de las aletas 200 inferiores a partir de la posición 240 estática hacia la posición 242 en vuelo a lo largo del arco que se ilustra en la Figura 6. La envergadura 82 del ala efectiva se mide entre las partes más externas de las puntas 206 de aleta inferior en las puntas 56 alares opuestas de una aeronave 10.

En la Figura 8, la aleta 200 se orienta además, de manera ventajosa, en un ángulo 224 anédrico de no menos de aproximadamente 15 grados durante la desviación ascendente del ala 50 bajo la carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo. En una realización adicional, las aletas 200 inferiores pueden configurarse de manera tal que el ángulo 224 anédrico se encuentra dentro del rango que varía de aproximadamente 15 a aproximadamente 30 grados cuando el ala 50 se encuentra bajo la carga 78 de aproximadamente 1-g en tierra. Sin embargo, la aleta 200 inferior puede orientarse en cualquier ángulo 224 anédrico, sin limitación. La aleta 100 superior puede orientarse en un ángulo 124 diedro de al menos aproximadamente 60 grados durante la desviación ascendente del ala 50 bajo la carga 78 de

aproximadamente 1-g en vuelo. Sin embargo, la aleta 100 superior puede orientarse en cualquier ángulo 124 diedro, sin limitación.

Con referencia a las Figuras 9-10, la Figura 9 muestra una sola aleta 280 superior que se proporciona únicamente para comparación con el sistema 98 de aletas de la Figura 10. En este sentido, la única aleta 280 superior no representa una realización del sistema 98 de aletas que se divulga en el presente documento. La única aleta 280 superior en la Figura 9 se monta en una punta 56 alar y tiene un área 290 de aleta y un centro 284 de gravedad que se ubica en una compensación 286 longitudinal relativamente grande y una compensación 288 radial relativamente grande con respecto al eje 72 de torsión del ala 50. La única aleta 280 superior en la Figura 9 tiene sustancialmente la misma altura 282 que la altura 252 combinada de la aleta 100 superior y de la aleta 200 inferior en la Figura 10. De manera adicional, la única aleta 280 superior en la Figura 9 tiene el área 260 de aleta combinada de la aleta 100 superior y de la aleta 200 inferior en la Figura 10 y tiene un ángulo 292 de flecha del borde de ataque que resulta ser sustancialmente equivalente al ángulo 114 de flecha de la aleta 100 superior.

La Figura 10 muestra una realización del sistema 98 de aletas como se divulga en el presente documento que tiene una aleta 100 superior que tiene un centro 126 de gravedad y una aleta 200 inferior que tiene un centro 226 de gravedad. La aleta 100 superior y la aleta 200 inferior tienen una altura 252 combinada. De manera ventajosa, la aleta 100 superior y la aleta 200 inferior tienen un área de aleta combinada y un centro 254 de gravedad combinado que se ubica en una compensación 256 longitudinal reducida y una distancia 258 radial reducida con respecto al eje 72 de torsión en comparación con la compensación 286 longitudinal de la única aleta 280 superior de la Figura 9. La aleta 100 superior y la aleta 200 inferior en la Figura 10 se configuran de manera tal que la compensación 256 longitudinal del centro 254 de gravedad combinado resulta menor en comparación con la compensación 286 longitudinal del centro 284 de gravedad de aleta superior de la única aleta 280 superior en la Figura 9. De manera ventajosa, la cantidad reducida de la compensación 256 longitudinal del centro 254 de gravedad combinado del sistema 98 de aletas de la Figura 10 que se divulga actualmente puede proporcionar características de vibración más favorables en comparación con la única aleta 280 superior que se muestra en la Figura 9. Por ejemplo, el sistema 98 de aletas de la Figura 10 que se divulga actualmente puede minimizar la necesidad de modificar o ajustar el ala 50 que puede requerirse en el caso de la única aleta 280 superior de la Figura 9, tal como la necesidad de endurecer la estructura del ala 50 o agregar peso de lastre (no se muestra) al borde 60 de ataque del ala para contrarrestar los efectos de inercia de la única aleta 280 superior.

La Figura 11 muestra una realización alternativa del sistema 98 de aletas en la que los bordes 112, 212 de salida de la aleta 100 superior y/o de la aleta 200 inferior se muestran por lo general alineados o coincidentes con el borde 62 de salida del ala. Sin embargo, la aleta 100 superior y la aleta 200 inferior pueden configurarse de manera tal que los bordes 112, 212 de la aleta 100 superior y/o de la aleta 200 inferior pueden cruzarse con la punta 56 alar en cualquier ubicación con respecto al borde 62 de salida del ala y puede extenderse más allá del borde 62 de salida del ala como se indica anteriormente. Además, la aleta 100 superior y la aleta 200 inferior pueden ser provistas con carenados de bordes de salida (no se muestran) para la transición de la aleta 100 superior o la aleta 200 inferior hacia dentro de la punta 56 alar y para evitar la forma abrupta o los cambios en la forma que pueden dar como resultado un aumento de envergadura.

La Figura 12 muestra una realización adicional del sistema 98 de aletas en la que cada aleta 100 superior y aleta 200 inferior incluye guantes 138, 238 de raíz del borde de ataque que se montan en el punto de unión de la aleta 100 superior y de la aleta 200 inferior con la punta 56 alar. Los guantes 138, 238 del borde de ataque pueden instalarse en una ubicación próxima a los bordes 110, 210 de ataque de aletas superior e inferior que corresponden a las aletas 100, 200 superior e inferior. Como se describe anteriormente, los guantes 138, 238 de raíz del borde de ataque pueden proporcionar cuerda adicional en los bordes 110, 210 de ataque de las aletas superior e inferior con un mínimo aumento en el área y que puede minimizar la resistencia aerodinámica parásita de la aeronave 10. La aleta 100 superior y/o la aleta 200 inferior pueden configurarse de manera tal que la cuerda 104 de la raíz de la aleta superior respectiva y la cuerda 204 de la raíz de la aleta inferior respectiva tienen una longitud que es menos aproximadamente el 50 por ciento de la longitud de la cuerda 58 de la punta alar. Por ejemplo, la aleta 100 superior y/o la aleta 200 inferior pueden configurarse de manera tal que la cuerda 104 de raíz de la aleta superior respectiva y la cuerda 204 de raíz de la aleta inferior respectiva se encuentren dentro del rango que varía entre aproximadamente el 60 al 100 por ciento o más con respecto a la longitud de la cuerda 58 de la punta alar.

Las Figuras 13-14 ilustran una realización del sistema 98 de aletas en el que la aleta 200 inferior se orienta de manera tal que el centro 230 de presión aerodinámica de la aleta 200 inferior se ubica en un brazo 234 de momento relativamente grande a partir de la intersección del eje 72 de torsión del ala con la punta 56 alar. En este sentido, la aleta 200 inferior se proporciona con un ángulo 214 de flecha de borde de ataque relativamente grande (Figura 5) lo que resulta en la ubicación hacia atrás de la aleta 200 inferior con respecto al eje 72 de torsión del ala. Por ejemplo, la Figura 13 ilustra una realización del sistema 98 de aletas en la que la aleta 200 inferior y la aleta 100 superior se disponen de manera tal que un punto 236 más alejado hacia atrás de la punta 206 de la aleta inferior se ubica hacia atrás de un punto 136 más alejado hacia atrás de la punta 106 de la aleta superior.

La Figura 14 ilustra una ráfaga 46 de viento que actúa en el ala 50 y da como resultado un aumento de sustentación del ala 200 inferior en aumento durante la ráfaga 46 de viento. Debido al ángulo 224 anédrico relativamente pequeño (por ejemplo, menos que 30 grados – Figura 8) de la aleta 200 inferior cuando el ala 50 se encuentra bajo la carga 78

de aproximadamente 1-g en tierra, la ráfaga de viento da como resultado un aumento 232 de sustentación de aleta inferior de la aleta 200 inferior que da como resultado un momento 250 de picado en la punta 56 alar. La aleta 100 superior puede generar además un incremento 132 de sustentación de aleta superior en un centro 130 de presión de la aleta superior debido a la carga de ráfaga. El aumento 132 de sustentación de la aleta superior puede aplicarse
5 alrededor del brazo 134 de momento relativamente corto y que puede contribuir hacia el momento 250 de picado en la punta 56 alar. Sin embargo, la magnitud del aumento 132 de sustentación de la aleta superior puede ser relativamente pequeña con respecto al aumento 232 de sustentación de la aleta inferior debido al ángulo 124 diedro relativamente grande (por ejemplo, al menos 60 grados – Figura 8) de la aleta 100 superior cuando el ala 50 se encuentra bajo la carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo.

La Figura 15 es un diagrama de flujo de un método 300 para operar una aeronave 10 o mejorar el rendimiento de la aeronave 10 mediante la utilización de un sistema 98 de aletas que se divulga en el presente documento.

La etapa 302 del método 300 puede incluir proporcionar una aleta 100 superior y una aleta 200 inferior en un ala 50. Como se muestra en la Figura 7, la aleta 200 inferior tiene una posición 240 estática cuando el ala 50 se somete a una carga 76 estática en tierra. Como se indica anteriormente, las alas 50 pueden asumir de manera general una
15 forma que se desvía hacia abajo cuando se encuentran bajo la carga 76 estática en tierra debido a la fuerza gravitacional sobre las alas 50 y estructuras y sistemas anexos.

La etapa 304 del método 300 puede comprender la desviación de manera aeroelástica de las alas 50 (Figura 1) hacia arriba. Por ejemplo, las alas 50 pueden desviarse hacia arriba bajo un estado constante, una carga de ala de aproximadamente 1-g durante el vuelo en crucero de la aeronave 10. El grado de desviación de las alas 50 puede
20 depender de la flexibilidad de las alas 50. En este sentido, el tamaño y la orientación de la aleta 100 superior (Figura 1) y de la aleta 200 inferior (Figura 1) pueden basarse en parte en la extensión de la desviación vertical de las puntas 56 alares (Figura 1) bajo la carga alar de aproximadamente 1-g.

La etapa 306 del método 300 puede comprender el movimiento de la aleta 200 inferior a partir de la posición 240 estática de la aleta 200 inferior hacia una posición 242 en vuelo de la aleta 200 inferior durante la desviación ascendente del ala 50 como se muestra en la Figura 7. La desviación ascendente del ala 50 puede incluir además
25 desviación aeroelástica hacia arriba (no se muestra) de la aleta 200 inferior que puede aumentar la envergadura efectiva de la aleta 200 inferior. El aumento 84 relativo de envergadura o el aumento de envergadura 80 del ala efectiva puede proporcionarse además al menos en parte mediante el movimiento (por ejemplo, la rotación) de la aleta 200 inferior en el punto de unión de la raíz 202 de aleta inferior con la punta 56 alar.

La etapa 308 del método 300 puede comprender orientar la aleta 200 inferior (Figura 8) en un ángulo 224 anédrico (Figura 8) de no menos que aproximadamente 15 grados cuando el ala 50 (Figura 8) se desvía hacia arriba bajo la carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo (Figura 8). Por ejemplo, la aleta 200 inferior puede orientarse en un ángulo 224 anédrico de entre aproximadamente 15 grados a 30 grados cuando el ala 50 se encuentra bajo la carga 78 de
30 aproximadamente 1-g en vuelo del ala. Sin embargo, la aleta 200 inferior puede orientarse en cualquier ángulo 224 anédrico, sin limitación, cuando el ala 50 se encuentra bajo la carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo.

La etapa 310 del método 300 puede comprender el aumento de la envergadura 80 de ala efectiva del ala 50 cuando se mueve la aleta 200 inferior a partir de la posición 240 estática (Figura 7) hacia la posición 242 en vuelo (Figura 7). Por ejemplo, la Figura 8 ilustra el ala 50 que tiene una envergadura 80 de ala efectiva cuando el ala 50 se encuentra
40 bajo la carga 76 estática en tierra. La Figura 8 ilustra además la envergadura 82 de ala efectiva aumentada del ala 50 cuando el ala 50 se encuentra bajo la carga 78 de aproximadamente 1-g en vuelo.

De manera ventajosa, el aumento de la envergadura 80 de ala efectiva (Figura 8) debido a la desviación ascendente de las alas 50 (Figura 8) y/o de la aleta 200 inferior (Figura 8) da como resultado una mejora en el rendimiento sustentación a resistencia aerodinámica de la aeronave 10 (Figura 8) debido a la reducción de la resistencia aerodinámica inducida que proporciona la aleta 100 superior (Figura 8) y la aleta 200 inferior. Además, el sistema 98
45 de aletas separa o divide de manera ventajosa la carga aerodinámica de la punta 56 alar entre la aleta 100 superior y la aleta 200 inferior. Debido a que las cuerdas 104, 204 de las raíces de aleta superior y aleta inferior (Figura 3) son más largas que aproximadamente el 50 por ciento de la cuerda 58 de la punta alar (Figura 3), la división o ruptura de la carga aerodinámica de la punta 56 alar entre la aleta 100 superior y la aleta 200 inferior reduce le probabilidad de separación de flujo tal como cuando el ala 50 se encuentra en ángulos de ataque de alto grado.

De manera adicional, el ángulo 224 anédrico relativamente bajo (Figura 8) de la aleta 200 inferior proporciona un medio pasivo para ejercer un momento 250 de picado (Figura 14) en la punta 56 alar (Figura 8) durante cargas de ráfaga en el ala 50 (Figura 8) con el beneficio de minimizar la flexión del ala. De manera adicional, como se indica anteriormente, un ángulo 214 de flecha de borde de ataque relativamente grande (Figura 5) en la aleta 200 inferior (Figura 5) puede promover el desarrollo de un vórtice constante (no se muestra) en la aleta 200 inferior que puede
55 reducir la separación de flujo y vibración a baja velocidad, condiciones de alta sustentación. Aún más, mediante la inclusión de una aleta 100 superior y una aleta 200 inferior (Figura 10) con el sistema de aletas en lugar de proporcionar una sola aleta 280 superior (Figura 9), la compensación 256 longitudinal (Figura 10) a partir del centro 254 de gravedad combinado hacia el eje 72 de torsión del ala (Figura 10) proporciona vibración de ala reducida a partir de los efectos de inercia de la aleta 100 superior y de la aleta 200 inferior con respecto a la vibración de ala que se origina mediante

efectos de inercia más grandes a partir de una compensación longitudinal mayor de una única aleta 280 superior (Figura 9) de área equivalente.

5 Modificaciones y mejoras adicionales de la presente divulgación pueden ser aparentes a aquellas personas de conocimiento ordinario de la técnica. De este modo, se pretende que la combinación particular de las piezas que se describen e ilustran en el presente documento represente solo ciertas realizaciones de la presente divulgación y no se pretende que sirva como limitación de realizaciones o dispositivos alternativos dentro del alcance de la divulgación.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave (10) que comprende un sistema (98) de aletas y un par de alas (50), teniendo cada ala (50) una punta alar que incluye una cuerda de punta alar, comprendiendo el sistema (98) de aletas para cada ala (50):
una aleta (100) superior y una aleta (200) inferior que se montan en el ala (50);
5 la aleta (200) inferior que tiene una posición estática cuando el ala (50) se somete a una carga estática en tierra; y
la aleta (200) inferior se configura de manera tal que la desviación ascendente del ala bajo la carga de aproximadamente 1-g en vuelo origina que la aleta (200) inferior se mueva a partir de la posición estática a una posición en vuelo y da como resultado un aumento relativo de envergadura del ala (50),
10 en la que la aleta (200) inferior se orienta en un ángulo anédrico de aproximadamente 15 grados a aproximadamente 30 grados durante la desviación ascendente del ala bajo la carga de aproximadamente 1-g en vuelo,
en la que la aleta (100) superior se orienta en un ángulo diedro de al menos aproximadamente 60 grados durante la desviación ascendente del ala bajo la carga de aproximadamente 1-g en vuelo,
15 en la que la aleta (200) inferior tiene una longitud que varía entre aproximadamente el 50 al 80 por ciento de una longitud de la aleta (100) superior que se extiende desde una raíz (102) de aleta superior hacia una punta (106) de aleta superior,
en la que la aleta (100) superior y la aleta (200) inferior tienen cada una de ellas una cuerda de raíz; y caracterizada porque
la cuerda de la raíz de la aleta (100) superior y la cuerda de la raíz de la aleta (200) inferior tienen cada una de ellas una longitud que varía entre aproximadamente el 60 al 100 por ciento de una longitud de cuerda de punta alar.
20 2. La aeronave de la reivindicación 1, en la que
la aleta (200) inferior tiene un centro de presión;
el ala tiene un eje de torsión; y
el centro de presión de la aleta (200) inferior se ubica hacia atrás del eje de torsión del ala.
3. La aeronave de las reivindicaciones 1 o 2, en la que
25 al menos una aleta (100) superior y una aleta (200) inferior tienen un guante de raíz del borde de ataque que se monta en un punto de unión de una punta alar con la aleta (100) superior respectiva y aleta (200) inferior respectiva.
4. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en la que
la aleta (100) superior y la aleta (200) inferior tiene cada una de ellas una relación de estrechamiento de cuerda de punta hacia la cuerda de raíz en un rango que varía desde aproximadamente 0,15 a 0,50.
30 5. La aeronave de cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en la que
la aleta (100) superior y la aleta (200) inferior tienen un ángulo de flecha de borde de ataque de entre aproximadamente 20 y 70 grados.
6. Un método (300) para mejorar el rendimiento de una aeronave (10), siendo el método caracterizado por las etapas de, para cada ala de un par de alas:
35 proveer (302) una aleta (100) superior y una aleta (200) inferior en el ala, teniendo la aleta (200) inferior una longitud que varía entre aproximadamente el 50 al 80 por ciento de una longitud de la aleta (100) superior que se extiende a partir de una raíz (102) de aleta superior hacia una punta (106) de aleta superior, la aleta (200) inferior que tiene una posición estática cuando el ala se somete a una carga estática en tierra;
desviar (304) de manera ascendente el ala bajo una carga de aproximadamente 1-g en vuelo;
40 mover (306) la aleta (200) inferior a partir de la posición estática a una posición en vuelo durante la desviación ascendente del ala;
generar (308, 310) un aumento relativo de envergadura del ala cuando la aleta (200) inferior se mueve a partir de una posición estática hacia una posición en vuelo;
45 orientar la aleta (200) inferior en un ángulo anédrico desde aproximadamente 15 grados a aproximadamente 30 grados durante la desviación ascendente del ala;

orientar la aleta (100) superior en un ángulo diedro de al menos aproximadamente 60 grados durante la desviación ascendente del ala; y

- 5 dividir una carga aerodinámica de punta alar entre la aleta (100) superior y la aleta (200) inferior, teniendo cada una de la aleta (100) superior y la aleta (200) una cuerda de raíz que tiene una longitud que varía entre aproximadamente el 60 al 100 por ciento de una longitud de la cuerda de punta alar.

7. El método de la reivindicación 6, que comprende además las etapas de:

desviar la aleta (200) inferior hacia arriba durante la carga de aproximadamente 1-g en vuelo; y

aumentar una envergadura del ala efectiva durante la desviación ascendente de la aleta (200) inferior.

8. El método de la reivindicación 6 o 7, que comprende además las etapas de:

- 10 ubicar la aleta (200) inferior de manera tal que un centro de presión se encuentra hacia atrás de un eje de torsión del ala;

aumentar la sustentación de la aleta (200) inferior durante una carga de ráfaga; y

ejecutar un momento de picado en una punta alar como respuesta a un aumento de la sustentación de la aleta (200) inferior.

- 15 9. El método de cualquiera de las reivindicaciones 6 a 8, que comprende además la etapa de:

minimizar la resistencia aerodinámica parásita de la aeronave mediante la utilización de un guante de raíz del borde de ataque en al menos una aleta (100) superior y una aleta (200) inferior.

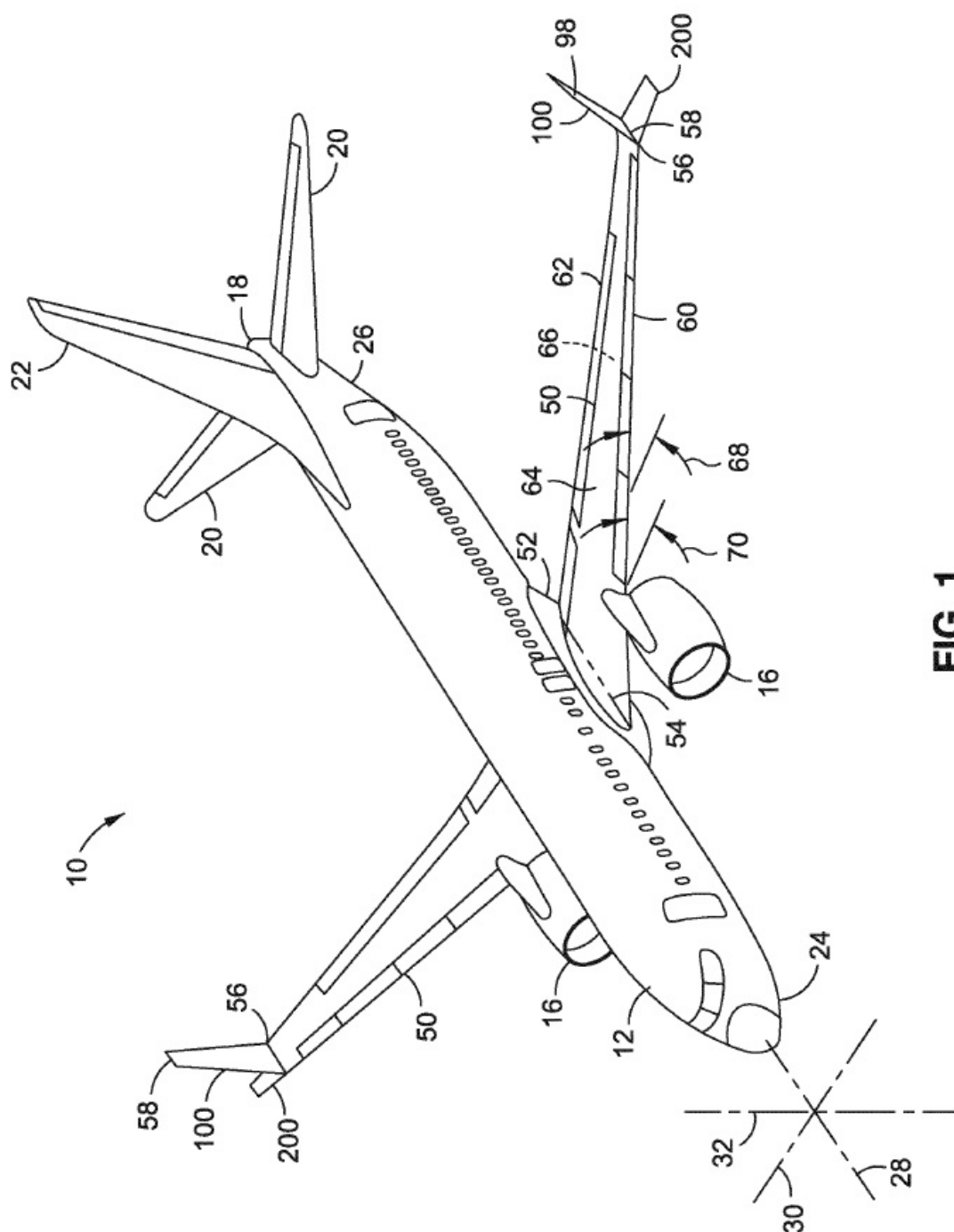


FIG. 1

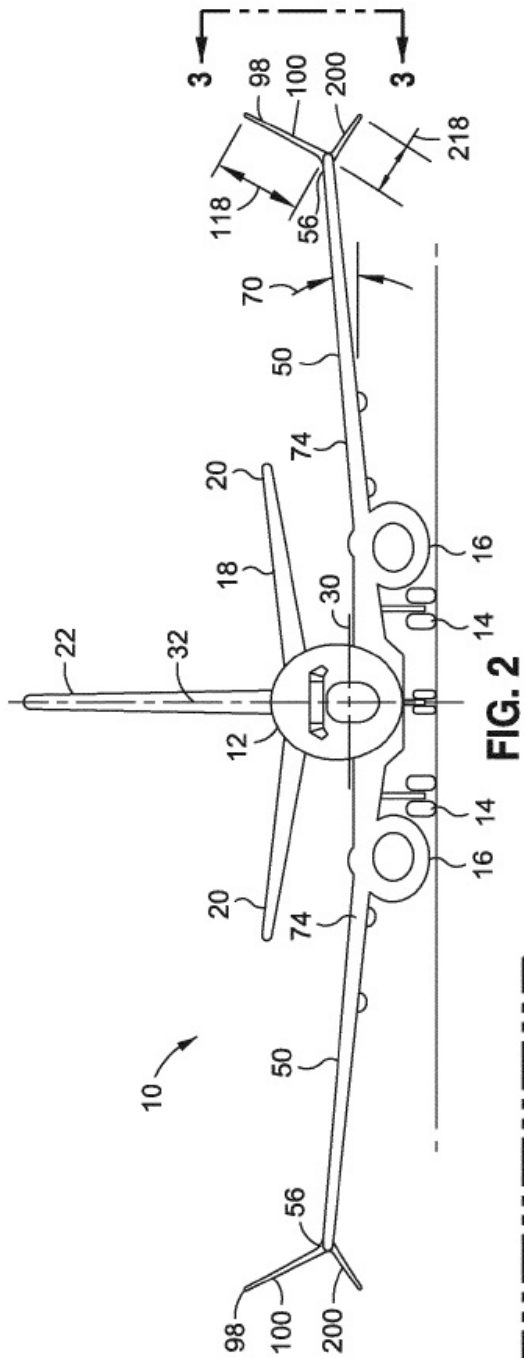


FIG. 2

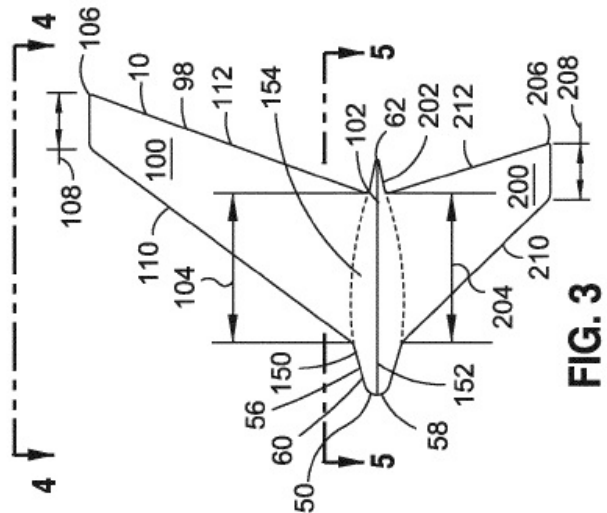


FIG. 3

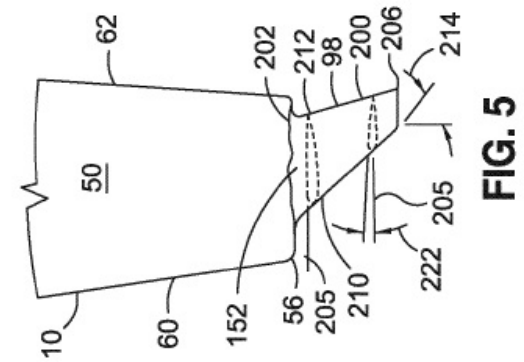


FIG. 4

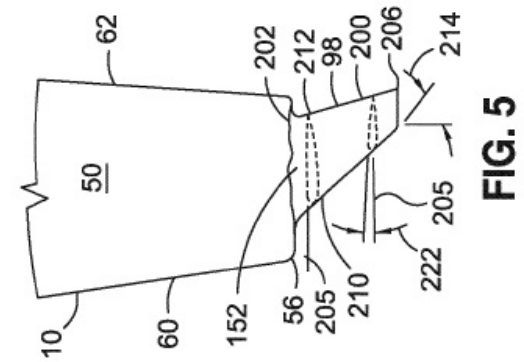


FIG. 5

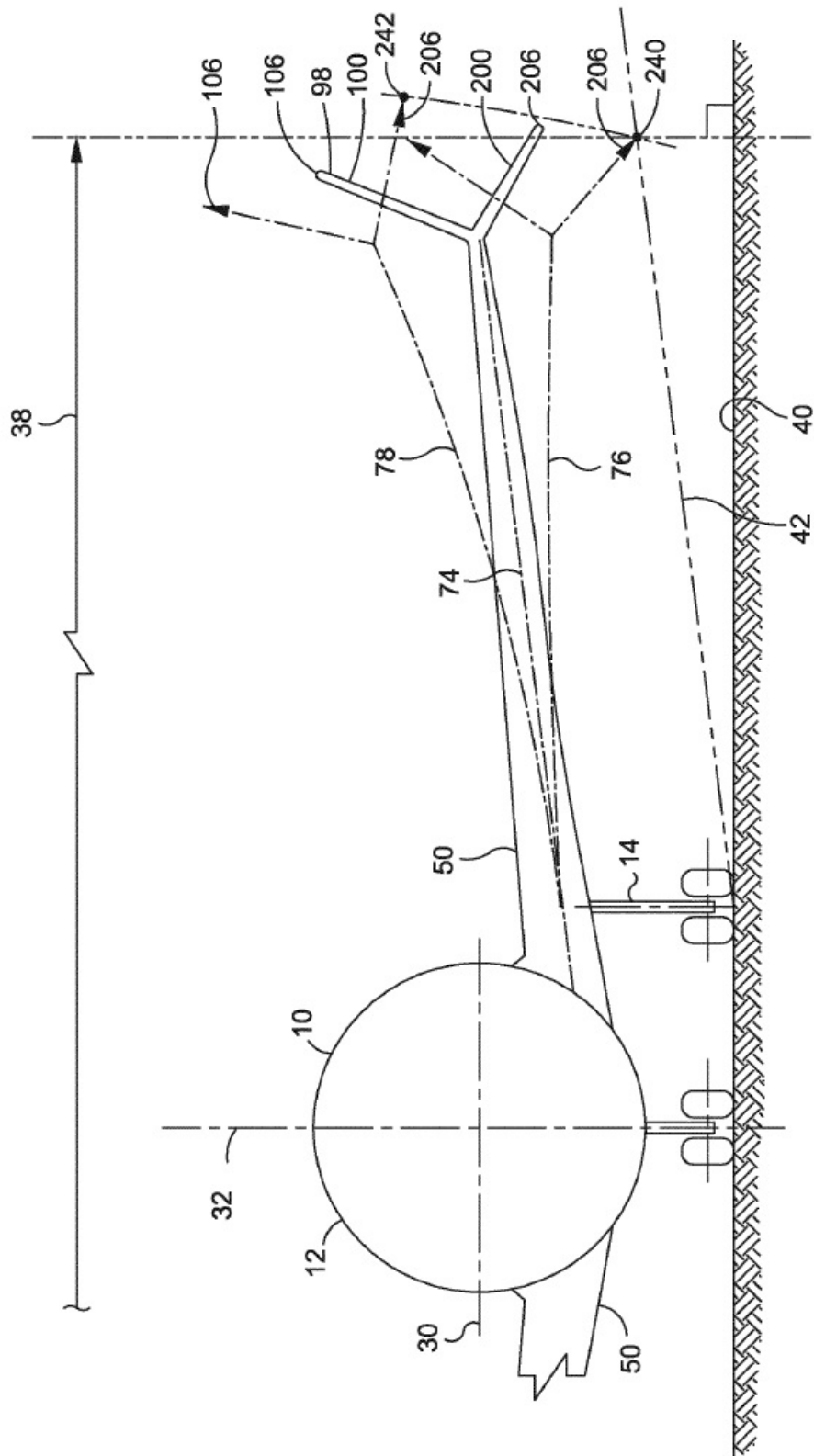


FIG. 6

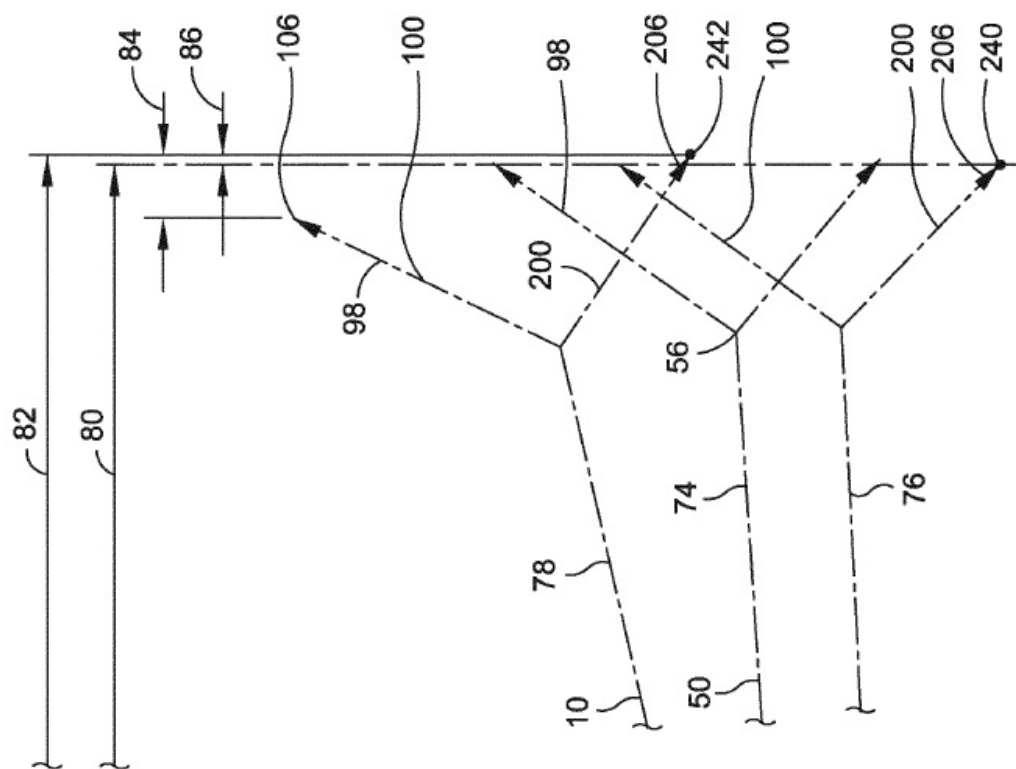


FIG. 7

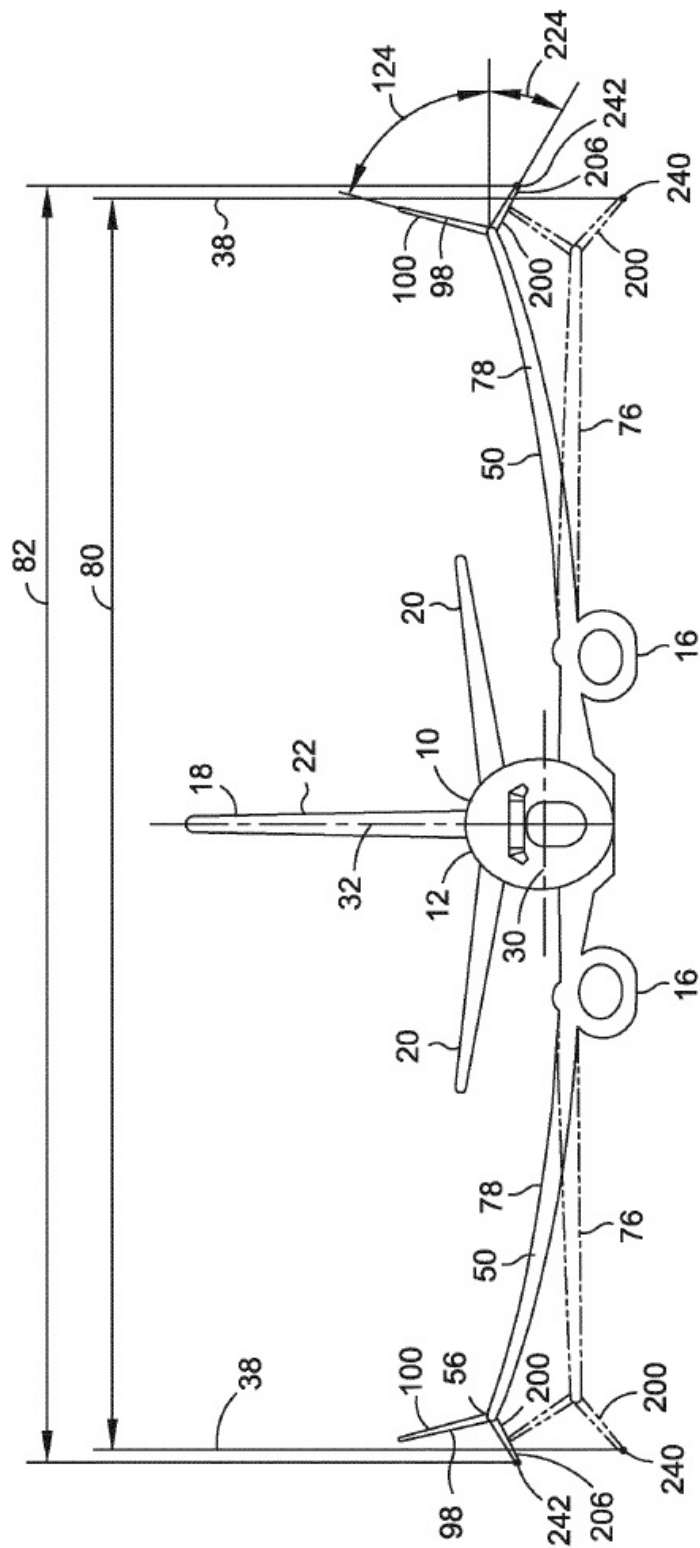


FIG. 8

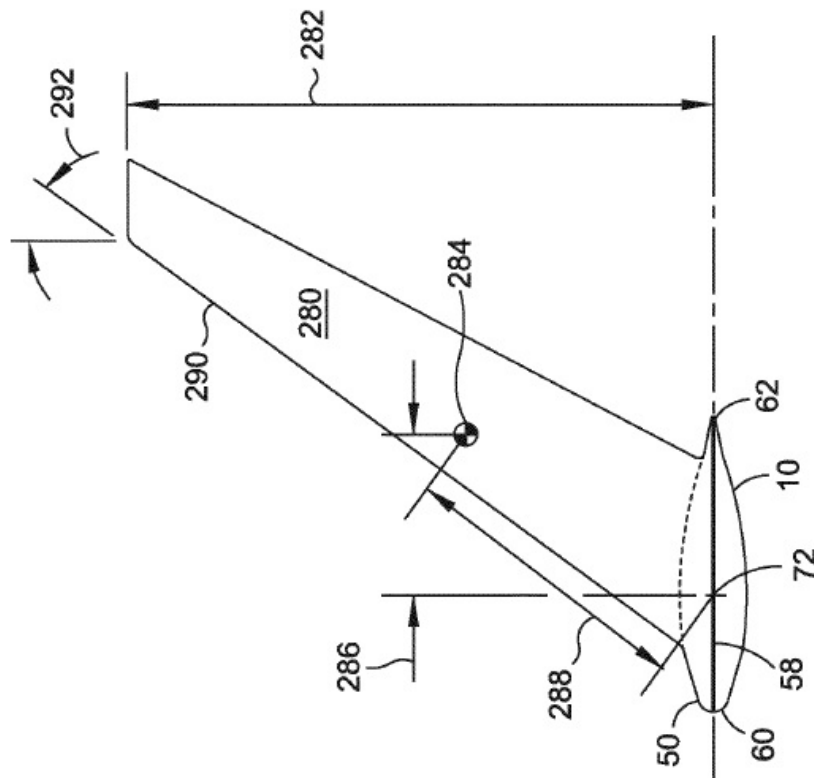


FIG. 9

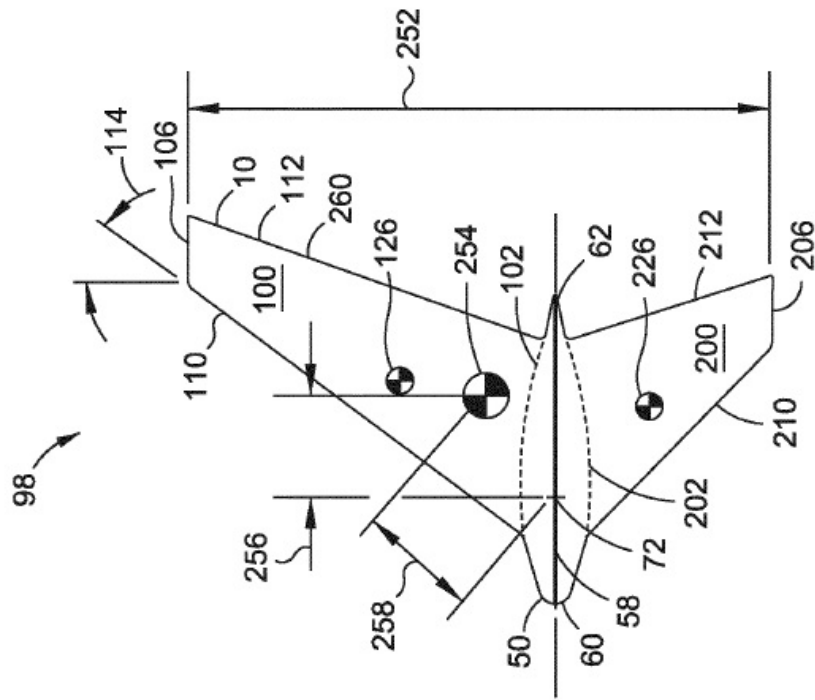


FIG. 10

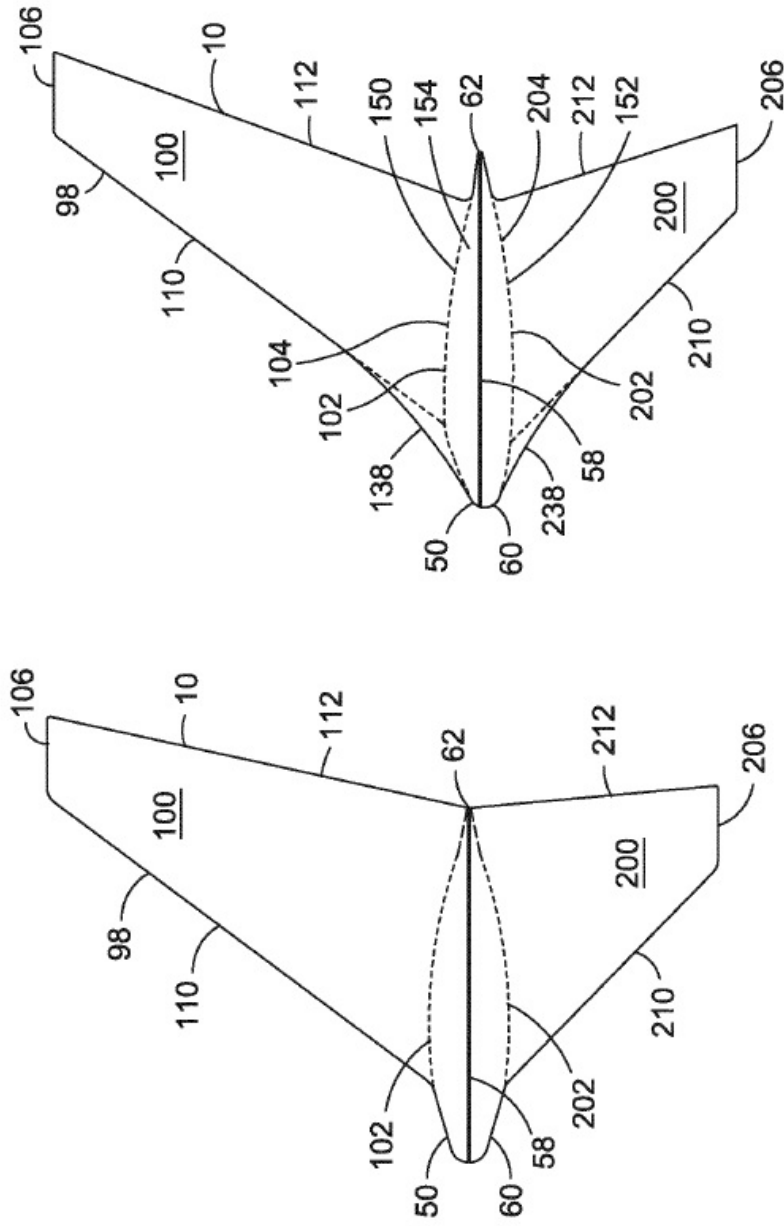


FIG. 12

FIG. 11

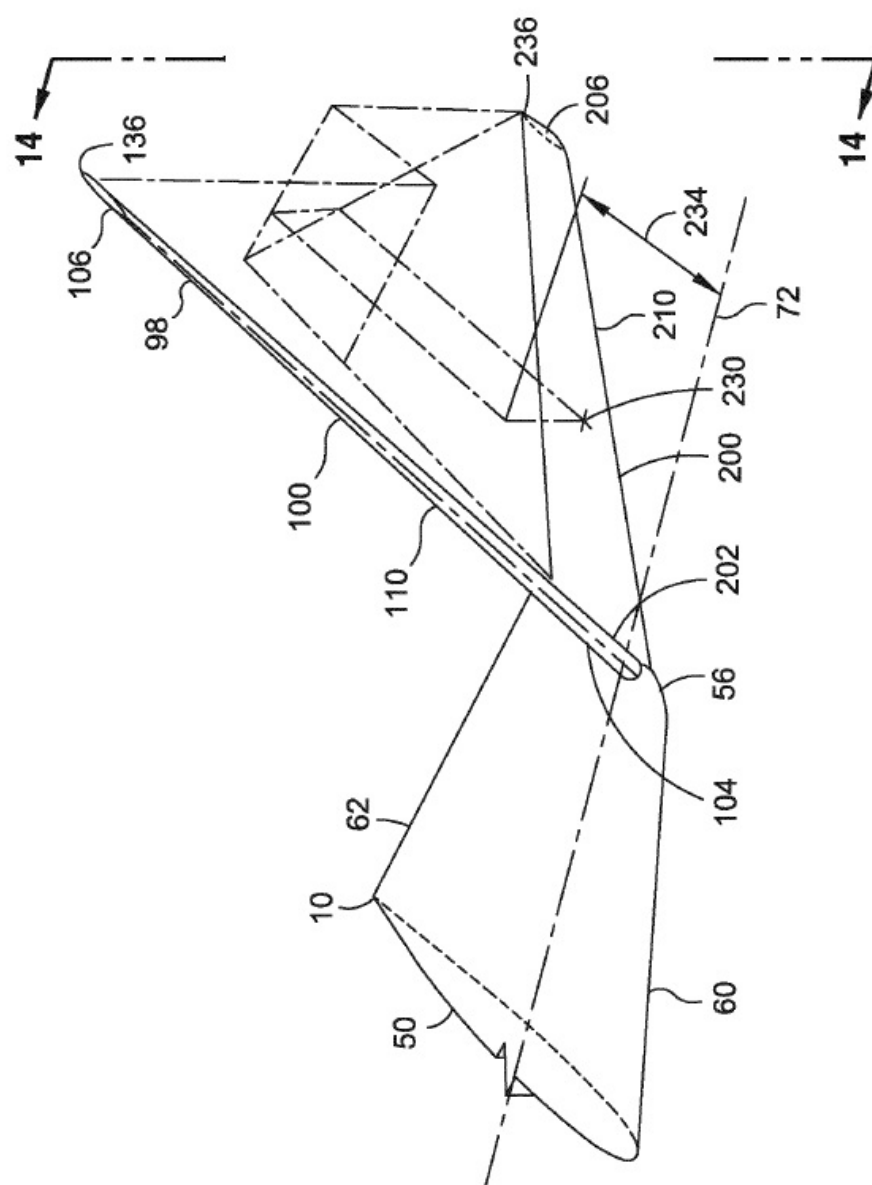


FIG. 13

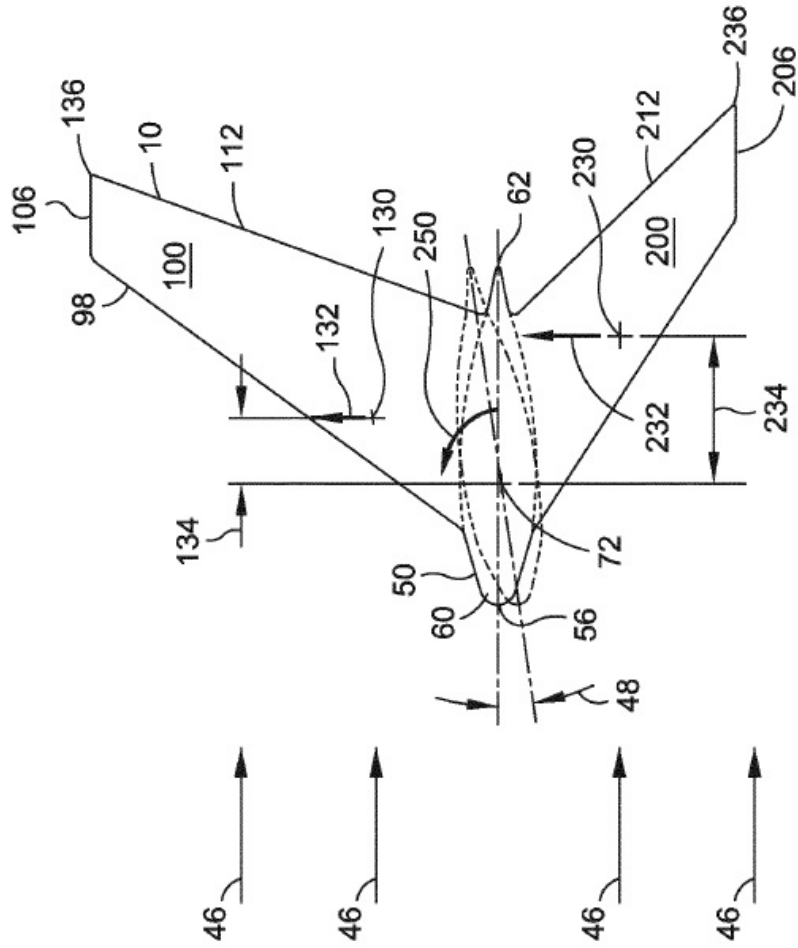


FIG. 14

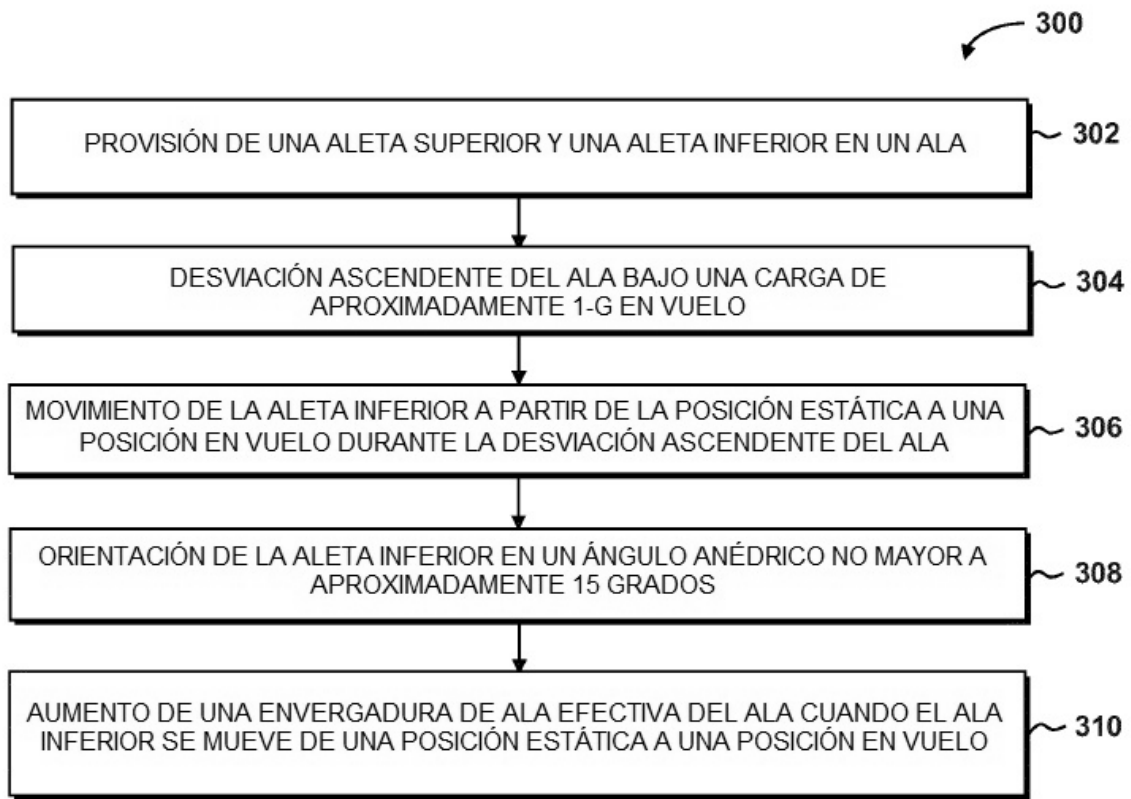


FIG. 15