

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 533 402**

51 Int. Cl.:

**B64C 23/06** (2006.01)

**B64C 3/56** (2006.01)

**B64C 5/10** (2006.01)

**B64C 13/16** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **12.11.2010 E 10821429 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.01.2015 EP 2346734**

54 Título: **Aleta activa**

30 Prioridad:

**01.12.2009 US 265534 P**

**10.06.2010 US 797742**

**24.09.2010 US 890557**

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

**09.04.2015**

73 Titular/es:

**TAMARACK AEROSPACE GROUP, INC. (100.0%)**

**3717 Omni Parkway**

**Sandpoint, ID 83864, US**

72 Inventor/es:

**GUIDA, NICHOLAS R.**

74 Agente/Representante:

**VALLEJO LÓPEZ, Juan Pedro**

ES 2 533 402 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

Aleta activa

### 5 **Solicitud relacionada**

Esta solicitud es una solicitud internacional y reivindica el beneficio de la solicitud de patente de Estados Unidos Nº 12/890.557 titulada "Aleta Activa", presentada el 24 de septiembre de 2010, que es una continuación de la solicitud de patente de Estados Unidos Nº 12/797.742 titulada "Aleta activa", presentada el 10 de junio de 2010, que reivindica el beneficio de la solicitud de patente provisional Nº 61/265.534 titulada "Aleta activa", presentada el 1 de diciembre de 2009.

### **Antecedentes**

15 Existe una necesidad cada vez mayor en la industria de la aviación de aumentar la eficiencia de los aviones y reducir la cantidad de combustibles fósiles consumidos. Las aletas se han diseñado e instalado en muchos aviones, incluyendo aviones grandes para varios pasajeros para aumentar la eficiencia, el rendimiento y la estética. Tales aletas usualmente consisten en una porción de cuerpo horizontal que puede unirse a dicho extremo de un ala y una porción en ángulo que se puede extender perpendicularmente desde la porción de cuerpo horizontal. Por ejemplo, una aleta puede estar unida a un ala preexistente de una aeronave para aumentar la eficiencia de vuelo, el rendimiento de la aeronave, o incluso para mejorar la estética de la aeronave.

20 Sin embargo, el coste de instalar una aleta en una aeronave es a menudo prohibitivo debido a la necesidad de diseñar y certificar el ala después de instalar el ala. Por lo tanto, la instalación del mercado de accesorios de aletas en general se ha reservado para los grandes aviones de propiedad y operadas por las grandes compañías de aviación.

25 Las aletas existentes tienen una utilidad limitada, porque cada aleta debe estar diseñada y certificada para un ala específica de un modelo de aeronave específico. El documento US 2007114327 muestra este caso. Además, las aletas existentes, que son fijas, no son capaces de adaptarse a los cambios en las condiciones de vuelo. En consecuencia, sigue habiendo una necesidad en la técnica para la mejora de las aletas de aviones.

30 La invención se refiere a una aleta activa que puede unirse a un ala de línea de base de acuerdo con la reivindicación 1 y a un método de uso de dicha aleta acuerdo con la reivindicación 10.

### 35 **Breve descripción de los dibujos**

La descripción detallada se realiza con referencia a las figuras adjuntas. En las figuras, el dígito(s) más a la izquierda de un número de referencia identifica la figura en la que aparece por primera vez el número de referencia. El uso de los mismos números de referencia en diferentes figuras indica elementos similares o idénticos.

La figura 1 representa una aleta activa ilustrativa acoplable a un ala de una aeronave.

La figura 2 representa una aeronave ilustrativa con una aleta activa adjunta.

45 La figura 3 representa la aleta activa ilustrativa de la figura 1 y una vista en sección transversal de la aleta activa, tomada a lo largo de la línea A-A de la figura 3.

La figura 4 representa una sección transversal ilustrativa de la aleta activa de la figura 1 con un sistema de control mecánico.

La figura 5 representa una sección transversal ilustrativa de la aleta activa de la figura 1 con un sistema de control controlado por ordenador.

50 La figura 6 representa un gráfico de comparación de carga de diseño.

La figura 7 representa un gráfico de comparación de tensión de diseño y momento de carga.

La figura 8 representa un diagrama de flujo que ilustra detalles de un dispositivo de modificación de flujo de aire controlable.

### 55 **Descripción detallada**

#### **Visión de conjunto**

60 Esta solicitud describe aletas activas de acuerdo con la reivindicación 1 para mejorar la eficiencia, el rendimiento y la estética de una aeronave, así como disminuir el coste y el tiempo de certificación. Tales aletas activas incluyen dispositivos de modificación de flujo de aire controlables. Al tener dispositivos de modificación de flujo de aire controlable, tales aletas activas pueden ser capaces de ajustar los bordes y/o porciones de las superficies de control de un dispositivo de modificación de flujo de aire controlable en respuesta a los datos del factor de carga en vuelo y a los datos de condición de vuelo.

65 Como se comentó anteriormente, la instalación de aletas para un ala existente mejora la eficiencia y el rendimiento

de la aeronave mediante la reducción de la fricción. Esta ventaja de rendimiento se produce a costa de añadir tensión adicional al ala, que no es explicado por el fabricante original de la aeronave. Como resultado, la instalación de aletas pasivas tradicionales en los aviones es cara, porque el ala debe analizarse completamente, aplicarse un proceso de retroingeniería, y probarse para determinar si el ala tiene la capacidad estructural para acomodar la adición de aletas. En la mayoría de los casos, se requieren modificaciones estructurales de las alas. En todos los casos, la vida útil (vida de fatiga) del ala se reduce, aumentando así el coste total de propiedad de la aeronave para el cliente. En contraste, las aletas activas descritas en el presente documento reducen los costes de ingeniería y certificación, porque aletas activas tienen un efecto estructural mínimo (potencialmente incluso beneficioso) mientras se mantiene un efecto aerodinámico positivo. Como se señaló anteriormente, una aleta activa de acuerdo con esta descripción puede tener un sistema de control de flujo de aire en forma de un dispositivo de modificación de flujo de aire controlable situado en la aleta. Este dispositivo de modificación del flujo de aire controlable situado en la aleta se puede ajustar, lo que puede cambiar las fuerzas aerodinámicas en el ala de la aeronave.

La aleta activa en una aeronave puede estar diseñada para mantener las cargas de sección de envergadura en o por debajo de los valores diseñados originalmente para un ala dada sin una aleta. Por lo tanto, la aleta activa puede eliminar el requisito de tener un ala reforzada debido a la adición de la aleta. Además, el dispositivo de modificación del flujo de aire controlable de la aleta activa puede estar configurado para reducir el momento de flexión del ala, moviendo el centro de presión del interior del ala y/o reducir el impacto de la aleta en la vida de fatiga del ala. Por lo tanto, la adición de la aleta activa no puede disminuir significativamente, en todo caso, la vida de servicio del ala y/o de la aeronave a la que está unido. En algunos casos, la adición de una aleta activa puede incluso reducir la fatiga y aumentar una vida de servicio global del ala y/o de la aeronave a la que está unida. Además, en las mismas u otras instancias, la adición de una aleta activa puede también aumentar la capacidad global de la capacidad de llevar a ala de la aeronave, aumentando así el potencial de peso bruto de la aeronave.

#### **Aleta activa ilustrativa**

La figura 1 representa una aleta activa ilustrativa 100 que se puede unir a un ala 102 de una aeronave (no mostrado). En una realización, la aleta activa 100 incluye una porción de cuerpo 104 que es, cuando está conectado a un ala de línea de base de una aeronave, sustancialmente paralelo al ala. La aleta activa 100 incluye una porción en ángulo 106 en el lado exterior de la porción de cuerpo 104 y una porción acoplable 108 en el lado interior de la porción de cuerpo 104. En este ejemplo, los lados exterior e interior de la porción de cuerpo 104 se describen con relación al ala 102, de tal manera que el lado exterior está más lejos del ala 102 que el lado interior. Además, la porción en ángulo 106 puede ser sustancialmente vertical en relación con la porción de cuerpo 104, de tal manera que se proyecta perpendicularmente desde la porción de cuerpo 104. Sin embargo, en otras realizaciones, la porción en ángulo 106 puede estar configurada para proyectarse desde la porción de cuerpo 104 en ángulos distinto de 90 grados. En aún otras realizaciones, la porción en ángulo 106 puede estar configurada para proyectarse desde la porción de cuerpo 104 en ángulos que incluyen proyectarse hacia abajo (en relación a la aeronave). Además, aunque la porción en ángulo 106 se describe anteriormente como que se proyecta desde el lado exterior de la porción de cuerpo 104, la aleta activa 100 puede estar diseñada de tal manera que la porción en ángulo 106 puede proyectarse desde el medio, o cualquier otro lugar, de la porción de cuerpo 104 (es decir, la porción en ángulo 106 puede estar situada en cualquier lugar entre los lados interior y exterior de la porción de cuerpo 104).

La aleta activa 100 incluye un dispositivo de modificación de flujo de aire controlable 110 en forma de una o más superficies de control 112 situadas en la porción de cuerpo 104 y/o la porción en ángulo 106. En una nueva manera de ejemplo, en una realización, el dispositivo de modificación de flujo de aire controlable 110 puede estar situado en la porción de cuerpo 104 de la aleta activa 100. En otra realización, el dispositivo de modificación del flujo de aire controlable 110 puede estar situado en la porción en ángulo 106 de la aleta activa 100. En todavía otra realización, el dispositivo de modificación de flujo de aire controlable 110 puede estar situado tanto en la porción de cuerpo 104 como en la porción en ángulo 106 de la aleta activa 100. Además, y a modo de ejemplo solamente, en la realización mostrada en la figura 1, el dispositivo de modificación del flujo de aire controlable 110 se muestra situado en la popa de la aleta activa 100 (es decir, la parte de atrás del lado de la aleta activa 100 en relación con la parte delantera de una aeronave). De esta manera, el ajuste del dispositivo de modificación de flujo de aire controlable 110 puede cambiar el ángulo de la superficie de control 112 en relación con la parte de popa (la porción de cuerpo 104 o la porción en ángulo 106) de la aleta 100 que activa la superficie de control 112. Además, como se muestra en la figura 1, la aleta activa 100 puede incluir dos dispositivos de modificación de flujo de aire controlables 110; sin embargo, son posibles más o menos dispositivos de modificación de flujo de aire controlable 110.

Además, como se muestra en la figura 1 a modo de único ejemplo, la porción en ángulo 106 se muestra como una forma básica trapezoidal. Sin embargo, la porción en ángulo 106 puede ser rectangular, triangular, oval, o de cualquier otra forma geométrica. Además, la superficie de control de flujo de aire 112 situada en la porción en ángulo 106 puede ser similar en forma a, o con la misma forma que, la superficie de control de flujo de aire 112 situada en la porción de cuerpo 104 de la aleta activa 100.

Además, la aleta activa 100 en la figura 1 ilustra, a modo de ejemplo y no de limitación, un sensor 114 situado en el centro de la porción de cuerpo 104 en la aleta activa 100. Sin embargo, el sensor 114 puede estar situado en cualquier lugar de la aleta activa 100, por ejemplo, puede estar situado en la porción en ángulo 106, en la parte

frontal de la porción de cuerpo 104 (en relación a la aeronave), en la popa de la porción de cuerpo 104 (en relación a la aeronave), en la superficie de la aleta 100, en el interior de la aleta 100 (es decir, que se encuentra dentro de la superficie de la aleta 100), en cualquier lugar dentro de toda la aeronave, o similares.

5 También se representa en la figura 1, a modo de ejemplo solamente, un ala 102 ilustrativa de una aeronave (no mostrado) antes de la fijación de una aleta activa 100 como se describió anteriormente. El ala 102 puede incluir un alerón 116 y una solapa 118. El alerón 116 y la solapa 118 se utilizan para el control de vuelo de la aeronave y en algunos casos pueden ser controlados por uno o más pilotos de la aeronave.

10 La figura 1 también muestra el ala modificada 120 ilustrativa que puede incluir el ala ilustrativa 102 acoplada a la aleta activa 100. El ala modificada 120 puede estar diseñada y fabricarse para una nueva aeronave, o la aleta activa 100 puede unirse al ala 102 existente. La aleta activa 100 del ala modificada 120 puede estar configurada en una forma similar al ala existente 102. Además, y a modo de ejemplo solamente, la aleta 100 puede ajustarse sobre una porción del ala existente 102, tal que el extremo del ala existente 102 reside dentro de la porción acoplable 108 de la aleta activa 100. En otras realizaciones, sin embargo, la aleta activa 100 puede estar unida al ala existente 102 mediante la fijación del extremo del ala 102 existente a la porción acoplable 108. Además, la aleta 100 puede estar fabricada del mismo material o similar al ala existente 102.

### 20 **Aeronave ilustrativa con aleta activa**

La figura 2 representa un sistema de alivio de cargas ilustrativo 200 implementado en una aeronave 202 que incluye al menos una aleta activa unida 100. Los componentes del sistema de alivio de carga 200 pueden incluir sensores 114, aleta(s) activa(s) 100, un sistema de control 204, y superficie(s) de control 112. A modo de ejemplo solamente, y no de limitación, la figura 2 ilustra una aleta activa 100 en cada ala de la aeronave 202. Sin embargo, las aletas activas 100 también se pueden colocar en otras superficies de la aeronave 202. Por ejemplo, las aletas activas 100 pueden estar situadas en las alas, como se muestra, o que pueden estar situadas en las alas de la cola, o en cualquier otra superficie horizontal o vertical de la aeronave 202.

30 Como se ha mencionado anteriormente, el sistema de alivio de cargas puede comprender un sistema de control 204. El sistema de control 202 puede estar configurado para controlar las aletas activas 100 de la aeronave 202. A modo de ejemplo solamente, y no de limitación, el sistema de control 204 puede incluir uno o más procesador(es) 206 para la recepción y el procesamiento de datos del sistema, incluyendo, pero no limitado a, datos del factor de carga en vuelo. En una realización, el procesador(es) 206 puede(n) recibir datos en vuelo desde los sensores 114. Como se ha mencionado anteriormente respecto a la figura 1, aunque los sensores 114 se muestran en el ala, se pueden encontrar en cualquier parte de la aeronave. El sistema de control 204, además, puede consistir en una memoria 208 para el almacenamiento de datos del factor de carga en vuelo. Los datos almacenados en la memoria 208 pueden incluir los datos de factor de carga recibidos previamente, datos de factores de carga registrados actualmente (es decir, los actuales en vuelo), o una recopilación de datos actuales en vuelo y/o datos en vuelo registrados previamente. A modo de ejemplo solamente, la memoria 208 del sistema de control 204 puede incluir un sistema operativo 210 y la lógica de control 212.

45 El sistema operativo 210 puede ser responsable de operar el sistema de control 204 mediante la interconexión de los datos con el procesador(es) 206 y proporcionando una interfaz gráfica de usuario (no mostrada) para la interacción con uno o más pilotos de la aeronave 202. La lógica de control 212 del sistema de control 204 puede estar configurada para operar la(s) superficie(s) de control 112 de los dispositivos de modificación de flujo de aire controlables 110 de la aleta activa 100. En una realización, la lógica de control 212 puede controlar la(s) superficie(s) de control 112 sobre la base de datos de factor de carga en vuelo recibidos desde el sensor(es) 114. Además, aunque no se muestra aquí, los parámetros predeterminados pueden ser almacenados en la memoria 206. Los parámetros predeterminados también pueden ser utilizados por la lógica de control 212 para determinar la operación de la(s) superficie(s) de control 112. En algunas realizaciones, el sistema de control 204 puede operar cada superficie de control 112 de manera simultánea o independientemente. A modo de ejemplo solamente, el sistema de control 204 de la figura 2 se ilustra en el casco de la aeronave 202; sin embargo, puede estar colocado en cualquier parte de la aeronave, incluyendo, pero no limitado a, la cabina del piloto, la cola, el ala, o similares.

### 55 **Dispositivos de modificación de flujo de aire Ilustrativos**

La figura 3 representa la aleta activa 100 de las figuras 1 y 2, e incluye una vista en sección transversal 300 de la aleta activa 100, tomada a lo largo de la línea A-A. La sección transversal 300 se realiza a través de la porción de cuerpo 104 de la aleta 100. Además, la sección transversal 300 de la porción de cuerpo 104 de la aleta 100 ilustra una realización de los componentes del sistema de control 204 de la figura 2 situados en la aleta activa 100. Como se muestra en la figura 3, el sistema de control 204 puede estar situado en la porción de cuerpo 104 de la aleta 100; sin embargo, el sistema de control 204 puede estar situado en la porción en ángulo 106 de la figura 1 de la aleta 100, en otras porciones de la aleta activa 100, o en cualquier lugar en la aeronave.

65 En una realización, a modo de ejemplo solamente, el sistema de control 204 puede estar comunicativamente y/o mecánicamente acoplado con la superficie de control 112 mediante una conexión 302. La figura 3 ilustra la conexión

302 como un acoplamiento sustancialmente recto desde el sistema de control 204 a la superficie de control 112. Sin embargo, la conexión 302 puede doblarse, girar, pivotar, o ser una serie de conexiones múltiples para hacer la conexión 304. La conexión 304 entre el sistema de control 202 y la superficie de control 112 puede ser operable de manera electrónica, mecánica, o con cualquier otro recurso para acoplar la superficie de control 112 al sistema de control 204. La superficie de control 112 puede estar acoplada a la aleta activa 100 mediante una bisagra, pivote, u otro dispositivo de giro 304, para permitir que la superficie de control 112 gire el extremo de popa y/o hacia abajo en relación con el cuerpo de la aleta activa 100. Como se señaló anteriormente, las órdenes dadas por el sistema de control 204 para operar el control superficie 112 de la aleta activa pueden basarse en los datos del factor de carga recibidos por el sistema de control 204 de los sensores 114 en la aeronave 202.

La figura 4 ilustra una realización 400 del sistema de control 204 como se ve a través de la sección transversal 300 de la aleta activa 100. Como se ha descrito con referencia a las figuras 2 y 3, el sistema de control 204 puede controlar la superficie de control 112 de la aleta activa 100 basado en datos de vuelo del factor de carga. El sistema de control 204 puede estar acoplado a la superficie de control 112, que puede ser ilustrativa del dispositivo de modificación del flujo de aire 110 ilustrado en la figura 1. La superficie de control 112 puede estar acoplada a la aleta activa 100 mediante una bisagra, pivote, u otro dispositivo de giro 304 para permitir que la superficie de control 112 se mueva en relación con las órdenes dadas por el sistema de control 204.

Además, a modo de ejemplo solamente, la figura 4 representa una realización ilustrativa de un sistema de control mecánico 402. El sistema de control mecánico 402 puede incluir un contrapeso 404 acoplado a un muelle 406. El contrapeso 404 puede estar fabricado de plomo, o cualquier otro peso que pueda activar el sistema de control mecánico 402. El muelle 406 puede estar hecho de muelles helicoidales, muelles de arco, o cualquier otro dispositivo que se utiliza para crear resistencia para el contrapeso 404. En una realización, y a modo de ejemplo solamente, el contrapeso 404 puede estar acoplado a la superficie de control 112 mediante un sistema de acoplamiento 408. A modo de ejemplo solamente, el sistema de acoplamiento 408 puede ser un objeto rígido, correa, cadena, u otro recurso para acoplar el contrapeso 404 a la superficie de control 112. El sistema de acoplamiento 408 se ilustra a modo de ejemplo solamente, con dos puntos de pivote 410 y 412, y un punto fijo 414. El sistema de acoplamiento 408 también puede contener una serie de puntos de pivote, ángulos, u otras conexiones. El sistema de acoplamiento 408 puede estar configurado para conectarse al muelle 406 en el punto fijo 414.

En una realización, el sistema mecánico 402 puede configurarse para reaccionar a las condiciones en vuelo, por ejemplo, una ráfaga de viento, maniobras producidas por uno o más pilotos, o cualquier otra condición en el ala de la aeronave. Con base a las condiciones en vuelo, el contrapeso 404 puede cambiar de posición dentro del sistema mecánico 402 en relación con el muelle. Por ejemplo, el contrapeso 404 puede descender, ascender, o cambiar de posición, dependiendo de las condiciones en vuelo. Cuando el contrapeso 404 cambia de posición, puede provocar que el sistema de acoplamiento 408 inicie una fuerza de resistencia sobre el muelle 406, haciendo que un contrapeso 416 se mueva en la dirección opuesta. En consecuencia, el movimiento del contrapeso 416 puede ajustar los dos puntos de pivote 410 y 412, de tal manera que el sistema de acoplamiento 408 hace que la conexión 306 ajuste la superficie de control 112.

La figura 5 ilustra una realización adicional 500 de un controlador lógico 502 como se ve a través de la sección transversal 300 de la aleta activa 100. Como se ha descrito con referencia a las figuras 2 a 4, el controlador lógico 502, al igual que el sistema de control 204 de la figura 4, puede controlar la superficie de control 112 de la aleta activa 100 basándose en los datos del factor de carga en vuelo. A modo de ejemplo, y no de limitación, la realización 500 de la figura 5 puede incluir uno o más sensores 114, un controlador lógico 502, y un motor 504. Los sensores 114 pueden ser representativos de los sensores ilustrados en la figura 1. Los sensores 114 pueden estar acoplados electrónicamente al controlador lógico 502. El controlador lógico 502 puede estar acoplado al motor 504. El motor 504, a modo de ejemplo solamente, puede ser un motor eléctrico. En un ejemplo, el motor 504 puede estar acoplado a la superficie de control 112. El motor 504 puede ser capaz de girar la parte de popa de la superficie de control 112 hacia arriba o hacia abajo, dependiendo de las condiciones recibidas en vuelo y de los factores de carga predeterminados programados en el controlador lógico 502. Además, el motor 504 puede estar acoplado a la superficie de control 112 mediante recursos electrónicos, neumáticos, hidráulicos o de otro tipo para accionar la superficie de control 112. En al menos una realización, y a modo de ejemplo solamente, el motor 504 puede hacer que la superficie de control 112 pivote sobre un eje, moviendo la porción de popa hacia arriba y/o hacia abajo para ajustar la superficie de control 112 según lo calculado por el controlador lógico 502.

El controlador lógico 502 puede estar situado en la aleta activa 100, la cabina del piloto (no mostrada), el fuselaje principal de la aeronave (no mostrado), o en cualquier lugar situado en la aeronave. Los datos de los factores de carga en vuelo se podrán recibir primero mediante los sensores 114 situados en la aeronave 202. La información puede ser resultante de maniobras deliberadas en vuelo por un piloto, ráfagas de viento u otras causas de cambios en las condiciones de la aeronave. La información recogida por los sensores 114 puede ser recibida por el controlador lógico 502 y los datos pueden ser analizados o transformados de otro modo. En un ejemplo, el controlador lógico 502 se puede programar con factores de carga predeterminados que pueden ser representativos de una marca y modelo específico de la aeronave. Además, el controlador lógico 502 puede calcular la posición de la superficie de control 112 basándose en las condiciones en vuelo para reducir al mínimo la carga de momento en el ala. En otras palabras, el controlador lógico 502 puede recibir las condiciones en vuelo y determinar la posición

necesaria de la superficie de control 112. Además, el controlador lógico 502 puede enviar una señal al motor 504 al que puede estar acoplado para efectuar el control de la superficie de control 112. A modo de ejemplo solamente, el motor 504 puede ser electrónico, neumático, hidráulico o cualquier otro tipo de motor.

5 **Gráficos de comparación ilustrativos**

10 La figura 6 ilustra un gráfico 600 que compara el factor de carga en un ala de una aeronave en relación con la posición en el ala de la aeronave. El ala de la figura 6 es una representación general de un ala y no es representativa de una marca o de modelo específico de un ala de aeronave. El eje X del gráfico es ilustrativo de la posición en el ala. Se representa en porcentaje (%) la semi-envergadura del ala. La longitud del ala es sólo una representación y no es limitativa del tamaño del ala en la que se puede instalar una aleta activa 100. El eje Y es representativo de la distribución de sustentación en el ala. La carga es mayor cuanto más cerca está del centro de la aeronave. El gráfico 600 es para fines ilustrativos, e ilustra un ejemplo de la distribución de la carga que una aeronave puede experimentar. El gráfico 600 no es restrictivo de si la carga distribuida puede ser mayor o menor en cualquier punto en el gráfico o no. El gráfico 600 es representativo de la forma básica de la carga distribuida que un ala puede encontrar.

20 El gráfico 600 ilustra la distribución de sustentación en un ala manufacturada tradicional, que está representada por la línea en el gráfico 600 con un guión y dos puntos. El gráfico 600 también ilustra la distribución de sustentación en el ala cuando se instala una aleta tradicional, que está representada por la línea discontinua. Además, el gráfico 600 ilustra la distribución de sustentación en el ala cuando se incorpora una aleta activa 100 en el ala. La comparación ilustra que la distribución de elevación causada por la aleta tradicional puede ser mayor en la punta del ala. Esto puede mover el centro de elevación del ala en el exterior, lo que puede aumentar las cargas de flexión de las alas. Sin embargo, cuando el ala tiene una aleta activa 100 utilizando el sistema de aleta activa 200 de alivio de la carga, la distribución de elevación en la punta del ala puede ser significativamente menor que la de una aleta tradicional. El gráfico 600 ilustra que la carga puede incluso caer por debajo de cero en la posición de la punta del ala (el punto más alejado de la aeronave). Estas cargas son representativas de la carga de diseño de la aeronave, que es la carga más alta de una aeronave puede soportar. Cuando las superficies controlables 112 de las aletas activas no están desplegadas, la aleta activa 100 produce los mismos beneficios de eficiencia que una aleta pasiva o fija. Cuando aumenta el factor de carga y las cargas sobre el ala aumentan, las superficies de control 112 en la aleta 100 pueden ajustarse para reducir las cargas sobre el ala. En una realización, las superficies de control 112 en la aleta activa pueden no desplegarse o no desviarse la mayoría del tiempo. Sin embargo, en otra realización, pueden desplegarse sólo cuando la carga en el ala se aproxima a las cargas de diseño originales.

35 La figura 7 ilustra un gráfico 700 que representa una comparación de la tensión de diseño de las alas de los sistemas de aleta activa, un ala con una aleta sin ningún sistema activo, y un ala estándar. La tensión de diseño o de diseño es la carga crítica a la que la estructura del ala está diseñada para soportar. El eje X representa la posición a lo largo de la longitud del ala de una aeronave. La unidad se muestra en porcentaje (%) de la semi-envergadura del ala. La longitud del ala es sólo una representación y no es limitativa del tamaño del ala en la que se puede instalar una aleta activa 100. Además, en la figura 7, el eje Y representa la carga en el ala. Esta carga es ilustrativa de la carga del momento de flexión de la raíz. La comparación muestra la carga estándar que soportan las alas. El gráfico 700 es sólo para fines ilustrativos y no pretende ser restrictivo de ninguna manera. El momento de flexión de carga de raíz puede ser mayor o menor para variar las marcas y los modelos de ala. El gráfico 700 también muestra la carga de un ala cuando se añade una aleta sin sistemas activos. El gráfico 700 muestra, además, las cargas en el ala cuando se añade un aleta al ala.

50 Con el sistema de aleta activa 200 habilitado en el aleta 100 las cargas de momento de diseño pueden ser inferiores a las cargas de diseño en el ala con una aleta sin ningún sistema activo. Además, con el sistema activo 200 habilitado en la aleta 100, las cargas de momento pueden ser menores que las cargas sobre las alas sin aletas instaladas. Las aletas tradicionales aumentan la tensión del ala, como una función del factor de carga, y reducen sustancialmente la vida de fatiga del ala. La pendiente de la curva de "tensión por g" es normalmente lineal y la adición de aletas pasivas aumenta la pendiente que reduce la vida útil esperada y la vida calculada del ala. Las aletas activas reducen la pendiente de esta curva, de modo que es la misma o menor que la pendiente de la curva original.

55 **Métodos ilustrativos**

60 La figura 8 ilustra un diagrama de flujo de un método 800 de recepción de datos, cálculo, y posicionamiento de la superficie de control. Como se describió anteriormente, los sensores reciben datos sobre la base de las condiciones de vuelo de la aeronave. El método puede implementarse, aunque no necesariamente, mediante los sensores 112 que se muestran en la figura. 1. En esta implementación particular, el método 800 comienza en el bloque 802, en el que el método 900 recibe los datos de los sensores situados en la aeronave. En el bloque 804 se recibe la señal y se calcula con los datos registrados previamente programados en el dispositivo de control ajustable. El dispositivo de control ajustable en el bloque 804 envía una señal, basada en el cálculo, para bloquear la superficie de control 806. En el bloque 806 la superficie de control recibe la señal y se puede ajustar hacia arriba o hacia abajo en función de su punto de articulación, dependiendo de la señal recibida desde el dispositivo de control ajustable.

**Conclusión**

5 Aunque las realizaciones se han descrito en un lenguaje específico de las características estructurales y/o actos metodológicos, debe entenderse que la descripción no se limita necesariamente a las características o actos descritos. Además, las características y los actos específicos se describen como formas ilustrativas de implementación de las realizaciones.

**REIVINDICACIONES**

1. Una aleta (100) que se puede unir de manera fija a un ala de línea de base de una aeronave (120, 200) que comprende:
- 5 una porción horizontal que es sustancialmente paralela al ala de línea de base de la aeronave, cuando la aleta está unida al ala de línea de base, y una porción en ángulo acoplada con la porción horizontal (106), estando configurada la porción horizontal para unirse de manera fija a una porción exterior del ala de línea de base de la aeronave (120, 200), de tal manera que la porción en ángulo se proyecta en un ángulo hacia arriba desde la porción horizontal (106); y
- 10 un dispositivo de modificación del flujo de aire controlable que, cuando está unido al ala de línea de base de la aeronave, reduce una carga al ala del ala de línea de base por debajo de una carga de diseño, en el que el dispositivo de modificación del flujo de aire controlable está acoplado directamente a la parte horizontal de la aleta (112) y es interior respecto a la porción en ángulo (100),
- 15 en donde el dispositivo de modificación del flujo de aire controlable está acoplado a un borde de salida de la porción horizontal de la aleta (100, 112).
2. La aleta de la reivindicación 1, estando configurado el dispositivo de modificación del flujo de aire controlable para ajustar una superficie de control de la aleta al menos de un modo electrónico, mecánico, hidráulico o neumático (302, 402, 502).
- 20 3. La aleta de la reivindicación 1, estando el dispositivo de modificación del flujo de aire controlable acoplado a un sistema de control (204) para controlar una superficie de control de la aleta (112).
- 25 4. La aleta de la reivindicación 3, comprendiendo el sistema de control un dispositivo de control (204, 502) con lógica de control (212), estando acoplado el dispositivo de control comunicativamente a un sensor colocado en la aeronave (114).
- 30 5. La aleta de la reivindicación 4, estando el dispositivo de control (502) configurado para recibir una señal desde el sensor situado en la aeronave (114) para indicar los factores de carga en vuelo de la aeronave (600), las condiciones de vuelo de la aeronave (700) o los factores de carga en vuelo y las condiciones de vuelo de la aeronave (600, 700).
- 35 6. La aleta de la reivindicación 5, estando el dispositivo de control (502) configurado además para ajustar el dispositivo de modificación del flujo de aire controlable (304, 504) al menos parcialmente sobre la base de la señal procedente del sensor situado en la aeronave (114).
- 40 7. La aleta de la reivindicación 1, en la que la porción en ángulo está fija con relación a la porción horizontal (104, 106).
8. La aleta de la reivindicación 1, que comprende además un sistema de control (502) para controlar activamente el dispositivo de modificación del flujo de aire controlable (110) para aliviar las cargas que afectan al ala de la aeronave.
- 45 9. La aleta de la reivindicación 1, que comprende además un sistema de control (204) para controlar activamente el dispositivo de modificación del flujo de aire controlable (110) para reducir la fatiga de la aeronave.
10. Un método que comprende:
- 50 recibir datos de factores de carga en vuelo desde un sensor situado en una aeronave (802); y  
ajustar (804) un dispositivo de modificación de flujo de aire controlable (110) situado en una aleta unida de manera fija a una porción exterior de un ala de línea de base de la aeronave (100, 102, 202) basado al menos en parte en los datos del factor de carga recibidos en vuelo, estando situado el dispositivo de modificación del flujo de aire controlable en una porción horizontal de la aleta sustancialmente paralelo al ala de línea de base de la aeronave (800), en el que la porción horizontal de la aleta está situada en el interior desde una porción vertical que está acoplada a y se proyecta en un ángulo hacia arriba desde la porción horizontal (100),
- 55 en donde el dispositivo de modificación del flujo de aire controlable (110) comprende un borde de una superficie de control (112).
- 60 11. El método de la reivindicación 10, en el que el borde está acoplado a una bisagra (304).
12. El método de la reivindicación 10, en el que el ajuste del dispositivo de modificación del flujo de aire controlable comprende la rotación de la superficie de control en la articulación a lo largo de un eje horizontal, de modo que un borde de la superficie de control diferente del borde acoplado a la articulación se mueve hacia arriba o hacia abajo en relación a la porción horizontal de la aeronave (300).
- 65

13. El método de la reivindicación 10, en el que el ajuste del dispositivo de modificación de flujo de aire controlable está configurado para al menos uno de reducir una carga del ala de un ala de la aeronave moviendo un centro de la presión del ala hacia el interior o de reducir un impacto de una aleta sobre una vida de fatiga de un ala de la aeronave, comprendiendo la carga del ala al menos uno de un momento de flexión o un momento de torsión del ala (600, 700).

5

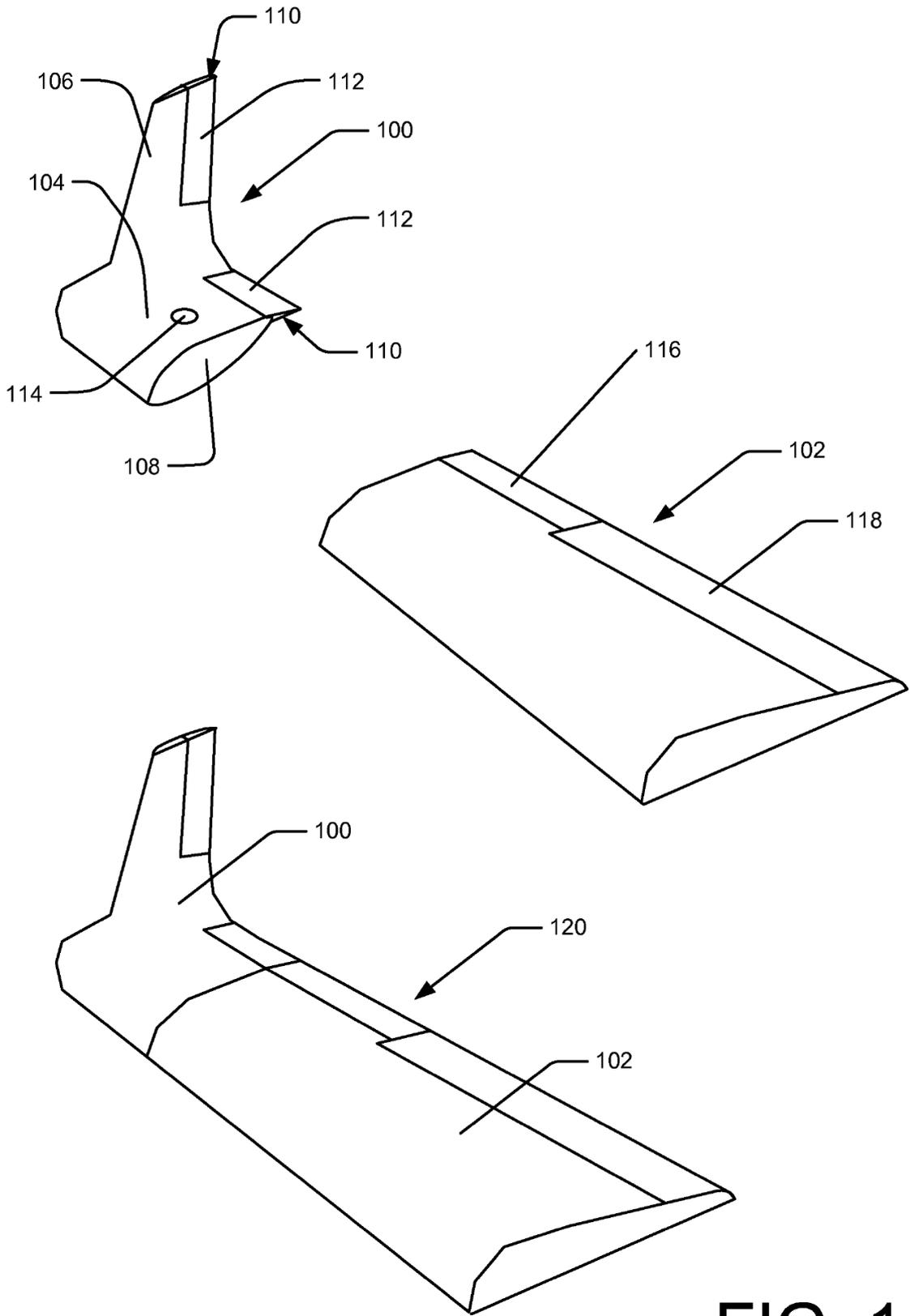


FIG. 1

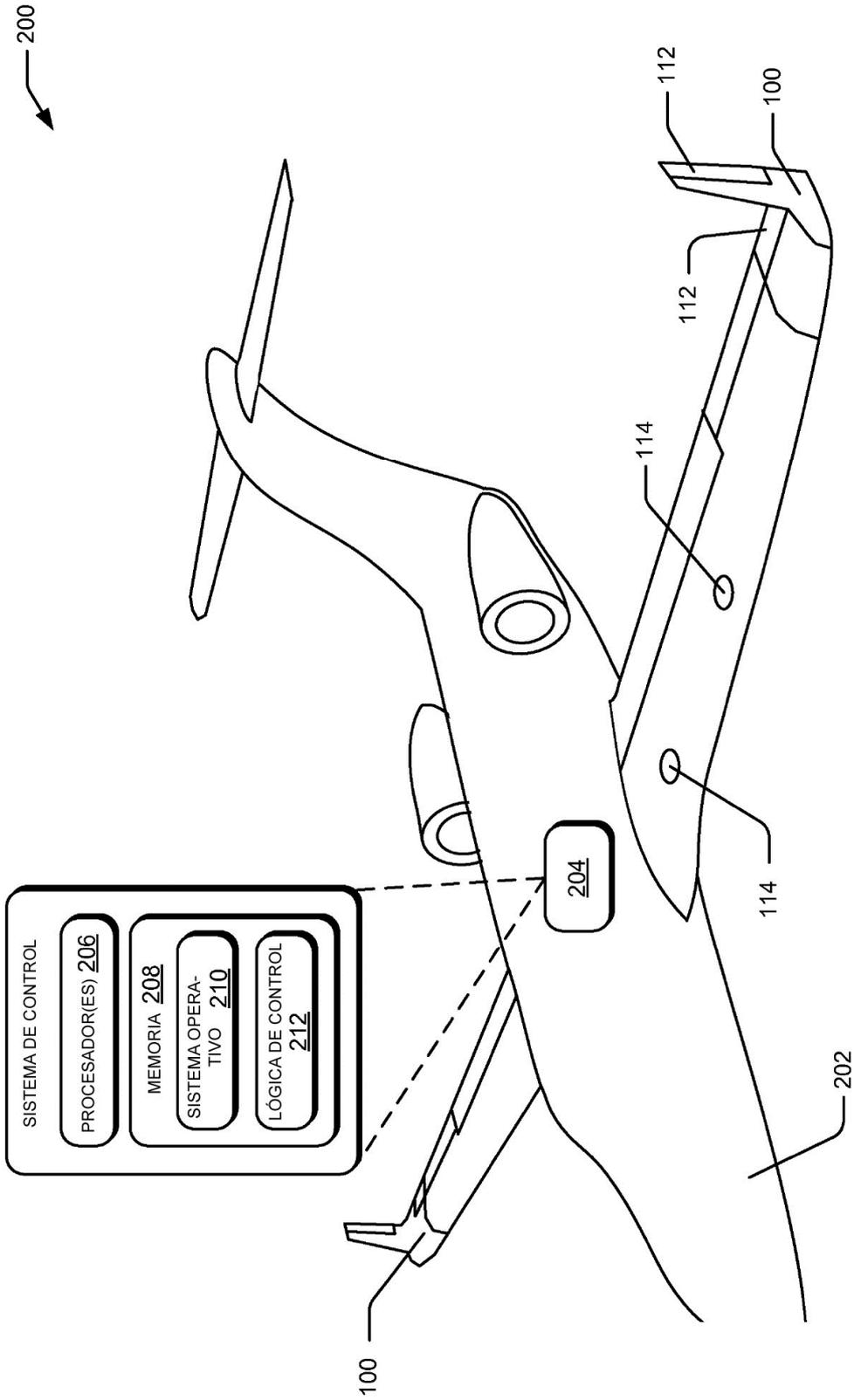


FIG. 2

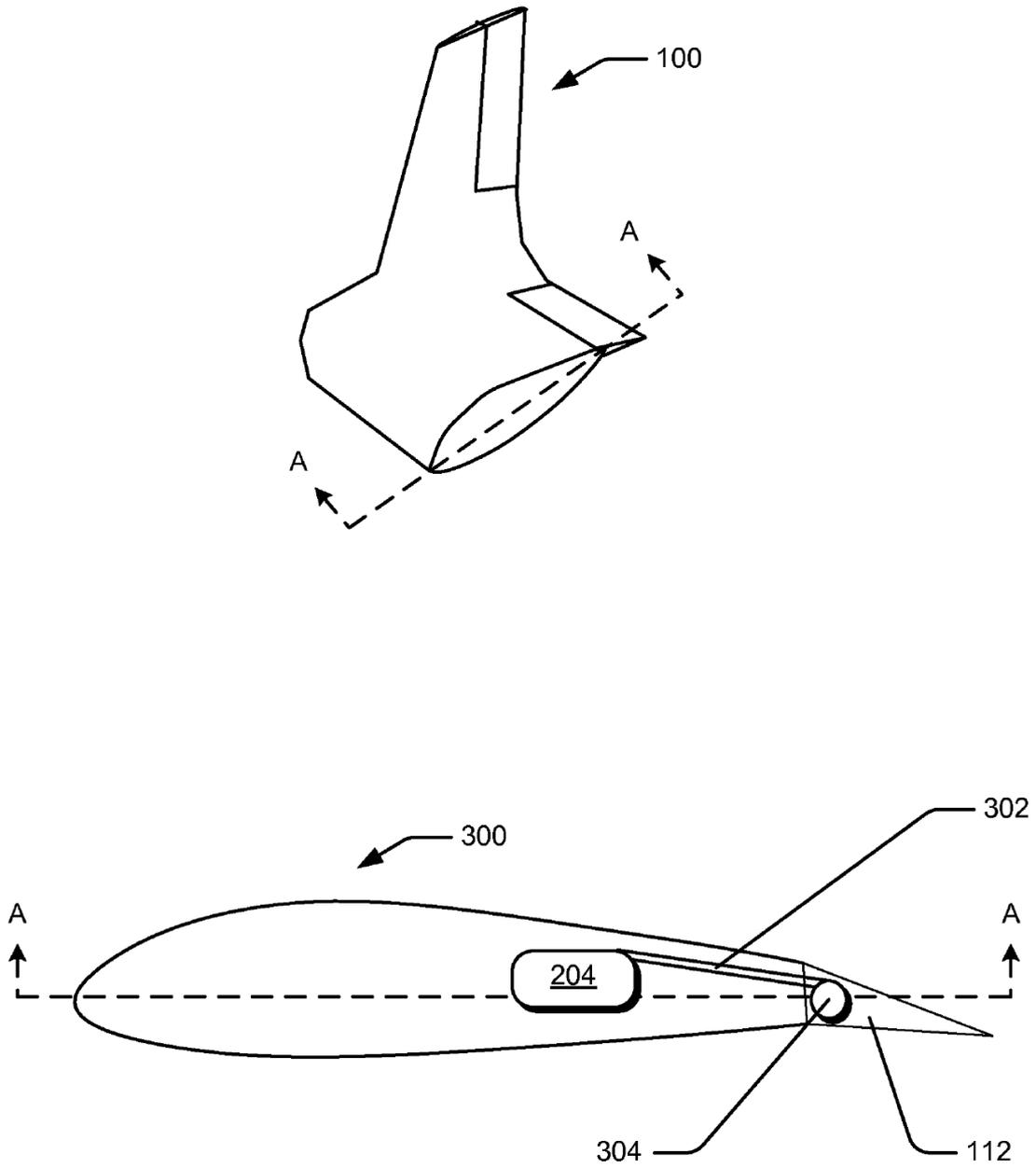


FIG. 3

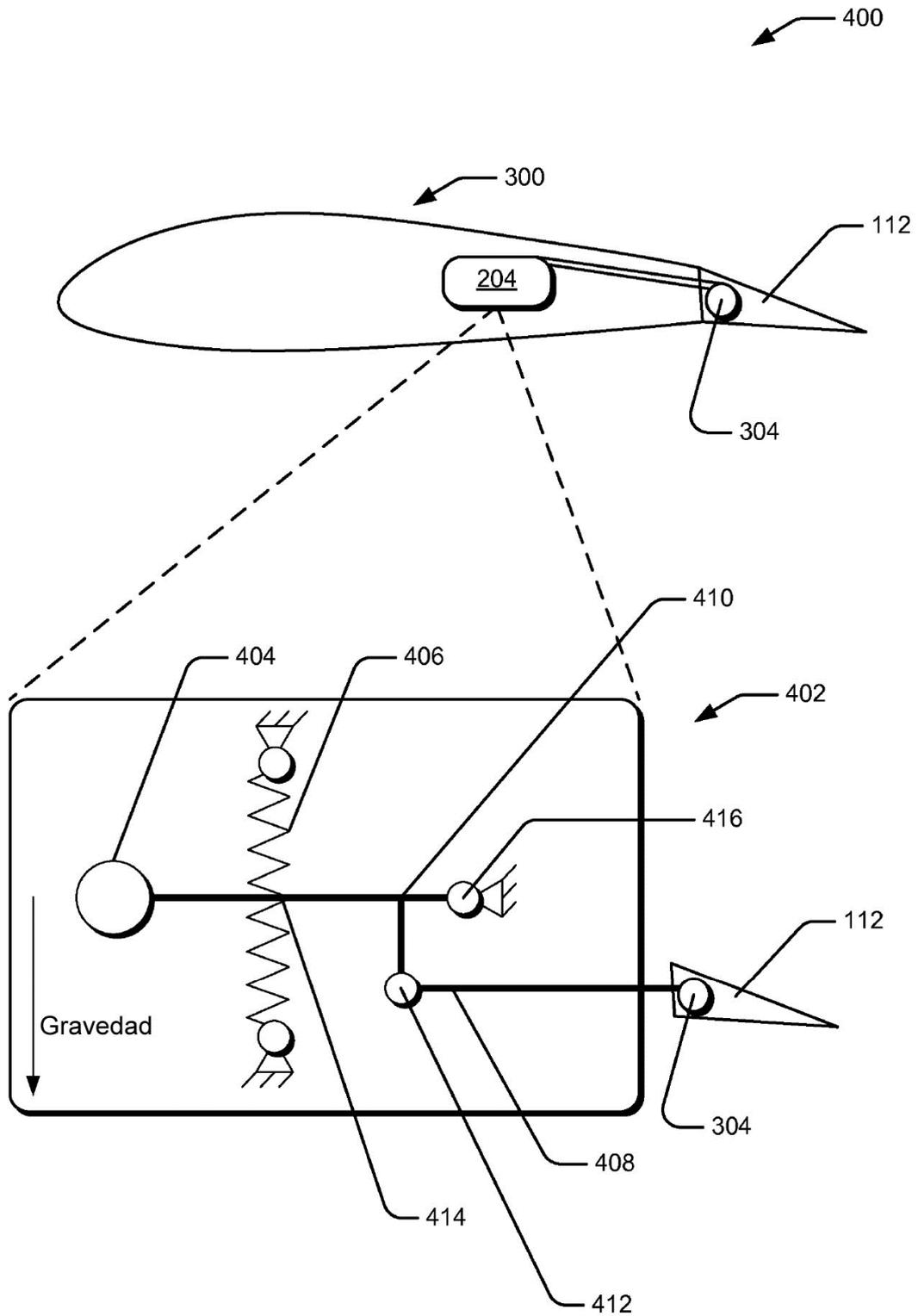


FIG. 4

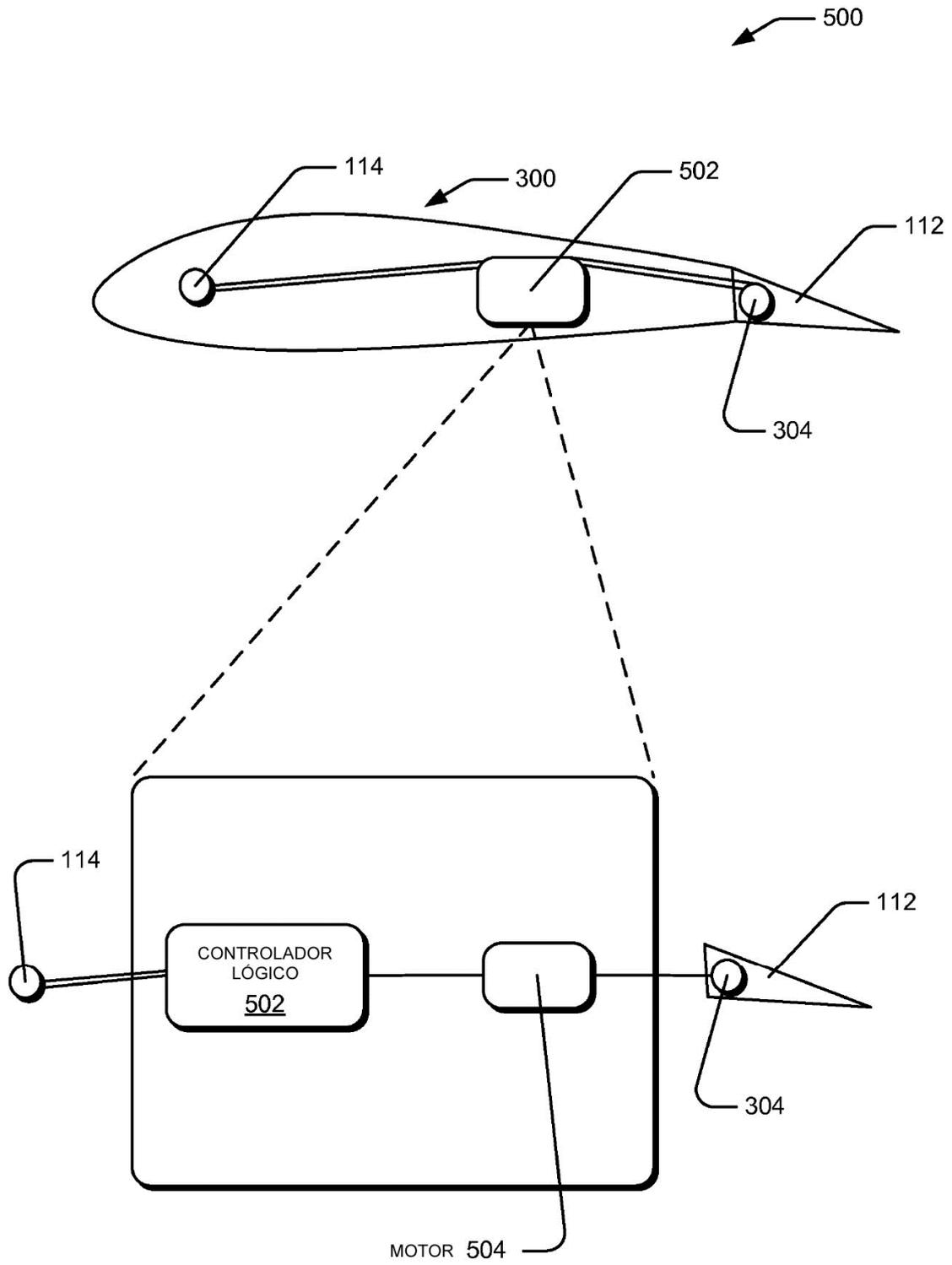


FIG. 5

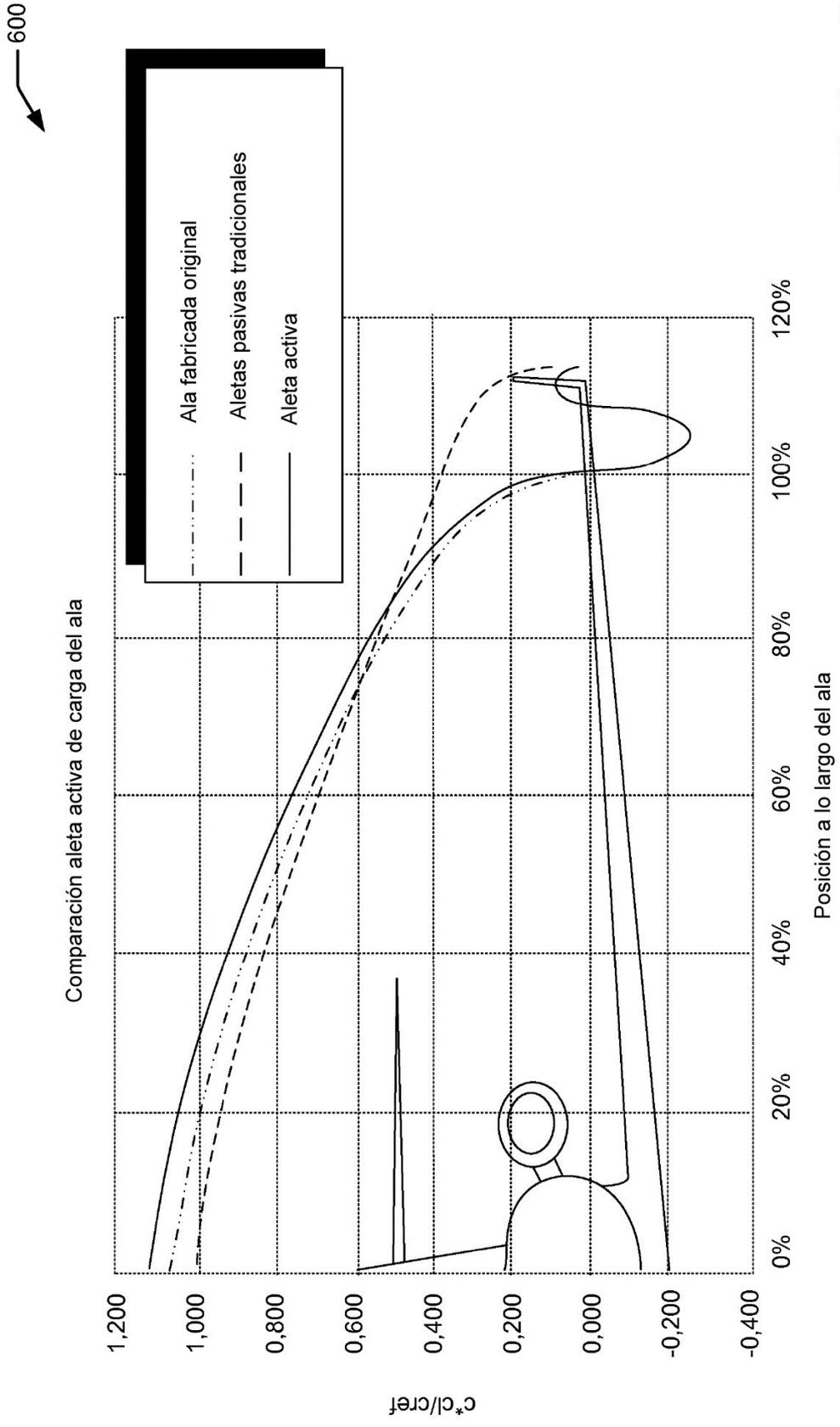


FIG. 6

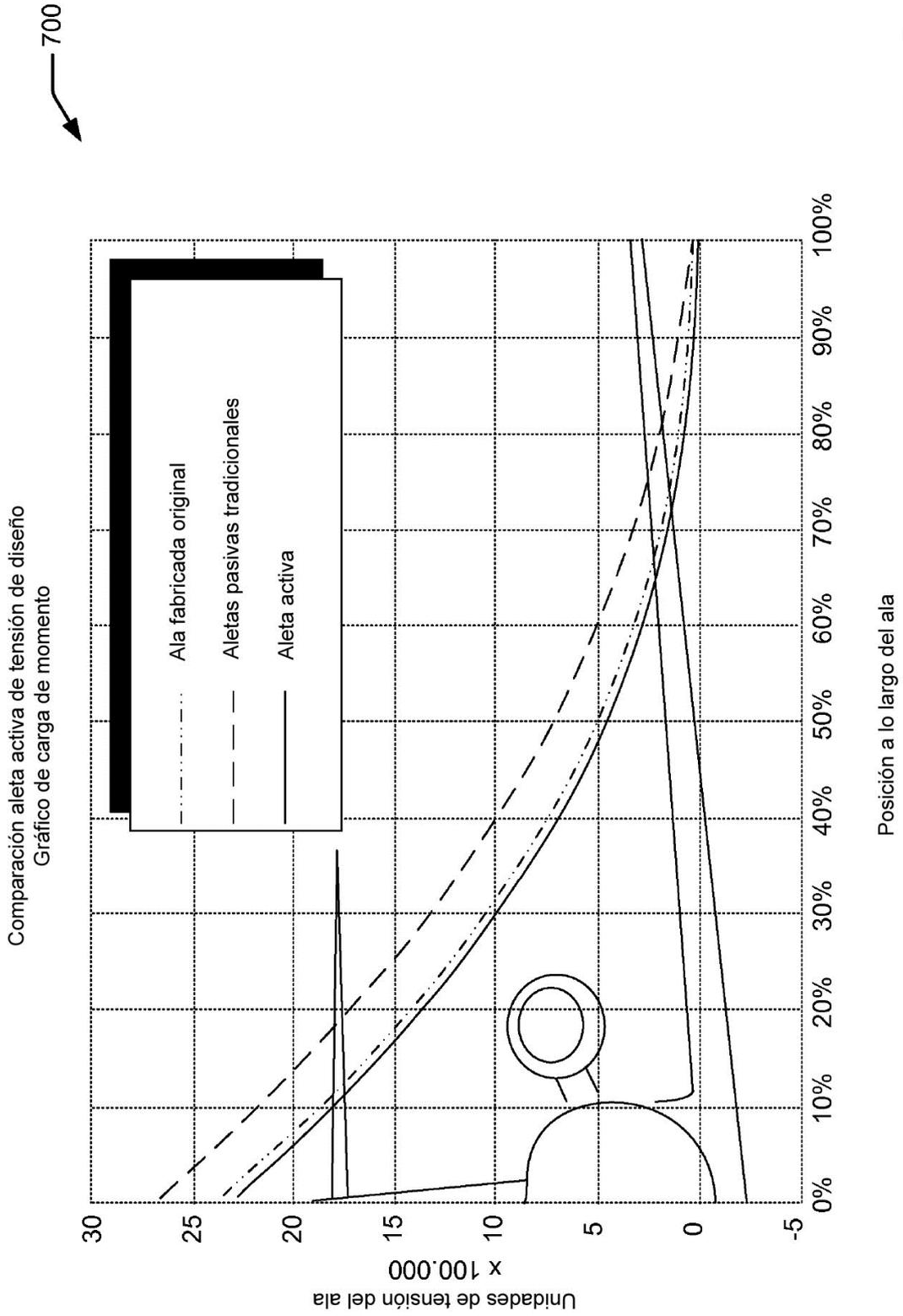


FIG. 7

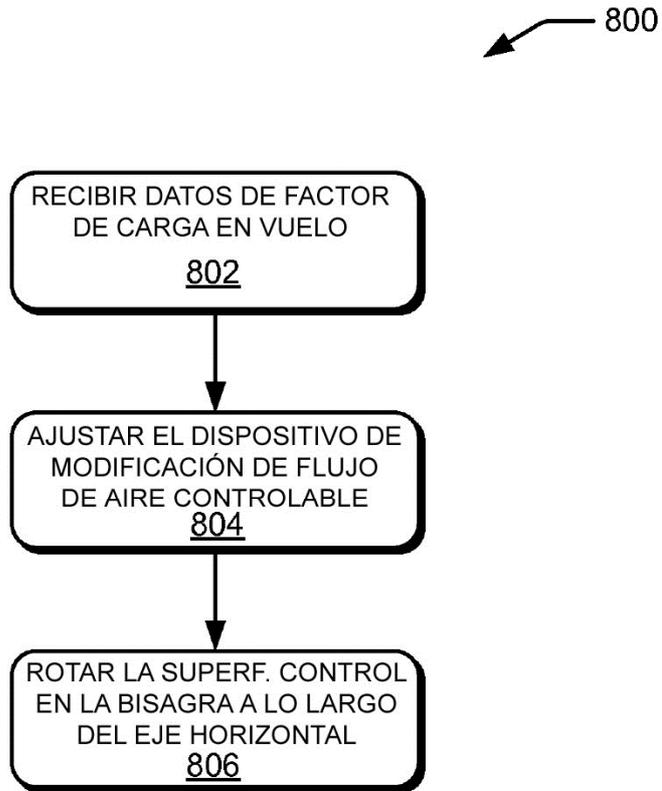


FIG. 8