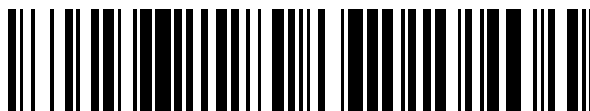


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 747 639**

51 Int. Cl.:

B64C 23/06 (2006.01)

B64C 13/16 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **05.02.2014 PCT/US2014/014956**

87 Fecha y número de publicación internacional: **24.12.2014 WO14204524**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **05.02.2014 E 14814607 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **28.08.2019 EP 2953849**

54 Título: **Control de carga periódica de dispositivo controlable de modificación de flujo de aire**

30 Prioridad:
05.02.2013 US 201361761187 P

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
11.03.2020

73 Titular/es:
**TAMARACK AEROSPACE GROUP, INC. (100.0%)
2021 Industrial Drive
Sandpoint, ID 83864, US**

72 Inventor/es:
GUIDA, NICHOLAS, R.

74 Agente/Representante:
VALLEJO LÓPEZ, Juan Pedro

ES 2 747 639 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

Control de carga periódica de dispositivo controlable de modificación de flujo de aire

5 Referencia cruzada con solicitudes relacionadas

Esta solicitud reivindica la prioridad y no es una solicitud provisional de, la Solicitud de Patente de los Estados Unidos n.º 61/761.187 presentada el 5 de febrero de 2013, titulada "CONTROLLABLE AIRFLOW MODIFICATION DEVICE PERIODIC LOAD CONTROL".

10

Antecedentes

En la industria de la aviación existe una necesidad cada vez mayor de aumentar la eficiencia de las aeronaves y reducir la cantidad de combustibles fósiles consumidos. Se han diseñado e instalado dispositivos de punta alar en muchos aviones, incluidos los grandes aviones de múltiples pasajeros para aumentar la eficiencia, el rendimiento y la estética. Tales dispositivos de punta alar suelen consistir en una porción de cuerpo horizontal que puede unirse al extremo de un ala y a una porción angular que puede extenderse verticalmente hacia arriba desde la porción de cuerpo horizontal. Por ejemplo, se puede unir un dispositivo de punta alar a un ala preexistente de una aeronave para aumentar la eficiencia del vuelo, el rendimiento de la aeronave o incluso para mejorar la estética de la aeronave. De manera similar, se han utilizado extensiones de ala simples para abordar objetivos similares.

15

20

Sin embargo, el coste de instalar un dispositivo de punta alar o una extensión de ala en una aeronave a menudo es prohibitivo debido al requisito de reingeniería y certificación del ala después de instalar la extensión o el dispositivo de punta alar. Por tanto, la instalación posventa de dispositivos de punta alar y de extensiones de ala generalmente se ha reservado para grandes aeronaves que son propiedad y están operados por grandes compañías aéreas.

25

Los dispositivos de punta alar y las extensiones de ala existentes tienen una utilidad limitada, en el sentido de que cada dispositivo de punta alar y extensión de ala debe estar diseñado y certificado para un ala específica de un modelo de aeronave específico. Asimismo, la adición de un dispositivo de punta alar o extensión de ala a una aeronave generalmente aumenta las cargas en el ala, disminuyendo así la vida útil del ala y/o precisando la adición de un refuerzo estructural sustancial en el ala. El peso de este refuerzo estructural va en detrimento de cualquier eficiencia obtenida al añadir el dispositivo de punta alar en primer lugar. Además, los dispositivos de punta alar y las extensiones de alas existentes, que son fijos, no pueden adaptarse a los cambios en las condiciones de vuelo. Por consiguiente, sigue habiendo una necesidad en la técnica de mejorar los dispositivos de punta alar y las extensiones de ala de las aeronaves.

30

35

El documento US 2012/0187251 A1 muestra un dispositivo controlable de modificación de flujo de aire para aliviar cargas constantes.

40

El documento EP 2 834 146 A1 muestra dispositivos controlables de modificación de flujo de aire, que alivian cargas constantes.

45

El documento US 3.734.432 A muestra un sistema de supresión de flameo para aeronaves. El sistema contrarresta el flameo superponiendo señales de control de compensación de flameo sobre las señales de control regulares de las superficies de control de la aeronave.

50

El documento GB 2 136 746 A muestra un mecanismo para aumentar las velocidades de flameo de las alas de los aviones transónicos. El flameo se contrarresta extendiendo los flaps del deflector aerodinámico para los generadores de vórtice cuando se cumplen las condiciones de flameo.

55

Sumario

Este sumario se proporciona para introducir una selección de conceptos de una forma simplificada que se describen más adelante con más detalle en la Descripción Detallada. Este Sumario no está concebido para identificar características fundamentales o características esenciales de la materia objeto reivindicada, ni está destinado a ser utilizado para limitar el alcance de la materia objeto reivindicada. La presente invención solo está definida por la reivindicación independiente.

60

Esta divulgación describe sistemas activos de modificación del flujo de aire que pueden usar múltiples dispositivos controlables de modificación de flujo de aire. Por ejemplo, una aeronave puede comprender un fuselaje con un ala de línea de base acoplada a una extensión de ala activa. La extensión de ala activa puede comprender una pluralidad de dispositivos controlables de modificación de flujo de aire (CAMD). Un CAMD puede comprender una superficie de control y un sistema de control para controlar el movimiento de la superficie de control basándose, al menos en parte, en datos de carga en vuelo y/o históricos. El sistema de control puede configurarse para controlar múltiples CAMD independientemente o coordinados entre sí.

65

Varios ejemplos proporcionan una extensión de ala que se puede unir de manera fija a un ala de línea de base de una aeronave. En el presente documento la extensión de ala puede comprender una pluralidad de CAMD. Un CAMD puede estar acoplado a un sistema de control para controlar una superficie de control del CAMD. En varios ejemplos, el sistema de control puede configurarse para controlar una pluralidad de CAMD independientemente de un piloto automático y/o de un sistema de pilotaje por cable de la aeronave. El sistema de control puede comprender un dispositivo de control con lógica de control. El dispositivo de control puede estar acoplado comunicativamente a un sensor y/o múltiples sensores situados en la aeronave para recibir una señal que indique las condiciones de vuelo de la aeronave. El dispositivo de control puede configurarse para ajustar el CAMD al menos parcialmente en función de la señal del sensor situado en la aeronave.

Varios ejemplos proporcionan para su uso un sistema activo de modificación del flujo de aire que incluye una pluralidad de CAMD. Por ejemplo, el sistema puede recibir datos sobre las condiciones de vuelo de un sensor situado en una aeronave. El sistema puede ajustar una pluralidad de CAMD situados en una extensión de ala de la aeronave basándose al menos en parte en los datos recibidos sobre las condiciones de vuelo. Los CAMD pueden ajustarse, por ejemplo, mediante una rotación de una superficie de control para reducir la carga de un ala de la aeronave moviendo un centro de presión del ala hacia el interior, debiéndose y estando asociado el centro de presión a las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el ala, y/o para reducir el impacto de una extensión de ala en la resistencia a la fatiga de un ala de la aeronave. Además, o como alternativa, los CAMD pueden usarse para detectar y/o responder a cargas periódicas, por ejemplo, flameo aerodinámico, así como a cargas de torsión. Los CAMD pueden ajustarse independientemente el uno del otro o coordinados entre sí.

Breve descripción de los dibujos

La Descripción Detallada se expone con referencia a las figuras adjuntas. En las figuras, el/los dígitos más a la izquierda de un número de referencia identifican 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 Fig. 1 representa una extensión de ala ilustrativa con un dispositivo de punta de ala que se extiende verticalmente y que se puede unir al ala de una aeronave.

La Fig. 2 representa otra extensión de ala ilustrativa que se puede unir al ala de una aeronave.

La Fig. 3 representa una aeronave con las extensiones de ala ilustrativas unidas, teniendo cada extensión de ala múltiples dispositivos de modificación de flujo de aire.

Las Figs. 4A-H representan extensiones de ala y dispositivos de punta de ala ilustrativos.

Las Figs. 5A-F representan extensiones de ala ilustrativas unidas a alas ilustrativas de aeronaves.

La Fig. 6 representa la extensión de ala ilustrativa con un dispositivo de punta de ala de la Fig. 1 y una vista en sección transversal de la extensión de ala con un dispositivo de punta de ala, tomada a lo largo de la línea A--A de la Fig. 6.

La Fig. 7 representa una sección transversal ilustrativa de la extensión de ala con un dispositivo de punta de ala de la Fig. 1 con un sistema de control mecánico.

La Fig. 8 representa una sección transversal ilustrativa de la extensión de ala con un dispositivo de punta de ala de la Fig. 1 con un sistema de control controlado por ordenador.

La Fig. 9 representa un gráfico de una comparativa de la carga de diseño.

La Fig. 10 representa un gráfico de una comparativa de la tensión de diseño y la carga de momento.

Las Figs. 11A-D representan una extensión de ala ilustrativa con un dispositivo de punta de ala que se extiende verticalmente, una vista desde un borde trasero de la extensión de ala con un dispositivo de punta de ala representado en la Fig. 11A, y una vista en sección transversal de la extensión de ala con un dispositivo de punta de ala tomada a lo largo de la línea C--C de la Fig. 11B.

La Fig. 12 representa una aeronave con extensiones de ala ilustrativas unidas.

La Fig. 13 representa un diagrama de flujo que ilustra el funcionamiento de dispositivos controlables de modificación de flujo de aire

Descripción detallada

Compendio

5 Esta solicitud describe dispositivos controlables de modificación del flujo de aire (CAMD) que se pueden usar en extensiones de ala activas para mejorar la eficiencia, el rendimiento y/o la estética de una aeronave. Los CAMD de acuerdo con esta solicitud también pueden reducir la fatiga de las alas de la aeronave, extender la vida útil de las alas de la aeronave y/o disminuir el coste y el tiempo de certificación asociados con añadir extensiones de ala a la aeronave. Las extensiones de ala también pueden incluir dispositivos de punta de ala que pueden mejorar aún más la eficiencia, el rendimiento y la estética de una aeronave. Como consecuencia de tener unos CAMD, tales extensiones de ala activas pueden ser capaces de ajustar bordes y/o porciones de las superficies de control de un CAMD en respuesta a los datos de las condiciones de vuelo.

15 Tal y como se ha expuesto antes, añadir extensiones de ala a un ala existente mejora la eficiencia y el rendimiento del avión al aumentar la sustentación y reducir la resistencia. Este beneficio para el rendimiento puede ser a costa de añadir una tensión adicional al ala que no estaba prevista por el fabricante original del avión. Como resultado, la instalación de extensiones pasivas de ala o dispositivos de punta alar tradicionales en los aviones es cara porque podría ser necesario efectuar un análisis completo del ala, una ingeniería inversa y ensayos para determinar si el ala tiene la capacidad estructural para acomodar la adición de dispositivos de punta alar. En la mayoría de los casos, cuando se instalan dispositivos de punta alar o extensiones de ala convencionales, se requieren modificaciones estructurales del ala. Además, la vida útil (resistencia a la fatiga) del ala se reduce por la adición de dispositivos de punta alar o extensiones de ala, aumentando así el coste total de la propiedad del avión para el cliente.

25 Además, la carga dinámica de un ala puede verse afectada. Por ejemplo, un ala puede estar sujeta a una carga periódica u oscilación comúnmente denominada flameo, así como a otras cargas de torsión. A menudo, las instalaciones de dispositivos de punta alar cambian la distribución de la sustentación a través de la envergadura del ala de un avión. Esto, con frecuencia, resulta en un cambio en las cargas estructurales en el ala durante la travesía. En algunas alas, esto puede resultar en un aumento en la torsión del ala, lo que puede ser indeseable o inaceptable desde una perspectiva estructural. Una respuesta al aumento de la carga torsional es el refuerzo del ala, que a menudo es pesado debido, por ejemplo, a la estructura adicional.

35 Por el contrario, las extensiones de ala activas descritas en este documento reducen los costes de ingeniería y certificación asociados con la adición de extensiones de ala porque las extensiones activas tienen un efecto estructural mínimo (potencialmente incluso beneficioso) a la vez que mantienen un efecto aerodinámico positivo. En otras palabras, las extensiones de ala activas descritas en este documento mejoran la eficiencia y el rendimiento del avión al aumentar la sustentación y reducir la resistencia, sin los inconvenientes (por ejemplo, tensión y fatiga añadidas y/o reingeniería del ala) asociados con los dispositivos de punta alar fijos y las extensiones de ala convencionales. Como se ha indicado antes, una extensión de ala activa, de acuerdo con esta divulgación, puede tener un sistema de control de flujo de aire en forma de uno o más CAMD situados en la extensión de ala. Se puede ajustar un CAMD situado en la extensión de ala, lo que puede cambiar las fuerzas aerodinámicas en el ala de la aeronave (por ejemplo, para mitigar o compensar las tensiones en el ala durante ráfagas de aire, maniobras y/o turbulencias).

45 Además, o como alternativa, se puede ajustar un CAMD situado en la extensión de ala, lo que puede cambiar las fuerzas aerodinámicas en el ala de la aeronave (por ejemplo, para mitigar o compensar tensiones torsionales en el ala durante diferentes regímenes de vuelo, incluyendo, pero sin limitarse a ello, el flameo). Por ejemplo, el sistema CAMD puede detectar un aumento en la torsión y compensarlo, aliviando las cargas del ala inducidas por una torsión para una mayor integridad estructural. El flameo puede referirse a una deformación dinámica y cíclica de una estructura aerodinámica como resultado de una interacción entre propiedades estructurales y condiciones de vuelo. El flameo es con frecuencia catastrófico, ya que las deformaciones de la estructura pueden aumentar exponencialmente hasta el fallo si se producen a determinadas frecuencias. La instalación de un dispositivo de punta alar potencialmente puede cambiar las propiedades estructurales de un ala, lo que puede cambiar las frecuencias naturales del ala y, por lo tanto, aumentar el riesgo de flameo. Con frecuencia, se pueden añadir pesos de equilibrio al dispositivo de punta alar para amortiguar pasivamente el flameo. Se puede usar un CAMD para detectar la aparición del flameo y reaccionar para amortiguarlo antes de que la estructura del ala se dañe.

60 Al detectar y reaccionar a la carga dinámica y/o torsional, un CAMD puede proporcionar protección estructural con una pequeña cantidad de instalación adicional. También, la amortiguación del flameo es una consideración cuando se diseñan aviones, en particular aviones diseñados para navegar a velocidades más altas. La amortiguación activa del flameo con un CAMD puede proporcionar una instalación con menos peso que un dispositivo de punta alar o extensión de ala pasivo y potencialmente permitir que el avión vuele a mayor velocidad. Además, el ajuste activo de la torsión del ala durante la travesía puede tener impactos positivos significativos en la integridad del ala, así como beneficios a largo plazo en cuanto a la fatiga del ala.

65 La extensión de ala activa en una aeronave puede estar diseñada para mantener cargas de sección en la envergadura en o por debajo de los valores diseñados originalmente para un ala dada sin una extensión de ala. Por

tanto, la extensión de ala activa puede eliminar el requisito de reforzar un ala debido a la adición de la extensión de ala. Además, el CAMD de la extensión de ala activa puede configurarse para reducir el momento de flexión del ala moviendo el centro de presión del ala hacia el interior y/o reducir el impacto de la extensión de ala en la resistencia a la fatiga del ala. Por lo tanto, la adición de la extensión de ala activa puede no disminuir significativamente, si lo hace, la vida útil del ala y/o de la aeronave a la que está unida. En algunos casos, la adición de una extensión de ala activa puede incluso reducir la fatiga y aumentar la vida útil global del ala y/o de la aeronave a la que está unida. Además, en el mismo caso u otros, la adición de una extensión de ala activa también puede aumentar la capacidad global de la capacidad de transporte del ala de la aeronave, aumentando así el potencial de peso bruto de la aeronave.

A menudo, varias condiciones de vuelo incluyen, pero sin limitarse a ello, regímenes de vuelo a 1-g que pueden causar una carga torsional en un ala, de modo que se añade una cantidad de refuerzo estructural al ala para reducir el efecto de la carga torsional en la integridad estructural, así como las deformaciones o movimientos en el ala. Por ejemplo, aunque una aeronave puede estar en un régimen de vuelo a 1-g, la velocidad del aire y el peso de la aeronave, entre otros factores, pueden causar una carga torsional en el ala suficiente como para cambiar el flujo aerodinámico efectivo del alabeo positivo y/o del alabeo negativo sobre las alas. Este cambio causado por la carga torsional puede afectar negativamente a la eficiencia de la aeronave en esa condición de vuelo. Además, o como alternativa, la carga torsional puede hacer que cualquier dispositivo de punta de ala que esté presente se desvíe de su alineación correcta. Por ejemplo, los dispositivos de punta de ala a menudo están diseñados para una determinada condición de vuelo, por ejemplo, una velocidad y altitud optimizadas. A menudo, una desviación de la velocidad del aire y/o altitud optimizadas puede hacer que el dispositivo de punta de ala se comporte con menos eficiencia que la diseñada. Algunas de estas pérdidas de eficiencia pueden deberse a un cambio en la alineación del dispositivo de punta de ala con el flujo entrante debido a un giro en el ala a partir de una carga torsional.

Varios ejemplos contemplan desplegar un CAMD a varias posiciones en diversas condiciones de vuelo para reducir o resolver algunos o todos estos problemas. Por ejemplo, un CAMD puede ser desviado una primera cantidad a una primera posición en una primera condición de vuelo donde, por ejemplo, la primera condición de vuelo está causando una carga torsional en un ala. La desviación del CAMD a la primera posición puede causar que el flujo sobre el ala provoque una fuerza aerodinámica que contrarreste la carga torsional en el ala. Varios ejemplos contemplan que el contrarrestar la carga torsional del ala en la primera condición de vuelo puede posibilitar la eliminación de refuerzos estructurales previamente añadidos y/o evitar la adición de refuerzos estructurales en primer lugar. Varios ejemplos contemplan que el uso de un CAMD de esta o de otra forma se puede integrar en el diseño original de una aeronave, como conversión posventa o combinación de los mismos. Por ejemplo, una aeronave puede estar diseñada para una envolvente de vuelo dada en la que un CAMD no está integrado en la aeronave. Sin embargo, se podría desear modificar la aeronave para que se desenvuelva en una envolvente de vuelo diferente. La nueva envolvente de vuelo podría requerir dispositivos de punta de ala, extensiones de ala, reducción de peso, combinaciones de los mismos u otras modificaciones adicionales y/o diferentes. Varios ejemplos contemplan que la inclusión de un CAMD pueda permitir que la aeronave se desenvuelva en una envolvente de vuelo diferente con una mayor eficiencia, por ejemplo, reduciendo la cantidad de refuerzos estructurales requeridos. Además, o como alternativa, la integración de un CAMD puede permitir que una aeronave alcance partes de una envolvente de vuelo que podrían no ser posibles con los métodos tradicionales y la tecnología existente.

Además, o como alternativa, varios ejemplos contemplan desplegar un CAMD en una posición para hacer que un dispositivo de punta de ala permanezca en, o más cerca de, una alineación apropiada. Por ejemplo, en una condición de vuelo dada, las cargas aerodinámicas que se ejercen sobre un ala pueden causar una carga torsional y hacer que un ala se retuerza. Esta torsión puede hacer que un dispositivo de punta de ala se desvíe de una alineación preferida con el ala y el flujo entrante. Varios ejemplos contemplan que el despliegue del CAMD a una posición puede causar una fuerza aerodinámica que puede contrarrestar la carga torsional. Esta fuerza de contrarrestado puede cancelar parte o toda la carga torsional y permitir que el ala reduzca o elimine la torsión efectiva en el ala y permita que el dispositivo de punta del ala se aproxime o vuelva a una alineación preferida con el ala y el flujo entrante.

Con frecuencia, una aeronave está diseñada para evitar el flameo en ciertas regiones de una envolvente de vuelo. A menudo, sin embargo, el flameo puede volverse crítico en condiciones de vuelo y con cargas de combustible críticas. El inicio de las condiciones de flameo es, con frecuencia, sensible a la altitud, la velocidad anemométrica real, entre otros factores. Un resultado frecuente de estos factores es que la aeronave está diseñada para evitar el flameo en regiones limitadas de una envolvente de vuelo. Además, los métodos tradicionales para reducir el flameo a menudo incluyen añadir lastre a porciones de las alas. Si bien el lastre adicional puede ser efectivo para limitar el flameo en ciertas partes de una envolvente de vuelo, con frecuencia, el lastre adicional aumenta el peso total de la aeronave y puede reducir la eficiencia global de la aeronave. Además, el peso adicional del lastre puede causar un refuerzo estructural adicional en porciones del ala para soportar el aumento de las tensiones causadas por el lastre en toda la envolvente de vuelo. Esto puede reducir aún más la eficiencia global de la

Varios ejemplos contemplan desplegar un CAMD a varias posiciones en diversas condiciones de vuelo para reducir o resolver algunos o todos estos problemas. Por ejemplo, un CAMD puede desplegarse a una posición sustancialmente estática para cambiar la carga en un ala en una determinada condición de vuelo lo que puede cambiar la respuesta armónica del ala lo suficiente como para evitar entrar en una condición de flameo. Esto también

puede permitir el reducir, eliminar y/o evitar cualquier lastre y estructura de soporte de la aeronave para evitar una condición crítica de flameo. Además, o como alternativa, esto puede permitir abordar posibles condiciones de flameo en múltiples regiones de una envolvente de vuelo, que de lo contrario no se abordarían.

5 Además, o como alternativa, varios ejemplos contemplan desplegar un CAMD en múltiples posiciones de manera periódica en una condición de vuelo determinada. Varios ejemplos contemplan que los cambios periódicos en las posiciones pueden causar fuerzas aerodinámicas que pueden cancelar parcial o totalmente y/o interrumpir un modo de refuerzo de la condición de flameo. Esto puede permitir que la aeronave evite entrar en determinadas condiciones de flameo. Esto también puede permitir el reducir, eliminar y/o evitar cualquier lastre y estructura de soporte de la aeronave para evitar una condición crítica de flameo. Además, o como alternativa, esto puede permitir abordar posibles condiciones de flameo en múltiples regiones de una envolvente de vuelo, que de lo contrario no se abordarían.

15 Varios ejemplos contemplan que el uso de un CAMD de esta o de otra forma se puede integrar en el diseño original de una aeronave, como conversión posventa o combinación de los mismos. Por ejemplo, una aeronave puede estar diseñada para una envolvente de vuelo dada en la que un CAMD no está integrado en la aeronave. Sin embargo, se podría desear modificar la aeronave para que se desenvuelva en una envolvente de vuelo diferente. La nueva envolvente de vuelo podría requerir dispositivos de punta de ala, extensiones de ala, reducciones de peso, combinaciones de los mismos u otras modificaciones. Varios ejemplos contemplan que la inclusión de un CAMD pueda permitir que la aeronave se desenvuelva en una envolvente de vuelo diferente con una mayor eficiencia, por ejemplo, reduciendo la cantidad de refuerzos estructurales requeridos. Además, o como alternativa, la integración de un CAMD puede permitir que una aeronave alcance partes de una envolvente de vuelo que podrían no ser posibles con los métodos tradicionales y la tecnología existente. Además, o como alternativa, varios ejemplos contemplan que un CAMD puede funcionar independientemente o junto con otras superficies de control de una aeronave.

25 Además, o como alternativa, se pueden añadir varias estructuras externas adicionales a una aeronave que pueden afectar a la aerodinámica de una aeronave. Por ejemplo, la adición de una estructura externa. Únicamente a modo de ejemplo, una estructura externa puede comprender un depósito de combustible externo, un compartimento externo. Por ejemplo, las aeronaves militares a menudo pueden llevar elementos externos de artillería, contramedidas, armamento, de selección de blancos y/o depósitos eyectables en las alas. Varios ejemplos contemplan que la adición de varias estructuras externas a un ala puede causar una carga periódica no deseada en una condición de vuelo. Además, o como alternativa, la eliminación de varias estructuras externas en un ala puede causar una carga periódica no deseada en una condición de vuelo. Además, o como alternativa, la adición de varias estructuras externas a un ala puede causar una primera carga periódica no deseada en una primera condición de vuelo y la eliminación de las diversas estructuras externas de un ala puede causar una segunda carga periódica no deseada en una segunda condición de vuelo. Varios ejemplos contemplan que la primera carga periódica no deseada puede ser la misma, similar o diferente a la segunda carga periódica no deseada. Además, o como alternativa, varios ejemplos contemplan que la primera condición de vuelo puede ser la misma, similar o diferente a la segunda condición de vuelo.

40 Varios ejemplos contemplan que al detectar y reaccionar a una carga dinámica y/o torsional, un CAMD puede proporcionar protección estructural al desviar una superficie de control causando una carga aerodinámica ventajosa que puede reducir o eliminar un efecto adverso en un ala producido por una carga periódica.

45 Tal y como se ha expuesto antes, esta divulgación describe sistemas activos de modificación del flujo de aire que pueden usar un único o múltiples dispositivos controlables de modificación del flujo de aire. Por ejemplo, una aeronave puede comprender un fuselaje con un ala de línea de base acoplada al fuselaje en un primer extremo del ala de línea de base. Además, o como alternativa, varios ejemplos contemplan que un ala puede comprender superficies de control que incluyen, pero sin limitarse a ello, alerones, flaps, flaperones, deflectores aerodinámicos, spoilerones, aerofrenos, dispositivos del borde de ataque, porciones deformables, aletas, elevadores, elevones, dispositivos controlables de modificación de flujo de aire o combinaciones de los mismos. Por ejemplo, el ala de línea de base puede tener superficies de control, incluyendo, por ejemplo, un alerón. La aeronave también puede comprender una extensión de ala. La extensión de ala puede comprender una porción horizontal acoplada al ala de línea de base en un segundo extremo, de modo que la porción horizontal esté hacia el exterior del ala de línea de base. La porción horizontal puede ser sustancialmente coplanar con el ala de línea de base, lo que significa, por ejemplo, que si el ala de línea de base tiene una configuración diédrica o anédrica, la porción horizontal puede continuar hacia afuera desde el ala de la línea de base en el mismo ángulo continuando la configuración diédrica o anédrica. Además, o como alternativa, la porción horizontal se puede establecer en ángulo con respecto al ala de la línea de base, por ejemplo, proporcionando una configuración diédrica o anédrica en la extensión de ala con respecto al ala de línea de base. La extensión de ala también puede comprender un único o una pluralidad de dispositivos controlables de modificación del flujo de aire (CAMD) directamente acoplados a la porción horizontal de la extensión de ala. La porción horizontal también puede comprender un primer segmento horizontal y un segundo segmento horizontal donde el primer segmento horizontal está dispuesto entre el ala de línea de base y el segundo segmento horizontal. En el presente documento, el primer segmento horizontal puede estar directamente acoplado a un primer CAMD de la pluralidad de CAMD, y el segundo segmento horizontal puede estar directamente acoplado a un segundo CAMD de la pluralidad de CAMD. Dicho de otra manera, el primer segmento horizontal que contiene el

primer CAMD puede estar situado hacia el exterior del ala de la línea de base y hacia el interior del segundo segmento horizontal que contiene el segundo CAMD.

5 Un CAMD puede comprender una superficie de control dispuesta en un borde del ala de línea de base. Por ejemplo, el borde puede ser un borde de ataque o un borde trasero. Por ejemplo, la superficie de control puede estar dispuesta en un borde trasero del ala de línea de base, de modo que la superficie de control es sustancialmente paralela al ala de la línea de base. El CAMD también puede comprender un sistema de control para controlar el movimiento de la superficie de control basándose, al menos en parte, en los datos de carga en vuelo. La superficie de control puede configurarse para la aeronave basándose, al menos en parte, en los datos históricos de vuelo. El sistema de control puede acoplarse comunicativamente a un sensor situado en la aeronave y configurarse para recibir una señal del sensor. Además, el sistema de control puede configurarse para controlar la superficie de control del CAMD independientemente de una superficie de control de otro CAMD. Además, o como alternativa, el sistema de control puede configurarse para controlar la superficie de control del primer CAMD de manera sincronizada con el segundo CAMD.

15 Varios ejemplos proporcionan una extensión de ala que se puede unir de manera fija a un ala de línea de base de una aeronave. En este caso, la extensión de ala puede comprender una porción horizontal que es sustancialmente paralela al ala de línea de base de la aeronave donde la porción horizontal puede configurarse para unirse de manera fija a una porción externa del ala de línea de base de la aeronave. La extensión de ala también puede comprender una pluralidad de CAMD acoplados a la porción horizontal de la extensión de ala. La extensión de ala además puede comprender un dispositivo de punta de ala que puede acoplarse directamente a una porción externa de la porción horizontal. En algunos ejemplos, el dispositivo de punta de ala también puede incluir una porción que se extiende verticalmente. La porción que se extiende verticalmente se extiende al menos un poco en dirección vertical, pero no necesita ser perpendicular a la porción horizontal o al horizonte. En otras palabras, la porción que se extiende verticalmente se extiende desde la porción horizontal a un ángulo que incluye una componente vertical.

20 Un CAMD puede estar acoplado a un sistema de control para controlar una superficie de control del CAMD. En varios ejemplos, el sistema de control puede configurarse para controlar un CAMD independientemente de un piloto automático y/o un sistema de pilotaje por cable de la aeronave. El sistema de control puede comprender un dispositivo de control con una lógica de control donde el dispositivo de control puede configurarse para acoplarse comunicativamente a un sensor situado en la aeronave. El dispositivo de control puede estar configurado, cuando está acoplado al sensor, para recibir una señal del sensor situado en la aeronave de las condiciones de vuelo de la aeronave. El dispositivo de control además está configurado para ajustar el CAMD al menos en parte en función de la señal del sensor situado en la aeronave.

35 Varios ejemplos prevén el uso de un sistema activo de modificación del flujo de aire. Por ejemplo, el sistema puede recibir datos sobre las condiciones de vuelo de un sensor situado en una aeronave. El sistema puede ajustar un único o una pluralidad de CAMD situados en una extensión de ala de la aeronave basándose, al menos en parte, en los datos recibidos sobre las condiciones de vuelo. En algunos ejemplos, los CAMD pueden estar situados en una porción horizontal de la extensión de ala que puede ser sustancialmente paralela a un ala de línea de base de la aeronave. Los CAMD pueden ajustarse rotando una superficie de control por una charnela a lo largo de un eje horizontal de modo que un borde de la superficie de control que no sea el borde acoplado a la charnela se mueva hacia arriba o hacia abajo en relación con la porción horizontal de la extensión de ala. El ajuste de los CAMD puede configurarse para reducir una carga de un ala de la aeronave moviendo un centro de presión del ala hacia el interior y/o para reducir el impacto de una extensión de ala sobre la resistencia a la fatiga de un ala de la aeronave. En el presente documento, por ejemplo, la carga del ala puede comprender un momento de flexión y/o un momento de torsión del ala. Además, o como alternativa, el ajuste de los CAMD puede reducir o suprimir la carga dinámica y/o armónica relacionada con el flameo. Esta carga puede ser una carga torsional a lo largo del eje longitudinal del ala. Por ejemplo, esta carga longitudinal puede hacer que una primera porción localizada del ala tienda a cabecear hacia arriba o hacia abajo, mientras que una segunda porción localizada del ala puede tender a cabecear hacia arriba y/o hacia abajo en mayor o menor medida que la primera porción localizada, en fase, fuera de fase o en una frecuencia diferente.

40 Los CAMD pueden ajustarse independientemente el uno del otro o coordinados entre sí. Por ejemplo, un primer CAMD puede ajustarse independientemente de un segundo CAMD. Además, o como alternativa, un primer CAMD puede ajustarse coordinado con un segundo CAMD. Por ejemplo, un primer CAMD puede ajustarse proporcionando una primera respuesta de control y un segundo CAMD puede ajustarse proporcionando una segunda respuesta de control. Varios ejemplos prevén que una magnitud de la segunda respuesta de control sea mayor que una magnitud de la primera respuesta de control. Varios ejemplos prevén que la sincronización de la primera respuesta de control sea posterior a la sincronización de la segunda respuesta de control. Varios ejemplos prevén que el primer y el segundo CAMD estén presentes en la misma extensión de ala.

45 Varios ejemplos contemplan un ejemplo con múltiples CAMD donde un primer CAMD puede abordar un primer tipo de carga y un segundo CAMD puede abordar un segundo tipo de carga. Por ejemplo, un CAMD interno puede abordar un alivio de la carga con respecto a una carga de ráfaga, mientras que un CAMD exterior puede abordar un alivio de la carga con respecto a una carga torsional o la transición a un régimen de vuelo que induzca un flameo o

viceversa. Además, o como alternativa, un único CAMD puede abordar parte o la totalidad del alivio de la carga con respecto a una carga de ráfaga y una carga torsional o transición a un régimen de vuelo que induzca un flameo mediante la superposición de los movimientos de respuesta del CAMD.

- 5 Además, o como alternativa, una respuesta de un CAMD a una condición de flameo puede ser un movimiento o desplazamiento armónico o periódico del CAMD, un desplazamiento estático (o un sesgo de punto neutro) del CAMD cuando las condiciones de vuelo que inducen el flameo se detectan, esperan, sospechan o una combinación de los mismos.

10 Extensiones de ala activas ilustrativas

La Fig. 1 representa una extensión de ala activa 100 ilustrativa que se puede unir a un ala 102 de una aeronave (no mostrada). En un ejemplo, la extensión de ala activa 100 puede incluir una porción de cuerpo 104 que puede ser sustancialmente paralela a un plano horizontal y/o un ala de una aeronave. Únicamente a modo de ejemplo y no de limitación, la extensión de ala activa 100 también puede incluir un dispositivo de punta de ala, por ejemplo, una porción angular 106 en el lado externo de la porción de cuerpo 104 y una porción 108 conectable en el lado interno de la porción de cuerpo 104. En este ejemplo, los lados externo e interno de la porción de cuerpo 104 se describen con relación al ala 102 de manera que el lado externo está más alejado del ala 102 que el lado interno. Además, la porción angular 106 puede ser sustancialmente vertical en relación con la porción de cuerpo 104 de manera que sobresalga perpendicularmente de la porción de cuerpo 104. Sin embargo, en otros ejemplos, la porción angular 106 puede configurarse para proyectarse desde la porción de cuerpo 104 a ángulos que no sean de 90 grados. En otros ejemplos más, la porción angular 106 puede configurarse para proyectarse desde la porción del cuerpo 104 a unos ángulos que incluyen proyectarse hacia abajo (en relación con la aeronave). Además, aunque se ha descrito antes que la porción angular 106 sobresale del lado externo de la porción de cuerpo 104, la extensión de ala activa 100 puede estar diseñada de manera que la porción angular 106 pueda proyectarse desde el centro o cualquier otra ubicación, de la porción de cuerpo 104 (es decir, la porción angular 106 puede situarse en cualquier ubicación entre los lados interno y externo de la porción de cuerpo 104). Además, aunque en la Fig. 1 se ilustra que la porción angular 106 sobresale desde el lado externo de la porción de cuerpo 104 en una configuración integrada con una transición sustancialmente suave desde la porción de cuerpo 104 hasta la porción angular 106, la transición entre la porción de cuerpo 104 y la porción angular 106 no necesita estar integrada y/o ser suave. Además, o como alternativa, la porción angular 106 puede tener múltiples superficies verticales o móviles que pueden ser sustancialmente verticales en determinadas configuraciones. Además, o como alternativa, la porción angular 106 puede extenderse por encima del ala 102, por debajo del ala 102 o una combinación de las mismas. Además, o como alternativa, la porción angular 106 puede estar desplazada con respecto al extremo del ala 102, por ejemplo, como parte de una porción externa de un dispositivo de punta de ala espiroidal. Además, o como alternativa, la porción de cuerpo 104 y la porción angular 106, solas o combinadas, pueden comprender al menos una porción de un dispositivo de punta alar, una placa de extremo, un espiroide, un dispositivo de punta alar dividido, una barrera, un rastrillo, una cola de golondrina o una combinación de los mismos.

La extensión de ala activa 100 puede incluir un dispositivo controlable de modificación del flujo de aire (CAMD) 110 en forma de una o más superficies de control 112 situadas en la porción de cuerpo 104 y/o la porción angular 106. A modo de ejemplo adicional, en un ejemplo, el CAMD 110 puede estar situado en la porción de cuerpo 104 de la extensión de ala activa 100. En otro ejemplo, el CAMD 110 puede estar situado en la porción de ángulo 106 de la extensión de ala activa 100. En otro ejemplo más, el CAMD 110 puede estar situado tanto en la porción de cuerpo 104 como en la porción angular 106 de la extensión de ala activa 100. Además, y únicamente a modo de ejemplo, en el ejemplo mostrado en la Fig. 1, el CAMD 110 se muestra situado en la popa de la extensión de ala activa 100 (es decir, en el lado posterior o borde trasero de la extensión de ala activa 100 en relación con la parte frontal de una aeronave). De esta forma, el ajuste del CAMD 110 puede cambiar el ángulo de la superficie de control 112 en relación con la porción de popa (porción de cuerpo 104 o porción angular 106) de la extensión de ala activa 100 en la que se encuentra la superficie de control 112. Además, como se muestra en la Fig. 1, la extensión de ala activa 100 puede incluir dos CAMD 110. Sin embargo, en otros ejemplos, se pueden usar más o menos CAMD 110 dependiendo de varios factores, tales como el tamaño de la aeronave y las características de rendimiento deseadas.

Además, como se muestra en la Fig. 1, únicamente a modo de ejemplo, la porción angular 106 se muestra como una forma trapezoidal básica. No obstante, la porción angular 106 puede ser rectangular, triangular, ovalada o tener cualquier otra forma geométrica. Además, la superficie de control de flujo de aire 112 situada en la porción angular 106, puede tener una forma similar o la misma forma que, la superficie de control de flujo de aire 112 situada en la porción de cuerpo 104 de la extensión de ala activa 100.

Además, la extensión de ala activa 100 de la Fig. 1 se ilustra, a modo de ejemplo y no de limitación, con uno o más sensores 114 situados en la porción de cuerpo 104 en la extensión de ala activa 100. Sin embargo, el uno o más sensores 114 pueden estar dispuestos en otras ubicaciones de la extensión de ala activa 100 o de la aeronave. Por ejemplo, uno o más sensores pueden estar situados en la porción angular 106, en el borde delantero o de ataque de la porción de cuerpo 104 (en relación con la aeronave), en la popa de la porción de cuerpo 104 (en relación con la aeronave), en la superficie de la extensión de ala 100, dentro de la extensión de ala 100 (es decir, situado dentro de la superficie de la extensión de ala 100), en cualquier sitio dentro de la aeronave, incluyendo, por ejemplo, el ala de

línea de base, el fuselaje, la cola o similar.

También se ha representado en la Fig. 1, únicamente a modo de ejemplo, un ala 102 ilustrativa de una aeronave (no mostrada) antes de unir una extensión de ala activa 100 como se describió anteriormente. El ala 102 puede incluir un alerón 116 y un flap 118. El alerón 116 y el flap 118 pueden usarse para el control de vuelo de la aeronave y, en algunos casos, pueden ser controlados por uno o más pilotos de la aeronave. El ala 102 puede describirse como un ala de línea de base de una aeronave (no mostrada). El ala de línea de base puede incluir o no puntas de ala y/o dispositivos de punta de ala que pueden ser sustituidos por una extensión de ala 100 o extenderse hacia afuera mediante una extensión de ala 100.

La Fig. 1 también representa un ala modificada 120 ilustrativa que puede incluir el ala 102 ilustrativa acoplada a la extensión de ala activa 100. El ala modificada 120 puede diseñarse y fabricarse para una nueva aeronave (por ejemplo, con una extensión de ala activa integrada en la aeronave durante su fabricación original), o la extensión de ala activa 100 puede unirse al ala 102 existente después de su fabricación. La extensión de ala activa 100 del ala modificada 120 puede configurarse de una forma similar a la del ala 102 existente. Además, y únicamente a modo de ejemplo, la extensión de ala 100 puede ajustarse sobre una porción del ala 102 existente de tal manera que una porción del extremo del ala 102 existente se aloje dentro de la porción de unión 108 de la extensión de ala activa 100. En ese caso, la porción de unión 108 puede incluir un manguito o collarín que se ajusta sobre al menos una porción del extremo del ala 102 existente. En otros ejemplos, la extensión de ala activa 100 se puede unir, además o como alternativa, al ala 102 existente sujetando el extremo del ala existente 102 a la porción de unión 108 a través de una cara adyacente y/o a través de un soporte estructural interno. Además, la extensión de ala 100 puede estar fabricada del mismo material o uno similar al del ala 102 existente.

La Fig. 2 representa una extensión de ala activa 200 ilustrativa que se puede unir a un ala 102 de una aeronave. En un ejemplo, la extensión de ala activa 200 puede incluir una porción de cuerpo 202 que puede ser sustancialmente paralela a un plano horizontal y/o un ala de la aeronave. Únicamente a modo de ejemplo y no de limitación, la extensión de ala activa 200 también puede incluir un dispositivo de punta de ala (no mostrado) y una porción de unión 204 en el lado interno de la porción de cuerpo 202. En este ejemplo, los lados externo e interno de la porción de cuerpo 202 se describen con relación al ala 102 de manera que el lado externo está más alejado del ala 102 que el lado interno.

La extensión de ala activa 200 puede incluir un CAMD 206 en forma de una o más superficies de control 208 situadas en la porción de cuerpo 202. Únicamente a modo de ejemplo, en el ejemplo mostrado en la Fig. 2, el CAMD 206 se muestra situado en la popa de la extensión de ala activa 200 (es decir, en el lado posterior o borde trasero de la extensión de ala activa 200 en relación con la parte frontal de una aeronave). De esta forma, el ajuste del CAMD 206 puede cambiar el ángulo de la superficie de control 208 en relación con la porción de popa (porción de cuerpo 202) de la extensión de ala activa 200. Además, como se expone más adelante, la extensión de ala activa 200 puede incluir dos o más CAMD 206. Sin embargo, en otros ejemplos, se pueden usar más o menos CAMD 206 dependiendo de varios factores, tales como el tamaño de la aeronave y las características de rendimiento deseadas.

Además, la extensión de ala activa 200 de la Fig. 2 se ilustra, a modo de ejemplo y no de limitación, con uno o más sensores 210 situados en la porción de cuerpo 202 en la extensión de ala activa 200. Sin embargo, el uno o más sensores 210 pueden disponerse en otras ubicaciones de la extensión de ala activa 200 o de la aeronave. Por ejemplo, uno o más sensores pueden estar situados en el borde de ataque o frontal de la porción 202 del cuerpo (en relación con la aeronave), en la popa de la porción de cuerpo 202 (en relación con la aeronave), entre la popa y el borde de ataque de la porción 202 del cuerpo (en relación con la aeronave), en la superficie de la extensión de ala 200, dentro de la extensión de ala 200 (es decir, situado dentro de la superficie de la extensión de ala 200), en cualquier sitio dentro de la aeronave, incluyendo, por ejemplo, el ala de línea de base, el fuselaje, la cola, similares o una combinación de los mismos.

También se ha representado en la Fig. 2, únicamente a modo de ejemplo, un ala 102 ilustrativa de una aeronave (no mostrada) antes de unir una extensión de ala activa 200 como se describió anteriormente. El ala 102 puede incluir un alerón 116 y un flap 118. El alerón 116 y el flap 118 pueden usarse para el control de vuelo de la aeronave y, en algunos casos, pueden ser controlados por uno o más pilotos de la aeronave. El ala 102 puede describirse como un ala de línea de base de una aeronave (no mostrada). El ala de línea de base puede incluir o no puntas de ala y/o dispositivos de punta de ala que pueden ser sustituidos por una extensión de ala 200 o extenderse hacia afuera mediante una extensión de ala 200. Además, la extensión de ala 200 puede configurarse para acoplarse a la estructura del ala de línea de base, por ejemplo, la extensión de ala 200 puede tener una o más extensiones de larguero (no mostradas) que se acoplan a uno o más largueros en el ala de línea de base.

La Fig. 2 también representa un ala modificada 212 ilustrativa que puede incluir el ala 102 ilustrativa acoplada a la extensión de ala activa 200. El ala modificada 212 puede diseñarse y fabricarse para una nueva aeronave (por ejemplo, con una extensión de ala activa integrada en la aeronave durante su fabricación original), o la extensión de ala activa 200 puede unirse al ala 102 existente después de su fabricación. La extensión de ala activa 200 del ala modificada 212 puede configurarse de una forma similar a la del ala 102 existente. Además, y únicamente a modo de ejemplo, la extensión de ala 200 puede ajustarse sobre una porción del ala 102 existente de tal manera que una

porción del extremo del ala 102 existente se aloje dentro de la porción de unión 204 de la extensión de ala activa 200. En ese caso, la porción de unión 204 puede incluir un manguito o collarín que se ajusta sobre al menos una porción del extremo del ala 102 existente. En otros ejemplos, la extensión de ala activa 200 se puede unir, además o como alternativa, al ala 102 existente sujetando el extremo del ala existente 102 a la porción de unión 204 a través de una cara adyacente y/o a través de un soporte estructural interno. Además, la extensión de ala 200 puede estar fabricada del mismo material o uno similar al del ala 102 existente.

Aeronaves ilustrativas con extensión de ala activa

La Fig. 3 representa un sistema ilustrativo de alivio de carga 300 implementado en una aeronave 302 que incluye al menos una la unión de una extensión de ala activa 304. Los componentes del sistema de alivio de carga 300 pueden incluir sensores 314, extensión(es) de ala activa(s) 304, un sistema de control 306, CAMD(s) 318 y superficie(s) de control 312. Únicamente a modo de ejemplo y no de limitación, la Fig. 3 ilustra una extensión de ala activa 304 en cada ala de la aeronave 302. Sin embargo, las extensiones de ala activas 304 también se pueden colocar en otras superficies de la aeronave 302. Por ejemplo, las extensiones de ala activas 304 pueden situarse en las alas, como se muestra, o pueden situarse en las alas de cola o en cualquier otra superficie horizontal o vertical de la aeronave 302, incluido el fuselaje.

Tal y como se ha mencionado anteriormente, el sistema de alivio de carga 300 puede comprender un sistema de control 306. El sistema de control 306 puede configurarse para controlar las extensiones de ala activas 304 de la aeronave 302. Únicamente a modo de ejemplo y no de limitación, el sistema de control 306 puede incluir uno o más procesadores 308 para recibir y procesar datos del sistema, incluyendo, pero sin limitarse a ello, datos sobre las condiciones de vuelo. En un ejemplo, el o los procesadores 308 pueden recibir datos de vuelo de los sensores 314. Como se mencionó anteriormente con respecto a la Fig. 1, los sensores 114 y los sensores 314 pueden estar situados en cualquier lugar de la aeronave, incluyendo el ala, el fuselaje, las extensiones de ala y/o los dispositivos de punta de ala. El sistema de control 306 puede consistir además en una memoria 310 para el almacenamiento de datos sobre condiciones de vuelo. Los datos almacenados en la memoria 310 pueden incluir datos sobre las condiciones de vuelo recibidos previamente, datos sobre las condiciones de vuelo registrados en la actualidad (es decir, del vuelo actual) o una compilación de datos de vuelo actuales y/o datos de vuelo registrados previamente. Únicamente a modo de ejemplo, la memoria 310 del sistema de control 306 puede incluir un sistema operativo 312 y una lógica de control 316.

El sistema operativo 312 puede ser responsable de operar el sistema de control 306 por medio de una interconexión de los datos con el o los procesadores 308 y de proporcionar una interfaz de usuario (no mostrada) para la interacción con uno o más pilotos de la aeronave 302. Además, o como alternativa, el sistema operativo 312 puede ser responsable de operar el sistema de control 306 por medio de una interconexión de los datos con el o los procesadores 308 sin proporcionar una interfaz de usuario y puede ser efectivamente invisible para un usuario, por ejemplo, un piloto. La lógica de control 316 del sistema de control 306 puede configurarse para operar la(s) superficie(s) de control 312 del o de los CAMD 318 de la extensión de ala activa 304. En un ejemplo, la lógica de control 316 puede controlar la(s) superficie(s) de control 312 basándose en los datos sobre las condiciones de vuelo recibidos del o de los sensores 314. Además, los parámetros 320 pueden almacenarse en la memoria 310. Los parámetros pueden ser parámetros predeterminados y pueden ser utilizados por la lógica de control 316 para determinar el funcionamiento de la(s) superficie(s) de control 312. En algunos ejemplos, el sistema de control 306 puede operar las superficies de control 312 simultánea o independientemente. Únicamente a modo de ejemplo, el sistema de control 306 de la Fig. 3 se ilustra en el fuselaje y/o en el casco de la aeronave 302. Sin embargo, el sistema de control 306 puede situarse en cualquier lugar de la aeronave, incluyendo, pero sin limitarse a ello, la cabina del piloto, la cola, el ala, la extensión de ala, los dispositivos de punta de ala o similares.

Tal y como se ha mencionado anteriormente, el sistema de alivio de carga 300 puede comprender extensión(es) de ala activa(s) 304, que incluyen CAMD(s) 318 y superficie(s) de control 312. En varios ejemplos, una extensión de ala activa 304 puede contener múltiples CAMD 318 con múltiples superficies de control 312. Por ejemplo, la Fig. 3 ilustra una aeronave 302 con una extensión de ala activa 304 que comprende dos CAMD 318 donde cada CAMD 318 está asociado a una superficie de control 312.

Configuraciones ilustrativas del dispositivo de modificación del flujo de aire

Las Figs. 4A-H representan varios ejemplos ilustrativos de extensiones de ala y/o sustituciones de punta de ala, CAMD y dispositivos de punta de ala. Por ejemplo, la Fig. 4A muestra el CAMD 400, que puede comprender una sección horizontal 402 que también puede actuar como una extensión de ala para un ala u otra extensión. El CAMD 400 también puede comprender un dispositivo de punta de ala 404, por ejemplo, un dispositivo de punta alar. El dispositivo de punta de ala 404 puede estar integrado en un CAMD 400 o puede estar separado del CAMD 400. El CAMD 400 también puede comprender un sensor 406 para proporcionar datos de vuelo a un sistema de control 408. El sistema de control 408 puede comprender controlador(es) (no mostrados) y actuador(es) (no mostrados) configurados para controlar una superficie de control 410. La superficie de control 410, como se expuso antes con respecto a la superficie de control 112, puede moverse con respecto a la porción de popa de la sección horizontal 402. El CAMD 400 también puede comprender, como se expuso anteriormente con respecto a la porción de cuerpo

104, una porción de unión 412 en el lado interior de la sección horizontal 402.

Las Figs. 4B-E muestran varios ejemplos ilustrativos de extensiones de ala con CAMD integrados en las extensiones de ala. Por ejemplo, la Fig. 4B muestra una extensión de ala 414 que puede comprender un CAMD 416. El CAMD 416 puede comprender un sistema de control 408 y una superficie de control 410. La superficie de control 410 puede adoptar diversas formas y abarcar varias distancias de una extensión de ala. Las extensiones de ala 414, 418, 420 y 422 muestran algunas de las posibles configuraciones de la superficie de control 410. Por ejemplo, la extensión de ala 414 comprende una superficie de control 410 que abarca una longitud menor que la longitud total de la extensión de ala 414 con una sección de la extensión de ala 414 en cada extremo de la superficie de control 410. La sección de la extensión de ala 414 en cada extremo de la superficie de control 410 puede ser, pero no es necesario que sea, de igual tamaño. Varios ejemplos contemplan diferentes tamaños de superficies de control 410. Por ejemplo, una superficie de control 410 utilizada para abordar la carga de torsión y/o la reducción de flameo puede tener un área de superficie menor o mayor que una superficie de control 410 utilizada para abordar el alivio de la carga de ráfaga.

La Fig. 4C muestra la extensión de ala 418 que comprende una superficie de control 410 que abarca una longitud menor que la longitud total de la extensión de ala 418 con una sección de la extensión de ala 418 en un extremo de la superficie de control 410, por ejemplo, en un extremo interior de la extensión de ala 418. La Fig. 4D muestra la extensión de ala 420 que comprende una superficie de control 410 que abarca toda la longitud de la extensión de ala 420. La Fig. 4E muestra la extensión de ala 422 que comprende una superficie de control 410 que abarca una longitud menor que la longitud total de la extensión de ala 422 con una sección de la extensión de ala 422 en un extremo de la superficie de control 410, por ejemplo, en un extremo hacia el exterior de la extensión de ala 422.

Aunque la Fig. 4D muestra la superficie de control 410 prácticamente en forma de cuña, la superficie de control no necesita seguir el perfil de una superficie de sustentación. Por ejemplo, la superficie de control puede ser sustancialmente plana.

Las Figs. 4F-G muestran extensiones de ala que pueden comprender múltiples CAMD integrados en una extensión. Por ejemplo, la Fig. 4F muestra la extensión de ala 424, que puede comprender dos CAMD 416. La Fig. 4G muestra la extensión de ala 426, que puede comprender tres CAMD 416. El número de CAMD integrados en una extensión de ala no está necesariamente limitado a tres. El número de CAMD puede depender de la aeronave, de la configuración de la aeronave, la misión, del entorno operativo, de los parámetros de rendimiento deseados, de las técnicas y materiales de fabricación y del hardware, entre otros. Además, como se expone más adelante, se pueden usar múltiples extensiones de ala con uno o más CAMD coordinados entre sí para lograr una configuración deseada mientras se mantiene un grado de modularidad.

La Fig. 4H también muestra varios dispositivos de punta de ala que incluyen un dispositivo de punta alar 428 y una punta de ala 430. Los dispositivos de punta de ala pueden incluir, pero no se limitan a, dispositivos de punta alar, barreras, espiroides, puntas de ala delta, puntas cuadradas, arcos de tubo de aluminio, redondeados, estilo Hoerner, puntas caídas, tanques de punta, velas y placas finales. Los dispositivos de punta de ala se pueden usar junto con extensiones de ala activas. En algunos casos, el uso de una extensión de ala activa puede permitir el uso de dispositivos de punta de ala que la aeronave original no era capaz de usar originalmente, por ejemplo, dispositivos de punta alar. Además, o como alternativa, los dispositivos de punta de ala pueden o no incluir superficies de control, donde las superficies de control pueden o no ser superficies de control activas.

El tamaño de un CAMD para una aeronave puede depender de varios factores. Por ejemplo, el perfil de un CAMD o extensión de ala que aloja el CAMD puede coincidir sustancialmente con la forma de la superficie aerodinámica 432 y la cuerda 434 del ala en el punto de unión. En varios ejemplos, esto puede proporcionar una transición sustancialmente suave desde el ala de línea de base hasta la extensión de ala. Sin embargo, varios ejemplos contemplan una intersección disyuntiva entre el ala de línea de base y el CAMD o la extensión de ala que aloja el CAMD. Además, el CAMD o la extensión de ala que aloja el CAMD puede configurarse para soportar un giro efectivo del ala a través del CAMD o la extensión de ala que aloja el CAMD.

Además, la longitud de la envergadura del ala puede basarse en parte en la aeronave, el tamaño, la estructura, la configuración, la velocidad, la misión, el rendimiento, el rendimiento deseado y misión deseada.

El número de CAMD que pueden integrarse en el sistema puede basarse en la longitud de la envergadura del ala, así como en los factores mencionados anteriormente. El número de CAMD deseados también puede depender del peso bruto de una aeronave. Por ejemplo, un conjunto de CAMD puede ser suficiente para una aeronave relativamente ligera de menos de 4.536 kg (10.000 lb) que opera a velocidades relativamente bajas de aproximadamente 150 nudos. Además, se pueden preferir dos o más juegos de CAMD para una aeronave de más de 4.536 kg (10.000 lb).

Otros factores que pueden influir en el número de CAMD pueden ser el tamaño de los CAMD, incluyendo, pero sin limitarse a ello, el tamaño de la superficie de control, el ángulo de desviación, el momento de charnela resultante a la velocidad operativa de la aeronave y el ángulo de desviación, y la potencia y autoridad del motor/actuador.

El tamaño de la superficie de control de un CAMD puede comprender una longitud de cuerda que puede medirse como el porcentaje de la extensión de la cuerda del ala. Este valor puede variar del 100 % de la extensión de la cuerda del ala (donde toda la longitud de la extensión de la cuerda del ala se mueve como parte de la superficie de control) a un pequeño porcentaje, inferior al 1 % de la extensión de la cuerda del ala. En varios ejemplos, una superficie de control puede configurarse para tener una longitud de cuerda similar en proporción a una superficie de control adyacente o próxima al ala de línea de base, por ejemplo, un alerón.

La longitud o anchura de la envergadura de un CAMD también puede basarse en los factores mencionados anteriormente. Además, la longitud o anchura de la envergadura de un CAMD también puede basarse en las implicaciones de fabricación y modularidad. Por ejemplo, un CAMD puede configurarse con una anchura establecida. Esto puede representar un equilibrio de los factores mencionados anteriormente. Por ejemplo, es posible seleccionar un motor con suficiente potencia y tiempo de respuesta para mover una superficie de control lo suficientemente rápido como para ejecutar una respuesta o movimiento deseado.

15 Configuraciones ilustrativas de múltiples dispositivos controlables de modificación de flujo de aire

Las Figs. 5A-F representan varios ejemplos ilustrativos de alas, extensiones de ala y/o sustituciones de punta de ala, CAMD y dispositivos de punta de ala. Por ejemplo, la Fig. 5A muestra un ala de línea de base 500 que comprende una sección de ala 502 y un dispositivo de punta de ala 504. El ala de línea de base 500 puede incluir o no puntas de ala y/o dispositivos de punta de ala que pueden ser sustituidos por una extensión de ala o extenderse hacia el exterior mediante una extensión de ala.

Diversos ejemplos de extensiones de ala activas contemplan cambiar el ala de línea de base 500 de una configuración inicial a una configuración modificada que puede incorporar múltiples CAMD. Por ejemplo, la Fig. 5B muestra un ala modificada 506 que comprende una sección de ala 502 y una extensión de ala 424. Como se expuso anteriormente con respecto a la Fig. 4, la extensión de ala 424 comprende múltiples CAMD, por ejemplo, dos. El ala 506 modificada puede o no integrar un dispositivo de punta de ala. Por ejemplo, el ala modificada 506 puede integrar una configuración de punta de ala cuadrada o redondeada.

La Fig. 5C muestra el ala modificada 508 que comprende una sección de ala 502 y las extensiones de ala 414. En este ejemplo, dos extensiones de ala 414 están acopladas juntas adyacentes entre sí. Este enfoque puede crear una única extensión de ala efectiva construida a partir de extensiones de ala 414 que, de lo contrario, son modulares. Como se expuso anteriormente con respecto a la Fig. 4, la extensión de ala 414 comprende un CAMD. Además, el ala modificada 508 puede comprender una característica de punta de ala. En este caso, se puede usar una característica de punta de ala 504 preexistente.

La Fig. 5D muestra el ala modificada 510 que comprende una sección de ala 502 y extensiones de ala 414 adyacentes entre sí. En el presente documento, el ala modificada 510 puede comprender una característica de punta de ala, por ejemplo, un dispositivo de punta alar 512.

La Fig. 5E muestra el ala modificada 514 que comprende una sección de ala 502 y extensiones de ala 414 adyacentes entre sí. En el presente documento, el ala modificada 514 puede comprender una característica de punta de ala, por ejemplo, el CAMD 400. Como se expuso anteriormente con respecto a la Fig. 4, el CAMD 400 puede comprender una extensión de ala, así como un dispositivo de punta de ala. En este caso, el CAMD 400 proporciona tanto una extensión de ala como un dispositivo de punta alar. Esta configuración puede proporcionar tres CAMD por ala modificada 514.

La Fig. 5F muestra el ala modificada 516 que comprende una sección de ala 502 y extensiones de ala 518 y 520 adyacentes entre sí. En el presente documento, la geometría planiforme de un ala de línea de base, por ejemplo, un cono desde la raíz hasta la punta, si está presente, se puede extender a través de las extensiones de ala 518 y 520. Por ejemplo, la extensión de ala 520 puede ser más pequeña en el área planiforme en comparación con la extensión de ala 518 ya que la extensión de ala 520 está hacia el exterior de la extensión de ala 518 con respecto al ala de línea de base 502.

Tal y como se ha expuesto antes, es posible un amplio intervalo en cuanto al número de CAMD y la configuración de CAMD. Esto puede permitir más flexibilidad y modularidad en un sistema. Esto también puede conllevar un menor número de partes base, configuraciones y certificaciones de las que podrían ser necesarias para un sistema en el que no se proporcione modularidad ni se haya creado un sistema personalizado para cada nueva configuración.

60 Dispositivos ilustrativos de modificación del flujo de aire

La Fig. 6 representa la extensión de ala activa 100 de la Fig. 1 e incluye una vista de extremo 600 de la extensión de ala activa 100, tomada a lo largo de la línea A--A. La vista de extremo 600 discurre a través de la porción de cuerpo 104 de la extensión de ala 100. Además, la vista de extremo 600 de la porción de cuerpo 104 de la extensión de ala 100 ilustra un ejemplo de los componentes del sistema de control 306 de la Fig. 3 situados en la extensión de ala activa 100. Como se muestra en la Fig. 6, el sistema de control 306 puede estar situado en la porción de cuerpo 104

de la extensión de ala 100; sin embargo, el sistema de control 306 puede estar situado en la porción angular 106 de la Fig. 1 de la extensión de ala 100, en otras porciones de la extensión de ala activa 100 o en cualquier ubicación de la aeronave, incluyendo, por ejemplo, el fuselaje. El sistema de control 306 también puede distribuirse por varias porciones del CAMD, de la extensión de ala y/o de la aeronave.

5 En un ejemplo, únicamente a modo de ejemplo, el sistema de control 306 puede estar acoplado de forma comunicativa y/o mecánica a la superficie de control 112 por medio de una conexión 602. La Fig. 3 ilustra la conexión 602 como un acoplamiento sustancialmente recto desde el sistema de control 306 hasta la superficie de control 112. Sin embargo, la conexión 602 puede doblarse, girar, pivotar o consistir en una serie de conexiones múltiples para formar la conexión 602. La conexión 602 entre el sistema de control 306 y la superficie de control 112 puede operarse por medios electrónicos, mecánicos o cualquier otro recurso para acoplar la superficie de control 112 al sistema de control 306. La superficie de control 112 puede estar acoplada a la extensión de ala activa 100 por una charnela, pivote u otro dispositivo oscilante 604 para permitir que la superficie de control 112 rote el extremo de popa hacia arriba y/o hacia abajo en relación con el cuerpo de la extensión de ala activa 100. Como se ha indicado anteriormente, los comandos dados por el sistema de control 306 para operar la superficie de control 112 de la extensión de ala activa pueden basarse en los datos sobre las condiciones de vuelo recibidos por el sistema de control 306 de los sensores 114 de la aeronave 302.

20 La Fig. 7 ilustra un ejemplo 700 del sistema de control 306 como se vería a través de la vista de extremo 600 de la extensión de ala activa 100. Como se expuso con referencia a las Figs. 3 y 6, el sistema de control 306 puede controlar la superficie de control 112 de la extensión de ala activa 100 basándose en los datos sobre las condiciones de vuelo. El sistema de control 306 puede estar acoplado a la superficie de control 112 que puede ser ilustrativa del dispositivo de modificación de flujo de aire 110 ilustrado en la Fig. 1. La superficie de control 112 puede estar acoplada a la extensión de ala activa 100 por una charnela, pivote u otro dispositivo giratorio 304 para permitir que la superficie de control 112 se mueva en relación con los comandos dados por el sistema de control 306.

30 Además, únicamente a modo de ejemplo, la Fig. 7 representa un ejemplo ilustrativo de un sistema de control mecánico 702. El sistema de control mecánico 702 puede incluir un peso móvil 704 acoplado a un resorte 706. El peso móvil 704 puede estar fabricado de plomo o cualquier otro peso que pueda activar el sistema de control mecánico 702. El resorte 706 puede estar hecho de muelles helicoidales, resortes de arco o cualquier otro dispositivo utilizado para crear resistencia para el peso móvil 704. En un ejemplo, y únicamente a modo de ejemplo, el peso móvil 704 puede estar acoplado a la superficie de control 112 por medio de un sistema de acoplamiento 708. Únicamente a modo de ejemplo, el sistema de acoplamiento 708 puede ser un objeto rígido, una correa, una cadena u otro recurso para acoplar el peso móvil 704 a la superficie de control 112. El sistema de acoplamiento 708 se ilustra únicamente a modo de ejemplo, con dos puntos de conexión 710 y 712, y un punto fijo 716. El sistema de acoplamiento 708 también puede contener una serie de puntos de pivote, ángulos u otras conexiones. El sistema de acoplamiento 708 puede configurarse para conectarse al resorte 706 en el punto 714.

40 En un ejemplo, el sistema mecánico 702 puede configurarse para reaccionar a las condiciones de vuelo, por ejemplo, una ráfaga de viento, maniobras producidas por uno o más pilotos o cualquier otra condición en el ala de la aeronave. Basándose en las condiciones de vuelo, el peso móvil 704 puede cambiar de posición dentro del sistema mecánico 702 con respecto al resorte 706. Por ejemplo, el peso móvil 704 puede caer, subir o cambiar de ubicación de otro modo, dependiendo de las condiciones de vuelo. Cuando el peso móvil 704 cambia de ubicación, puede hacer que el sistema de acoplamiento 708 inicie una fuerza de resistencia sobre el resorte 706, haciendo que se mueva el punto de conexión 710. En consecuencia, el movimiento del punto de conexión 710 puede ajustar los puntos de conexión 712 de modo que el sistema de acoplamiento 708 haga que la conexión 604 ajuste la superficie de control 112.

50 La Fig. 8 ilustra un ejemplo 800 adicional de un sistema de control lógico 802 como se vería a través de la vista de extremo 600 de la extensión de ala activa 100. Como se expuso con referencia a las Figs. 3, 6 y 7, el sistema de control lógico 802, de manera muy similar a la del sistema de control 306 de la Fig. 7, puede controlar la superficie de control 112 de la extensión de ala activa 100 basándose en datos sobre las condiciones de vuelo. A modo de ejemplo y no de limitación, el ejemplo 800 de la Fig. 8 puede incluir uno o más sensores 114, un controlador lógico 804 y un actuador, por ejemplo, un motor 806. Los sensores 114 pueden ser representativos de los sensores ilustrados en la Fig. 1. Los sensores 114 pueden estar acoplados electrónicamente al controlador lógico 804. El controlador lógico 804 puede estar acoplado al motor 806. El motor 806, únicamente a modo de ejemplo, puede ser un motor eléctrico. En un ejemplo, el motor 806 puede estar acoplado a la superficie de control 112. El motor 806 puede ser capaz de rotar la parte de popa de la superficie de control 112 hacia arriba o hacia abajo, dependiendo de las condiciones de vuelo recibidas y de las condiciones de vuelo predeterminadas programadas en el controlador lógico 802. Además, el motor 806 puede estar acoplado a la superficie de control 112 por medio de un accionamiento electrónico, neumático, hidráulico u otro recurso para accionar la superficie de control 112. En al menos un ejemplo, y únicamente a modo de ejemplo, el motor 806 puede hacer que la superficie de control 112 gire sobre un eje, moviendo la porción de popa hacia arriba o hacia abajo para ajustar la superficie de control 112 según lo calculado por el controlador lógico 802.

65 El controlador lógico 804 puede estar situado en la extensión de ala activa 100, la cabina (no mostrada), el fuselaje

principal de la aeronave (no mostrado) o en cualquier lugar situado dentro o sobre la aeronave. Los datos sobre las condiciones de vuelo pueden ser recibidos primero por los sensores 114 situados en la aeronave 302. La información puede ser el resultado de maniobras en vuelo deliberadas por un piloto, ráfagas de viento u otras causas de cambio en las condiciones de la aeronave. La información recabada por los sensores 114 puede ser recibida por el controlador lógico 804 y los datos pueden ser analizados o procesados de otra manera. En un ejemplo, el controlador lógico 804 puede programarse con condiciones de vuelo predeterminadas que pueden ser representativas de una marca y modelo específicos de aeronave. Además, el controlador lógico 804 puede calcular la posición de la superficie de control 112 basándose en las condiciones de vuelo para minimizar la carga de momento en el ala. En otras palabras, el controlador lógico 804 puede recibir las condiciones de vuelo y determinar la posición necesaria de la superficie de control 112. Además, el controlador lógico 804 puede enviar una señal al motor 806 al que se puede acoplar para efectuar el control de la superficie de control 112. Únicamente a modo de ejemplo, el motor 806 puede ser electrónico, neumático, hidráulico o cualquier otro tipo de motor.

Gráficos comparativos ilustrativos

La Fig. 9 ilustra un gráfico 900 que compara el coeficiente de sustentación local normalizado o la distribución de la sustentación en un ala de una aeronave en relación con la ubicación en el ala de la aeronave. El ala de la Fig. 9 es una representación general de un ala y no es representativa de una marca o modelo específico de un ala de aeronave. El eje X del gráfico es ilustrativo de la ubicación en el ala. Se representa en porcentaje (%) del semi-tramo de envergadura del ala. La longitud del ala es solo una representación y no limita el tamaño del ala en la que se puede instalar una extensión de ala 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 del avión. El gráfico 900 es solo para fines ilustrativos e ilustra un ejemplo de la distribución de carga que puede experimentar una aeronave. El gráfico 900 no restringe si la carga distribuida puede estar o no más o menos en cualquier punto del gráfico. El gráfico 900 es representativo de la forma básica de la carga distribuida que puede encontrar un ala.

El gráfico 900 ilustra la distribución de sustentación en un ala fabricada tradicionalmente, que está representada en el gráfico 900 por la línea con un guion y dos puntos. El gráfico 900 también ilustra la distribución de sustentación en el ala cuando está instalada una extensión de ala tradicional con un dispositivo de punta de ala, por ejemplo, un dispositivo de punta alar, que está representada por la línea discontinua. Además, el gráfico 900 ilustra la distribución de sustentación en el ala cuando se incorpora una extensión de ala activa 100 con un dispositivo de punta de ala en el ala.

La comparativa ilustra que la distribución de sustentación causada por la extensión de ala tradicional con un dispositivo de punta de ala, por ejemplo, un dispositivo de punta alar, puede ser mayor en la punta de ala. Esto puede mover el centro de sustentación del ala hacia el exterior, lo que puede aumentar las cargas de flexión del ala. Sin embargo, cuando el ala tiene una extensión de ala activa 100 que utiliza el sistema de alivio de carga 300, la distribución de sustentación en la punta del ala puede caer significativamente por debajo de la de un dispositivo de punta alar tradicional. El gráfico 900 ilustra que la carga puede incluso caer por debajo de cero en la ubicación 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 que puede experimentar una aeronave.

Cuando las superficies controlables 112 de la extensión de ala activa no están desplegadas, la extensión de ala activa 100 produce los mismos beneficios de eficiencia que un dispositivo de punta alar pasivo o fijo. Cuando el coeficiente local de sustentación normalizado aumenta y las cargas en el ala aumentan, las superficies de control 112 en la extensión de ala 100 pueden ajustarse para reducir las cargas en el ala. En un ejemplo, las superficies de control del flujo de aire 112 pueden estar sin desplegar o sin desviar la mayor parte del tiempo. Sin embargo, en otro ejemplo, solo pueden desplegarse cuando la carga en el ala se aproxima a las cargas de diseño originales.

La Fig. 10 ilustra un gráfico 1000 que representa una comparativa de la tensión de diseño del ala de sistemas de extensión de ala activos, un ala con un dispositivo de punta alar sin sistema activo y un ala estándar. La tensión de diseño o la carga de diseño es la carga crítica para la que la estructura de ala está diseñada para transportar. El eje X representa la ubicación a lo largo de la longitud del ala de una aeronave. La unidad se muestra en porcentaje (%) del semi-tramo de envergadura del ala. La longitud del ala es solo una representación y no limita el tamaño del ala en la que se puede instalar una extensión de ala activa 100. Además, en la Fig. 10, el eje Y representa la carga en el ala. Esta carga es ilustrativa de la carga de diseño del momento flector en la raíz. La comparación muestra la carga estándar que soporta el ala. El gráfico 1000 es solo con fines ilustrativos y no pretende ser restrictivo en modo alguno. La carga del momento de flexión de la raíz puede ser mayor o menor para diferentes marcas y modelos de ala. El gráfico 1000 también muestra la carga de un ala cuando se añade una extensión de ala y/o dispositivo de punta alar sin sistemas activos. El gráfico 1000 muestra además las cargas en el ala cuando se añade una extensión y/o dispositivo de punta alar al ala.

Con el sistema de alivio de carga 300 habilitado en la extensión de ala 100, las cargas de momento del diseño pueden ser más bajas que las cargas de diseño en el ala con un dispositivo de punta alar sin sistema activo. Además, con el sistema de alivio de carga 300 habilitado en la extensión de ala 100, las cargas de momento pueden ser más bajas que las cargas en las alas sin extensiones de ala y/o dispositivos de punta alar instalados. Los

dispositivos de punta alar y las extensiones tradicionales aumentan la tensión en las alas, en función del factor de carga y reduce sustancialmente la resistencia a la fatiga del ala. La pendiente de la curva "tensión por g" es normalmente lineal y la adición de dispositivos de punta alar pasivos aumenta la pendiente, lo que reduce la vida prevista y la vida calculada del ala. Las extensiones de ala activas reducen la pendiente de esta curva para que sea igual o inferior a la pendiente de la curva original.

Control ilustrativo de dispositivos de modificación de flujo de aire

Tal y como se ha expuesto antes, un controlador puede recibir datos de vuelo que reflejen una condición de vuelo actual con la que la aeronave se puede encontrar, por ejemplo, una ráfaga, una maniobra o entrar en un régimen de vuelo en el que se puede producir flameo. Estos datos pueden ser proporcionados por un sensor dentro de la aeronave y pueden ser convertidos o recibidos por el controlador en forma de datos sobre las condiciones de vuelo. Basándose en estos datos, un controlador puede hacer que se mueva una superficie de control, si se desea, para responder a la condición de vuelo actual. Por ejemplo, si una aeronave se encuentra con una ráfaga en dirección vertical, el sensor puede detectar la ráfaga, por ejemplo, a través de un cambio en el voltaje de un acelerómetro y transmitir esos datos a un controlador. El controlador puede recibir estos datos y ajustar uno o más CAMD de una extensión de ala. El ajuste puede hacer que la superficie de control de un CAMD se desvíe reduciendo la sustentación generada por la extensión de ala.

Además, o como alternativa, si la aeronave comienza a encontrarse en un régimen de vuelo en el que puede producirse flameo, un primer sensor puede detectar un cambio en el voltaje de un acelerómetro o extensómetro que indica un movimiento vertical en una primera dirección, mientras que un segundo sensor puede detectar un cambio en el voltaje de un acelerómetro o extensómetro que indica un movimiento vertical en una segunda dirección. En diversas situaciones, esto puede indicar un par o torsión a lo largo del ala. Esta indicación puede estar relacionada con un movimiento de cabeceo y/o caída inherente al flameo. El controlador puede recibir estos datos y ajustar uno o más CAMD de una extensión de ala. El ajuste puede hacer que la superficie de control de un CAMD se desvíe reduciendo el par generado por la extensión de ala, el ala y/o el régimen de vuelo.

Además, o como alternativa, varios ejemplos contemplan la detección de torsión utilizando sensores lineales y/o rotacionales, micro celdas de carga y/o galgas extensométricas montadas en la estructura del ala y/o acelerómetros montados en múltiples puntos en el ala y/o extensión de ala. Además, o como alternativa, los sensores también pueden incluir, pero no se limitan a, galgas extensométricas instaladas en los largueros del ala para detectar cambios en el momento y torsión, acelerómetros montados en las porciones de ataque y de popa de las alas para detectar el movimiento de "cabeceo y caída" inherente al flameo, sensores de presión y temperatura para detectar condiciones de vuelo del avión y/o sensores de posición lineal y rotacional para detectar deformaciones del ala.

El sistema puede usar superficies aerodinámicas de borde delantero y/o trasero en la porción horizontal o vertical del dispositivo de punta alar para alterar el flujo de aire alrededor de la instalación del CAMD para mitigar el aumento de la torsión. Las superficies utilizadas para mitigar la torsión pueden ser las superficies de alivio de carga existentes o pueden ser superficies independientes, más pequeñas, diseñadas específicamente para tratar la torsión.

Además, o como alternativa, el flameo puede amortiguarse usando estas mismas superficies o se pueden usar superficies diseñadas para generar fuerzas específicas. Estas superficies pueden ser simples flaps o pueden parecerse a aerofrenos o timones de resistencia. La amortiguación de flameo también se puede lograr usando un pequeño objeto de masa en movimiento dentro de la estructura del ala o dispositivo de punta alar que puede oscilar fuera de fase con el flameo y/o cambiar de posición para ajustar la respuesta del ala a las condiciones inductoras del flameo.

Para ayudar a un sistema activo, también se pueden incluir características pasivas adicionales. Por ejemplo, estas características pueden incluir flaps de Gurney, modificaciones de la superficie aerodinámica en ciertas regiones del ala, superficies verticales adicionales, ya sea por encima o por debajo de la línea de cuerda del ala, barrido hacia adelante de parte o toda la superficie o superficies verticales, entre otras características.

En varios ejemplos y regímenes de vuelo, el tiempo de reacción puede afectar a la efectividad de un CAMD para aliviar cargas en la extensión de ala causadas por ráfagas, maniobras y/o regímenes de vuelo inductores de flameo. A modo de ejemplo no limitativo, los CAMD de acuerdo con esta solicitud pueden configurarse para proporcionar una respuesta inicial de un controlador dentro de los 10 milisegundos (ms) de detección de una ráfaga, una maniobra y/o un par de torsión, y para completar un movimiento inicial de una superficie de control del CAMD dentro de los 500 ms de la detección. En varios ejemplos, un controlador de acuerdo con esta solicitud puede configurarse para hacer que una superficie de control comience a moverse dentro de los 8 ms de la detección de una perturbación y complete un movimiento inicial de una superficie de control antes de 100 ms. Varios ejemplos pueden contemplar tiempos de respuesta y finalización más rápidos o más lentos.

El control de múltiples CAMD en una extensión de ala puede ser independientes entre sí o el control de los CAMD puede estar coordinado. Por ejemplo, el control independiente de cada CAMD en una extensión de ala puede proporcionar una respuesta y despliegue simultáneo de cada CAMD. En ese caso, un sistema de control o sistemas

de control que responden a los mismos datos de vuelo pueden hacer que CAMD similares tengan respuestas similares o iguales. En los ejemplos donde las extensiones de ala tienen más de un CAMD, los factores de control pueden configurarse para ser ajustables. Estos factores de control pueden incluir valores iniciales, umbrales y configuraciones de respuesta inicial para abordar el número y la capacidad de respuesta de los CAMD individuales.

5 Varios ejemplos proporcionan respuestas coordinadas de múltiples CAMD de una extensión de ala. La respuesta coordinada puede comprender hacer que los múltiples CAMD respondan al mismo tiempo. Como ejemplo no limitativo, una extensión de ala que tiene dos CAMD puede configurarse para desplegar los CAMD en una respuesta coordinada y sincronizada donde ambos CAMD se despliegan inicialmente al mismo tiempo. En ese caso, los CAMD
10 pueden desplegarse con una desviación igual o diferente. En varios ejemplos, una extensión de ala que tiene dos CAMD puede configurarse para hacer que un primer CAMD situado hacia el interior de un segundo CAMD se despliegue inicialmente con una desviación menor que la del segundo CAMD. Además, o como alternativa, la extensión de ala que tiene dos CAMD puede configurarse para hacer que el primer CAMD situado hacia el interior de un segundo CAMD se despliegue inicialmente con una desviación mayor que la del segundo CAMD.

15 Además, o como alternativa, la respuesta coordinada puede comprender hacer que los múltiples CAMD respondan gradualmente o en momentos escalonados. Por ejemplo, el primer CAMD que se encuentra hacia el interior del segundo CAMD puede desplegarse inicialmente después del segundo CAMD exterior. El segundo CAMD puede desplegarse si/cuando una ráfaga o maniobra excede un primer factor de carga/umbral de tensión. El primer CAMD
20 puede desplegarse después del despliegue del segundo CAMD si/cuando una ráfaga o maniobra excede un segundo factor de carga/umbral de tensión más alto. Los factores de carga/umbrales de tensión primero y segundo pueden configurarse para mantener cargas de sección de envergadura y/o cargas de torsión en o por debajo de los valores diseñados originalmente para un ala dada sin una extensión de ala.

25 Además, o como alternativa, el primer CAMD que está situado hacia el interior del segundo CAMD puede desplegarse inicialmente antes que el segundo CAMD exterior. El primer CAMD puede desplegarse si/cuando una ráfaga o maniobra excede un primer factor de carga/umbral de tensión. En este caso, el segundo CAMD puede desplegarse después del despliegue del primer CAMD si/cuando una ráfaga o maniobra excede un segundo factor de carga/umbral de tensión más alto. Los factores de carga/umbrales de tensión primero y segundo pueden
30 configurarse para mantener cargas de sección de envergadura y/o cargas de torsión en o por debajo de los valores diseñados originalmente para un ala dada sin una extensión de ala.

Además, como ejemplo ilustrativo y no limitativo, en varios ejemplos se contempla un despliegue coordinado de múltiples CAMD, el despliegue del segundo CAMD en un mayor grado en comparación con el primer CAMD puede considerarse como una respuesta aproximada. Además, el despliegue del primer CAMD puede considerarse como un ajuste fino o nonio.

Además, como ejemplo ilustrativo y no limitativo, en varios ejemplos se contempla un despliegue coordinado de múltiples CAMD, donde el despliegue del primer CAMD aborda un primer tipo de carga, por ejemplo, una ráfaga y/o
40 carga de maniobra, y donde el despliegue del segundo CAMD aborda un segundo tipo de carga, por ejemplo, una carga de torsión.

Las Figs. 11A-D representan un ejemplo ilustrativo donde se coordinan múltiples CAMD en su despliegue. La Fig. 11A muestra un sistema activo de modificación del flujo de aire 1100 que puede implementarse en una aeronave (no mostrada) que tiene un ala 1102. El sistema activo de flujo de aire puede comprender una extensión de ala 1104 que comprende un primer CAMD 1106 y un segundo CAMD 1108. El primer CAMD 1106 puede estar situado hacia el exterior del segundo CAMD 1108 con respecto al ala 1102. El primer CAMD 1106 puede comprender un controlador (no mostrado) y una superficie de control 1110, mientras que el segundo CAMD 1108 puede comprender un controlador (no mostrado) y una superficie de control 1112.
50

Tal y como se ha expuesto antes, en varios ejemplos, la extensión de ala 1104 puede configurarse para hacer que el primer CAMD 1106 despliegue la superficie de control 1110 a un mayor grado/magnitud/desviación en comparación con la superficie de control 1112 del segundo CAMD 1108.

55 Las Figs. 11B-D muestran tres vistas adicionales del sistema activo de modificación del flujo de aire 1100. Por ejemplo, la Fig. 11B representa una vista del sistema activo de flujo de aire 1100 desde el borde trasero del ala 1102 y de la extensión de ala 1104. La Fig. 11C representa una vista del sistema activo de modificación del flujo de aire 1100 a lo largo del plano C--C de la vista que se muestra en la Fig. 11B. La Fig. 11C también representa un controlador 1114 de un CAMD 1108 que puede hacer que se despliegue una superficie de control 1112. La Fig. 11C
60 representa una vista del sistema activo de modificación del flujo de aire 1100 a lo largo del plano C--C de la vista que se muestra en la Fig. 11B, donde la superficie de control 1112 se despliega a una primera posición 1116 a un ángulo θ (zeta) medido desde una posición no desplegada 1118. La Fig. 11C también muestra la superficie de control 1110 desplegada en una segunda posición 1120 a un ángulo ϕ (fi) medido desde una posición no desplegada 1118.

65

Colocación ilustrativa del sensor en un ala y extensiones de ala activas

Las Figs. 12A-F representan ejemplos ilustrativos de alas y extensiones de ala con ubicaciones de sensores. Por ejemplo, la Fig. 12A representa un dispositivo activo de modificación de flujo de aire 1200 ilustrativo que incluye al menos dos sensores 1210 de proa y popa de un eje de torsión ilustrativo 1212.

La Fig. 12B muestra un ejemplo con múltiples sensores 1210 situados en y/o sobre el dispositivo de modificación de flujo de aire 1200. Se contempla que uno o más sensores puedan estar situados en las diversas ubicaciones. Además, o como alternativa, no todas las ubicaciones indicadas de los sensores 1210 pueden estar ocupadas por sensores. Por ejemplo, varios ejemplos contemplan que solo los sensores 1210A y 1210B estén presentes y/o sean utilizados. Varios ejemplos contemplan que sensores adicionales, si están presentes, puedan servir de respaldo y/o proporcionar una indicación de confirmación para un conjunto primario de sensores.

La Fig. 12C muestra un ejemplo en el que no es necesario que los sensores 1210 estén situados en una misma ubicación de la envergadura. Por ejemplo, un sensor 1210A puede situarse más lejos de una línea central de la aeronave que un sensor 1210B.

La Fig. 12D muestra otro ejemplo en el que los sensores 1210 están situados en diferentes ubicaciones de la envergadura.

La Fig. 12E muestra un ejemplo en el que los sensores 1210 pueden estar situados en diversos lugares a lo largo de un ala y/o extensión de ala. Similar a la Fig. 12B, la Fig. 12E muestra ejemplos de ubicaciones de sensores 1210, donde pueden estar presentes algunas, todas u otras ubicaciones diferentes de sensores 1210.

La Fig. 12F muestra un ejemplo en el que un primer sensor 1210A puede estar presente en un primer dispositivo de modificación de flujo de aire 1218 y un segundo sensor 1210B puede estar situado en un segundo dispositivo de modificación de flujo de aire 1220. Se puede usar la combinación de estos sensores 1210 para detectar un par de torsión y/o el inicio de una condición de flameo.

30 Métodos ilustrativos

La figura 13 es un diagrama de flujo de un método ilustrativo 1300 del funcionamiento de dispositivos controlables de modificación de flujo de aire. Como se expuso antes, los sensores reciben datos basados en las condiciones de vuelo de la aeronave. El método puede, pero no necesariamente, implementarse mediante el uso de sensores y sistemas de control descritos en este documento. Para una mejor comprensión, el método 1300 se describe en el contexto de la configuración mostrada en las Figs. 3 y 11A-D. Sin embargo, el método 1300 no se limita al comportamiento utilizando dicha configuración y puede ser aplicable a otras aeronaves y otros tipos de extensiones de ala.

En esta implementación particular, el método 1300 se inicia en el bloque 1302 en el que un sistema de control, tal como el sistema de control 306, recibe datos de uno o más sensores, como los sensores 314, situados en o sobre la aeronave 302. Los datos recibidos de los sensores pueden comprender datos de las condiciones de vuelo, que pueden incluir, aunque no se limitan a, datos de factor de carga en vuelo, datos de velocidad aérea, datos de peso y/o datos de altitud de la aeronave. Los datos de las condiciones de vuelo pueden ser representativos de varias condiciones de vuelo que resultan en varias cargas experimentadas en la aeronave 302. Únicamente a modo de ejemplo, las diversas cargas en la aeronave pueden estar relacionadas con una carga de ráfaga, una carga de torsión y/o una transición a un régimen de vuelo que induce un flameo.

En el bloque 1304, se pueden ajustar uno o más CAMD. El ajuste de los CAMD 318 puede basarse, en parte, en los datos recibidos en el bloque 1302. Por ejemplo, los datos sobre las condiciones de vuelo se reciben como una señal y se interpretan mediante la lógica de control 316 utilizando los parámetros 320. La lógica de control 316 puede determinar el funcionamiento de la(s) superficie(s) de control 312, tal como determinar una posición o posiciones para desplegar la(s) superficie(s) de control 312. Por ejemplo, la lógica de control 316 puede determinar que una superficie de control 1110 debería desplegarse a la posición 1120, como se muestra en la Fig. 11D. La lógica de control 316 puede generar una señal para hacer que la superficie de control se mueva.

En el bloque 1306, la señal de la lógica de control 316 es recibida por un actuador o controlador, por ejemplo, el controlador 1114, como se muestra en la Fig. 11C. El actuador o controlador puede entonces actuar y/o hacer que se despliegue una superficie de control. En varios ejemplos, la superficie de control se despliega rotando por una charnela a lo largo de un eje de rotación. Por ejemplo, el controlador 1114 puede hacer que la superficie de control 1112 se despliegue a la posición 1116. La superficie de control puede ajustarse a la posición 1116 desde otra posición. Por ejemplo, la superficie de control 1112 puede estar inicialmente a un ángulo mayor o menor que θ (zeta) y desplegada en la posición 1116.

En varios ejemplos, el método 1400 se repite para proporcionar ajustes de los múltiples CAMD en el transcurso de un vuelo que tiene en cuenta los cambios en las condiciones de vuelo y las cargas en la aeronave.

Varios ejemplos del método 1300 proporcionan el ajuste de las CAMD de una pluralidad de CAMD independientemente de otros CAMD. Por ejemplo, en el bloque 1304, la lógica de control 316 puede configurarse para determinar una posición de una superficie de control de un primer CAMD de la pluralidad de CAMD independientes de una superficie de control de un segundo CAMD de la pluralidad de CAMD. En el bloque 1306, basándose en parte en la lógica de control 316, un primer CAMD de la pluralidad de CAMD se ajusta independientemente de un segundo CAMD de la pluralidad de CAMD. En algunos casos, esto puede hacer que el primer y el segundo CAMD reaccionen sustancialmente de la misma manera, ya que cada CAMD puede reaccionar independientemente a los mismos datos de las condiciones de vuelo.

Varios ejemplos del método 1300 proporcionan el ajuste de la pluralidad de CAMD coordinados entre sí. Por ejemplo, en el bloque 1304, la lógica de control 316 puede configurarse para determinar una posición de una superficie de control de un primer CAMD de la pluralidad de CAMD coordinada con una superficie de control de un segundo CAMD de la pluralidad de CAMD. En el bloque 1306, basándose en parte en la lógica de control 316, un primer CAMD de la pluralidad de CAMD puede ajustarse coordinado con un segundo CAMD de la pluralidad de CAMD. En varios ejemplos, la magnitud de las respuestas entre los CAMD de la pluralidad de CAMD puede ser diferente. Por ejemplo, ajustar un primer CAMD de la pluralidad de CAMD proporciona una primera respuesta de control. El ajuste de un segundo CAMD de la pluralidad de CAMD proporciona una segunda respuesta de control.

En algunos casos, la magnitud de la segunda respuesta de control puede ser mayor que la primera respuesta de control. Por ejemplo, la lógica de control 316 puede proporcionar una primera señal que hace que la superficie de control 1110 del primer CAMD 1106 se mueva a la posición 1120 a un ángulo ϕ (fi) medido desde la posición no desplegada 1118 generando una primera respuesta de control. La lógica de control 316 también puede proporcionar una segunda señal que hace que la superficie de control 1112 del segundo CAMD 1108 se mueva a la posición 1116 a un ángulo θ (zeta) medido desde la posición no desplegada 1118 generando una segunda respuesta de control. En varios ejemplos, el ángulo ϕ (fi) puede ser mayor o menor que el ángulo θ (zeta). En varios ejemplos, el ángulo ϕ (fi) puede ser mayor que cero, mientras que el ángulo θ (zeta) puede ser sustancialmente igual a cero. Además, o como alternativa, los ángulos ϕ (fi) y θ (zeta) pueden ser el mismo o sustancialmente similares configurando al menos un subconjunto de la pluralidad de CAMD para actuar sincronizadamente.

En varios ejemplos y configuraciones, el control coordinado como se ha expuesto antes puede configurarse para hacer que un CAMD exterior proporcione un ajuste aproximado, que puede comprender una respuesta inicial mayor, mientras que un CAMD interior proporciona un ajuste fino, que puede comprender una respuesta inicial menor en comparación con la respuesta inicial del CAMD exterior. Se puede observar un ejemplo de esto en las Figs. 11A-D. Además, o como alternativa, un CAMD interior puede configurarse para proporcionar un ajuste aproximado y un CAMD exterior puede configurarse para proporcionar un ajuste fino.

Conclusión

Aunque se han descrito ejemplos en un lenguaje específico para características estructurales y/o acciones metodológicas, se debe entender que la divulgación y las reivindicaciones adjuntas no se limitan necesariamente a las características o acciones específicas descritas. En su lugar, las características y acciones específicas se divulgan como formas ilustrativas de implementación de los ejemplos. Por ejemplo, no es necesario que las acciones metodológicas se realicen en el orden o las combinaciones que se describen en el presente documento y se pueden realizar en cualquier combinación de una o más acciones.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave (302) que comprende:

- 5 un fuselaje;
 un ala de línea de base (102, 500), estando el ala de línea de base (102, 500) acoplada al fuselaje en un primer extremo del ala de línea de base (102, 500) y teniendo una superficie de control, especialmente un alerón (116); y una extensión de ala (100, 200) que comprende
 10 una porción horizontal acoplada a un segundo extremo del ala de línea de base (102, 500), de modo que la porción horizontal esté hacia el exterior del ala de línea de base (102, 500);
 la porción horizontal que, cuando está unida a la aeronave (302), es sustancialmente paralela al ala de línea de base (102, 500) de la aeronave (302),
 comprendiendo además la extensión de ala al menos dos dispositivos controlables de modificación de flujo de aire (CAMD), controlables independientemente de cualquier superficie de control (116, 118) del ala de línea de base (102, 500), comprendiendo cada uno:
 15 - una superficie de control,
 - un controlador, adaptado para controlar la superficie de control del CAMD (110) independientemente de cualquier superficie de control del ala de línea de base, y
 20 - un sensor, adaptado para detectar datos sobre las condiciones de vuelo, representativos de varias condiciones de vuelo de la aeronave, que dan como resultado varias cargas experimentadas en la aeronave,
- en donde las superficies de control de los al menos dos CAMD (110) están directamente acopladas a la porción horizontal de la extensión de ala (100); en donde la aeronave comprende:
 25 - sensores lineales y/o rotacionales, micro celdas de carga y/o galgas extensométricas montadas en la estructura del ala de línea de base, y/o
 - acelerómetros montados en múltiples puntos del ala de línea de base y/o de la extensión de ala,
- 30 en donde el controlador de un primer CAMD de los al menos dos CAMD (110) está configurado para detectar el inicio de una condición de flameo, basándose en la información de un sensor de los sensores lineales y/o rotacionales, micro celdas de carga y/o galgas extensométricas montadas en la estructura del ala de línea de base, y/o basándose en la información de un sensor de los acelerómetros montados en múltiples puntos del ala de línea de base y/o de la extensión de ala,
 35 en donde un segundo CAMD de los al menos dos CAMD (110) está configurado para aliviar una carga de torsión en un ala (102), mediante el controlador del segundo CAMD que está configurado para controlar un ajuste de la superficie de control del segundo CAMD (110) basándose en los datos sobre las condiciones de vuelo detectadas del sensor del segundo CAMD (110), para aliviar la carga de torsión en el ala;
 en donde el primer CAMD (110) está configurado para aliviar la condición de flameo detectada en el ala de línea de base (102, 500), mediante el controlador del primer CAMD que está configurado para controlar un ajuste de la superficie de control del primer CAMD (110) para amortiguar activamente el flameo.
 40

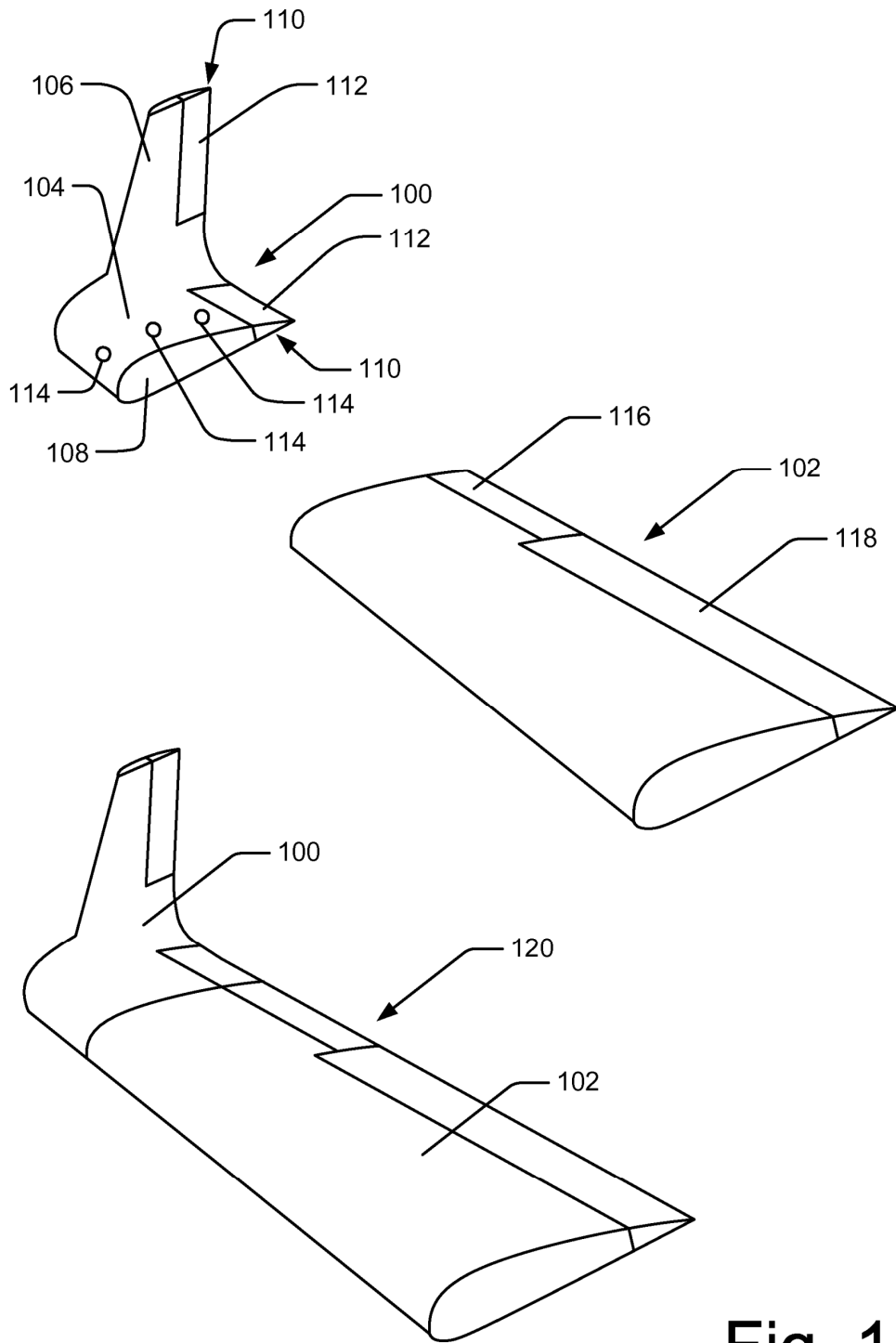


Fig. 1

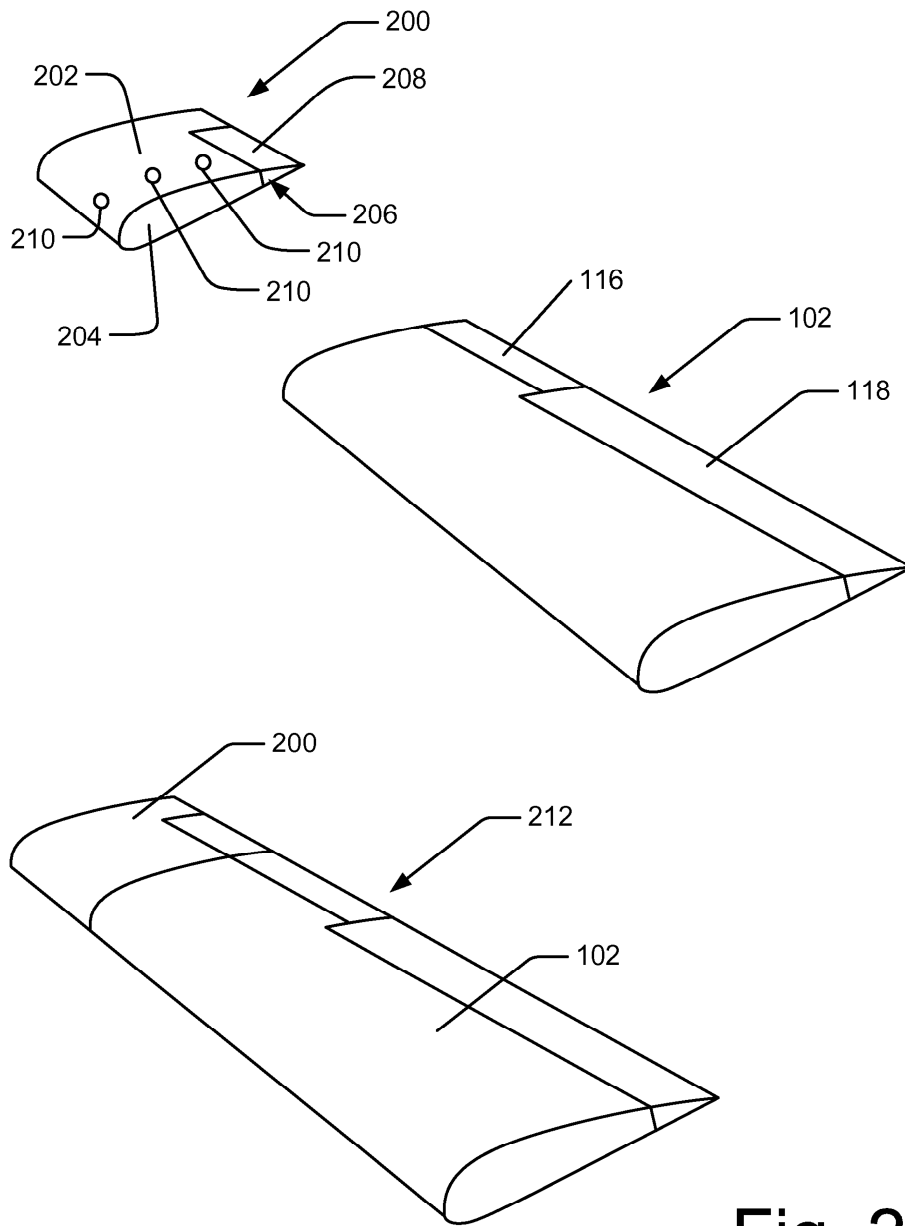


Fig. 2

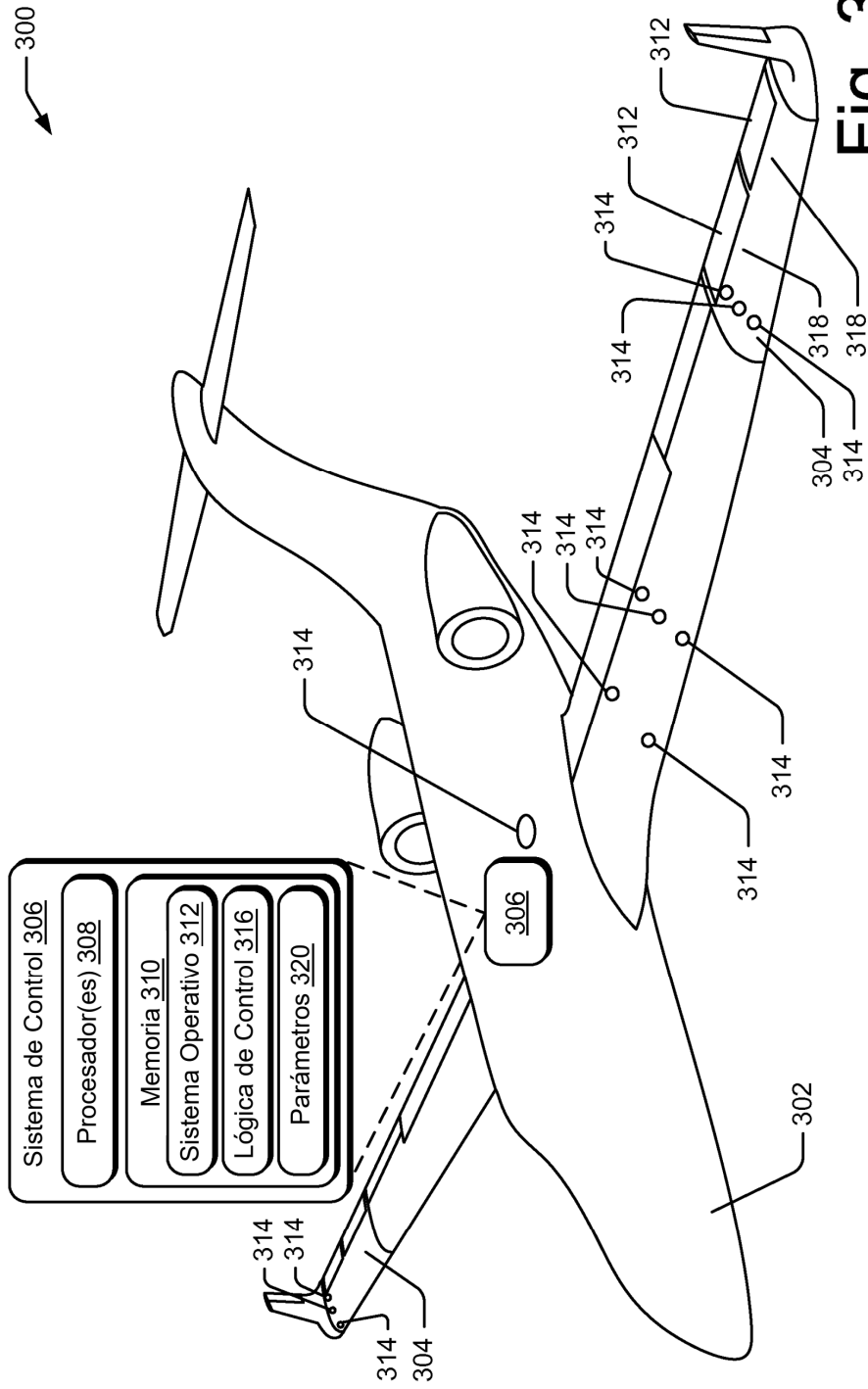
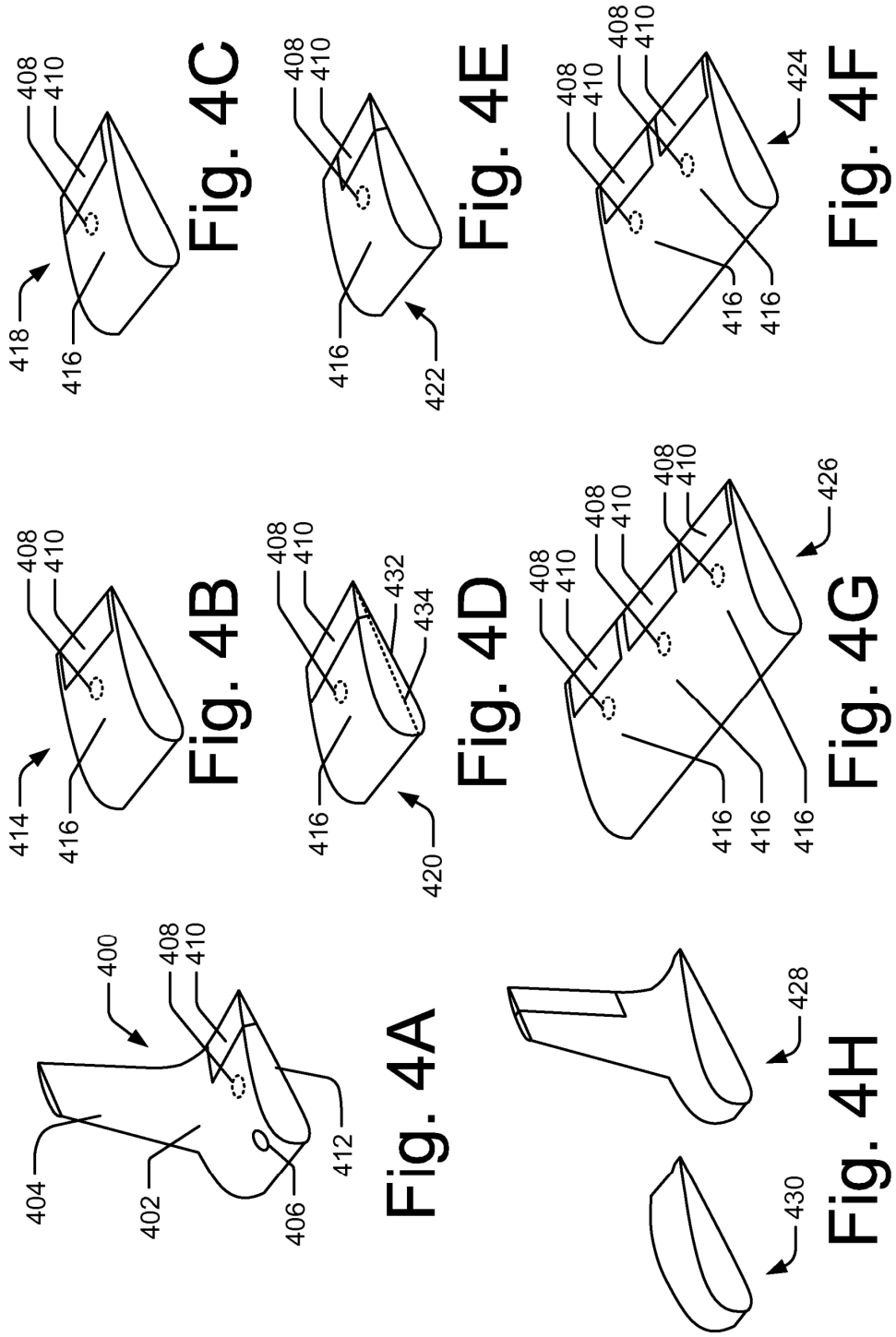
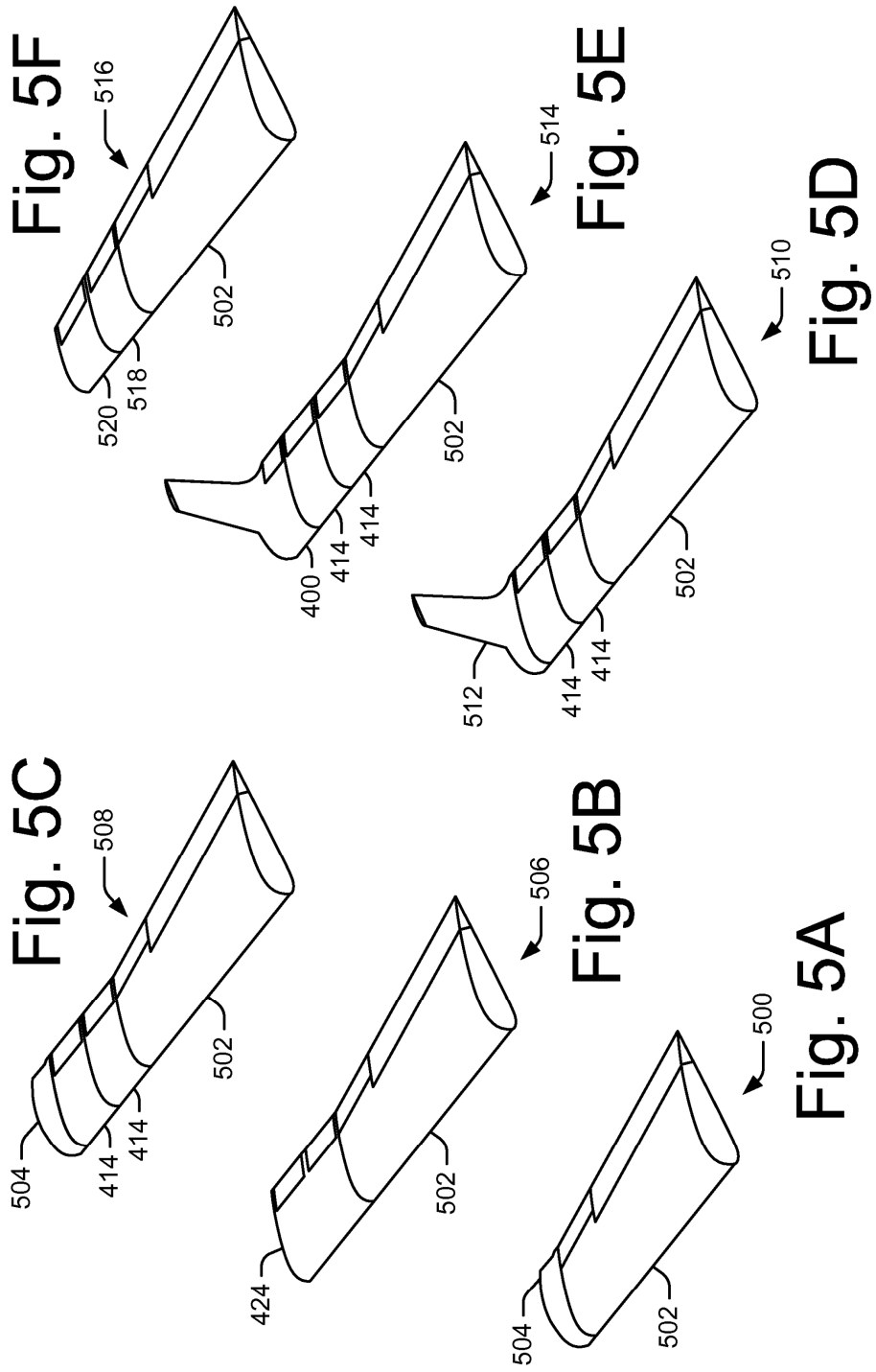


Fig. 3





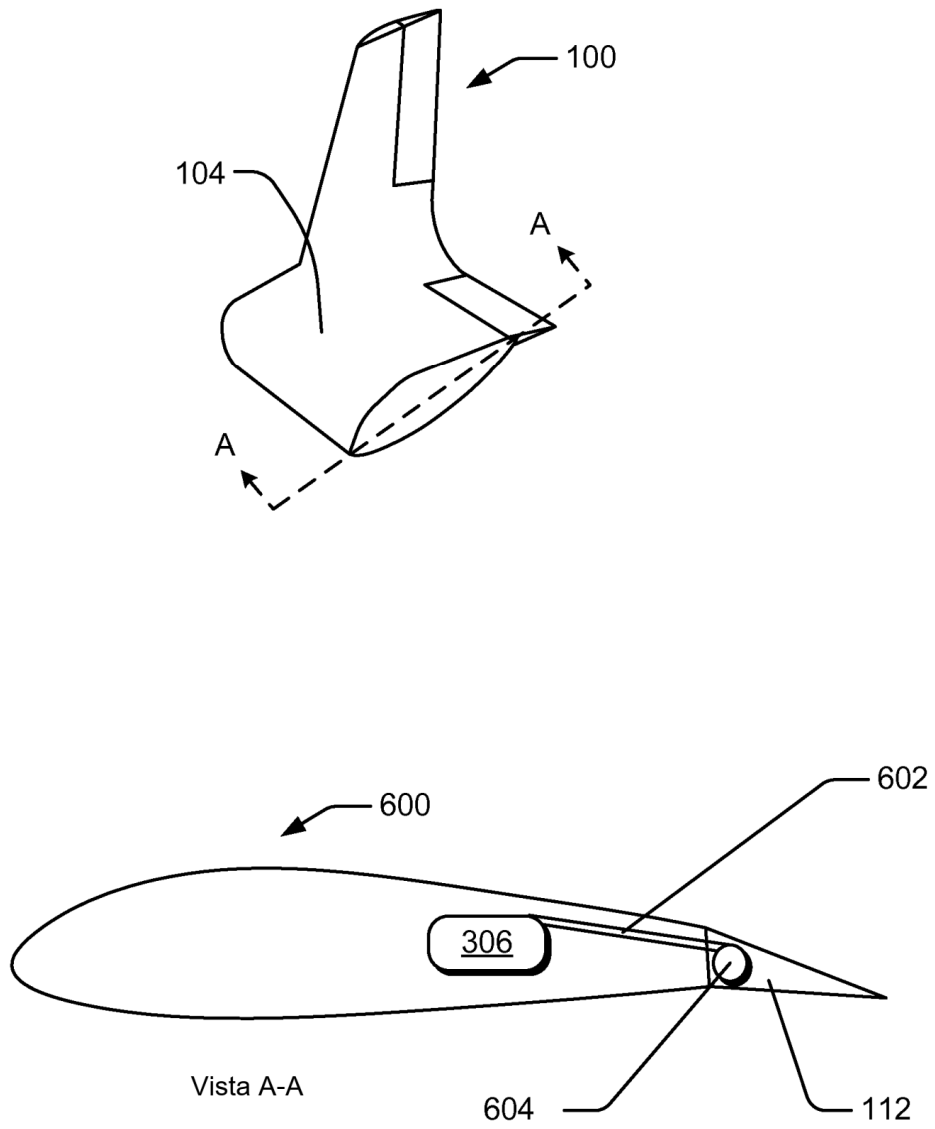


Fig. 6

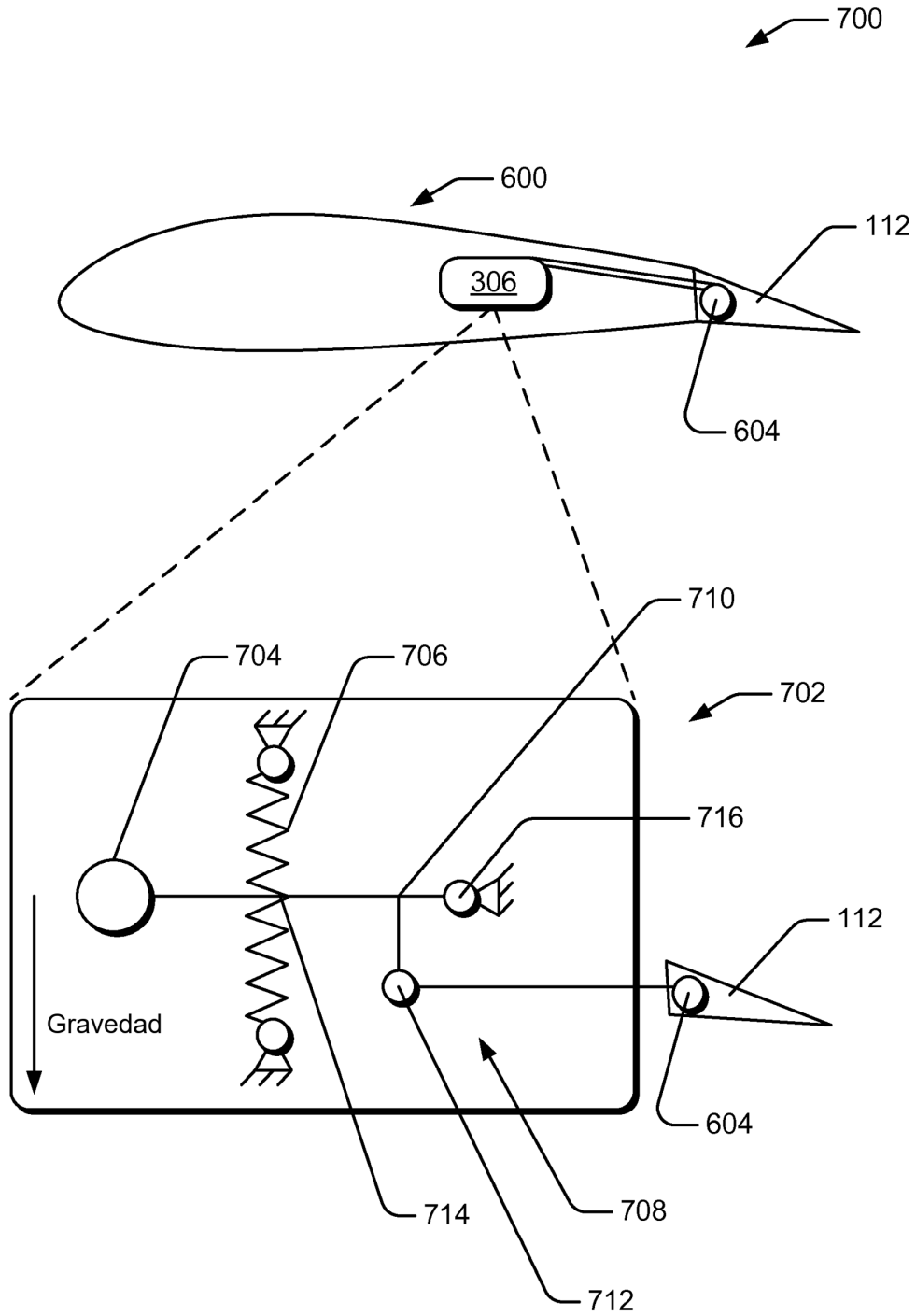


Fig. 7

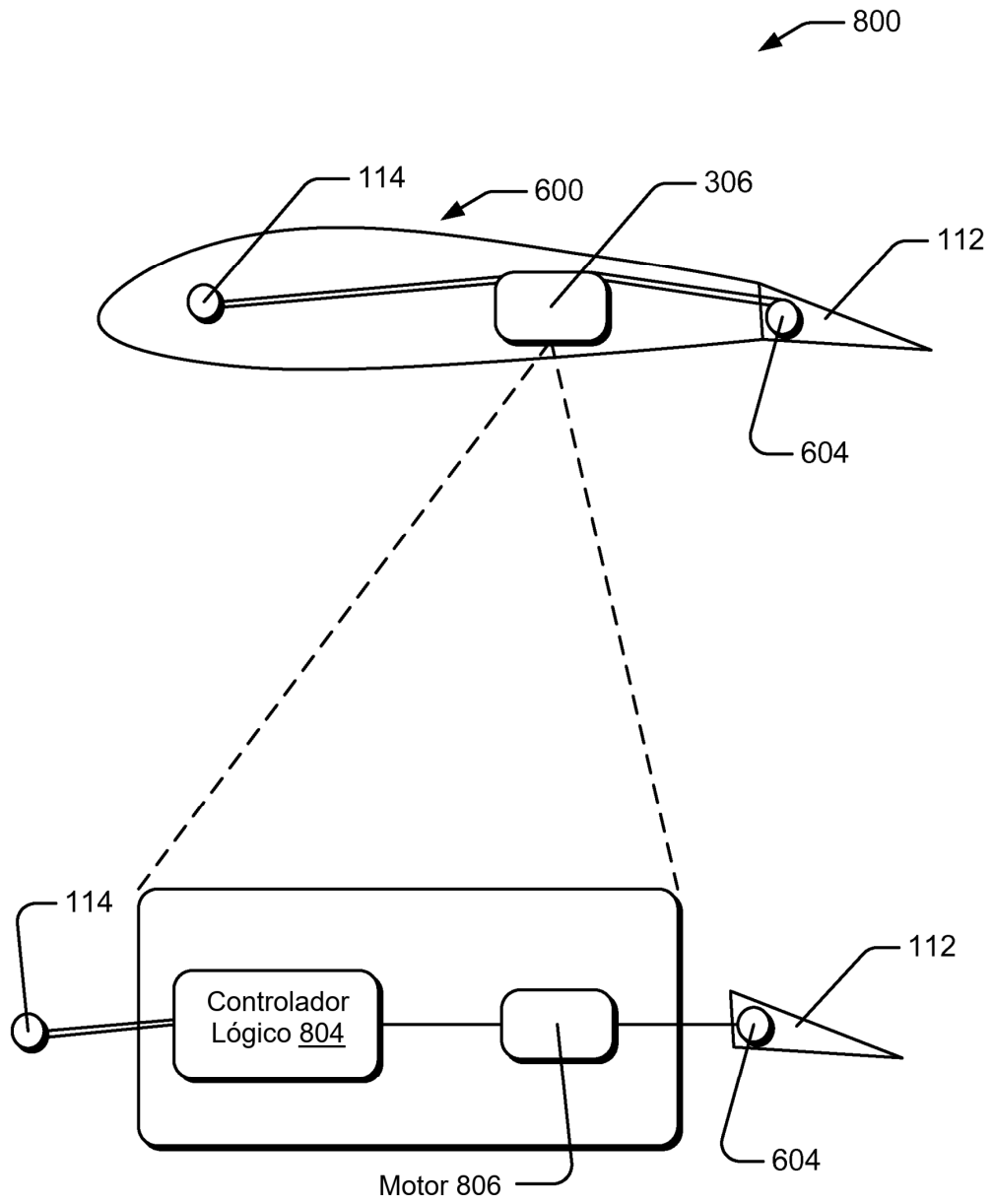


Fig. 8

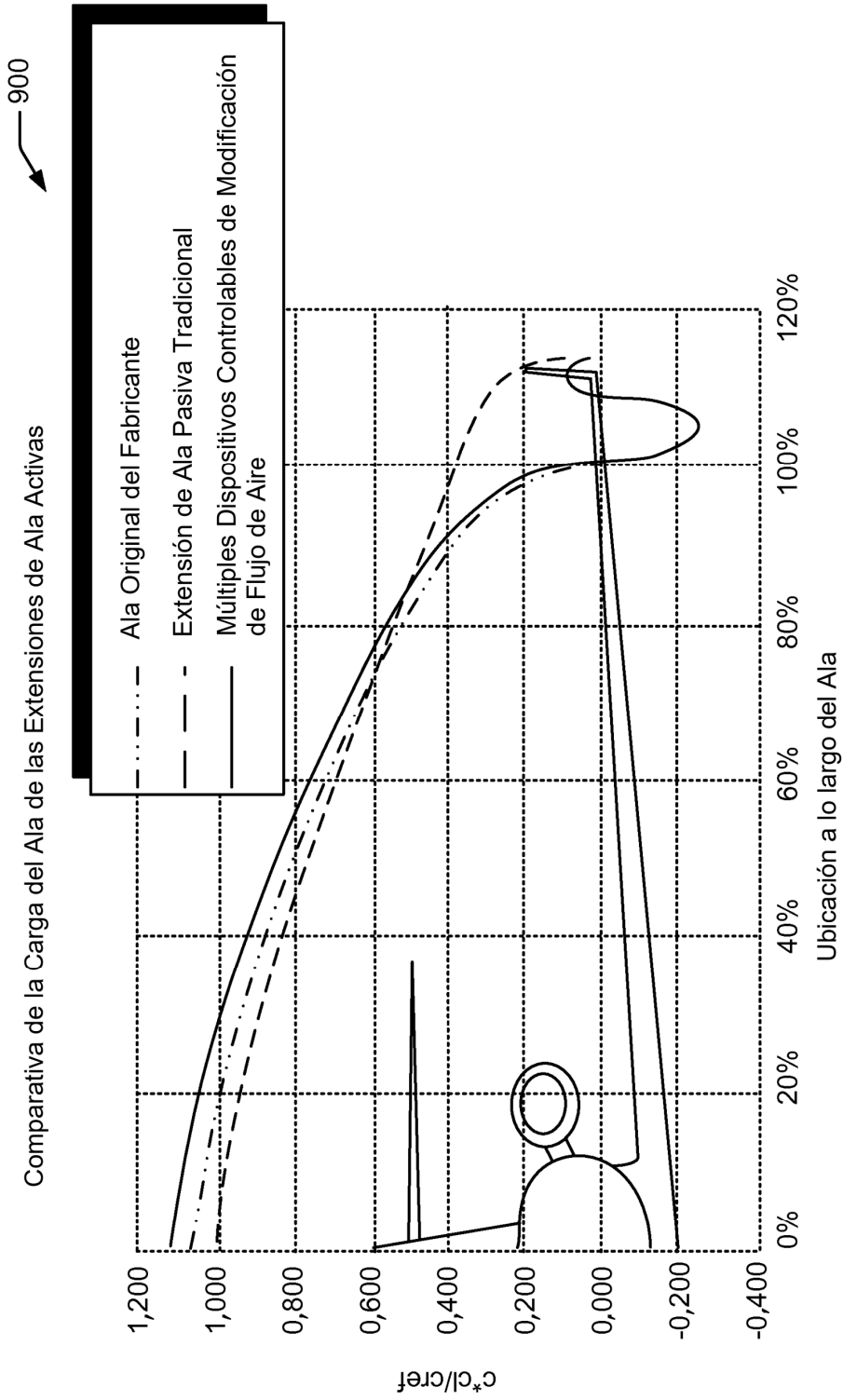


Fig. 9

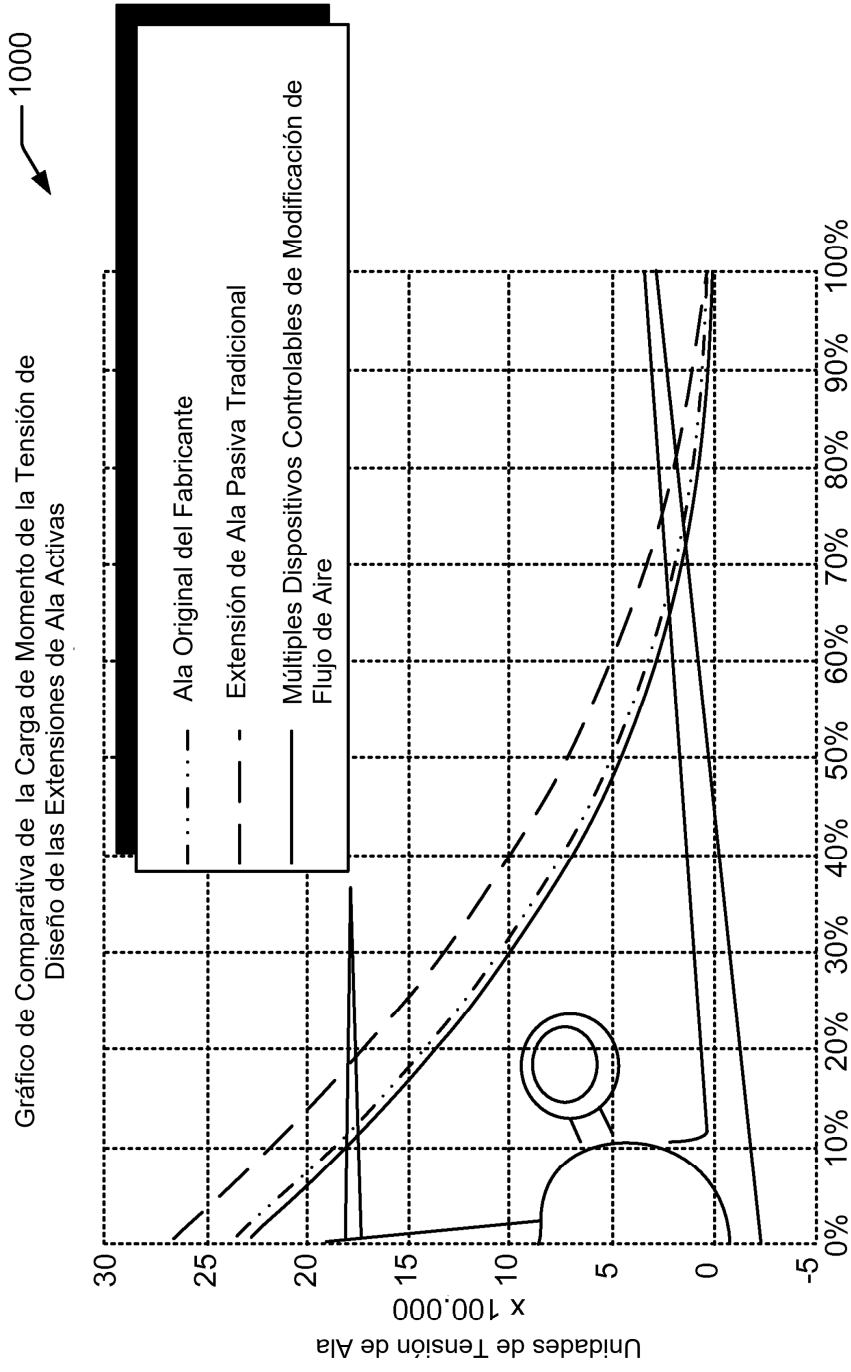


Fig. 10

Ubicación a lo largo del Ala

Fig. 11A

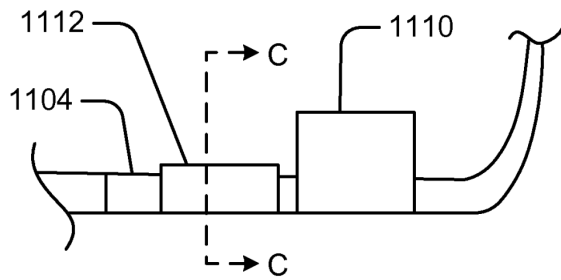
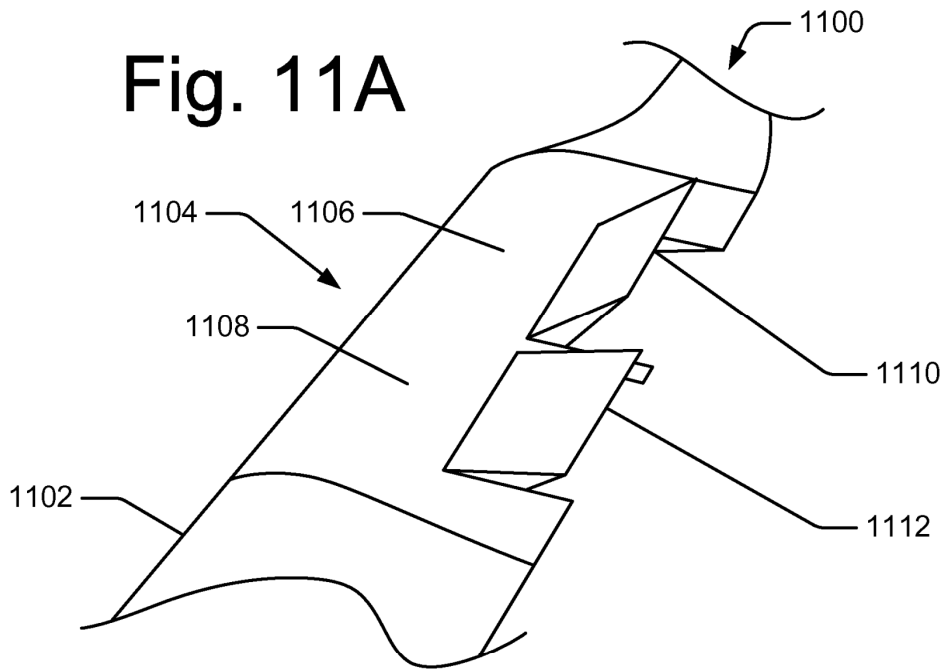


Fig. 11B

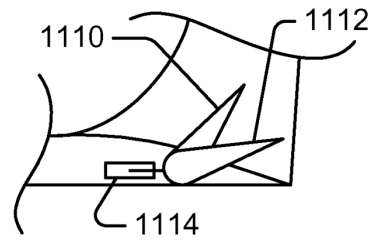


Fig. 11C

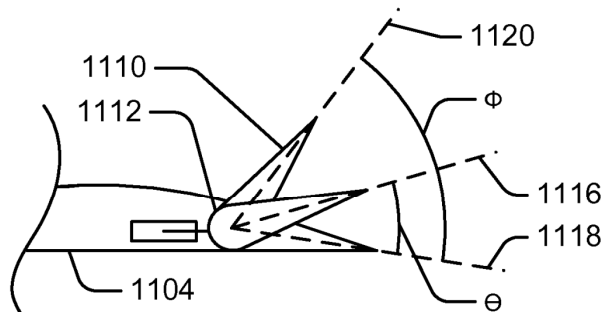


Fig. 11D

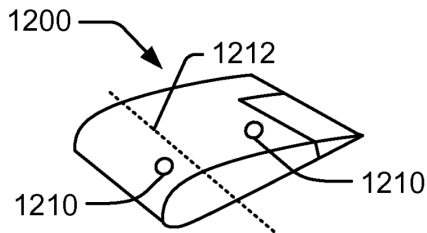


Fig. 12A

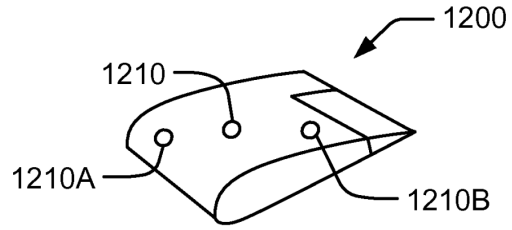


Fig. 12C

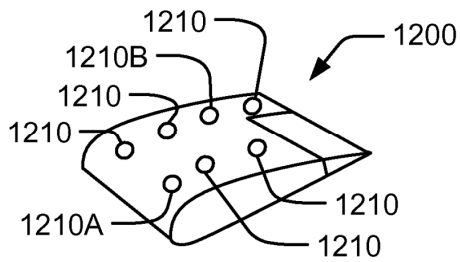


Fig. 12B

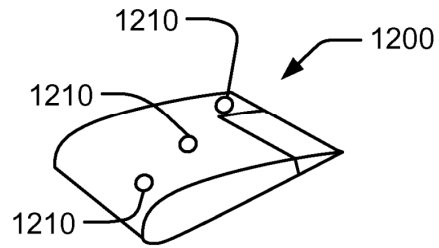


Fig. 12D

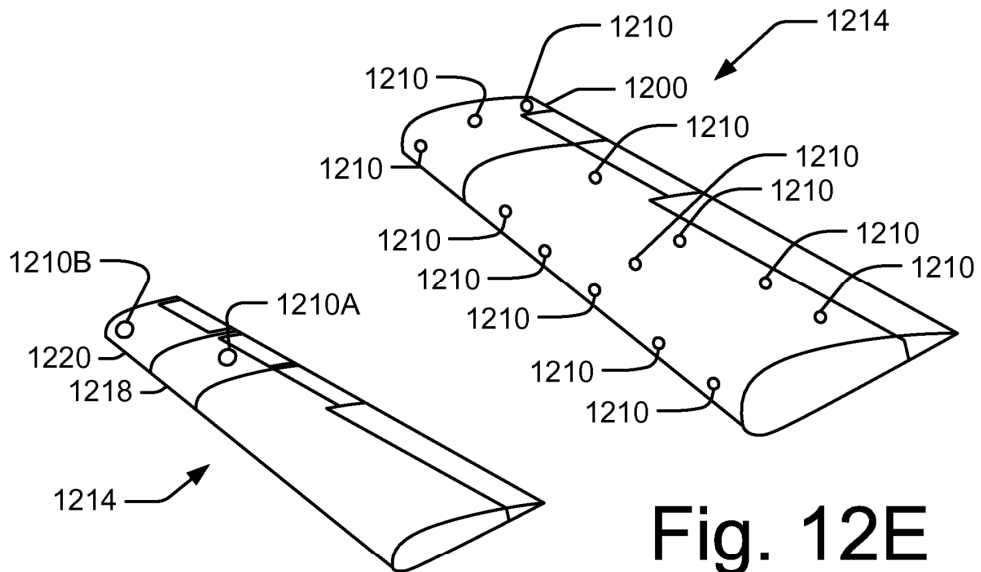


Fig. 12E

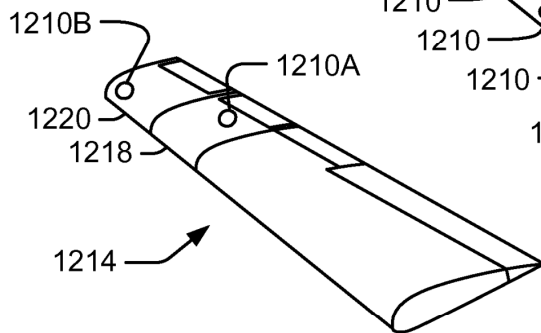


Fig. 12F

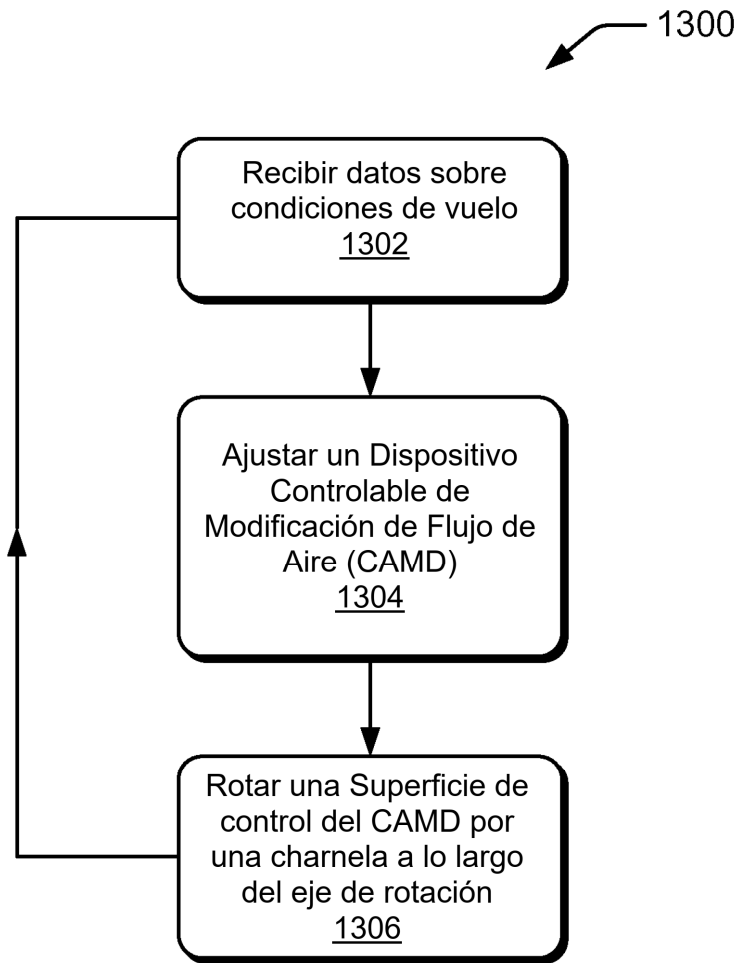


Fig. 13