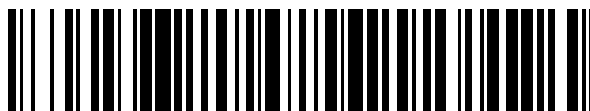


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 683 206**

51 Int. Cl.:

**B64C 9/32** (2006.01)

**B64C 13/16** (2006.01)

**B64C 19/02** (2006.01)

**G05D 1/00** (2006.01)

**G05D 1/06** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.09.2014** **E 14186027 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **09.05.2018** **EP 2851289**

54 Título: **Deflexiones de dispositivo de borde de ataque y de salida durante el descenso de una aeronave**

30 Prioridad:

**24.09.2013 US 201314035001**

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

**25.09.2018**

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**MOSER, MATTHEW A;  
LIU, BENJAMIN M y  
FINN, MICHAEL R**

74 Agente/Representante:

**CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel**

ES 2 683 206 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**

Deflexiones de dispositivo de borde de ataque y de salida durante el descenso de una aeronave

**Campo**

5 La presente divulgación se refiere en general a controles de vuelo y, de manera más particular, al funcionamiento de superficies de control durante un descenso de una aeronave, tal como un descenso de emergencia.

**Antecedentes**

10 Una aeronave tal como aviones de pasajeros comerciales normalmente incluyen superficies o dispositivos de control montados en las alas para mejorar el rendimiento aerodinámico de la aeronave. Tales superficies de control incluyen dispositivos de borde de ataque de ala y dispositivos de borde de salida de ala que pueden extenderse y/o deflectarse durante diferentes fases de vuelo para alterar las características de resistencia y/o sustentación de las alas. Por ejemplo, los aviones de pasajeros comerciales normalmente incluyen aletas de borde de ataque y flaps de borde de salida que pueden extenderse durante el despegue, aproximación, aterrizaje, y/o durante otras fases de vuelo para aumentar el área e inclinación de las alas para aumentar las características de sustentación de ala. El documento US2009/314897 A1 divulga un sistema de control para tales superficies de control durante determinadas 15 fases de vuelo. Organismos de regulación de aeronaves tales como la Administración de Aviación Federal requieren que la aeronave cumpla estándares de rendimiento mínimos durante diferentes fases de vuelo y durante situaciones de emergencia. Para una aeronave que viaja a altitud de crucero, la descompresión rápida de la cabina de una aeronave es un tipo de situación de emergencia que requiere descenso rápido e inmediato, normalmente denominado descenso de emergencia, de la aeronave desde una altitud relativamente alta de crucero a una altitud segura más baja. El periodo temporal durante el que la aeronave debe descender a la altitud segura más baja está dictado por la Regulación de aviación federal (FAR) 25.841 que especifica los requisitos de presurización de cabina para la certificación de aeronave. Por ejemplo, la FAR 25.841(a)(2) especifica que una aeronave debe diseñarse de manera que los ocupantes no se expongan a una altitud de presión de cabina que supera lo siguiente después de la descompresión a partir de cualquier condición de fallo no mostrada que es extremadamente improbable: 25.000 pies 20 durante más de dos (2) minutos, o 40.000 pies durante cualquier duración.

Típicamente, durante un descenso de emergencia, los reguladores de motor pueden reducirse a inactivo y la proa de la aeronave puede inclinarse por encima de modo que la aeronave puede descender a su velocidad de funcionamiento máxima hasta alcanzar la altitud más baja. Para cumplir los requisitos de la FAR 25.841, la aeronave despliega tradicionalmente deflectores existentes sobre las alas para reducir la sustentación de ala y aumentar la 30 resistencia para maximizar la velocidad de descenso. El despliegue de los deflectores en una aeronave convencional puede ser insuficiente para lograr una velocidad de descenso deseada y/o requerida (por ejemplo, como por los requisitos de FAR 25.841), que puedan necesitar un aumento en el área superficial de los deflectores y/o un aumento en deflexiones de deflector. Un aumento en el área superficial o ángulo de deflexión de los deflectores puede dar como resultado un aumento en el peso de la aeronave y/o un aumento en la capacidad de accionamiento de deflector que puede llevar a una configuración de ala subóptima, o puede provocar el bataneo de estructura/aerodinámico excesivo. 35

**Sumario**

40 La presente divulgación se dirige a un sistema para aumentar una velocidad de descenso de una aeronave, que puede denominarse también en el presente documento como sistema de descenso de emergencia. El sistema de descenso de emergencia puede incluir un ordenador de control de vuelo, un sistema de control de borde, y un dispositivo de control de freno de velocidad. El ordenador de control de vuelo puede configurarse para calcular un primer ajuste para un dispositivo de borde de ataque y/o un dispositivo de borde de salida de un ala de aeronave. El sistema de control de borde puede acoplarse en comunicación con el ordenador de control de vuelo y puede incluir un dispositivo de control de borde que tiene una pluralidad de posiciones de dispositivo de control que incluye una 45 posición de crucero. El dispositivo de control de freno de velocidad puede incluir una pluralidad de detenciones de freno de velocidad que incluye una detención de vuelo. El sistema de control de borde puede configurarse para ordenar automáticamente al dispositivo de borde de ataque, el dispositivo de borde de salida, o ambos, a un ángulo de deflexión que corresponde al primer ajuste si el dispositivo de control de borde está en la posición de crucero y el dispositivo de control de freno de velocidad está en la detención de vuelo.

50 También se divulga una aeronave que tiene un par de alas que incluye un dispositivo de borde de ataque, un dispositivo de bordes de salida, o ambos. La aeronave puede incluir además un sistema de descenso de emergencia para aumentar la velocidad de descenso de la aeronave. El sistema de descenso de emergencia puede incluir un ordenador de control de vuelo, un sistema de control de borde, y un dispositivo de control de freno de velocidad. El ordenador de control de vuelo puede configurarse para recibir una indicación de pérdida de presión de cabina y 55 calcular un primer ajuste para el dispositivo de borde de ataque y/o el dispositivo de borde de salida. El sistema de

control de borde puede acoplarse en comunicación con el ordenador de control de vuelo y puede hacerse funcionar para controlar el dispositivo de borde de ataque y/o el dispositivo de bordes de salida. El dispositivo de control de freno de velocidad puede incluir una pluralidad de detenciones de freno de velocidad que incluye una detención de vuelo. El sistema de descenso de emergencia puede configurarse para ordenar automáticamente al dispositivo de borde de ataque y/o el dispositivo de borde de salida a un ángulo de deflexión que corresponde al primer ajuste en respuesta, al menos en parte, a la indicación de pérdida de presión de cabina y selección, con el dispositivo de control de freno de velocidad, de la detención de vuelo.

También se divulga un método para aumentar una velocidad de descenso de una aeronave. El método puede incluir calcular un ajuste de resistencia máximo para al menos uno de un dispositivo de borde de ataque y un dispositivo de borde de salida de una aeronave. El método puede incluir adicionalmente colocar un dispositivo de control de borde de la aeronave en un primera posición, y mover un dispositivo de control de freno de velocidad de la aeronave a una segunda posición. Si el dispositivo de control de borde está en la primera posición, el método puede incluir ordenar automáticamente al al menos uno del dispositivo de borde de ataque y el dispositivo de borde de salida a un ángulo de deflexión que corresponde al ajuste de resistencia máximo en respuesta al movimiento del dispositivo de control de freno de velocidad a la segunda posición.

### Breve descripción de los dibujos

Estas y otras características de la presente divulgación se harán más evidentes al hacer referencia a los dibujos en los que números similares denominan partes similares a través de todo el documento y en los que:

la figura 1 es una aeronave de ilustración en perspectiva;  
 la figura 2 es un diagrama de bloques de un sistema de descenso de emergencia según la presente divulgación;  
 la figura 3 es una vista superior de un ala de la aeronave;  
 la figura 4 es una vista en sección del ala de una aeronave durante un vuelo de crucero de alta altitud;  
 la figura 5 es una vista en sección del ala durante un descenso de emergencia que ilustra un deflector accionado en un ángulo de despliegue aumentado y que ilustra además la deflexión hacia arriba y hacia abajo de la aleta y el flap en ángulos de deflexión relativamente pequeños en un modo de inclinación variable;  
 la figura 6 es una vista en sección del ala de la aeronave durante vuelo de crucero de baja altitud a continuación del descenso de emergencia y que ilustra el accionamiento de la aleta y el flap en un modo de reducción de resistencia de inclinación variable;  
 la figura 7 es una vista en planta de diagrama de un borde de salida del ala tomada a lo largo de la línea 7 de la figura 3 y que ilustra esquemáticamente una unidad de equilibrio de inclinación variable (VCTU) colocada entre un dispositivo intraborda y un dispositivo fueraborda montada en el borde de salida de ala;  
 la figura 8 es una vista en planta de diagrama del borde de salida del ala que ilustra el dispositivo intraborda y el dispositivo fueraborda accionados al mismo tiempo;  
 la figura 9 es una vista en planta de diagrama del borde de salida del ala que ilustra el dispositivo intraborda accionado independientemente del dispositivo fueraborda;  
 la figura 10 es una vista en planta de diagrama del borde de salida del ala que ilustra el dispositivo fueraborda accionado independientemente del dispositivo intraborda;  
 la figura 11 es una vista en planta de diagrama de un sistema de accionamiento de borde de ataque y un sistema de accionamiento de borde de salida que incorpora cada uno una VCTU entre los dispositivos intraborda y fueraborda en el borde de ataque y el borde de salida de cada ala;  
 la figura 12 es una vista de diagrama de una parte central del sistema de accionamiento de borde de ataque y borde de salida y que ilustra una unidad de accionamiento de potencia de borde de ataque (PDU) y una PDU de borde de salida para accionar los dispositivos intraborda montados en el respectivo borde de ataque y borde de salida del ala;  
 la figura 13 es un diagrama esquemático de una VCTU que incluye una caja de cambios de suma de velocidad que tiene un freno fueraborda y un motor eléctrico de VCTU;  
 la figura 14 es una ilustración en perspectiva de una realización de una VCTU;  
 la figura 15 es una vista desde la parte delantera de un lado de popa de la VCTU;  
 la figura 16 es una vista en sección de la VCTU tomada a lo largo de la línea 16 de la figura 15 y que ilustra la interconectividad de un piñón intraborda, un engranaje intraborda, y un engranaje de sensor de posición;  
 la figura 17 es una vista en sección de la VCTU tomada a lo largo de la línea 17 de la figura 15 y que ilustra la interconectividad de un sistema de engranaje solar y el freno fueraborda;  
 la figura 18 es una vista de diagrama de una realización de un sistema de control de freno de velocidad y un sistema de control de borde para controlar respectivamente los deflectores y los dispositivos de borde de ataque y borde de salida en un modo de inclinación variable durante un descenso de emergencia basado en un ajuste de resistencia máximo calculado por un ordenador de control de vuelo basado en datos de estado de aeronave;  
 la figura 19 muestra diversos gráficos que ilustran la funcionalidad del sistema durante un descenso de emergencia y el despliegue diferencial de los dispositivos de borde de ataque y borde de salida más interior y más exterior como una función del peso bruto de aeronave, centro de gravedad de aeronave, número de Mach, y altitud;

la figura 20 es una ilustración de un diagrama de flujo que tiene una o más operaciones que pueden incluirse en un método de aumento de la velocidad de descenso de una aeronave.

### Descripción detallada

5 Los dibujos se proporcionan para fines de ilustración de diversas realizaciones y facilitar un entendimiento de la presente divulgación y se entenderá que las diversas realizaciones representadas en la misma pueden estar o no a escala. Con referencia ahora a los dibujos, se muestra en la figura 1 una realización de una aeronave 100 que tiene un fuselaje 102 y un par de alas 116. El fuselaje 102 puede incluir un habitáculo de vuelo 105 en el extremo delantero del fuselaje 102 y una cabina 103 ubicada en la popa del habitáculo de vuelo 105. La aeronave 100 puede incluir un par de alas 116. Cada ala 116 puede unirse al fuselaje 102 en una raíz 128 de ala y puede extenderse desde una parte intraborda 130 hacia una parte fueraborda 134 y que termina en una punta 132 de ala. La aeronave 100 puede incluir una o más unidades de propulsión 104 que pueden montarse en las alas 116. La aeronave 100 puede incluir además un empenaje que puede incluir una cola horizontal 108 y elevador 110, y una cola vertical 112 y un timón 114 para el control direccional de la aeronave 100. Las alas 116 pueden incluir uno o más dispositivos 150 de borde de ataque, uno o más dispositivos 240 de borde de salida, y uno o más deflectores 290 (figura 2) que puede deflectarse para alterar las características de sustentación y/o características de resistencia de las alas 116.

20 Un procedimiento de descenso de emergencia según algunos ejemplos de la presente divulgación se describen para facilitar un entendimiento de la presente divulgación. Durante el vuelo de crucero (por ejemplo, tal como se muestra mediante el segmento de vuelo 574 en la figura 19), la aeronave 100 puede estar volando inicialmente a una altitud de crucero y a una velocidad de crucero. Por ejemplo, la aeronave 100 puede estar volando a una altitud de crucero de aproximadamente 30.000 a 45.000 pies o superior, dependiendo de la aeronave particular. La altitud de crucero puede ser, pero no es necesario, la altitud certificada máxima para la aeronave. La aeronave 100 puede moverse a una velocidad de crucero que puede seleccionarse para la eficiencia de combustible óptima. En una realización, la velocidad de crucero puede estar en el intervalo de aproximadamente Mach 0,75 to 0,82 o superior, dependiendo del peso bruto de aeronave, temperatura de aire, presión de aire y otros factores. Los dispositivos 150 de borde de ataque y dispositivos 240 de borde de salida del ala 116 pueden estar opcionalmente en una posición retraída 158, 248, por ejemplo, como se muestra en la figura 4. En algunos ejemplos, los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y borde de salida pueden hacerse funcionar en un modo de inclinación variable, por ejemplo, tal como se muestra en las figuras 5-6 y se describe en detalle adicional a continuación. Durante el vuelo de crucero, la cabina 103 puede mantenerse a una altitud de presión predeterminada. Por ejemplo, la cabina 103 puede mantenerse a una altitud de presión máxima de aproximadamente 8.000 pies por encima del nivel del mar.

35 En el caso de un suceso y/o condición determinado, el piloto puede iniciar un descenso de emergencia (por ejemplo, tal como se muestra mediante el segmento de vuelo 576 en la figura 19). Por ejemplo, la aeronave 100 puede hacerse funcionar para descender desde una altitud de crucero, que puede ser una altitud relativamente alta (por ejemplo, 40.000 pies) a una altitud relativamente baja (por ejemplo, 10.000 pies) tras el suceso de una situación de emergencia tal como una pérdida repentina de presión de cabina. Tal y como se describe con mayor detalle más adelante, en el caso de una descompresión o despresurización de cabina repentina, una indicación táctil, visual y/o sonora de despresurización de cabina pueden proporcionarse a la tripulación de vuelo. Por ejemplo, una indicación de despresurización de cabina puede proporcionarse cuando la altitud de presión de cabina normal supera un límite predeterminado (por ejemplo, de 8.000 pies). Tras recibir la indicación de despresurización de cabina, oxígeno complementario puede proporcionarse a la tripulación de vuelo tal como mediante máscaras de donación de oxígeno a la tripulación de vuelo. En algunos ejemplos, la aeronave 100 puede incluir un sistema 300 de descenso de emergencia para aumentar una velocidad de descenso de la aeronave.

45 La figura 2 muestra un diagrama de bloques de un sistema 300 de descenso de emergencia según algunos ejemplos de la presente divulgación. El sistema 300 de descenso de emergencia puede configurarse para ordenar automáticamente el movimiento de uno o más dispositivos de hipersustentación (por ejemplo, dispositivos 150 de borde de ataque y/o dispositivos 240 de borde de salida) de la aeronave 100, por ejemplo para aumentar una velocidad de descenso de la aeronave 100 y/o facilitar un descenso de emergencia de la aeronave 100 desde una primera altitud (por ejemplo, la altitud relativamente alta o altitud de crucero alta) a una segunda altitud (por ejemplo, la altitud relativamente baja o altitud de crucero baja). Por "automático" o "automáticamente", se entiende en el contexto de la presente aplicación que la acción (por ejemplo, orden, control, movimiento, despliegue, extensión, etc.) sucede o se realiza sin entrada manual (por ejemplo, de la tripulación de vuelo u otro operario). El sistema 300 de descenso de emergencia puede incluir un ordenador 450 de control de vuelo que puede ser parte de y/o integrado con un sistema de control de vuelo de la aeronave 100. El ordenador 450 de control de vuelo puede incluir una pluralidad de modos de funcionamiento, que pueden denominarse también en el presente documento como modos de inclinación variable. En algunas realizaciones, el ordenador de control de vuelo puede incluir un primer modo y un segundo modo.

El ordenador 450 de control de vuelo puede configurarse para calcular un primer ajuste 584 para los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o salida cuando el ordenador 450 de control de vuelo está en el primer modo, y puede configurarse además para calcular un segundo ajuste 586 para los dispositivos 150, 240 de borde de ataque

- y/o salida cuando el ordenador 450 de control de vuelo está en el segundo modo. Por ejemplo, el primer modo puede ser un modo de descenso de emergencia 580 (véase también la figura 18) y el primer ajuste 584 puede corresponder a una o más deflexiones para los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o salida seleccionados para aumentar la resistencia aerodinámica. El primer ajuste 584 puede ser un ajuste de resistencia máximo, por ejemplo, un ajuste de resistencia máximo 174, 264 para los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida, respectivamente. El segundo modo puede ser un modo de reducción de resistencia 582 (véase también la figura 18) y el segundo ajuste 586 puede corresponder a una o más deflexiones para los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o salida seleccionados para reducir la resistencia aerodinámica. Deflexiones de los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o salida que corresponden a los ajustes primero y/o segundo 584, 586 pueden incluir ángulos o aumentos de deflexión pequeños, por ejemplo del orden de 1 grado a 4 grados. La adaptación mejorada de las características de resistencia del ala 116 puede lograrse mediante el despliegue de los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o borde de salida en ángulos o aumentos de deflexión pequeños, por ejemplo, ángulos de deflexión que son más pequeños que ángulos de deflexión asociados con ajustes de flap/aleta habituales.
- 15 El sistema 300 de descenso de emergencia puede incluir además un primer sistema de control 460 que puede hacerse funcionar para ordenar el movimiento de uno o más dispositivos 150 de borde de ataque y/o uno o más dispositivos 240 de borde de salida. El primer sistema de control 460 puede denominarse de manera intercambiable como sistema de control de hipersustentación. Como se describe en el presente documento, los dispositivos 240 de borde de salida pueden, sin limitación, incluir flaps 242 y/o flaperones 286 y los dispositivos 150 de borde de ataque pueden, sin limitación, incluir aletas 152. El primer sistema de control 460 puede implementarse como un sistema 452 de control de borde, que se describirá en más detalle con referencia a la figura 18. Por ejemplo, El primer sistema de control 460 puede incluir un dispositivo de control de borde 453, tal como una palanca 454 de control de flap (véase por ejemplo, la figura 18), que puede permitir que la tripulación de vuelo ordene manualmente una posición de los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o salida.
- 25 El sistema 300 de descenso de emergencia puede incluir también un segundo sistema de control 480, que puede hacerse funcionar para ordenar el despliegue de determinados dispositivos de borde de salida, por ejemplo el uno o más deflectores 290. A este respecto, el segundo sistema de control 480 también puede denominarse como sistema 530 de control de freno de velocidad o deflector. El sistema 530 de control de freno de velocidad puede incluir un dispositivo 532 de control de freno de velocidad, que puede implementarse, sin limitación, como palanca de freno de velocidad 534 (véase por ejemplo, la figura 18). La palanca de freno de velocidad 534 puede colocarse en una cualquiera de una pluralidad de posiciones de palanca de freno de velocidad o detenciones 536 que incluyen una posición 542 de detención de vuelo. La tripulación de vuelo y/o el sistema de control de vuelo de la aeronave 100 puede mover la palanca de freno de velocidad 534 con respecto a la posición 542 de detención de vuelo (por ejemplo, desde una posición 538 de detención baja) para desplegar uno o más de los deflectores 290.
- 35 El despliegue de los deflectores 290 puede provocar un movimiento de inclinación de proa hacia abajo de la aeronave 100 y puede iniciar un descenso de la aeronave 100, que puede realizarse en algunos casos mientras se mantiene la aeronave 100 a una velocidad de funcionamiento máxima para la configuración de aeronave dada. El sistema 300 de descenso de emergencia puede configurarse para ordenar automáticamente uno o más de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o dispositivos 240 de bordes de salida que va a extenderse o deflectarse a ángulos de deflexión relativamente pequeños 170, 260 (figura 5), por ejemplo para aumentar la resistencia aerodinámica de las alas 116 (por ejemplo, reducen la razón sustentación con respecto a resistencia) y aumentan de ese modo la velocidad de descenso de la aeronave 100 tal como se describe a continuación. En algunos ejemplos, el sistema 300 de descenso de emergencia puede configurarse para desplegar uno o más de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o dispositivos 240 de bordes de salida junto con el despliegue de los deflectores 290 para aumentar la resistencia aerodinámica y aumentar de ese modo una velocidad de descenso de la aeronave 100.

A medida que la aeronave 100 se aproxima a una altitud predeterminada (por ejemplo, la altitud relativamente baja), la aeronave 100 puede hacerse funcionar para descender en respuesta a una reducción en la altitud de paso de la aeronave 100. El sistema 300 puede hacerse funcionar para controlar los deflectores 290, que pueden retraerse en respuesta al movimiento de la palanca de freno de velocidad 534 (figura 18) desde la detención de vuelo 542 (figura 18) hasta una detención hacia abajo 538 (figura 18). Además, como se muestra en la figura 6, los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o borde de salida pueden hacerse funcionar en un modo de inclinación variable, durante lo cual uno o más de los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o borde de salida pueden deflectarse a ángulos de deflexión relativamente pequeños 170, 260 (figura 5), que puede minimizar la resistencia aerodinámica para conservar combustible mientras que la aeronave 100 se desvía a un aeropuerto. Por ángulos de deflexión relativamente pequeños, está implícito que los uno o más de los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o borde de salida se deflectan en aumentos de ángulos o deflexión que pueden ser más pequeños que el aumento de ángulo o deflexión asociados con una detención de flap habituales.

En la figura 3, se muestra una realización de un ala 116 de aeronave que tiene uno o más dispositivos 150 de borde de ataque y uno o más dispositivo 240 de borde de salida montados respectivamente en el borde de ataque 118 y el borde de salida 120 del ala 116. Los dispositivos 150 de borde de ataque pueden configurarse como aletas 152,

flaps de Krueger, u otras configuraciones de dispositivo 150 de borde de ataque. Las aletas 152 pueden incluir una o más aletas intraborda 154 y una o más aletas fueraborda 156. En una realización, la línea central 106 de unidad de propulsión puede ser la línea de división entre los dispositivos intraborda 144 en los dispositivos fueraborda 146. Sin embargo, cualquier punto a lo largo de una dirección de envergadura 136 del ala 116 puede ser la línea de división entre los dispositivos intraborda 144 y los dispositivos fueraborda 146.

En la figura 3, los dispositivos 240 de borde de salida pueden incluir también dispositivos intraborda 144 y dispositivos fueraborda 146. Los dispositivos intraborda 144 pueden incluir uno o más flaps intraborda 244, y un dispositivo de flap de control de balanceo intraborda tal como un flaperón 286. Los dispositivos fueraborda 146 pueden incluir también uno o más flaps fueraborda 246, y un dispositivo de control de balanceo fueraborda tal como un alerón 288. Sin embargo, los dispositivos 240 de borde de salida pueden proporcionarse en configuraciones alternativas que incluyen, pero sin limitación, elevones, y otras configuraciones de dispositivo de borde de salida. Los dispositivos intraborda 144 en el borde de ataque 118 y el borde de salida 120 pueden acoplarse a un tubo de torque intraborda 294 u otro elemento de unión mecánico para accionar los dispositivos intraborda 144 por medio de un sistema 198 de accionamiento de dispositivo (figura 5).

Por ejemplo, en la figura 3, el tubo de torque intraborda 294 en el borde de ataque 118 y el tubo de torque intraborda 294 en el borde de salida 120 pueden accionarse respectivamente mediante una unidad 402 de accionamiento de potencia de borde de ataque ubicada de manera central (PDU) y una unidad 404 de accionamiento de potencia de borde de salida (PDU) (véase por ejemplo, la figura 11). Los dispositivos fueraborda 146 en el borde de ataque 118 y el borde de salida 120 pueden acoplarse respectivamente a un tubo de torque fueraborda 296 y/u otro elemento de unión mecánico para accionar los dispositivos fueraborda 146. Los sistemas 198 de accionamiento de dispositivo (figura 5) para los dispositivos 240 de borde de ataque 118 y de borde de salida pueden configurarse para accionar el dispositivo intraborda 144 y el dispositivo fueraborda 146 independientes entre sí. El accionamiento selectivo o diferencial de uno o más dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o borde de salida independientemente entre sí de los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o borde de salida pueden permitir variar la inclinación del ala 116 a lo largo de una dirección de cuerda 138 y/o dirección de envergadura 136 del ala 116, que puede maximizar la resistencia aerodinámica del ala 116 durante un descenso de emergencia 576 (figura 2) de la aeronave 100.

En la figura 3, las alas 116 pueden incluir una unidad de equilibrio de inclinación variable motorizada (VCTU) que puede colocarse entre un dispositivo intraborda 144 y un dispositivo fueraborda 146. Cada una de las VCTU 302 puede incluir una caja de cambios de suma de velocidad 320 (no mostrada) que puede ubicarse en el borde de ataque 118 del ala 116 de aeronave entre la aleta intraborda 154 y las aletas fueraborda 154. De manera similar, la VCTU motorizada 302 puede ubicarse en el borde de salida 120 entre el flaperón intraborda 286 o flaps intraborda 244 y los flaps fueraborda 246. Las VCTU 302 pueden hacerse funcionar junto con las PDU 400 (la figura 11) para proporcionar el ajuste independiente dinámico de los dispositivos 150 de borde de ataque y los dispositivos 240 de borde de salida para variar la inclinación de ala a lo largo de una dirección de cuerda 138 y/o una dirección de envergadura 136. Ventajosamente, las VCTU 302 permiten el despliegue diferencial de los dispositivos intraborda y fueraborda 144, 146 de manera que los dispositivos fueraborda 146 pueden accionarse independientemente de los dispositivos intraborda 144.

Un ejemplo de un ala 116 de una aeronave 100 según la presente divulgación se representa en la figura 3. el ala 116 puede incluir uno o más deflectores 290 montados en el ala, por ejemplo, en una superficie superior 122 del ala 116. En algunos ejemplos, el ala 116 puede incluir deflectores de tierra 292 y/o deflectores de vuelo 291. Para claridad de ilustración, solo un ala 116 se representa en la figura 3, sin embargo se entenderá que cualquiera de las alas 116 de la aeronave 100 puede incluir las mismas o similares características del ala 116 representada en la figura 3. Los deflectores de tierra 292 pueden configurarse para el accionamiento durante operaciones de tierra. Por ejemplo, los deflectores de tierra 292 pueden hacerse funcionar para accionarse durante el aterrizaje tras la toma de contacto o durante un despegue retraído para reducir la sustentación aerodinámica de las alas 116 de manera que el peso de la aeronave 100 puede transferirse al engranaje de aterrizaje para mejorar el rendimiento de frenado.

En la realización mostrada, los deflectores de tierra 292 incluyen los deflectores 290 interno y externo en el ala 116. Sin embargo, uno cualquiera de los deflectores 290 puede configurarse como deflector de tierra 292. Los deflectores de vuelo 291 pueden configurarse para el accionamiento durante el vuelo. En algunos ejemplos, los deflectores de vuelo 291 pueden hacerse funcionar para deflectarse a ángulos de despliegue de vuelo relativamente pequeños 548 (figura 5) y pueden hacerse funcionar de manera asimétrica junto con los alerones 288 para facilitar el control de balanceo de la aeronave 100. En unos ejemplos adicionales, los deflectores de vuelo 291 en ambas alas 116 pueden hacerse funcionar de manera simétrica, por ejemplo, para funcionar como frenos de velocidad durante el vuelo para aumentar la resistencia aerodinámica y reducir la sustentación de ala. Los deflectores de vuelo 291 pueden configurarse para accionarse a ángulos de despliegue aumentados 550 (figura 5) junto con accionamiento de inclinación variable de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o dispositivos 240 de borde de salida como parte del sistema 300 de descenso de emergencia divulgado en el presente documento.

En la figura 4, Se muestra una sección transversal de un ala 116 de la aeronave 100 configurada para altitud de crucero alta. El ala 116 incluye un dispositivo 240 de borde de salida configurado como un flap simple 242 soportado sobre una articulación de caída 284 y se muestra en una posición retraída o neutra 248. Sin embargo, el dispositivo 240 de borde de salida puede proporcionarse en una cualquiera de una variedad de configuraciones de dispositivo 240 de borde de salida diferentes y no se limita a un flap simple 240. Por ejemplo, el dispositivo 240 de borde de salida puede configurarse como un flap simple, un flap de ranurado único, un flap Fowler de ranurado múltiple, o una cualquiera de una variedad de otras configuraciones de dispositivo de borde de salida. El flap 242 puede accionarse por un sistema 280 de accionamiento de dispositivo de borde de salida tal como un conjunto de elemento de unión de borde de salida 282 acoplado a un tubo de torque 294, 296. Como se ha indicado antes, los flaps fueraborda e intraborda 244, 246 pueden accionarse de manera rotatoria por una PDU 404 de borde de salida (figura 11) que pueden hacerse funcionar junto con una VCTU 302. El despliegue y la retracción de los flaps fueraborda e intraborda 244, 246 puede efectuarse rotando los tubos de torque 294, 296 usando la PDU 404 y/o la VCTU 302 como se describe con más detalle a continuación.

En la figura 4, el dispositivo 150 de borde de ataque se configura como aleta 152 que se muestra en una posición retraída 158 en el borde de ataque 118 del ala 116. Como se ha indicado antes, el dispositivo 150 de borde de ataque no se limita a una aleta 152, y puede proporcionarse en una cualquiera de una variedad de configuraciones que incluye, pero sin limitación, un flap Krueger. La aleta 152 puede accionarse por un sistema 200 de accionamiento de dispositivo de borde de ataque que puede incluir una PDU 402 de dispositivo de borde de ataque (figura 11) y una VCTU 302 que puede ubicarse entre las aletas fueraborda e intraborda 154, 156. Cada una de las aletas 152 puede soportarse por uno o más conjuntos de carril de transporte 202. Cada conjunto de carril de transporte 202 puede incluir un carril de guiado arqueado 204 soportado por uno o más rodillos de guiado 212 montados en la estructura de ala. El despliegue y retracción de las aletas 152 puede efectuarse rotando los tubos de torque 294, 296 usando la PDU 402 anteriormente mencionada junto con las VCTU 302. Cada carril de guiado 204 puede acoplarse al tubo de torque 294, 296 por medio de un engranaje de piñón 210 montado en el tubo de torque 294, 296.

La figura 5 muestra una sección transversal del ala 116 configurada para un descenso de emergencia 576. Se ilustran ejemplos de posiciones o deflexiones de un dispositivo 150 de borde de ataque (por ejemplo, aleta 152), y un dispositivo 240 de borde de salida (por ejemplo, flap 240 y deflector 290). Como se describe en el presente documento, el sistema 300 de descenso de emergencia puede configurarse para ordenar automáticamente al dispositivo 150 de borde de ataque y/o el dispositivo 240 de borde de salida para variar el ala 116 inclinación de manera que aumenta la resistencia aerodinámica del ala 116. En algunos ejemplos, y tal como se describirá adicionalmente, el accionamiento automático del dispositivo 150 de borde de ataque y/o el dispositivo 240 de borde de salida a posiciones que corresponden a los respectivos ajustes de resistencia máximos 174, 264 pueden iniciarse tras un suceso de un evento (por ejemplo, despresurización de cabina) y después de los deflectores 290 se han ordenado al ángulo de despliegue aumentado 550.

En la figura 5, durante la iniciación del descenso de emergencia 576 (figura 2), los deflectores de vuelo 291 (figura 3) pueden deflectarse al ángulo de despliegue aumentado 550 y los deflectores de tierra 292 (figura 3) pueden permanecer en la posición retraída 546. El ángulo de despliegue aumentado 550 puede ser mayor que el ángulo de despliegue de vuelo 548. El ángulo de despliegue de vuelo 548 puede ser el ángulo al que los deflectores de vuelo 291 se accionan durante el vuelo de crucero normal para ayudar a los alerones 288 (figura 3) en el control de balanceo de la aeronave 100. Ventajosamente, el despliegue de los deflectores 290 junto con el accionamiento de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida en el modo de inclinación variable puede aumentar la resistencia aerodinámica de las alas 116 con respecto a una cantidad reducida de resistencia aerodinámica generada por los deflectores 290 que actúan solos cuando tales dispositivos 150 de borde de ataque y los dispositivos 240 de borde de salida se mantienen en una posición retraída 158, 248 (figura 4). El aumento en la resistencia aerodinámica como resultado del accionamiento de inclinación variable de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o dispositivos 240 de borde de salida minimiza ventajosamente la razón de sustentación con respecto a resistencia (L/D) de la aeronave 100 que da como resultado un descenso de emergencia más rápido 576.

En la figura 5, el dispositivo 150 de borde de ataque y el dispositivo 240 de borde de salida se accionan automáticamente a ángulos de deflexión superficiales predeterminados 170, 260. Por ejemplo, durante el suceso de una despresurización de cabina y después de que los deflectores 290 se despliegan en el ángulo de despliegue aumentado 550, el sistema 200 de accionamiento de dispositivo de borde de ataque y/o el sistema 280 de accionamiento de dispositivo de borde de salida puede colocar los respectivos dispositivos 150, 240 de borde de ataque y borde de salida en un sentido hacia arriba 166, 256 y/o en un sentido hacia abajo 168, 258 con respecto a una posición retraída 158, 248. El sistema 200 de accionamiento de dispositivo de borde de ataque y/o el sistema 280 de accionamiento de dispositivo de borde de salida puede configurarse para limitar el movimiento de los respectivo dispositivos 150 de borde de ataque y dispositivos 240 de borde de salida a dentro de ángulos de deflexión 170, 260 de menos de aproximadamente cuatro grados en un sentido hacia arriba 166, 256 con respecto a una posición retraída 158, 248, y/o menos de aproximadamente cuatro grados en un sentido hacia abajo 168, 258 con respecto a la posición retraída 158, 248. Sin embargo, los sistemas 198 de accionamiento de dispositivo pueden

configurarse para accionar los dispositivos 150 de borde de ataque y los dispositivos 240 de borde de salida dentro de ángulos de deflexión 170, 260 de aproximadamente tres grados en cada uno del sentido hacia arriba 166, 256 y el sentido hacia abajo 168, 258 con respecto a la posición retraída 158, 248.

5 En la figura 5, la aleta ángulo de deflexión 170 puede definirse como el ángulo entre una línea de cuerda de ala local 140 y una línea de cuerda de aleta local 176. La línea de cuerda de aleta 176 puede extenderse a través del punto más delantero sobre la aleta 152 cuando la aleta 152 está en una posición retraída 158. En la figura 5, los flaps 242 se configuran como flaps simples 242, y el ángulo 260 de deflexión de flap puede definirse como el ángulo entre la línea de cuerda de ala local 140 y la línea de cuerda de flap local 266. La línea de cuerda de flap local 266 puede alinearse con la línea de cuerda de ala local 140 cuando el flap 242 está en una posición retraída 158 (figura 4). Sin embargo, para flaps de ranurado múltiple 242 u otras configuraciones flap no simple 242, el ángulo 260 de deflexión de flap puede medirse por diferentes medios.

15 En la figura 5, durante un descenso de emergencia 576 (figura 2), el sistema 200 de accionamiento de dispositivo de borde de ataque y/o el sistema 280 de accionamiento de dispositivo de borde de salida pueden ordenarse automáticamente que ajusten la posición de los respectivos dispositivos 150 de borde de ataque y dispositivos 240 de borde de salida a aumentos de deflexión relativamente pequeños 172, 262 en un sentido hacia arriba 166, 256 a la posición retraída 158, 248 (figura 4), y/o a aumentos de deflexión relativamente pequeños 172, 262 en un sentido hacia abajo 168, 258 con respecto a la posición retraída 158, 248. Por ejemplo, los sistemas 198 de accionamiento de dispositivo pueden configurarse para accionar los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida en aumentos de deflexión de dispositivo 172, 262 de menos de aproximadamente dos grados, y más preferiblemente, en aumentos de deflexión de dispositivo 172, 262 de menos de aproximadamente un grado, tal como aumentos de deflexión de dispositivo de aproximadamente 0,3 grados.

25 En la figura 6, se muestra una sección transversal del ala 116 configurada para vuelo de crucero de baja altitud 578 (figura 2) (por ejemplo, 10.000 pies) después de un descenso de emergencia 576. Cuando la aeronave 100 está a la baja altitud deseada 578, los deflectores 290 pueden moverse a la posición retraída 546 y las deflexiones de descenso de emergencia de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o dispositivos 240 de borde de salida pueden eliminarse. En una realización, cuando la aeronave 100 está en crucero de baja altitud 578, los dispositivos 150 de borde de ataque y/o dispositivos 240 de borde de salida pueden accionarse en un modo de reducción de resistencia de inclinación variable. En el modo de reducción de resistencia, el dispositivo 150 de borde de ataque y el dispositivo 240 de borde de salida pueden accionarse de manera ascendente y/o descendente dentro de los indicados anteriormente ángulos de deflexión relativamente pequeños 170, 260 (figura 5) para descenso de emergencia 576.

35 Los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o borde de salida (figura 6) puede accionarse en el modo de reducción de resistencia de inclinación variable para minimizar la resistencia aerodinámica de las alas 116 y maximizar la L/D de la aeronave 100 para eficiencia de combustible máxima. Los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o borde de salida pueden accionarse automáticamente cuando la aeronave 100 está por debajo de un límite de peso bruto de aeronave predeterminado y se hace funcionar dentro de una envolvente altitud-velocidad predeterminada. Tal y como se describe con mayor detalle más adelante, los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida pueden accionarse a ángulos de deflexión 170, 260 programados con respecto a peso-CG-altitud-velocidad para variar la inclinación de ala de manera que maximiza la L/D de la aeronave 100.

40 En la figura 7, se muestra una vista en planta de diagrama de un borde de salida 120 de un ala 116 que ilustra una VCTU colocada entre un dispositivo intraborda 144 y un dispositivo fueraborda. Como se ha indicado antes, la VCTU 302 pueden hacerse funcionar junto con la PDU 404 ubicada de manera central (figura 11) para permitir el accionamiento del dispositivo intraborda 144 y el dispositivo fueraborda 146 independientes entre sí. Una disposición similar puede proporcionarse para los dispositivos intraborda y fueraborda 144, 146 en el borde de ataque 118 (figura 4) del ala 116. Como se ha indicado antes, el dispositivo intraborda 144 puede acoplarse al tubo de torque intraborda 294 y el dispositivo fueraborda 146 puede acoplarse al tubo de torque fueraborda 296. Tal y como se describe con mayor detalle más adelante, cada VCTU 302 puede incluir un motor 304 eléctrico de VCTU dedicado y una caja de cambios de suma de velocidad 320 que tiene un freno fueraborda 354. El motor 304 eléctrico de VCTU puede tener un freno de apagado dedicado 310. El dispositivo intraborda 144 puede acoplarse de manera dirigida a un motor central (por ejemplo, tal como se muestra en las figuras 11-12) de una PDU 400 (figura 11). El motor 304 eléctrico de VCTU y la caja de cambios de suma de velocidad 320 pueden unirse como una unidad integrada que puede hacerse funcionar junto con la PDU 400 para controlar el accionamiento de los dispositivos fueraborda 146 con respecto a los dispositivos intraborda 144.

55 En la figura 8, se muestra parte del borde de salida de ala 120 de la figura 7 y que ilustra el funcionamiento de la VCTU 302 junto con la PDU 400 (véase la figura 11) para activar el dispositivo fueraborda 146 y el dispositivo intraborda 144 al mismo tiempo. Para el accionamiento de los dispositivos intraborda y fueraborda 144, 146 al mismo tiempo, un freno de apagado 310 (figura 11) puede aplicarse inicialmente para evitar el movimiento rotacional del motor 304 eléctrico de VCTU. El motor central 406 de la PDU 400 (por ejemplo, tal como se muestra en las figuras 11-12) puede activarse para accionar de manera dirigida el dispositivo intraborda 144. Con el freno de apagado 310



aplicado, el accionamiento del dispositivo intraborda 144 por el motor central 406 hace rotar el tubo de torque intraborda 294. Cuando el freno de apagado 310 se aplica, el movimiento rotacional del tubo de torque intraborda 294 se transfiere a través de la caja de cambios de suma de velocidad 320 (figura 7) al tubo de torque fueraborda 296 dando como resultado el accionamiento del dispositivo intraborda 144 y el dispositivo fueraborda 146 al mismo tiempo.

En la figura 9, se muestra la parte de borde de salida de ala 120 con el dispositivo intraborda 144 accionándose independientemente del dispositivo fueraborda 146. Como se describe más adelante, para el accionamiento independiente del dispositivo intraborda 144, el freno de apagado 310 del motor 304 eléctrico de VCTU se libera. El freno fueraborda 354 de la VCTU 302 se aplica para evitar el movimiento del dispositivo fueraborda 146. El motor central 406 (figura 12) de la PDU 400 (figura 11) se activa tal como se describe a continuación dando como resultado la rotación del tubo de torque intraborda 294. La caja de cambios de suma de velocidad 320 se configura de manera que la rotación del tubo de torque intraborda 294 provoca que el motor 304 eléctrico de VCTU se accione por respaldo mientras que el dispositivo intraborda 144 se acciona por el motor central 406, tal y como se describe con mayor detalle más adelante.

En la figura 10, se muestra el borde de salida 120 parte del ala 116 con el dispositivo fueraborda 146 accionándose independientemente del dispositivo intraborda 144. Como se describe más adelante, para el accionamiento independiente del dispositivo fueraborda 146, el motor central 406 de la PDU 400 se evita que rote el dispositivo intraborda 144 aplicando un freno central 414 (la figura 12 que puede acoplarse al motor central 406 (figura 12) e incluirse en la PDU 400. El freno fueraborda 354 de la VCTU 302 se libera. Adicionalmente, el freno de apagado 310 del motor 304 eléctrico de VCTU se libera. El motor 304 eléctrico de VCTU se activa entonces provocando la rotación del tubo de torque fueraborda 296 y dando como resultado el accionamiento del dispositivo fueraborda 146 independiente del dispositivo intraborda 144. En una realización, la cantidad del movimiento del dispositivo fueraborda 146 puede limitarse para evitar superar un límite de división de dispositivo fueraborda-intraborda máximo predeterminado que puede representar una diferencia permisible máxima en ángulos o posiciones de deflexión del dispositivo intraborda 144 y el dispositivo fueraborda 146 unos con respecto a otros.

Ventajosamente, el funcionamiento de la VCTU 302 junto con la PDU 400 (figura 11) proporciona un medio para accionar el dispositivo fueraborda 146 y/o el dispositivo intraborda 144 de borde de ataque 118 (figura 4) y/o borde de salida 120 independientemente entre sí para proporcionar inclinación variable para el ala 116 a lo largo de una dirección de cuerda 138 o dirección de envergadura 136. A este respecto, el funcionamiento de la VCTU 302 junto con la PDU 400 simplifica el accionamiento independiente de dispositivos intraborda y fueraborda 144, 146 con respecto a sistemas basados en embrague convencionales que pueden requerir un número relativamente grande de movimientos discretos para colocar dispositivos intraborda y fueraborda en posiciones de inclinación variable objetivo. El funcionamiento de las VCTU 302 junto con las PDU 400 reduce significativamente la cantidad de tiempo requerida para el despliegue diferencial de los dispositivos intraborda y fueraborda 144, 146 ya que puede requerirse para configurar una aeronave 100 para un descenso de emergencia 576.

En la figura 11, se muestra una vista de diagrama de un sistema de accionamiento de dispositivo que incorpora VCTU 302 entre los dispositivos intraborda 144 y los dispositivos fueraborda 146 en el borde de ataque 118 y el borde de salida 120 de cada ala 116 de la aeronave 100. En la realización mostrada, el sistema de accionamiento de dispositivo puede incluir una PDU 402 de borde de ataque acoplada a los dispositivos 150 de borde de ataque en lados opuestos del fuselaje 102, y una PDU 404 de borde de salida acoplada a los dispositivos 240 de borde de salida en lados opuestos del fuselaje 102. El sistema de accionamiento de dispositivo puede controlarse mediante electrónica de control de vuelo 422 que puede ubicarse de manera central en la aeronave 100 y/o puede colocarse adyacente a una o ambas de las PDU 400. La electrónica de control de vuelo 422 puede configurarse para generar señales de orden representativas de posiciones de inclinación variable objetivo de los dispositivos 150 de borde de ataque y los dispositivos 240 de borde de salida. Las señales de orden pueden transmitirse por medio de una o más líneas de orden 424 o transmitirse de manera inalámbrica a la PDU de borde de ataque, la PDU de borde de salida, y al controlador de motor 303 de cada VCTU 302.

En la figura 11, cada controlador de motor 303 puede controlar el motor 304 eléctrico de VCTU, el freno fueraborda 354, y/o el freno de apagado 310 de la VCTU 302. La electrónica de control de vuelo 422 puede transmitir señales de orden al controlador de motor 303 del motor 304 eléctrico de VCTU y al motor central 406 (figura 12) que provoca el accionamiento (por ejemplo, despliegue y retracción) de al menos uno de los dispositivos intraborda y fueraborda 144, 146 según una etapa de accionamiento mínimo tal como se describe a continuación. La electrónica de control de vuelo 422 puede recibir señales de posición desde uno o más sensores de posición 312s (véase por ejemplo, las figuras 7-10) que puede incluirse con cada una de las VCTU 302. Las señales de posición pueden representar la posición actual o el ángulo de deflexión de cada uno de los dispositivos intraborda 144.

En la figura 11, el sistema de accionamiento de dispositivo puede incluir además un suministro de energía central 426 (figura 12) para energizar el motor 304 eléctrico de VCTU de cada una de las VCTU 302. El suministro de energía 426 puede ubicarse de manera central tal como adyacente a las PDU 400. En una realización, cada motor 304 eléctrico de VCTU puede incluir el controlador de motor 303 anteriormente mencionado que puede energizarse

por el suministro de energía central 426 con un suministro sustancialmente continuo de energía de relativamente tensión baja. Tal energía de tensión baja puede eliminarse del controlador de motor 303 para determinados tipos de fallos. Energía de relativamente tensión alta puede proporcionarse a los motores eléctricos de VCTU 304 del suministro de energía central 426 (figura 12) por medio de una línea de suministro eléctrico 428 para provocar que el motor 304 eléctrico de VCTU rote tal como en respuesta a una señal de orden transmitida a lo largo de una línea de orden 424 de la electrónica de control de vuelo 422 al controlador de motor 303.

Tal como se muestra en la figura 11, cada una de las VCTU 302 puede incluir un motor 304 eléctrico de VCTU y una caja de cambios de suma de velocidad 320. Un freno fueraborda 354 puede incluirse con cada VCTU 302 para evitar la rotación del dispositivo fueraborda 146 como se indica a continuación. La VCTU 302 puede incluir el freno de apagado 310 mencionado anteriormente que puede acoplarse al motor 304 eléctrico de VCTU y que puede aplicarse por una o más bobinas 318. Las bobinas 318 pueden recibir energía del suministro de energía central ubicado de manera central 426 (figura 12) por medio de una línea de suministro eléctrico 428 para activar el freno de apagado 310 tal como en respuesta a una señal de orden recibida de la electrónica de control de vuelo 422 por medio de una línea de orden 424. Uno o más resolutores 316 pueden incluirse en ubicaciones diferentes en los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida para indicar las posiciones de tales dispositivos 150, 240 y que puede proporcionarse a la electrónica de control de vuelo 422.

La figura 12 es una vista de diagrama de una parte central del sistema de accionamiento de inclinación variable que muestra la PDU 402 de borde de ataque y la PDU 404 de borde de salida. Tal como se indicó anteriormente, la PDU 402 de borde de ataque y la PDU 404 de borde de salida puede acoplarse a los tubos de torque intraborda 294 en el borde de ataque 118 y el borde de salida 120 del ala 116. En una realización, cada una de las PDU 400 puede incluir al menos un motor central 406. Por ejemplo, en la figura 12, cada una de las PDU 400 puede incluir un motor activo 408 y un motor de respaldo 410. Cada uno de los motores centrales 406 puede acoplarse a o puede incluir un freno central 414 configurado como un freno de apagado para evitar la rotación del motor central 406 y evitar de ese modo el accionamiento del dispositivo intraborda 144 a la que se acopla el motor central 406.

En la figura 12, en una realización, el motor activo 408 y/o el motor de respaldo 410 puede configurarse como motor hidráulico o un actuador electromecánico que puede acoplarse a un sistema hidráulico central 418 por medio de una o más líneas hidráulicas 420. En una realización, el motor activo 408 y/o el motor de respaldo 410 pueden estar opcionalmente configurados como actuador electromecánico o un motor eléctrico para controlar el accionamiento del dispositivo intraborda. Los motores centrales 406 pueden acoplarse a los tubos de torque intraborda 294 para accionar los dispositivos intraborda 144. Cada una de las PDU 400 puede incluir una caja de engranajes central 412 y uno o más frenos centrales 414. Cada uno de los motores centrales 406 puede acoplarse a un freno central 414 (por ejemplo, un freno de apagado) que puede configurarse para evitar el movimiento del dispositivo intraborda 144 cuando ambos frenos centrales 414 se aplican.

La figura 13 es un diagrama esquemático de una realización de una VCTU 302 que ilustra la interconexión de la caja de cambios de suma de velocidad 320 con el freno fueraborda 354, el motor 304 eléctrico de VCTU y el freno de apagado 310, y el sensor de posición 312. La caja de cambios de suma de velocidad 320 incluye un árbol intraborda 351 que puede acoplarse al dispositivo intraborda 144 por medio de un tubo de torque intraborda 294, y un árbol fueraborda 352 que puede acoplarse al dispositivo fueraborda 146 por medio de un tubo de torque fueraborda 296. El motor 304 eléctrico de VCTU puede incluir un árbol 306 de motor que tiene un piñón de motor 308 que puede engancharse a un engranaje de anillo 338 de la caja de cambios de suma de velocidad 320.

La caja de cambios de suma de velocidad 320 puede configurarse de manera que si uno de los tres árboles (es decir, el árbol intraborda 351, el árbol fueraborda 352, el árbol 306 de motor) se mantiene estacionario y se evita que rote, el par restante de árboles rotará bajo la fuerza de accionamiento de uno de los árboles restantes del par. Por ejemplo, si el árbol intraborda 351 se evita que rote debido a la aplicación del freno central 414 de la PDU, entonces la rotación del árbol 306 de motor provocará la rotación del árbol fueraborda 352 dando como resultado el accionamiento del dispositivo fueraborda 146 independiente del dispositivo intraborda 144. Si el árbol 306 de motor se evita que rote debido a la aplicación del freno de apagado 310, entonces la rotación del árbol intraborda 351 provocará la rotación del árbol fueraborda 352 dando como resultado el accionamiento del dispositivo 146 fueraborda e intraborda al mismo tiempo entre sí. Si el árbol fueraborda 352 se evita que rote debido a la aplicación del freno fueraborda 354, entonces la rotación del árbol intraborda 351 por el motor central 406 (figura 12) provocará que el motor 304 eléctrico de VCTU se accione por respaldo mientras el dispositivo intraborda 144 se acciona y el dispositivo fueraborda 146 es estacionario.

En la figura 13, el árbol intraborda 351 puede acoplarse de manera fija (por ejemplo, de manera no rotatoria) al dispositivo intraborda 144 por medio del tubo de torque intraborda 294. El árbol fueraborda 352 puede acoplarse de manera fija (por ejemplo, de manera no rotatoria) al dispositivo fueraborda 146 por medio del tubo de torque fueraborda 296. El árbol intraborda 351 puede incluir un piñón intraborda 334 que puede acoplarse a un engranaje intraborda 332 de la caja de cambios de suma de velocidad 320. El engranaje intraborda 332 puede montarse en o acoplarse de manera fija (es decir, de manera no rotatoria) a un árbol de engranaje solar 350 de un engranaje solar 346 de la caja de cambios de suma de velocidad 320. El sensor de posición 312 puede incluir un engranaje de

sensor de posición 314 que puede engancharse al engranaje intraborda 332 para detectar una posición del dispositivo intraborda 144 y transmitir una señal de posición a la electrónica de control de vuelo 422. La caja de cambios de suma de velocidad 320 puede incluir una pluralidad de engranajes planetarios 344 que pueden soportarse en un portador 348. El portador 348 puede acoplarse de manera fija (es decir, de manera no rotatoria) a o  
 5 montarse en el árbol fueraborda 352. Los engranajes planetarios 344 pueden rodear y pueden engancharse al engranaje solar 346. La pluralidad de engranajes planetarios 344 puede circunscribirse por un engranaje de anillo 338. El piñón de motor 308 puede engancharse a un lado externo 342 del engranaje de anillo 338.

La figura 14 es una ilustración en perspectiva de una realización de la VCTU 302 y que muestra el tubo de torque intraborda 294 acoplado al árbol intraborda 351 y el tubo de torque fueraborda 296 acoplado al árbol fueraborda 352  
 10 de la caja de cambios de suma de velocidad 320. La VCTU 302 puede comprender una unidad integrada que incluye el motor 304 eléctrico de VCTU y asociada al freno de apagado 310, freno fueraborda 354, y sensor de posición 312, todos de los cuales pueden soportarse por o encerrarse, al menos parcialmente, dentro del alojamiento 322 de VCTU. El alojamiento 322 de VCTU puede incluir una o más pestañas de montaje 324 para montar la VCTU 302 en la estructura de ala de una aeronave 100.

La figura 15 es una vista desde la parte delantera de la VCTU 302 que ilustra el alojamiento 322 de VCTU. En una realización, el alojamiento 322 de VCTU puede estar compuesto por un alojamiento interior 326 en el lado intraborda de la VCTU 302, un alojamiento exterior 330 en un lado fueraborda de la VCTU 302, y un alojamiento intermedio 328  
 15 intercalado entre el alojamiento interior 326 y el alojamiento exterior 330. Aunque no se muestra, el alojamiento interior 326, el alojamiento intermedio 328, y el alojamiento exterior 330 pueden acoplarse mecánicamente entre sí tal como con elementos de sujeción mecánicos. La disposición de tres piezas del alojamiento puede facilitar el montaje y desmontaje de la VCTU 302 tal como para el mantenimiento y la inspección. Aunque no se muestra, el alojamiento 322 de VCTU puede sellarse de los elementos mediante un sello que se extiende alrededor de un perímetro en la interfase de los alojamientos. El alojamiento 322 de VCTU puede configurarse para proporcionar una trayectoria de carga relativamente rígida para cargas de operación.  
 20

La figura 16 es una vista en sección de la VCTU 302 que muestra el piñón intraborda 334 y el engranaje de sensor de posición 314 enganchado de manera operativa a uno con respecto a otro por el engranaje intraborda 332. En una realización, el engranaje intraborda 332 puede omitirse, y el árbol intraborda 351 puede acoplarse directamente al engranaje solar 346. En dicha disposición, el engranaje de sensor de posición 314 puede engancharse a otro engranaje (no mostrado) que puede montarse en o formarse de manera integral con el árbol intraborda 351 para  
 25 permitir que el sensor de posición 312 detecte la posición del dispositivo intraborda 144 para transmitir una señal de posición representativa a la electrónica de control de vuelo 422.  
 30

La figura 17 es una vista en sección de la VCTU 302 que muestra la caja de cambios de suma de velocidad 320 configurada como un sistema de engranaje solar 336. Como se ha indicado antes, la caja de cambios de suma de velocidad 320 incluye un engranaje solar central 346 que tiene dientes de engranaje y que está rodeado por una pluralidad de engranajes planetarios 344. Los engranajes planetarios 344 se soportan en el portador 348 que puede  
 35 montarse de manera fija en el árbol fueraborda 352. Los dientes de engranaje de los engranajes planetarios 344 se enganchan a los dientes de engranaje en el lado interno 340 del engranaje de anillo 338 que se circunscribe a los engranajes planetarios 344. El piñón de motor 308 del motor 304 eléctrico de VCTU se enganchan al lado externo 342 del engranaje de anillo 338.

La figura 18 es una vista de diagrama de una realización de un sistema 300 de descenso de emergencia según algunos ejemplos de la presente divulgación. El sistema 300 de descenso de emergencia puede incluir un ordenador 450 de control de vuelo, un sistema 530 de control de freno de velocidad, y un sistema 452 de control de borde. El sistema 530 de control de freno de velocidad y el sistema 452 de control de borde pueden integrarse en un sistema de control de vuelo (no mostrado) de la aeronave 100 y determinados componentes del sistema 530 de control de freno de velocidad y el sistema 452 de control de borde puede montarse en una consola o control se sitúa en el  
 40 habitáculo de vuelo 105 (figura 1). El sistema 452 de control de borde puede incluir un dispositivo de control de borde 453 que puede incluir una pluralidad de posiciones de dispositivo de control 458 que corresponden a ajustes de dispositivo 150 de borde de ataque y ajustes de dispositivo 240 de borde de salida. En una realización, el dispositivo de control de borde 453 puede incluir una palanca 454 de control de flap que puede ser móvil a lo largo de un sentido de proa y de popa. La palanca 454 de control de flap puede colocarse en una o más posiciones de palanca de flap. Sin embargo, el dispositivo de control de borde 453 puede proporcionarse en realizaciones alternativas y no se limita a una palanca 454 de control de flap. El dispositivo de control de borde 453 puede incluir una o más compuertas mecánicas 456 configuradas para evitar el movimiento de la palanca 454 de control de flap a no ser que la palanca 454 de control de flap se eleve, deprima, o manipule de otro modo como medio para evitar la  
 50 retracción inadvertida de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida.  
 55

En la figura 18, las posiciones de dispositivo de control 458 pueden incluir una posición de crucero 462 designada como ARRIBA, una posición mantenida 464 designada como MANTENIDA, una posición de ascenso o una posición de aproximación 466 designada como CLB/APP, una posición de despegue 468 o posición de rodeo 470 designada como TOGA, y una posición de aterrizaje 472 designada como ATERRIZAJE. Las posiciones de dispositivo de

control 458 pueden designarse por una nomenclatura diferente y no se limitan a las designaciones ilustradas en la figura 18. Por ejemplo, las posiciones de dispositivo de control 458 pueden incluir ARRIBA, F1, F5, F20 y F30, o las posiciones de dispositivo de control 458 pueden incluir 0, 1, 2, 3/OPT, COMPLETA, y corresponden generalmente a las posiciones de dispositivo de control 458 ARRIBA, MANTENIDA, CLB/APP, TOGA y ATERRIZAJE indicadas anteriormente.

El sistema 530 de control de freno de velocidad puede incluir un dispositivo 532 de control de freno de velocidad tal como una palanca de freno de velocidad 534, por ejemplo como se muestra en la figura 18. El dispositivo 532 de control de freno de velocidad puede tener una pluralidad de detenciones de freno de velocidad 536 que representan cada una un ángulo de despliegue para los deflectores 290. En la realización mostrada, el dispositivo 532 de control de freno de velocidad incluye detenciones de freno de velocidad 536 tal como una detención inferior 538 designada como ABAJO, una detención armada 540 designada como ARMADA, una detención de vuelo 542 designada como detención de vuelo, y una detención superior 544 designada como ARRIBA. Sin embargo, el dispositivo 532 de control de freno de velocidad puede incluir cualquier otro número o combinación de detenciones de freno de velocidad, por ejemplo una cantidad mayor o menor de detenciones de freno de velocidad 536. En otros ejemplos, las detenciones de freno de velocidad 536 pueden designarse por nomenclatura diferente del ejemplo particular representado en la figura 18 y designaciones para las detenciones de freno de velocidad no se limitan a las designaciones ilustradas en la figura 18.

En la figura 18, el ordenador 450 de control de vuelo puede configurarse para calcular un ajuste de resistencia máximo 174, 264 para los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida basado en datos de estado de aeronave 500. Por ejemplo, como se ha indicado antes, el ordenador 450 de control de vuelo puede configurarse para calcular un ajuste de resistencia máximo 174, 264 basado en una indicación de altitud de presión de cabina 514 y una indicación de que la palanca de freno de velocidad 534 está en la detención de vuelo 542 y/o los deflectores 290 se accionan al ángulo de despliegue aumentado 550 (figura 5). Los datos de estado de aeronave 500 pueden incluir también altitud de aeronave 510, peso bruto de aeronave 502, centro de gravedad 504 de aeronave 100, número de Mach 506, posición de palanca de freno de velocidad 534, altitud de presión de cabina 514, y otros parámetros representativos del estado de la aeronave 100. En una realización, el sistema 300 de descenso de emergencia puede configurarse de manera que el ordenador 450 de control de vuelo actualiza de manera continua el ajuste de resistencia máximo 174 basado en datos de estado de aeronave 500 actualizados de manera continua cuando la palanca 454 de control de flap está en la posición de crucero 462 y el dispositivo 532 de control de freno de velocidad está en la detención de vuelo 542. En una realización, el sistema 198 de accionamiento de dispositivo puede configurarse para ajustar la posición de inclinación variable de uno o más de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida basado en los datos de estado de aeronave 500 actualizados.

En la figura 18, el sistema 452 de control de borde y el sistema 530 de control de freno de velocidad pueden acoplarse en comunicación con el ordenador 450 de control de vuelo. Como se ha indicado antes, cuando una indicación se recibe en el ordenador 450 de control de vuelo de que la altitud de presión de cabina 514 supera un límite predeterminado (por ejemplo, 8.000 pies) y la palanca de freno de velocidad 534 se mueve con respecto a la detención de vuelo 542, el sistema 452 de control de borde puede ordenar automáticamente al sistema 200 de accionamiento de dispositivo de borde de ataque y/o el sistema 280 de accionamiento de dispositivo de borde de salida a colocar menos uno de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida en el respectivo ajuste de resistencia máximo 174, 264. Como se ha indicado antes, el sistema 300 de descenso de emergencia puede incluir VCTU 302 que funcionan junto con las PDU 400 para permitir el accionamiento de los dispositivos intraborda 144 y los dispositivos fueraborda 146 independientes entre sí en el borde de ataque 118 y/o en el borde de salida 120 de las alas 116. A este respecto, los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida en el borde de ataque 118 y/o borde de salida 120 pueden entonces desplegarse automáticamente de manera diferencial a los respectivos ajustes de resistencia máximos 174, 264 que pueden variar la inclinación de ala a lo largo de una dirección de envergadura 136 y/o a lo largo de una dirección de cuerda 138. La variación de la inclinación de ala puede maximizar la resistencia aerodinámica de las alas 116 que puede minimizar la L/D de la aeronave 100 dando como resultado un aumento en la velocidad de descenso de la aeronave 100 con respecto a la cantidad de resistencia que puede generarse mediante deflectores que se accionan solos sin el beneficio proporcionado por dispositivos de borde de ataque y borde de salida.

Por ejemplo, en una realización, los flaps intraborda 244 pueden deflectarse a +3,5 grados y los flaps fueraborda 246 pueden deflectarse a -0,5 grados. Además, otros dispositivos 240 de borde de salida pueden accionarse junto con el accionamiento de los flaps 242. Por ejemplo, junto con el despliegue diferencial indicado anteriormente de los flaps fueraborda e intraborda 244, 246, los flaperones 286 pueden deflectarse a +1,5 grados, y los alerones 288 pueden deflectarse a -2,5 grados. En el ejemplo anterior, las aletas fueraborda e intraborda 154, 156 pueden mantenerse en una posición retraída 158. Sin embargo, los dispositivos intraborda y fueraborda de borde de ataque 150 pueden desplegarse de manera diferencial dependiendo de los datos de estado de aeronave 500 para maximizar la resistencia aerodinámica de las alas 116 durante el descenso de emergencia. Los ángulos de deflexión 170, 260 indicados anteriormente de dispositivos 240 de borde de ataque y de salida son un ejemplo del accionamiento de inclinación variable de dispositivos 240 de borde de ataque y de salida, y no se conciben como limitantes de ángulos

de deflexión alternativos 170, 260 que pueden variar basados en la configuración de aeronave 100 y datos de estado de aeronave 500.

La figura 19 muestra una colección de gráficos que ilustran determinados parámetros y/o datos de estado de aeronave 500 como una función de tiempo 572 durante el funcionamiento de un sistema 300 de descenso de emergencia según la presente divulgación. Por ejemplo, el despliegue diferencial de las aletas fueraborda e intraborda 154, 156 y los flaps fueraborda e intraborda 244, 246 y otros dispositivos 240 de borde de salida a los respectivos ajustes de resistencia máximos 174, 264 durante un modo de descenso de emergencia 580 se muestran en los seis gráficos inferiores en la figura 19. En el gráfico más superior en la figura 19, una altitud 510 de la aeronave 100 se muestra como una función de tiempo 572, que ilustra la aeronave 100 inicialmente a alta altitud durante el segmento de crucero 574 seguido de un modo de descenso de emergencia 580 de la aeronave 100. Un modo de descenso de emergencia 580 puede engancharse cuando la palanca de freno de velocidad 534 se mueve con respecto a la detención de vuelo 542. Un modo de reducción de resistencia 582 puede deshabilitarse o desengancharse tras el enganche del modo de descenso de emergencia 580, Como se muestra en el gráfico que ilustra el parámetro VC-DR ENBL como una función de tiempo.

Se entenderá que el nombre o la designación de cualquiera de los parámetros en la figura 19 es solo ilustrativo y puede usarse cualquier otro nombre de designación. La figura 19 ilustra además los ángulos de deflexión reales 170 de las aletas intraborda 154 y las aletas fueraborda 156 como una función de tiempo 572 e ilustra el despliegue diferencial de las aletas fueraborda e intraborda 154, 156 durante el segmento de crucero 574. También se muestran en la figura 19 gráficos que ilustran los ángulos de deflexión reales 260 de los dispositivos 240 de borde de salida como una función de tiempo 572. En el modo de descenso de emergencia 580, los flaps fueraborda e intraborda 244, 246 y/o las aletas fueraborda e intraborda 154, 156 pueden desplegarse de manera diferencial a diferentes ajustes de resistencia máximos 264, 174 que se calculan por el ordenador 450 de control de vuelo. En algunos ejemplos, los flaperones 286 y/o los alerones 288 pueden desplegarse de manera diferencial a ajustes de resistencia máximos 264 reales respectivos, que pueden ser diferentes de los ángulos de deflexión 260 de los flaps fueraborda e intraborda 244, 246.

Como se describe en el presente documento, el sistema 300 de descenso de emergencia puede configurarse para ordenar los dispositivos de borde de ataque y/o salida en el primer modo hasta que la aeronave 100 alcanza la segunda altitud (por ejemplo, la altitud relativamente baja de segmento de crucero de baja altitud 578). A continuación del descenso de la aeronave 100 a la baja altitud, el sistema 300 de descenso de emergencia puede configurarse para desenganchar el modo de descenso de emergencia y enganchar un modo de reducción de resistencia, tal como se muestra mediante el parámetro VCDR ENBL. Como se ha descrito anteriormente, el ordenador 450 de control de vuelo puede calcular un ajuste para los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida seleccionados para reducir o minimizar la resistencia aerodinámica y puede permitir que la aeronave 100 conserve combustible mientras que se desvía a un aeropuerto. Al recibir una indicación de altitud de crucero baja en el ordenador 450 de control de vuelo, el sistema 300 de descenso de emergencia (por ejemplo, el ordenador 450 de control de vuelo) puede configurarse para ordenar automáticamente a los dispositivos de borde de ataque y/o salida a posición/posiciones asociadas con el ajuste, en algunos casos los dispositivos de borde de ataque y/o salida pueden accionarse independientemente a diferentes posiciones tal como se describió anteriormente.

En algunos ejemplos, el ordenador 450 de control de vuelo puede calcular un ajuste de flap óptimo basado en datos de estado de aeronave 500 tal como el peso bruto de aeronave 502, el centro de gravedad de aeronave 504, y otros parámetros de aeronave. En el modo de reducción de resistencia 582, el ordenador 450 de control de vuelo puede recalcular de manera continua o periódica (por ejemplo, todos los minutos, pocos minutos o tras una detección en un cambio en los datos de estado de aeronave) un ajuste óptimo y ordenar a las aletas 152 y flaps 242 al ajuste óptimo recalculado. En algunos ejemplos, mientras que el sistema 300 de descenso de emergencia está en el modo de reducción de resistencia 582, los sistemas 200, 280 de accionamiento de dispositivo pueden reposicionar periódicamente (por ejemplo, cada cinco minutos, diez minutos, etc.) las aletas 152 y flaps 242 según ángulos de deflexión de superficie programados de peso-CG en un sentido hacia arriba 166, 256 y/o sentido hacia abajo 168, 258 dentro de los ángulos de deflexión 170, 260 descritos anteriormente, por ejemplo, como se muestra en la figura 5.

En la figura 20, se muestra un diagrama de flujo que ilustra una o más operaciones que pueden incluirse en un método de aumento de la velocidad de descenso de una aeronave 100 tal como durante un descenso de emergencia. La etapa 602 del método puede incluir calcular ajustes respectivos (por ejemplo, ajustes de resistencia máximos 174, 264 o ajustes optimizados para la reducción de resistencia) para uno o más dispositivos 150 de borde de ataque y/o uno o más dispositivos 240 de borde de salida de un ala 116 de aeronave 100. Los ajustes pueden calcularse usando un ordenador 450 de control de vuelo basado en procesador. Como se ha indicado antes, Los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y bordes de salida pueden incluir dispositivos intraborda 144 y dispositivos fueraborda 146. El método puede incluir calcular los ajustes de resistencia máximos 174, 264 para cada uno de los dispositivos intraborda 144 y/o cada uno de los dispositivos fueraborda 146. La etapa 602 puede incluir calcular los ajustes de resistencia máximos 174, 264 basados en datos de estado de aeronave 500 que incluyen altitud de

aeronave 510, número de Mach 506, peso bruto de aeronave 502, centro de gravedad de aeronave 504, y otros parámetros de aeronave. En una realización, el método puede incluir actualizar de manera continua, usar el ordenador 450 de control de vuelo, los ajustes de resistencia máximos 174, 264 basados en datos de estado de aeronave 500 actualizados de manera continua cuando la palanca 454 de control de flap está en la posición de crucero 462. Además, el método puede incluir ajustar, usando los sistemas 200, 280 de accionamiento de dispositivo, la posición del dispositivo 150 de borde de ataque y/o el dispositivo 240 de borde de salida basado en los datos de estado de aeronave 500 actualizados.

La etapa 604 del método 600 de la figura 20 puede incluir colocar o mantener el dispositivo de control de borde 453 en una primera posición tal como en una posición de crucero 462. Como se ha indicado antes, el sistema 452 de control de borde puede acoplarse en comunicación con el ordenador 450 de control de vuelo y puede incluir un dispositivo de control de borde 453 que tiene una pluralidad de posiciones de dispositivo de control 458 que incluye una posición de crucero 462 como se muestra en la figura 18. El dispositivo de control de borde 453 puede configurarse como una palanca 454 de control de flap. Cada una de las posiciones de dispositivo de control 458 pueden representar un ajuste para los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida.

La etapa 606 del método 600 de la figura 20 puede incluir recibir, en el ordenador 450 de control de vuelo, una indicación de pérdida de presión de cabina. En una realización, una indicación puede recibirse en el ordenador 4450 de control de vuelo de que la altitud de presión de cabina 514 supera un límite predeterminado. Por ejemplo, el ordenador 4450 de control de vuelo puede recibir una indicación de que la altitud de presión de cabina 514 está por encima de 8000 pies cuando la aeronave está a una altitud de crucero de 40.000 pies. La tripulación de vuelo puede dotarse también de una indicación de que la altitud de presión de cabina 514 supera el límite predeterminado en el que una opción de punto suplementario puede proporcionarse a la tripulación de vuelo tal como por las máscaras de oxígeno de donación a tripulación de vuelo para permitir que la tripulación de vuelo configure la aeronave 100 para un descenso de emergencia.

La etapa 608 del método 600 de la figura 20 puede incluir mover un dispositivo 532 de control de freno de velocidad a una segunda posición tal como a una detención de vuelo 542 como se muestra en la figura 18. Como se ha indicado antes, una indicación puede proporcionarse a la tripulación de vuelo y/o al ordenador 450 de control de vuelo de que la presión de cabina supera un límite predeterminado. Tras recibir tal indicación, el dispositivo 532 de control de freno de velocidad puede moverse de la detención inferior 538 (figura 18) con respecto a la detención de vuelo 542 (por ejemplo, la segunda posición) como parte del procedimiento para iniciar un descenso de emergencia de la aeronave 100. El sistema 530 de control de freno de velocidad puede configurarse para ordenar a un sistema 533 de accionamiento de freno de velocidad para colocar los deflectores 290 (figura 5) a un ángulo de despliegue aumentado 550 (figura 5) cuando el dispositivo 532 de control de freno de velocidad se mueve a la detención de vuelo 542.

La etapa 610 del método 600 de la figura 20 puede incluir la colocación de despliegue, usando el sistema 533 de accionamiento de freno de velocidad, uno o más deflectores 290 al ángulo de despliegue aumentado 550 en respuesta al movimiento del dispositivo 532 de control de freno de velocidad a la detención de vuelo 542. Como se ha indicado antes, el ángulo de despliegue aumentado 550 puede ser mayor que los ángulos de deflexión de vuelo normales 548 de los deflectores 290. El sistema 530 de control de freno de velocidad puede ordenar al sistema 533 de accionamiento de freno de velocidad para colocar los deflectores de vuelo 291 en el ángulo de despliegue aumentado 550 cuando el dispositivo 532 de control de freno de velocidad se mueve a la detención de vuelo 542. Los deflectores de tierra 292 pueden permanecer en una posición retraída 546 (figura 6). Sin embargo, el sistema 300 de descenso de emergencia puede configurarse de manera que tanto los deflectores de tierra 292 como los deflectores de vuelo 291 pueden colocarse en el ángulo de despliegue aumentado 550 en respuesta al movimiento del dispositivo 532 de control de freno de velocidad a la detención de vuelo 542.

La etapa 612 del método 600 de la figura 20 puede incluir ordenar automáticamente, usando un sistema 452 de control de borde, el sistema 200 de accionamiento de dispositivo de borde de ataque y/o el sistema 280 de accionamiento de dispositivo de borde de salida para colocar uno o más de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o uno o más de los dispositivos 240 de borde de salida en los respectivos ajustes de resistencia máximos 174, 264. Tras recibir la indicación en el ordenador 450 de control de vuelo de que la altitud de presión de cabina 514 supera un límite predeterminado y a continuación del movimiento del dispositivo 532 de control de freno de velocidad a la detención de vuelo 542, el sistema 452 de control de borde puede ordenar automáticamente a los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y/o borde de salida en los respectivos ajustes de resistencia máximos 174, 264.

La etapa 614 del método 600 de la figura 20 puede incluir accionar automáticamente los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida en un sentido hacia arriba 166, 256 y/o sentido hacia abajo 168, 258 con respecto a una posición retraída 158, 248 como se muestra en la figura 5. Los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida pueden desplegarse de manera diferencial a los respectivos ajustes de resistencia máximos 174, 264 que se calculan por el ordenador 450 de control de vuelo. El accionamiento de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida pueden variar

la inclinación de ala a lo largo de una dirección de envergadura 136 y/o a lo largo de una dirección de cuerda 138 que puede maximizar la resistencia aerodinámica del ala y minimizar la L/D de la aeronave 100 que da como resultado un aumento en la velocidad de descenso de la aeronave 100.

5 La etapa 616 del método 600 de la figura 20 puede incluir limitar, usando el sistema 198 de accionamiento de dispositivo, el movimiento de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida a un ángulo de deflexión 170, 260 predeterminado cuando hacen funcionar dispositivos en un modo de inclinación variable. Por ejemplo, los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida pueden accionarse dentro de un ángulo de deflexión 170, 260 de menos de aproximadamente cuatro grados en el sentido hacia arriba 166, 256 con respecto a la posición retraída 158, 248 y/o dentro de aproximadamente cuatro grados en el sentido hacia abajo 168, 258 con respecto a la posición retraída 158, 248.

15 La etapa 618 del método 600 de la figura 20 puede incluir accionar los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida en aumentos de deflexión 172, 262 de menos de aproximadamente dos (2) grados, y más preferiblemente dentro de un aumento de deflexión 172, 262 de menos de aproximadamente 1 grado tal como aproximadamente 0,3 grados. Minimizando el aumento de deflexión 172, 262, cada uno de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o dispositivos 240 de borde de salida puede accionarse más cerca de la posición óptima para la resistencia aerodinámica máxima del ala que puede aumentar la velocidad de descenso de la aeronave 100.

20 La etapa 620 del método 600 de la figura 20 puede incluir accionar los dispositivos intraborda y dispositivos fueraborda 144, 146 de borde de ataque y/o borde de salida independientes entre sí. Ventajosamente, el sistema 300 de descenso de emergencia puede incluir VCTU 302 que pueden funcionar junto con las PDU 400 para facilitar el accionamiento independiente de los dispositivos intraborda y fueraborda 144, 146. Por ejemplo, como se ilustra en los gráficos de la figura 19, los flaps intraborda 244 pueden deflectarse a una posición diferente de la de los flaps fueraborda 246.

25 La etapa 622 del método 600 de la figura 20 puede incluir variar la inclinación de ala a lo largo de una dirección de envergadura 136 y/o una dirección de cuerda 138 en respuesta al accionamiento de los dispositivos intraborda 144 y los dispositivos fueraborda 146 independientes entre sí. Como se ha indicado antes, el despliegue diferencial de los dispositivos intraborda 144 y los dispositivos fueraborda 146 puede dar como resultado la variación de la inclinación de ala.

30 La etapa 624 del método 600 de la figura 20 puede incluir maximizar la resistencia aerodinámica de las alas 116 en respuesta al accionamiento de los dispositivos intraborda 144 y dispositivos fueraborda 146 en el modo de inclinación variable. Ventajosamente, variar la inclinación de ala a lo largo de una dirección de envergadura 136 y/o la dirección de cuerda 138 puede maximizar la resistencia aerodinámica de las alas 116 para aumentar la velocidad de descenso de la aeronave 100 durante un descenso de emergencia.

35 A continuación del descenso de emergencia de la aeronave 100 a la altitud de crucero más baja, la etapa 626 del método 600 de la figura 20 puede incluir el despliegue de los dispositivos intraborda y fueraborda 144, 146 de manera que minimiza la resistencia aerodinámica de las alas 116 durante el crucero de baja altitud. Por ejemplo, durante crucero de baja altitud, los dispositivos intraborda y fueraborda 144, 146 pueden desplegarse de manera diferencial para variar la inclinación de ala in una dirección de envergadura 136 de las alas 116 de la manera descrita anteriormente para minimizar la resistencia aerodinámica de las alas 116 para mejorar la eficiencia de combustible de la aeronave 100.

40

## REIVINDICACIONES

1. Sistema para aumentar una velocidad de descenso de una aeronave, comprendiendo el sistema:

un ordenador (450) de control de vuelo configurado para calcular un primer ajuste (584) para un dispositivo (150) de borde de ataque y/o un dispositivo (240) de borde de salida de un ala de aeronave;

un sistema (460) de control de borde acoplado en comunicación con el ordenador (450) de control de vuelo y que incluye un dispositivo (454) de control de borde que tiene una pluralidad de posiciones de dispositivo de control que incluyen una posición de crucero (462), en la que el dispositivo (454) de control de borde está para permitir que la tripulación de vuelo ordene manualmente una posición del dispositivo de borde de ataque y/o el dispositivo de borde de salida; un dispositivo (534) de control de freno de velocidad que tiene una pluralidad de detenciones de freno de velocidad que incluye una detención de vuelo (542); y

el sistema de control de borde configurado para ordenar automáticamente al dispositivo de borde de ataque, el dispositivo de borde de salida, o ambos, a un ángulo de deflexión que corresponde al primer ajuste (584) si el dispositivo de control de borde está en la posición de crucero y el dispositivo de control de freno de velocidad está en la detención de vuelo, en el que:

el primer ajuste (584) se selecciona para aumentar la resistencia aerodinámica del ala de aeronave y en el que el ordenador de control de vuelo se configura para calcular el primer ajuste en respuesta, en parte, al movimiento del dispositivo de control de freno de velocidad con respecto a la detención de vuelo; y

el sistema de control de borde se configura además para ordenar automáticamente al dispositivo de borde de ataque, el dispositivo de borde de salida, o tanto al primer ajuste (584) en respuesta a una indicación de pérdida de presión de cabina.

2. Sistema según la reivindicación 1, en el que:

el ordenador de control de vuelo se configura para calcular el primer ajuste en respuesta, en parte, a la indicación de pérdida de presión de cabina.

3. Sistema según cualquier reivindicación precedente, en el que:

el sistema de control de borde se acopla en comunicación con un sistema de accionamiento de dispositivo configurado para accionar el dispositivo de borde de ataque y/o el dispositivo de borde de salida en un sentido hacia arriba y en un sentido hacia abajo con respecto a una posición retraída.

4. Sistema según cualquier reivindicación precedente, en el que: el ordenador de control de vuelo se configura para limitar el movimiento del dispositivo de borde de ataque y/o el dispositivo de borde de salida a dentro de un ángulo de deflexión de menos de aproximadamente cuatro grados en al menos uno de un sentido hacia arriba y en un sentido hacia abajo con respecto a una posición retraída.

5. Sistema según cualquier reivindicación precedente, en el que: el sistema de control de borde se acopla en comunicación con un sistema de accionamiento de dispositivo configurado para accionar al menos uno del dispositivo de borde de ataque y el dispositivo de borde de salida en aumentos de deflexión de dispositivo de menos de aproximadamente un grado.

6. Sistema según cualquier reivindicación precedente, en el que: el ordenador de control de vuelo se configura para calcular el primer ajuste basado en datos de estado de aeronave que incluyen peso bruto de aeronave y altitud de aeronave.

7. Sistema según cualquier reivindicación precedente, en el que:

al menos uno del dispositivo de borde de ataque o dispositivo de borde de salida incluye un dispositivo intraborda y un dispositivo fueraborda; y

el sistema de control de borde se acopla en comunicación con un sistema de accionamiento de dispositivo configurado para accionar el dispositivo intraborda y el dispositivo fueraborda independientes entre sí.

8. Método para aumentar una velocidad de descenso de una aeronave por medio de un sistema según la reivindicación 1, que comprende:

calcular un ajuste de resistencia máximo para al menos uno de un borde de ataque (150) y un dispositivo (240) de borde de salida de una aeronave;

colocar un dispositivo (454) de control de borde de la aeronave en una primera posición (462), en la que el dispositivo de control de borde está para permitir que la tripulación de vuelo ordene manualmente una posición del dispositivo de borde de ataque y/o el dispositivo de borde de salida;

mover un dispositivo (534) de control de freno de velocidad de la aeronave a una segunda posición (542);



- si el dispositivo de control de borde está en la primera posición (462), ordenar automáticamente al al menos uno del dispositivo de borde de ataque y el dispositivo de borde de salida a un ángulo de deflexión que corresponde al ajuste de resistencia máximo en respuesta al movimiento del dispositivo de control de freno de velocidad a la segunda posición; y
- 5 que recibe una indicación de pérdida de presión de cabina; y  
ordenar automáticamente al menos uno del dispositivo de borde de ataque y el dispositivo de borde de salida al ángulo de deflexión que corresponde al ajuste de resistencia máximo en respuesta a la indicación de pérdida de presión de cabina.
9. Método según la reivindicación 8, que comprende, además:
- 10 accionar al menos uno del dispositivo de borde de ataque y el dispositivo de borde de salida en al menos uno de un sentido hacia arriba y en un sentido hacia abajo con respecto a una posición retraída.
10. Método según la reivindicación 8 o la reivindicación 9, que comprende, además:  
limitar el movimiento del dispositivo de borde de ataque y el dispositivo de borde de salida a dentro de un ángulo de deflexión de menos de aproximadamente tres grados en al menos uno de un sentido hacia arriba con respecto a una posición retraída y menos de aproximadamente tres grados en un sentido hacia abajo con respecto a la posición retraída.
- 15
11. Método según una cualquiera de las reivindicaciones 8 a 10, que comprende, además:  
accionar el al menos uno del dispositivo de borde de ataque y el dispositivo de borde de salida en aumentos de menos de aproximadamente un grado.
- 20
12. Método según una cualquiera de las reivindicaciones 8 a 11, en el que dicho cálculo del ajuste de resistencia máximo incluye:  
calcular el ajuste de resistencia máximo basado, al menos en parte, en al menos uno de peso bruto de aeronave y altitud de aeronave.

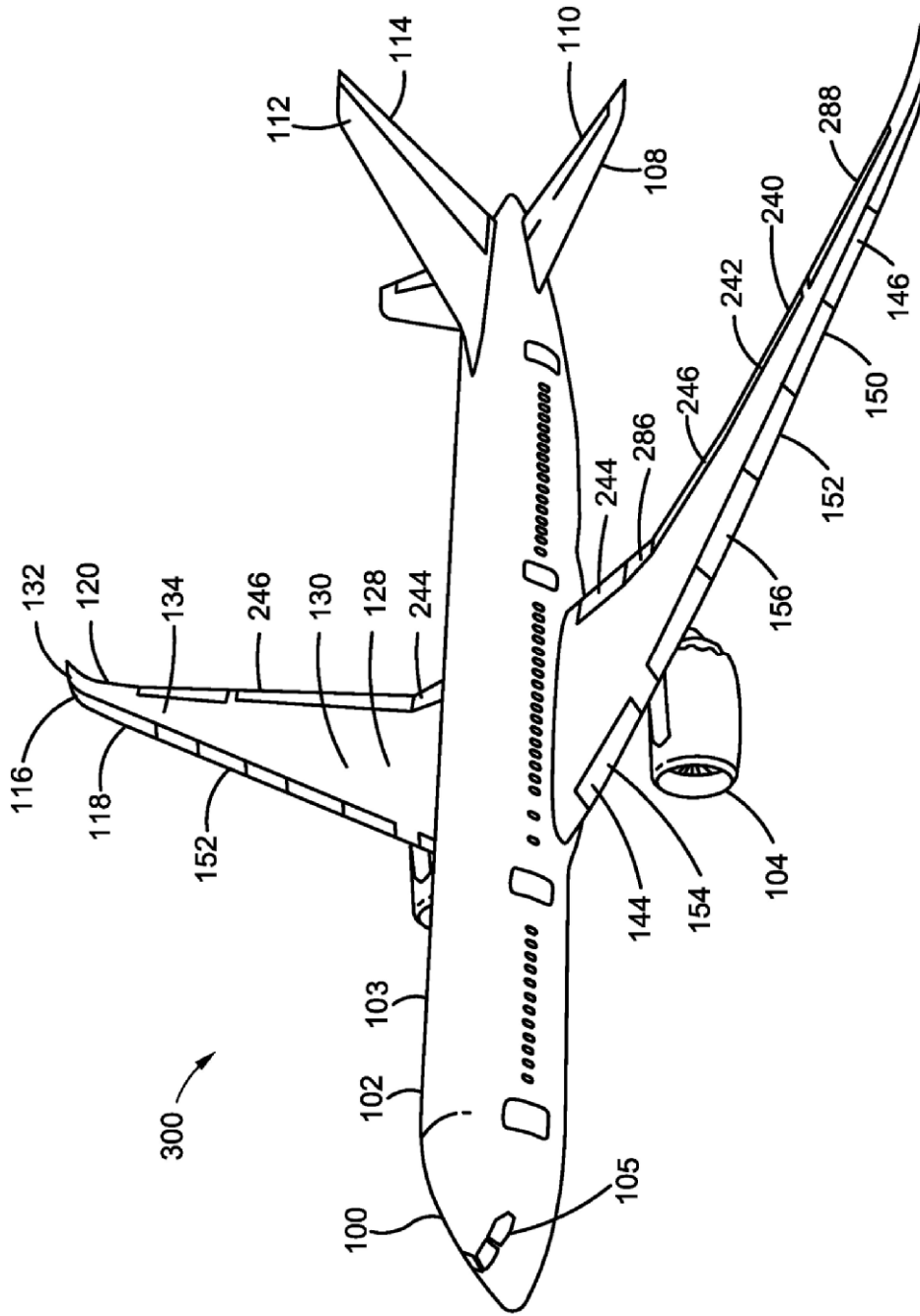


FIG. 1

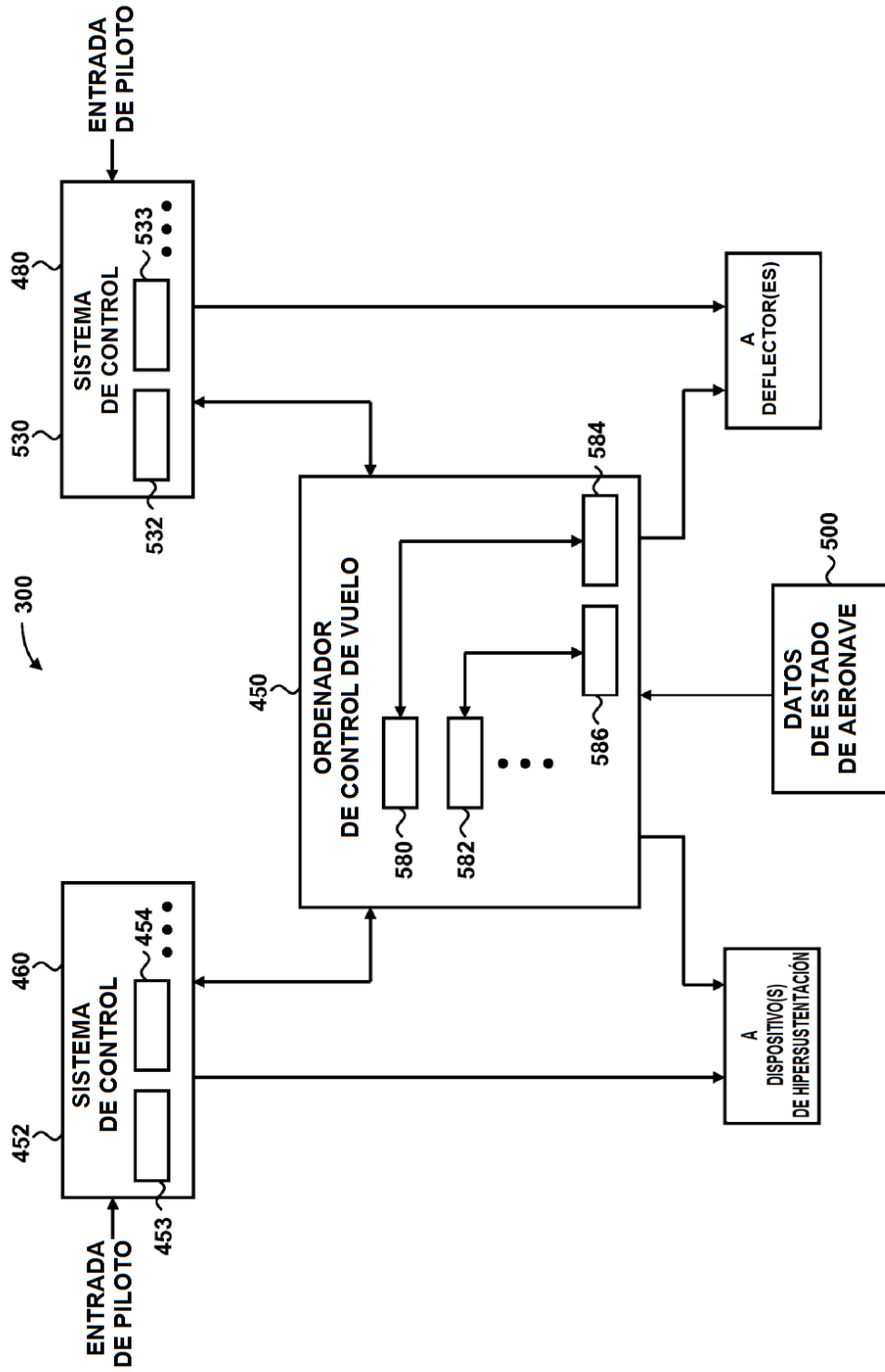


FIG. 2

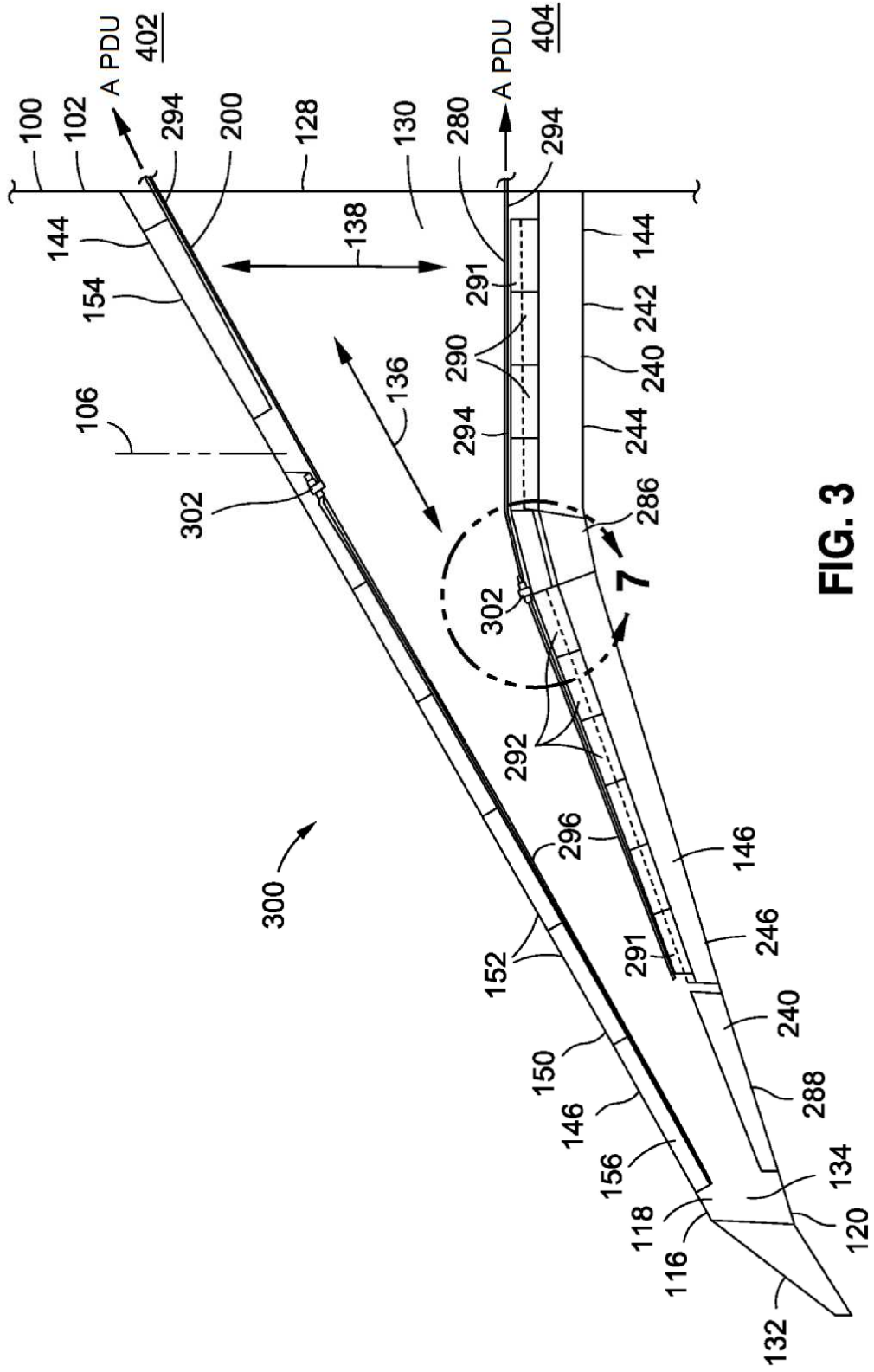
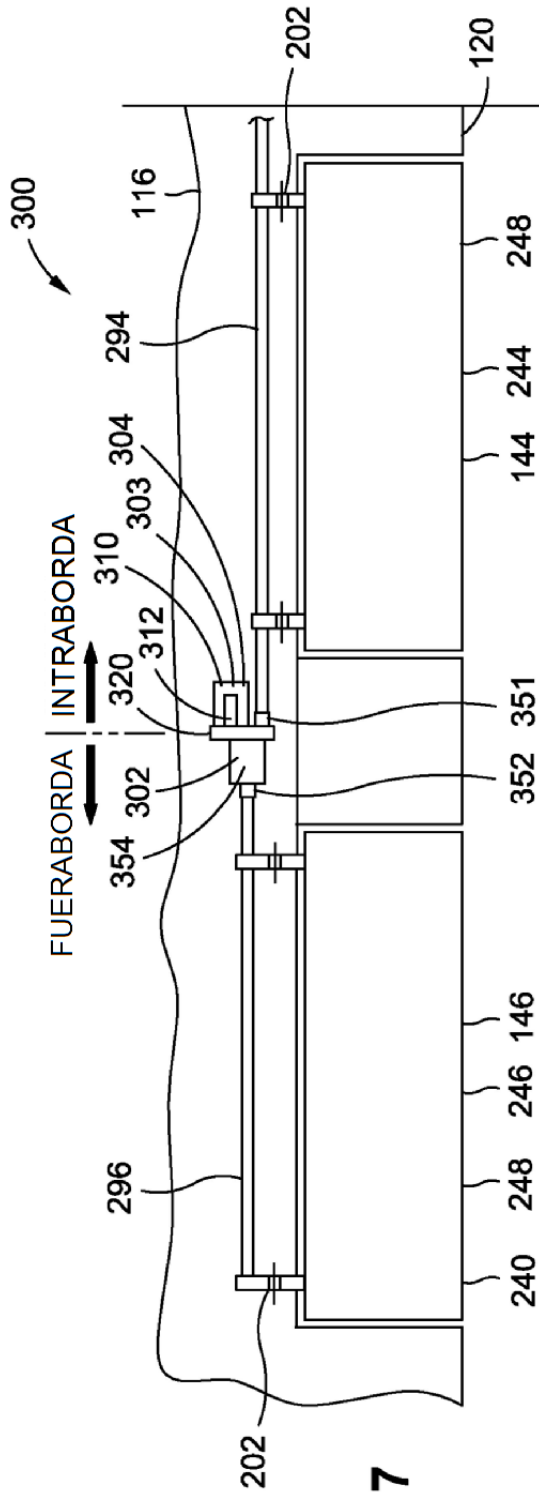
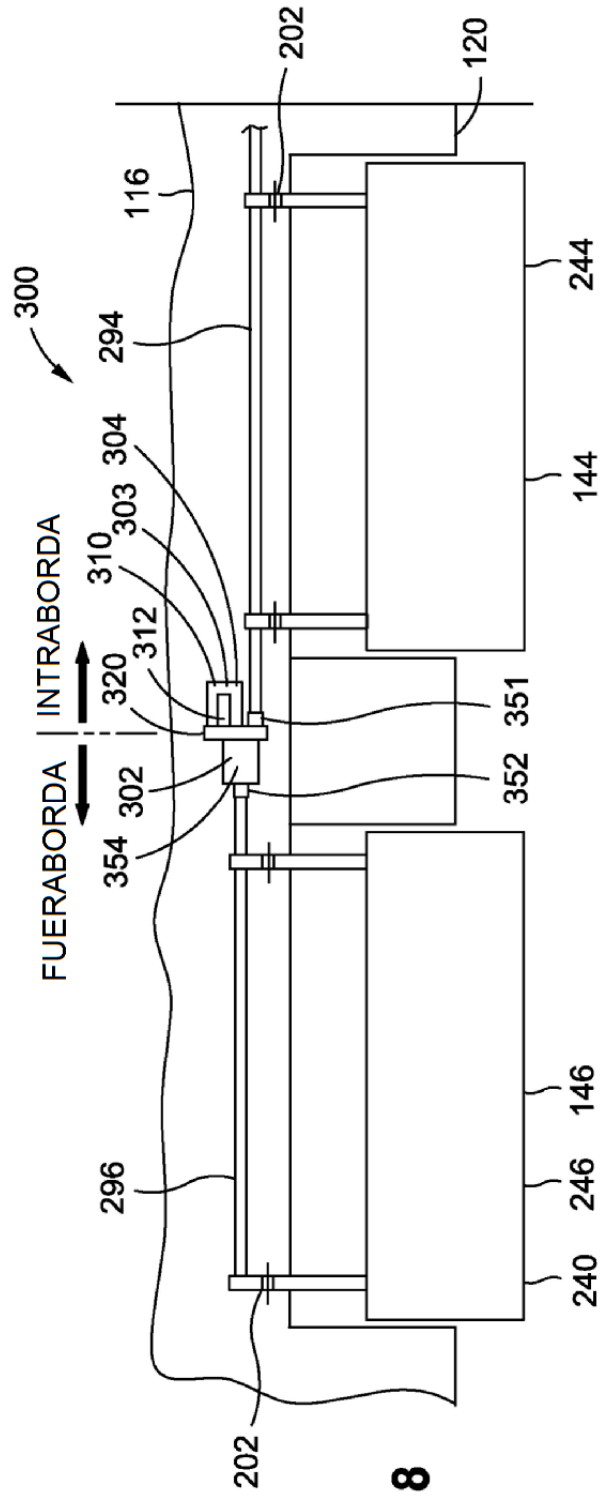


FIG. 3





**FIG. 7**



**FIG. 8**

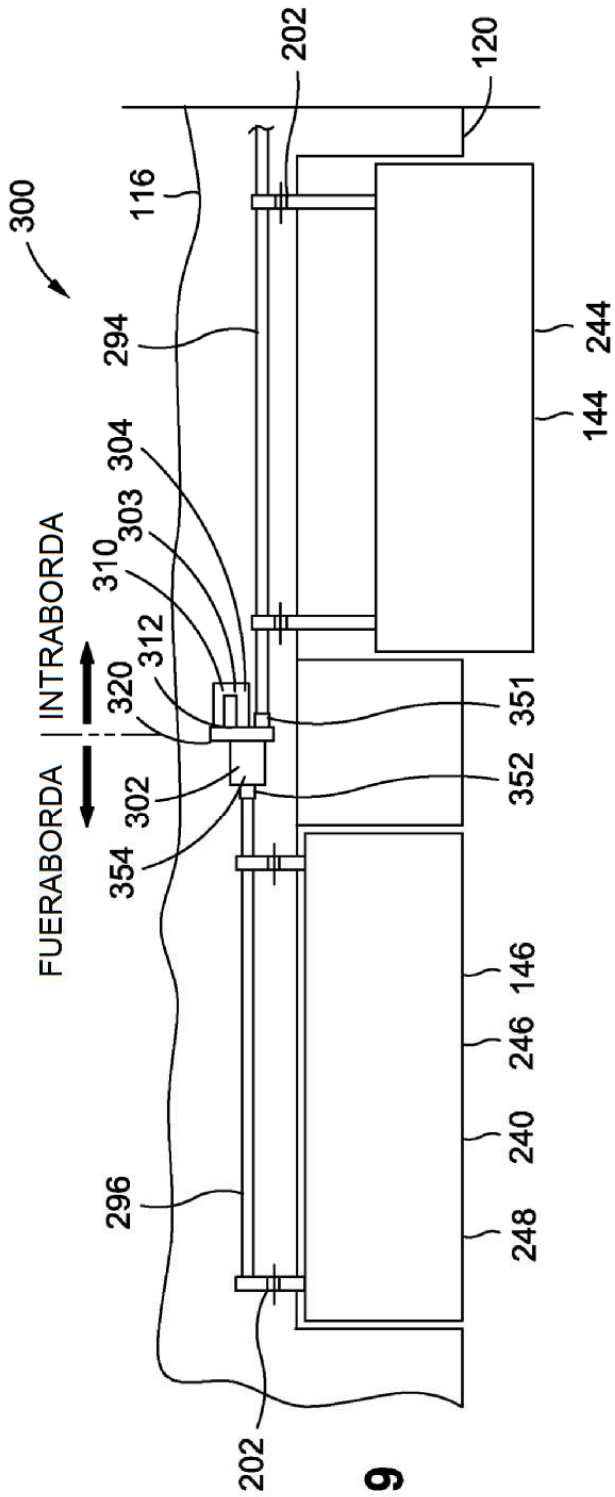


FIG. 9

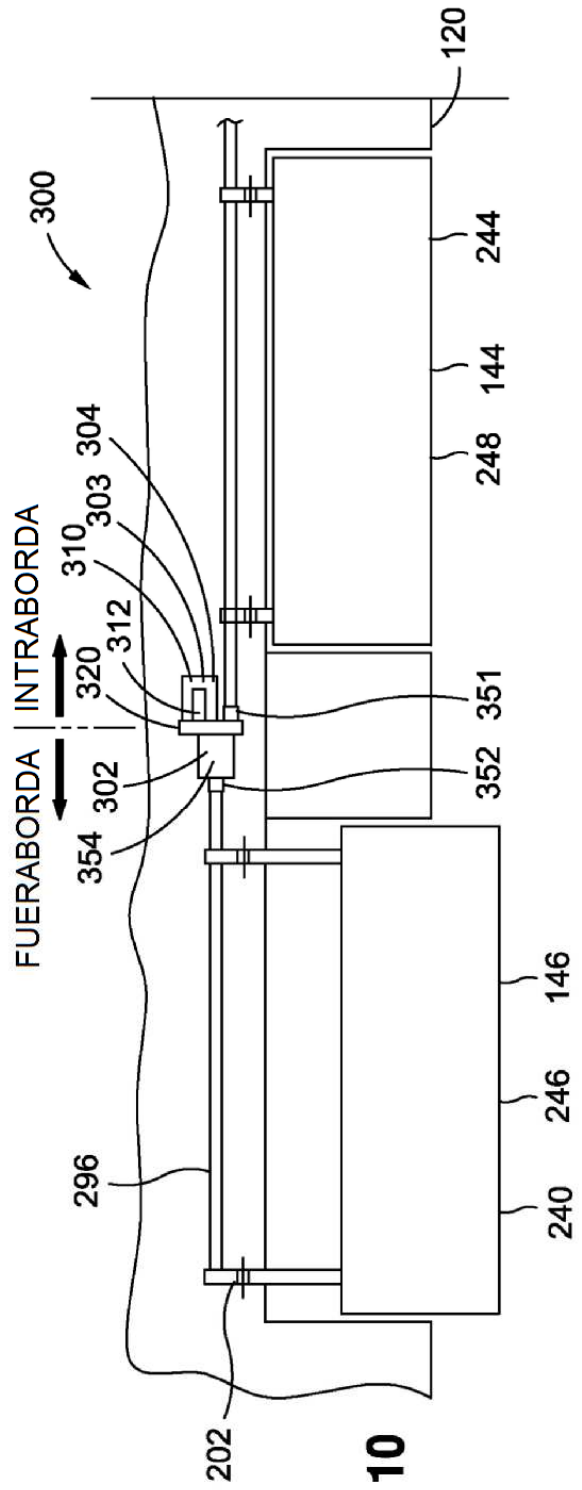


FIG. 10





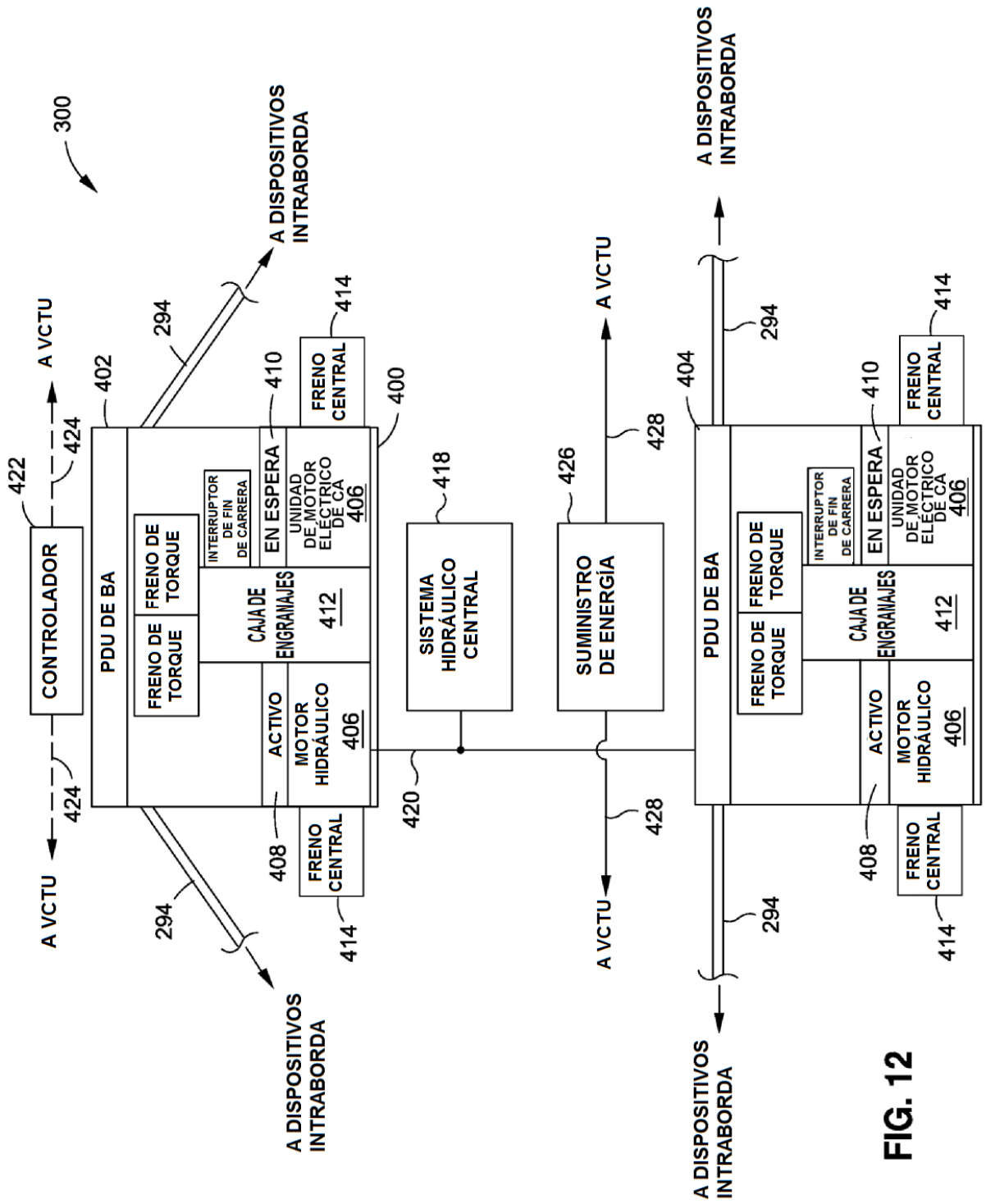


FIG. 12

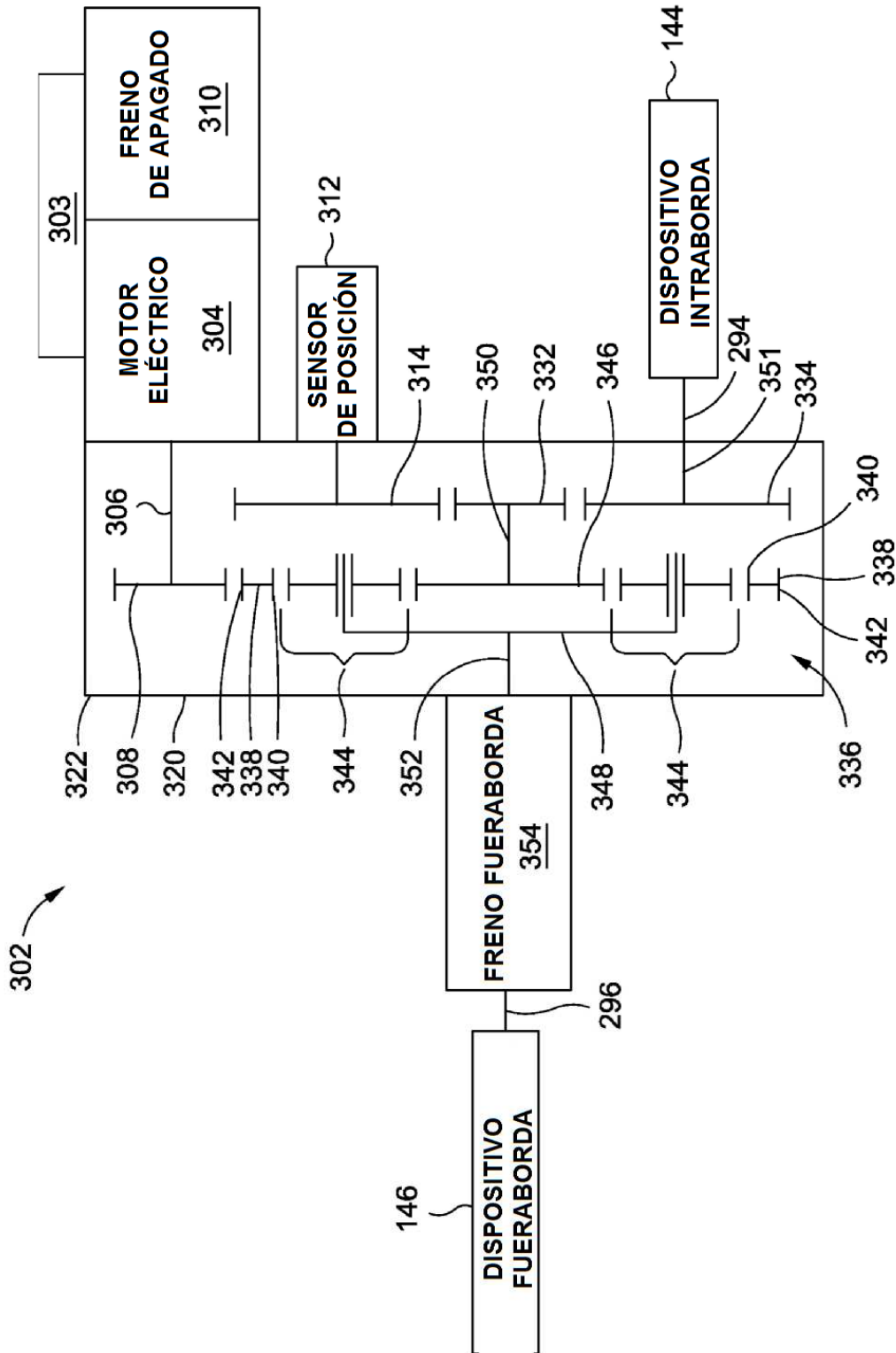


FIG. 13

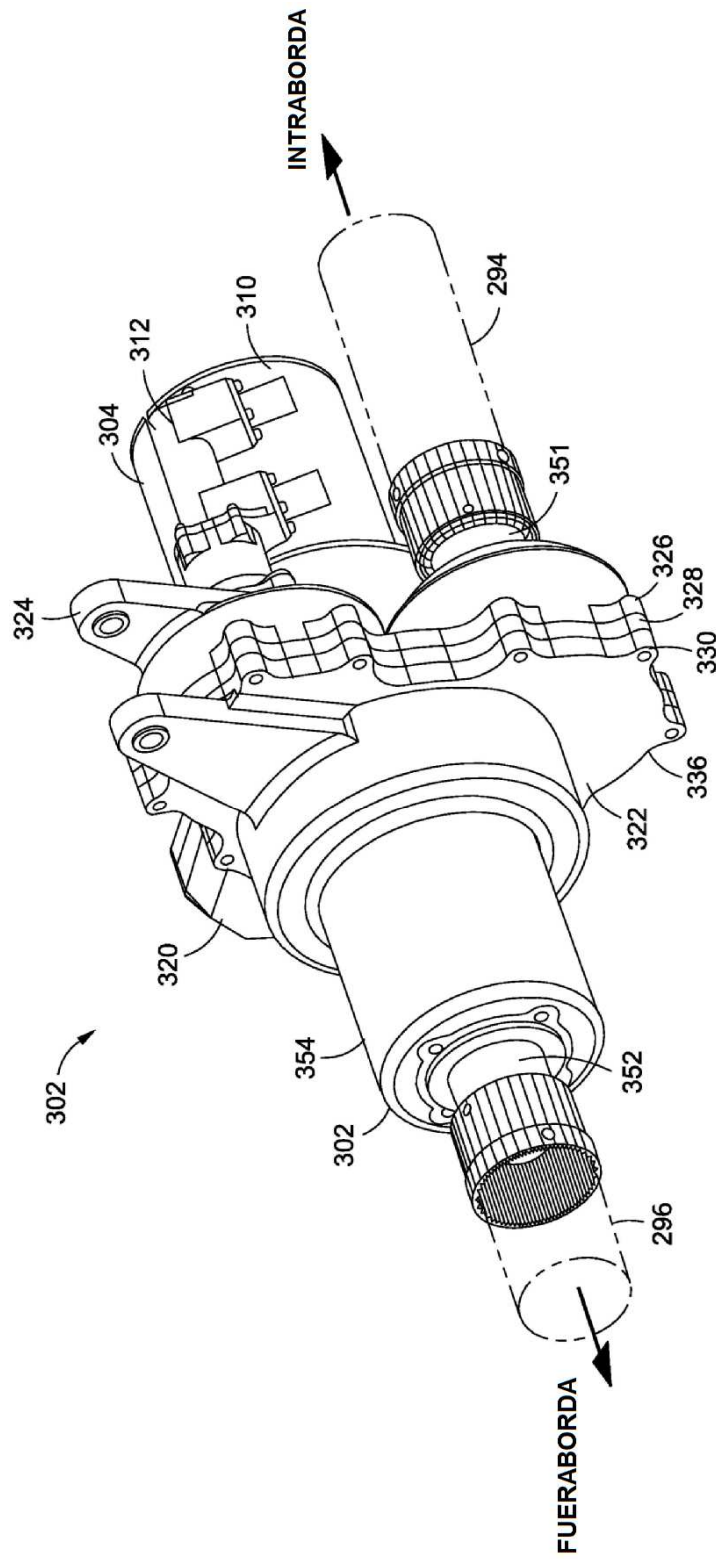


FIG. 14

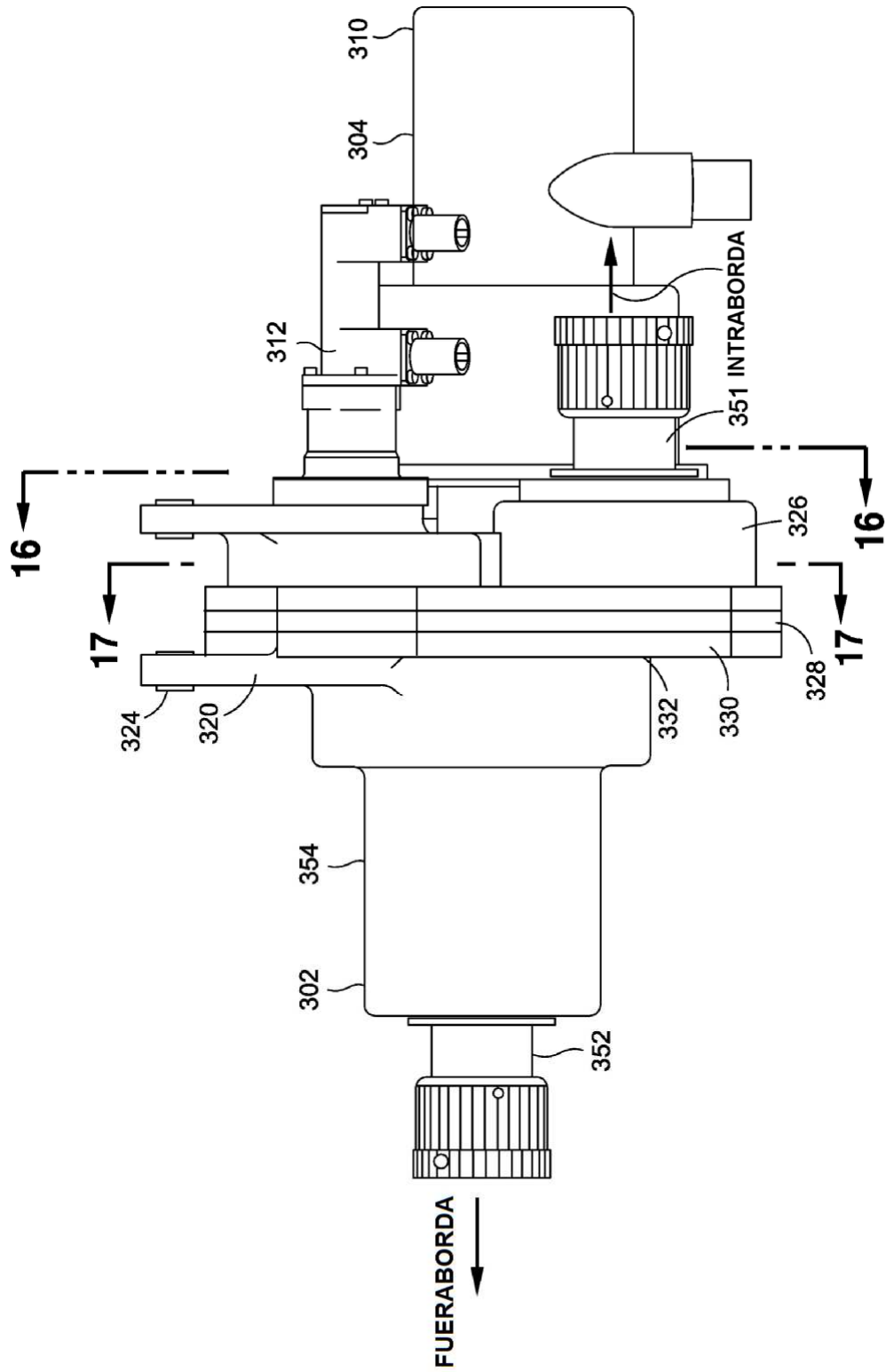
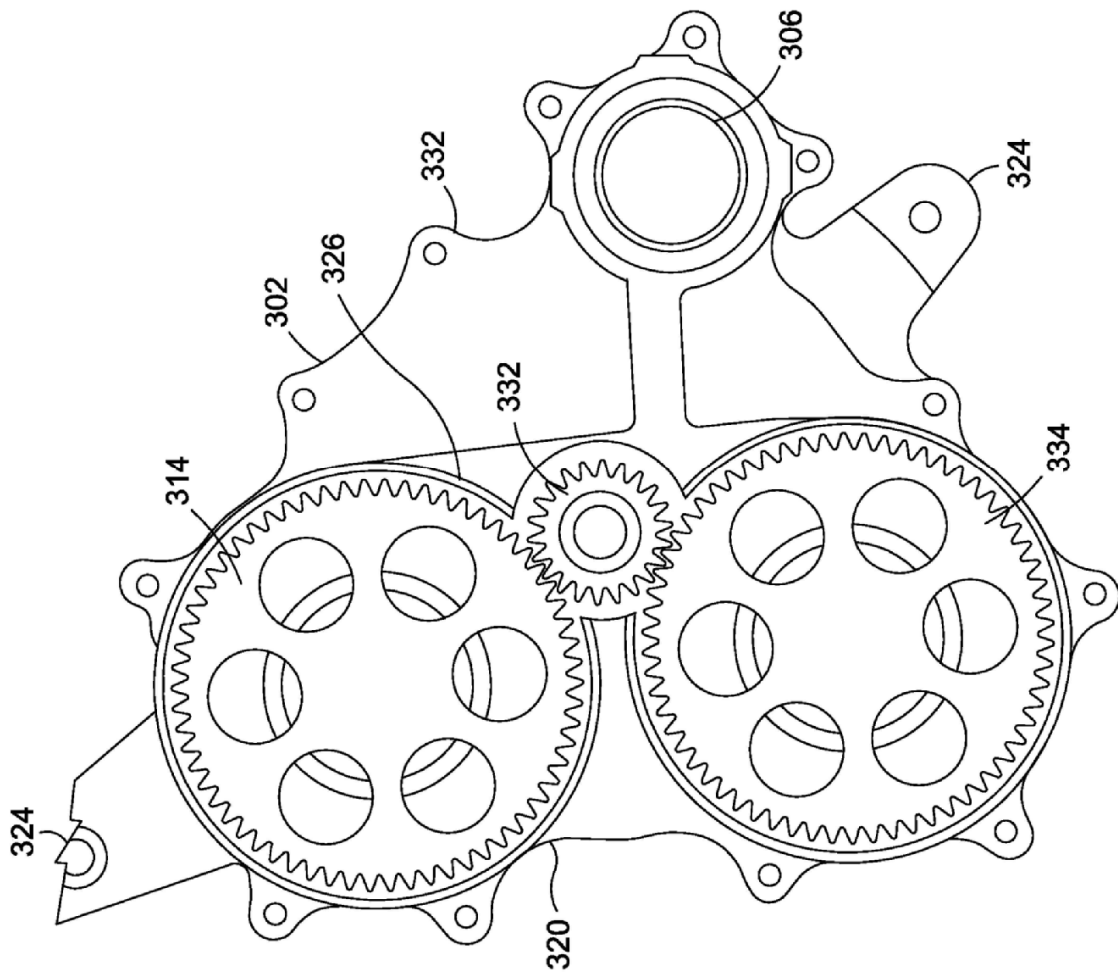


FIG. 15



**FIG. 16**

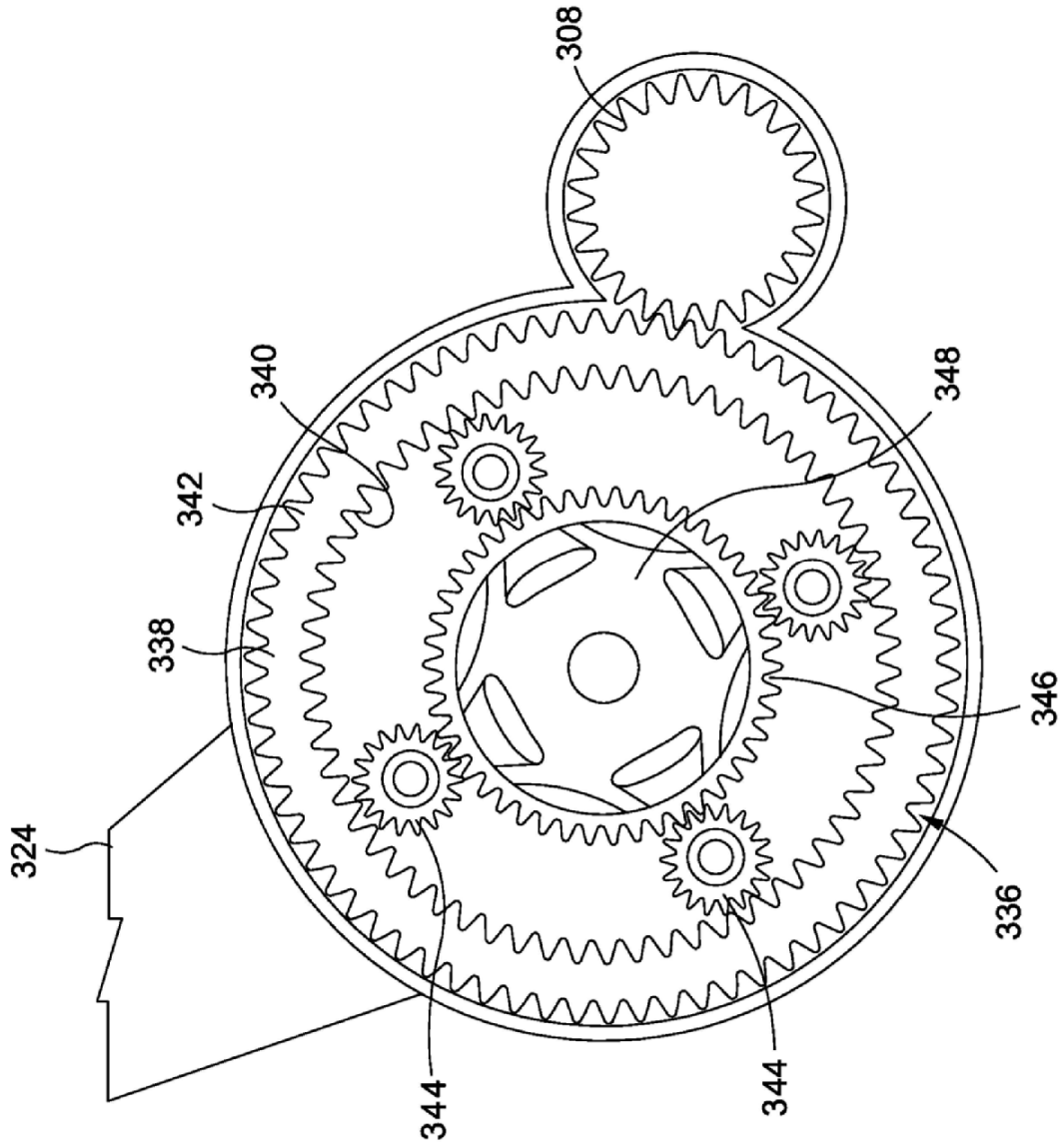


FIG. 17

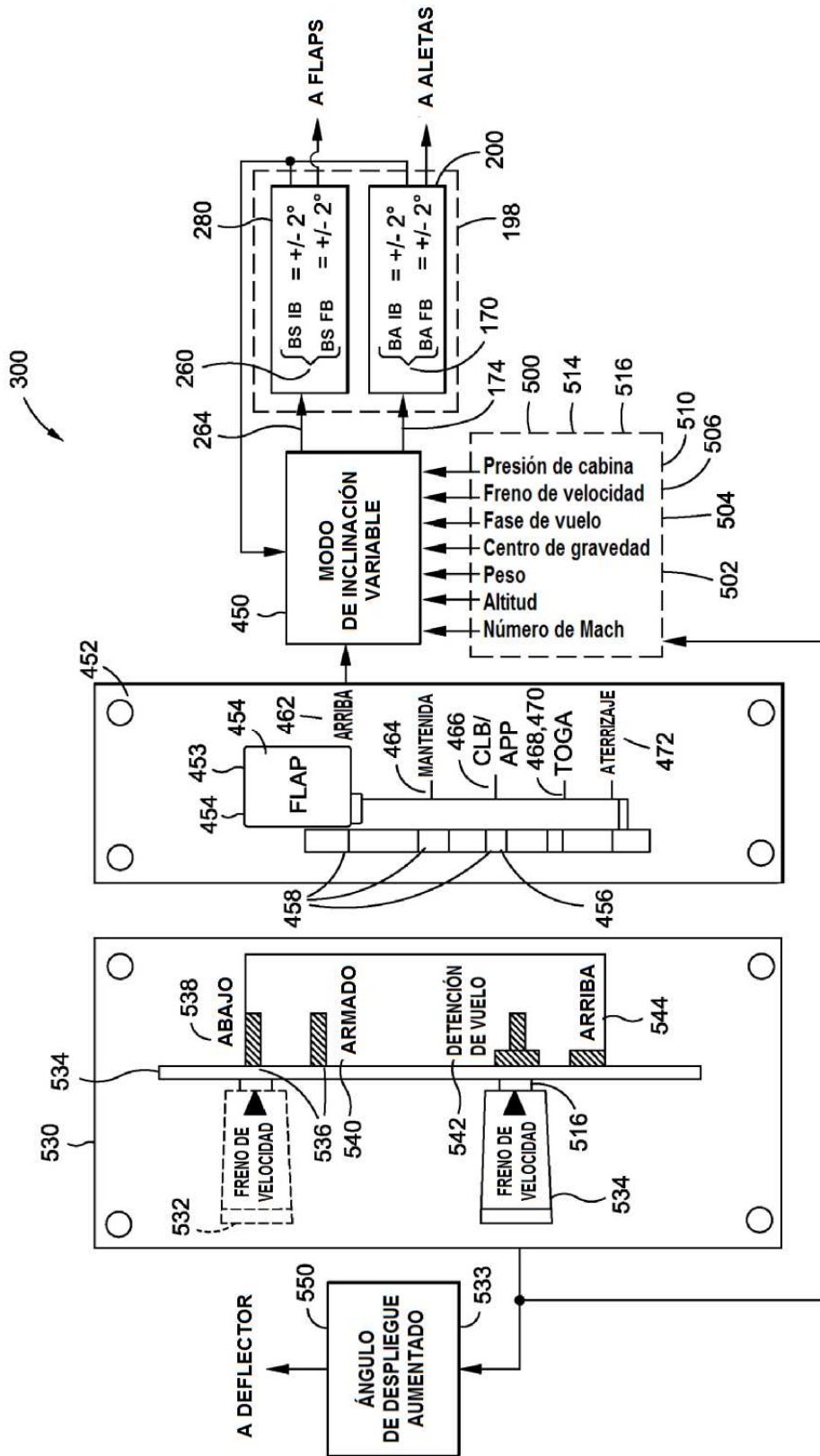


FIG. 18

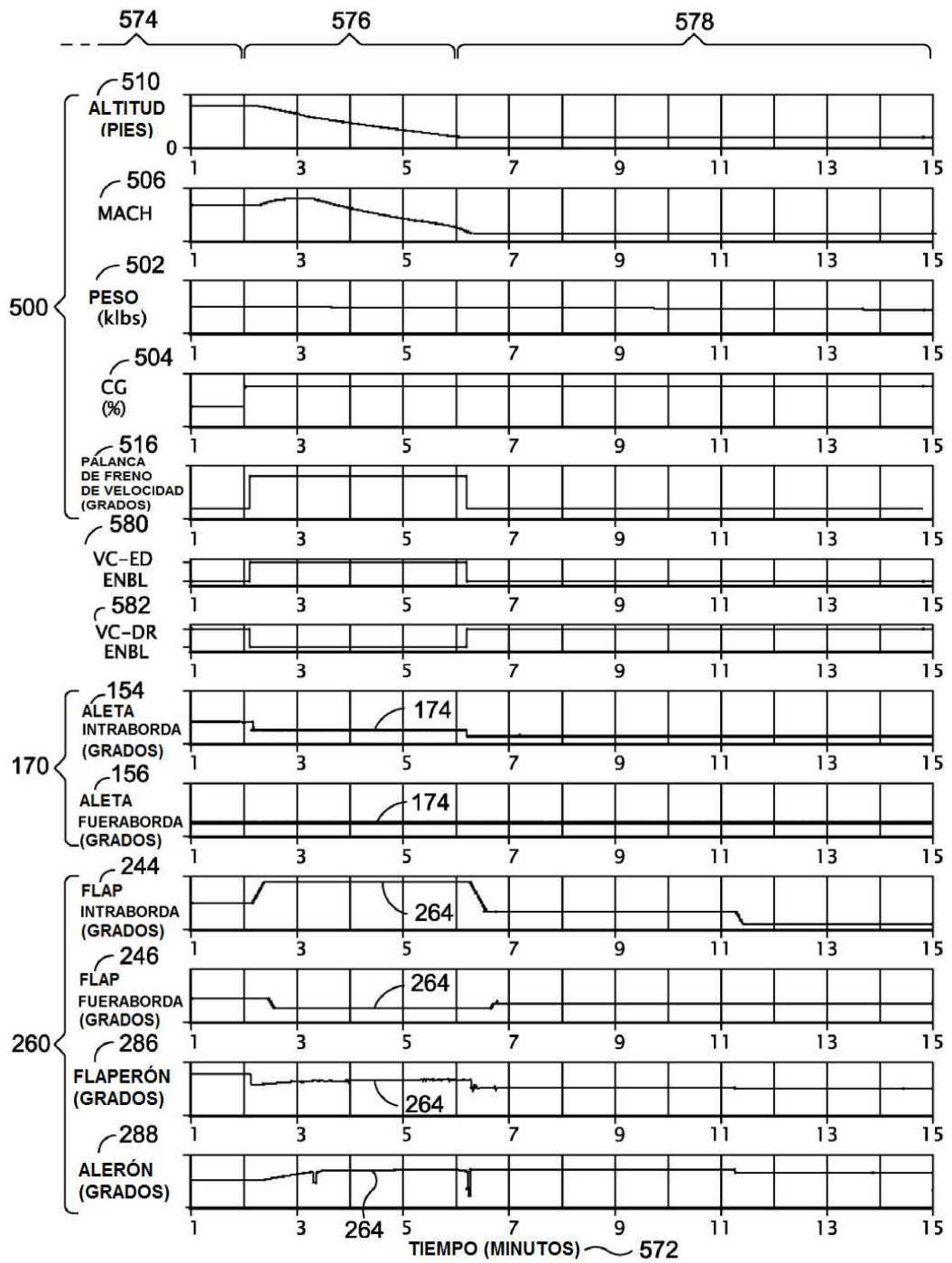


FIG. 19



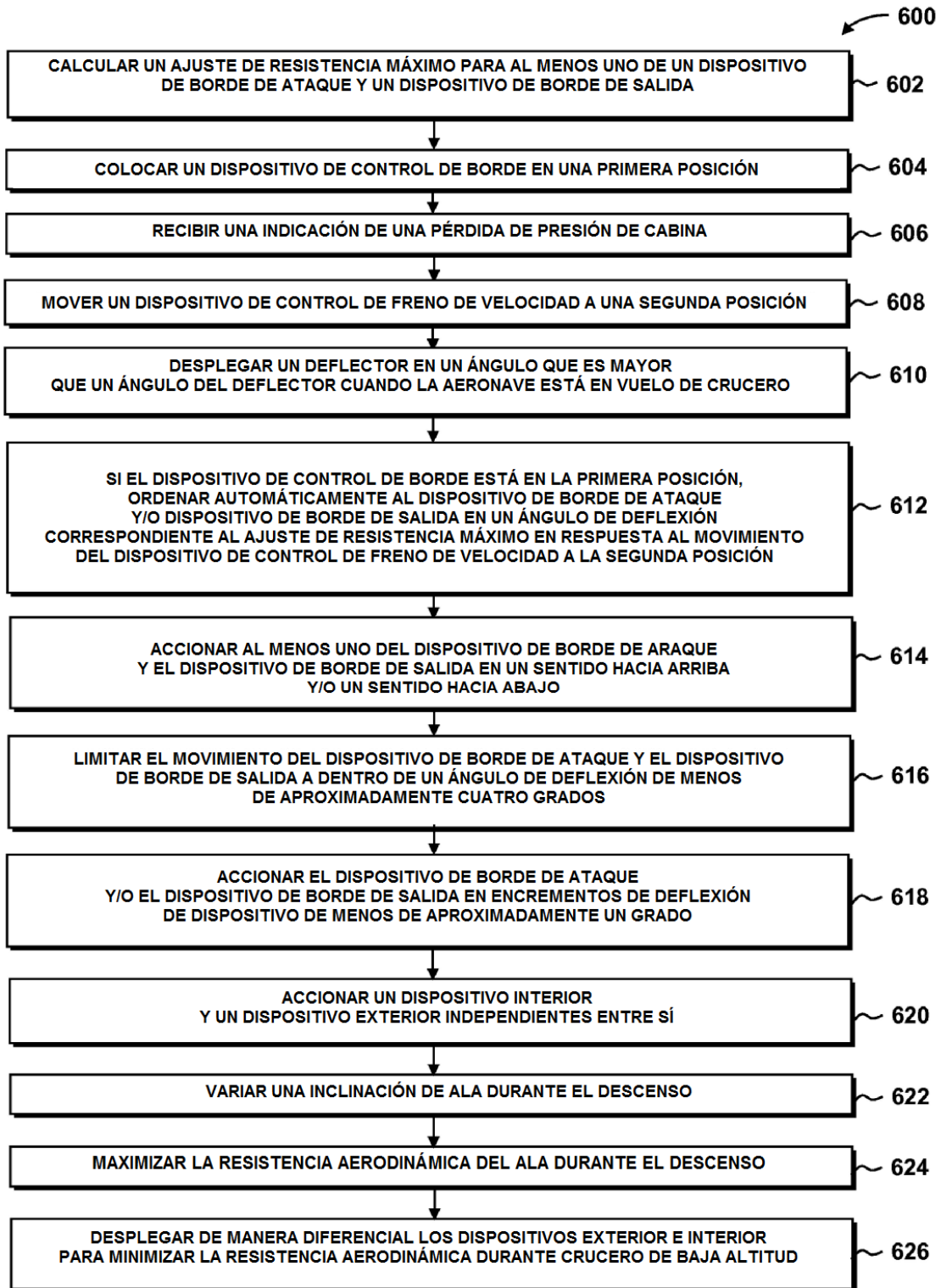


FIG. 20