

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 678 219**

51 Int. Cl.:

G05D 1/00 (2006.01)

B64C 25/42 (2006.01)

B64C 9/12 (2006.01)

B64C 13/28 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.09.2014** **E 14185988 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **18.04.2018** **EP 2860602**

54 Título: **Sistema y método para reducir la distancia de parada de una aeronave**

30 Prioridad:

24.09.2013 US 201314035030

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

09.08.2018

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**MOSER, MATTHEW A;
LEOPOLD, DAVID D y
FINN, MICHAEL R**

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 678 219 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

Sistema y método para reducir la distancia de parada de una aeronave

Campo

- 5 La presente divulgación se relaciona en general con superficies de control de una aeronave y, más particularmente, a la colocación de superficies de control de un ala durante un despegue o aterrizaje abortado.

Antecedentes

- 10 Durante el despegue de una aeronave, un piloto puede necesitar realizar una maniobra de despegue abortado por una cualquiera de una diversidad de razones diferentes. Por ejemplo, a medida que la aeronave acelera por la pista, el piloto puede recibir una indicación de una falla del motor o una rueda estallada. Alternativamente, se puede activar una bocina de advertencia de despegue en la cabina de vuelo o se pueden recibir instrucciones del control de tráfico aéreo para abortar el despegue.

- 15 Para la certificación de la aeronave, la Administración Federal de Aviación (FAA) exige que cuando se inicia un despegue abortado por debajo de una velocidad de decisión de despegue, la aeronave debe ser capaz de detenerse de manera segura antes del final de la pista. Tras el inicio de un despegue abortado, el piloto y otros miembros de la tripulación de vuelo pueden reconfigurar la aeronave a partir de una configuración inicial a una configuración de parada. Por ejemplo, el empuje del motor puede reducirse a ralentí y los frenos de velocidad (por ejemplo, deflectores) pueden desplegarse para generar resistencia aerodinámica para reducir la distancia de parada.

- 20 Ciertas aeronaves pueden incluir un sistema de freno automático el cual puede aplicar automáticamente la fuerza máxima de frenado a los frenos de las ruedas de la aeronave una vez iniciado un despegue abortado. El sistema de freno automático puede reducir el número de tareas requeridas por la tripulación de vuelo para reconfigurar la aeronave en la configuración de parada, lo cual puede reducir aún más la distancia de parada. Aunque un sistema de freno automático puede reducir la distancia de parada, la aeronave que inicia un despegue abortado cerca de la velocidad de decisión de despegue puede requerir una mayor capacidad de parada para maximizar el rendimiento de la aeronave.

- 25 En la patente de los Estados Unidos 3,618,880, se describe un sistema para permitir la actuación manual de invalidación o automática de los deflectores de una aeronave.

Como se puede ver, puede haber una necesidad en la técnica de sistemas y métodos, los cuales puedan mejorar el rendimiento de parada de una aeronave.

Resumen

- 30 De acuerdo con la presente invención, se describe un sistema y método para reducir una distancia de parada de una aeronave, como se define en las reivindicaciones adjuntas.

- 35 La presente divulgación describe un sistema, también denominado aquí como un sistema de aleta auxiliar automático, para reducir una distancia de parada de una aeronave, por ejemplo, durante un despegue o aterrizaje abortado. El sistema de aleta auxiliar automático puede incluir un sistema de control de borde configurado para controlar un dispositivo de borde de ataque montado en un ala de una aeronave. El sistema de aleta auxiliar automático puede incluir un sistema de control de freno de velocidad operable para desplegar un deflector montado en el ala. El sistema de control de borde puede configurarse para ordenar automáticamente la extensión del dispositivo de borde de ataque a partir de una primera posición a una segunda posición en respuesta al despliegue de un deflector si la velocidad de desplazamiento de la aeronave es mayor que una velocidad de desplazamiento límite.

- 40 En una realización adicional, se divulga un sistema de aleta auxiliar automático que incluye un sistema de control de borde que tiene un sistema de accionamiento de dispositivo configurado para posicionar un dispositivo de borde de ataque montado en un ala de una aeronave. El sistema de aleta auxiliar automático puede incluir un sistema de control de empuje que tiene una palanca de empuje hacia delante que se puede colocar en una posición de ralentí y una posición de no ralentí. El sistema de aleta auxiliar móvil automático también puede incluir un sistema de control de velocidad que ordena automáticamente a un sistema de actuación del deflector desplegar un deflector cuando la palanca de empuje delantero se mueve a partir de la posición de no ralentí a la posición de ralentí y la aeronave está en tierra y moviéndose en exceso de una velocidad de desplazamiento umbral. El sistema de control de borde puede ordenar automáticamente al sistema de accionamiento del dispositivo que extienda el dispositivo de borde de ataque cuando el deflector se despliega automáticamente por el sistema de accionamiento del deflector en respuesta a la palanca de empuje delantero que se mueve a la posición de ralentí.
- 50

También se divulga un método para reducir la distancia de parada de una aeronave, tal como durante un despegue abortado o durante un aterrizaje. El método puede incluir desplegar un deflector montado en un ala de la aeronave. Si la velocidad de desplazamiento de la aeronave excede una velocidad de desplazamiento límite, el método puede incluir ordenar automáticamente un dispositivo de borde de ataque en el ala de la aeronave a partir de una primera posición a una segunda posición en respuesta al despliegue del deflector.

Las características, funciones y ventajas que se han discutido se pueden lograr independientemente en diversas realizaciones de la presente divulgación o se pueden combinar en aún otras realizaciones, cuyos detalles adicionales se pueden ver con referencia a la siguiente descripción y los siguientes dibujos.

Breve descripción de los dibujos

Estas y otras características de la presente divulgación se harán más evidentes tras la referencia a los dibujos en los que números similares se refieren a partes similares en todas partes y en donde:

La Figura 1 es una vista superior de una aeronave;

La Figura 2 es una vista esquemática de una aeronave durante un despegue o aterrizaje abortados;

La Figura 3 es una vista en sección de un ala que muestra una aleta auxiliar en una posición sellada;

La Figura 4 es una vista en sección de un ala que muestra la aleta auxiliar en una posición abierta;

La Figura 5 es una vista esquemática de una realización de un sistema de aleta auxiliar automático para extender automáticamente un dispositivo de borde de ataque a una posición abierta durante un despegue o aterrizaje abortados;

La Figura 6 es una vista en planta esquemática de un borde de ataque de un ala que ilustra una unidad de ajuste de curvatura variable (VCTU) colocada entre una aleta auxiliar interior y una aleta auxiliar exterior;

La Figura 7 es una vista en planta esquemática del borde de ataque del ala de la Figura 6 que ilustra la aleta auxiliar interior y la aleta auxiliar exterior accionados al unísono;

La Figura 8 es una vista en planta esquemática del borde de ataque del ala de la Figura 6 que ilustra la aleta auxiliar interior accionado independientemente de la aleta auxiliar exterior;

La Figura 9 es una vista en planta esquemática del borde de ataque del ala de la Figura 6 que ilustra la aleta auxiliar exterior accionado independientemente de la aleta auxiliar interior;

La Figura 10 es una vista esquemática de un par de alas que incorporan una VCTU entre las aletas auxiliares interiores y exteriores y entre los flaps interiores y exteriores de cada ala;

La Figura 11 es una vista esquemática de una porción central del ala de la Figura 10 y que ilustra una unidad de accionamiento de potencia (PDU) de borde de ataque para accionar las aletas auxiliares interiores y una PDU de borde de salida para accionar los flaps interiores;

La Figura 12 es una vista esquemática de una VCTU que incluye una caja de engranajes con suma de velocidad que tiene un freno exterior y un motor eléctrico VCTU;

La Figura 13 es una ilustración en perspectiva de una realización de una VCTU;

La Figura 14 es una vista hacia adelante de un lado hacia atrás de la VCTU;

La Figura 15 es una vista en sección de la VCTU tomada a lo largo de la línea 15 de la Figura 14 y que ilustra la interconectividad de un piñón interior, un engranaje interior y un engranaje sensor de posición;

La Figura 16 es una vista en sección de la VCTU tomada a lo largo de la línea 16 de la Figura 14 y que ilustra la interconectividad de un sistema de engranaje planetario y el freno exterior; y

La Figura 17 es una ilustración de un diagrama de flujo que contiene una o más operaciones que pueden incluirse en un método para operar un dispositivo de borde de ataque para reducir la distancia de parada de una aeronave.

Descripción detallada

Con referencia ahora a los dibujos en donde las exposiciones son con el propósito de ilustrar las realizaciones preferidas y diversas de la divulgación, se muestra en la Figura 1 una vista superior de una aeronave 100 que tiene un fuselaje 102 y un par de alas 116. Cada ala 116 se puede unir al fuselaje 102 en una raíz 128 de ala y puede extenderse a partir de una porción 130 interior hacia una porción 134 exterior y terminar en una punta 132 de ala. La aeronave 100 puede incluir una o más unidades 104 de propulsión las cuales pueden montarse en el ala 116. La aeronave 100 puede incluir además un empenaje que incluye una aleta 108 horizontal y un elevador 110, y una aleta 112 vertical y un timón 114.

Como se muestra en el ejemplo de la Figura 1, la aeronave 100 puede incluir uno o más dispositivos 150 de borde de ataque y uno o más dispositivos 240 de borde de salida los cuales pueden extenderse y retraerse para alterar las características de sustentación de las alas 116. Por ejemplo, la aeronave 100 puede incluir dispositivos 150 de borde de ataque configurados como aletas auxiliares 152 montados en el borde de ataque de las alas 116. Sin embargo, los dispositivos 150 de borde de ataque pueden proporcionarse en configuraciones alternativas tales como flaps Krueger u otras configuraciones de dispositivo, y no se limitan a aletas auxiliares 152. Los dispositivos 150 de borde de ataque pueden incluir uno o más dispositivos 144 de borde de ataque interiores y uno o más dispositivos 146 de borde de ataque exteriores tales como aletas auxiliares 154 interiores y aletas auxiliares 156 exteriores.

La aeronave 100 puede incluir un sistema 300 de aleta auxiliar automático para reducir la distancia de parada de una aeronave 100. En una realización, el sistema 300 de aleta auxiliar automático puede incluir un sistema 452 de control de borde configurado para controlar un dispositivo 150 de borde de ataque montado en un ala de una aeronave. El sistema 452 de control de borde puede configurarse para ordenar automáticamente la extensión de uno o más dispositivos 150 de borde de ataque a partir de una posición inicial o primera a una segunda posición en respuesta al despliegue de un deflector 290 si una velocidad de desplazamiento de la aeronave 100 es mayor que una velocidad 564 de desplazamiento de límite. La segunda posición del dispositivo 150 de borde de ataque puede ser una posición más desplegada que la primera posición, la cual puede reducir la distancia 586 de parada (ver por ejemplo, Figura 2) de la aeronave 100 tal como durante un despegue o durante un aterrizaje, como se describe con mayor detalle a continuación.

Las alas 116 pueden incluir dispositivos 240 de borde de salida tales como flaps 242 u otras configuraciones de dispositivo 240 de borde de salida, como se muestra en el ejemplo de la Figura 1. De forma similar a los dispositivos 150 de borde de ataque, los dispositivos 240 de borde de salida pueden incluir dispositivos interiores y dispositivos exteriores. Por ejemplo, los dispositivos interiores pueden incluir uno o más flaps 244 interiores, y un dispositivo de flap de control de balanceo interior configurado como un flaperón 286 (por ejemplo, una combinación flap-alerón). Los dispositivos exteriores pueden incluir uno o más flaps 246 exteriores y un dispositivo de flap de control de balanceo exterior tal como un alerón 288. Sin embargo, los dispositivos 240 de borde de salida pueden proporcionarse en otras configuraciones que incluyen, pero no se limitan a elevones y otras configuraciones del dispositivo de borde de arrastre. La aeronave 100 también puede incluir uno o más deflectores 290 en cada ala 116, que pueden usarse para generar resistencia aerodinámica y/o reducir la sustentación del ala.

Con referencia a la Figura 2, se muestra una vista esquemática de una aeronave 100 que se mueve por una pista 580, tal como durante una carrera de despegue o después de aterrizar. Por ejemplo, durante una carrera de despegue, el piloto puede abortar el despegue iniciando una maniobra de despegue abortado ante la ocurrencia de una situación, una condición o un evento a medida que la aeronave 100 acelera por la pista 580. Por ejemplo, una maniobra de despegue abortado puede iniciarse en el caso de una falla del motor, un neumático estallado, la activación de una bocina de advertencia de despegue, instrucciones del control de tráfico aéreo o cualquiera de una diversidad de otros eventos que pueden ocurrir durante una carrera de despegue. Una maniobra de despegue abortado puede iniciarse antes de que la aeronave 100 alcance una velocidad V_1 de decisión de despegue la cual puede describirse como una velocidad mínima, después de una falla del motor, en la cual se puede realizar un despegue con solo los motores restantes que proporcionan empuje. A velocidades inferiores a la velocidad V_1 de decisión de despegue, el despegue puede abortarse realizando una maniobra de despegue abortado.

Después del inicio de un despegue abortado, la tripulación de vuelo puede reconfigurar la aeronave 100 a partir de una configuración 572 inicial (por ejemplo, una configuración de despegue) a una configuración 574 de parada de modo que la aeronave 100 pueda detenerse dentro de una distancia 586 de parada. La aeronave 100 puede recorrer una cierta distancia (por ejemplo, distancia 584) durante el período de tiempo durante el cual la tripulación de vuelo reconfigura la aeronave 100 a partir de la configuración 572 inicial a la configuración 574 de parada. La distancia 584 puede describirse como una distancia 584 de transición. En algunos casos, puede ser deseable reducir la distancia 584 de transición, la cual puede reducir la distancia 586 de parada.

Con referencia a la Figura 3, se muestra una vista en sección de un ala 116 de una aeronave 100 en la configuración 572 inicial (por ejemplo, la configuración de despegue) durante una carrera de despegue. En la configuración 572 inicial, los dispositivos 150 de borde de ataque pueden colocarse en la configuración 572 inicial moviendo los dispositivos 150 de borde de ataque a partir de una posición 158 retraída (que se muestra en líneas ocultas) a una posición 160 desplegada (que se muestra en líneas continuas). Por ejemplo, los dispositivos 150 de borde de ataque pueden comprender aletas auxiliares 152 los cuales pueden moverse a partir de la posición 158 retraída a una posición

182 parcialmente extendida y sellada durante la preparación para el despegue. En la posición 182 sellada, una porción (por ejemplo, un borde de salida) de las aletas auxiliares 152 puede permanecer en contacto con la superficie 122 superior del ala. Sin embargo, cuando la aeronave 100 está en la configuración de despegue, uno o más de los dispositivos 150 de borde de ataque puede mantenerse en una posición 158 retraída o en una posición parcialmente desplegada (no se muestra) que puede o no sellarse con la superficie 122 superior de ala. Además, uno o más de los dispositivos 150 de borde de ataque pueden moverse a partir de la posición 158 retraída a una posición con una abertura parcial (no se muestra). En la configuración 572 inicial para un despegue, los deflectores 290 pueden mantenerse en una posición 291 retraída con respecto a una superficie 122 superior del ala. Además, los dispositivos 240 de borde de salida tales como los flaps 242 también pueden moverse a una configuración 252 de flaps de despegue.

Durante la preparación para un aterrizaje (no se muestra), la configuración 572 inicial de la aeronave 100 puede comprender una configuración de aterrizaje (no se muestra). En la configuración de aterrizaje, uno o más dispositivos 150 de borde de ataque pueden colocarse en una posición 182 sellada (Figura 3), una posición parcialmente abierta (no se muestra), o una posición 184 abierta (Figura 4). Sin embargo, en la configuración de aterrizaje, se contempla que uno o más dispositivos 150 de borde de ataque puedan ser retenidos en una posición 158 retraída (Figura 3). Además, en la configuración de aterrizaje, una porción de los deflectores 290 (por ejemplo, deflectores de tierra) se puede mantener en una posición 291 retraída (Figura 3) antes de la toma de contacto de la aeronave 100, y una porción de los deflectores 290 (por ejemplo, deflectores de vuelo) pueden ser desplegados (Figura 4) para reducir la sustentación del ala y aumentar la resistencia aerodinámica durante la aproximación en preparación para el aterrizaje.

En la Figura 3, cuando la aeronave 100 está configurada para despegar, los dispositivos 240 de borde de salida tales como los flaps 242 pueden moverse a una configuración 252 de flaps de despegue. Los dispositivos 240 de borde de salida tales como alerones 288 (Figura 1) y/o los flaperones 286 (Figura 1) pueden mantenerse en una posición 248 retraída cuando la aeronave 100 está en la configuración 572 inicial (por ejemplo, la configuración de despegue). La configuración de la aeronave 100 en la configuración de despegue también puede incluir el ajuste de la configuración de empuje del dispositivo 453 de control del motor (Figura 5) y/o el acoplamiento de un acelerador automático (no se muestra). En una realización, la carrera de despegue puede iniciarse moviendo las palancas 534 de empuje delantero (Figura 5) a partir de la posición 538 ralentí a una posición de empuje de despegue (no se muestra) y soltando los frenos de las ruedas (no se muestran). Las palancas 534 de empuje delantero pueden moverse manualmente a una posición de empuje de despegue y/o las palancas 534 de empuje delantero pueden moverse a la posición de empuje de despegue a través del acelerador automático de manera que las unidades 104 de propulsión (Figura 1) generen el empuje requerido para acelerar la aeronave 100 por la pista 580. La configuración de la aeronave 100 en una configuración de aterrizaje para el aterrizaje puede incluir colocar los flaps 242 en una configuración 254 de flaps de aterrizaje (Figura 4) u otra configuración de flap más superficial, reduciendo el empuje del motor, extendiendo el tren 106 de aterrizaje (Figura 2), armando los frenos de velocidad y armando el freno automático, si se incluye con la aeronave 100.

En la Figura 3, los dispositivos 150 de borde de ataque y los dispositivos 240 de borde de salida pueden accionarse usando uno o más sistemas 198 de accionamiento de dispositivo. Por ejemplo, las aletas auxiliares 152 pueden accionarse mediante un sistema 200 de accionamiento de aleta auxiliar. Las aletas auxiliares 152 pueden ser acoplado a un tubo 294 de torsión interior o un tubo 296 de torsión exterior u otro enlace mecánico. En una realización, el tubo 294 de torsión interior en el borde 118 de ataque puede acoplarse a una unidad 402 de accionamiento de potencia (PDU) de borde de ataque situada en el centro, (Figura 10) como se describe a continuación. Cada aleta auxiliar 152 puede estar soportado por uno o más conjuntos 202 de pista de transporte. Cada conjunto 202 de pista de transporte puede incluir una o más pistas 204 de guía arqueadas las cuales pueden ser soportadas por uno o más rodillos 206 de guía montados en la estructura del ala 116. Se puede montar un engranaje 208 de piñón en el tubo 294, 296 de torsión para acoplar los dientes de engranaje (no se muestran) de la pista 294 de guía.

En la Figura 3, la extensión y retracción de las aletas auxiliares 152 se puede efectuar haciendo girar los tubos 294, 296 de torsión y el engranaje 208 de piñón usando la PDU 402. En una realización, los dispositivos 150 de borde de ataque tales como las aletas auxiliares 152 también pueden ser accionados por una unidad 302 de ajuste de curvatura variable (VCTU) (Figura 10) que funciona en conjunto con la PDU 402. Como se describe en mayor detalle a continuación, una VCTU 302 puede colocarse entre una aleta auxiliar 154 interior y una aleta auxiliar 156 exterior en cada ala 116, y puede permitir el accionamiento de las aletas auxiliares 154, 156 interiores y exteriores independientes unos de otros, lo que puede reducir ventajosamente los requisitos de potencia de actuación y/o la demanda hidráulica en la PDU 402 durante un despegue o aterrizaje abortado.

En la Figura 3, el accionamiento de los dispositivos 240 de borde de salida tales como los flaps 242 puede ser efectuado por un sistema 280 de accionamiento de flap el cual puede funcionar de manera similar al sistema 200 de actuación de aleta auxiliar anteriormente descrito. A este respecto, el flap 242 puede accionarse usando un conjunto 282 de articulación de borde de salida que puede acoplarse a un tubo 294, 296 de torsión. El sistema 242 de accionamiento de flap puede incluir una PDU 404 de borde de salida (Figura 10) la cual puede operar en conjunto con una VCTU 302 que puede estar posicionada entre un flap 244 interior y un flap 246 exterior en cada ala 116. El despliegue y retracción de los flaps 242 puede efectuarse girando los tubos 294, 296 de torsión usando la PDU 404

y/o las VCTU 302. Aunque el dispositivo 240 de borde de salida en la Figura 3 se muestra como un simple flap 242 soportado sobre una bisagra 284 de caída, los flaps 242 pueden proporcionarse en una cualquiera de una diversidad de diferentes configuraciones de dispositivo de borde de salida que incluyen, pero no se limitan a, un flap plano, un flap de ranura simple, un flap Fowler de ranura múltiple, o cualquiera de una diversidad de otras configuraciones de flap.

En la Figura 3, el ala 116 también puede incluir dispositivos 240 de borde de salida tales como alerones 288 (Figura 1) y flaperones 286 (Figura 1) que se accionan durante un despegue o aterrizaje abortado. Los alerones 288 (Figura 1) y los flaperones 286 pueden ser accionados cada uno por sistemas de actuación dedicados (no se muestran). El ala 116 puede incluir además deflectores 290 montados en la superficie 122 superior del ala. Como se indicó anteriormente, uno o más de los deflectores 290 pueden funcionar como frenos de velocidad para generar resistencia aerodinámica y/o reducir la sustentación aerodinámica de las alas 116 durante un despegue o aterrizaje abortados.

Con referencia a la Figura 4, se muestra una sección transversal del ala 116 que ilustra la aleta auxiliar 152 extendido a la posición 184 abierta. Aunque la presente divulgación describe el sistema 300 de aleta auxiliar automático en el contexto de extender una aleta auxiliar 152 a partir de una posición 182 sellada a una posición 184 abierta durante un despegue o un aterrizaje abortado, el sistema 300 de aleta auxiliar automático abarca la extensión de cualquier tipo de dispositivo 150 de borde de ataque, sin limitación, a partir de cualquier posición inicial a una posición más desplegada o desplegada adicionalmente. A este respecto, el sistema 300 de aleta auxiliar automático abarca el despliegue adicional de uno o más dispositivos 150 de borde de ataque a partir de una posición inicial tal como posición completamente retraída, replegada, parcialmente desplegada, sellada o parcialmente abierta, a una posición más desplegada, tal como una posición sellada desplegada adicionalmente o en una posición abierta a partir de una posición inicial con una parcial abierta a una posición desplegada parcialmente abierta o una posición totalmente abierta. La extensión de uno o más dispositivos 150 de borde de ataque se puede realizar como parte del proceso de reconfiguración de una aeronave 100 en una configuración 574 de parada durante un despegue abortado o durante un aterrizaje, como se describe a continuación.

En la Figura 4, se muestra una aleta auxiliar 152 extendido a una posición 184 abierta donde la aleta auxiliar 152 puede colocarse más hacia abajo y hacia delante del borde 118 de ataque del ala con relación a la posición 182 sellada (Figura 3). El despliegue de las aletas auxiliares 152 a la posición 184 abierta da como resultado la formación de una brecha 180 entre el borde de salida superior de la aleta auxiliar 152 y el borde de ataque fijo del ala 116. En la posición 184 abierta, las aletas auxiliares 152 generan un arrastre aerodinámico aumentado debido a la exposición de una mayor cantidad de área frontal de las aletas auxiliares 152 al flujo de aire que se aproxima. Además, el flujo de aire turbulento sobre los bordes expuestos de las aletas auxiliares 152 y el flujo de aire turbulento a través de la brecha 180 puede generar un arrastre aerodinámico aumentado con respecto a la cantidad de arrastre generado por las aletas auxiliares 152 en la posición 182 sellada. Además, en la posición 184 abierta, las aletas auxiliares 152 pueden alterar la curvatura del ala que puede reducir la cantidad de sustentación aerodinámica generada por las alas 116 alterando las características de sustentación en sección de las secciones del perfil aerodinámico del ala.

En la Figura 4, la reconfiguración de la aeronave 100 en la configuración 574 de parada también puede incluir el despliegue de uno o más de los deflectores 290 hasta un ángulo 293 de deflexión máximo de manera que se genere una resistencia aerodinámica aumentada. La configuración 574 de parada puede incluir el despliegue de todos los deflectores 290 en cada ala 116 hasta el ángulo 293 de deflexión máximo que incluye todos los deflectores de tierra y deflectores de vuelo. El despliegue de los deflectores 290 hasta el ángulo 293 de deflexión máximo también puede reducir la sustentación aerodinámica generada por las alas 116 permitiendo transferir más peso de la aeronave a partir de las alas 116 al tren 106 de aterrizaje lo cual puede mejorar el rendimiento de frenado y disminuir la distancia 586 de frenado (Figura 2) de la aeronave 100. Durante un despegue abortado o durante un aterrizaje, los dispositivos 240 de borde de salida tales como flaps 242, alerones 288, y/o flaperones 286 también pueden extenderse completamente al ángulo 256 de deflexión máximo para generar una máxima resistencia aerodinámica para reducir aún más la distancia 586 de parada (Figura 2).

Con referencia breve a la Figura 2, el proceso de reconfigurar la aeronave 100 en la configuración 574 de parada durante un despegue o aterrizaje abortados también puede incluir mover las palancas 534 de empuje delantero (Figura 5) a una posición 538 ralentí (Figura 5) y desenganchar un acelerador automático (no se muestra) si se incluye con la aeronave 100. La aeronave 100 también puede incluir un sistema de freno automático (no se muestra) el cual puede activarse automáticamente cuando las palancas del acelerador delantero se mueven a la posición 538 ralentí, por ejemplo durante un despegue o aterrizaje abortados. Un sistema de freno automático puede configurarse para aplicar automáticamente una fuerza de frenado máxima a los frenos de las ruedas de la aeronave 100 los cuales pueden reducir la distancia 586 de parada (Figura 2). Un sistema de freno automático puede eliminar la necesidad de que la tripulación de vuelo aplique manualmente los frenos de las ruedas, lo que puede reducir el número de tareas que debe realizar la tripulación de vuelo para reconfigurar la aeronave 100 a partir de la configuración 572 inicial a la configuración 574 de parada. Al eliminar la tarea de frenado manual, la distancia 584 de transición puede acortarse, lo cual puede reducir aún más la distancia 586 de parada (Figura 2) durante un despegue o aterrizaje abortados.

Con referencia a la Figura 5, se muestra una vista esquemática de una realización de un sistema 300 de aleta auxiliar automático configurado para desplegar automáticamente un dispositivo 150 de borde de ataque a partir de una posición inicial o primera, tal como una posición retraída (por ejemplo, como se muestra en la Figura 3), una posición sellada (por ejemplo, como se muestra en la Figura 4), o una posición parcialmente abierta (no se muestra) o una posición abierta, a la segunda posición, la cual puede ser una posición desplegada adicionalmente tal como una posición sellada desplegada adicionalmente, una posición parcialmente abierta, o una posición 184 completamente abierta. En un ejemplo, si la posición inicial o primera es una posición retraída, la segunda posición puede ser virtualmente cualquier posición en la cual el dispositivo 150 de borde de ataque está más desplegado que en la posición inicial. Por ejemplo, la segunda posición puede ser cualquier posición sellada, cualquier posición parcialmente abierta, o una posición 184 completamente abierta. En algunos ejemplos, si la posición inicial o primera es una posición parcialmente desplegada, por ejemplo una posición sellada, la segunda posición puede ser virtualmente cualquier posición en la cual el dispositivo 150 de borde de ataque esté más desplegado que en la posición inicial, tal como una posición sellada desplegada adicionalmente, o una posición parcial o totalmente abierta. El sistema de control de borde puede configurarse adicionalmente para ordenar automáticamente la implementación de un dispositivo 240 de borde de salida que responde, al menos en parte, al despliegue del deflector 290 en conjunto con el despliegue del dispositivo 150 de borde de ataque.

Como se describe aquí, el despliegue adicional de los dispositivos 150 de borde de ataque puede generar una resistencia aerodinámica aumentada y puede reducir la sustentación aerodinámica de las alas 116 lo cual puede mejorar el rendimiento de frenado de la aeronave 100. En una realización, el sistema 300 de aleta auxiliar automático puede incluir un sistema 452 de control de borde para controlar los dispositivos 150 de borde de ataque y los dispositivos 240 de borde de salida montados en las alas 116. El sistema 300 de aleta auxiliar automático puede incluir además un sistema 530 de control de empuje para controlar un ajuste de empuje de la una o más unidades 104 de propulsión; y un sistema 500 de control de freno de velocidad para controlar los deflectores 290. El sistema de control de empuje puede ser operable para seleccionar un ajuste de empuje ralentí y un ajuste de empuje no ralentí. El sistema 530 de control de freno de velocidad puede estar configurado para ordenar automáticamente que el despliegue del deflector 290 responda, al menos en parte, a la selección del ajuste de empuje ralentí. El sistema de control de empuje puede incluir una palanca 534 de empuje delantero que se puede posicionar en al menos una posición 538 ralentí correspondiente al ajuste de empuje ralentí y una posición 540 no ralentí correspondiente a un ajuste de empuje diferente al ajuste de empuje ralentí. El sistema 530 de control del freno de velocidad puede estar configurado para ordenar automáticamente el despliegue del deflector 290 en respuesta, al menos en parte, al movimiento de la palanca 534 de empuje delantero a partir de la posición 540 de no ralentí a la posición 538 ralentí.

En la Figura 5, el sistema 300 de aleta auxiliar automático puede incluir adicionalmente un ordenador 450 de control de vuelo el cual puede estar acoplado de forma comunicativa al sistema 452 de control de borde, al sistema 530 de control de empuje y al sistema 500 de control de freno de velocidad. Cualquiera del sistema 452 de control de borde, el sistema 530 de control de empuje, el sistema 500 de control de freno de velocidad, y/o el ordenador 450 de control de vuelo pueden montarse en una plataforma de control (no se muestra) en una cubierta de vuelo de la aeronave 100. En una realización, el ordenador 450 de control de vuelo puede estar integrado en el sistema 452 de control de borde, el sistema 530 de control de empuje y/o el sistema 500 de control de freno de velocidad. En una realización adicional, el sistema 452 de control de borde, el sistema 530 de control de empuje, el sistema 500 de control de freno de velocidad, y/o el ordenador 450 de control de vuelo pueden estar integrados en un sistema de control de vuelo (no se muestra) de la aeronave 100.

El ordenador 450 de control de vuelo puede configurarse para detectar la ocurrencia de una condición 570 de aleta auxiliar automático, por ejemplo durante un despegue abortado o durante un aterrizaje para provocar el despliegue automático de uno o más dispositivos 150 de borde de ataque a partir de una posición inicial a una posición desplegada adicionalmente. Por ejemplo, en una realización, el ordenador 450 de control de vuelo puede determinar que existe una condición 570 de aleta auxiliar automático cuando el ordenador 450 de control de vuelo recibe una indicación de que la aeronave 100 está en tierra (es decir, la pista 580) y se mueve en exceso de una velocidad 564 de avance límite predeterminada durante una carrera de despegue o aterrizaje, las palancas 534 de empuje delantero se han movido a partir de una posición 540 no ralentí a la posición 538 ralentí, y los deflectores 290 se han desplegado (Figura 4). Como se describe con mayor detalle a continuación, el despliegue del deflector 290 puede ocurrir como resultado del posicionamiento manual de un dispositivo 502 de control de freno de velocidad (por ejemplo, una palanca 506 de freno de velocidad) en una posición retención UP por el piloto o la tripulación de vuelo, o los deflectores 290 pueden ser automáticamente desplegados por un sistema 500 de control de freno de velocidad (por ejemplo, un sistema de freno de velocidad automática - no se muestra) en respuesta al piloto moviendo las palancas 534 de empuje delantero a partir de una posición 540 no ralentí a la posición 538 ralentí. Los deflectores 290 también pueden desplegarse automáticamente durante un aterrizaje cuando la palanca 506 de freno de velocidad está en la posición 512 de detención armado y/o se recibe una indicación de aeronave sobre tierra 566 en el ordenador 450 de control de vuelo que indica que el tren 106 de aterrizaje soporta al menos una porción del peso de la aeronave 100.

En la Figura 5, el sistema 452 de control de borde puede incluir el dispositivo 453 de control de borde el cual puede moverse en cualquiera de una pluralidad de posiciones 458 de dispositivo de control correspondientes a dispositivos 150 de borde de ataque (por ejemplo, ver Figuras 3-4) y configuraciones del dispositivo 240 de borde de salida (por

ejemplo, ver Figuras 3-4). El sistema 452 de control de borde puede incluir un sistema 198 de accionamiento de dispositivo el cual puede configurarse para colocar uno o más de los dispositivos 150 de borde de ataque y dispositivos 240 de borde de salida. El sistema 198 de accionamiento de dispositivo puede configurarse para extender y retraer los dispositivos 150 de borde de ataque y/o dispositivos 240 de borde de salida con base en comandos emitidos por el sistema 452 de control de borde. En una realización, el sistema de accionamiento de dispositivo puede configurarse para desplegar un dispositivo 240 de borde de salida a un ángulo de deflexión máximo sensible, al menos en parte, al despliegue del deflector 290 junto con el despliegue de un dispositivo 150 de borde de ataque.

En la Figura 5, el dispositivo 453 de control de borde puede configurarse como una palanca 454 de control de flap que puede moverse a lo largo de una dirección hacia adelante y hacia atrás. La palanca 454 de control de flap puede posicionarse en una o más posiciones 458 de dispositivo de control o posiciones de palanca de control de flap, aunque el dispositivo 453 de control de borde puede proporcionarse en realizaciones alternativas. El dispositivo 453 de control de borde puede incluir una o más compuertas 456 mecánicas para impedir la retracción inadvertida de los dispositivos 150 de borde de ataque y/o los dispositivos 240 de borde de salida requiriendo manipulación manual el dispositivo 453 de control de borde para mover el dispositivo 453 de control de borde más allá de la compuerta 456. En la realización que se muestra, las posiciones 458 del dispositivo de control pueden incluir una posición 462 de crucero designada como UP, una posición 464 de retención designada como HOLD, una posición de ascenso o posición 466 de aproximación designada como CLB/APP, una posición 468 de despegue o una posición 470 de aproximación frustrada designada como TOGA, y una posición 472 de aterrizaje designada como LAND. Las posiciones 458 del dispositivo de control pueden designarse por nomenclatura diferente y no están limitadas a las designaciones que se muestran en la Figura 6. Por ejemplo, las posiciones 458 del dispositivo de control pueden incluir UP, F1, F5, F20 y F30, o las posiciones 458 del dispositivo de control puede incluir 0, 1, 2, 3/OPT, FULL, y las cuales en general pueden corresponder a las posiciones 458 del dispositivo de control UP, HOLD, CLB/APP, TOGA, y LAND anteriormente mencionadas.

En la Figura 5, para el despegue, la palanca 454 de control de flap puede moverse a la posición de despegue antes de que la aeronave 100 inicie la carrera de despegue por la pista 580. Con la palanca 454 de control de flap en la posición de despegue, los dispositivos 240 de borde de salida tales como los flaps 242 pueden moverse a una configuración 252 de flaps de despegue y los dispositivos 150 de borde de ataque tales como las aletas auxiliares 152 pueden moverse a una configuración de aleta auxiliar de despegue tal como la posición 182 sellada (Figura 4) o a una posición parcialmente abierta. Alternativamente, la configuración de aleta auxiliar de despegue para los dispositivos 150 de borde de ataque puede comprender una posición 158 replegada o retraída. Para el aterrizaje, la palanca 454 de control de flap puede moverse a la posición 472 de aterrizaje o a una posición de flap más superficial.

Durante la carrera de despegue y durante el aterrizaje, el ordenador 450 de control de vuelo puede analizar los datos 560 del estado de la aeronave para determinar si existe una condición 570 de aleta auxiliar automático que requiere el despliegue adicional de uno o más dispositivos 150 de borde de ataque. Durante el despegue, el ordenador de control de vuelo puede determinar que una condición de aleta auxiliar automático finalice ante la ocurrencia de un evento tal como un neumático reventado, falla de motor, bocina de advertencia, instrucciones de control de tráfico aéreo u otros eventos que desencadenan una maniobra de despegue abortado. Durante el aterrizaje, el ordenador 450 de control de vuelo puede determinar que una condición 570 de aleta auxiliar automático finaliza cuando el ordenador 450 de control de vuelo recibe una indicación de que el tren 106 de aterrizaje soporta al menos una porción del peso de la aeronave 100, y los deflectores 290 están desplegados. En una realización, el sistema 452 de control de borde puede ordenar automáticamente al sistema 198 de accionamiento de dispositivo desplegar adicionalmente los dispositivos 150 de borde de ataque a partir de su posición inicial hasta una posición desplegada adicional al producirse la condición 570 de aleta auxiliar automático. Tras el despliegue de los deflectores 290 durante un despegue o aterrizaje abortados, el sistema 452 de control de borde también puede ordenar al sistema 198 de accionamiento de dispositivo mover los dispositivos 240 de borde de salida (por ejemplo, flaps 242, alerones 288, flaperones 286) al ángulo 256 de desviación máximo independientemente de la posición de la palanca 454 de control del flap antes del inicio del despegue abortado o antes del aterrizaje. Para los flaps 242, el ángulo 256 de desviación máximo puede corresponder a la configuración 254 de los flaps de aterrizaje (Figura 4).

En la Figura 5, en una realización, el sistema 300 de aleta auxiliar automático puede incluir el sistema 530 de control de empuje el cual puede incluir una o más palancas 534 de empuje delantero y una o más palancas 532 de empuje inverso. Para el despegue, las palancas 534 de empuje delantero pueden avanzar a partir de una posición 538 ralentí a una posición 538 no ralentí correspondiente a un ajuste de empuje deseado de las unidades 104 de propulsión (Figura 1). Las palancas 532 de empuje inverso pueden acoplarse a las palancas 534 de empuje delantero y pueden permitir controlar el empuje inverso del motor a través de inversores de empuje (no se muestran) en las unidades 104 de propulsión y las cuales pueden activarse cuando las palancas 534 de empuje delantero están en la posición 538 ralentí. Como se indicó anteriormente, el sistema 530 de control de empuje puede estar acoplado comunicativamente al ordenador 450 de control de vuelo. El sistema 530 de control de empuje puede proporcionar una indicación al ordenador 450 de control de vuelo cuando las palancas 534 de empuje delantero son movidas por el piloto u otro tripulante de vuelo a partir de una posición 540 no ralentí a la posición 538 ralentí durante el inicio de un despegue abortado o durante un aterrizaje.

En la Figura 5, en una realización, el sistema 300 de aleta auxiliar automático puede incluir adicionalmente el sistema 500 de control de freno de velocidad mencionado anteriormente que puede estar acoplado de forma comunicativa al ordenador 450 de control de vuelo. El sistema 500 de control de freno de velocidad puede incluir un dispositivo 502 de control de freno de velocidad y un sistema 504 de accionamiento de deflector para desplegar los deflectores 290.

El dispositivo 502 de control de freno de velocidad puede configurarse como una palanca 506 de freno de velocidad y puede tener una pluralidad de detenciones 508 de freno de velocidad que pueden representar un ángulo de deflexión para los deflectores 290 (Figura 4). En la realización que se muestra, las detenciones 508 de freno de velocidad pueden incluir una detención 510 abajo designada como DOWN, una detención 512 de armado designada como ARMED, una detención 514 de vuelo designada como FLIGHT DETENT, y una detención 516 arriba designada como UP. Sin embargo, el dispositivo 502 de control de freno de velocidad puede incluir una cantidad mayor o menor de detenciones 508 de freno de velocidad. Además, las detenciones 508 de freno de velocidad pueden designarse por nomenclatura diferente y no están limitadas a las designaciones que se ilustran en la Figura 5.

Como se indicó anteriormente, durante el inicio de un despegue abortado o durante un aterrizaje, uno o más de los deflectores 290 pueden desplegarse en un ángulo 293 de deflexión máximo en respuesta al piloto u otro miembro de la tripulación de vuelo moviendo manualmente el dispositivo 502 de control de freno de velocidad a la detención UP para hacer que el sistema 504 de accionamiento del deflector despliegue los deflectores 290. Los deflectores 290 en cada ala 116 pueden desplegarse sustancialmente simultáneamente al ángulo 293 de desviación máximo. En una realización adicional, durante un despegue o aterrizaje abortados, el sistema 500 de control del freno de velocidad puede ordenar automáticamente al sistema 504 de accionamiento del alerón para desplegar los deflectores 290 cuando el ordenador 450 de control de vuelo recibe una indicación de que las palancas 534 de empuje delantero han sido movidas a partir de una posición 540 no ralentí (por ejemplo, una configuración de empuje de despegue) a la posición 538 ralentí y/o la aeronave 100 está en tierra y se está moviendo en exceso de una velocidad 564 de avance límite.

En la Figura 5, el ordenador 450 de control de vuelo puede recibir datos 560 de estado de la aeronave con respecto al estado de la aeronave 100 durante la carrera de despegue o aterrizaje. Los datos 560 de estado de la aeronave pueden incluir la indicación de aeronave en tierra 566 mencionada anteriormente, una indicación de la velocidad 562 de avance real de la aeronave 100, una indicación de movimiento de las palancas 534 de empuje delantero a la posición 538 ralentí, y una indicación de la configuración 568 de freno de velocidad que representa el despliegue de los deflectores 290. La indicación de aeronave en tierra 566 puede proporcionarse por uno o más sensores (no se muestran) en el tren 106 de aterrizaje (no se muestra) el cual puede detectar el giro de las ruedas, la compresión de los soportes del tren de aterrizaje, la inclinación de los portadores del tren de aterrizaje u otros parámetros que indiquen que el tren 106 de aterrizaje soporta al menos una parte del peso de la aeronave 100. Uno o más sensores de velocidad de avance (no se muestran) pueden transmitir una indicación de la velocidad 562 de avance real de la aeronave 100 al ordenador 450 de control de vuelo. El ordenador 450 de control de vuelo puede comparar la velocidad 562 de avance real con una velocidad 564 de avance límite predeterminada, y determinar si la velocidad 562 de avance real excede la velocidad 564 de avance límite.

En la Figura 5, el sistema 530 de control de empuje puede transmitir al ordenador 450 de control de vuelo una indicación de movimiento de las palancas 534 de empuje delantero a partir de una posición 540 no ralentí a la posición 538 ralentí. El sistema 500 de control de freno de velocidad puede transmitir una indicación al ordenador 450 de control de vuelo en relación con el despliegue de los deflectores 290 a partir de la posición 291 retraída (Figura 3) a la posición 160 desplegada (Figura 4). El ordenador 450 de control de vuelo puede analizar los datos 560 de estado de la aeronave indicados anteriormente para determinar si existe la condición 570 de aleta auxiliar automático. Tras determinar que existe la condición de 570 de aleta auxiliar automático, el ordenador 450 de control de vuelo puede transmitir una señal al sistema 452 de control de borde para hacer que el sistema 452 de control de borde ordene automáticamente al sistema 198 de accionamiento de dispositivo desplegar adicionalmente los dispositivos 150 de borde de ataque a partir de su posición inicial en preparación para el despegue o su posición inicial en preparación para el aterrizaje.

En una realización, el sistema 452 de control de borde puede ordenar automáticamente al sistema 198 de accionamiento de dispositivo extender los dispositivos 150 de borde de ataque cuando los deflectores 290 se despliegan automáticamente (es decir, usando el freno de velocidad automático) mediante el sistema 504 de accionamiento de alerón en respuesta a las palancas 534 de empuje delantero que se mueven a la posición 538 ralentí. El despliegue adicional de los dispositivos 150 de borde de ataque puede alterar de manera ventajosa la curvatura del ala la cual puede alterar (por ejemplo, reducir) las características de sustentación en sección de las alas 116 las cuales pueden mejorar el rendimiento de parada de la aeronave 100 y reducir la distancia 586 de parada (Figura 2). Por ejemplo, dependiendo de la aeronave 100, la abertura automática de los dispositivos 150 de borde de ataque durante un despegue abortado puede proporcionar un peso adicional estimado de 5,000-10,000 libras en las ruedas de la aeronave lo cual puede mejorar el rendimiento de frenado y reducir la longitud del campo de despegue hasta aproximadamente 50 pies o más. Además, la implementación adicional de los dispositivos 150 de borde de ataque puede aumentar la resistencia aerodinámica. Además, al automatizar el despliegue de los dispositivos 150 de borde de ataque en lugar de que el piloto despliegue manualmente el dispositivo 150 de borde de ataque utilizando la palanca 454 de control de flap, pueden reducirse el tiempo de transición y la distancia 584 de transición (Figura 2).

En una realización, el sistema 300 de aleta auxiliar automático puede configurarse de manera que el sistema 452 de control de borde despliegue automáticamente los dispositivos 240 de borde de salida al desplegarse los deflectores 290 a partir de la posición 291 retraída a la posición 292 desplegada. Alternativamente, el sistema 300 de aleta auxiliar automático puede configurarse de manera que el sistema 452 de control de borde despliegue automáticamente los dispositivos 240 de borde de salida en conjunto con la implementación adicional de los dispositivos 150 de borde de ataque. Los dispositivos 240 de borde de salida que pueden desplegarse automáticamente pueden incluir los flaps 242, los alerones 288, y/o los flaperones 286 (Figura 1). Por ejemplo, los flaps 242, alerones 288, y/o flaperones 286 pueden desplegarse automáticamente tal como a partir de una posición 248 retraída hasta un ángulo 256 de deflexión máximo en una posición 250 desplegada tras el despliegue de los deflectores 290 a partir de la posición 291 retraída a la posición 292 desplegada. El movimiento de los dispositivos 240 de borde de salida al ángulo 256 de desviación máximo puede aumentar la resistencia aerodinámica la cual puede acortar la distancia 586 de parada (Figura 2) de la aeronave 100 durante un despegue o aterrizaje abortados.

Con referencia a la Figura 6-9, se muestran vistas esquemáticas de una realización del sistema 300 de aleta auxiliar automático que permite un despliegue adicional de los dispositivos 144, 146 de borde de ataque interiores y exteriores independientes entre sí. A este aspecto, el sistema de actuación del dispositivo puede estar configurado para accionar el dispositivo 144 de borde de ataque interior independientemente del dispositivo 146 de borde de ataque exterior, y viceversa. Al desplegar inicialmente un subconjunto de los dispositivos 150 de borde de ataque, tal como a partir de la posición 182 sellada a la posición 184 abierta, se pueden reducir los requisitos de potencia de actuación. Por ejemplo, al desplegar inicialmente los dispositivos 146 de borde de ataque exteriores seguido de desplegar los dispositivos 144 de borde de ataque interiores durante un despegue o aterrizaje abortados, los requisitos de potencia total y/o demanda hidráulica para accionar los dispositivos 150 de borde de ataque pueden reducirse en relación con mayores requisitos de potencia y una mayor demanda hidráulica para desplegar aún más todos los dispositivos 150 de borde de ataque a la vez. Como se indicó anteriormente, los requisitos de potencia reducidos y la demanda hidráulica reducida pueden ser ventajosos en el caso de una situación de pérdida de motor durante un despegue o aterrizaje abortados. Una situación de pérdida de motor puede dar como resultado una disponibilidad reducida de potencia para accionar los deflectores 290, los dispositivos 150, 240 de borde de ataque y de salida y otros sistemas debido a la incapacidad del motor no operativo para generar potencia y/o presión hidráulica.

En las Figuras 6-9, la actuación independiente de los dispositivos 144, 146 de borde de ataque interiores y exteriores puede ser facilitada por una unidad 302 de ajuste de curvatura variable (VCTU) como parte del sistema 198 de actuación del dispositivo. Como se indicó anteriormente, una VCTU 302 puede estar ubicada entre un dispositivo 144, 146 de borde de ataque interior y exterior para permitir la actuación independiente de los dispositivos 144, 146 de borde de ataque interiores y exteriores. Una VCTU 302 también puede ubicarse entre un dispositivo 240 de borde de salida interior y un dispositivo 240 de borde de salida exterior para permitir la actuación independiente de los dispositivos 240 de borde de salida interior y exterior. A este respecto, la VCTU 302 puede permitir el despliegue adicional de un subconjunto de los dispositivos 150 de borde de ataque tras la aparición de una condición 570 de aleta auxiliar automático (Figura 5). Por ejemplo, tras la aparición de una condición 570 de aleta auxiliar automático, una VCTU 302 ubicada entre las aletas auxiliares 154 interiores y las aletas auxiliares 156 exteriores puede permitir mover automáticamente las aletas auxiliares 156 exteriores a una posición desplegada adicional a la vez que las aletas auxiliares 154 interiores se mantienen estacionarios. En una realización, las aletas auxiliares 156 exteriores pueden desplegarse automáticamente en una posición 184 abierta (Figura 4) a la vez que las aletas auxiliares 154 interiores quedan momentáneamente retenidos en una posición 182 sellada (Figura 3). Después de que las aletas auxiliares 156 exteriores alcancen la posición desplegada adicional (por ejemplo, la posición 184 abierta), las aletas auxiliares 154 interiores pueden entonces moverse automáticamente a una posición desplegada adicional (por ejemplo, la posición 184 abierta). Sin embargo, las VCTUs pueden operar junto con las PDUs 400 para desplegar automáticamente las aletas auxiliares 154, 156 interiores y exteriores al unísono.

Haciendo referencia más particularmente a la Figura 6, se muestra una vista en planta esquemática de un borde 118 de ataque de un ala 116 que ilustra esquemáticamente una VCTU 302 ubicada entre un dispositivo 144 de borde de ataque interior (por ejemplo, una aleta auxiliar 154 interior) y dispositivos 146 de borde de ataque exterior (por ejemplo, aletas auxiliares 156 exteriores). Las aletas auxiliares 154 interiores se pueden acoplar a un tubo 294 de torsión interior y las aletas auxiliares 156 exteriores se pueden acoplar a un tubo 296 de torsión exterior. La VCTU 302 puede incluir un motor 304 eléctrico dedicado el cual se puede operar junto con la caja 320 de engranajes de suma de velocidad y un freno 354 exterior. La aleta auxiliar 154 interior puede ser accionado por un motor 406 central (Figura 11) de una PDU 402 de borde de ataque (Figura 11). Como se describe en mayor detalle a continuación, la VCTU 302 puede incluirse con el sistema 198 de accionamiento del dispositivo y puede operarse junto con la PDU 402 para desplegar automáticamente los dispositivos 144, 146 de borde de ataque interiores y exteriores independientes entre sí.

En la Figura 7, se muestra una vista esquemática del borde 118 de ataque del ala 116 de la Figura 6 que ilustra el funcionamiento de la VCTU 302 junto con la PDU de borde 402 de ataque para desplegar adicionalmente las aletas auxiliares 154, 156 interiores y exteriores al unísono a partir de su posición inicial. Como se describe a continuación, el freno 310 de desconexión de la VCTU 302 se puede aplicar para impedir el movimiento rotacional del motor 304 eléctrico. El motor 406 central (Figura 11) de la PDU 402 de borde de ataque (Figura 11) se puede activar para actuar la aleta auxiliar 154 interior. Con el freno 310 de desconexión aplicado, el accionamiento de la aleta auxiliar 154 interior

por el motor 406 central de la PDU de borde 402 de ataque puede girar el tubo 294 de torsión interior. Cuando se aplica el freno 310 de desconexión de la VCTU 302, el movimiento de rotación del tubo 294 de torsión interior puede transferirse a través de la caja 320 de engranajes de suma de velocidad al tubo 296 de torsión exterior dando como resultado el accionamiento de la aleta auxiliar 154 interior y la aleta auxiliar 156 exterior al unísono.

5 En la Figura 8, se muestra una vista esquemática del borde 118 de ataque del ala 116 de la Figura 6 que ilustra el despliegue adicional de la aleta auxiliar 154 interior independientemente de las aletas auxiliares 156 exteriores. Para el despliegue independiente de las aletas auxiliares 154 interiores, puede liberarse el freno 310 de desconexión del motor 304 eléctrico. El freno 354 exterior de la VCTU 302 puede aplicarse para impedir la rotación de las aletas auxiliares 156 exteriores. El motor 406 central (Figura 11) de la PDU de borde 402 de ataque (Figura 11) se puede
10 activar dando como resultado la rotación del tubo 294 de torsión interior. La caja 320 de engranajes de suma de velocidad del motor 304 eléctrico puede configurarse de manera que la rotación del tubo 294 de torsión interior hace que el motor 304 eléctrico se invierta a la vez que la aleta auxiliar 154 interior es accionado por el motor 406 central de la PDU de borde 402 de ataque.

15 En la Figura 9, se muestra una vista esquemática del borde 118 de ataque del ala 116 de la Figura 6 y que ilustra el despliegue adicional de las aletas auxiliares 156 exteriores independientemente de la aleta auxiliar 154 interior. En una realización, el sistema 300 de aleta auxiliar automático puede configurarse de manera que el sistema de control 452 de borde ordena automáticamente al sistema 198 de accionamiento de dispositivo extender uno o más dispositivos 146 de borde de ataque exteriores (por ejemplo, las aletas auxiliares 156 exteriores) tal como a partir de la posición 182 sellada (Figura 4) a una posición sellada desplegada adicionalmente, una posición con una abertura parcial, o una
20 posición 184 abierta (Figura 5) antes de desplegar adicionalmente uno o más dispositivos 144 de borde de ataque interior (por ejemplo, la aleta auxiliar 154 interior). Como se indicó anteriormente, moviendo inicialmente solo los dispositivos 146 de borde de ataque, los requisitos de potencia total para desplegar adicionalmente los dispositivos 150 de borde de ataque se pueden reducir al igual que la demanda hidráulica en la PDU 402 de borde de ataque.

25 En la Figura 9, para el despliegue independiente de las aletas auxiliares 156 exteriores, se puede impedir que el motor 406 central de la PDU de borde 402 de ataque gire la aleta auxiliar 154 interior aplicando un freno 414 central el cual puede acoplarse al motor 406 central. El freno 354 exterior de la VCTU 302 puede liberarse. Adicionalmente, el freno 310 de desconexión del motor 304 eléctrico puede liberarse. El motor 304 eléctrico puede entonces activarse causando la rotación del tubo 296 de torsión exterior y dando como resultado el despliegue de las aletas auxiliares 156 exteriores independientemente de la aleta auxiliar 154 interior. De esta manera, tras la detección por el ordenador 450 de control
30 de vuelo de una condición 570 de aleta auxiliar automático, el sistema 452 de control de borde puede ordenar automáticamente al controlador 303 de motor de VCTU para activar el motor 304 eléctrico de una manera que hace que las aletas auxiliares 156 exteriores se extiendan adicionalmente.

35 En la Figura 9, después de que las aletas auxiliares 156 exteriores se extienden adicionalmente, se puede aplicar el freno 354 exterior de la VCTU 302. Con el freno 310 de desconexión del motor 304 eléctrico de la VCTU liberado, el freno 414 central de la PDU de borde 402 de ataque puede liberarse y el motor 406 central de la PDU 402 de borde de ataque puede activarse haciendo que gire el tubo 294 de torsión interior. La rotación del tubo 294 de torsión interior puede hacer que la aleta auxiliar 154 interior se extienda más a la vez que las aletas auxiliares 156 exteriores están estacionarios. El motor 304 eléctrico de la VCTU puede ser accionado al inverso a la vez que la aleta auxiliar 154 interior se despliega adicionalmente.

40 En la Figura 10, se muestra una vista esquemática de un sistema 198 de accionamiento de dispositivo que incorpora las VCTUs 302 entre los dispositivos 144 de borde de ataque interiores y los dispositivos 146 de borde de ataque exteriores en el borde 118 de ataque de cada ala 116 de la aeronave 100. Una disposición similar de las VCTUs 302 puede implementarse con los dispositivos 240 de borde de salida. En la realización que se muestra, el sistema de accionamiento de dispositivo 198 puede incluir una PDU 402 de borde de ataque acoplada a los dispositivos 150 de
45 borde de ataque en lados opuestos del fuselaje 102, y una PDU 404 borde de salida acoplada a los dispositivos 240 de borde de salida en lados opuestos del fuselaje 102. El sistema 198 de accionamiento de dispositivo puede controlarse a través de electrónica 422 de control de vuelo la cuales puede estar ubicadas de manera central en la aeronave 100 y/o puede colocarse adyacente a una o ambas PDUs 400. La electrónica 422 de control de vuelo se puede configurar para generar señales de comando para activar los dispositivos 150 de borde de ataque y los dispositivos 240 de borde de salida. Las señales de comando pueden transmitirse a través de una o más líneas 424 de comando o transmitirse de manera inalámbrica a la PDU 402 de borde de ataque, a la PDU 404 de borde de salida
50 y al controlador 303 de motor de cada VCTU 302.

55 En la Figura 10, cada controlador 303 del motor puede controlar el motor 304 eléctrico de la VCTU, el freno 354 exterior, y/o el freno 310 de desconexión de la VCTU 302. La electrónica 422 de control de vuelo puede transmitir señales de comando al motor el controlador 303 del motor del motor 304 eléctrico de la VCTU y el motor 406 central que provoca la actuación (por ejemplo, el despliegue y la retracción) de los dispositivos 144 de borde de ataque interiores y los dispositivos 146 de borde de ataque exteriores. Las electrónicas 422 de control de vuelo pueden recibir señales de posición de uno o más sensores 312 de posición (ver, por ejemplo, la Figura 13) que pueden estar incluidos

con cada una de las VCTUs 302. Las señales de posición pueden representar la posición actual o el ángulo de deflexión de cada uno de los dispositivos 144 de borde de ataque interiores.

En la Figura 10, el sistema 198 de accionamiento de dispositivo puede incluir además una fuente 426 de alimentación central para alimentar el motor 304 eléctrico de la VCTU de cada una de las VCTU 302. La fuente 426 de alimentación puede estar centralmente localizada tal como adyacente a las PDUs 400. En una realización, cada motor 304 eléctrico de la VCTU puede incluir el controlador 303 de motor mencionado anteriormente el cual puede ser alimentado por la fuente 426 de alimentación central con un suministro sustancialmente continuo de potencia de voltaje relativamente bajo. Dicha potencia de bajo voltaje puede ser eliminada del controlador 303 de motor para ciertos tipos de fallas. Puede proporcionarse potencia de alto voltaje relativa a los motores 304 eléctricos de la VCTU a partir de la fuente 426 de alimentación central a través de una línea 428 de suministro eléctrico para hacer que el motor 304 eléctrico de la VCTU gire como en respuesta a una señal de comando transmitida a lo largo de una línea 424 de comando a partir de la electrónica 422 de control de vuelo al controlador 303 del motor.

Como se muestra en la Figura 10, cada una de las VCTUs 302 puede incluir un motor 304 eléctrico de la VCTU y una caja 320 de engranajes de suma de velocidad. Se puede incluir un freno 354 exterior con cada VCTU 302 para impedir la rotación del dispositivo 146 exterior como se indica anteriormente. La VCTU 302 puede incluir el freno 310 de desconexión mencionado anteriormente el cual puede acoplarse al motor 304 eléctrico de la VCTU y el cual puede ser aplicado por una o más bobinas 318. Las bobinas 318 pueden recibir energía a partir de la fuente 426 de alimentación central ubicada de manera central a través de una línea 428 de suministro eléctrico para activar el freno 310 de desconexión tal como en respuesta a una señal de comando recibida a partir de la electrónica 422 de control de vuelo a través de una línea 424 de comando. Se pueden incluir uno o más reductores 316 en diferentes ubicaciones en los dispositivos 150 de borde de ataque y/o dispositivos 240 de borde de salida para indicar las posiciones de dichos dispositivos 150, 240 y los cuales pueden proporcionarse a la electrónica 422 de control de vuelo.

La Figura 11 es una vista esquemática de una parte central del sistema de accionamiento de curvatura variable que muestra la PDU 402 de borde de ataque y la PDU 404 de borde de salida. Como se indicó anteriormente, la PDU 402 de borde de ataque y la PDU 404 de borde de salida pueden acoplarse a los tubos 294 de torsión interiores en el borde 118 de ataque respectivo y el borde 120 de salida de cada ala 116. En una realización, cada una de las PDUs 400 puede incluir al menos un motor 406 central. Por ejemplo, en la Figura 12, cada una de las PDUs 400 puede incluir un motor 408 activo y un motor 410 de respaldo. Cada uno de los motores 406 centrales puede estar acoplado o puede incluir un freno 414 central configurado como un freno de desconexión para impedir la rotación del motor 406 central y por lo tanto impedir el accionamiento del dispositivo 144 interior al cual está acoplado el motor 406 central.

En la Figura 11, en una realización, el motor 408 activo y/o el motor 410 de respaldo pueden configurarse como un motor hidráulico o un actuador electrohidráulico el cual puede acoplarse a un sistema 418 hidráulico central a través de una o más líneas 420 hidráulicas. En una realización, el motor 408 activo y/o el motor 410 de respaldo pueden configurarse opcionalmente como un actuador electromecánico o un motor eléctrico para controlar el accionamiento de los dispositivos interiores. Los motores 406 centrales de la PDU 402 de borde de ataque pueden acoplarse a los tubos 294 de torsión interiores para accionar los dispositivos 144 de borde de ataque interiores. La PDU 404 de borde de salida puede acoplarse a los dispositivos interiores en el borde 120 de salida de manera similar a la PDU 402 de borde de ataque. Cada una de las PDUs 400 puede incluir una caja 412 de engranajes central y uno o más frenos 414 centrales. Cada uno de los motores 406 centrales puede acoplarse al freno 414 central (por ejemplo, un freno de desconexión) el cual puede configurarse para impedir el movimiento de los dispositivos interiores cuando se aplican ambos frenos 414 centrales.

La Figura 12 es un diagrama esquemático de una realización de una VCTU 302 que ilustra la interconexión de la caja 320 de engranajes de suma de velocidad con el freno 354 exterior, el motor 304 eléctrico de la VCTU y el freno 310 de desconexión, y el sensor 312 de posición. La disposición de la VCTU 302 se describe a continuación en el contexto de los dispositivos 144, 146 de borde de ataque interiores y exteriores, y puede implementarse de manera similar para los dispositivos 240 de borde de salida. La caja 320 de engranajes de suma de velocidad incluye un árbol 351 interior que puede estar acoplado a un dispositivo 144 de borde de ataque interior a través de un tubo 294 de torsión interior, y un árbol 352 exterior que puede estar acoplado a un dispositivo 146 de borde de ataque exterior a través de un tubo 296 de torsión exterior. El motor 304 eléctrico de la VCTU puede incluir un árbol 306 del motor que tiene un piñón 308 de motor que puede acoplarse a un engranaje 338 anular de la caja 320 de engranajes de suma de velocidad.

La caja 320 de engranajes de suma de velocidad puede configurarse de manera que si uno de los tres árboles (es decir, el árbol 351 interior, el árbol 352 exterior, el árbol 306 del motor) se mantiene estacionario y se impide su rotación, el par de árboles restantes girará bajo la fuerza impulsora de uno de los árboles restantes del par. Por ejemplo, si se impide que el árbol 351 interior gire debido a la aplicación del freno 414 central de la PDU, entonces la rotación del árbol 306 del motor provocará la rotación del árbol 352 exterior dando como resultado la actuación del dispositivo 146 de borde de ataque exterior independiente del dispositivo 144 de borde de ataque interior. Si se impide que el árbol 306 del motor se gire debido a la aplicación del freno 310 de desconexión, entonces la rotación del árbol 351 interior causará la rotación del árbol 352 exterior dando como resultado la actuación de los dispositivos 144, 146 de borde de ataque interiores y exteriores al unísono entre sí. Si se impide que el árbol 352 exterior gire debido a la

aplicación del freno 354 exterior, entonces la rotación del árbol 351 interior por el motor 406 central hará que el motor 304 eléctrico de la VCTU se invierta a la vez que el dispositivo 144 de borde de ataque interior es accionado y el dispositivo 146 de borde de ataque exterior está estacionario.

En la Figura 12, el árbol 351 interior puede estar acoplado de forma fija (por ejemplo, no giratoria) al dispositivo 144 interior a través del tubo 294 de torsión interior. El árbol 352 exterior puede estar acoplado de forma fija (por ejemplo, no giratoria) al dispositivo 146 exterior a través del tubo 296 de torsión exterior. El árbol 351 interior puede incluir un piñón 334 interior que puede acoplarse a un engranaje 332 interior de la caja 320 de engranajes de suma de velocidad. El engranaje 332 interior puede montarse o ser fijo (es decir, no giratorio) acoplado a un árbol 350 de engranaje planetario de un engranaje 346 planetario de la caja 320 de engranajes de suma de velocidad. El sensor 312 de posición puede incluir un engranaje 314 de sensor de posición que puede acoplarse al engranaje 332 interior para detectar una posición del dispositivo 144 de borde de ataque interior y transmitir de una señal de posición a la electrónica 422 de control de vuelo. La caja 320 de engranajes de suma de velocidad puede incluir una pluralidad de engranajes 344 planetarios que pueden estar soportados en un portador 348. El portador 348 puede ser fijo (es decir, no giratorio) acoplado o montado en el árbol 352 exterior. Los engranajes 344 planetarios pueden rodear y pueden acoplarse al engranaje 346 planetario. La pluralidad de engranajes 344 planetarios puede estar circunscrita por un engranaje 338 anular. El piñón de 308 motor puede acoplarse a un lado 342 exterior del engranaje 338 anular.

La Figura 13 es una ilustración en perspectiva de una realización de la VCTU 302 y muestra el tubo 294 de torsión interior acoplado al árbol 351 interior y el tubo 296 de torsión exterior acoplado al árbol 352 exterior de la caja 320 de engranajes de suma de velocidad suma. La VCTU 302 puede comprender una unidad integrada que incluye el motor 304 eléctrico de la VCTU y el freno 310 de desconexión asociado, el freno 354 exterior y el sensor 312 de posición, todos los cuales pueden estar soportados o encerrados, al menos parcialmente, dentro de la carcasa 322 de la VCTU. La carcasa 322 de la VCTU puede incluir una o más pestañas 324 de montaje para montar la VCTU 302 en la estructura del ala 116 de una aeronave 100.

La Figura 14 es una vista hacia adelante de la VCTU 302 que ilustra la carcasa 322 de VCTU. En una realización, la carcasa 322 de la VCTU puede estar hecha de una carcasa 326 interior en el lado interior de la VCTU 302, una carcasa 330 exterior en un lado exterior de la VCTU 302, y una carcasa 328 media intercalada entre la carcasa 326 interior y la carcasa 330 exterior. Aunque no se muestra, la carcasa 326 interior, la carcasa 328 media y la carcasa 330 exterior pueden estar acopladas mecánicamente en conjunto tal como con sujetadores mecánicos. La disposición de tres piezas de la carcasa 322 de la VCTU puede facilitar el montaje y el desmontaje de la VCTU 302, tal como para mantenimiento e inspección. Aunque no se muestra, la carcasa 322 de la VCTU puede sellarse de los elementos mediante un sello que se extiende alrededor de un perímetro en la interfaz de la carcasa. La carcasa 322 de la VCTU puede configurarse para proporcionar una trayectoria de carga relativamente rígida para cargas operativas.

La Figura 15 es una vista en sección de la VCTU 302 que muestra el piñón 334 interior y el engranaje 314 de sensor de posición acoplados operativamente entre sí por el engranaje 332 interior. En una realización, el engranaje 332 interior puede omitirse, y el árbol 351 interior se puede acoplar directamente al engranaje 346 planetario. En dicha disposición, el engranaje 314 del sensor de posición se puede acoplar a otro engranaje (no se muestra) que se puede montar o formar integralmente con el árbol 351 interior para permitir que el sensor 312 de posición detecte la posición del dispositivo 144 interior para transmitir una señal de posición representativa a la electrónica 422 de control de vuelo.

La Figura 16 es una vista en sección de la VCTU 302 que muestra la caja 320 de engranajes de suma de velocidad 320 configurada como un sistema 336 de engranaje planetario. Como se indicó anteriormente, la caja 320 de engranajes de suma de velocidad incluye un engranaje 346 planetario central que tiene dientes de engranaje y el cual está rodeado por una pluralidad de engranajes 344 planetarios. Los engranajes 344 planetarios están soportados sobre el portador 348 el cual puede estar montado de manera fija en el árbol 352 exterior. Los dientes de engranaje de los engranajes 344 planetarios están acoplados a los dientes de engranaje en el lado 340 interior del engranaje 338 anular el cual circunscribe los engranajes 344 planetarios. El piñón 308 motor del motor 304 eléctrico de la VCTU está acoplado al lado 342 exterior del engranaje 338 anular.

En la Figura 17, se muestra un diagrama de flujo que contiene una o más operaciones que pueden incluirse en un método 600 de reducción de la distancia 586 de parada (Figura 2) de una aeronave 100 durante un despegue o aterrizaje abortados. La etapa 602 del método puede incluir posicionar un dispositivo 150 de borde de ataque de un ala 116 de aeronave en una posición inicial tal como una posición 182 parcialmente extendida y sellada durante la preparación para el despegue o el aterrizaje. En la posición 182 parcialmente extendida o sellada, una porción de las aletas auxiliares 152 (por ejemplo, el borde de salida de las aletas auxiliares) puede permanecer en contacto con la superficie 122 superior del ala. Sin embargo, en una realización, los dispositivos 150 de borde de ataque pueden mantenerse en una posición retraída 158 (Figura 3) o una posición abierta. El proceso de configurar la aeronave 100 en la configuración 572 inicial (por ejemplo, la configuración de despegue o la configuración de aterrizaje) antes del despegue o aterrizaje también puede incluir mover los flaps 242 a una configuración de flaps deseado tal como la configuración 252 de flaps de despegue que se muestra en la Figura 4 o la configuración de flaps de aterrizaje que se muestra en la Figura 5. Los deflectores 290 pueden mantenerse en la posición 291 retraída como lo pueden hacer los dispositivos de borde de salida tales como los alerones 288 y los flaperones 286.

La etapa 604 del método 600 de la Figura 17 puede incluir avanzar las palancas 534 de empuje delantero (Figura 5) a partir de una posición 538 ralenti a una posición 540 no ralenti tal como a una posición de empuje de despegue (no se muestra) para despegar, y a una configuración de empuje reducido la posición 540 no ralenti para el aterrizaje. Para el despegue, los frenos de las ruedas pueden liberarse permitiendo que el empuje de las unidades 104 de propulsión acelere la aeronave 100 por la pista 580. El método puede incluir mover la aeronave 100 a una velocidad 562 de avance real durante la carrera de despegue o al aterrizar durante un aterrizaje. Como se indicó anteriormente, se puede proporcionar continuamente una indicación de la velocidad 562 de avance al ordenador 450 de control de vuelo durante la carrera de despegue.

La etapa 606 del método 600 de la Figura 17 puede incluir mover una o más de las palancas 534 de empuje delantero del sistema 530 de control de empuje a partir de la posición 540 no ralenti a la posición 538 ralenti para iniciar un despegue abortado. El inicio del despegue abortado puede incluir desacoplar un acelerador automático (no se muestra) que puede dar como resultado la activación de un sistema de freno automático (no se muestra) para aplicar automáticamente la fuerza máxima de frenado a las ruedas. Como se indicó anteriormente, el piloto u otro miembro de la tripulación de vuelo puede iniciar un despegue abortado ante la ocurrencia de un evento tal como una falla de motor, un neumático reventado, la activación de una bocina de advertencia de despegue, instrucciones del control de tránsito aéreo u otros eventos que puedan ocurrir durante la carrera de despegue. La toma de contacto del tren 106 de aterrizaje principal durante un aterrizaje también puede activar el sistema de freno automático para aplicar automáticamente la fuerza de frenado a las ruedas. Durante el aterrizaje, mover una o más palancas de empuje hacia adelante a la posición 538 ralenti después de que el tren 106 de aterrizaje principal toma contacto también puede activar el sistema de freno automático.

La etapa 608 del método 600 de la Figura 17 puede incluir desplegar los deflectores 290 que responden, al menos en parte, al movimiento de las palancas 534 de empuje delantero a partir de la posición 540 no ralenti a la posición 538 ralenti. En una realización, el método puede incluir ordenar automáticamente, usando el sistema 500 de control de freno de velocidad, el sistema 504 de actuación del deflector para desplegar los deflectores 290 cuando la palanca 534 de empuje delantero se mueve a partir de la posición 540 no ralenti a la posición 538 ralenti. Los deflectores 290 pueden desplegarse en el ángulo 293 de deflexión máximo para maximizar la resistencia aerodinámica y reducir la sustentación aerodinámica de las alas 116. El despliegue automático de los deflectores 290 puede incluirse como parte de una capacidad de frenado de velocidad automático de la aeronave 100, y puede activarse cuando lo determina el ordenador 450 de control de vuelo de que la aeronave 100 está en tierra y la velocidad 562 de avance excede la velocidad 564 de avance límite que puede programarse previamente en el ordenador 450 de control de vuelo.

Por ejemplo, una velocidad 564 de avance límite seleccionada (por ejemplo, 85 nudos) puede programarse previamente en el ordenador 450 de control de vuelo. Durante una carrera de despegue o durante un aterrizaje, el ordenador 450 de control de vuelo puede recibir una indicación de la velocidad 562 de avance actual de la aeronave 100 para comparación con la velocidad 564 de avance límite. Cuando el ordenador 450 de control de vuelo determina que la velocidad 562 de avance real 562 excede la velocidad 564 de avance límite y que la aeronave 100 está en tierra durante una carrera de despegue o aterrizaje, el ordenador de control de vuelo puede enviar una señal al sistema 500 de control de freno de velocidad que hace que el sistema 500 de control de freno de velocidad ordene automáticamente al sistema de accionamiento de velocidad para desplegar los deflectores 290.

La etapa 610 del método 600 de la Figura 17 puede incluir ordenar automáticamente, usando el sistema 452 de control de borde, el sistema 198 de accionamiento del dispositivo para desplegar adicionalmente los dispositivos 150 de borde de ataque. Si la velocidad 562 de avance real de la aeronave 100 excede la velocidad 564 de avance límite, el método puede incluir ordenar automáticamente los dispositivos de borde de ataque a partir de una primera posición a una segunda posición en respuesta al despliegue de los deflectores 290. La primera posición de los dispositivos 150 de borde de ataque puede ser una posición 158 retraída, una posición 182 sellada, o una posición 184 parcialmente abierta o abierta. La segunda posición de los dispositivos 150 de borde de ataque puede ser una posición 182 sellada o una posición 184 abierta. El sistema 300 de aleta auxiliar automático puede configurarse para mover automáticamente los dispositivos 150 de borde de ataque a partir de cualquier posición inicial (por ejemplo, estibada, sellada, abierta) a una posición desplegada adicionalmente (por ejemplo, sellada, abierta) cuando los deflectores 290 se comandan manual o automáticamente a la posición 292 desplegada. Los deflectores 290 también se pueden desplegar manualmente por el piloto que mueve manualmente la palanca 506 de freno de velocidad a la detención UP (Figura 5).

Los deflectores 290 también se pueden comandar automáticamente a la posición 292 desplegada en respuesta a las palancas 534 de empuje delantero que se mueven a la posición 538 ralenti como parte de una capacidad de freno de velocidad de la aeronave 100 durante un despegue o aterrizaje abortados, y/o en respuesta a una indicación 566 de aeronave en tierra durante un aterrizaje. En una realización, durante un despegue o aterrizaje abortados, el sistema 452 de control de borde puede ordenar automáticamente al sistema 198 de accionamiento de dispositivo extender adicionalmente un dispositivo 144 de borde de ataque interior y un dispositivo 146 de borde de ataque exterior independientes entre sí. Por ejemplo, el método puede incluir mover un dispositivo 144 de borde de ataque interior independientemente de un dispositivo 146 de borde de ataque exterior. En algunos ejemplos, el método puede incluir extender el dispositivo 146 de borde de ataque exterior antes de extender el dispositivo 144 de borde de ataque interior

operando la VCTU 302 junto con las PDU 402 de borde de ataque. El accionamiento independiente de los dispositivos 144, 146 de borde de ataque interiores y exteriores puede reducir los requisitos de potencia de accionamiento y/o la demanda hidráulica de los sistemas 198 de accionamiento de dispositivo.

5 La etapa 612 del método 600 de la Figura 17 puede incluir desplegar un dispositivo 240 de borde de salida que responde, al menos en parte, al despliegue del deflector 290. En una realización, el método puede incluir un comando automático, usando el sistema 452 de control de borde, el sistema 198 de accionamiento del dispositivo para desplegar uno o más dispositivos 240 de borde de salida cuando se despliegan los deflectores 290. Por ejemplo, tras el despliegue de los deflectores 290 durante un despegue o aterrizaje abortados, el sistema 198 de accionamiento del dispositivo para los dispositivos 240 de borde de salida puede ordenar automáticamente los flaps 242 al ángulo 256 de desviación máximo el cual que puede corresponder a la configuración de flaps de aterrizaje 254 que se muestra en la Figura 4. En una realización, los flaps 242 también pueden accionarse diferencialmente al ángulo 256 de deflexión máximo utilizando las VCTUs 302 que funcionan junto con la PDU 404 del borde de salida de una manera similar al sistema descrito anteriormente para accionar independientemente los dispositivos 150 de borde de ataque. El despliegue de los deflectores 290 también puede iniciar la deflexión automática de los alerones 288, los flaperones 286 y otros dispositivos 240 de borde de salida hasta el ángulo 256 de desviación máximo.

20 La etapa 614 del método 600 de la Figura 17 puede incluir la reducción de la sustentación aerodinámica de las alas 116 y/o el aumento de la resistencia aerodinámica en respuesta a extender adicionalmente los dispositivos 150 de borde de ataque y desplegar los deflectores 290 y los dispositivos 240 de borde de salida al ángulo 256, 293 de deflexión máximo. Como se indicó anteriormente, el despliegue adicional de los dispositivos 150 de borde de ataque puede alterar la curvatura del ala dando como resultado una reducción en la sustentación aerodinámica de las alas 116. Además, el despliegue adicional de los dispositivos 150 de borde de ataque puede aumentar la resistencia aerodinámica debido a un área frontal más grande de los dispositivos 150 de borde de ataque, y debido al flujo de aire turbulento sobre los bordes de los dispositivos 150 de borde de ataque y a través del espacio 180 (Figura 2).

25 La etapa 616 del método 600 de la Figura 17 puede incluir la reducción de la distancia 586 de parada (Figura 2) de la aeronave 100 en respuesta a la reducción de la sustentación aerodinámica de las alas 116 y al aumento de la resistencia aerodinámica de la aeronave 100. La sustentación generada por las alas 116 puede reducirse mediante los dispositivos 150 de borde de ataque desplegados adicionalmente que pueden alterar las características de sustentación en sección de las alas, dando como resultado una transferencia de una parte del peso de la aeronave 100 a partir de las alas 116 al tren 106 de aterrizaje lo cual puede mejorar el rendimiento de frenado durante un despegue o aterrizaje abortados. Las modificaciones y mejoras adicionales de la presente descripción pueden ser evidentes para los expertos en la técnica. Por lo tanto, la combinación particular de partes descrita e ilustrada aquí pretende representar solo ciertas realizaciones de la presente divulgación y no pretende servir como limitaciones de realizaciones o dispositivos alternativos dentro del espíritu y alcance de la divulgación.

35 De acuerdo con un aspecto de la presente divulgación, se proporciona un sistema para reducir una distancia de parada de una aeronave, que comprende un sistema de control de borde configurado para controlar un dispositivo de borde de ataque montado en un ala de una aeronave; el sistema de control de borde configurado para ordenar automáticamente la extensión del dispositivo de borde de ataque de una primera posición a una segunda posición en respuesta al despliegue de un deflector si la velocidad de avance de la aeronave es mayor que una velocidad de avance límite.

40 El sistema divulgado en donde la primera posición es una posición retraída, una posición sellada, o una posición abierta, y en donde la segunda posición es una posición sellada o una posición abierta.

El sistema divulgado comprende además un sistema de control de empuje operable para seleccionar un ajuste de empuje ralentí y un ajuste de empuje no ralentí; y un sistema de control del freno de velocidad configurado para ordenar automáticamente el despliegue del deflector sensible, al menos en parte, a la selección del ajuste de empuje ralentí.

45 El sistema divulgado en donde el sistema de control de empuje incluye una palanca de empuje que se puede posicionar en al menos una posición de ralentí correspondiente al ajuste de empuje ralentí y una posición de no ralentí correspondiente a un ajuste de empuje diferente al ajuste de empuje ralentí; y en donde el sistema de control de freno de velocidad está configurado para ordenar automáticamente que el despliegue del alerón responda, al menos en parte, al movimiento de la palanca de empuje a partir de la posición de no ralentí a la posición de ralentí.

50 El sistema descrito en donde el sistema de control de borde está configurado además para ordenar automáticamente la implementación de un dispositivo de borde de salida que responde, al menos en parte, al despliegue del deflector junto con el despliegue del dispositivo de borde de ataque.

55 El sistema divulgado comprende además un sistema de accionamiento acoplado de forma comunicativa al sistema de control de borde y configurado para accionar el dispositivo de borde de ataque y/o el dispositivo de borde de salida; y el sistema de actuación del dispositivo está configurado para desplegar el dispositivo de borde de salida a un ángulo

de deflexión máximo que responde, al menos en parte, al despliegue del deflector junto con el despliegue del dispositivo de borde de ataque.

El sistema divulgado en donde el dispositivo de borde de salida comprende al menos uno de un flap, un alerón y un flaperón.

- 5 El sistema divulgado comprende además un sistema de accionamiento de dispositivo acoplado de forma comunicativa al sistema de control de borde; en donde el dispositivo de borde de ataque es uno de una pluralidad de dispositivos de borde de ataque acoplados al ala, la pluralidad de dispositivos de borde de ataque que incluyen un dispositivo de borde de ataque interior y un dispositivo de borde de ataque exterior; y el sistema de accionamiento del dispositivo está configurado para accionar el dispositivo de borde de ataque interior independientemente del dispositivo de borde de ataque exterior.

El sistema divulgado en donde el sistema de control de borde está configurado para ordenar automáticamente al sistema de accionamiento del dispositivo que extienda el dispositivo de borde de ataque exterior antes de extender el dispositivo de borde de ataque interior.

- 15 El sistema divulgado en donde el sistema de actuación del dispositivo incluye una unidad de ajuste de curvatura variable (VCTU) ubicada entre el dispositivo de borde de ataque interior y el dispositivo de borde de ataque exterior; y la VCTU acciona el dispositivo de borde de ataque exterior independiente del dispositivo de borde de ataque interior.

- 20 El sistema descrito en donde la VCTU incluye una caja de engranajes de suma de velocidad que incluye un árbol interior acoplado al dispositivo de borde de ataque interior y un árbol exterior acoplado al dispositivo de borde de ataque exterior; un motor eléctrico de la VCTU conectado a la caja de engranajes de suma de velocidad; y en donde el motor eléctrico de la VCTU opera selectivamente junto con la caja de engranajes de suma de velocidad para girar el árbol exterior independientemente del árbol interior de manera que hace que el dispositivo de borde de ataque exterior sea accionado independientemente del dispositivo de borde de ataque interior.

- 25 De acuerdo con un aspecto adicional de la presente divulgación, se proporciona un sistema de aleta auxiliar automático para reducir una distancia de parada de una aeronave, que comprende un sistema de control de borde que incluye un sistema de actuación de dispositivo configurado para posicionar un dispositivo de borde de ataque montado en un ala de una aeronave; un sistema de control de empuje que incluye una palanca de empuje delantero que se puede colocar en una posición de ralentí y una posición de no ralentí; un sistema de control de freno de velocidad que ordena automáticamente a un sistema de actuación del deflector desplegar un deflector cuando la palanca de empuje delantero se mueve de la posición de no ralentí a la posición de ralentí y la aeronave está en tierra y se mueve en exceso de una velocidad de avance límite; y el sistema de control de borde ordena automáticamente al sistema de accionamiento del dispositivo que extienda el dispositivo de borde de ataque cuando el deflector se despliega automáticamente por el sistema de accionamiento del deflector en respuesta a que la palanca de empuje delantero se mueva a la posición de ralentí.

- 35 De acuerdo con otro aspecto de la presente divulgación, se proporciona un método para reducir una distancia de parada de una aeronave, que comprende desplegar un deflector montado en un ala de una aeronave; y si una velocidad de avance de la aeronave excede una velocidad de avance límite, comandando automáticamente un dispositivo de borde de ataque en el ala de la aeronave a partir de una primera posición a una segunda posición en respuesta al despliegue del deflector.

- 40 El método divulgado en donde la primera posición es una posición retraída, una posición sellada, o una posición abierta y la segunda posición es una posición sellada o una posición abierta.

El método divulgado en donde la etapa de desplegar el deflector incluye mover una palanca de empuje a partir de una posición de no ralentí a una posición de ralentí; y desplegar el deflector en respuesta, al menos en parte, para mover la palanca de empuje de la posición de no ralentí a la posición de ralentí.

- 45 El método descrito comprende además desplegar un dispositivo de borde de salida que responde, al menos en parte, al despliegue del deflector.

El método divulgado en donde la etapa de desplegar el dispositivo de borde de salida incluye desplegar el dispositivo de borde de salida a un ángulo de deflexión máximo.

El método divulgado en donde el dispositivo de borde de salida comprende al menos uno de un flap, un alerón y un flaperón.

- 50 El método descrito comprende además mover un dispositivo de borde de ataque interior independientemente de un dispositivo de borde de ataque exterior.

El método descrito comprende además extender el dispositivo de borde de ataque exterior antes de extender el dispositivo de borde de ataque interior.

REIVINDICACIONES

1. Un sistema para reducir una distancia de parada de una aeronave (100), caracterizado porque el sistema comprende un sistema (452) de control de borde configurado para controlar un dispositivo (150) de borde de ataque montado en un ala (116) de una aeronave, el sistema de control de borde configurado de modo que si una velocidad (562) de avance de la aeronave es mayor que una velocidad (564) de avance límite, el sistema de control de borde ordenará automáticamente la extensión del dispositivo de borde de ataque a partir de una primera posición a una segunda posición en respuesta al despliegue de un deflector (290).
2. El sistema de la reivindicación 1, en donde:
la primera posición es una posición retraída, una posición sellada, o una posición abierta, y en donde la segunda posición es una posición sellada o una posición abierta.
3. El sistema de cualquier reivindicación precedente, que además comprende:
un sistema de control de empuje operable para seleccionar una configuración de empuje ralentí y una configuración de empuje no ralentí; y
un sistema de control de freno de velocidad configurado para ordenar automáticamente el despliegue del deflector sensible, al menos en parte, a la selección de la configuración de empuje ralentí.
4. El sistema de la reivindicación 3, en donde:
el sistema de control de empuje incluye una palanca de empuje que se puede posicionar en al menos una posición de ralentí correspondiente al ajuste de empuje ralentí y una posición de no ralentí correspondiente a un ajuste de empuje diferente al ajuste de empuje ralentí; y
en donde el sistema de control del freno de velocidad está configurado para ordenar automáticamente que el despliegue del alerón responda, al menos en parte, al movimiento de la palanca de empuje a partir de la posición de no ralentí a la posición de ralentí.
5. El sistema de cualquier reivindicación precedente, en donde:
el sistema de control de borde está configurado además para ordenar automáticamente el despliegue de un dispositivo de borde de salida sensible, al menos en parte, al despliegue del deflector junto con el despliegue del dispositivo de borde de ataque.
6. El sistema de la reivindicación 5, que comprende además:
un sistema de accionamiento de dispositivo acoplado de forma comunicativa al sistema de control de borde y configurado para accionar el dispositivo de borde de ataque y/o el dispositivo de borde de salida; y
el sistema de accionamiento del dispositivo está configurado para desplegar el dispositivo de borde de salida a un ángulo de deflexión máximo que responde, al menos en parte, al despliegue del deflector junto con el despliegue del dispositivo de borde de ataque.
7. El sistema de la reivindicación 5 o de la reivindicación 6, en donde:
el dispositivo de borde de salida comprende al menos uno de un flap, un alerón y un flaperón.
8. El sistema de cualquier reivindicación precedente, que comprende además:
un sistema de accionamiento de dispositivo acoplado de forma comunicativa al sistema de control de borde;
en donde el dispositivo de borde de ataque es uno de una pluralidad de dispositivos de borde de ataque acoplados al ala, la pluralidad de dispositivos de borde de ataque que incluyen un dispositivo de borde de ataque interior y un dispositivo de borde de ataque exterior; y
el sistema de accionamiento del dispositivo está configurado para accionar el dispositivo de borde de ataque interior independientemente del dispositivo de borde de ataque exterior.

9. El sistema de la reivindicación 8, en donde:

el sistema de control de borde está configurado para ordenar automáticamente al sistema de accionamiento del dispositivo que extienda el dispositivo de borde de ataque exterior antes de extender el dispositivo de borde de ataque interior.

5 10. El sistema de la reivindicación 8, en donde:

el sistema de accionamiento del dispositivo incluye una unidad de ajuste de curvatura variable (VCTU) situada entre el dispositivo de borde de ataque interior y el dispositivo de borde de ataque exterior; y

la VCTU acciona el dispositivo de borde de ataque exterior independiente del dispositivo de borde de ataque interior.

11. El sistema de la reivindicación 10, en donde la VCTU incluye:

10 una caja de engranajes de suma de velocidad que incluye un árbol interior acoplado al dispositivo de borde de ataque interior y un árbol exterior acoplado al dispositivo de borde de ataque exterior;

un motor eléctrico de la VCTU conectado a la caja de engranajes de suma de velocidad; y

en donde el motor eléctrico de la VCTU opera selectivamente junto con la caja de engranajes de suma de velocidad para girar el árbol exterior independientemente del árbol interior de manera que hace que el dispositivo de borde de ataque exterior sea accionado independientemente del dispositivo de borde de ataque interior.

15

12. Un método para reducir la distancia de parada de una aeronave, que comprende:

desplegar un deflector montado en un ala de una aeronave;

en donde el método se caracteriza por comprender adicionalmente:

20 si la velocidad de avance de la aeronave excede una velocidad de avance límite, automáticamente comanda un dispositivo de borde de ataque en el ala de la aeronave a partir de una primera posición a una segunda posición en respuesta al despliegue del deflector.

13. El método de la Reivindicación 12, en donde la primera posición es una posición retraída, una posición sellada, o una posición abierta y la segunda posición es una posición sellada o una posición abierta.

14. El método de la reivindicación 12 o la reivindicación 13, en donde la etapa de desplegar el deflector incluye:

25 mover una palanca de empuje a partir de una posición de no ralentí a una posición de ralentí; y

desplegar el deflector en respuesta, al menos en parte, para mover la palanca de empuje de la posición de no ralentí a la posición de ralentí.

15. El método de las reivindicaciones 12-14, que además comprende:

desplegar un dispositivo de borde de salida sensible, al menos en parte, al despliegue del deflector.

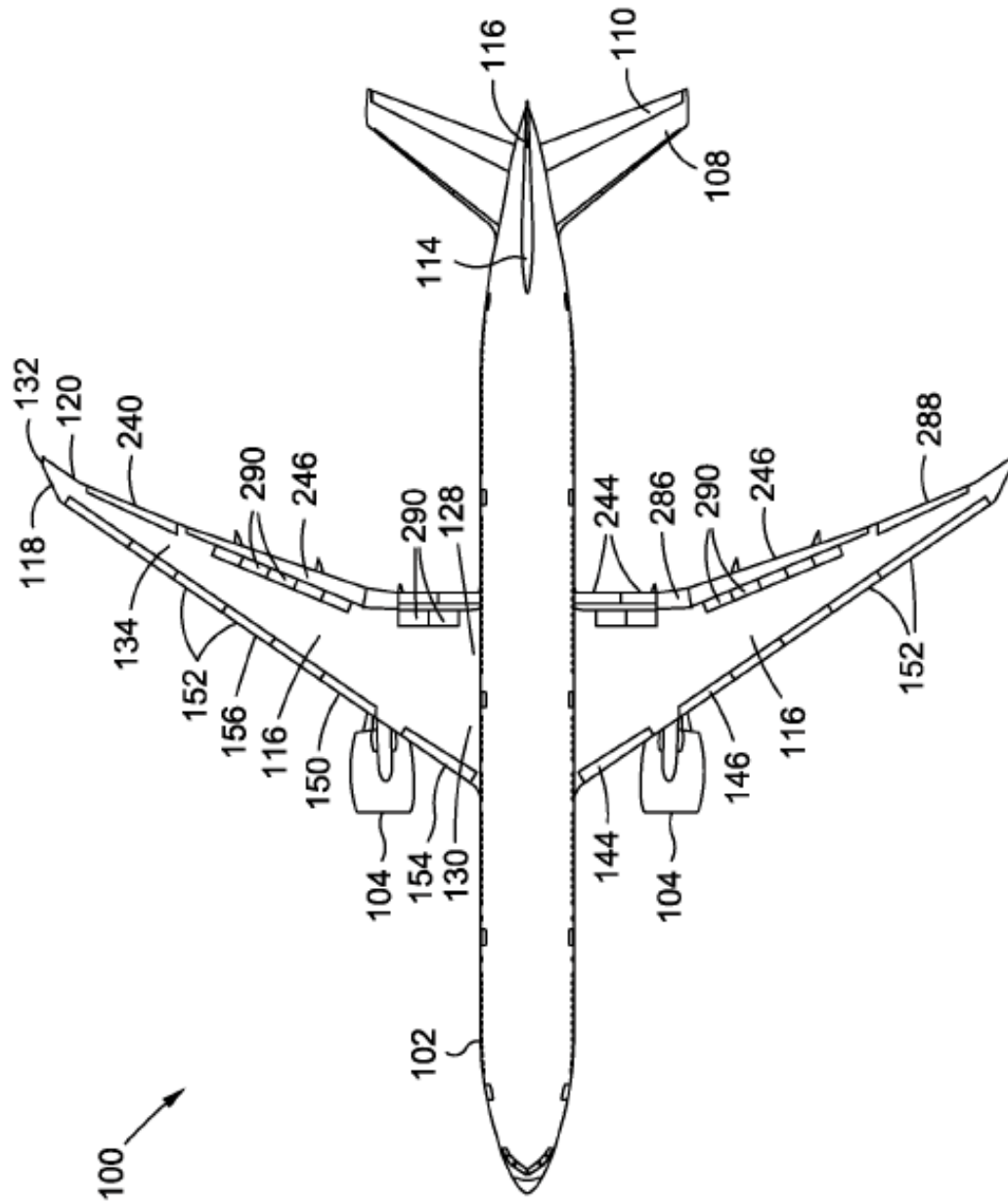
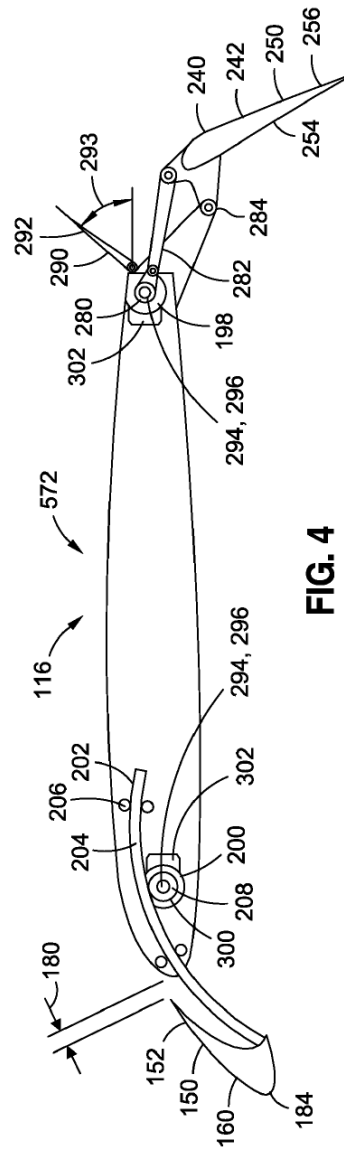
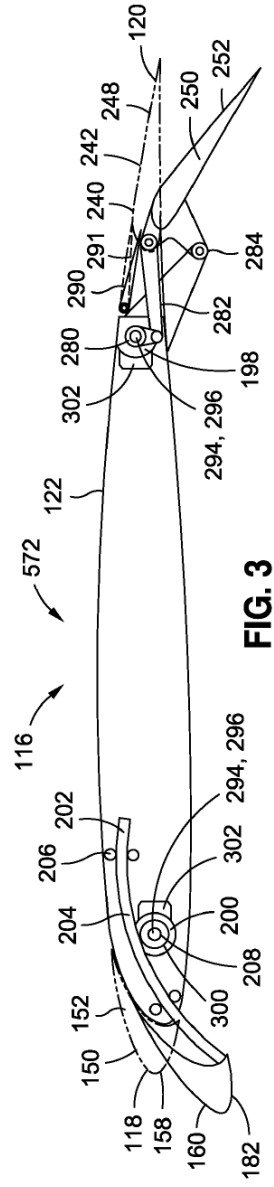
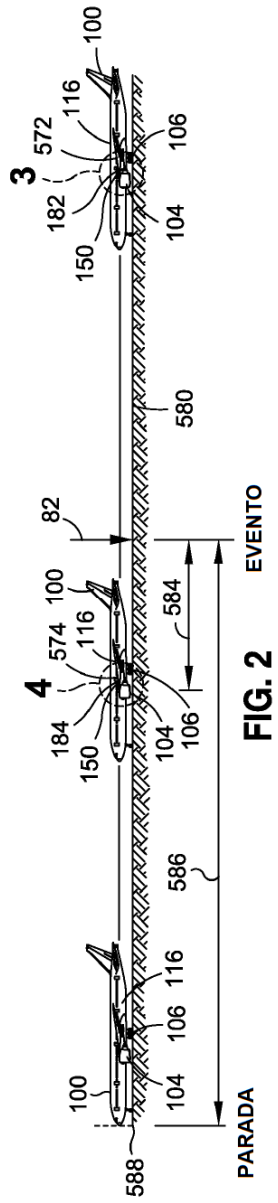


FIG. 1



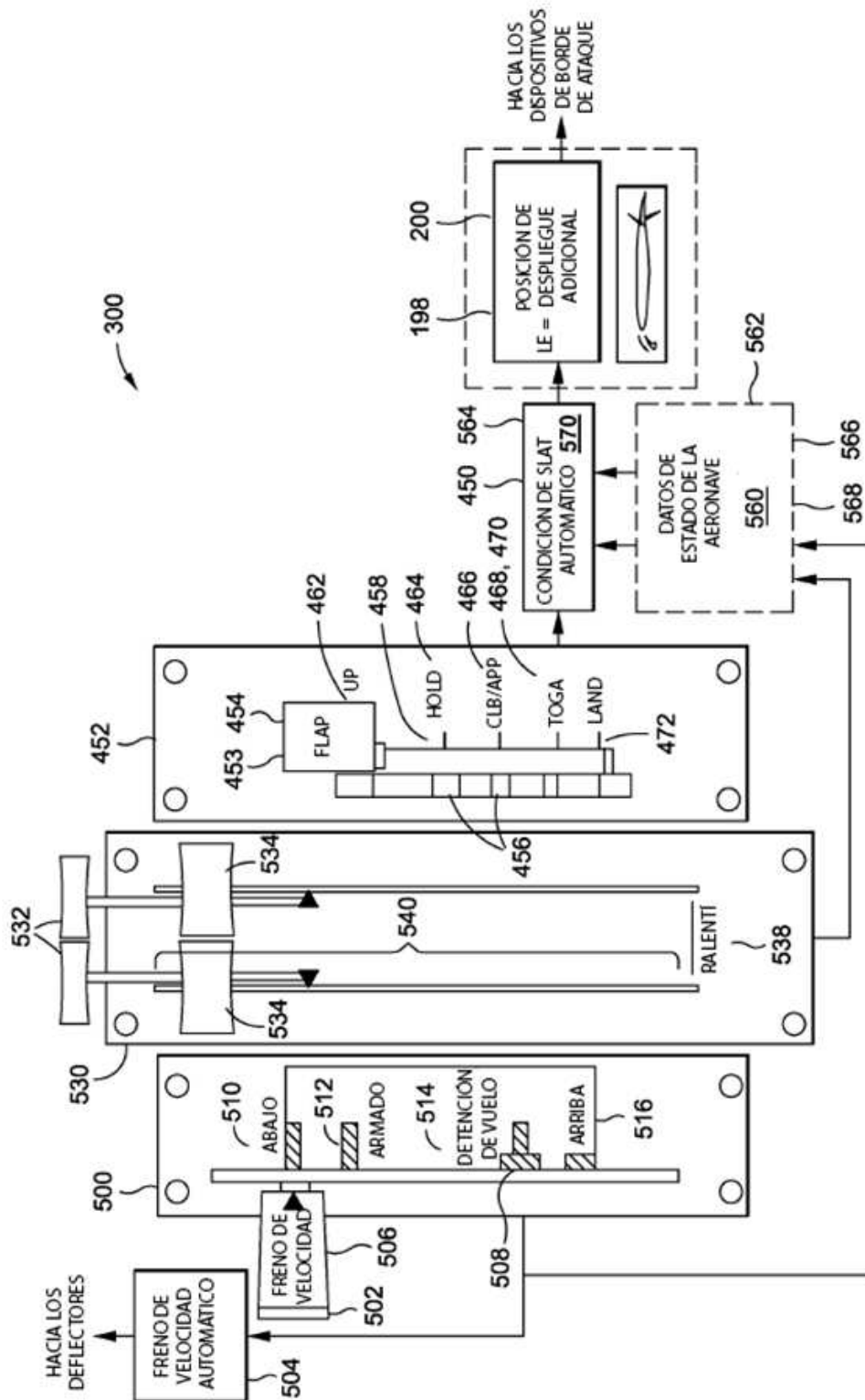


FIG. 5

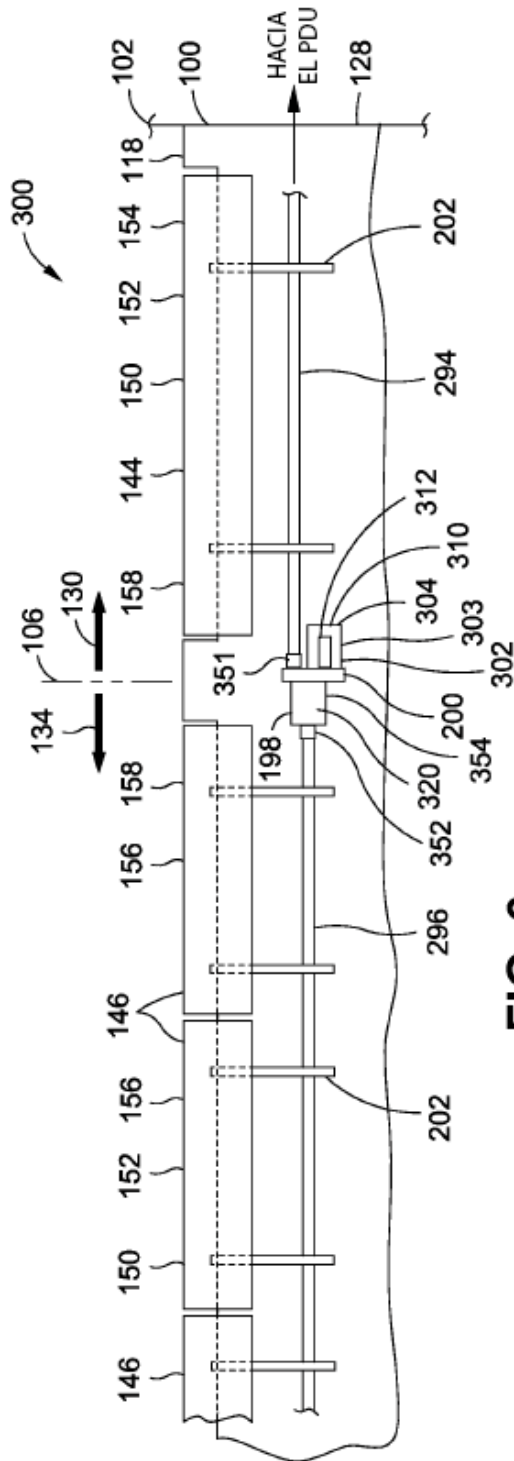


FIG. 6

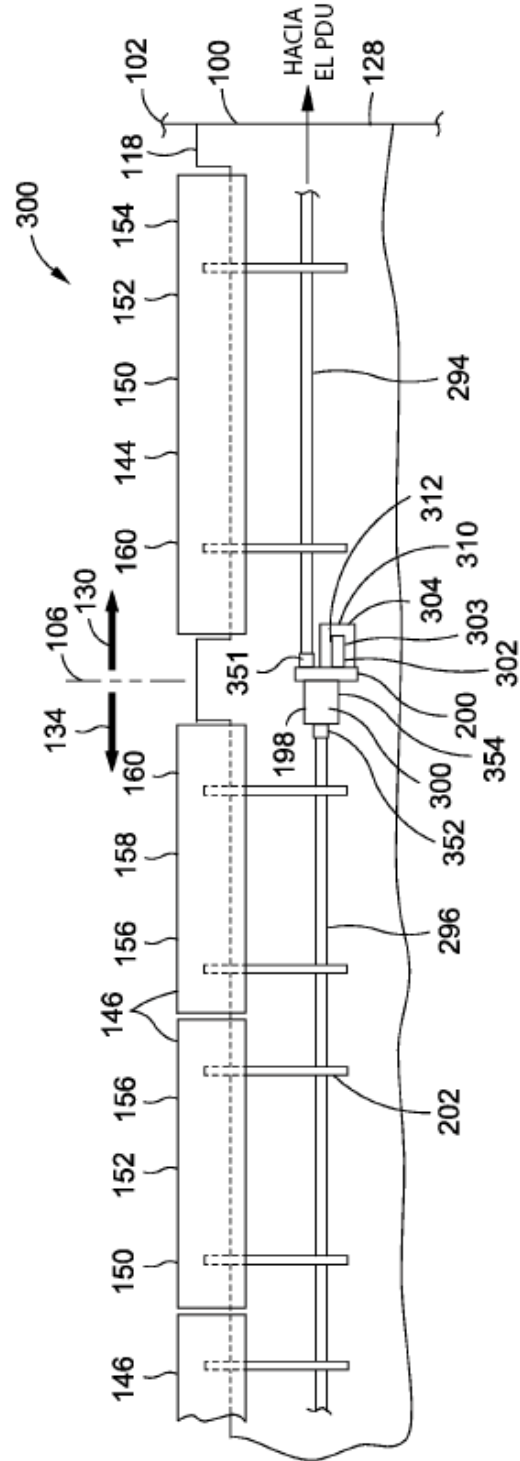


FIG. 7

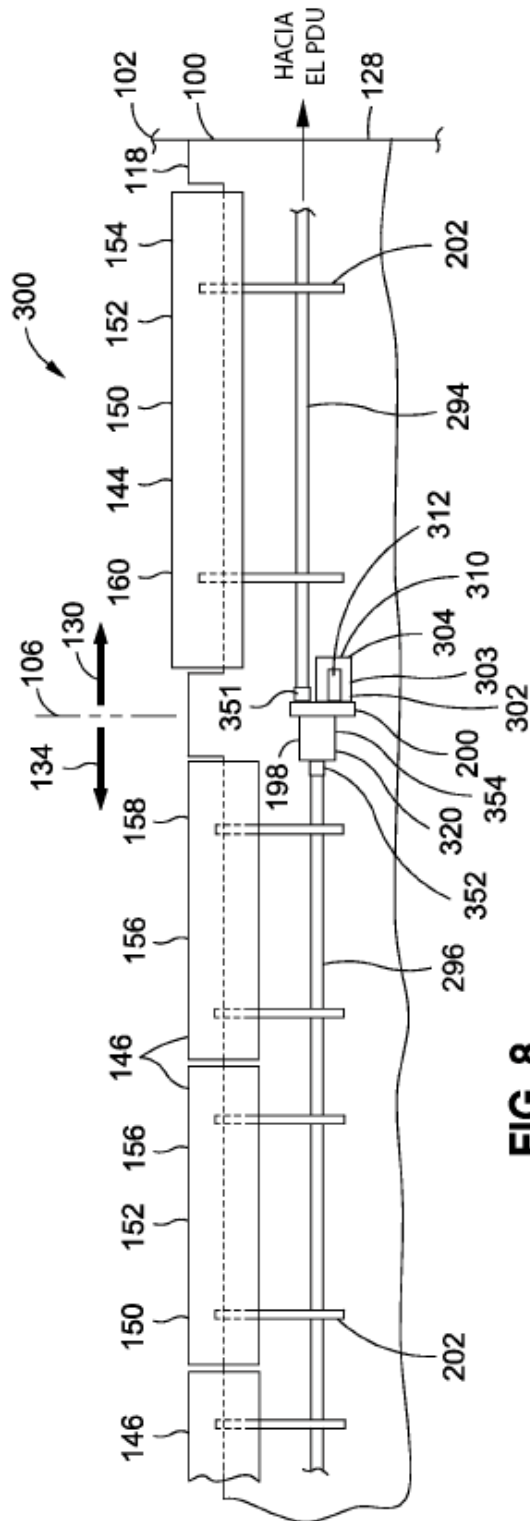


FIG. 8

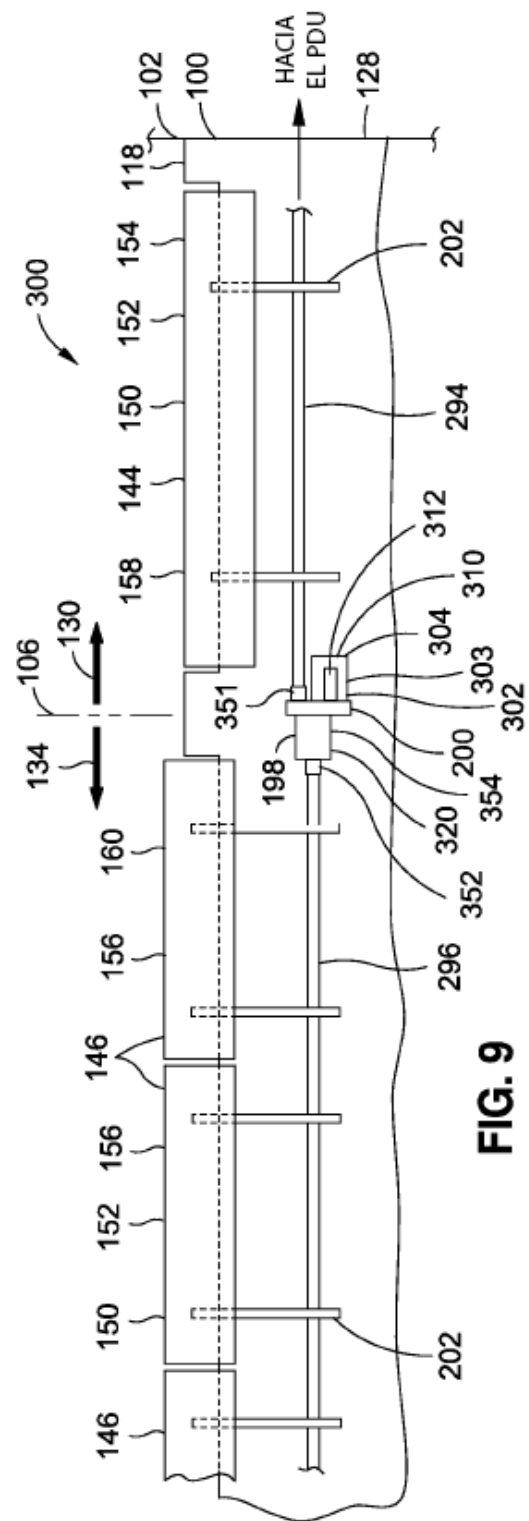


FIG. 9

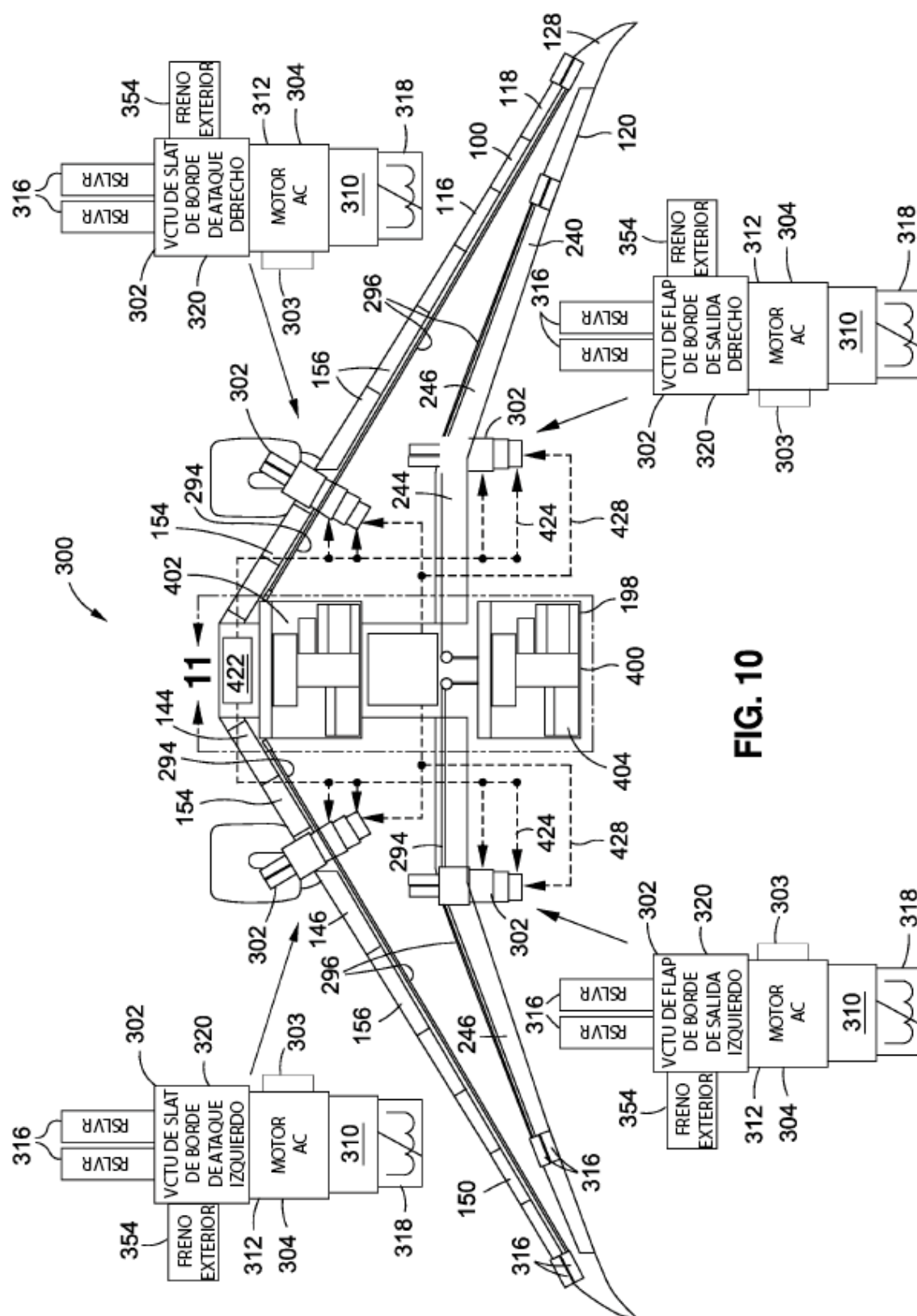


FIG. 10

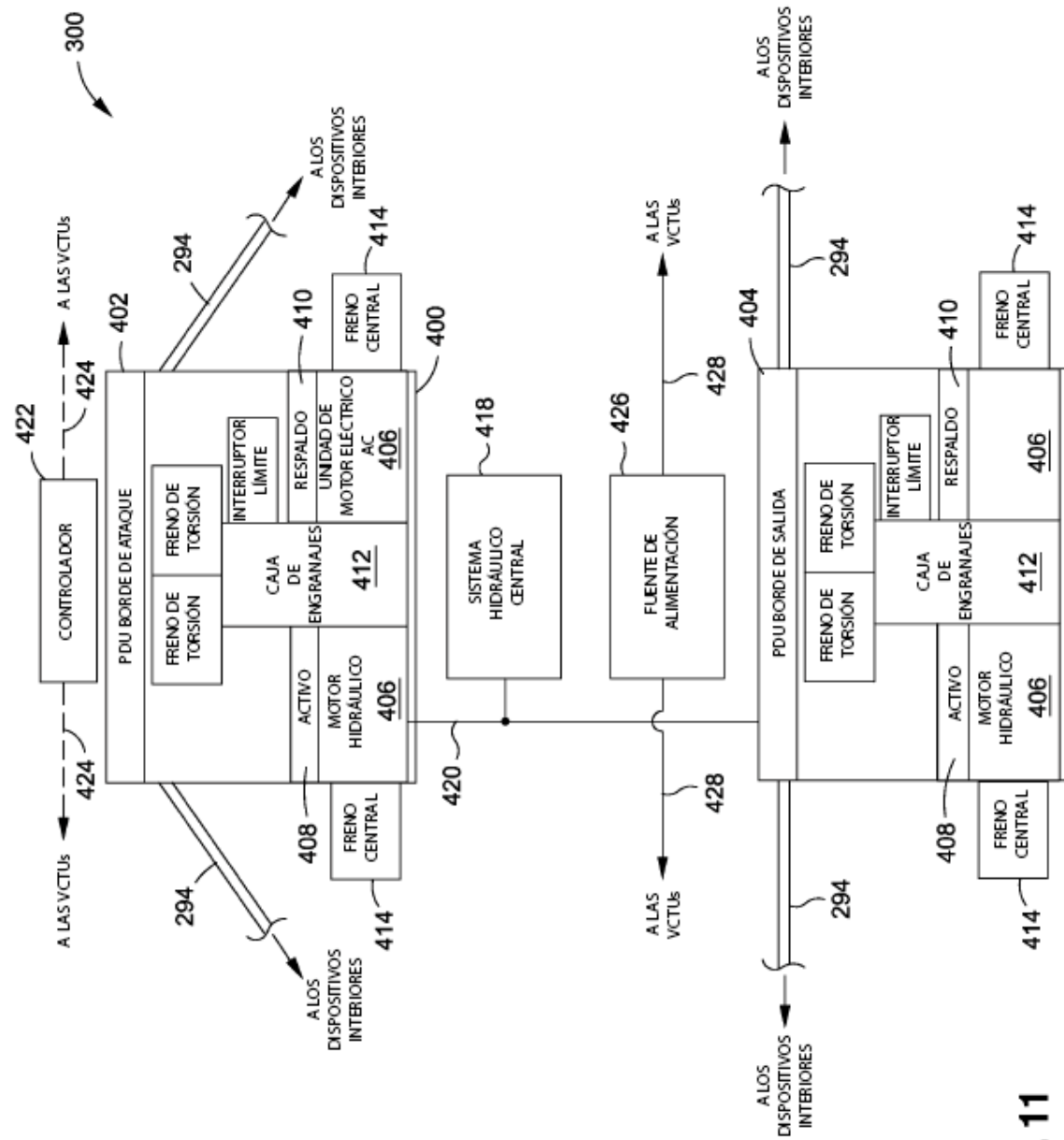


FIG. 11

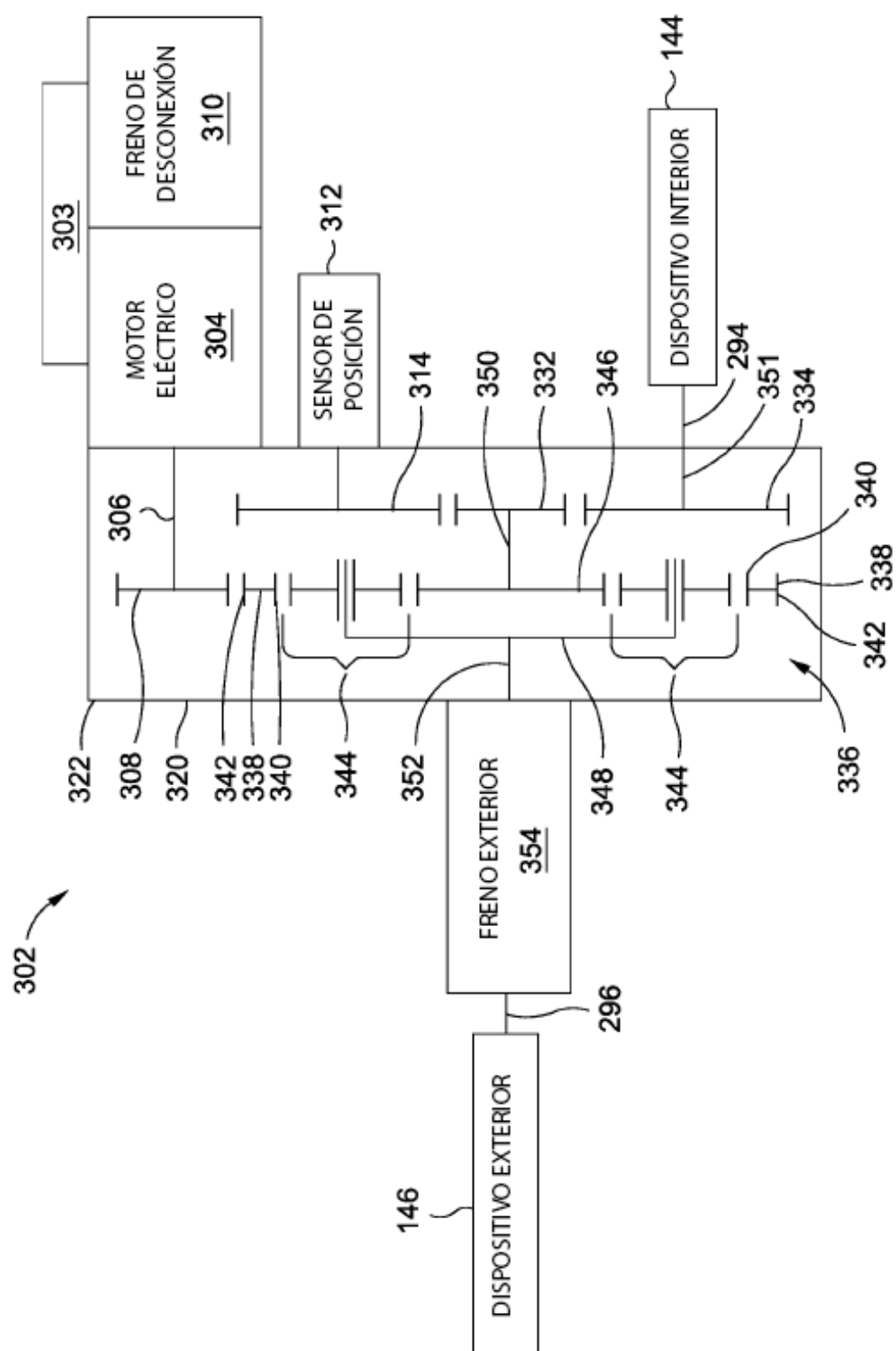


FIG. 12

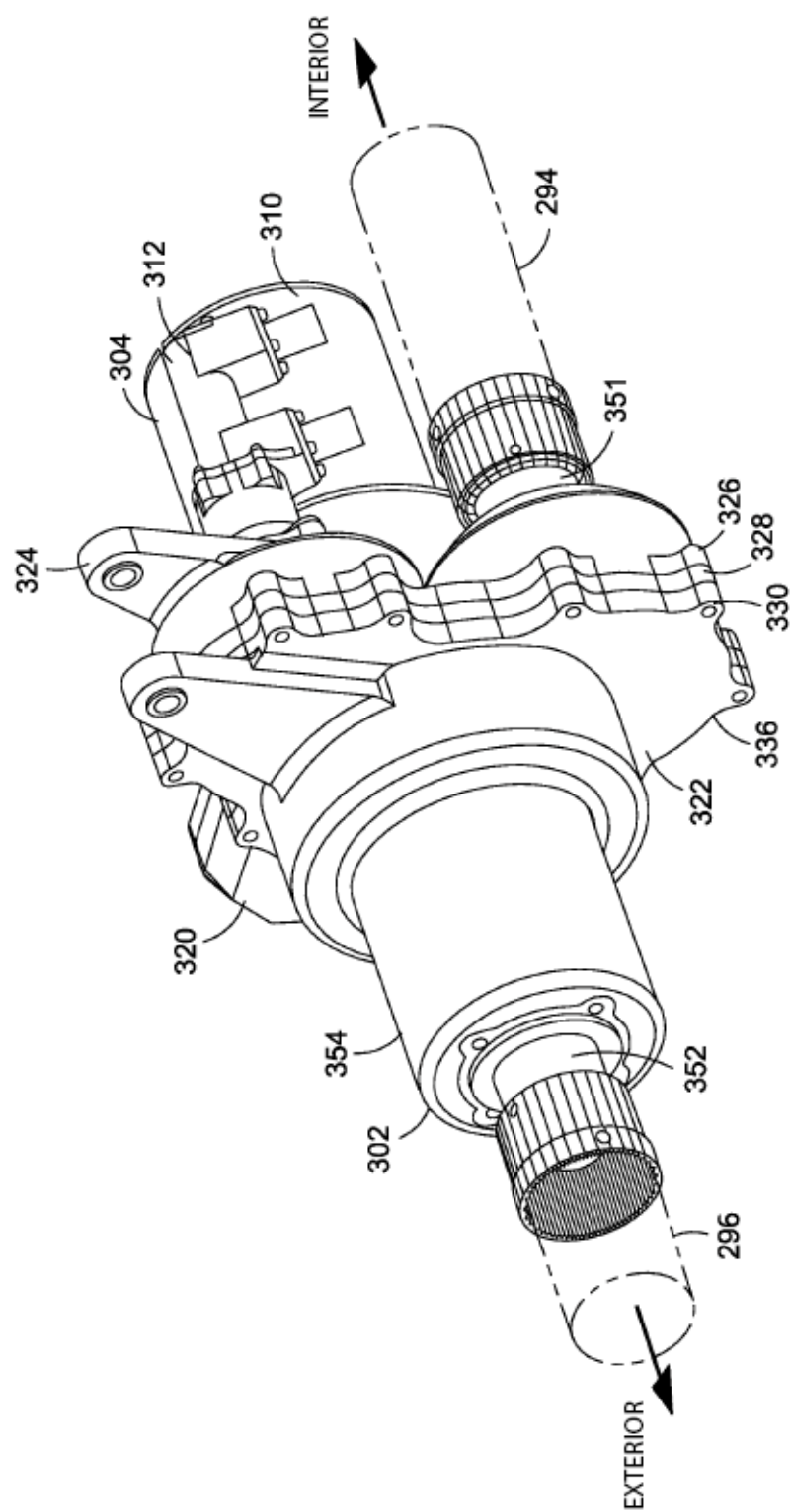
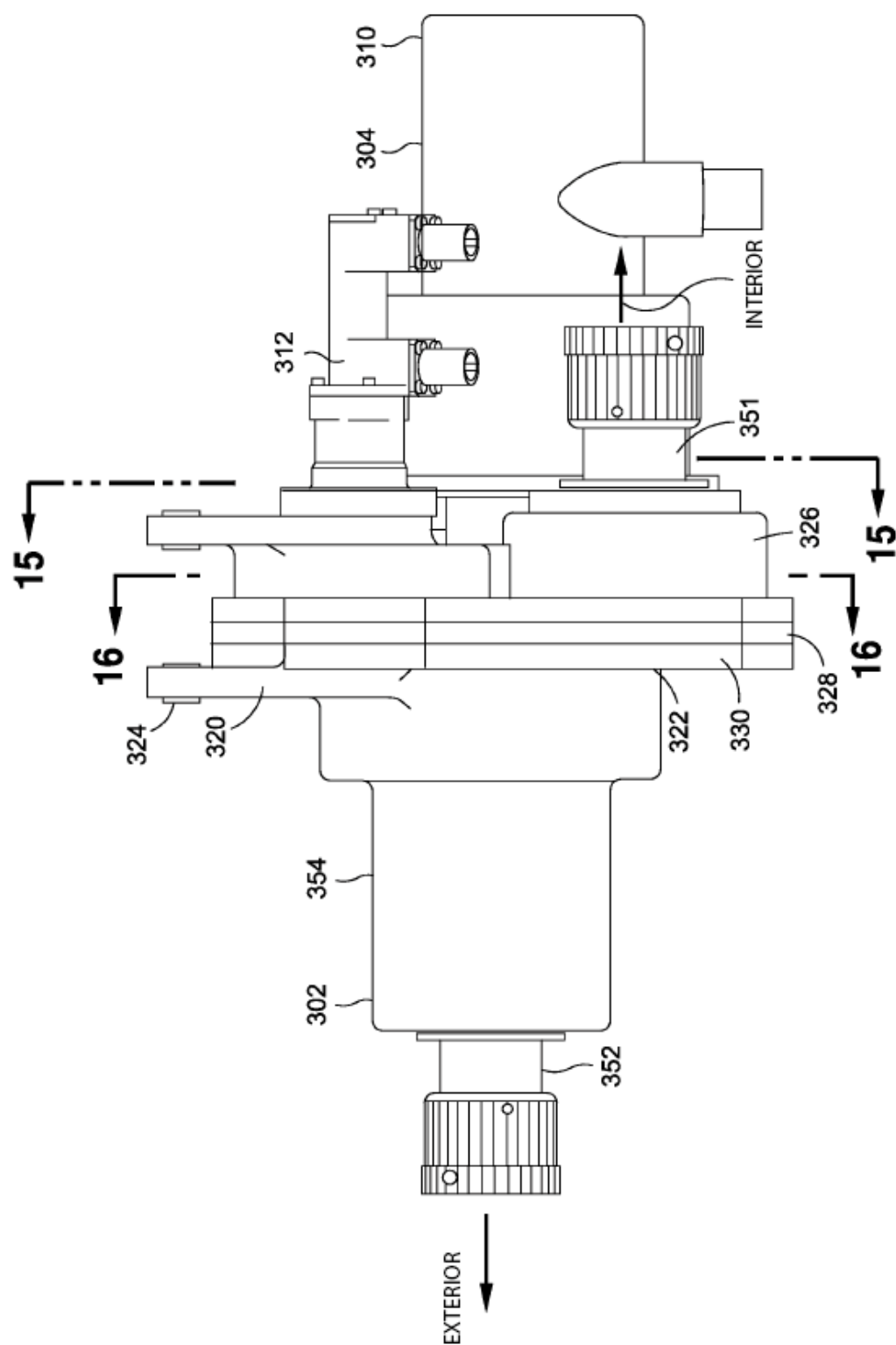


FIG. 13



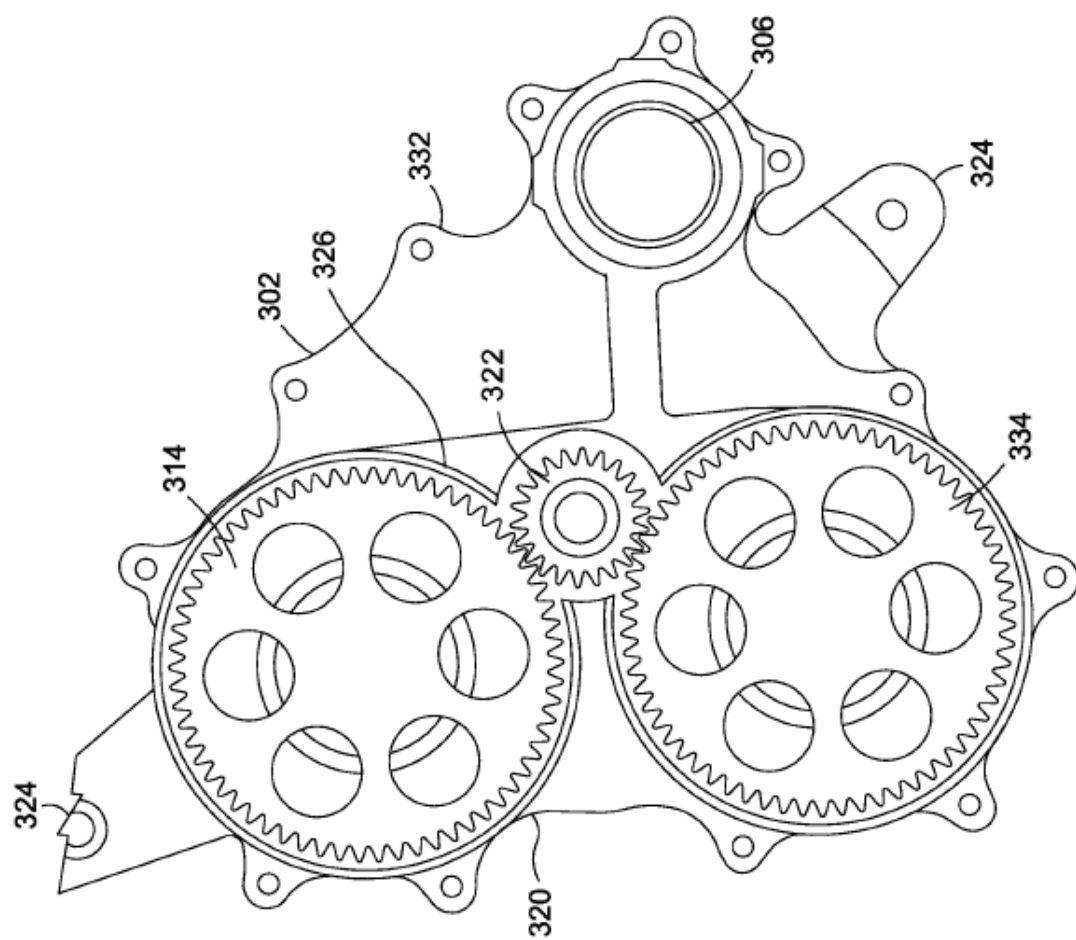


FIG. 15

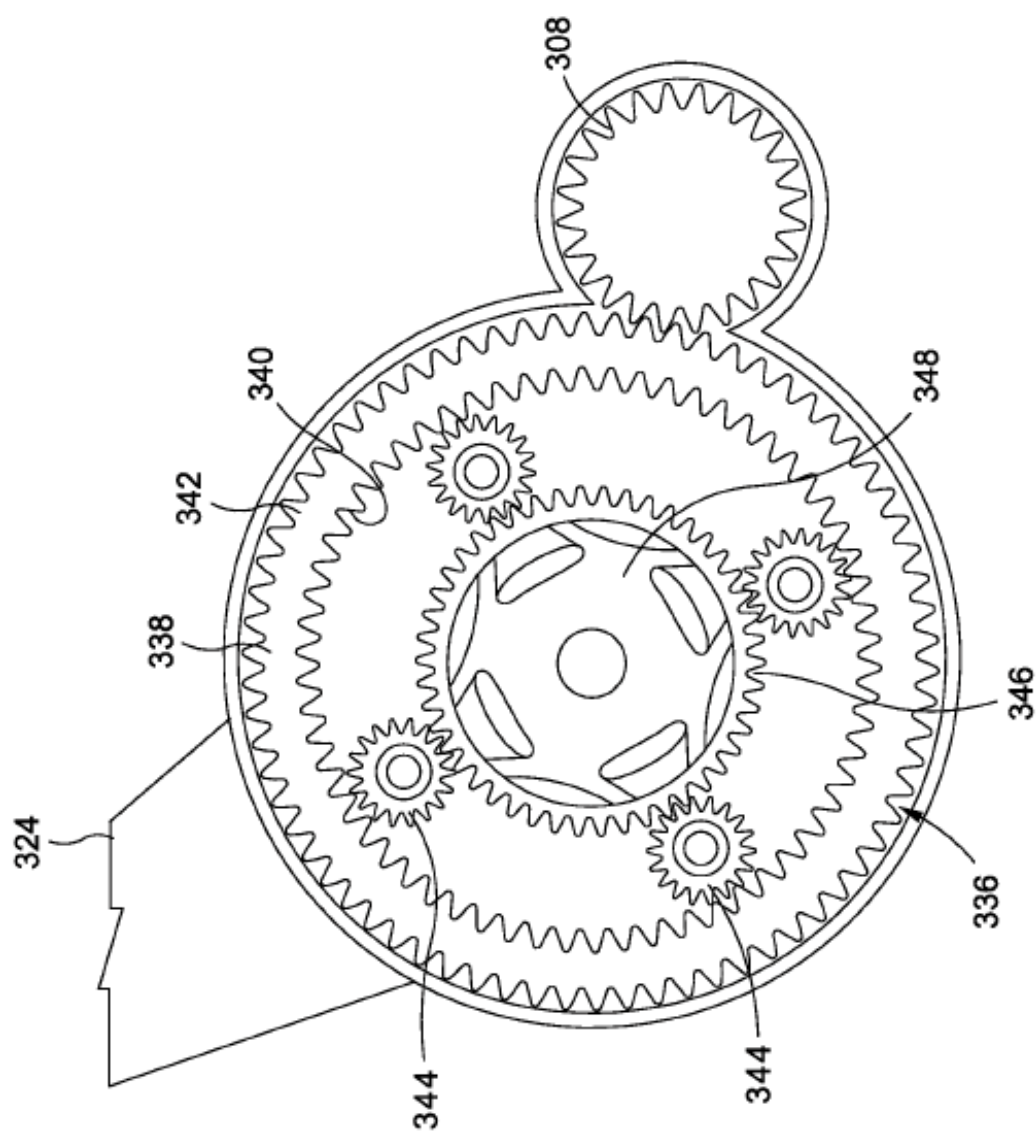


FIG. 16

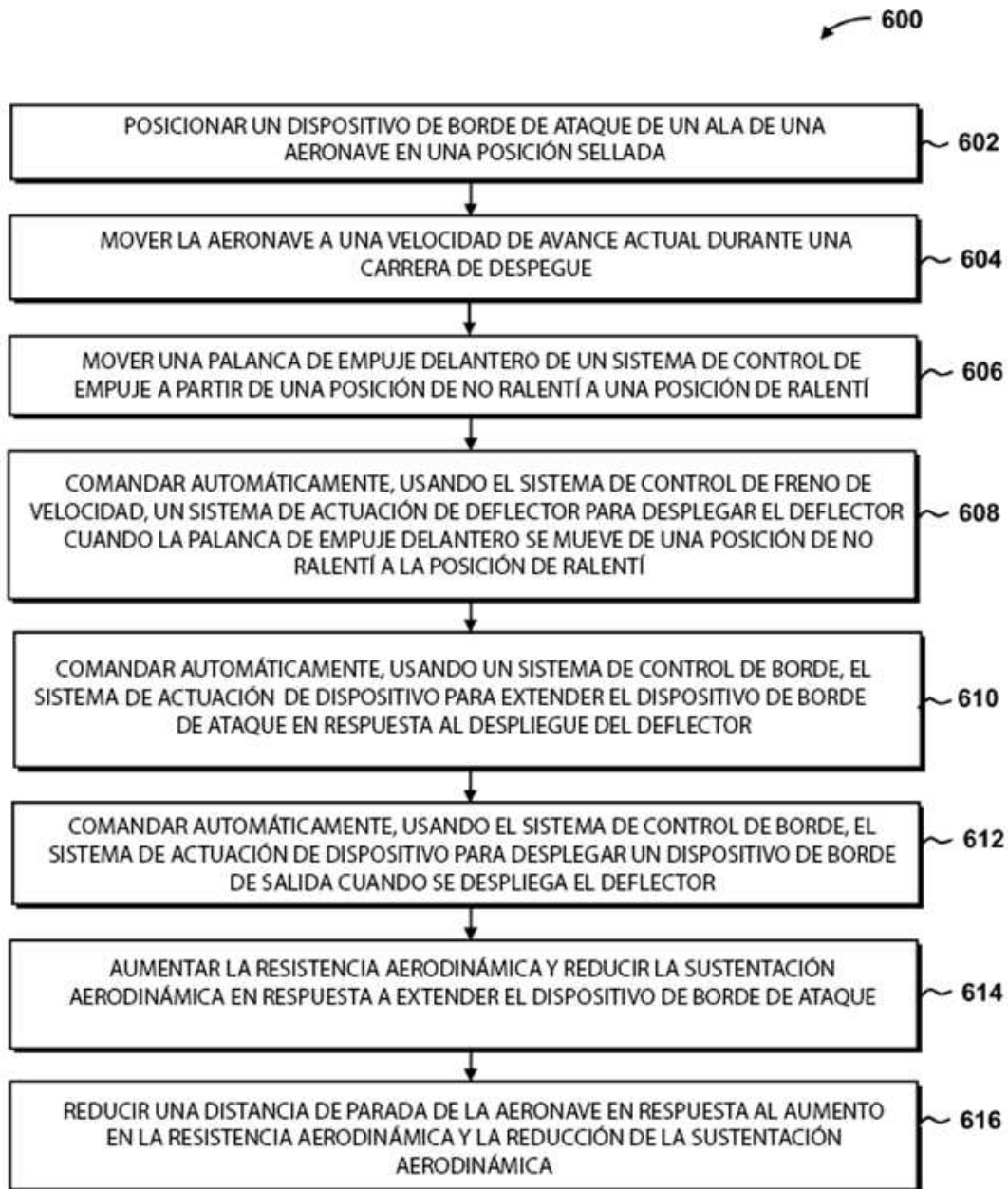


FIG. 17