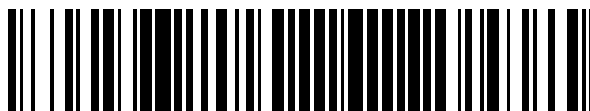


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 647 487**

51 Int. Cl.:

B64C 9/06 (2006.01)
B64C 9/12 (2006.01)
B64C 9/24 (2006.01)
B64C 13/50 (2006.01)
B64C 13/16 (2006.01)
B64C 13/26 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.09.2014** E 14186005 (6)

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **16.08.2017** EP 2851285

54 Título: **Sistema de curvatura variable de borde de ataque y método**

30 Prioridad:

24.09.2013 US 201314034987

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

21.12.2017

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**MOSER, MATTHEW A;
GARDNER, MARK J;
FINN, MICHAEL R;
GOOD, MARK S;
MALACHOWSKI, ADAM P;
THOMMEN, MONICA E;
AMOROSI, STEPHEN R y
ONU, DAN**

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 647 487 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 de curvatura variable de borde de ataque y método

Campo

5 La presente divulgación se refiere en general a controles de vuelo y, más en particular, a la colocación de unos dispositivos de borde de ataque de una aeronave.

Antecedentes

10 Las aeronaves tales como los aviones comerciales normalmente incluyen superficies de control montadas en las alas, que puede usarse para mejorar el rendimiento aerodinámico de la aeronave. Dichas superficies de control incluyen dispositivos de borde de ataque de ala y dispositivos de borde posterior de ala y que pueden extenderse y/o desviarse durante diferentes fases del vuelo para alterar las características de sustentación y/o resistencia de las alas. Por ejemplo, los aviones comerciales normalmente incluyen flaps de borde posterior que pueden extenderse durante el despegue y el aterrizaje para aumentar la curvatura de las alas de tal manera que las alas generan un aumento de sustentación.

15 En aviones convencionales, los flaps de borde posterior pueden extenderse, en general, en incrementos fijos correspondientes a los ajustes de flap estándares (por ejemplo, flaps 5, 15, 20, 25 y 30). En aviones convencionales, los flaps de borde posterior se retraen normalmente cuando la aeronave está a una altitud de crucero, por ejemplo para evitar una penalización por resistencia y/o evitar someter a las alas a una mayor carga durante ciertas maniobras de vuelo. Las cargas más grandes pueden requerir un aumento en la fuerza de las alas, lo que puede conducir a un aumento indeseable del peso estructural de la aeronave.

20 El documento GB 2 186 849 A desvela un sistema para variar una curvatura de ala de acuerdo con el preámbulo de la reivindicación 1.

25 El documento US 4 106 730 y el documento US 2010/0200704 A1 divulgan un ordenador de control de vuelo configurado para calcular un ajuste basándose en los datos de estado de aeronave; un sistema de control acoplado de manera comunicativa al ordenador de control de vuelo y que incluye un dispositivo de control operable para seleccionar una posición de una pluralidad de posiciones de dispositivo de control; estando el sistema de control configurado para ordenar automáticamente al dispositivo de borde de ataque el ajuste si se selecciona la posición.

Sumario

30 La presente divulgación describe sistemas y métodos para colocar los dispositivos de borde de ataque de una aeronave. Un sistema de acuerdo con la presente divulgación puede incluir un dispositivo de borde de ataque acoplado a un ala de una aeronave. El dispositivo de borde de ataque puede estar configurado para accionarse en una dirección ascendente y en una dirección descendente en relación con una posición retraída del dispositivo de borde de ataque.

35 También se divulga una aeronave que tiene un ala y una aleta auxiliar acopladas a un borde de ataque del ala. La aeronave puede incluir además un sistema de accionamiento de aletas auxiliares configurado para accionar la aleta auxiliar en una dirección ascendente y en una dirección descendente en relación con una posición retraída de la aleta auxiliar.

Se desvela además un método para variar una curvatura de ala de un ala. El método puede incluir accionar un dispositivo de borde de ataque de una aeronave en una dirección ascendente en relación con una posición retraída del dispositivo de borde de ataque para reducir la curvatura del ala mientras que la aeronave está en vuelo

40 Las características, funciones y ventajas que se han analizado pueden lograrse de manera independiente en diversas realizaciones de la presente divulgación o pueden combinarse en otras realizaciones más, detalles adicionales de las mismas pueden verse haciendo referencia a la siguiente descripción y dibujos.

Breve descripción de los dibujos

45 Estas y otras características de la presente divulgación se harán más evidente al referirse a los dibujos en los que números iguales se refieren a partes iguales en todas partes y en los que:

la figura 1 es una vista en perspectiva de una aeronave;
la figura 2 es una vista superior de un ala de la aeronave;

la figura 3 es una vista en sección tomada a lo largo de la línea 3 de la figura 2 y que ilustra una aleta auxiliar de borde de ataque y una flap de borde posterior en sus posiciones retraídas;

la figura 4 es una vista en sección del ala que ilustra las posiciones extendidas de la aleta auxiliar y del flap;

la figura 5 es una vista en sección del ala que ilustra la desviación ascendente y descendente de la aleta auxiliar y del flap en ángulos de desviación relativamente pequeños;

la figura 6 es una vista en sección ampliada de la aleta auxiliar en una posición retraída en el borde de ataque del ala;

la figura 7 es una vista ampliada del sello inferior de aleta auxiliar para sellar un hueco inferior entre el borde inferior de aleta auxiliar y la superficie inferior de ala;

la figura 8 es una vista ampliada del sello inferior de aleta auxiliar que tiene una curvatura preformada a lo largo de una dirección hacia delante-hacia atrás del sello inferior de aleta auxiliar;

la figura 9 es una ilustración en perspectiva de un lado inferior del borde de ataque del ala que ilustra la instalación del sello inferior de aleta auxiliar configurado como una pluralidad de faldones de sello y puertas de sello que cubren un hueco inferior entre el borde inferior de aleta auxiliar y la superficie inferior de ala;

la figura 10 es una ilustración esquemática del borde de ataque de ala que ilustra una aleta auxiliar accionada en dirección ascendente en relación con una posición retraída de la aleta auxiliar;

la figura 11 es una ilustración esquemática del borde de ataque de ala que ilustra una aleta auxiliar accionada en una dirección descendente en relación con una posición retraída de la aleta auxiliar;

la figura 12 es una vista en planta esquemática de un borde de ataque del ala tomada a lo largo de la línea 13 de la figura 2 y que ilustra esquemáticamente una unidad de compensación de curvatura variable (VCTU) colocada entre una aleta auxiliar interior y una aleta auxiliar exterior montadas en el borde de ataque de ala;

la figura 13 es una vista en planta esquemática del borde de ataque del ala que ilustra la aleta auxiliar interior y la aleta auxiliar exterior activadas al unísono;

la figura 14 es una vista en planta esquemática del borde de ataque del ala que ilustra la aleta auxiliar interior accionada independientemente de la aleta auxiliar exterior;

la figura 15 es una vista en planta esquemática del borde de ataque del ala que ilustra la aleta auxiliar exterior accionada independientemente de la aleta auxiliar interior;

la figura 16 es una vista en planta esquemática de un sistema de curvatura variable que incorpora una VCTU entre las aletas auxiliares interiores y exteriores y entre los flaps interiores y exteriores en cada ala;

la figura 17 es una vista esquemática de una parte central del sistema de curvatura variable de la figura 16 y que ilustra una unidad motriz de potencia de borde de ataque (PDU) para impulsar las aletas auxiliares interiores y una PDU de borde posterior para impulsar los flaps interiores;

la figura 18 es un diagrama esquemático de una VCTU que incluye una caja de engranajes de suma de velocidad que tiene un freno exterior y un motor eléctrico de VCTU;

la figura 19 es una ilustración en perspectiva de una realización de una VCTU;

la figura 20 es una vista que mira hacia delante de un lado posterior de la VCTU;

la figura 21 es una vista en sección de la VCTU tomada a lo largo línea 21 de la figura 20 y que ilustra la interconectividad de un piñón interior, un engranaje interior y un engranaje sensor de posición;

la figura 22 es una vista en sección de la VCTU tomada a lo largo línea 22 de la figura 20 y que ilustra la interconectividad de un sistema de engranajes planetarios y el freno exterior;

la figura 23 es una vista esquemática de una realización de un sistema de control para controlar las aletas auxiliares y los flaps en un modo de curvatura variable cuando el dispositivo de control está en una posición de crucero, y que ilustra un ordenador de control de vuelo que determina un ajuste de aletas auxiliares óptimo y un ajuste de flaps óptimo;

la figura 24 muestra varias gráficas que ilustran la funcionalidad del sistema de curvatura variable durante el vuelo de crucero y el despliegue diferencial de las aletas auxiliares interiores y exteriores y de los flaps interiores y exteriores en función del peso bruto de aeronave, el centro de gravedad de aeronave, el número de Mach y la altitud;

la figura 25 es una vista esquemática de una realización de un sistema de control para la secuenciación automatizada de las aletas auxiliares y los flaps durante el ascenso o descenso, y que ilustra el ordenador de control de vuelo que determina un ajuste de aletas auxiliares óptimo y un ajuste de flaps óptimo;

la figura 26 muestra varias gráficas que ilustran la funcionalidad del sistema de curvatura variable durante un descenso de una aeronave y que ilustran la secuenciación automatizada de las aletas auxiliares y de los flaps y el despliegue diferencial de las aletas auxiliares y los flaps interiores y exteriores en función del número de Mach y de la altitud;

la figura 27 es una gráfica que representa la relación sustentación a resistencia (L/D) como una función del coeficiente de sustentación y que ilustra un aumento en la L/D como resultado de la curvatura variable proporcionada por la combinación de las aletas auxiliares de borde de ataque y los flaps de borde posterior; y

la figura 28 es una ilustración de un diagrama de flujo que tiene una o más operaciones que pueden incluirse en un método para variar la curvatura de ala de un ala.

Descripción detallada

Haciendo referencia ahora a los dibujos en los que las presentaciones son con el fin de ilustrar diversas realizaciones de la presente divulgación, se muestra en la figura 1 una vista en perspectiva de una aeronave 100

que tiene un fuselaje 102 y un par de alas 116. Cada ala 116 puede unirse al fuselaje 102 y puede extenderse desde una raíz de ala 128 hacia fuera hacia una punta de ala 132. Una o más unidades de propulsión 104 pueden estar montadas en las alas 116, o al fuselaje 102 o a otra estructura de la aeronave 100. La aeronave 100 puede incluir además un empenaje que incluye una cola horizontal 108 y un elevador 110, y una cola vertical 112 y un timón 114 para el control direccional de la aeronave 100. La aeronave 100 puede incluir uno o más dispositivos de borde de ataque 150 y dispositivos de borde posterior 240 que pueden desviarse (por ejemplo, extenderse y/o retraerse) para alterar las características de sustentación y/o las características de resistencia de las alas 116.

La aeronave de acuerdo con la presente divulgación puede incluir un sistema 300 para variar la curvatura de un ala de las alas 116 de la aeronave 100. En consecuencia, el sistema 300 puede intercambiarse indistintamente en el presente documento como un sistema de curvatura variable 300 (véase, por ejemplo, la figura 23). El sistema 300 puede configurarse para permitir el ajuste dinámico de la posición de uno o más dispositivos de borde de ataque 150 para alterar la curvatura de ala durante las diferentes fases de vuelo tales como durante el ascenso, el crucero y el descenso. El sistema de curvatura variable 300 puede ajustar los dispositivos de borde de ataque 150 ascendente y descendente en relación con una posición retraída de los dispositivos de borde de ataque 150. El sistema de curvatura variable 300 puede ajustar los dispositivos de borde de ataque 150 ascendente y descendente a unos ángulos de desviación relativamente pequeños para reducir la resistencia aerodinámica de las alas 116 (figura 1).

El sistema de curvatura variable 300 puede ajustar los dispositivos de borde de ataque 150 en pequeños ángulos de desviación para optimizar la distribución de carga a lo largo de la envergadura lo que puede permitir una reducción en el peso estructural de la aeronave 100 como se describe a continuación. En algunos ejemplos, el sistema de curvatura variable 300 puede configurarse para ajustar uno o más dispositivos de borde posterior 240 (figura 1) junto con el ajuste de los dispositivos de borde de ataque 150. La reducción de la resistencia aerodinámica y la optimización de la distribución de carga lo largo de la envergadura puede disminuir ventajosamente el gasto de combustible y puede provocar un aumento en el alcance y/o la capacidad de carga útil de la aeronave 100. Aunque se describe en el contexto de una configuración de tubo y ala de la aeronave 100 como se muestra en la figura 1, el sistema de curvatura variable 300 puede implementarse en cualquier configuración de aeronave, sin limitación, incluyendo una configuración de ala combinada, una configuración de ala y cuerpo híbrida, y otras configuraciones de aeronave.

En la figura 2, se muestra una realización de un ala de aeronave 116 que incorpora el sistema de curvatura variable 300. El ala 116 puede tener dispositivos de borde de ataque 150 configurados como aletas auxiliares 152 montadas en el borde de ataque de ala 118. Las aletas auxiliares 152 pueden incluir una o más aletas auxiliares interiores 154 y una o más aletas auxiliares exteriores 156. Sin embargo, los dispositivos interiores 144 y/o los dispositivos exteriores 146 en el borde de ataque 118 pueden configurarse como flaps de Krueger o en otras configuraciones de dispositivo de borde de ataque 150, y no se limitan a las aletas auxiliares 152. En la presente divulgación, el eje de simetría 106 de la unidad de propulsión puede definirse como la línea de división entre los dispositivos interiores 144 y los dispositivos exteriores 146. Sin embargo, cualquier punto a lo largo de la dirección de envergadura 136 del ala 116 puede servir como la línea de división entre los dispositivos interiores 144 y los dispositivos exteriores 146.

En la figura 2, el ala 116 puede incluir unos dispositivos de borde posterior 240 tales como los flaps 242 y otros dispositivos de borde posterior 240. Los dispositivos de borde posterior 240 pueden incluir dispositivos interiores 144 y dispositivos exteriores 146. Los dispositivos interiores 144 pueden incluir uno o más flaps interiores 244, y un dispositivo flap de control de alabeo interior 242 configurado como un flaperón 286 (por ejemplo, la combinación de flaps y alerones). Los dispositivos exteriores 146 pueden incluir uno o más flaps exteriores 246 y un dispositivo flap de control de alabeo exterior tal como un alerón 288. Sin embargo, el dispositivo de borde posterior 240 puede proporcionarse en configuraciones alternativas que incluyen, pero no se limitan a, elevones y otras configuraciones de dispositivos de borde posterior.

En la figura 2, en una realización, los dispositivos interiores 144 en el borde de ataque 118 y el borde posterior 120 pueden estar acoplados a un tubo de torsión interior 294 o a otra articulación mecánica para accionar los dispositivos interiores 144, tal como por una unidad motriz de potencia localizada centralmente 400 (PDU - no mostrada) como se describe a continuación. Igualmente, los dispositivos exteriores 146 en el borde de ataque 118 y en el borde posterior 120 pueden acoplarse a un tubo de torsión exterior 296 o a otra articulación mecánica para accionar los dispositivos exteriores 146. El tubo de torsión interior 294 en el borde posterior 120 puede incluir una junta universal o mecanismo similar para acomodar el cambio de geometría en el borde posterior de ala 120. Unos interceptores aerodinámicos 290 pueden estar montados en la superficie superior de ala 122 (figura 3) y puede superponerse parcialmente al borde delantero de los dispositivos de borde posterior 240. El despliegue de los interceptores aerodinámicos 290 puede actuar como frenos de velocidad para desacelerar la aeronave 100 durante el vuelo. Los interceptores aerodinámicos 290 también pueden reducir la sustentación aerodinámica de las alas 116 durante el aterrizaje después de la toma de contacto durante el aterrizaje o durante un despegue abortado de tal manera que el peso de la aeronave 100 puede transferirse al tren de aterrizaje para mejorar el rendimiento de frenado.

En la figura 2, el sistema de curvatura variable 300 puede incluir una unidad de compensación de curvatura variable (VCTU) 302 que puede colocarse entre un dispositivo interior 144 y un dispositivo exterior. Por ejemplo, en la realización del ala 116 mostrada en la figura 2, una VCTU motorizada 302 con una caja de engranajes de suma de velocidad (no mostrada) puede localizarse en el borde de ataque de ala 118 de la aeronave 116 entre la aleta auxiliar interior 154 y las aletas auxiliares exteriores 156. Del mismo modo, una VCTU motorizada 302 con una caja de engranajes de suma de velocidad 320 (figura 19) puede localizarse en el borde posterior 120 entre el flaperón interior 286 o los flaps interiores 244 y los flaps exteriores 246. Una o más de las VCTU 302 pueden cooperar con una o más PDU 400 para proporcionar un ajuste dinámico de los dispositivos de borde de ataque 150 y los dispositivos de borde posterior 240 para variar la curvatura de ala, tal como a lo largo de la dirección de cuerda y/o de la dirección de envergadura 136. Ventajosamente, las VCTU 302 permiten el movimiento diferencial entre los dispositivos interiores y exteriores 144, 146 de tal manera que los dispositivos exteriores 146 pueden impulsarse independientemente de los dispositivos interiores 144.

En la figura 3, se muestra una sección transversal de una realización de un ala 116 que tiene un dispositivo de borde posterior 240 configurado como un flap 242 en una posición neutra o retraída 158. Aunque se muestra como un flap simple 242 soportado en una bisagra de caída 284, el flap 242 puede proporcionarse en cualquiera de una variedad de diferentes configuraciones de dispositivo de borde posterior. Por ejemplo, el flap 242 puede configurarse como un flap simple, un flap ranurado simple, un flap Fowler multiranurado o cualquiera de una variedad de otras configuraciones de flap. El flap 242 puede accionarse por un sistema de accionamiento de flaps 280 usando un montaje de articulación de borde posterior 282 que puede estar acoplado a un tubo de torsión 294, 296. El sistema de accionamiento de flaps 280 puede incluir una PDU 400 que opere junto con una VCTU 302. El despliegue y la retracción del flap 242 pueden efectuarse haciendo rotar el tubo de torsión 294, 296 usando la PDU 400 (figura 16) y/o la VCTU 302 como se describe a continuación.

En la figura 3, se muestra un dispositivo de borde de ataque 150 configurado como una aleta auxiliar 152 en una posición retraída 158 en el borde de ataque fijo 118 del ala 116. Aunque el dispositivo de borde de ataque 150 se muestra como una aleta auxiliar 152, el dispositivo de borde de ataque 150 puede proporcionarse en cualquiera de una variedad de configuraciones diferentes, por ejemplo un flap Krueger u otros dispositivos de borde de ataque. El dispositivo de borde de ataque 150 (por ejemplo, la aleta auxiliar 152) puede accionarse por un sistema de accionamiento. En algunos ejemplos, el sistema de accionamiento puede ser un sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 para accionar una o más aletas auxiliares 152. La una o más aletas auxiliares 152 pueden soportarse por uno o más montajes de carriles portadores 202. En la realización mostrada, el montaje de carriles portadores 202 puede incluir uno o más carriles de guía arqueados 204 que pueden soportarse por uno o más rodillos de guía 212 montados a la estructura de ala. Por ejemplo, cada una de las aletas auxiliares 152 puede estar soportada por un par de carriles de guía 204 que sobresalen a través de un par de aberturas 126 en el borde de ataque fijo 118 del ala 116. Cada uno de los carriles de guía 204 puede incluir un extremo delantero de carril 206 que puede acoplarse para ser un par correspondiente de pestañas de aletas auxiliares 208 (figura 6) que se extiende hacia atrás desde la aleta auxiliar 152. El despliegue y la retracción de la aleta auxiliar 152 pueden efectuarse haciendo rotar un tubo de torsión 294, 296 usando la PDU 400 (figura 16) junto con la VCTU 302. Un engranaje de piñón 210 puede estar montado en el tubo de torsión 294, 296 para engranar los dientes de engranaje (no mostrado) en el carril de guía 204 para desplegar y retraer la aleta auxiliar 152.

En la figura 4, se muestra una sección transversal del ala 116 que ilustra la aleta auxiliar 152 y el flap 242 extendidos en un modo de sustentación alto desde una posición retraída 158, 248 a una posición desplegada 160, 250 para aumentar la curvatura de ala y mejorar las características de sustentación del ala 116 tal como en ángulos de ataque altos. Por ejemplo, durante el despegue y/o el aterrizaje, la aleta auxiliar 152 puede desplegarse en un modo de sustentación alto extendiendo la aleta auxiliar 152 de manera descendente y hacia delante desde el borde de ataque de ala 118 (figura 3) hasta una posición de separación 184 de tal manera que existe un hueco superior 180 (figura 6) entre el borde superior de aleta auxiliar 178 y la superficie superior de ala 122. La aleta auxiliar 152 puede retraerse a lo largo una dirección hacia atrás ascendente. La aleta auxiliar 152 también puede desplegarse en un ajuste reducido a una posición sellada 182 para cerrar el hueco superior 180 entre el borde superior de aleta auxiliar 178 y la superficie superior de ala 122. En la posición sellada 182, la aleta auxiliar 152 puede generar una cantidad reducida de resistencia aerodinámica que puede mejorar el rendimiento de ascenso de la aeronave 100. En la posición sellada 182, la aleta auxiliar 152 puede generar una cantidad reducida de ruido aerodinámico en relación con el ruido aerodinámico generado por la aleta auxiliar 152 en la posición de separación 184.

En la figura 4, se muestra el flap 242 extendido desde una posición retraída 248 a una o más posiciones desplegadas 250 en uno o más ajustes de flap convencionales 242 en un modo de sustentación alto. En la realización mostrada, los ajustes de flap pueden incluir UP, HOLD, CLB/APP, TOGA y LAND. El ajuste de flap UP 270 puede corresponder a una posición retraída 158 para las aletas auxiliares 152 y una posición retraída 248 para los flaps 242, y puede implementarse cuando la aeronave 100 está en modo de crucero. Ventajosamente, en el ajuste de flap UP 270, las aletas auxiliares 152 y los flaps 242 pueden ajustarse dinámicamente de manera ascendente y descendente en pequeños ángulos de desviación 170, 260 en un modo de curvatura variable 520 (figura 3) como se describe a continuación.

En la figura 4, el ajuste de flap HOLD 272 puede corresponder a una posición extendida para las aletas auxiliares 152 en una posición sellada 182 y una posición retraída 248 para los flaps 242, y pueden implementarse cuando la aeronave 100 está en un patrón de espera. El ajuste de flap CLB/APP 274 puede corresponder a una posición extendida para las aletas auxiliares 152 para la posición sellada 182, y una posición extendida para los flaps 242, y puede implementarse cuando la aeronave 100 está en un modo de ascenso o cuando la aeronave 100 está en una configuración de aproximación y está descendiendo. El ajuste de flap CLB/APP 274 puede corresponder a un ajuste de flap de entre Flaps 5 a Flaps 15 o más, en función de la aeronave 100. El ajuste de flap de despegue 276 (por ejemplo, TOGA) puede corresponder a una posición extendida para las aletas auxiliares 152, y una posición extendida para los flaps 242, y puede implementarse durante el despegue. En función de la aeronave 100, el ajuste de flap de despegue 276 puede corresponder a un ajuste de flap de Flaps 20, aunque el ajuste de flap de despegue 276 puede corresponder a un ajuste de flap de cualquiera entre los Flaps 5 a Flaps 20 o más. El ajuste de flap LAND 278 puede corresponder a una posición de separación 184 para las aletas auxiliares 152, y una extensión adicional de los flaps 242, y puede implementarse para colocar la aeronave 100 en una configuración de aterrizaje. El ajuste de flap LAND 278 puede corresponder a un ajuste de flap relativamente profundo de Flaps 30 o más, en función de la aeronave 100.

En la figura 5, se muestra una sección transversal del ala 116 que ilustra el despliegue de una aleta auxiliar 152 y un flap 242 en un modo de curvatura variable 520 que puede implementarse cuando un dispositivo de control (por ejemplo, una palanca de control de flap 454 - figura 23) está en una posición de crucero 462 (figura 23). Cuando el dispositivo de control está en la posición de crucero 462, el sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 puede ordenar automáticamente ajustar la posición de las aletas auxiliares 152 en incrementos de desviación de aletas auxiliares relativamente pequeños 172 en la dirección ascendente 166 en relación con la posición retraída 158 (figura 4), y/o en incrementos de desviación de aletas auxiliares relativamente pequeños 172 en una dirección descendente 168 en relación con la posición retraída 158. En el modo de curvatura variable 520, las aletas auxiliares 152 pueden recolocarse periódicamente dentro de ángulos de desviación de aletas auxiliares relativamente pequeños 170 de acuerdo con una programación de desviación de aletas auxiliares predeterminada. Las aletas auxiliares 152 pueden colocarse en un ajuste de flaps óptimo 264 para optimizar la curvatura de ala de acuerdo con la programación de desviación de aletas auxiliares predeterminada que puede basarse en los datos de estado de aeronave 500 (figura 23) tal como el peso bruto de aeronave 502, el centro de gravedad de aeronave 504, el número de Mach 506, la altitud 510, y/u otros parámetros de la aeronave, como se describe en mayor detalle a continuación. Como se ha indicado anteriormente, el sistema de curvatura variable 300 (figura 4) puede ajustar las aletas auxiliares 152 y los flaps 242 en incrementos de desviación relativamente pequeños 172, 262 para alterar la curvatura de ala tal como durante el vuelo de crucero como un medio para reducir la resistencia aerodinámica y/u optimizar la distribución de la sustentación a lo largo de una dirección de envergadura 136 (figura 2) de las alas 116.

En la figura 5, en el modo de curvatura variable 520, el sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 puede configurarse de tal manera que el movimiento de las aletas auxiliares 152 está limitado dentro de un ángulo de desviación de aletas auxiliares 170 de menos de aproximadamente tres (3) grados en la dirección ascendente 166 en relación con una posición retraída 158 (figura 4) y aproximadamente tres (3) grados en la dirección descendente 168 en relación con una posición retraída 158 de la aleta auxiliar 152. En una realización adicional, el movimiento de la aleta auxiliar 152 puede estar limitado dentro de un ángulo de desviación de aletas auxiliares 170 de aproximadamente dos (2) grados en cada una de la dirección ascendente 166 y la dirección descendente 168 en relación con la posición retraída 158. El ángulo de desviación de aletas auxiliares 170 puede definirse como el ángulo entre una línea de cuerda de ala local 140 y una línea de cuerda de aleta auxiliar local 176 (figura 10). En la presente descripción, la línea 176 de cuerda de aleta auxiliar puede extenderse a través de un punto más adelantado en la aleta auxiliar 152 cuando la aleta auxiliar 152 está en una posición retraída 158. Como se comprenderá, la posición retraída 158 puede corresponder a una posición en la que la línea de cuerda de aleta auxiliar local 176 está en general alineada con la línea de cuerda de ala local 140 (por ejemplo, un ángulo de desviación de aletas auxiliares cero 170). En la figura 5, los flaps 242 están configurados como flaps simples 242, y el ángulo de desviación de flaps 260 puede definirse como el ángulo entre la línea de cuerda de ala local 140 y una línea de cuerda de flap local 266. La línea de cuerda de flap local 266 puede alinearse con la línea de cuerda de ala local 140 cuando el flap 242 está en una posición retraída 248. Sin embargo, para los flaps multirranura 242 u otras configuraciones de flap no simple, el ángulo de desviación de flaps puede medirse mediante diferentes medios.

En la figura 5, en el modo de curvatura variable 520, el sistema de accionamiento de flaps 280 puede ordenarse automáticamente para ajustar la posición de los flaps 242 en incrementos de desviación de flaps relativamente pequeños 262 a lo largo de una dirección ascendente 256 hasta una posición ascendente 252 en relación con la posición retraída 248, y/o en incrementos de desviación de flaps relativamente pequeños 262 a lo largo de una dirección descendente 258 hasta una posición descendente 254 en relación con la posición retraída 248. En el modo de curvatura variable 520, los flaps 242 pueden recolocarse periódicamente dentro de ángulos relativamente pequeños de desviación de flaps 260 de acuerdo con una programación de desviación de flaps predeterminada. En una realización, el sistema de accionamiento de flaps 280 puede estar configurado de tal manera que el movimiento del flap 242 está limitado dentro de un ángulo de desviación de flaps 260 de menos de aproximadamente tres (3) grados en cada una de la dirección ascendente 256 y la dirección descendente 258 en relación con la posición retraída 248 o la posición neutra del flap 242. En el modo de curvatura variable 520, las aletas auxiliares 152 y los

flaps 242 pueden desplegarse juntos con otros de acuerdo con una programación de desviación de aletas auxiliares y flap para optimizar la aerodinámica del ala 116 para la reducción de resistencia aerodinámica y/o para optimizar la distribución de carga a lo largo de la envergadura.

5 La figura 6 muestra una sección transversal parcial del ala 116 que muestra una aleta auxiliar 152 en una posición
 10 retraída 158 sobre el borde de ataque fijo 118 del ala 116. En una realización, la aleta auxiliar 152 puede estar
 15 soportada por uno o más montajes de carriles portadores 202. Cada montaje de carriles portadores 202 puede
 incluir el carril de guía arqueado 204 que tiene un extremo delantero de carril 206 que se extiende a través de una
 abertura 126 en un borde de ataque de ala 118 116 y acoplado de manera fija a una pestaña de aletas auxiliares
 208 que se extiende hacia atrás de la aleta auxiliar 152. Cada carril de guía 204 puede impulsarse por un engranaje
 de piñón 210 montado de manera fija en un tubo de torsión 294, 296 y configurado para engranarse con el carril de
 guía 204. En la realización mostrada, la aleta auxiliar 152 puede moverse en una dirección ascendente y/o en una
 dirección hacia atrás ascendente 166 (véanse, por ejemplo, las figuras 5 y 10) y una dirección descendente y/o
 dirección hacia delante descendente 168 (véanse, por ejemplo, las figuras 5 y 11) en relación con una posición
 retraída 158 (véase también la figura 5). En algunos ejemplos, la aleta auxiliar 152 puede estar soportada por un
 mecanismo alternativo y/o puede configurarse para un movimiento ascendente y un movimiento descendente de la
 aleta auxiliar 152 u otros movimientos diferentes a los ejemplos específicos representados en las figuras 5, 10 y 11.

En la figura 6, se muestra un sello acoplado a un borde inferior de la aleta auxiliar 152 y que se extiende hacia una
 superficie inferior 124 del ala 116. El sello puede configurarse para mantener contacto con la superficie inferior 124
 20 del ala 116 cuando la aleta auxiliar 152 se mueve en la dirección ascendente 166 y/o en una dirección descendente
 168 en relación con la posición retraída 158. En una realización, el sello puede configurarse como un sello interior de
 aleta auxiliar 214. El sello interior de aleta auxiliar 214 puede estar montado entre el lado interior de aleta auxiliar
 188 y el borde de ataque fijo 118 del ala 116 para sellar un hueco interior entre los mismos. El sello interior 214 de
 25 aletas auxiliares puede mantener un engranaje de sellado con el lado interior de aleta auxiliar 188 y el borde de
 ataque fijo 118 cuando la aleta auxiliar 152 se mueve en dirección ascendente 166 y/o en una dirección descendente
 168 (por ejemplo, como se muestra en las figuras 5, 10 y 11). En una realización, el sello interior de aleta auxiliar
 214 puede configurarse como un sello de bulbo 216 que tiene una parte de bulbo cilíndrico hueco 218 y una parte de
 reborde 220 que se extiende desde la parte de bulbo 218 para unir el sello de bulbo 216 a la aleta auxiliar 152. El
 sello interior de aleta auxiliar 214 puede minimizar o evitar las pérdidas de aerodinámica que pueden producirse
 debido a un exceso de flujo de aire entre la aleta auxiliar 152 y el borde de ataque fijo 118 del ala 116.

30 En la figura 7, se muestra una vista parcial ampliada de una realización de un sello de aleta auxiliar. El sello de aleta
 auxiliar (por ejemplo, un sello inferior de aleta auxiliar 222) que puede configurarse para sellar un hueco inferior 190
 (figura 6) entre el borde inferior de aleta auxiliar 186 (figura 6) y la superficie inferior de ala 124 (figura 6). El sello
 inferior de aleta auxiliar 222 puede estar configurado como un miembro flexible que tiene un extremo delantero de
 35 sello 224 acoplado a la aleta auxiliar borde inferior 186 y que se extiende hacia atrás y termina en un extremo
 posterior de sello 226. El extremo delantero de sello 224 puede unirse de manera fija al borde inferior de aleta
 auxiliar 186 usando unos elementos de sujeción mecánicos, una unión adhesiva u otras técnicas de sujeción
 actualmente conocidas o desarrolladas más tarde. El sello inferior de aleta auxiliar 222 puede estar configurado de
 tal manera que el extremo posterior de sello 226 se mantiene en contacto con la superficie inferior de ala 124
 40 cuando la aleta auxiliar 152 se mueve dentro del ángulo de desviación de aletas auxiliares 170 (figuras 10-11) entre
 la posición ascendente 162 (figura 10) y la posición descendente 164 (figura 11) cuando la aleta auxiliar 152 se
 opera en el modo de curvatura variable 520 (figuras 10-11). El sello inferior de aleta auxiliar 222 puede minimizar o
 evitar ventajosamente las pérdidas de aerodinámica que pueden producirse debido al flujo de aire entre la aleta
 auxiliar 152 y el borde de ataque fijo 118 del ala 116

45 En la figura 8, se muestra una vista parcial ampliada de una realización del sello inferior de aleta auxiliar 222 que
 sigue la extensión de la aleta auxiliar en una dirección ascendente (se muestra una vista parcial de la aleta auxiliar
 en línea discontinua). En una realización, el sello inferior de aleta auxiliar 222 puede implementarse como un
 miembro de placa formado de material elástico (por ejemplo, un resorte de acero) curvado en una dirección hacia
 delante hacia atrás. En virtud de su curvatura, el sello inferior de aleta auxiliar 222 puede inclinarse contra la
 50 superficie inferior 124 del ala de tal manera que el extremo posterior de sello 226 permanece en contacto
 substancialmente continuo con la superficie inferior de ala 124 cuando la aleta auxiliar 152 se desvía en la dirección
 ascendente 166 y/o en la dirección descendente 168 (por ejemplo, como se muestra en las figuras 5, 10 y 11).

En la figura 9, se muestra una vista en perspectiva de una parte inferior de un borde de ataque de ala 118 que ilustra
 la instalación de una realización del sello inferior de aleta auxiliar 222 para sellar el hueco inferior 190 entre el borde
 inferior de aleta auxiliar 186 (figura 6) y la superficie inferior de ala 124 (figura 6) En la realización mostrada, el sello
 55 inferior de aleta auxiliar 222 puede incluir uno o más faldones de sello 228 y una o más puertas de sello 230. Una
 puerta de sello 230 puede colocarse en una localización de una abertura 126 en el borde de ataque de ala 118 para
 un carril de guía 204 (figura 5). Los faldones de sello 228 pueden formarse como un miembro alargado que puede
 extenderse a lo largo de una dirección de envergadura 136 de la aleta auxiliar 152 entre las puertas de sello 230,
 que pueden localizarse en cada abertura 126. Como se ha indicado anteriormente, el faldón de sello 228 puede
 60 tener un extremo delantero de sello 224 y un extremo posterior de sello 226. El extremo delantero de sello 224

puede acoplarse de manera fija al borde inferior de aleta auxiliar 186. El faldón de sello 228 puede configurarse como un miembro elásticamente flexible configurado para inclinar el extremo posterior de sello 226 de manera ascendente contra la superficie inferior de ala 124 cuando la aleta auxiliar 152 se desvía ascendente y descendientemente en el modo de curvatura variable 520 (figura 5).

5 En la figura 9, la puerta de sellado 230 puede tener una longitud más larga en la dirección hacia delante hacia atrás que los faldones de sello 228 de tal manera que la puerta de sello 230 puede cubrir la abertura 126 en el borde de ataque de ala 118 para el carril de guía 204 (figura 6). La puerta de sello flexible 230 puede tener un extremo delantero de sello 224 (figura 9) acoplado de manera fija al borde inferior de aleta auxiliar 186 (figura 6) y un extremo posterior de sello 226 (figura 9) configurado para mantener el contacto con la superficie inferior de ala 124. De manera similar a un faldón de sello 228, la puerta de sello 230 puede ser elásticamente flexible en una dirección vertical de tal manera que cuando la aleta auxiliar 152 se desvía ascendente y/o descendientemente, el extremo posterior de sello 226 de la puerta de sello 230 puede permanecer en contacto con la superficie inferior de ala 124 (figuras 10-11) para cubrir la abertura 126 en el borde de ataque de ala 118. De esta manera, el faldón de sello 228 y las puertas de sello 230 pueden estar configurados para mantener la continuidad del flujo de aire sobre la parte inferior de aleta auxiliar 152 y la superficie inferior de ala 124, y minimizar de este modo las pérdidas aerodinámicas.

En la figura 10, se muestra el borde de ataque de ala 118 que ilustra la aleta auxiliar 152 accionada en una dirección ascendente 166 en relación con la posición retraída 158 de la aleta auxiliar 152. En el modo de curvatura variable 520 (figura 5), la aleta auxiliar 152 puede moverse dentro de un ángulo de desviación de aletas auxiliares 170 a lo largo de una dirección hacia atrás ascendente en relación con la posición posición retraída 158. El sello inferior de aleta auxiliar 222 puede mantener ventajosamente el sellado aerodinámico de la aleta auxiliar 152 con la superficie inferior de ala 124. El sello interior de aleta auxiliar 214 puede mantener ventajosamente el sellado aerodinámico del borde superior de aleta auxiliar 178 con la superficie superior de ala 122. Como se ha indicado anteriormente, cuando se opera en el modo de curvatura variable 520 cuando el dispositivo de control 453 (figura 23) está en la posición de crucero 462 (figura 23), el sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 puede estar configurado de tal manera que el movimiento de la aleta auxiliar 152 puede estar limitado dentro de un ángulo de ángulo de desviación de aletas auxiliares 170 de menos de aproximadamente tres (3) grados en la dirección ascendente 166 en relación con una posición retraída 158.

En la figura 10, el sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 (figura 11) puede estar configurado para accionar uno o más dispositivos de borde de ataque 150 (por ejemplo, una o más aletas auxiliares 152) en incrementos de desviación de aletas auxiliares relativamente pequeños 172 tal como cuando la aleta auxiliar 152 se mueve dentro del ángulo de desviación de aletas auxiliares permisible 170 en el modo de curvatura variable 520 (figura 5). Por ejemplo, el sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 puede estar configurado para accionar la aleta auxiliar 152 en una dirección ascendente 166 y/o en una dirección descendente 164 en incrementos de desviación de aletas auxiliares 172 de menos de aproximadamente dos (2) grados, y preferentemente dentro de incrementos de desviación de aletas auxiliares 172 de menos de aproximadamente un grado, y más preferentemente dentro de un incremento de desviación de aletas auxiliares 172 de aproximadamente 0,3 grados o menos. Tal incremento relativamente pequeño de desviación de aletas auxiliares 172 permite colocar las aletas auxiliares 152 en o cerca de un ajuste calculado por un ordenador de control de vuelo 450 (figura 23). En algunos ejemplos, el ajuste puede corresponder al movimiento del dispositivo de borde de ataque 150 dentro de un ángulo de desviación 170 de menos de aproximadamente tres (3) grados en la dirección ascendente 166 y/o en la dirección descendente 168 en relación con la posición retraída 158 si el dispositivo de control 453 (figura 23) está en la posición de crucero 462 (figura 23). El ajuste puede ser un ajuste de aletas auxiliares óptimo 174 determinado por el ordenador de control de vuelo 450 basándose en los datos de estado de aeronave pre-programados, actuales, y/o en tiempo real 500 (figura 23), como se describe en mayor detalle a continuación.

45 En la figura 11, se muestra el borde de ataque de ala 118 con la aleta auxiliar 152 accionada en una dirección descendente 168 en relación con la posición retraída 158. El sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 puede accionar la aleta auxiliar 152 en incrementos de desviación de aletas auxiliares relativamente pequeños 172 cuando la aleta auxiliar 152 se mueve en la dirección descendente 168 dentro del ángulo de desviación de aletas auxiliares permisible 170. El sistema 300 puede configurarse para permitir unas aletas auxiliares de colocación 152 u otros dispositivos de borde de ataque 150 en una dirección descendente 168 en o cerca de un ajuste calculado por el ordenador de control de vuelo 450 (figura 23), tal como con un ajuste de aletas auxiliares óptimo 174 determinado por el ordenador de control de vuelo 450. El sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 puede accionar la aleta auxiliar 152 en la dirección descendente 168 en incrementos de desviación de aletas auxiliares 172 de menos de aproximadamente dos (2) grados, y preferentemente dentro de incrementos de desviación de aletas auxiliares 172 de menos de aproximadamente un grado, y más preferentemente dentro de un incremento de desviación de aletas auxiliares 172 de aproximadamente 0,3 grados o menos. El sello inferior de aleta auxiliar 222 mantiene ventajosamente el sellado aerodinámico con la superficie inferior de ala 124, y el sello interior de aleta auxiliar 214 mantiene el sellado aerodinámico con la superficie superior de ala 122. El sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 puede accionar la aleta auxiliar 152 en la dirección descendente 168 en los mismos o sustancialmente similares incrementos de desviación de aleta auxiliar 172 como se ha descrito anteriormente con respecto al movimiento de la aleta auxiliar 152 en la dirección ascendente 166 en relación con la posición retraída 158.

En la figura 12, se muestra una vista esquemática de un borde de ataque de ala 118 y que ilustra esquemáticamente una unidad de compensación de curvatura variable (VCTU) localizada entre una aleta auxiliar interior 154 y una aleta auxiliar exterior 156 montada en el borde de ataque de ala 118. Como se ha indicado anteriormente, una o más de las aletas auxiliares interiores 154 pueden estar acopladas a un tubo de torsión interior 294, tal como por medio de un engranaje de piñón 210 que engrana un carril de guía 204 de un montaje de carril portador 202 como se muestra en la figura 6. Del mismo modo, una o más aletas auxiliares exteriores 156 pueden estar acopladas a un tubo de torsión exterior 296 por medio del montaje de articulación de borde posterior 282 (figura 5). Una disposición similar puede proporcionarse para acoplar el flap interior 244 (figura 2) y el flap exterior 246 (figura 2) al tubo de torsión interior respectivo 294 (figura 6) y al tubo de torsión exterior 296 (figura 6) en el borde posterior 120 (figura 5) del ala 116 (figura 5). La VCTU 302 puede incluir un motor eléctrico de VCTU dedicado 304 que puede operarse junto con una caja de engranajes de suma de velocidad 320 y puede incluir además, un freno exterior 354. La aleta auxiliar interior 154 y el flap interior 244 (figura 2) pueden impulsarse por un motor central 406 (figura 16) de una PDU de borde de ataque respectiva 402 (figura 16) y de una PDU de borde posterior 404 (figura 16). Ventajosamente, el motor eléctrico de VCTU 304 y la caja de engranajes de suma de velocidad 320 pueden configurarse como una unidad integrada que puede operarse junto con la PDU 400 (figura 16) para accionar las aletas auxiliares exteriores 156 y los flaps 242 (figura 2) en relación con las aletas auxiliares interiores 154 y los flaps 242.

En la figura 13, se muestra una vista esquemática del borde de ataque de ala 118 de la figura 13 y que ilustra la operación de la VCTU 302 junto con la PDU 400 para accionar la aleta auxiliar exterior 156 y la aleta auxiliar interior 154 al unísono. Como se describe en mayor detalle a continuación, el freno de apagado 310 de la VCTU 302 puede aplicarse para evitar el movimiento de rotación del motor eléctrico de VCTU 304. El motor central 406 (figura 16) de la PDU de borde de ataque 402 (figura 16) puede activarse para accionar la aleta auxiliar interior 154. Con el freno de apagado 310 aplicado, el accionamiento de la aleta auxiliar interior 154 por el motor central 406 hace rotar el tubo de torsión interior 294. Cuando se aplica el freno de apagado 310, el movimiento de rotación del tubo de torsión interior 294 se transfiere a través de la caja de engranajes de suma de velocidad 320 (figura 13) al tubo de torsión exterior 296 lo que resulta en el accionamiento de la aleta auxiliar interior 154 y de la aleta auxiliar exterior 156 al unísono.

En la figura 14, se muestra una vista esquemática del borde de ataque de ala 118 de la figura 13 y que ilustra el accionamiento de la aleta auxiliar interior 154 independientemente de la aleta auxiliar exterior 156. Como se describe en mayor detalle a continuación, para el accionamiento independiente de la aleta auxiliar interior 154, se libera el freno de apagado 310 del motor eléctrico de VCTU 304. El freno exterior 354 de la VCTU 302 se aplica para evitar la rotación de la aleta auxiliar exterior 156. El motor central 406 (figura 16) de la PDU de borde de ataque 402 (figura 16) se activa, lo que resulta en la rotación del tubo de torsión interior 294. La caja de engranajes de suma de velocidad 320 está configurada de tal manera que la rotación del tubo de torsión interior 294 hace que el motor eléctrico de VCTU 304 se retroimpulse mientras que la aleta auxiliar interior 154 se acciona mediante el motor central 406 de la PDU de borde de ataque 402.

En la figura 15, se muestra una vista esquemática del borde de ataque de ala 118 de la figura 13 y que ilustra el accionamiento de la aleta auxiliar exterior 156 independientemente de la aleta auxiliar interior 154. Para el accionamiento independiente de la aleta auxiliar exterior 156, se impide al motor central 406 (figura 16) de la PDU de borde de ataque 402 (figura 16) hacer rotar el dispositivo interior 144 aplicando un freno central 414 (figura 16) que puede acoplarse al motor central 406. El freno exterior 354 de la VCTU 302 se libera. Además, el freno de apagado 310 del motor eléctrico de VCTU 304 se libera. El motor eléctrico de VCTU 304 se activa a continuación provocando la rotación del tubo de torsión exterior 296 y lo que resulta en el accionamiento de la aleta auxiliar exterior 156 independientemente de la aleta auxiliar interior 154. En una realización, puede limitarse el movimiento de la aleta auxiliar exterior 156 para evitar superar un límite de división de aleta auxiliar interior-exterior máximo predeterminado (no mostrado). El límite de división de aleta auxiliar puede representar una diferencia máxima permisible en las posiciones de despliegue de la aleta auxiliar interior 154 en relación con la aleta auxiliar exterior 156.

Como se ilustra esquemáticamente en las figuras 12-15, la VCTU 302 proporciona ventajosamente un medio para impulsar las aletas auxiliares exteriores 156 independientemente de la aleta auxiliar interior 154. El sistema desvelado anteriormente para accionar las aletas auxiliares exteriores 156 y las aletas auxiliares interiores 154 independientemente unas de otras, puede aplicarse de una manera similar a los flaps exteriores 246 y a los flaps interiores 244 o a otros dispositivos de borde posterior 240, tales como los alerones 288 y flaperones 286. En este sentido, la VCTU 302 proporciona un medio para accionar los dispositivos exteriores 146 independientemente del dispositivo interior 144 de una manera simplificada en relación con los sistemas basados en embragues convencionales que pueden requerir una cantidad relativamente grande de movimientos discretos para colocar los dispositivos interiores 144 y los dispositivos exteriores 146 en las posiciones de curvatura variable de destino. La VCTU 302 como se desvela en el presente documento simplifica los movimientos de aleta auxiliar y flap exteriores asimétricos, y mejora la viabilidad del despliegue diferencial de los dispositivos interiores y exteriores que pueden ser deseables durante una o más fases de vuelo, tal como durante el despegue, ascenso, crucero, descenso, aproximación, y aterrizaje, como se describe en mayor detalle a continuación.

En la figura 16, se muestra una vista esquemática del sistema de curvatura variable 300 que incorpora unas VCTU 302 entre las aletas auxiliares interiores 154 y las aletas auxiliares exteriores 156 en el borde de ataque 118 de cada ala 116, y que incorpora unas VCTU 302 entre los flaps interiores 244 y los flaps exteriores 246 o flaperones 286 en el borde posterior 120 de cada ala 116. Como se ha indicado anteriormente, cada VCTU 302 puede operarse junto con una PDU centralmente localizada 400. Por ejemplo, la PDU de borde de ataque 402 puede estar acoplada a las aletas auxiliares interiores 154 en lados opuestos del fuselaje 102 (figura 2), y el borde posterior 120 puede acoplarse a los flaps interiores 244 en lados opuestos del fuselaje 102. El sistema de curvatura variable 300 que incluye la PDU 400 y la VCTU 302 puede controlarse mediante la electrónica de control de vuelo 422 que puede localizarse centralmente, tal como adyacente a la PDU 400.

En la figura 16, la electrónica de control de vuelo 422 puede configurarse para generar señales de órdenes representativas de las posiciones de curvatura variable de destino para las aletas auxiliares interiores y exteriores 154, 156 y los flaps 244, 246 y otros dispositivos de borde de ataque 150 y dispositivos de borde trasero 240. Las señales de órdenes pueden transmitirse desde la electrónica de control de vuelo 422 a lo largo de una o más líneas de órdenes 424, o las señales de órdenes pueden transmitirse de manera inalámbrica a las PDU 400 y a los controladores de motor 303 de cada VCTU 302. En este sentido, cada VCTU 302 puede incluir un controlador de motor 303 para controlar el motor eléctrico de VCTU 304, el freno exterior 354, y/o el freno de apagado 310 de la VCTU 302. Tales señales de órdenes transmitidas a la PDU de borde de ataque 402 y a las VCTU 302 pueden permitir el accionamiento de las aletas auxiliares interiores y exteriores 154, 156 de acuerdo con un incremento de desviación de aletas auxiliares mínimo 172 (figura 12). Del mismo modo, las señales de órdenes transmitidas a la PDU de borde posterior 404 y a las VCTU 302 pueden permitir el accionamiento de los flaps interiores y exteriores 244, 246 de acuerdo con el incremento de desviación de flaps mínimo 262 (figura 5). La electrónica de control de vuelo 422 puede recibir señales de posición desde los sensores de posición 312 (no mostrados) que pueden estar incluidos en cada una de las VCTU 302. Las señales de posición generadas por los sensores de posición 312 pueden representar la posición actual del dispositivo interior 144 o del dispositivo exterior 146 que está accionándose por la VCTU.

En la figura 16, el sistema de curvatura variable 300 desvelado en el presente documento puede incluir además una fuente de alimentación central 426 para alimentar el motor eléctrico de VCTU 304 de cada una de las VCTU 302. La fuente de alimentación 426 puede estar localizada centralmente tal como cerca de las PDU 400. En una realización, el controlador de motor 303 de cada uno de los motores eléctricos de VCTU 304 puede estar provisto de un suministro sustancialmente continuo de una alimentación relativamente de baja tensión a partir de la fuente de alimentación central 426 (figura 17) para los períodos en los que la VCTU 302 no está accionada. La alimentación relativamente de baja tensión puede proporcionarse a los motores eléctricos de VCTU 304 a partir de la fuente de alimentación central 426 a través de una línea de suministro eléctrico 428. La alimentación relativamente de baja tensión puede hacer que el motor eléctrico de VCTU 304 rote en respuesta a una señal de órdenes transmitida desde la electrónica de control de vuelo 422 al controlador de motor 303.

En la figura 16, cada una de las VCTU 302 puede incluir el motor eléctrico de VCTU 304 mencionado anteriormente y una caja de engranajes de suma de velocidad 320. Cada VCTU 302 puede incluir también un freno exterior 354 para evitar la rotación del dispositivo exterior 146. Cada VCTU 302 puede incluir adicionalmente el freno de apagado 310 que puede aplicarse para evitar la rotación del motor eléctrico de VCTU 304. Los controladores de motor 303 pueden recibir alimentación a partir de la fuente de alimentación localizada centralmente 426 a través de las líneas de suministro eléctrico 428. Tal alimentación puede proporcionarse a las bobinas 318 del freno de apagado 310 en respuesta a una señal de órdenes recibida desde la electrónica de control de vuelo 422. El sistema de curvatura variable 300 puede incluir uno o más resolvidores 316 colocados en diferentes localizaciones en el borde de ataque 118 y en el borde trasero 120 del ala 116. Las señales que representan las posiciones de los dispositivos de borde de ataque 150 y de los dispositivos de borde posterior 240 pueden proporcionarse a la electrónica de control de vuelo 422.

En la figura 17, se muestra una vista esquemática de la parte central del sistema de curvatura variable 300 que contiene la PDU de borde de ataque 402 y la PDU de borde posterior 404. Como se ha indicado anteriormente, las aletas auxiliares de borde de ataque 152 (figura 17) pueden estar acopladas al tubo de torsión interior 294 en el borde de ataque 118 (figura 17) del ala 116 (figura 17). Los flaps de borde posterior 242 pueden estar acoplados al tubo de torsión interior 294 en el borde posterior 120 (figura 17) del ala 116. Como se ha indicado anteriormente, cada una de las PDU 400 puede incluir uno o más motores centrales 406 que incluyen un motor activo 408 y un motor de reserva 410. Cada uno de los motores centrales 406 puede incluir un freno central 414 configurado como un freno de apagado para evitar la rotación del motor central 406 y evitar de este modo el accionamiento del dispositivo interior 144 (figura 17) al que está acoplado el motor central 406.

En la figura 17, en una realización, el motor activo 408 y/o el motor de reserva 410 pueden estar configurados como un motor hidráulico o un accionador electrohidráulico acoplado a un sistema hidráulico central 418 a través de una o más líneas hidráulicas 420, y pueden estar configurados para impulsar los dispositivos interiores 144. El motor activo 408 y/o el motor de reserva 410 pueden estar configurados opcionalmente como un motor eléctrico o accionador electromecánico para impulsar los dispositivos interiores 144. La PDU de borde de ataque 402 y la PDU de borde

posterior 404 pueden incluir cada una de las mismas una caja de engranajes central 412 y uno o más frenos centrales 414. Los frenos centrales 414 (por ejemplo, los frenos de apagado) pueden evitar el movimiento de los dispositivos interiores 144 cuando se aplican los frenos centrales 414.

5 En la figura 18, se muestra una ilustración esquemática de los componentes que conforman la VCTU 302 que incluye el motor eléctrico de VCTU 304, el freno de apagado 310, el sensor de posición 312, la caja de engranajes de suma de velocidad 320, y el freno exterior 354. La caja de engranajes de suma de velocidad 320 puede incluir un árbol interior 351 que puede estar acoplado al dispositivo interior 144 (por ejemplo, la aleta auxiliar interior 154 o el flap interior 244 - figura 17) a través del tubo de torsión interior 294. La caja de engranajes de suma de velocidad 320 puede también incluir un árbol exterior 352 que puede estar acoplado al dispositivo exterior 146 (por ejemplo, las aleta auxiliar exterior 156 o el flap exterior 246 - figura 17) a través del tubo de torsión exterior 296. El motor eléctrico de VCTU 304 puede incluir un árbol de motor 306 que tiene un piñón de motor 308 que puede estar acoplado a un engranaje anular 338 de la caja de engranajes de suma de velocidad 320.

15 En la figura 18, la caja de engranajes de suma de velocidad 320 puede configurarse de tal manera que si uno de los tres árboles (por ejemplo, el árbol interior 351, el árbol exterior 352, el árbol de motor 306) se mantiene estacionario y bloqueado de rotar, el par restante de árboles rotará bajo la fuerza motriz de uno de los árboles restantes del par. Por ejemplo, si se evita que el árbol interior 351 rote debido a la aplicación del freno central 414 (figura 17) de la PDU 400 (figura 17), entonces la rotación del árbol de motor 306 hará que la rotación del árbol exterior 352 resulte en el accionamiento del dispositivo exterior 146 independientemente del dispositivo interior 144. Si se evita que el árbol de motor 306 rote debido a la aplicación del freno de apagado 310, entonces la rotación del árbol interior 351 provocará que la rotación del árbol exterior 352 resulte en el accionamiento del dispositivo interior y exterior 144, 146 al unísono uno con el otro. Si se evita que el árbol exterior 352 rote debido a la aplicación del freno exterior 354, entonces la rotación del árbol interior 351 mediante el motor central 406 provocará que el motor eléctrico de VCTU 304 se impulse de nuevo mientras se acciona el dispositivo interior 144 y el dispositivo exterior 146 está estacionario.

25 En la figura 18, el árbol interior 351 puede estar fijamente acoplado al dispositivo interior 144 a través del tubo de torsión interior 294. El árbol exterior 352 puede estar fijamente acoplado al dispositivo exterior 146 a través del tubo de torsión exterior 296. El árbol interior 351 puede incluir un piñón interior 334 que puede acoplarse a un engranaje interior 332. La VCTU 302 puede incluir un sensor de posición 312 que tiene un engranaje de sensor de posición 314 engranado con el engranaje interior 332 para detectar una posición del dispositivo interior 144 y transmitir una señal de posición representativa a la electrónica de control de vuelo 422. El engranaje interior 332 puede estar montado en o acoplado de manera fija a un árbol de engranaje central 350 del engranaje central 346 de la caja de engranajes de suma de velocidad 320. La caja de engranajes de suma de velocidad 320 puede incluir una pluralidad de engranajes planetarios 344 que pueden estar soportados sobre un portador 348. El portador 348 puede estar acoplado de manera fija al árbol exterior 352. Los engranajes planetarios 344 pueden rodear el engranaje central 346 y pueden engranarse al engranaje central 346. La pluralidad de engranajes planetarios 344 pueden estar circunscritos por un engranaje anular 338. El piñón de motor 308 puede engranarse a un lado externo 342 del engranaje anular 338.

40 En la figura 19, se muestra una ilustración en perspectiva de una realización de la VCTU 302 que muestra el tubo de torsión interior 294 acoplado al árbol interior 351 de la caja de engranajes de suma de velocidad 320, y que muestra además el tubo de torsión exterior 296 acoplado al árbol exterior 352 de la caja de engranajes de suma de velocidad 320. La VCTU 302 puede proporcionarse como una unidad integrada que incluye el motor eléctrico de VCTU 304 y el freno de apagado asociado 310, el freno exterior 354, y el sensor de posición 312, todos los cuales pueden estar soportados por o contenidos dentro de una carcasa de VCTU 322. La carcasa de VCTU 322 puede incluir una o más pestañas de montaje 324 para montar la VCTU 302 a la estructura de ala en el borde de ataque 118 (figura 17) y/o en el borde posterior 120 (figura 17) del ala 116 (figura 17).

50 En la figura 20, se muestra una vista que mira hacia delante de la VCTU 302 y que ilustra la carcasa de VCTU 322 formada en una disposición de tres piezas que incluye una carcasa interior 326 en el lado interior de la VCTU 302, una carcasa exterior 330 en un lado exterior de la VCTU 302, y una carcasa intermedia 328 intercalada entre la carcasa interior 326 y la carcasa exterior 330. La carcasa interior 326, la carcasa intermedia 328, y la carcasa exterior 330 pueden acoplarse mecánicamente entre sí tal como con unos elementos de sujeción mecánicos o a través de otros medios de acoplamiento. La disposición de tres piezas de la carcasa de VCTU 322 puede facilitar el montaje y desmontaje de la VCTU 302 tal como para el mantenimiento y la inspección. Aunque no se muestra, cada VCTU 302 puede incluir un sello que se extiende alrededor de un perímetro en la interfaz de la carcasa exterior 330, la carcasa intermedia 328, y la carcasa interior 326 para sellar el interior de los elementos.

55 En la figura 21, se muestra una vista en sección de la VCTU 302 que muestra el piñón interior 334 y el engranaje de sensor de posición 314 acoplados operativamente entre sí por el engranaje interior 332. En una realización de la VCTU 302, puede omitirse el engranaje interior 332, y el árbol interior 351 puede acoplarse directamente al engranaje central 346 de la caja de engranajes de suma de velocidad 320. En una disposición de este tipo, el engranaje de sensor de posición 314 puede acoplarse operativamente al árbol interior 351 para permitir que el

sensor de posición 312 detecte la posición del dispositivo interior 144 y transmita una señal de posición representativa a la electrónica de control de vuelo 422.

En la figura 22, se muestra una vista en sección de la VCTU 302 que ilustra la caja de engranajes de suma de velocidad 320 configurada como un sistema de engranaje planetario 336. Como se ha descrito anteriormente, la caja de engranajes de suma de velocidad 320 puede incluir un engranaje central 346 que tiene unos dientes de engranaje y que puede estar rodeado por una pluralidad de engranajes planetarios 344. Los engranajes planetarios 344 pueden estar soportados sobre el portador 348 que puede estar montado de manera fija al árbol exterior 352. Los dientes de engranaje de los engranajes planetarios 344 pueden engranarse a los dientes de engranaje en un lado interior 340 del engranaje anular 338 que circunscribe los engranajes planetarios 344. El piñón de motor 308 del motor eléctrico de VCTU 304 puede acoplarse al lado exterior 342 del engranaje anular 338.

En la figura 23, se muestra una vista esquemática del sistema 300 (por ejemplo, un sistema de curvatura variable 300) que incluye un sistema de control 452 para controlar uno o más dispositivos de borde de ataque 150 (por ejemplo, una o más aletas auxiliares 152 u otras configuraciones de dispositivos) y uno o más dispositivos de borde posterior 240 (por ejemplo, uno o más flaps 242 u otras configuraciones de dispositivos). El sistema de control 452 puede operarse para seleccionar una posición de dispositivo de control designada 460 a partir de una pluralidad de posiciones de dispositivo de control 458. En una realización, el sistema de control 452 puede incluir un dispositivo de control 453 que puede estar integrado en un sistema de control de vuelo 452 de la aeronave 100, y que puede montarse en un banco de consola o de control de un puente de mando. El dispositivo de control 453 puede incluir una pluralidad de posiciones de dispositivo de control 458 correspondientes a los ajustes de flap 242 y puede incluir una palanca de control de flaps 454 que puede moverse a lo largo de una dirección hacia delante y hacia atrás. La palanca de control de flaps 454 puede colocarse en una o más posiciones de palanca de flap correspondientes a los ajustes de flap. Sin embargo, el dispositivo de control 453 puede proporcionarse en cualquier realización para manipular las aletas auxiliares 152 y los flaps 242, y no se limita a una palanca de control de flaps 454. El dispositivo de control 453 puede incluir una o más puertas mecánicas 456 configuradas para evitar el movimiento de la palanca de control de flaps 454 hasta que la palanca de control de flaps 454 se eleve, se deprima, o se manipule de otra manera para mover la palanca de control de flaps 454 más allá de la puerta mecánica como un medio para evitar la retracción inadvertida de los flaps 242.

En la figura 23, el dispositivo de control 453 puede incluir una pluralidad de posiciones de dispositivo de control 458 que incluyen al menos una posición de dispositivo de control designada 460. En la realización mostrada, las posiciones de dispositivo de control 458 pueden incluir una posición de crucero 462 designada por UP (no mostrada), una posición de espera 464 designada como HOLD, una posición de ascenso o una posición de aproximación 466 designada como CLB/APP, una posición de despegue 468 designada como TOGA, y una posición de aterrizaje 472 designada como LAND. Sin embargo, las posiciones de dispositivo de control 458 pueden designarse por una nomenclatura diferente y no se limitan a las designaciones ilustradas. Por ejemplo, las posiciones de dispositivo de control 458 pueden incluir UP, F1, F5, F20, y F30, o las posiciones de dispositivo de control 458 pueden incluir 0, 1, 2, 3/OPT, FULL, y que pueden corresponder en general a las posiciones de dispositivo de control 458 mencionadas anteriormente UP, HOLD, CLB/APP, TOGA.

En la figura 23, el sistema de curvatura variable 300 puede incluir un ordenador de control de vuelo 450 configurado para calcular un ajuste para los dispositivos de borde de ataque 150 y/o para los dispositivos de borde posterior 240. En una realización, el ajuste puede ser un ajuste de aletas auxiliares óptimo 174 determinado por el ordenador de control de vuelo 450 basándose en los datos de estado de aeronave 500. El ordenador de control de vuelo 450 también puede determinar un ajuste de flaps óptimo 264 basándose en los datos de estado de aeronave 500. Los datos de estado de aeronave 500 pueden incluir el peso bruto de aeronave 502, el centro de gravedad de aeronave 504, el número de Mach 506, y la altitud 510. Los datos de estado de aeronave 500 pueden incluir también el ángulo de ataque 512, la velocidad vertical 508, la fase de vuelo 514, la posición de palanca de flap, y/u otros parámetros de aeronave.

En la figura 23, el sistema de control 452 puede estar acoplado comunicativamente al ordenador de control de vuelo 450. El sistema de control 452 puede estar configurado para ordenar automáticamente a uno o más dispositivos de borde de ataque 150 su ajuste si se selecciona una posición de dispositivo de control designada 460. En algunos ejemplos, el sistema de control 452 puede ordenar automáticamente al sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 y al sistema de accionamiento de flaps 280 colocar las aletas auxiliares 152 y los flaps 242 en el ajuste óptimo 174, 264 cuando el dispositivo de control 453 se mueve a una posición de dispositivo de control designada 460. La posición de dispositivo de control designada puede ser una posición de crucero 462, una posición de ascenso o una posición de aproximación 466, u otras posiciones de dispositivo de control designadas 460. En algunos ejemplos, cuando la palanca de control de flaps 454 está en la posición de crucero 462 (es decir, en la posición UP), el sistema de control 452 puede ordenar automáticamente al sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 colocar las aletas auxiliares interiores 154 (figura 17) y las aletas auxiliares exteriores 156 (figura 17) en los ajustes de aletas auxiliares óptimos respectivos 174, y/o el sistema de control 452 puede ordenar automáticamente al sistema de accionamiento de flaps 280 ordenar automáticamente los flaps interiores 244 (figura 17) y los flaps exteriores 246 (figura 17) en los ajustes de flap óptimos respectivos 264. Además, el sistema de

control 452 puede ordenar automáticamente al sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 y al sistema de accionamiento de flaps 280 recolocar periódicamente las aletas auxiliares 152 y los flaps 242 de acuerdo con una programación de colocación de aletas auxiliares y una programación de colocación de flaps cuando el dispositivo de control 453 está en una posición de dispositivo de control designada 460 tal como en la posición de crucero 462. En una realización, el sistema de control 452 puede permitir el accionamiento automático de las aletas auxiliares 152 y de los flaps 242 en el modo de curvatura variable 520 cuando la palanca de control de flaps 454 está en la posición de crucero 462 y la aeronave 100 está por encima de una altitud predeterminada 510 y dentro de una velocidad anemométrica predeterminada o de un alcance de número de Mach.

Haciendo referencia todavía a la figura 23, el sistema de control 452 puede estar configurado para ordenar automáticamente al sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 y al sistema de accionamiento de flaps 280 accionar los dispositivos de borde de ataque 150 y los dispositivos de borde posterior 240 en un modo de alivio de carga 524. En este sentido, cuando el dispositivo de control 453 está en la posición de crucero 462 y la aeronave 100 está por encima de un peso bruto de aeronave predeterminado 502, el sistema de control 452 puede estar configurado para desplegar diferencialmente las aletas auxiliares interiores y exteriores 154, 156 y los flaps 244, 246 para variar la curvatura de ala a lo largo de una dirección de envergadura 136 provocando que la sustentación de ala 142 se desplace a lo largo de la dirección de envergadura 136 hacia una parte interior 130 del ala 116. Tal redistribución de la sustentación a lo largo de la envergadura puede reducir la flexión del ala durante el crucero variando la curvatura de ala a lo largo de la dirección de envergadura 136. En este sentido, las aletas auxiliares interiores y exteriores 154, 156 y los flaps 244, 246 pueden desplegarse diferencialmente para disminuir la curvatura de una parte exterior 134 del ala 116 para reducir la sustentación generada por la parte de exterior 134, y/o para aumentar la curvatura de ala en la parte interior 130 del ala 116 para aumentar la sustentación en la parte interior 130. El desplazamiento de la sustentación de ala 142 hacia la parte interior 130 puede minimizar el momento de flexión en la raíz de ala 128 y permitir una reducción en el peso estructural del ala 116 debido al momento de flexión reducido.

En una realización, el sistema de control 452 puede estar configurado también para ordenar automáticamente al sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 y al sistema de accionamiento de flaps 280 accionar los dispositivos de borde de ataque 150 y los dispositivos de borde posterior 240 en un modo de reducción de resistencia 526. Por ejemplo, por debajo de un peso bruto de aeronave predeterminado 502, el sistema de control 452 puede desplegar diferencialmente los dispositivos de borde de ataque 150 y los dispositivos de borde posterior 240 para minimizar la resistencia aerodinámica en el ala 116 durante el crucero que puede maximizar la relación sustentación a resistencia que resulta en un aumento en la economía de combustible, el alcance, y/o capacidad de carga útil de la aeronave 100. El modo de alivio de carga mencionado anteriormente 524 y el modo de reducción de resistencia 526 pueden incluir limitar la frecuencia con la que se accionan las aletas auxiliares 152 y los flaps 242 para conservar energía. Por ejemplo, el accionamiento de las aletas auxiliares 152 y los flaps 242 puede estar limitado a un máximo de una vez cada cinco (5) minutos.

En la figura 24, se muestran una colección de gráficas que ilustran la funcionalidad del sistema de curvatura variable 300 durante un vuelo de crucero, y el despliegue diferencial de las aletas auxiliares interiores y exteriores 154, 156, y los flaps interiores y exteriores 244, 246 como una función de los datos de estado de aeronave 500. Los datos de estado de aeronave 500 puede incluir la altitud 510, el número de Mach 506, el peso bruto de aeronave 502, y el centro de gravedad de aeronave 504 trazados a lo largo del tiempo 528 (por ejemplo, en horas) representando la duración de una misión de aeronave. También se muestra una representación gráfica que ilustra la habilitación del modo de alivio de carga 524 durante una etapa temprana de la misión cuando el peso bruto de aeronave 502 está en un máximo. También se muestra una gráfica que ilustra la habilitación de un modo de reducción de resistencia 526 cuando la aeronave 100 tiene un peso bruto de aeronave reducido 502 y está por encima de una altitud predeterminada 510. También se muestran unas representaciones gráficas que ilustran los ángulos de desviación de aletas auxiliares 170 de las aletas auxiliares interiores 154 y de las aletas auxiliares exteriores 156 que ilustran el despliegue diferencial de las mismas de acuerdo con la programación de colocación de aletas auxiliares. Del mismo modo, se muestran unas representaciones gráficas que ilustran los ángulos de desviación de flaps 260 de los flaps interiores 244 y de los flaps exteriores 246 que ilustran el despliegue diferencial de los mismos de acuerdo con la programación de colocación de flaps.

En la figura 24, en el modo de alivio de carga 524 durante una etapa temprana de la misión, el ordenador de control de vuelo 450 puede calcular continuamente el ajuste de aletas auxiliares óptimo 174 y el ajuste de flaps óptimo 264 para cada una de las aletas auxiliares interiores y exteriores 154, 156 y los flaps 244, 246 basándose en los datos de estado de aeronave 500, tal como el peso bruto de aeronave 502 y el centro de gravedad de aeronave 504. El modo de alivio de carga 524 puede activarse automáticamente con pesos brutos relativamente altos cuando la aeronave 100 está en vuelo de crucero a velocidades de crucero. El sistema de control 452 puede recolocar periódicamente (por ejemplo, cada cinco minutos, diez minutos, etc.) las aletas auxiliares 152 y los flaps 242 en los ángulos de desviación de superficie programados por peso-CG en una dirección ascendente 166 y/o en una dirección descendente 168 dentro de los límites del ángulo de desviación de aletas auxiliares descritos anteriormente 170 y del ángulo de desviación de flaps 260, como se muestra en la figura 5. El modo de reducción de resistencia 526 puede activarse automáticamente cuando el peso bruto de aeronave 502 cae por debajo de un límite

predeterminado y la aeronave 100 está operando dentro de un entorno de altitud-número de Mach durante el ascenso, el crucero, y/o el descenso, y/o a una altitud 510 y velocidades de crucero bajas, tal como durante una desviación hacia un aeropuerto después de un descenso de emergencia. El sistema de control 452 también puede cambiar periódicamente la posición de las aletas auxiliares 152 y los flaps 242 a los ángulos de desviación de superficie programados por peso-CG en una dirección ascendente 166 y/o en una dirección descendente 168 en el modo de curvatura variable 520.

En la figura 25, se muestra una vista esquemática del sistema de control 452 estando el ordenador de control de vuelo 450 configurado para determinar y/o implementar una secuencia de aleta auxiliar automatizada y una secuencia de flap durante la fase de ascenso de una misión y/o durante la fase de descenso de una misión. El ordenador de control de vuelo 450 puede determinar un ajuste de aletas auxiliares óptimo 174 y un ajuste de flaps óptimo 264 basándose en los datos de estado de aeronave 500. Cuando el dispositivo de control 453 (por ejemplo, la palanca de control de flaps 454) se mueve a la posición de ascenso 466 o a la posición de aproximación 466 (por ejemplo, la designación CLB/APP), el sistema de control 452 puede ordenar automáticamente al sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 y al sistema de accionamiento de flaps 280 accionar automáticamente las aletas auxiliares 152 y los flaps 242 en el ajuste de aletas auxiliares óptimo 174 y en el ajuste de flaps óptimo 264 de acuerdo con una programación de extensión predeterminada durante el descenso, y de acuerdo con una programación de retracción predeterminada durante el ascenso. Cuando el dispositivo de control 453 (por ejemplo, la palanca de control de flaps 454) se mueve a al menos una de una posición de ascenso y una posición de aproximación, las aletas auxiliares 152 pueden extenderse a una posición de sellado 182 (figura 4) de tal manera que el borde superior de aleta auxiliar 178 se sella contra y/o está en contacto con la superficie superior de ala 122. Al limitar la extensión de las aletas auxiliares 152 a la posición de sellado 182 (figura 4) en lugar de a la posición de separación 184 (figura 4), la resistencia aerodinámica puede minimizarse lo que puede ser deseable durante las últimas etapas de un ascenso después del despegue. Durante la aproximación, la limitación de la extensión de las aletas auxiliares 152 a la posición de sellado 182 puede minimizar el ruido aerodinámico (por ejemplo, el ruido comunitario) en relación con la cantidad de ruido aerodinámico que de otra manera puede generarse si las aletas auxiliares 152 se extienden a la posición de separación 184.

En la figura 26, se muestra una colección de gráficas que ilustran la funcionalidad del sistema de curvatura variable 300 durante el descenso de una aeronave 100 y que ilustran el despliegue diferencial de las aletas auxiliares interiores y exteriores 154, 156 y los flaps 244, 246 como una función de los datos de estado de aeronave 500. Los datos de estado de aeronave 500 incluyen la altitud 510 y número de Mach 506 trazado sobre el tiempo 528 en minutos. También se muestran las posiciones de palanca de flap y la secuencia correspondiente de la extensión de las aletas auxiliares 152 y los flaps 242. Las representaciones gráficas ilustran los ángulos de desviación de aletas auxiliares 170 y los ángulos de desviación de flaps 260, y muestran las aletas auxiliares interiores 154 y los flaps 244 en líneas de trazos y las aletas auxiliares exteriores 156 y los flaps 246 en líneas continuas para ilustrar el despliegue diferencial de los mismos de acuerdo con la secuenciación de aleta auxiliar y secuenciación flap automatizadas durante el descenso.

En la figura 27, se muestra un gráfica que representa gráficamente la relación sustentación a resistencia (L/D) 540 como una función del coeficiente de sustentación 542 para un ala en diferentes configuraciones. La gráfica incluye una representación gráfica de la L/D 540 frente al coeficiente de sustentación 542 para un ala sin capacidad de curvatura variable de borde de ataque o borde posterior 544 (es decir, "NO VC"). También se muestra en la gráfica una representación gráfica de la L/D 540 frente al coeficiente de sustentación 542 para un ala que implementa la capacidad de curvatura variable de 546 usando solamente unos dispositivos de borde posterior (es decir, "TE VC"). Una comparación de la representación gráfica "NO VC" con la representación gráfica "TE VC" ilustra un aumento 548 en la L/D proporcionado por la curvatura variable de borde posterior 546 en relación con un ala sin ninguna capacidad de curvatura variable 544. La gráfica incluye, además, una representación gráfica de la L/D 540 frente al coeficiente de sustentación 542 para un ala que implementa tanto la curvatura variable de borde posterior como la curvatura variable de borde de ataque 550 (es decir, "LE & TE VC"). Una comparación de la representación gráfica "TE VC" con la representación gráfica "LE & TE VC" ilustra un aumento adicional 552 en la L/D 540 proporcionado por la combinación de la capacidad de curvatura variable de borde de ataque y de borde posterior 550 en relación con un ala que tiene solamente la capacidad de curvatura variable de borde posterior 546.

Como puede observarse en la gráfica de la figura 27, la implementación de la capacidad de curvatura variable en una dirección de cuerda y/o en una dirección de envergadura del ala puede proporcionar una reducción significativa en la resistencia aerodinámica como se refleja en un aumento de la L/D, y que puede traducirse en la mejora de la eficacia del combustible, un alcance de crucero extendido, y/o un aumento de la capacidad de carga útil (por ejemplo, pasajeros, carga) para una aeronave. La capacidad de curvatura variable a lo largo de una dirección de envergadura también puede proporcionar un medio para la redistribución de la sustentación de envergadura para desplazar la carga de ala desde la parte exterior de las alas a la parte interior para reducir la flexión de raíz de ala. La reducción en la flexión de raíz de ala puede permitir una reducción en el dimensionamiento de la estructura de raíz de ala lo que puede permitir una reducción en el peso estructural de aeronave y que puede traducirse en un aumento en la eficacia de combustible, el alcance, y/o la capacidad de carga útil.

En la figura 28, se muestra un diagrama de flujo que contiene una o más operaciones que pueden incluirse en un método 600 de variar la curvatura de ala de un ala 116. Se entenderá que una o más de las etapas representadas en la figura 28 pueden ser opcionales y/o las etapas pueden realizarse, en algunos ejemplos, en un orden diferente sin alejarse del alcance de la presente divulgación. La etapa 602 del método puede incluir calcular un ajuste de aletas auxiliares basándose en los datos de estado de aeronave. En algunos ejemplos, el ajuste puede calcularse usando un ordenador de control de vuelo 450. El ajuste puede ser un ajuste de aletas auxiliares óptimo 174 para una aleta auxiliar interior 154 y una aleta auxiliar exterior 156 basado en los datos de estado de aeronave 500. Como se ha indicado anteriormente, los datos de estado de aeronave 500 pueden incluir el peso bruto de aeronave 502, el centro de gravedad de aeronave 504, el número de Mach 506, y la altitud 510, y pueden incluir adicionalmente el ángulo de ataque 512, la velocidad vertical 508, la fase de vuelo 514, la posición de la palanca de flap, y otros parámetros. El ordenador de control de vuelo 450 puede calcular periódica o continuamente el ajuste de aletas auxiliares óptimo 174 para cada una de las aletas auxiliares interiores y exteriores 154, 156, basándose en los datos de estado de aeronave 500.

La etapa 604 del método 600 de la figura 28 puede incluir usar un dispositivo de control 453 en un puente de mando de la aeronave y seleccionar con el dispositivo de control 453 una posición de dispositivo de control designada. En algunas realizaciones, el método 600 puede incluir mover un dispositivo de control 453 a una posición de dispositivo de control designada 460 tal como a una de una posición de crucero 466, una posición de ascenso o una posición de aproximación 466. Por ejemplo, la palanca de control de flaps 454 puede moverse a la posición de crucero 462 (figura 23) lo que puede permitir al sistema de control 452 operar en un modo de curvatura variable 520. La palanca de control de flaps 454 también puede moverse a la posición de ascenso y/o a la posición de aproximación 466 (figura 25) para iniciar una secuenciación automática para colocar las aletas auxiliares 152 y/o los flaps 242.

La etapa 606 del método 600 de la figura 28 puede incluir accionar un dispositivo de borde de ataque 150 de una aeronave 100 en una dirección ascendente 166 en relación con una posición retraída 158 del dispositivo de borde de ataque 150 para reducir una curvatura del ala 116 mientras que la aeronave 100 está en vuelo. En algunas realizaciones, el dispositivo de borde de ataque 150 puede comprender una o más aletas auxiliares 152 acopladas a un sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200. El método puede incluir accionar, usando el sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200, una o más aletas auxiliares 152 en la dirección ascendente 166 y/o en la dirección descendente 168 en relación con la posición retraída 158. En algunos ejemplos, el método puede incluir ordenar automáticamente a uno o más dispositivos de borde de ataque 150 ajustar una aleta auxiliar en respuesta a seleccionar una posición de dispositivo de control designada 160. El ajuste de aletas auxiliares puede calcularse por el ordenador de control de vuelo 450 basándose en los datos de estado de aeronave 500 como se ha indicado anteriormente. En otros ejemplos, el método puede incluir ordenar automáticamente al sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 colocar las aletas auxiliares interiores 154 y las aletas auxiliares exteriores 156 en los ajustes de aletas auxiliares óptimos respectivos 174 en respuesta a mover el dispositivo de control 453 a la posición de dispositivo de control designada 460, tal como la posición de crucero 462. El método puede incluir accionar una aleta auxiliar 152 en una dirección ascendente 166 en relación con una posición retraída 158 de la aleta auxiliar 152 en un borde de ataque fijo 118 de un ala 116 como se muestra en la figura 11. Cuando la aleta auxiliar 152 está en la posición ascendente 162, un punto más adelantado en el borde de ataque de la aleta auxiliar 152 puede ser mayor que el punto más adelantado en el borde de ataque de la aleta auxiliar 152 cuando la aleta auxiliar 152 está en la posición retraída 158. El método también puede incluir accionar la aleta auxiliar 152 en una dirección descendente 168 en relación con una posición retraída 158 de la aleta auxiliar 152 en un borde de ataque fijo 118 de un ala 116 como se muestra en la figura 12.

La etapa 608 del método 600 de la figura 28 puede incluir accionar uno o más dispositivos de borde de ataque 150 en incrementos de desviación de menos de aproximadamente un (1) grado. En algunos ejemplos, el método puede incluir accionar las aletas auxiliares interiores 154 y/o las aletas auxiliares exteriores 156 en incrementos de desviación de aletas auxiliares relativamente pequeños 172 para permitir que las aletas auxiliares 152 se coloquen cerca del ajuste de aletas auxiliares óptimo 174. Del mismo modo, los flaps interiores 244 y los flaps exteriores 246 pueden accionarse en incrementos de desviación de flaps relativamente pequeños 262. En una realización, las aletas auxiliares 152 y los flaps 242 pueden accionarse en incrementos de desviación de menos de aproximadamente dos (2) grados, y más preferentemente en incrementos de desviación de menos de aproximadamente 0,5 grados, tal como en incrementos de desviación de aproximadamente 0,3 grados o menos.

La etapa 610 del método 600 de la figura 28 puede incluir limitar el movimiento de uno o más dispositivos de borde de ataque 150 dentro de un ángulo de desviación de menos de aproximadamente tres (3) grados en cada una de la dirección ascendente 166 y una dirección descendente 168 en relación con la posición retraída 158 en respuesta a seleccionar la posición de crucero 462. En algunos ejemplos, el método puede incluir limitar el movimiento de las aletas auxiliares 152 a un ángulo de desviación de aletas auxiliares 170 (figura 5) de menos de aproximadamente tres grados en cada una de la dirección ascendente 166 (figura 5) y/o la dirección descendente 168 (figura 5) en relación con la posición retraída 158 de la aleta auxiliar 152 cuando el dispositivo de control 453 (por ejemplo, la palanca de control de flaps 454) está en la posición de crucero 462. Del mismo modo, el método puede incluir limitar el movimiento del flap 242 a un ángulo de desviación de flaps 260 (figura 5) de menos de aproximadamente tres (3) grados en cada una de la dirección ascendente 256 y la dirección descendente 168 en relación con la posición

retraída 248 del flap 242. El accionamiento de las aletas auxiliares 152 y de los flaps 242 en el modo de curvatura variable 520 puede permitir la variación de cuerda de la curvatura del ala y/o la variación de envergadura de la curvatura de ala para optimizar el rendimiento aerodinámico de las alas 116.

La etapa 612 del método 600 de la figura 28 puede incluir sellar un hueco inferior 190 entre un borde inferior del dispositivo de borde de ataque 150 y una superficie inferior del ala 116 mientras que se acciona el dispositivo de borde de ataque 150 en la dirección ascendente 166. En algunos ejemplos, el hueco inferior 190 puede sellarse por un sello inferior de aleta auxiliar flexible 222 que se extiende entre un borde inferior de aleta auxiliar 186 y una superficie inferior de ala 124. El sello inferior de aleta auxiliar flexible 222 puede sellar el hueco inferior 190 al accionar la aleta auxiliar 152 dentro del ángulo de desviación de aleta auxiliar de aproximadamente tres (3) grados en cada una de la dirección ascendente 166 y la dirección descendente 168. Por ejemplo, el método puede incluir sellar el hueco inferior 190 entre el borde inferior de aleta auxiliar 186 y la superficie inferior de ala 124 usando un sello inferior de aleta auxiliar 222 como se ilustra en las figuras 6-12. El método puede incluir unir el extremo delantero de sello 224 al borde inferior de aleta auxiliar 186, y mantener el contacto entre el extremo posterior de sello 226 y la superficie inferior de ala 124 al accionar la aleta auxiliar 152 a la posición ascendente 162 en relación con la posición retraída 158, y/o al accionar la aleta auxiliar 152 a la posición descendente 164 en relación con la posición retraída 158. Como se ha indicado anteriormente, el sello inferior de aleta auxiliar 222 puede estar configurado para inclinar el extremo posterior de sello 226 en una dirección ascendente 166 de tal manera que el extremo posterior de sello 226 permanece en contacto sustancialmente continuo con la superficie inferior de ala 124 cuando la aleta auxiliar 152 se desvía dentro del ángulo de desviación de aletas auxiliares 170 en la dirección ascendente 166 y en la dirección descendente 168 cuando la aleta auxiliar se acciona en el modo de curvatura variable 520.

La etapa 614 del método 600 de la figura 28 puede incluir recolocar periódicamente las aletas auxiliares 152 de acuerdo con una programación de colocación de aletas auxiliares predeterminada. En este sentido, el método puede incluir ordenar automáticamente, usando el sistema de control 452, al sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 de acuerdo con la programación de colocación de aletas auxiliares cuando el dispositivo de control 453 (por ejemplo, la palanca de control de flaps 454) está en una posición de dispositivo de control designada 460 tal como en la posición de crucero 462, la posición de ascenso 466, y/o la posición de aproximación 466, como se ilustra en las figuras 23-26. En las realizaciones donde el dispositivo de borde de ataque 150 incluye una o más aletas auxiliares interiores 154 y una o más aletas auxiliares exteriores 156, el método puede incluir desplegar diferencialmente las aletas auxiliares interiores 154 y las aletas auxiliares exteriores 156 para variar la curvatura de ala a lo largo de una dirección de cuerda y/o de envergadura 136.

Ventajosamente, el sistema de curvatura variable 300 permite accionar la aleta auxiliar interior 154 y la aleta auxiliar exterior 156 independientemente entre sí usando el sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200. En este sentido, las aletas auxiliares interiores 154 y las aletas auxiliares exteriores 156 pueden accionarse para ajustes diferenciales de las aletas auxiliares 152 como puede determinarse por el ordenador de control de vuelo 450. En una realización, el método puede incluir accionar, usando una unidad de compensación de curvatura variable (VCTU) 302, las aletas auxiliares exteriores 156 independientemente de las aletas auxiliares interiores 154. Como se ha indicado anteriormente, el motor eléctrico de VCTU 304 puede operar junto con la caja de engranajes de suma de velocidad 320 para hacer rotar el árbol exterior 352 independientemente del árbol interior 351 de una manera que haga que la aleta auxiliar exterior 156 se accione independientemente de la aleta auxiliar interior 154.

El método puede incluir operar una VCTU 302 junto con una PDU 400. Por ejemplo, el método puede incluir accionar la aleta auxiliar interior 154 usando un motor central 406 de la PDU 400. Como se ha indicado anteriormente, cada una de las VCTU 302 puede localizarse entre un dispositivo interior 144 y un dispositivo exterior 146. El dispositivo interior 144 puede acoplarse de forma motriz al motor central 406 de la PDU 400 que puede incluir un freno central 414 o un freno de apagado. El método puede incluir adicionalmente acoplar el dispositivo interior 144 y el dispositivo exterior 146 a un árbol interior 351 y a un árbol exterior 352 respectivos de la caja de engranajes de suma de velocidad 320 de la VCTU 302. El método puede incluir, además, operar el motor eléctrico de VCTU 304 junto con la caja de engranajes de suma de velocidad 320 de una manera tal como para hacer rotar el árbol exterior 352 y el árbol interior 351 uno en relación con el otro para controlar el accionamiento de los dispositivos exteriores 146 (por ejemplo, las aletas auxiliares exteriores 156 y los flaps 242) en relación con los dispositivos interiores 144 (por ejemplo, las aletas auxiliares interiores 154 y los flaps 242).

En una realización, la operación del motor eléctrico de VCTU 304 junto con la caja de engranajes de suma de velocidad 320 de la VCTU 302 puede incluir activar el motor eléctrico de VCTU 304 para provocar la rotación del árbol exterior 352 independientemente del árbol interior 351, y accionar el dispositivo exterior 146 independientemente del dispositivo interior 144. El accionamiento del dispositivo exterior 146 independientemente del dispositivo interior 144 puede incluir aplicar un freno central 414 acoplado al motor central 406, y evitar el movimiento del dispositivo interior 144 en respuesta a aplicar el freno central 414.

En una realización adicional, la VCTU 302 puede operarse junto con la PDU 400 para accionar los dispositivos interiores y exteriores 144, 146 al unísono. En este sentido, el método puede incluir aplicar el freno de apagado 310

del motor eléctrico de VCTU 304, y evitar la rotación del motor eléctrico de VCTU 304 en respuesta a aplicar el freno de apagado 310. El método puede incluir además activar el motor central 406, accionando el dispositivo interior 144 en respuesta a la activación del motor central 406, y haciendo rotar de forma motriz el árbol interior 351 en respuesta a accionar el dispositivo interior. El método puede incluir adicionalmente hacer rotar el árbol exterior 352 usando el árbol interior 351 como resultado de aplicar el freno de apagado 310 y evitar la rotación del motor eléctrico de VCTU 304, y dando como resultado el accionamiento del dispositivo interior 144 y del dispositivo exterior 146 al unísono.

La VCTU 302 también puede operarse junto con la PDU 400 para accionar el dispositivo interior 144 independientemente del dispositivo exterior 146. En este sentido, el método puede incluir la aplicación del freno exterior 354 de la VCTU 302, impidiendo el movimiento del dispositivo exterior 146 en respuesta a la aplicación del freno exterior 354, y activando el motor central 406 para provocar la rotación del tubo de torsión interior 294. Con el freno exterior 354 aplicado, la rotación del tubo de torsión interior 294 puede dar lugar al accionamiento del dispositivo interior 144 independientemente del dispositivo exterior 146.

La etapa 616 del método 600 de la figura 28 puede incluir calcular, usando los datos de estado de aeronave 500, un ajuste de flaps óptimo 264 de un flap 242 acoplado a un borde posterior 120 del ala 116. Como se ha indicado anteriormente, los datos de estado de aeronave 500 pueden incluir el peso bruto de aeronave 502, el centro de gravedad de aeronave 504, el número de Mach 506, y la altitud 510, y otros parámetros de estado de aeronave. El ordenador de control de vuelo 450 puede calcular continuamente el ajuste de flaps óptimo 264 para cada uno de los flaps interiores y exteriores 244, 246 de tal manera que cuando el dispositivo de control 453 se mueve a una posición de dispositivo de control designada 460, tal como la posición de crucero 462, el sistema de control 452 puede ordenar automáticamente a los flaps 242 el ajuste de flaps óptimo 264 que puede resultar en la variación de la curvatura de ala a lo largo de una dirección de cuerda y/o a lo largo de una dirección de envergadura 136 del ala 116.

La etapa 618 del método 600 de la figura 28 puede incluir colocar, usando el sistema de accionamiento de flaps 280, los flaps interiores 244 y los flaps exteriores 246 en los ajustes de flaps óptimos respectivos 264. Una colocación de los flaps interiores 244 y de los flaps exteriores 246 puede realizarse junto con la colocación de las aletas auxiliares interiores 154 y de las aletas auxiliares exteriores 156 en los ajustes de aletas auxiliares óptimos respectivos 174.

La etapa 620 del método 600 de la figura 28 puede incluir redistribuir la sustentación de envergadura en respuesta a la variación de la curvatura de ala cuando las aletas auxiliares 152 y/o los flaps 242 se accionan en un modo de alivio de carga 524. El método puede incluir seleccionar la posición de crucero 462 usando el dispositivo de control 453. Por ejemplo, el método puede incluir mover el dispositivo de control 453 a la posición de crucero 462 de tal manera que mediante un piloto en el puente de mando se mueva manualmente la palanca de control de flaps 454 a la posición de crucero 462 cuando la aeronave se aproxima o alcanza la altitud de crucero. El método puede incluir también determinar un peso bruto de aeronave 502, y proporcionar el peso bruto de aeronave 502 al ordenador de control de vuelo 450. El método puede incluir comparar un peso bruto de aeronave con un valor umbral. Si el peso bruto de aeronave supera el valor umbral, el método puede incluir ordenar automáticamente el despliegue diferencial de la aleta(s) auxiliar interior 154 y de la aleta(s) auxiliar exterior 156 de una manera que provoque una disminución en la sustentación de ala en una parte exterior 134 del ala 116 en comparación con una parte interior 130 del ala 116. En este sentido, el despliegue diferencial de las aletas auxiliares interiores 154 y de las aletas auxiliares exteriores 156 puede hacer que la sustentación de ala 142 se desplace a lo largo de una dirección de envergadura 136 desde la parte exterior 134 del ala 116 hacia la parte interior 130. Las aletas auxiliares 152 y los flaps 242 pueden recibir órdenes de manera que reduzcan la curvatura de ala en la parte exterior 134 del ala 116, y aumenten la curvatura de ala en la parte interior 130 del ala 116. El método puede incluir además, redistribuir la sustentación de envergadura reduciendo la sustentación de ala 142 en la parte exterior 134 en relación con la parte interior 130 en respuesta a la reducción de la curvatura de ala en la parte exterior 134, y reducir el momento de flexión de ala en la raíz de ala 128 en respuesta a la redistribución de la sustentación de envergadura.

La etapa 622 del método 600 de la figura 28 pueden incluir reducir la resistencia aerodinámica en respuesta a la variación de la curvatura de ala cuando las aletas auxiliares 152 y/o los flaps 242 se accionan en un modo de reducción de resistencia 526. El método puede incluir mover el dispositivo de control 453 a la posición de crucero 462, y determinar, mediante un ordenador de control de vuelo 450, si el peso bruto de aeronave 502 está por debajo de un límite predeterminado. En una realización, el ordenador de control de vuelo 450 puede comparar el peso bruto de aeronave con un valor umbral. Si el peso bruto de aeronave no excede el valor umbral, el método puede incluir ordenar automáticamente a la aleta(s) auxiliar interior 154 y a la aleta(s) auxiliar exterior 156 unas posiciones respectivas seleccionadas para minimizar la resistencia aerodinámica del ala 116. En una realización, cuando el peso bruto de aeronave 502 está por debajo de un límite predeterminado, el método puede incluir ordenar automáticamente al sistema de accionamiento de aletas auxiliares 200 y al sistema de accionamiento de flaps 280 desplegar diferencialmente las aletas auxiliares 154, 156 y los flaps 244, 246 interiores y exteriores de una manera que minimicen la resistencia aerodinámica del ala 116. La minimización de la resistencia aerodinámica puede resultar en la maximización de la relación sustentación a resistencia (L/D) que puede mejorar la eficacia del combustible y/o ampliar el alcance o la capacidad de carga útil de la aeronave 100.

Modificaciones y mejoras adicionales de la presente divulgación pueden ser evidentes para los expertos en la materia. Por lo tanto, la combinación específica de las partes descritas e ilustradas en el presente documento está destinada a representar solamente ciertas realizaciones de la presente divulgación y no está destinada a servir como limitaciones de realizaciones o dispositivos alternativos dentro del alcance de la divulgación.

5 De acuerdo con un aspecto de la presente divulgación, se proporciona un sistema para variar un curvatura de ala, que comprende un dispositivo de borde de ataque acoplado a un ala de una aeronave; y el dispositivo de borde de ataque está configurado para accionarse en una dirección ascendente y en una dirección descendente en relación con una posición retraída del dispositivo de borde de ataque.

10 El sistema desvelado comprende, además, un sistema de accionamiento configurado para accionar el dispositivo de borde de ataque en incrementos de desviación de menos de aproximadamente un grado.

15 El sistema desvelado comprende además un ordenador de control de vuelo configurado para calcular un ajuste basándose en los datos de estado de aeronave; un sistema de control acoplado comunicativamente al ordenador de control de vuelo y operable para seleccionar una posición de dispositivo de control designada a partir de una pluralidad de posiciones de dispositivo de control; y el sistema de control está configurado para ordenar automáticamente al dispositivo de borde de ataque el ajuste si se selecciona la posición de dispositivo de control designada.

El sistema desvelado en el que la posición de dispositivo de control designada es una posición de crucero, una posición de ascenso, o una posición de aproximación.

20 El sistema desvelado en el que el ajuste corresponde al movimiento del dispositivo de borde de ataque limitado dentro de un ángulo de desviación de menos de aproximadamente tres grados en la dirección ascendente y/o en la dirección descendente en relación con la posición retraída si el dispositivo de control está en la posición de crucero.

El sistema desvelado en el que los datos de estado de aeronave incluyen al menos uno de los siguientes: el peso bruto de aeronave, el centro de gravedad de aeronave, el número de Mach, y la altitud.

25 El sistema desvelado comprende además, un sistema de accionamiento acoplado al dispositivo de borde de ataque y en el que el sistema de control está configurado para ordenar automáticamente al sistema de accionamiento recolocar periódicamente el dispositivo de borde de ataque de acuerdo con una programación de colocación de aletas auxiliares mientras el dispositivo de control está en la posición de dispositivo de control designada.

30 El sistema desvelado en el que el dispositivo de borde de ataque incluye una aleta auxiliar interior y una aleta auxiliar exterior; y el sistema de accionamiento está configurado para accionar la aleta auxiliar interior independientemente de la aleta auxiliar exterior.

El sistema desvelado en el que el sistema de accionamiento incluye una unidad de compensación de curvatura variable (VCTU) colocada entre la aleta auxiliar interior y la aleta auxiliar exterior; y la VCTU está configurada para el despliegue diferencial de la aleta auxiliar exterior y de la aleta auxiliar interior.

35 El sistema desvelado en el que el dispositivo de borde de ataque incluye una aleta auxiliar interior y una aleta auxiliar exterior; y el sistema de control está configurado además para ordenar el despliegue diferencial de la aleta auxiliar interior y de la aleta auxiliar exterior para variar la curvatura de ala a lo largo de una dirección de envergadura del ala.

40 El sistema desvelado en el que el dispositivo de borde de ataque comprende una aleta auxiliar, comprendiendo además el sistema un sello acoplado a un borde inferior de la aleta auxiliar y que se extiende hacia una superficie inferior del ala; y el sello está configurado para mantener el contacto con la superficie inferior del ala cuando la aleta auxiliar se mueve en la dirección ascendente y/o en la dirección descendente en relación con la posición retraída.

45 De acuerdo con otro aspecto de la presente divulgación, se proporciona una aeronave, que comprende un ala que incluye un borde de ataque; una aleta auxiliar acoplada al borde de ataque; y un sistema de accionamiento de aletas auxiliares configurado para accionar la aleta auxiliar en una dirección ascendente y en una dirección descendente en relación con una posición retraída de la aleta auxiliar.

De acuerdo con otro aspecto de la presente divulgación, se proporciona un método para variar una curvatura de ala, comprendiendo el método accionar un dispositivo de borde de ataque de una aeronave en una dirección ascendente en relación con una posición retraída del dispositivo de borde de ataque para reducir una curvatura del ala mientras la aeronave está en vuelo.

50

- El método desvelado en el que el accionamiento del dispositivo de borde de ataque comprende accionar el dispositivo de borde de ataque en incrementos de desviación de menos de aproximadamente un grado.
- 5 El método desvelado en el que el dispositivo de borde de ataque comprende una aleta auxiliar acoplada a un sistema de accionamiento de aletas auxiliares, comprendiendo además el método accionar la aleta auxiliar con el sistema de accionamiento de aletas auxiliares en la dirección ascendente y/o en una dirección descendente en relación con la posición retraída.
- 10 El método desvelado que comprende además calcular un ajuste de aleta auxiliar basándose en los datos de estado de aeronave; usar un dispositivo de control en un puente de mando de la aeronave, seleccionando una posición del dispositivo de control designada; y ordenar automáticamente al dispositivo de borde de ataque el ajuste de aleta auxiliar en respuesta a la selección de la posición del dispositivo de control designada.
- El método desvelado en el que la selección de la posición de dispositivo de control designada comprende seleccionar una de entre una posición de crucero, una posición de ascenso, y una posición de aproximación.
- El método desvelado en el que los datos de estado de aeronave incluyen al menos uno de los siguientes: el peso bruto de aeronave, el centro de gravedad de aeronave, el número de Mach, y la altitud.
- 15 El método desvelado en el que el accionamiento del dispositivo de borde de ataque incluye accionar una aleta auxiliar interior y una aleta auxiliar exterior acopladas al borde de ataque; y ordenar automáticamente, usando un sistema de control, al sistema de accionamiento de aletas auxiliares recolocar periódicamente la aleta auxiliar interior y la aleta auxiliar exterior de acuerdo con una programación de colocación de aletas auxiliares cuando un dispositivo de control está en una posición de dispositivo de control designada.
- 20 El método desvelado en el que el dispositivo de borde de ataque incluye una aleta auxiliar interior y una aleta auxiliar exterior, comprendiendo además el método desplegar diferencialmente la aleta auxiliar interior y la aleta auxiliar exterior para variar la curvatura de ala a lo largo de una dirección de envergadura.
- 25 El método desvelado en el que el dispositivo de borde de ataque incluye una aleta auxiliar interior y una aleta auxiliar exterior, comprendiendo además el método accionar la aleta auxiliar exterior independientemente de la aleta auxiliar interior.
- 30 El método desvelado en el que el dispositivo de borde de ataque incluye una aleta auxiliar interior y una aleta auxiliar exterior, comprendiendo además el método seleccionar la posición de crucero comparando un peso bruto de aeronave con un valor umbral; si el peso bruto de aeronave supera el valor umbral, ordenar automáticamente el despliegue diferencial de la aleta auxiliar interior y de la aleta auxiliar exterior de una manera que provoque una disminución en la sustentación de ala en una parte exterior del ala en comparación con una parte interior del ala; y si el peso bruto de aeronave no supera el valor umbral, ordenar automáticamente a la aleta auxiliar interior y a la aleta auxiliar exterior unas posiciones respectivas seleccionadas para minimizar la resistencia aerodinámica del ala.
- 35 El método desvelado que comprende además, limitar el movimiento del dispositivo de borde de ataque dentro de un ángulo de desviación de menos de aproximadamente tres grados en cada una de la dirección ascendente y una dirección descendente en relación con la posición retraída en respuesta a seleccionar la posición de crucero.
- El método desvelado comprende además, sellar un hueco entre un borde inferior del dispositivo de borde de ataque y una superficie inferior del ala, mientras que se acciona el dispositivo de borde de ataque en la dirección ascendente.

REIVINDICACIONES

1. Un sistema para variar una curvatura de ala, que comprende:

5 un dispositivo de borde de ataque (150) para un ala (116) de una aeronave (100), estando el dispositivo de borde de ataque configurado para accionarse en una dirección ascendente y en una dirección descendente en relación con una posición retraída del dispositivo de borde de ataque; estando dicho sistema **caracterizado por que** comprende además:

10 un ordenador de control de vuelo (422) configurado para calcular un ajuste basándose en los datos de estado de aeronave;
un sistema de control acoplado de manera comunicativa al ordenador de control de vuelo y que incluye un dispositivo de control (453) operable para seleccionar una posición de crucero a partir de una pluralidad de posiciones de dispositivo de control;
estando el sistema de control configurado para ordenar automáticamente al dispositivo de borde de ataque el ajuste si se selecciona la posición de crucero; y

15 un sistema de accionamiento (200) configurado para accionar el dispositivo de borde de ataque (150) en incrementos de desviación (172) de menos de aproximadamente un grado,

en el que:

20 el ajuste corresponde al movimiento del dispositivo de borde de ataque (150) limitado al interior de un ángulo de desviación de menos de aproximadamente tres grados en la dirección ascendente y/o en una dirección descendente en relación con la posición retraída, si el dispositivo de control está en la posición de crucero; y el sistema de control está configurado para ordenar automáticamente al sistema de accionamiento recolocar periódicamente el dispositivo de borde de ataque (150) de acuerdo con una programación de colocación de aletas auxiliares mientras que el dispositivo de control está en la posición de crucero.

2. El sistema de la reivindicación 1, en el que:

25 los datos de estado de aeronave incluyen al menos uno de los siguientes: peso bruto de aeronave, centro de gravedad de aeronave, número de Mach y altitud.

3. El sistema de la reivindicación 1, en el que:

el dispositivo de borde de ataque incluye una aleta auxiliar interior y una aleta auxiliar exterior; y el sistema de accionamiento (200) está configurado para accionar la aleta auxiliar interior independientemente de la aleta auxiliar exterior.

30 4. El sistema de la reivindicación 3, en el que:

el sistema de accionamiento (200) incluye una unidad de compensación de curvatura variable (VCTU) (302) colocada entre la aleta auxiliar interior y la aleta auxiliar exterior; y la VCTU está configurada para el despliegue diferencial de la aleta auxiliar exterior y de la aleta auxiliar interior.

5. El sistema de la reivindicación 1, en el que:

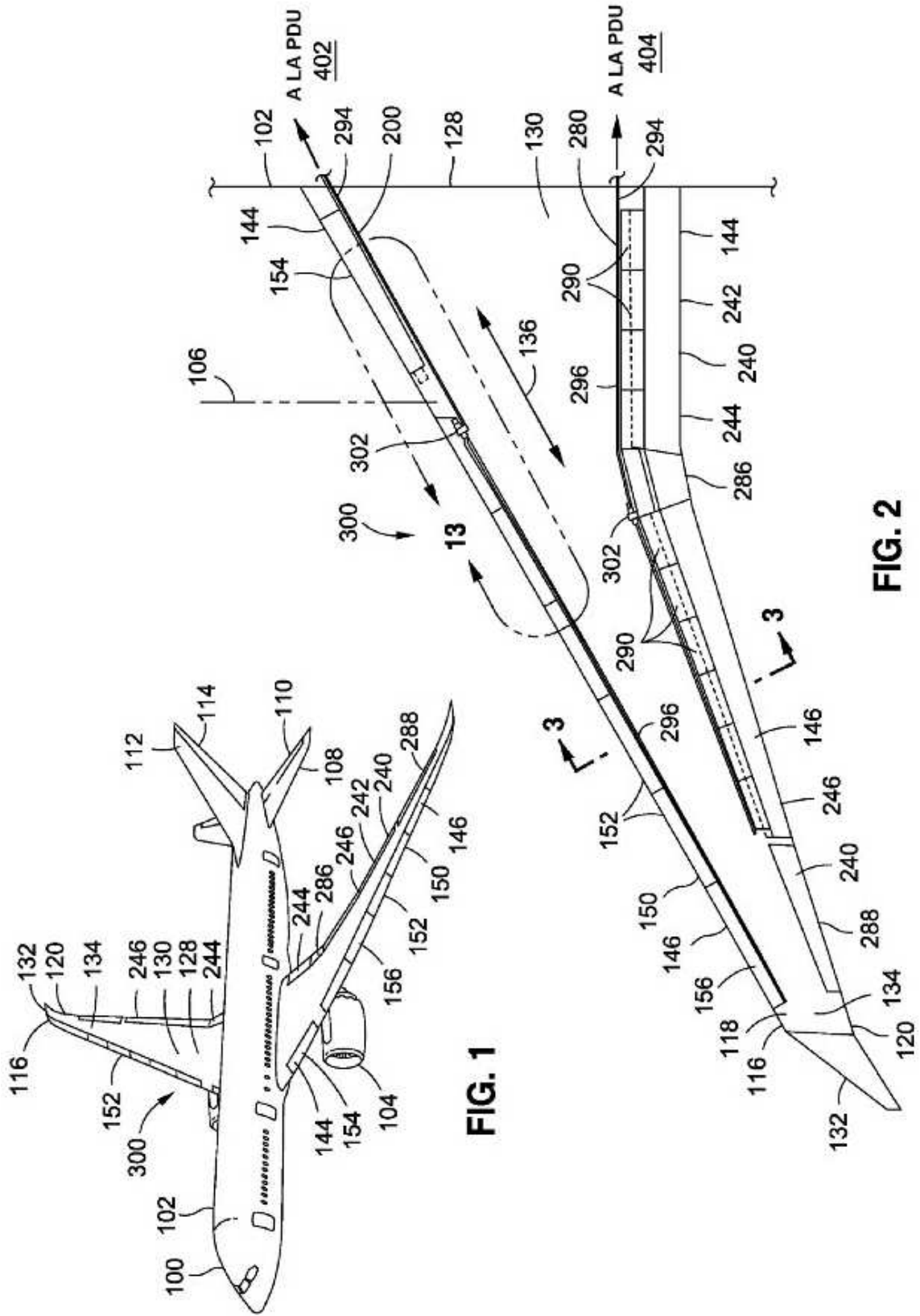
35 el dispositivo de borde de ataque (150) incluye una aleta auxiliar interior y una aleta auxiliar exterior; y el sistema de control está configurado además para ordenar el despliegue diferencial de la aleta auxiliar interior y de la aleta auxiliar exterior para variar la curvatura del ala a lo largo de una dirección de la envergadura del ala.

40 6. El sistema de la reivindicación 1, que comprende además un ala de una aeronave a la que está acoplado el dispositivo de borde de ataque, en el que el dispositivo de borde de ataque comprende una aleta auxiliar, comprendiendo además el sistema:

un sello acoplado a un borde inferior de la aleta auxiliar y que se extiende hacia una superficie inferior del ala (116); y el sello configurado para mantener contacto con la superficie inferior del ala cuando la aleta auxiliar se mueve en la dirección ascendente y/o en la dirección descendente en relación con la posición retraída.

45 7. Un método para variar una curvatura de ala, comprendiendo el método:

- calcular un ajuste de aletas auxiliares basándose en los datos de estado de aeronave;
usar un dispositivo de control (453) en un puente de mando de la aeronave (100) para seleccionar una posición de crucero a partir de una pluralidad de posiciones de dispositivo de control;
ordenar automáticamente al dispositivo de borde de ataque (150) ajustar la aleta auxiliar en respuesta a la
5 selección de la posición de crucero; y
accionar un dispositivo de borde de ataque (150) de una aeronave (100) en una dirección ascendente en relación con una posición retraída del dispositivo de borde de ataque para reducir una curvatura del ala (116), mientras la aeronave está en vuelo,
en el que:
- 10 el dispositivo de borde de ataque (150) se acciona en incrementos de desviación de menos de aproximadamente un grado, dentro de un ángulo de desviación de menos de aproximadamente tres grados en la dirección ascendente y/o en una dirección descendente en relación con la posición retraída, si el dispositivo de control está en la posición de crucero; y
15 el método comprende ordenar automáticamente al sistema de accionamiento recolocar periódicamente el dispositivo de borde de ataque (150) de acuerdo con una programación de colocación de aletas auxiliares mientras que el dispositivo de control está en la posición de crucero.
8. El método de la reivindicación 7, en el que el dispositivo de borde de ataque (150) comprende una aleta auxiliar acoplada a un sistema de accionamiento de aletas auxiliares (200), comprendiendo además el método:
- 20 accionar la aleta auxiliar con el sistema de accionamiento de aletas auxiliares (200) en la dirección ascendente y/o en la dirección descendente en relación con la posición retraída.



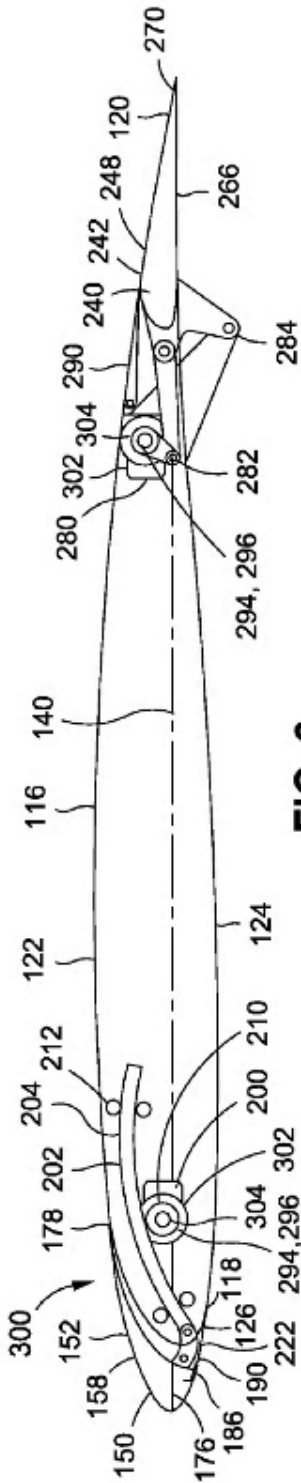


FIG. 3

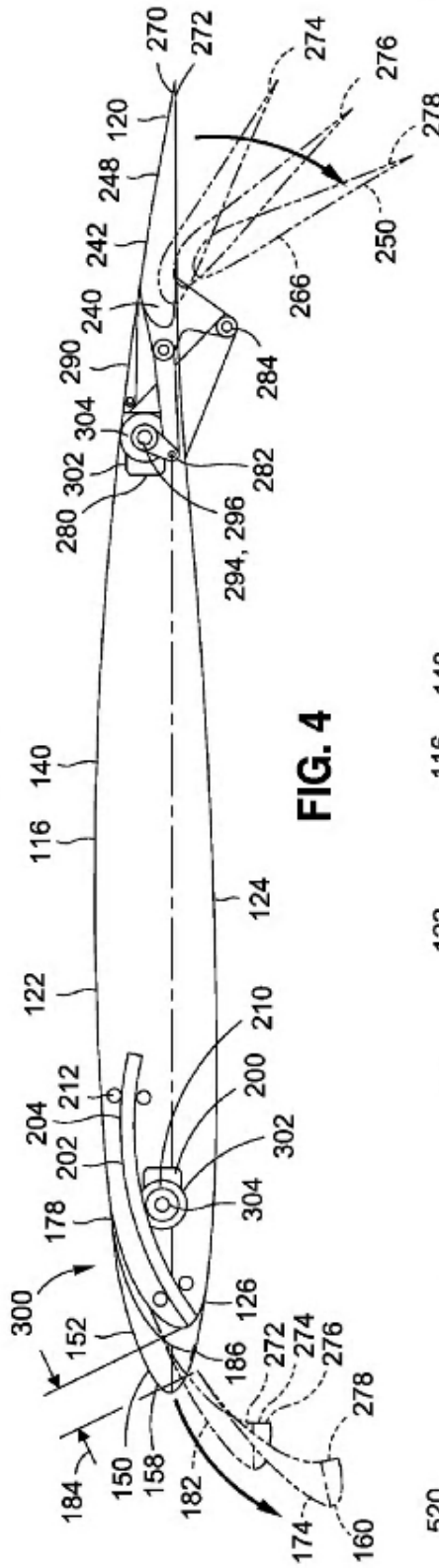


FIG. 4

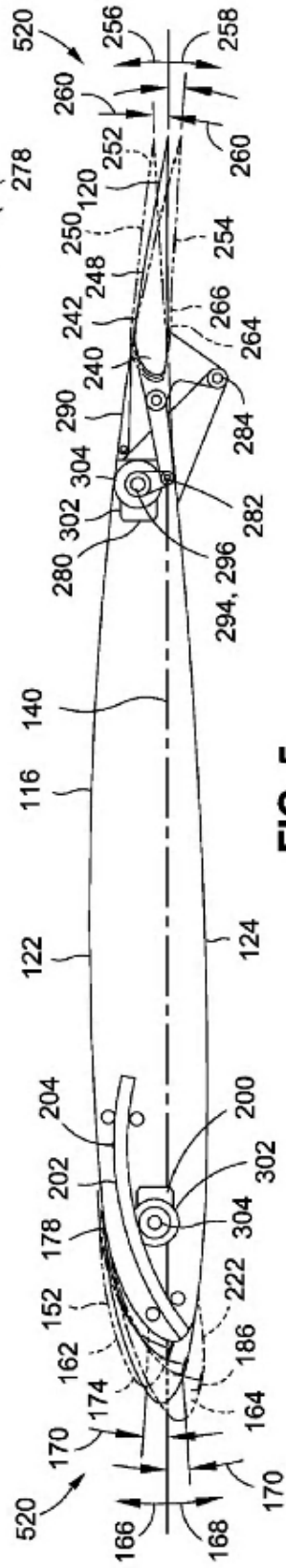


FIG. 5

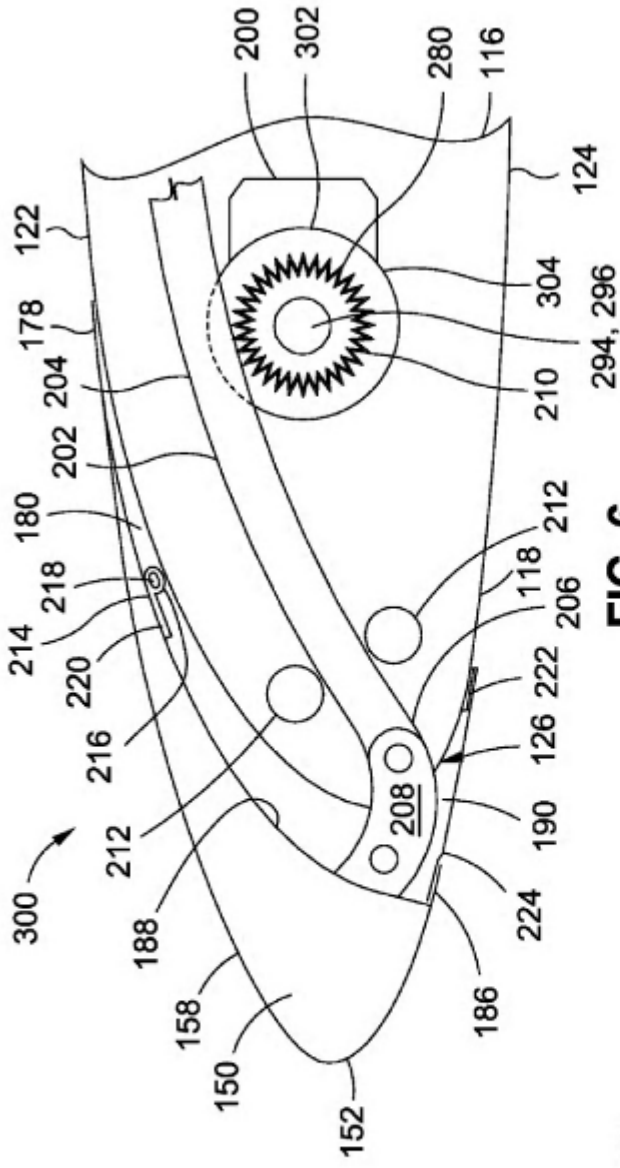


FIG. 6

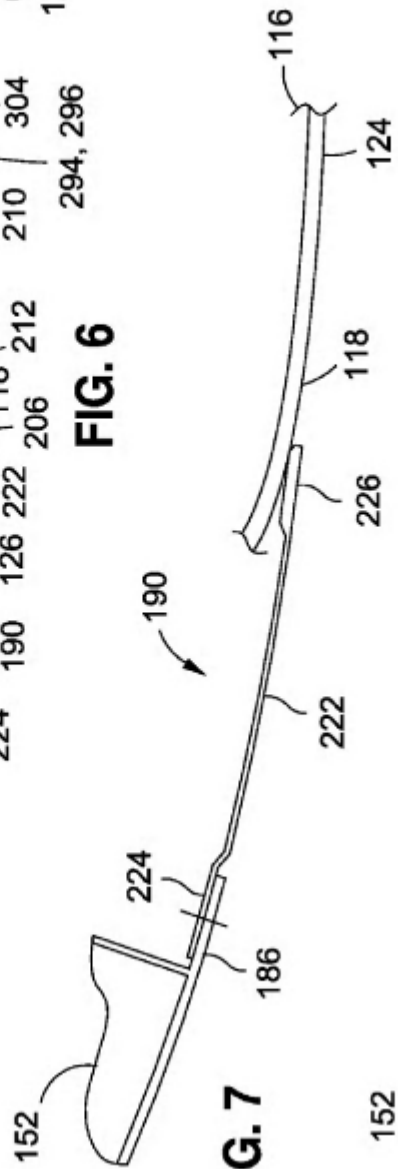


FIG. 7

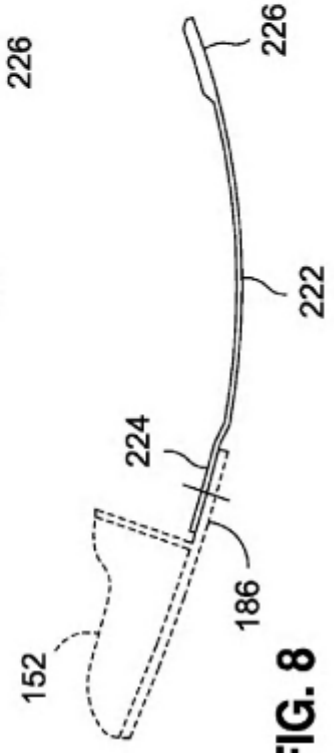


FIG. 8

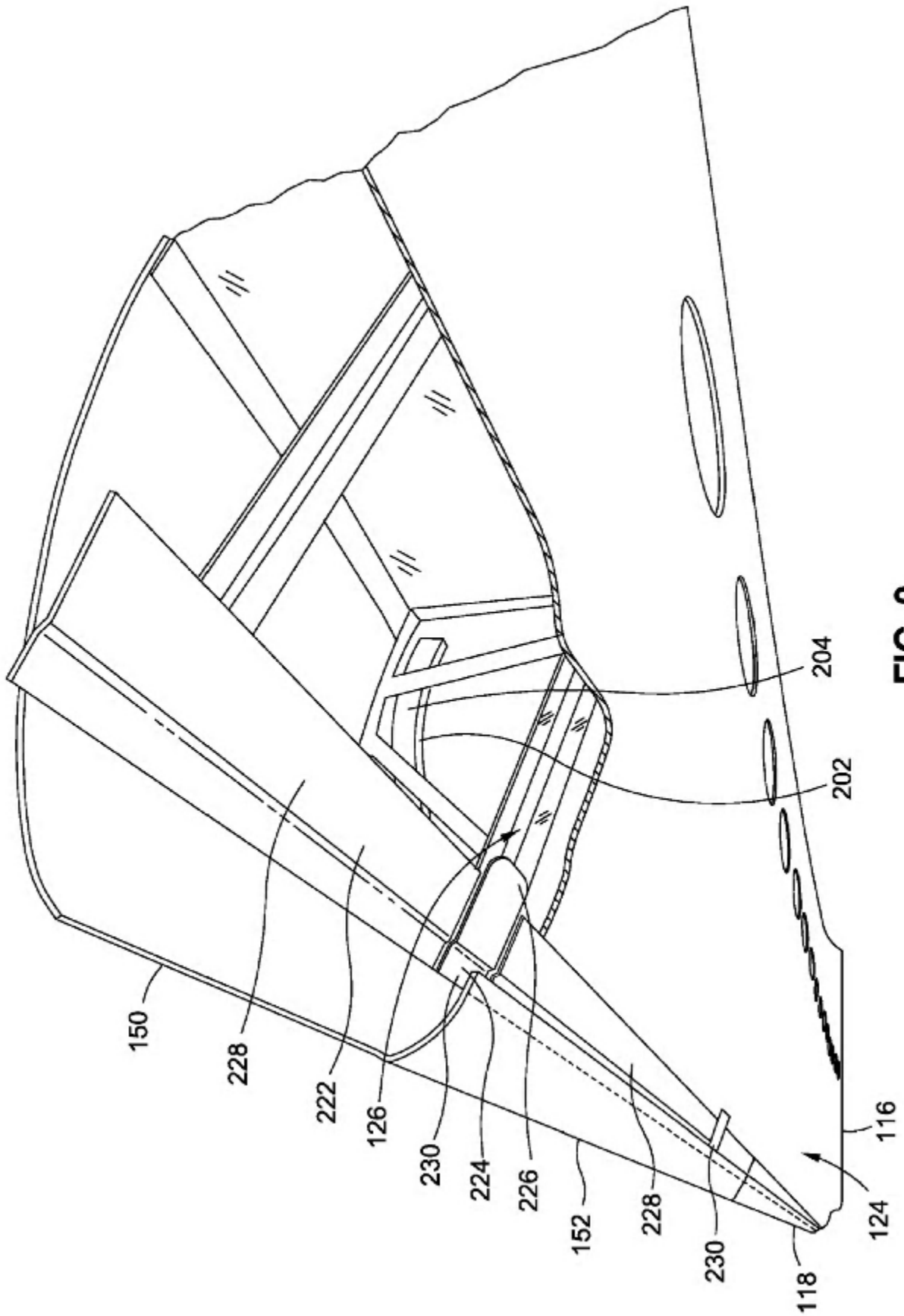


FIG. 9

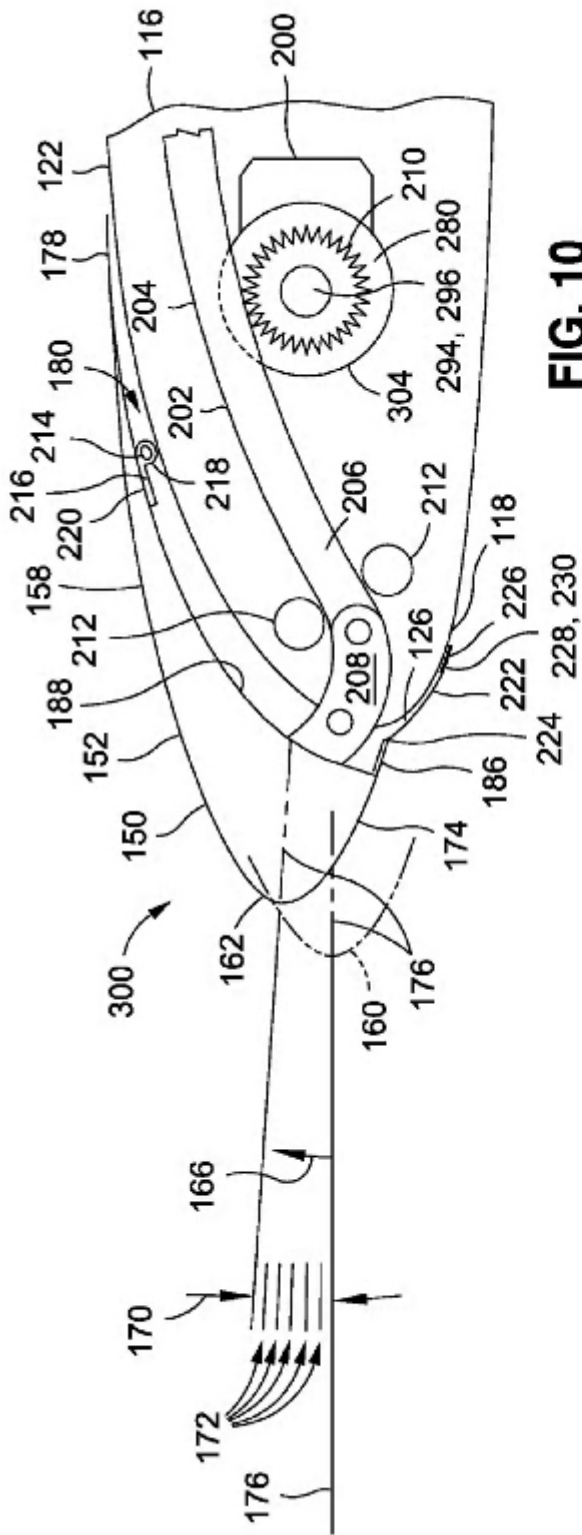


FIG. 10

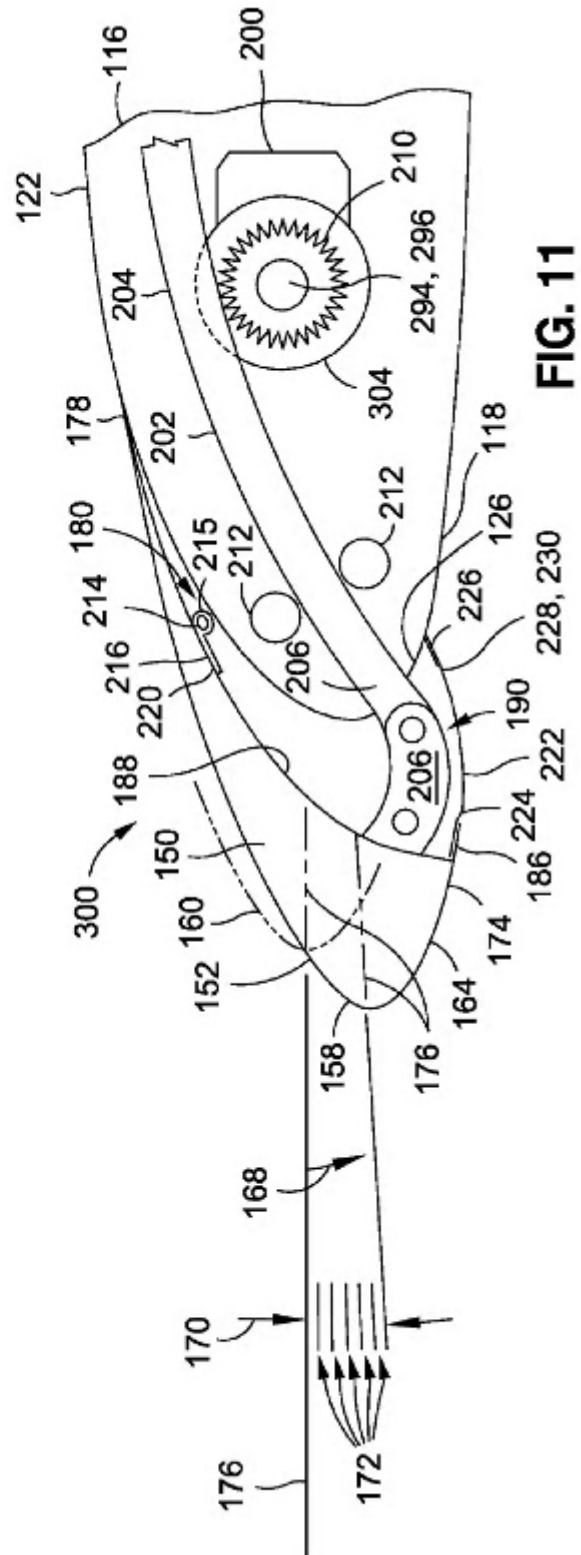


FIG. 11

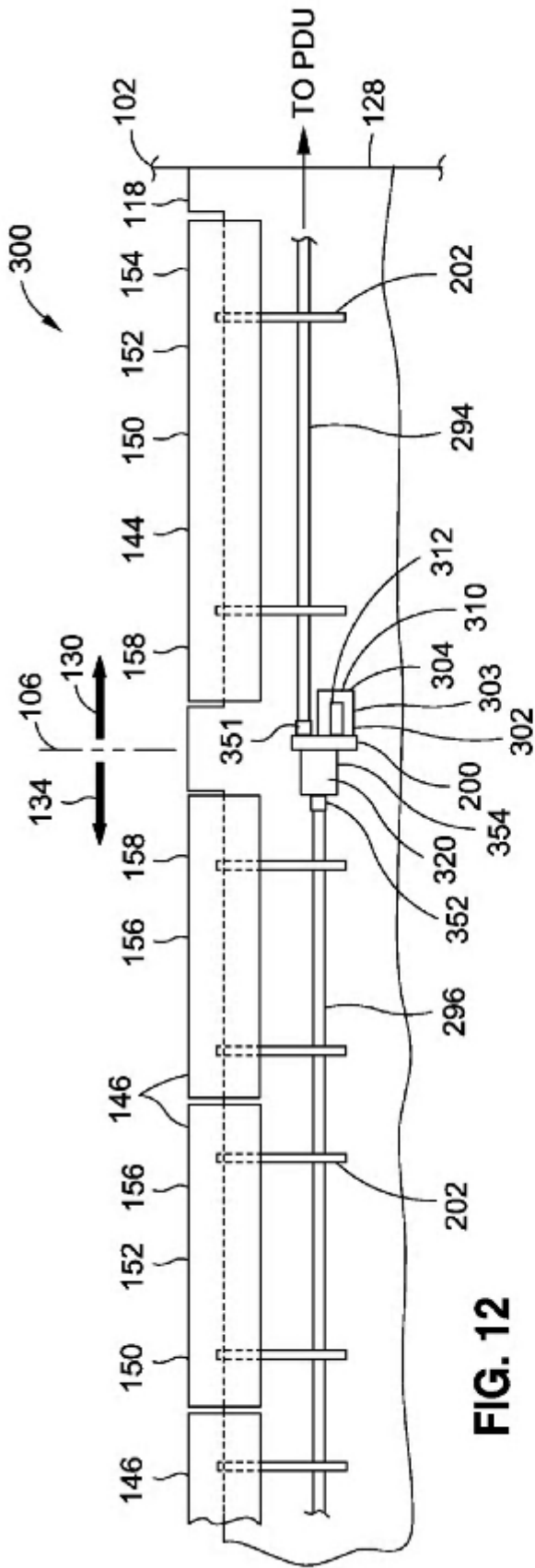


FIG. 12

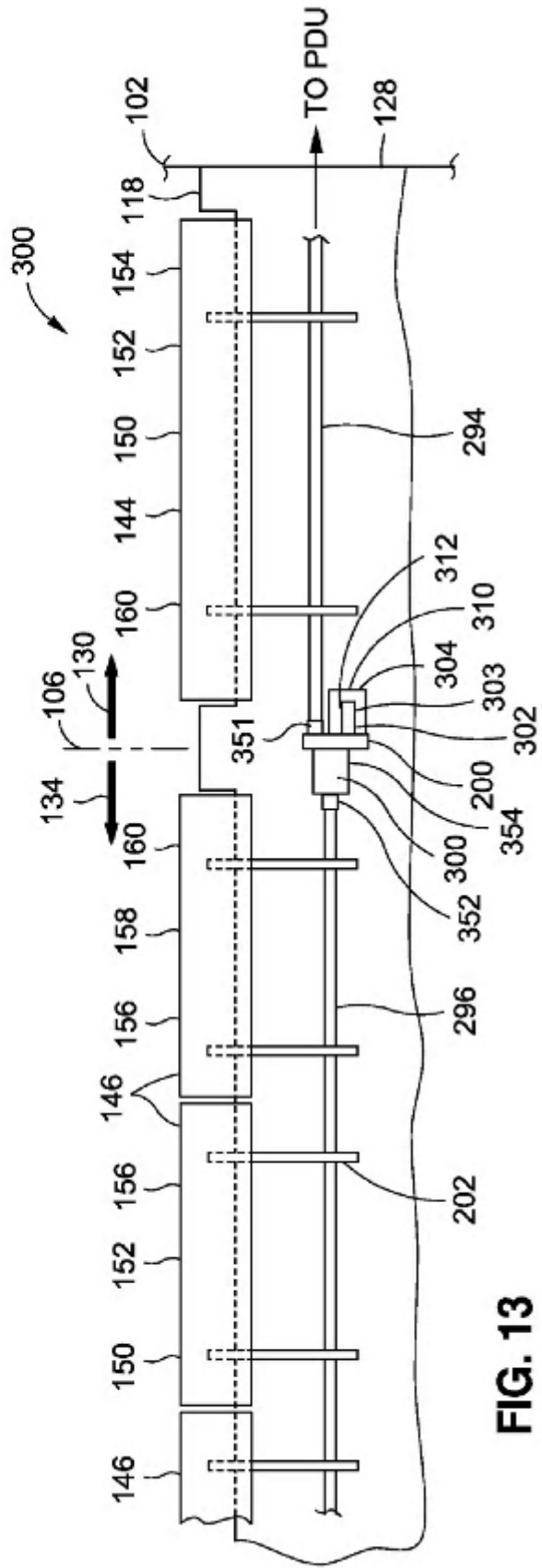


FIG. 13

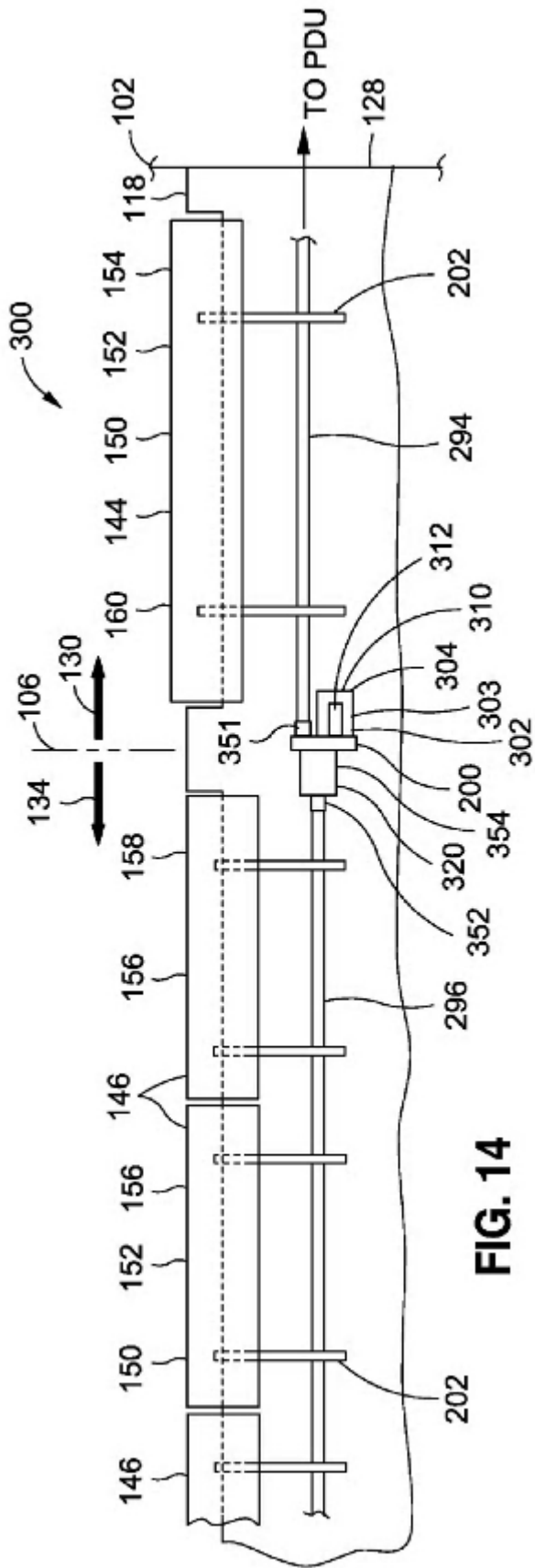


FIG. 14

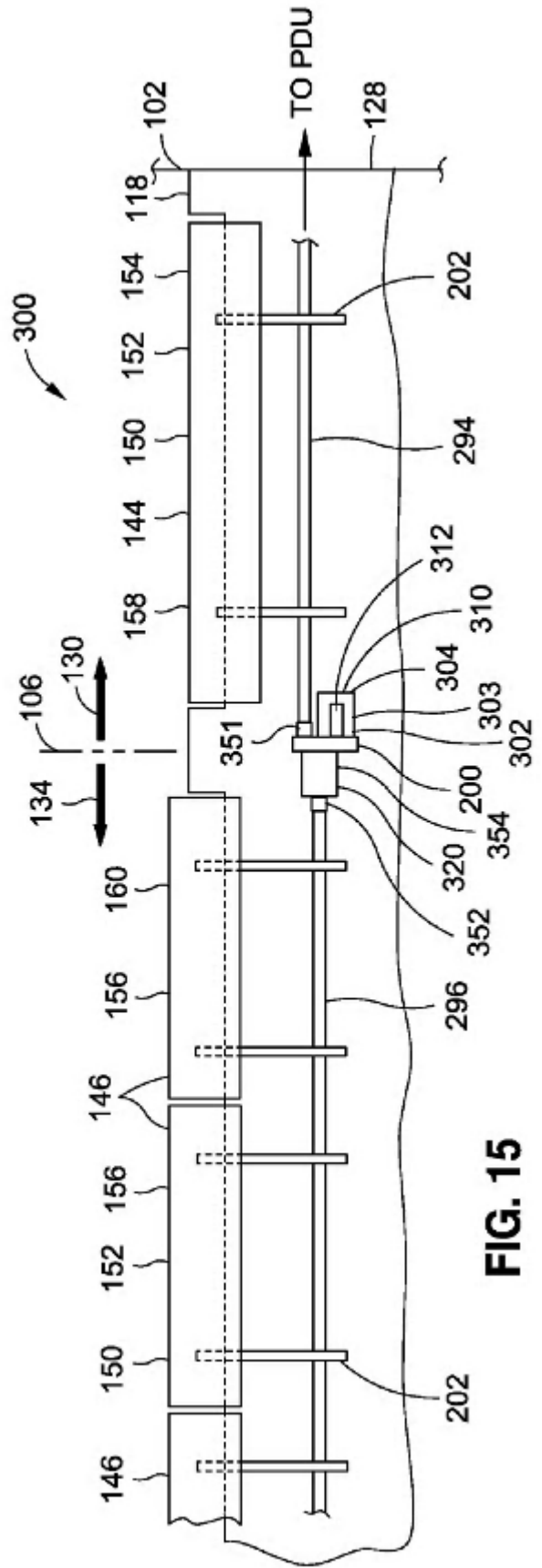


FIG. 15

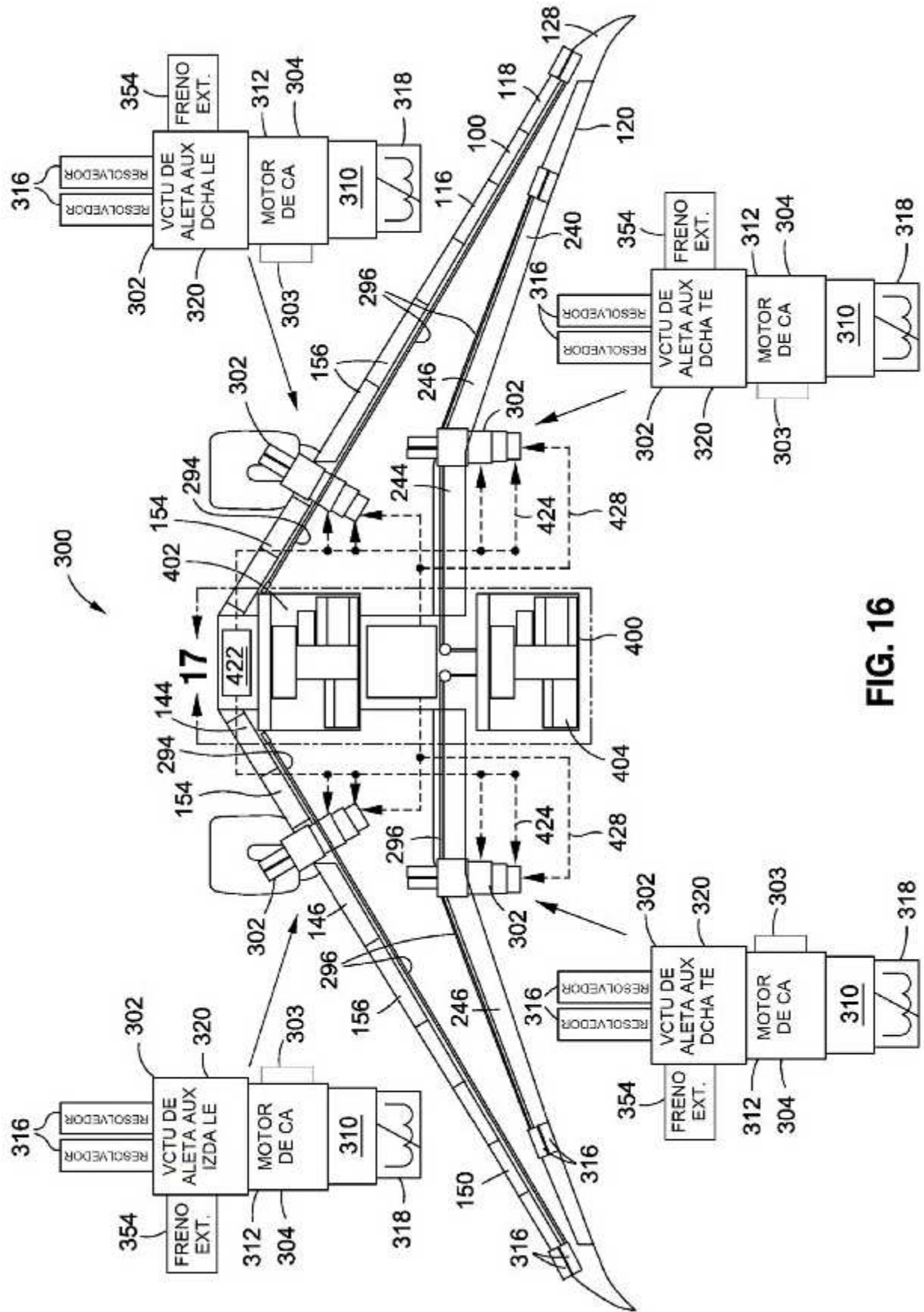


FIG. 16

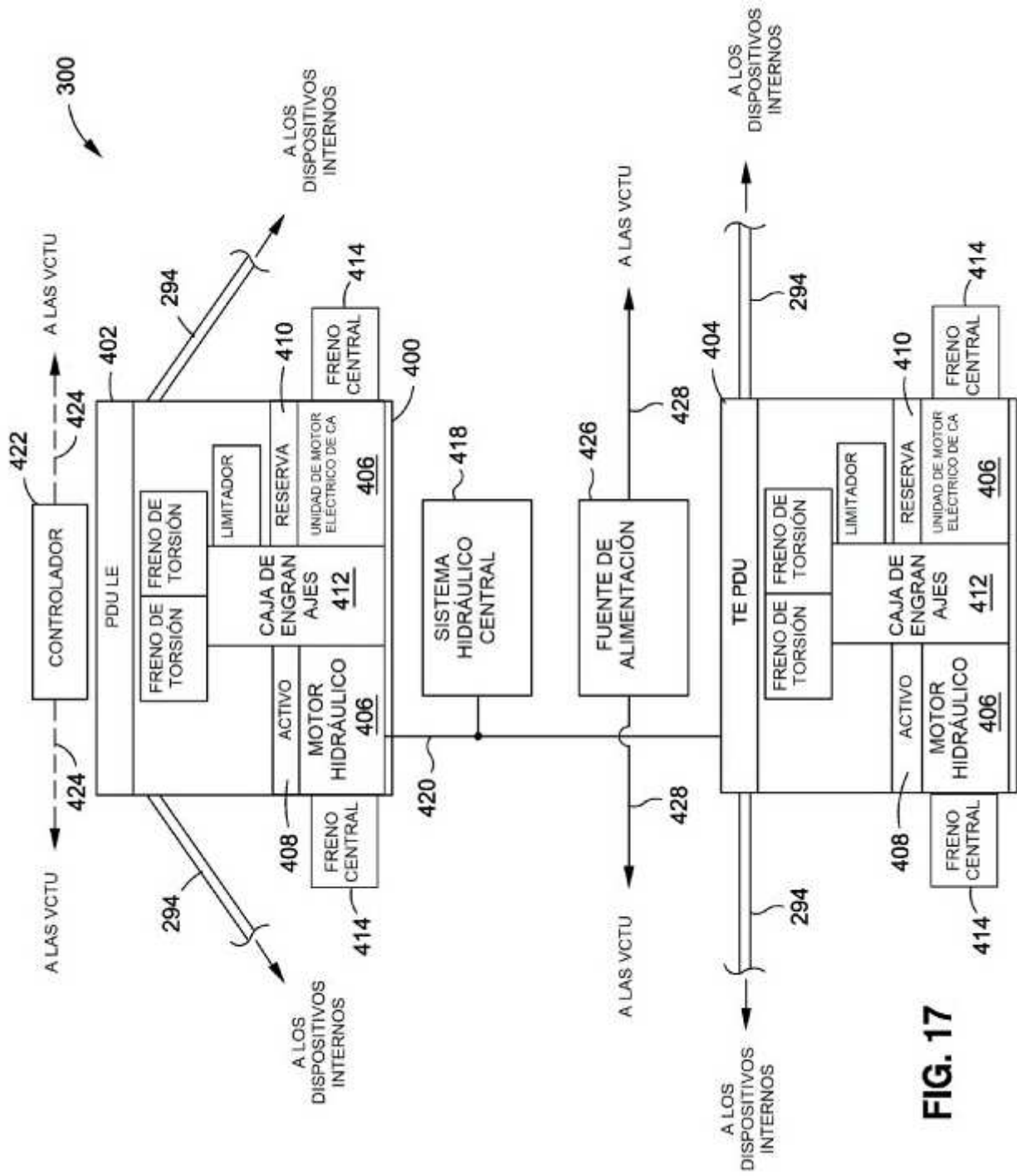


FIG. 17

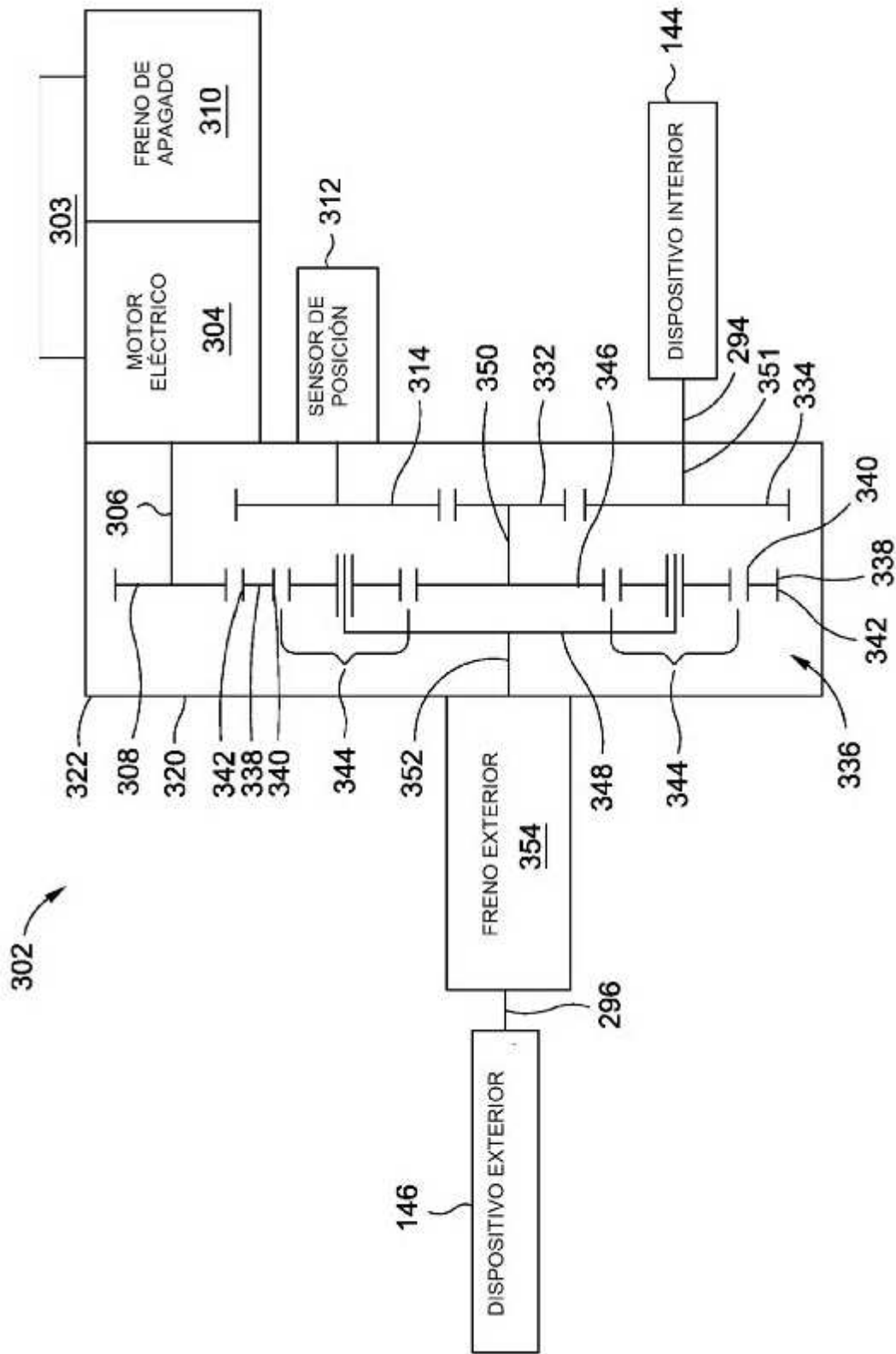


FIG. 18

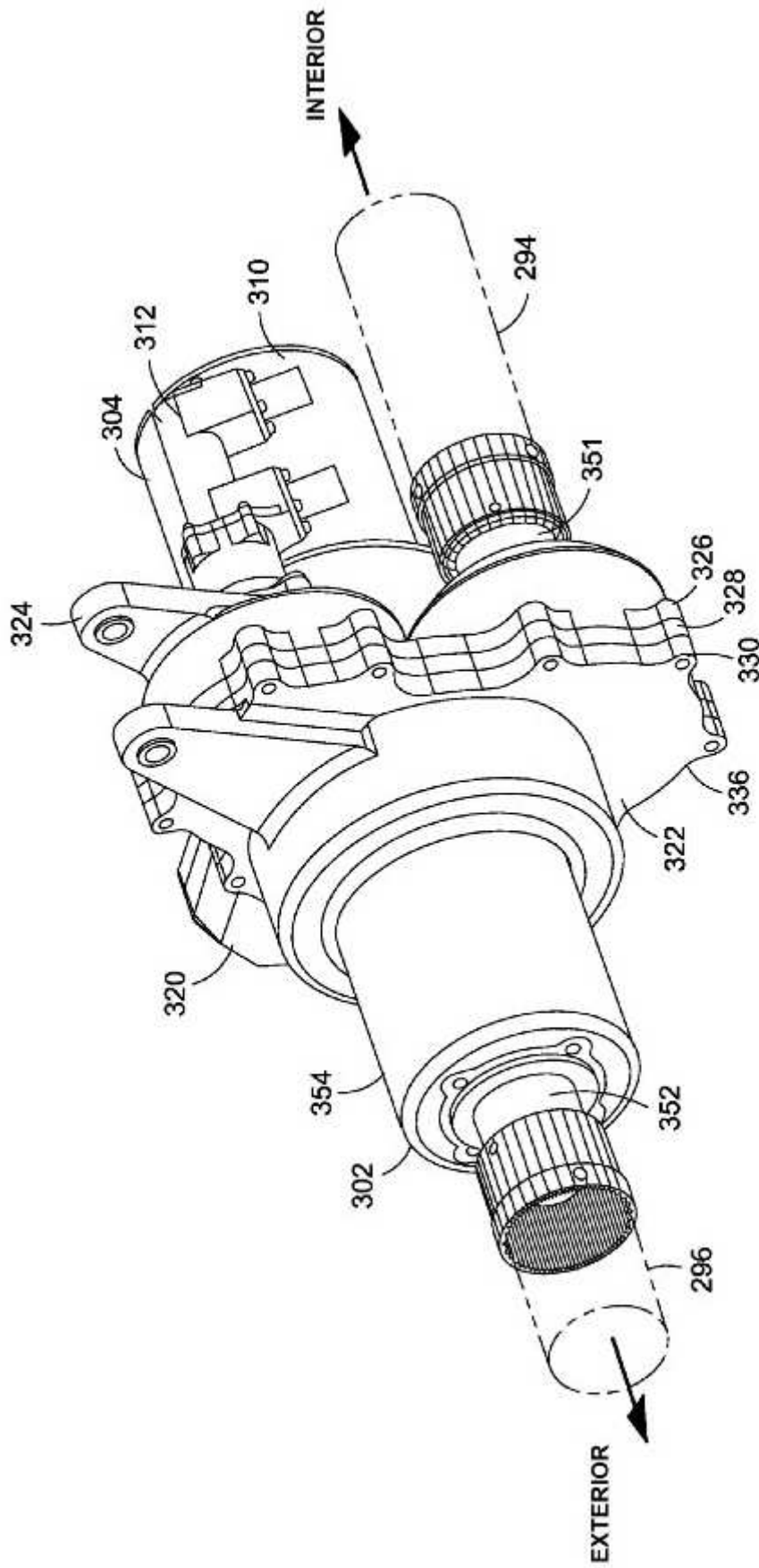


FIG. 19

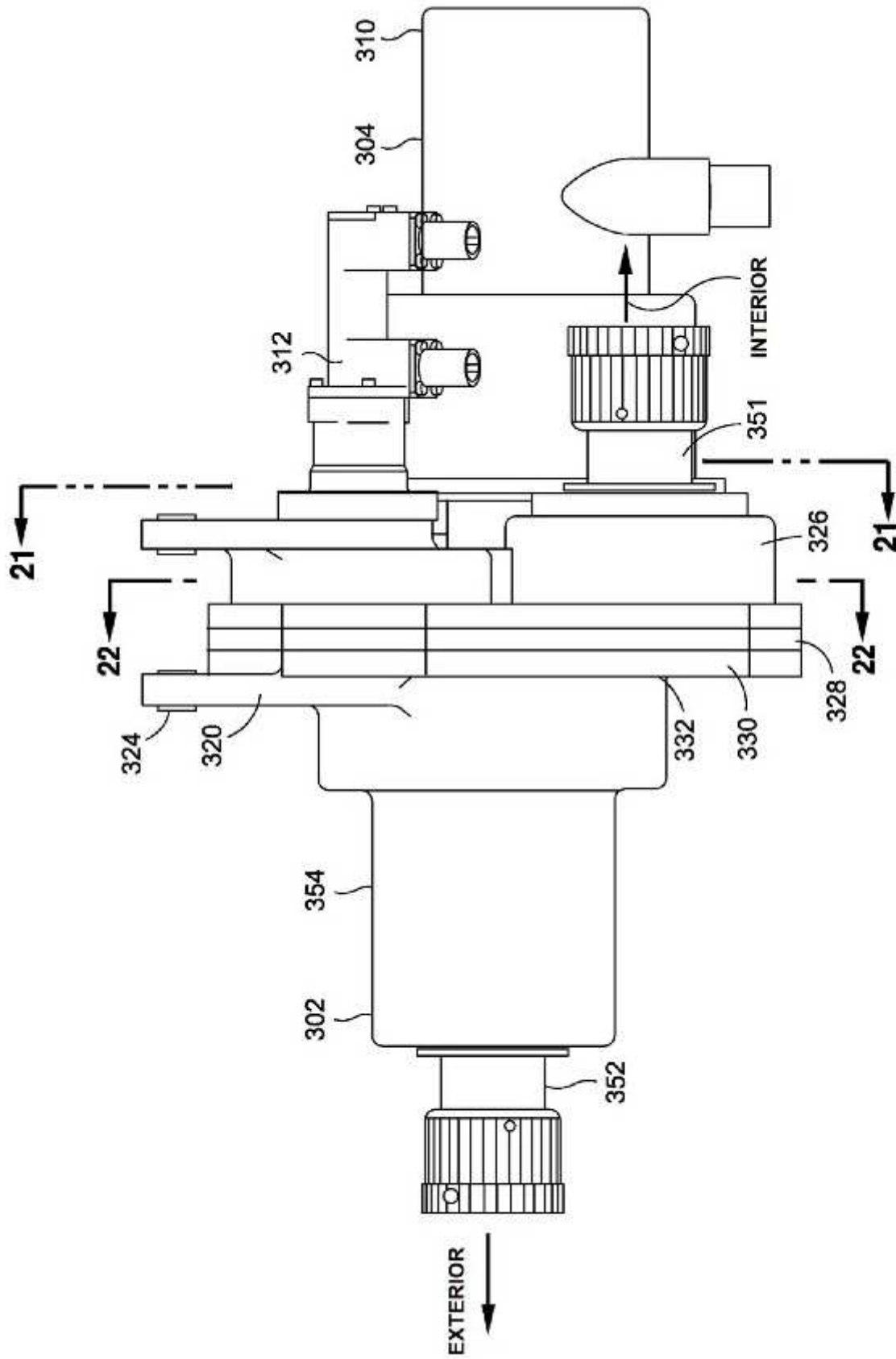


FIG. 20

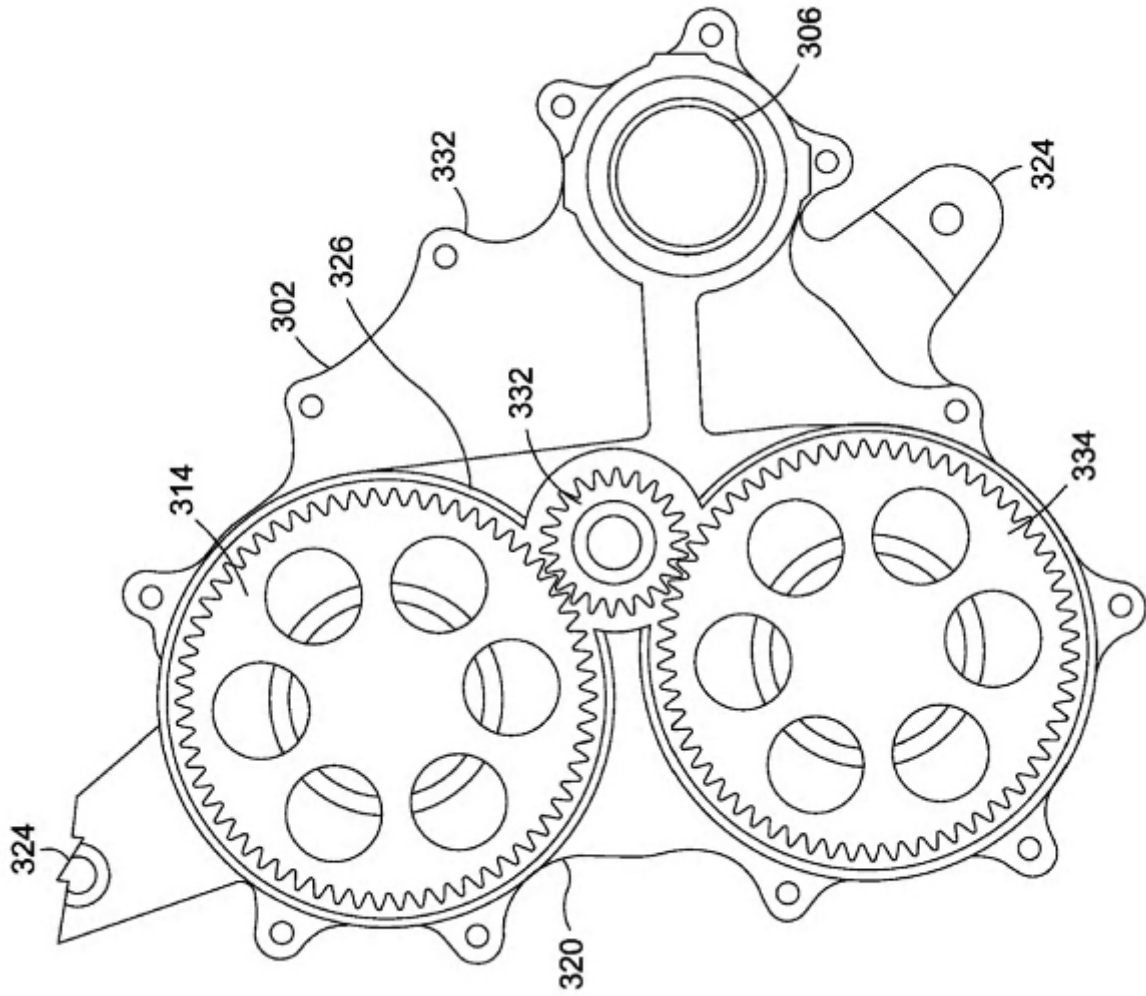


FIG. 21

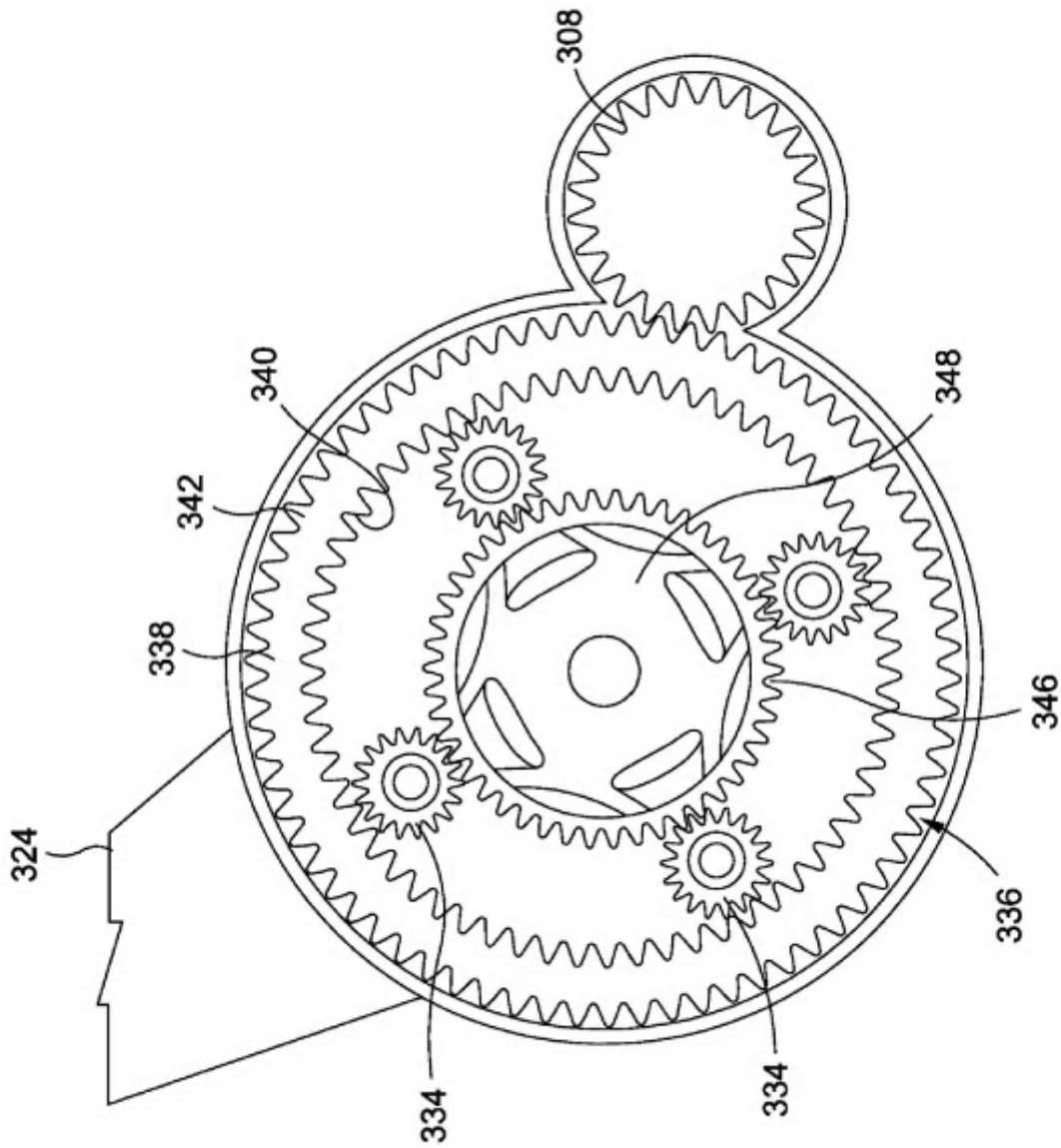


FIG. 22

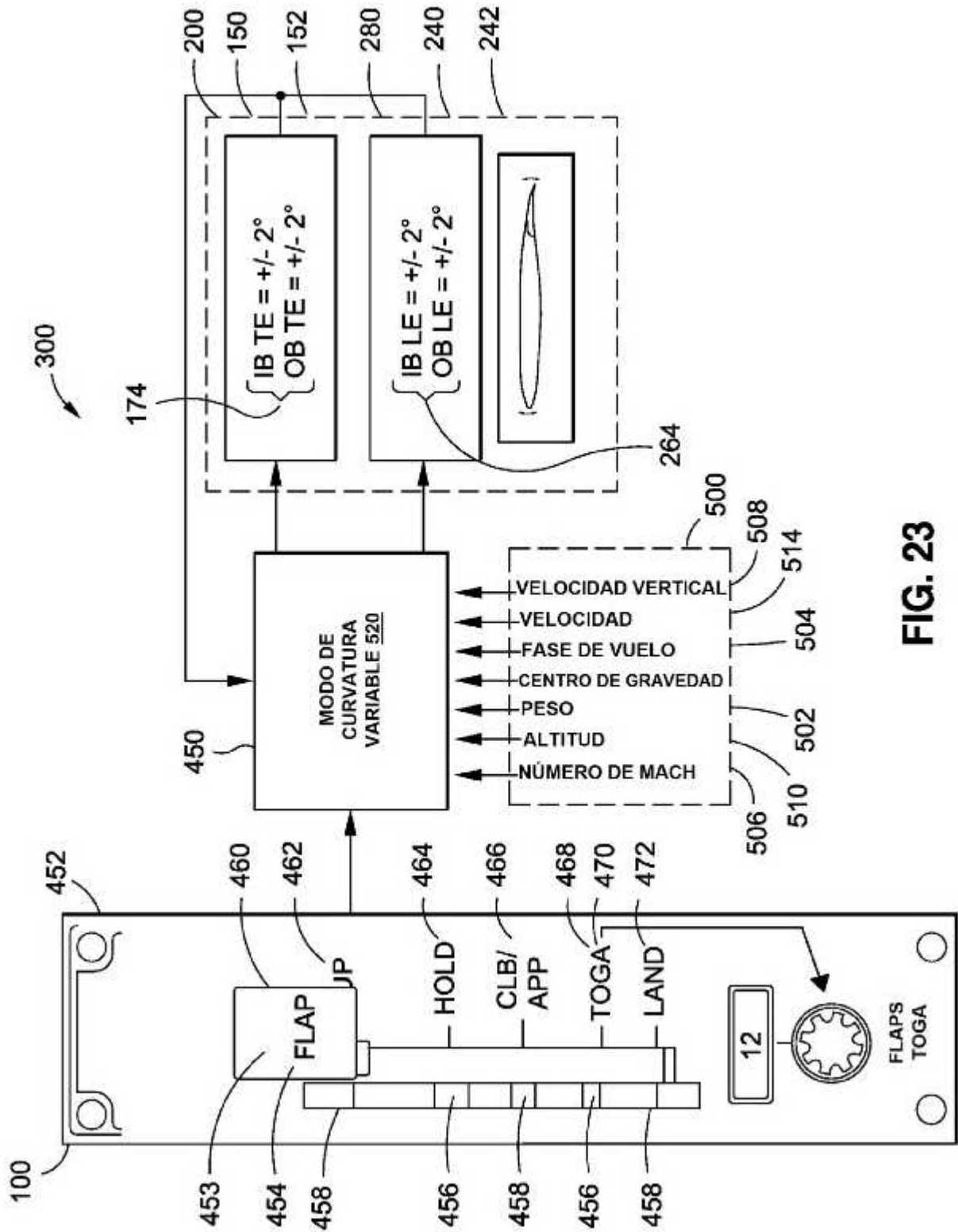


FIG. 23

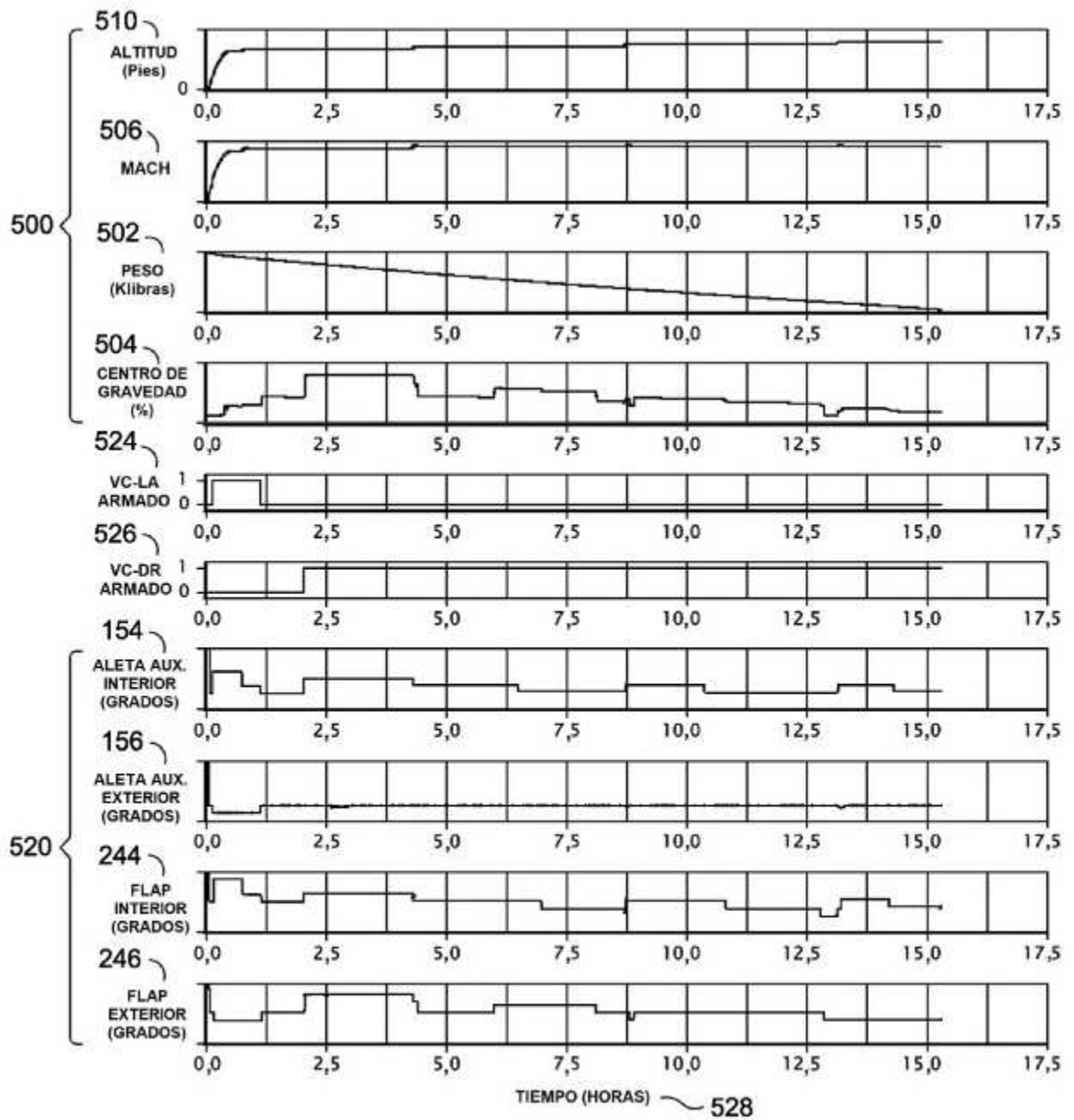


FIG. 24

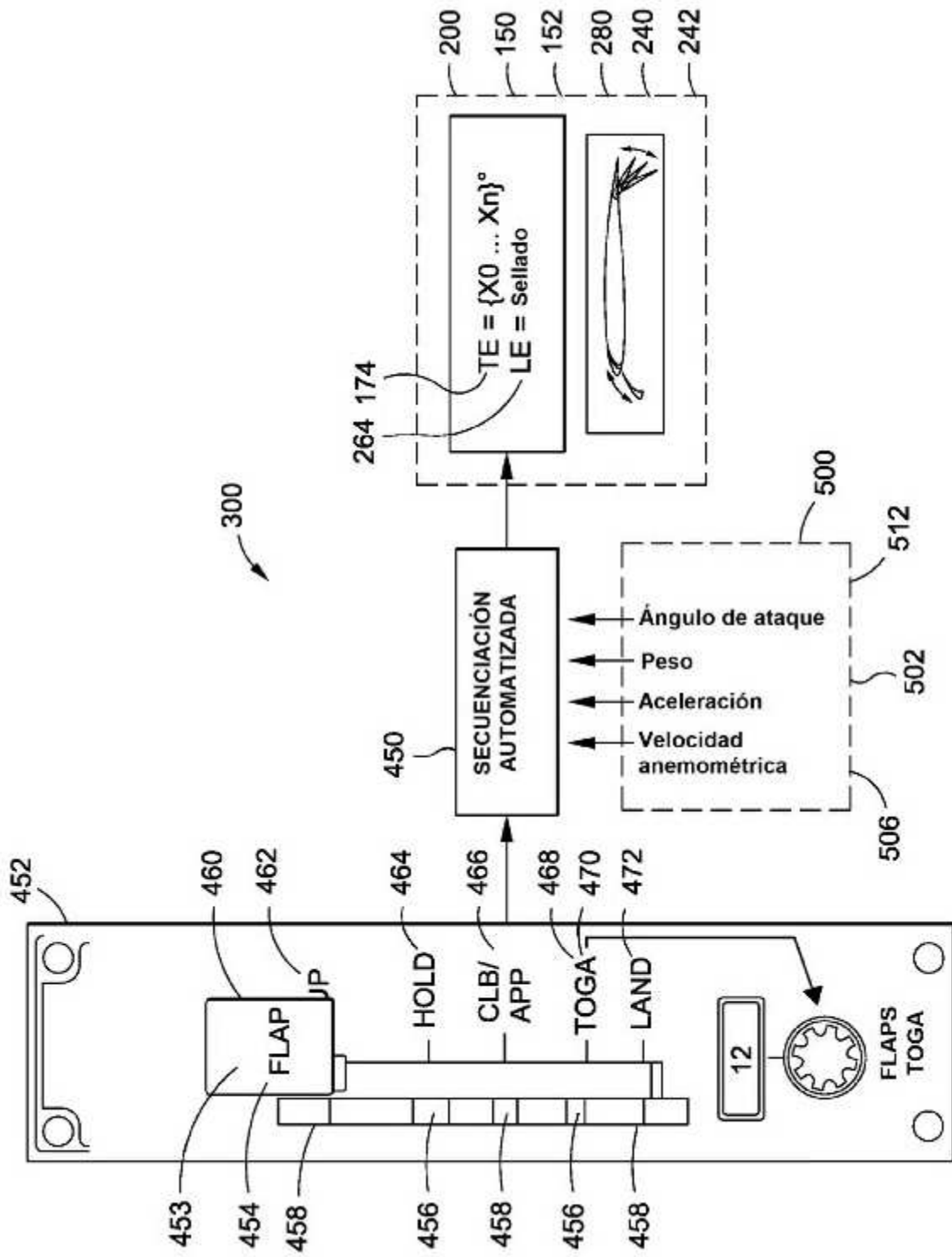


FIG. 25

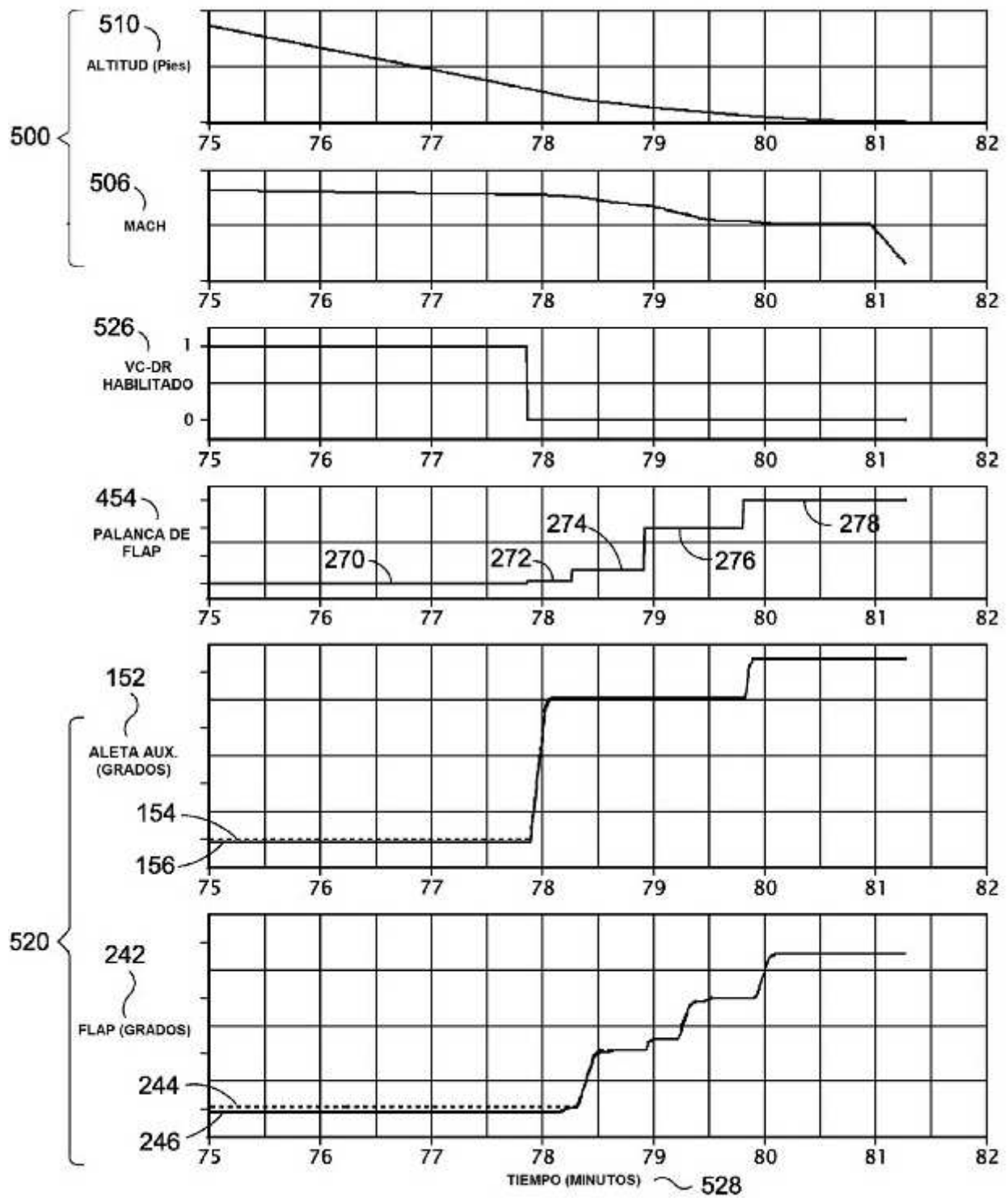
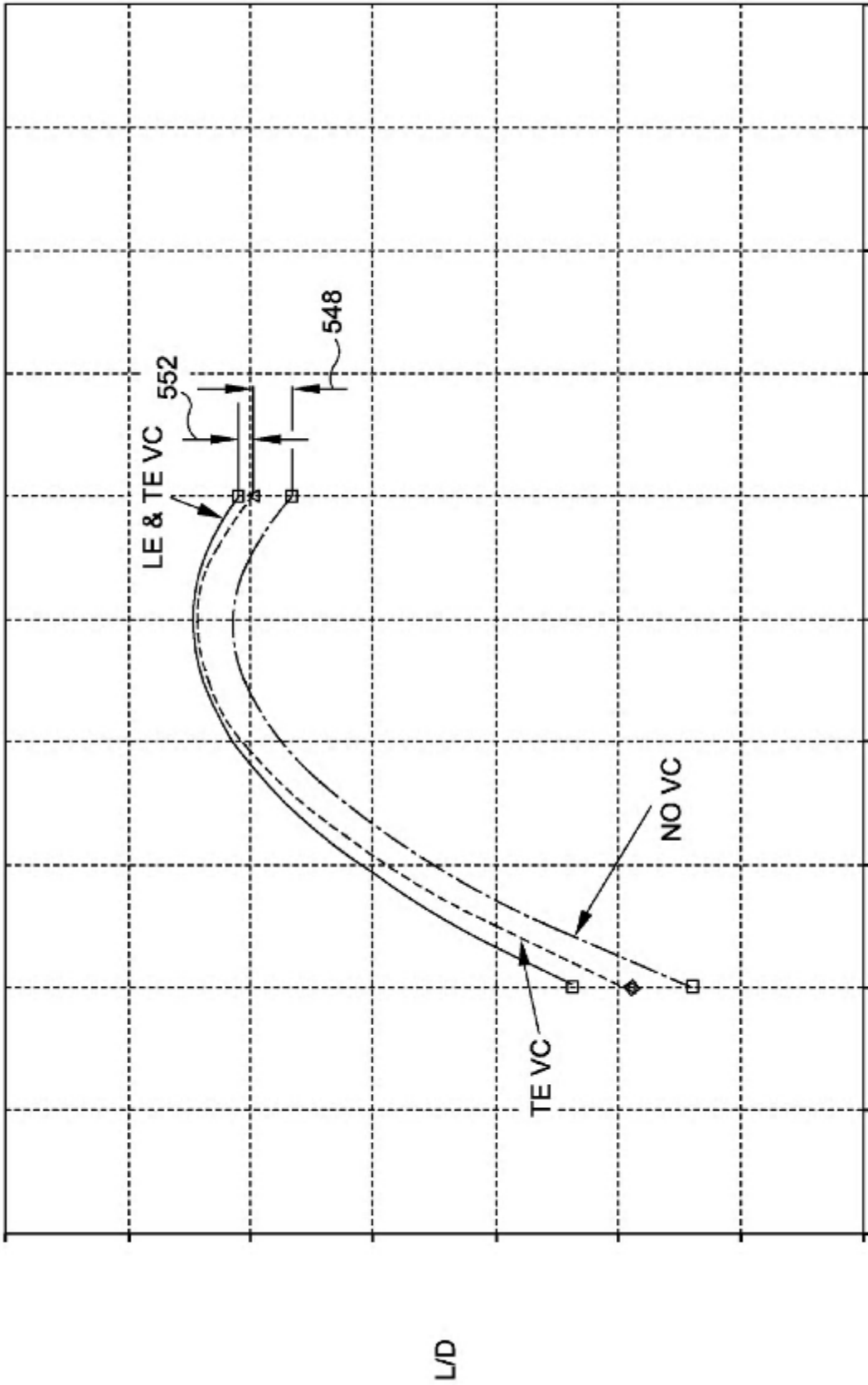


FIG. 26



C_L
FIG. 27

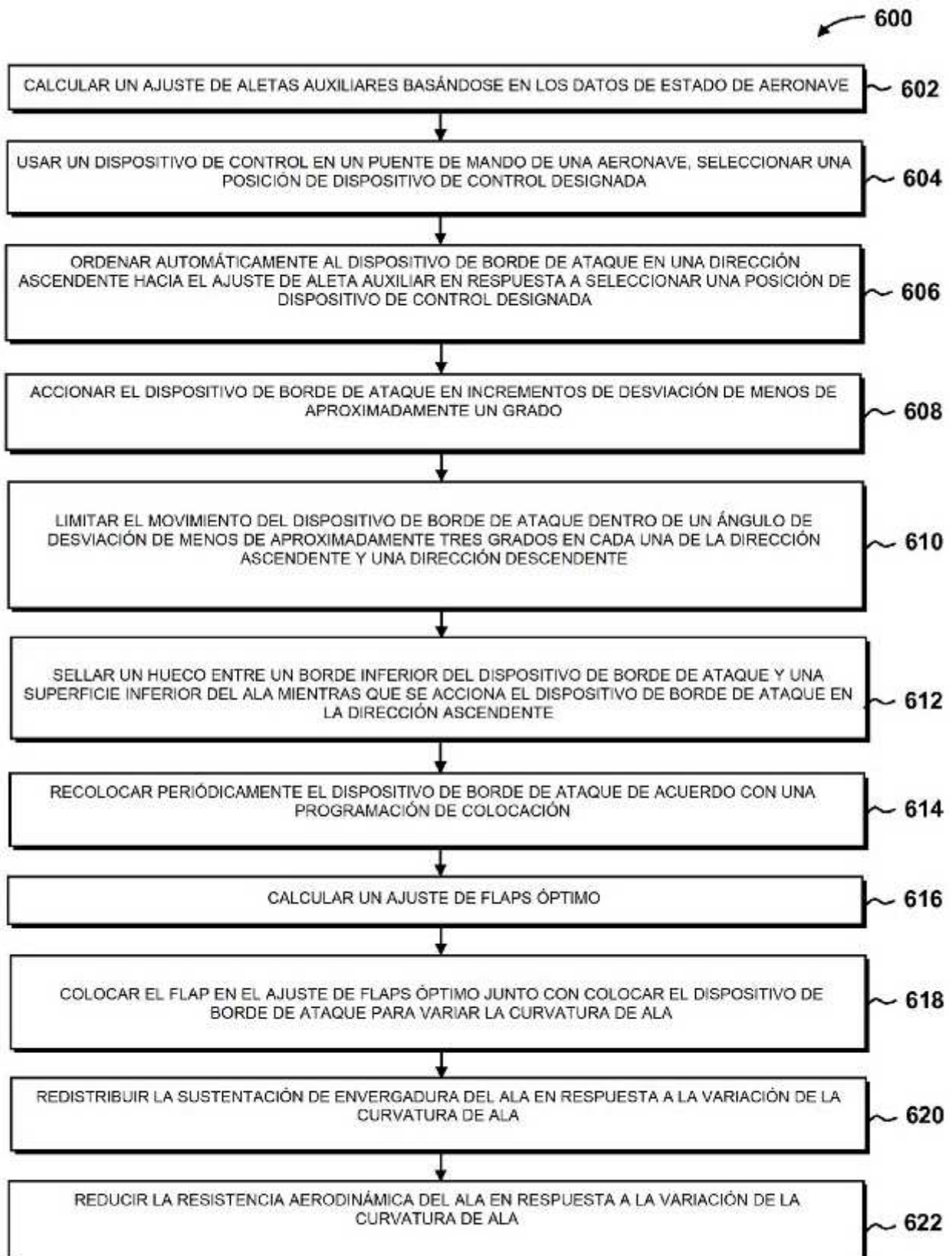


FIG. 28