

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 667 481**

51 Int. Cl.:

B64G 1/40

(2006.01)

F02K 9/80

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **07.10.2014** **E 14187881 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **31.01.2018** **EP 2862806**

54 Título: **Vehículo de vuelo con una mejora de control de aceleración diferencial**

30 Prioridad:

17.10.2013 US 201314056334

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

11.05.2018

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

NOWLAN, DANIEL R.

74 Agente/Representante:

CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel

ES 2 667 481 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

Vehículo de vuelo con una mejora de control de aceleración diferencial

Campo técnico

- 5 El campo de las realizaciones que se presentan aquí está dirigido a vehículos de vuelo, y más particularmente, a la inclinación tangencial de múltiples motores para mejorar la cantidad de momento de control alrededor de cualquiera de los ejes de cabeceo o guiñada.

Antecedentes

- 10 Los vehículos de vuelo propulsados por cohete incluyen típicamente mecanismos para proporcionar control de la orientación (comportamiento) del vehículo de vuelo alrededor de su centro de gravedad (CG). A la vez que está en vuelo, el vehículo de vuelo gira en tres dimensiones sobre tres ejes que atraviesan el centro de masa del vehículo. Los tres ángulos de rotación se conocen como balanceo, cabeceo y guiñada. La mayoría de los vehículos de vuelo son simétricos sobre un eje longitudinal central que va de la nariz a la cola a través del CG. Aunque se hace referencia al CG en general cuando se vuela en la atmósfera, hacer referencia al CG aquí también se puede usar para referirse al centro de masa de vehículos en el espacio cuando efectivamente no hay gravedad.

- 15 El movimiento alrededor del eje longitudinal central se denomina balanceo. Un movimiento de cabeceo es un movimiento hacia arriba o hacia abajo de la nariz del vehículo de vuelo alrededor de un eje lateral a través del CG. El cabeceo se relaciona con la orientación alrededor de este eje lateral. Un movimiento de guiñada es un movimiento de lado a lado de la nariz del vehículo de vuelo alrededor de un eje vertical a través del CG. La guiñada también se conoce como "rumbo". Estas rotaciones del vehículo de vuelo se producen por torsiones o momentos alrededor de estos tres ejes comúnmente conocidos como ejes del cuerpo. Los ejes del cuerpo pueden representarse por las letras x, y y z.

- 20 Típicamente, los vectores de empuje de los motores del vehículo de vuelo están paralelos a la línea central del vehículo de vuelo a menos que el CG no esté a lo largo de la línea central del vehículo de vuelo o si se desea un balanceo ligero del vehículo. Cuando cada uno de los vectores de empuje de los múltiples motores del vehículo de vuelo está paralelo a la línea central del vehículo de vuelo, no hay ningún momento alrededor del CG. Cuando los motores del vehículo de vuelo están inclinados, entonces los vectores de empuje de los motores inclinados están desalineados con respecto a la línea central del vehículo de vuelo. En dichos casos, sin embargo, los motores están inclinados para reducir los momentos sobre el CG. Por ejemplo, algunos vehículos de vuelo como el transbordador espacial tienen propiedades de masa desalineadas con respecto a la línea central del vehículo de vuelo. El transbordador espacial tenía propiedades de masa desalineadas debido al tanque de combustible externo y, por lo tanto, los motores del transbordador espacial se inclinaban para reducir los momentos sobre el CG. Los vehículos de vuelo con propiedades de masa desalineadas pueden denominarse vehículos de vuelo asimétricos. Por otro lado, un vehículo de vuelo simétrico tiene un CG que típicamente está ubicado en la línea central del vehículo de vuelo.

- 35 Algunos vehículos de vuelo utilizan control de vector de empuje (TVC) para controlar la trayectoria y el comportamiento de un vehículo de vuelo manipulando la dirección del vector de empuje a partir de uno o más de los motores principales con relación al CG. La vectorización de empuje puede lograrse balanceando el motor del cohete. Para balancear, la tobera del motor del cohete se rota o gira alrededor de un punto de pivote de lado a lado para cambiar la dirección del vector de empuje con respecto al CG del vehículo de vuelo. Otro método de TVC es cambiar la magnitud de un vector de empuje de un motor en relación con un vector de empuje de uno o más de los otros motores para cambiar el momento del motor relacionado con el CG del vehículo de vuelo. En ambas situaciones, el cambio en el empuje resulta en un momento alrededor de la línea central que cambia la trayectoria del vehículo de vuelo. Sin embargo, el TVC se limita a controlar la trayectoria del vehículo de vuelo en lugar de controlar el comportamiento del vehículo de vuelo con los momentos. Además, los motores no están fijos con respecto a la línea central del vehículo de vuelo durante el vuelo.

- 45 Cuando el empuje se orienta paralelo a la línea central del vehículo de vuelo (eje de balanceo), el control del balanceo se obtiene normalmente teniendo al menos uno de los motores inclinados para impartir balanceo sobre el vehículo de vuelo. En los vehículos de vuelo que vuelan fuera de la atmósfera, el TVC es el principal medio de control durante el empuje del motor principal debido a que las superficies de control aerodinámicas son ineficaces. Además, en vehículos de vuelo en ambientes espaciales o de baja atmósfera, cuando los motores principales no empujan, los momentos se producen en general por un sistema de control de reacción (RCS) que consiste en pequeños propulsores de cohetes utilizados para aplicar un empuje asimétrico en el vehículo de vuelo.

- 55 Sin embargo, es deseable obtener una maniobrabilidad mejorada alrededor de los ejes de cabeceo y guiñada sin hacer balancín de los motores principales, o el uso de RCSs debido a los costes adicionales asociados con estos sistemas y su uso operacional. También es deseable mejorar los movimientos de cabeceo y guiñada sin inclinar dinámicamente los motores durante el vuelo.

Es con respecto a estas y otras consideraciones que se presenta aquí la divulgación.

La WO2013105988A2 divulga un conjunto de cohetes que se pueden acelerar, fijar y agrupar, que pueden utilizarse para propulsar y guiar una nave en aplicaciones terrestres o extraterrestres. La inclinación fija de cada uno de al menos tres motores de cohete individuales en el grupo proporciona la entrada de dirección al conjunto general. Más específicamente, al cambiar la velocidad de flujo de propulsión a los motores de cohete individuales entre sí, el vector de empuje global del conjunto de cohete puede seleccionarse para proporcionar una entrada de dirección deseada a la nave.

El documento de los Estados Unidos 3057581 (A) divulga una estructura de cohetes de múltiples etapas que está provista de una diversidad de medios de propulsión que operan en una segunda etapa o una etapa posterior del recorrido del cohete y se pueden retraer dentro de una envoltura exterior cuando que están inactivos. El documento de los Estados Unidos 20100327107 (A1) divulga vehículos con superficies de control bidireccionales y sistemas y métodos asociados. En una realización particular, un cohete puede incluir una diversidad de superficies de control bidireccionales situadas hacia una parte posterior del cohete en la cual las superficies de control bidireccionales pueden ser operables para controlar la orientación y/o trayectoria de vuelo del cohete ya sea durante el ascenso, en una orientación nariz primero, y descenso, en una orientación cola primero para, por ejemplo, un aterrizaje de cola abajo.

El documento de los Estados Unidos 3314609 (A) divulga un cohete de tobera de grupo de tapón que incluye un tapón central colocado concéntricamente alrededor de un eje que está conformado para converger hacia dicho eje a partir de su extremo delantero hacia su extremo posterior.

El documento WO9607587 (A1) divulga una nave espacial reutilizable de una sola etapa a la órbita y una plataforma de asistencia de lanzamiento reutilizable. La plataforma tiene un marco con una cuna para soportar la nave espacial y los motores de cohetes unidos a la plataforma de asistencia de lanzamiento para impulsar la plataforma de asistencia de lanzamiento y la nave espacial de forma sustancialmente vertical a través de la atmósfera.

El documento WO2013004073 (A1) divulga un dispositivo propulsor portador de cohete dispuesto en la pared exterior de un portador de cohete equipado con algunos grupos de toberas de chorro. Las toberas giran en cualquier dirección. El ángulo de eyección del flujo a partir de las toberas determina la dirección del vuelo.

Resumen

De acuerdo con la presente invención, se proporciona un vehículo de vuelo para proporcionar un control mejorado de los ejes de cabeceo o guiñada durante el vuelo como se define en la reivindicación 1.

Se debe apreciar que este resumen se proporciona para introducir una selección de conceptos en una forma simplificada que se describe con más detalle a continuación en la descripción detallada. Este resumen no está previsto a utilizarse para limitar el alcance de la materia reivindicada.

De acuerdo con una realización divulgada aquí, se proporciona un vehículo de vuelo configurado para proporcionar control mejorado alrededor de los ejes de cabeceo y guiñada durante el vuelo. El vehículo de vuelo incluye un primer número de motores del vehículo de vuelo que tienen una inclinación tangencial positiva tal que una línea de empuje de cada uno de los primeros motores está desalineada con una línea central del vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo, y un segundo número de motores del vehículo de vuelo que tienen una inclinación tangencial negativa tal que una línea de empuje de cada uno de los segundos motores está desalineada con la línea central del vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo y en la dirección opuesta al primer número de motores. El primer y el segundo número de motores están separados equidistantes entre sí y a partir de la línea central del vehículo de vuelo. Cada uno del primer número de motores está alternativamente ubicado en relación con cada uno del segundo número de motores. El primero y segundo número de motores están configurados para aceleración diferencial para controlar el comportamiento del vehículo de vuelo sobre el cabeceo, el vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo, y un segundo número de motores del vehículo de vuelo que tiene una inclinación tangencial negativa tal que una línea de empuje de cada uno del segundo número de motores está desalineada con la línea central del vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo y en la dirección opuesta al primer número de motores. El primer y el segundo número de motores están separados equidistantes entre sí y a partir de la línea central del vehículo de vuelo. Cada uno de los primeros motores está ubicado alternativamente en relación con los ejes de guiñada y balanceo. Las inclinaciones tangenciales positiva y negativa del primer y segundo número de motores mejoran el movimiento del vehículo de vuelo alrededor de uno de los ejes de cabeceo y guiñada.

De acuerdo con otra realización descrita aquí, se proporciona un método para mejorar uno de los controles de cabeceo y guiñada de un vehículo de vuelo durante el vuelo. El método incluye determinar un eje de maniobra preferido del vehículo de vuelo. En respuesta a la determinación de un eje de maniobra preferido, el método incluye configurar un primer y un segundo número de motores del vehículo de vuelo inclinando tangencialmente el primer número de motores del vehículo de vuelo para tener una inclinación tangencial positiva con respecto a la circunferencia del vehículo de vuelo de tal manera que las líneas de empuje del primer número de motores no estén paralelas a la línea central del vehículo de vuelo y se inclinen tangencialmente al segundo número de motores del vehículo de vuelo para tener una inclinación tangencial negativa con respecto a la circunferencia del vehículo de vuelo y frente a la primera

diversidad de los motores de modo que las líneas de empuje del segundo número de motores no estén paralelas a la línea central del vehículo de vuelo. El método incluye además acelerar diferencialmente el primer y el segundo número de motores para controlar el comportamiento del vehículo de vuelo alrededor de los ejes de cabeceo, guiñada y balanceo. El método puede incluir además la disminución del movimiento del vehículo de vuelo alrededor de un eje distinto que el eje preferido de maniobra.

En aún otra realización más divulgada aquí, se proporciona un vehículo de vuelo configurado para proporcionar control mejorado sobre uno de los ejes de cabeceo y guiñada durante el vuelo. El vehículo de vuelo incluye un primer número de motores del vehículo de vuelo que tiene una inclinación tangencial positiva con respecto a la circunferencia del vehículo de vuelo de modo que las líneas de empuje del primer número de motores no están paralelas a la línea central del vehículo de vuelo y un segundo número de motores del vehículo de vuelo que tienen una inclinación tangencial negativa opuesta a la primera diversidad de motores, de modo que las líneas de empuje del segundo número de motores no están paralelas a la línea central del vehículo de vuelo. El primer y el segundo número de motores están ubicados de manera alterna uno con relación al otro. El vehículo de vuelo tiene un centro de masa ubicado sustancialmente en la línea central del vehículo de vuelo. La inclinación tangencial del primer y el segundo número de motores genera un momento parcialmente definido por cosenos direccionales con respecto a la línea central del vehículo de vuelo y las líneas centrales del motor de cada uno del primer y el segundo número de motores. El primer y el segundo número de motores están acelerados diferencialmente para controlar el comportamiento del vehículo de vuelo sobre los ejes de cabeceo, guiñada y balanceo, generando así un movimiento mejorado del vehículo de vuelo sobre uno de los ejes de cabeceo y guiñada y el movimiento disminuido del vehículo de vuelo sobre los otros ejes de cabeceo y guiñada.

De acuerdo con aún otra realización divulgada aquí, se proporciona un vehículo de vuelo configurado para proporcionar control mejorado sobre los ejes de cabeceo y guiñada durante el vuelo. El vehículo de vuelo incluye un primer motor del vehículo de vuelo que tiene una primera inclinación tangencial de manera que una línea de empuje del primer motor está desalineada con una línea central del vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo. El sistema incluye además un segundo motor del vehículo de vuelo que tiene una segunda inclinación tangencial de modo que una línea de empuje de cada uno de la segunda diversidad de motores está desalineada con la línea central del vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo. El primer y el segundo motor están separados equidistantes entre sí y a partir de la línea central del vehículo de vuelo y están configurados para la aceleración diferencial para controlar el comportamiento del vehículo de vuelo. La primera y la segunda inclinación tangencial del primer y el segundo motores son iguales pero opuestas, mejorando así el movimiento del vehículo de vuelo alrededor de uno de los ejes de cabeceo y guiñada.

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

Breve descripción de los dibujos

Las realizaciones presentadas aquí se entenderán más completamente a partir de la descripción detallada y los dibujos adjuntos, en donde:

La Figura 1 ilustra una vista en perspectiva de una realización de un vehículo de vuelo que tiene un centro de gravedad a lo largo de una línea central y adelante de los motores montados en el extremo trasero de acuerdo con al menos una realización descrita aquí,

La Figura 2 ilustra una realización de múltiples motores radialmente desplazados de la línea central y separados equidistantemente separados de acuerdo con al menos una realización descrita aquí,

La Figura 3 ilustra una vista en perspectiva de uno de los motores sin inclinación y que tiene una línea central de motor sustancialmente paralela a la línea central del vehículo de vuelo de acuerdo con al menos una realización descrita aquí,

La Figura 4 ilustra la línea de empuje del motor de la Figura 3 con respecto a la línea central del vehículo de vuelo de acuerdo con al menos una realización descrita aquí,

La Figura 5A ilustra una realización de múltiples motores configurados con una inclinación tangencial positiva de acuerdo con al menos una realización descrita aquí,

La Figura 5B es una vista en perspectiva de la configuración de los motores con la inclinación tangencial positiva de la Figura 5A donde los motores están adelante del centro de gravedad de acuerdo con al menos una realización descrita aquí,

La Figura 6A ilustra una realización de los múltiples motores donde un par de motores tiene una inclinación tangencial positiva y el otro par de motores tiene una inclinación tangencial negativa de acuerdo con al menos una realización descrita aquí,

La Figura 6B es una vista en perspectiva de la configuración de un par de motores con una inclinación tangencial positiva y el otro par de motores que tienen una inclinación tangencial negativa donde ambos pares de motores están adelante del centro de gravedad de acuerdo con al menos una realización descrita aquí,

5 La Figuras 7A y 7B son similares a las Figuras 6A y 6B, excepto que las polaridades del motor de cada par de motores se han volteado de acuerdo con al menos una realización descrita aquí,

La Figura 8 ilustra una vista en perspectiva de uno de los motores de cualquiera de las configuraciones de las Figuras 6A y 6B o la configuración de 7A y 7B donde el motor está inclinado de manera que la línea central de motor está desalineada con la línea central del vehículo de vuelo de acuerdo con al menos una realización descrita aquí,

10 La Figura 9 ilustra la línea de empuje del motor de la Figura 8 con respecto a la línea central del vehículo de vuelo de acuerdo con al menos una realización descrita aquí, y

La Figura 10 ilustra una realización de una rutina para mejorar los momentos de cabeceo o guiñada de acuerdo con al menos una realización descrita aquí.

Descripción detallada

15 La siguiente descripción detallada está dirigida a vehículos de vuelo que tienen múltiples motores de inclinación tangencial donde los motores inclinados se aceleran diferencialmente para mejorar la cantidad de momento de control sobre los ejes de cabeceo o guiñada. La presente invención es susceptible a la realización en muchas formas diferentes. No hay intención de limitar los principios de la presente invención a las realizaciones descritas particulares. Las referencias hechas a continuación en ciertas direcciones, tales como, por ejemplo, "frontal", "posterior", "izquierda" y "derecha", se realizan de acuerdo como se ven a partir de la parte trasera del vehículo de vuelo hacia adelante. En la siguiente descripción detallada, se hace referencia a los dibujos adjuntos que forman parte de la misma y en los que se muestran a modo de ilustración realizaciones o ejemplos específicos. Con referencia ahora a los dibujos, en los que los mismos números representan elementos similares a lo largo de las diversas figuras, se presentarán aspectos de la presente divulgación.

25 Los aspectos de esta divulgación se pueden usar en diversos tipos de vehículos tales como, por ejemplo, aeronaves, naves espaciales, satélites, minas propulsadas por cohetes submarinos, misiles, vehículos lanzados al aire, vehículos lanzados verticalmente y vehículos lanzados en tierra. En aras de la simplicidad para explicar aspectos de la presente divulgación, esta especificación continuará utilizando un vehículo 10 de vuelo como ejemplo principal. Sin embargo, como se observará, diversos de los aspectos de la presente divulgación no están limitados a ningún tipo particular de vehículo.

30 Como bien entienden los expertos en la técnica, en la Figura 1 se representa un ejemplo de vehículo 10 de vuelo. El vehículo 10 de vuelo incluye un fuselaje alargado y puede tener cualquier número de motores. Los motores pueden colocarse en un extremo del vehículo de vuelo tal como en el extremo posterior o montado en algún lugar a lo largo de la longitud del fuselaje en la periferia exterior del vehículo 10 de vuelo. Como se muestra en la Figura 1, el vehículo de vuelo tiene un centro 12 de gravedad (CG) preferiblemente a lo largo de una línea 14 central del vehículo. La línea 14 central a veces puede denominarse como un eje 14 longitudinal del vehículo 10 de vuelo.

35 La Figura 2 ilustra una vista de extremo de una realización del vehículo 10 de vuelo con cuatro motores 20, 22, 24, 26 en un extremo del vehículo 10 de vuelo. Preferiblemente, los motores 20, 22, 24, 26 están desplazados radialmente a partir de la línea 14 central y separados equidistantes entre sí. En una o más configuraciones, los motores 20, 22, 24, 26 están fijados con respecto a la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo. El motor 20 está en la parte superior derecha, el motor 22 está en la parte inferior derecha, el motor 24 está en la parte inferior izquierda, y el motor 26 está en la parte superior izquierda. Los motores 20, 22, 24 y 26 a veces se denominan motores 1, 2, 3 y 4, respectivamente.

40 La Figura 2 alternativamente podría representar los motores 20, 22, 24, 26 montados a lo largo de la longitud del fuselaje del vehículo 10 de vuelo y delante del CG 12. En dicho caso, los motores 20, 22, 24, 26 se desplazarían radialmente más a partir de la línea 14 central en la periferia exterior del fuselaje del vehículo 10 de vuelo, de modo que las plumas de los motores 20, 22, 24, 26 no interfieren con el fuselaje del vehículo 10 de vuelo. En cualquier caso, la pluma de los motores 20, 22, 24, 26 en la Figura 2 están dirigidas hacia atrás y en sentido opuesto a la dirección de desplazamiento 14 del vehículo de vuelo. Por lo tanto, un aspecto de la divulgación es que los motores 20, 22, 24, 26 pueden estar adelante o detrás del centro de masa del vehículo 10 de vuelo.

45 Los motores 20, 22, 24, 26 se representan principalmente como toberas con un punto 32 de pivote. Cada punto 32 de pivote se denomina a veces vértice y colectivamente los puntos 32 de pivote se pueden denominar vértices. Como entenderán los expertos en la técnica, las toberas pueden configurarse de manera diferente y cada uno de los motores 20, 22, 24, 26 incluye componentes adicionales.

50 La Figura 3 ilustra una vista en perspectiva de un motor 20, 22, 24, 26 en particular, desplazado radialmente a partir de la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo y en una ubicación particular a lo largo de los ejes x, y y z. La ubicación de cada uno de los motores 20, 22, 24, 26 se basa en la configuración particular y los requisitos del vehículo 10 de vuelo. Por ejemplo, el motor que se representa en la Figura 3 corresponde con el motor 20 en la esquina superior derecha porque tiene una coordenada y positiva y una coordenada z negativa. Debido a que el motor 20 no está

centrado en su punto 32 de pivote, la línea 34 central de motor del motor está paralela a la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo. En este ejemplo, la ubicación de la línea 34 central de motor se basa simplemente en distancias a lo largo de los ejes x, y y z.

Por ejemplo, si el punto 32 de pivote del motor 20 estuviera separado radialmente una distancia h de aproximadamente 2.121 pies a partir de la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo, entonces el punto 32 de pivote del motor 20 estaría separado 1.5 pies a lo largo del eje z negativo y 1.5 pies a lo largo del eje y positivo. Además, suponiendo para este ejemplo, que el punto 32 de pivote del motor 20 está ubicado 8 pies adelante del CG 12 a lo largo del eje x positivo. Cuando los motores 20, 22, 24, 26 están orientados directamente hacia atrás como se muestra en la Figura 3, sus vectores de empuje están orientados sustancialmente paralelos a la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo. La Figura 4 ilustra la línea 38 de empuje del motor 20 paralela a la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo debido a que el motor 20 no está inclinado.

Haciendo referencia de nuevo a la Figura 2 con los motores 20, 22, 24, 26 sin inclinación, los puntos 32 de pivote de los motores 20, 26 pueden alinearse horizontalmente entre sí por encima de la línea 14 central y los puntos 32 de pivote de los motores 22, 24 pueden alinearse horizontalmente entre sí debajo de la línea 14 central. Una línea horizontal entre los puntos 32 de pivote de los dos motores 20, 26 puede estar sustancialmente paralela a una línea horizontal entre los puntos 32 de pivote de los dos motores 22, 24. Uno o ambos motores 20, 26 pueden acelerarse de manera diferente que uno o ambos motores 22, 24 para hacer que el vehículo 10 de vuelo maniobre alrededor del eje de cabeceo. Por ejemplo, si los dos motores 22, 24 inferiores tienen más aceleración que los dos motores 20, 26, superiores entonces el vehículo 10 de vuelo cabeceará hacia arriba.

Además, los puntos 32 de pivote de los motores 20, 22 pueden estar alineados verticalmente entre sí y los puntos 32 de pivote de los motores 24, 26 pueden estar alineados verticalmente entre sí. Una línea vertical entre los puntos 32 de pivote de los motores 20, 22 puede estar sustancialmente paralela a una línea vertical entre los puntos 32 de pivote de los motores 24, 26. Uno o ambos motores 20, 22 pueden acelerarse de forma diferente que uno o ambos motores 24, 26 para hacer que el vehículo 10 de vuelo maniobre alrededor del eje de guiñada. Por ejemplo, si los motores 24, 26 izquierdos tienen más aceleración que los motores 20, 22 derechos, entonces el vehículo 10 de vuelo se dirigirá hacia la derecha visto a partir de la parte trasera del vehículo mirando hacia adelante.

La Figura 5A es similar a la Figura 2 excepto que los motores 20, 22, 24, 26 giran o pivotan cada uno alrededor de su punto 32 de pivote. El giro de los motores 20, 22, 24, 26 con respecto a la circunferencia del vehículo 10 de vuelo puede denominarse "inclinación tangencial" o simplemente "inclinación", pero para los efectos de esta divulgación debería distinguirse solamente inclinación "radial". Además, para los fines de describir aspectos de la divulgación, una o más de las figuras pueden representar los motores 20, 22, 24, 26 inclinados todo el recorrido hasta aproximadamente noventa grados. Sin embargo, como entenderán los expertos en la técnica, los motores 20, 22, 24, 26 no se inclinarían de forma realista hasta ese punto. Con un ángulo de inclinación de noventa grados, los motores 20, 22, 24, 26 impartirían un giro contrario al sentido horario en el vehículo 10 de vuelo lo cual no está previsto por la presente divulgación. Como se describe en mayor detalle a continuación, los motores 20, 22, 24, 26 están preferiblemente inclinados solo unos pocos grados, lo que es difícil de representar claramente en las figuras de esta descripción. En una o más configuraciones, puede ser deseable mejorar los movimientos de cabeceo y guiñada sin inclinar dinámicamente los motores durante el vuelo.

La Figura 5B es una vista en perspectiva correspondiente a la orientación de los motores 20, 22, 24, 26 inclinados que se muestran en la Figura 5A. La Figura 5B ilustra la ubicación de cada uno de los motores 20, 22, 24, 26 delante del CG 12 así como su ubicación con respecto a la línea 14 central. Los ejes de balanceo, cabeceo y guiñada del vehículo 10 de vuelo se corresponden con los ejes x, y y z, que se muestran en la Figura 5B, en el CG 12. Por lo tanto, la ubicación de los motores 20, 22, 24, 26 se puede expresar en términos de distancias relativas a los ejes x, y y z. En esta configuración, los motores 20, 22, 24, 26 están inclinados alrededor de los puntos 32 de pivote y la línea 34 central de motor de cada motor 20, 22, 24, 26 está desalineada con la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo. La orientación de la línea 34 central de motor de cada uno de los motores 20, 22, 24, 26 inclinados con relación a la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo se expresa en términos de cosenos direccionales. Los cosenos direccionales de cada línea 34 central de motor son los cosenos de los ángulos entre cada línea 34 central de motor y los tres ejes de coordenadas.

En las Figuras 5A y 5B, los motores 20, 22, 24, 26 están todos inclinados en la misma dirección y se puede considerar que tienen una polaridad positiva o que tienen una inclinación positiva. La Figura 6A es similar a la Figura 5A que ilustra los motores 20, 22, 24, 26 inclinados pero los motores 20, 24 están inclinados en la dirección opuesta. La Figura 6B es una vista en perspectiva correspondiente a la orientación de los motores 20, 22, 24, 26 inclinados que se muestran en la Figura 6A. En las Figuras 6A y 6B, los motores 20, 24 se giran 180 grados en la dirección opuesta con relación a los otros dos motores 22, 26 inclinados y, por lo tanto, se puede considerar que tienen una polaridad negativa o están inclinados negativamente. Preferiblemente, cuando todos los motores 20, 22, 24, 26 están en los mismos niveles de empuje, la inclinación positiva y negativa de los motores 20, 22, 24, 26 se hacen coincidir o se balancean entre sí para contrarrestar el balanceo alrededor de la línea 14 central del vehículo 10. Las inclinaciones tangenciales positivas y negativas del primer y segundo número de motores se contrarrestan entre sí para eliminar sustancialmente el movimiento del vehículo de vuelo alrededor del eje de balanceo.

La Figura 7A también es similar a las Figuras 5A en ilustrar los motores 20, 22, 24, 26 inclinados pero en cambio los motores 22, 26 están inclinados en la dirección opuesta. La Figura 7B es una vista en perspectiva correspondiente a la orientación de los motores 20, 22, 24, 26 inclinados que se muestran en la Figura 7A. En las Figuras 7A y 7B, los motores 22, 26 se voltean 180 grados en la dirección opuesta con relación a los otros dos motores 20, 24 inclinados y en dicho caso se denominan que tienen una polaridad negativa o que están una inclinación negativa. Por lo tanto, en las Figuras 7A y 7B, los motores 20, 24 tienen una polaridad positiva o una inclinación positiva que se opone a los motores 22, 26.

En una o más configuraciones para controlar el comportamiento del vehículo 10 de vuelo con aceleración diferencial, los dos motores inferiores, los motores 22 y 24, pueden tener un primer nivel de empuje pero polaridades diferentes entre sí. Además, los dos motores superiores, los motores 20 y 26, pueden tener un segundo nivel de empuje pero diferentes polaridades entre sí. Uno de los motores 22, 24 inferiores puede tener una inclinación negativa junto con uno de los motores 20, 26 superiores y el otro de los motores 22, 24 inferiores puede tener una inclinación positiva junto con el otro de los motores 20, 26 superiores. En una o más de otras configuraciones, los dos motores derechos, los motores 20 y 22, pueden tener un primer nivel de empuje pero polaridades diferentes entre sí. Los dos motores izquierdos, los motores 24 y 26, pueden tener un segundo nivel de empuje pero polaridades diferentes entre sí. Uno de los motores 20, 22 derechos puede tener un segmento negativo junto con uno de los motores 24, 26 izquierdos y el otro de los motores 20, 22 derechos puede tener un segmento positivo junto con el otro de los motores 24, 26 izquierdo. Por lo tanto, los motores 20, 22, 24, 26 que podrían tener el mismo nivel de empuje para alterar el comportamiento del vehículo 10 de vuelo tienen polaridades opuestas.

Las polaridades de cada uno de los motores 20, 22, 24, 26 que se basan en la configuración que se muestra en las Figuras 6A y 6B o en la configuración que se muestra en las Figuras 7A y 7B, se resumen en la Tabla 1 a continuación. Como se explicó anteriormente, los motores 20, 22, 24, 26 pueden denominarse motores 1, 2, 3, 4, respectivamente.

TABLA 1

	Motor 1	Motor 2	Motor 3	Motor 4
Figuras 6A y 6B	-	+	-	+
Figuras 7A y 7B	+	-	+	-

La ubicación particular del motor 20 inclinado se expresa en términos a lo largo de los tres ejes de coordenadas. Por ejemplo, la Figura 8 ilustra una vista en perspectiva de una configuración del motor 20 inclinada y desplazada radialmente a partir de la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo. El motor que se representa en la Figura 8 corresponde con el motor 20 en la esquina superior derecha que tiene una coordenada y positiva y una coordenada z negativa. En esta configuración, el motor 20 está inclinado alrededor de su punto 32 de pivote y la línea 34 central de motor del motor 20 está desalineada con la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo. La orientación de la línea 34 central de motor del motor 20 inclinado con respecto a la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo puede expresarse en términos de cosenos direccionales. Los cosenos direccionales de la línea 34 central de motor son los cosenos de los ángulos entre la línea 34 central de motor y los tres ejes de coordenadas.

Debido a que el punto 32 de pivote del motor 20 está separado radialmente una distancia h de aproximadamente 2.121 pies a partir de la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo, el punto 32 de pivote del motor 20 está separado 1.5 pies a lo largo del eje z negativo y 1.5 pies a lo largo del eje y positivo. Además, en este ejemplo, el punto 32 de pivote del motor 20 está ubicado 8 pies adelante del CG 12 a lo largo del eje x positivo. Cuando el motor 20 tiene una inclinación nominal de aproximadamente 2 grados a aproximadamente 10 grados, la línea 34 central de motor del motor 20 está desalineada con la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo en aproximadamente 2 a aproximadamente 10 grados. En una o más configuraciones, como se ilustra en la Figura 8, la inclinación de cada uno de los motores 20, 22, 24, 26 es de aproximadamente 5 grados. Como resultado de la inclinación de 5 grados, la línea 38 de empuje del motor 20 también está desalineada con la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo en 5 grados, como se muestra en la Figura 9. Solo se prefiere una cantidad nominal de inclinación del motor, tal como de aproximadamente 2 a aproximadamente 10 grados, porque no es deseable mover demasiado las líneas 38 de empuje del motor mucho más a partir de la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo. Si la línea 34 central de motor de cada motor 20, 22, 24, 26 está desalineada mucho más de aproximadamente 10 grados se requieren bobinas propulsoras adicionales para el vehículo 10 de vuelo y el peso adicional eliminaría el beneficio de tener un momento de control mejorado. En una o más configuraciones, la inclinación de los motores 20, 22, 24, 26 permanece fija durante el vuelo. En una o más configuraciones diferentes, los motores 20, 22, 24, 26 están dinámicamente inclinados durante el vuelo.

Se requiere un cierto nivel de aceleración diferencial de los motores 20, 22, 24, 26 para producir un nivel dado de momento de control alrededor de un eje de maniobra de cabeceo o guiñada. El momento más deseado requiere más aceleración. A medida que aumentan los niveles de aceleración del motor, aumenta la complejidad del diseño del motor, lo cual es indeseable. Sin embargo, la inclinación nominal tangencial de los motores 20, 22, 24, 26 como se explicó anteriormente mejora el control del eje de maniobra, lo que conduce a una menor aceleración del motor requerida. En otras palabras, para el mismo nivel de aceleración diferencial, el vehículo 10 de vuelo con los motores

20, 22, 24, 26 con inclinación nominal recibe más control de momento sobre cualquiera de los ejes de cabeceo y guiñada. Por lo tanto, los motores 20, 22, 24, 26 inclinados no tienen que acelerarse diferencialmente, con solo una diferencia nominal en los niveles de empuje entre los pares de los motores 20, 22, 24, 26 de inclinación fija, para obtener el mismo momento de control el vehículo 10 de vuelo que habría tenido cuando los motores 20, 22, 24, 26 no estaban inclinados. Por lo tanto, la selección apropiada de la inclinación tangencial puede mejorar significativamente el control de el comportamiento del eje de maniobra primario (ya sea de cabeceo o guiñada), ya sea que se desee o no controlar el balanceo.

En una o más configuraciones, al menos uno de una primera diversidad de motores y al menos uno de una segunda diversidad de motores están configurados para operar a un primer nivel de empuje y al menos otro de la primera diversidad de motores y a al menos otro de la segunda diversidad de motores está configurado para operar a un segundo nivel de empuje que es diferente del primer nivel de empuje. El vehículo 10 de vuelo se desempeña a un nivel de maniobrabilidad alrededor de cualquiera de los ejes de cabeceo y guiñada con la primera diversidad de motores que tienen la inclinación tangencial positiva y la segunda diversidad de motores que tienen la inclinación tangencial negativa. La primera y la segunda diversidad de motores, si carecen de las inclinaciones tangenciales positiva y negativa, requerirían más empuje que uno o ambos niveles de empuje primero y segundo para que el vehículo 10 de vuelo funcione con el mismo nivel de maniobrabilidad sobre cualquiera de los dos ejes de cabeceo y guiñada.

A la vez que la aceleración diferencial de los motores 20, 22, 24, 26 no inclinados puede usarse a si misma para controlar la trayectoria del vehículo 10 de vuelo, las dos configuraciones de motor que se muestran en las Figuras 6A-6B y 7A-7B, con sus correspondientes polaridades del motor como se describió anteriormente, proporcionan un balanceo mejorado junto con el comportamiento de cabeceo o guiñada para el vehículo de vuelo. En otras palabras, la maniobrabilidad mejorada del vehículo 10 acelerado diferencialmente se proporciona alrededor de uno de los ejes de cabeceo o guiñada a la vez que se disminuye la maniobrabilidad sobre el otro de los ejes de cabeceo o guiñada. La configuración que se muestra en las Figuras 6A y 6B, donde los motores 20, 24 tienen una inclinación tangencial negativa y los motores 22, 24 tienen una inclinación tangencial positiva, mejoran la maniobrabilidad sobre el eje de cabeceo y disminuyen la maniobrabilidad sobre el eje de guiñada. La configuración que se muestra en las Figuras 7A y 7B, donde los motores 20, 24 tienen una inclinación tangencial positiva y los motores 22, 26 tienen una inclinación tangencial negativa, mejoran la maniobrabilidad sobre el eje de guiñada y disminuyen la maniobrabilidad sobre el eje de cabeceo. Por lo tanto, el eje de maniobra primario del vehículo 10 de vuelo está determinado por la forma en que los motores 20, 22, 24, 26 están orientados entre sí con una inclinación tangencial positiva o negativa.

Las siguientes ecuaciones de momento ilustran la utilidad de la inclinación nominal tangencial para mejorar el control del eje de maniobra de un vehículo con aceleración diferencial:

$$\text{Balanceo mptac(ime)} = \text{Thme(ime)} \times (\text{ryme(ime)} \times \text{ezme(ime)} - \text{rzme(ime)} \times \text{eyme(ime)})$$

$$\text{Cabeceo mptac(ime)} = \text{Thme(ime)} \times (\text{rxme(ime)} \times \text{exme(ime)} - \text{rxme(ime)} \times \text{ezme(ime)})$$

$$\text{Guiñada mptac(ime)} = \text{Thme(ime)} \times (\text{rxme(ime)} \times \text{eyme(ime)} - \text{ryme(ime)} \times \text{exme(ime)})$$

mptac = momento por actuador del acelerador (libras-pie)

ime = índice del motor principal (motores 1 al 4)

Thme = empuje del motor principal (libras)

rxme, ryme, rzme = brazos de momento (pies)

exme, eyme, ezme = cosenos direccionales

La mejora del control puede demostrarse en cualquiera de los motores 20, 22, 24, 26 mediante cualquiera de las ecuaciones de momento para cabeceo o guiñada donde la inclinación del motor tangencial nominal aumenta significativamente los momentos relacionados con la aceleración diferencial de cabeceo o guiñada. Todos los momentos son una función del empuje de cada uno de los motores 20, 22, 24, 26, y con el propósito de demostrar la ventaja de inclinar nominalmente los motores por las ecuaciones de momento identificadas anteriormente, el empuje de uno de los motores específico no es particularmente relevante para demostrar que la mejora del eje de cabeceo o guiñada se debe principalmente a los cosenos direccionales junto con las polaridades particulares de cada uno de los motores 20, 22, 24, 26. Uno o más algoritmos de un sistema informático a bordo el vehículo 10 de vuelo determinan cómo controlar diferencialmente el empuje de cada uno de los motores 20, 22, 24, 26 y, por lo tanto, controlar el movimiento alrededor de los ejes x, y y z.

También, siempre que todos los motores 20, 22, 24, 26 estén separados radialmente a igual distancia de la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo y estén equidistantes entre sí, los brazos de momento rxme serán los mismos para cada ecuación y brazos de momento ryme y rzme tendrán la misma magnitud pero diferentes signos dependiendo de la ubicación. En las dos configuraciones que se muestran en las Figuras 6A-6B y 7A-7B, por ejemplo, el brazo de momento rxme es 8, el brazo de momento ryme es solo 1.5, y el brazo de momento rzme también es solo 1.5. El momento rxme es positivo cuando los motores 20, 22, 24, 26 están delante del CG 12 a lo largo de la longitud del

vehículo 10 de vuelo como se muestra en las Figuras 6A-6B y 7A-7B. El momento rxme es negativo cuando los motores 20, 22, 24, 26 están detrás del CG 12, tal como cuando los motores 20, 22, 24, 26 están en el extremo inferior de un vehículo de vuelo.

Si ryme y rzme son valores positivos o negativos, depende de dónde se encuentra el motor correspondiente en los ejes y y z relativos a la línea 14 central. La ubicación de cada uno de los motores 20, 22, 24, 26 a lo largo de los ejes y y z se muestra mejor en las Figuras 6A y 7A. El motor 20 tiene un componente y positivo y un componente z negativo, el motor 22 tiene componentes y y z positivos, el motor 24 tiene componente y negativo y un componente z positivo, y el motor 26 tiene componentes y y z negativos.

Los cosenoss direccionales exme, eyme y ezme, la proyección de la línea 38 de empuje del motor en los ejes x, y y z, están determinados por los cosenos del ángulo de inclinación de los motores 20, 22, 24, 26 definidos entre la línea 34 central de motor y la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo. Por exme en las ecuaciones de momento, el coseno de 5 grados es 0.996 lo que es aproximadamente 1. La magnitud de exme es aproximadamente 1 porque la línea 38 de empuje del motor siempre está sustancialmente alineada con la línea 14 central del vehículo 10 de vuelo. Las magnitudes de ambos eyme y ezme es el seno de 5 grados que es 0.087 que es casi 0. Si no hubiera motor inclinado, exme en realidad sería 1 y eyme y ezme en realidad sería 0.

Una vez que se determinan las magnitudes de los cosenos direccionales, la polaridad del ángulo de inclinación de cada uno de los motores 20, 22, 24, 26 puede usarse para determinar si los cosenos direccionales son positivos o negativos. En otras palabras, debido a la inclinación nominal, un pequeño empuje se coloca en el eje y positivo o negativo y en el eje z positivo o negativo. Por ejemplo, debido a que los vectores de empuje están orientados opuestos a la dirección de las plumas de los motores 20, 22, 24, 26, se puede mostrar en las Figuras 6A y 6B que el motor 20 tiene un vector de empuje en las direcciones mas y y mas z. Por lo tanto, eyme y ezme son ambos positivos. El motor 22 tiene la polaridad opuesta del motor 20 con un vector de empuje en la dirección mas y y la dirección z negativa. Por lo tanto, para el motor 22, eyme es positivo y ezme es negativo. El motor 24 tiene un eyme negativo y un ezme negativo. El motor 26 tiene un eyme negativo y un ezme positivo. Si los cosenos direccionales de los motores 20, 22, 24, 26 en las Figuras 7A y 7B son positivos o negativos también pueden determinarse por la dirección de los vectores de empuje. El coseno direccional exme siempre será positivo para todos los motores, ya que los vectores de empuje asociados apuntan aproximadamente hacia adelante. El brazo del momento rxme siempre será positivo cuando el motor 20 esté adelante del CG 12 como se muestra en las Figuras 6B y 7B. Las diversas combinaciones de ángulos de inclinación hacen que los términos en el momento de las ecuaciones tengan el mismo signo para el momento de inclinación o para el momento de orientación.

Aún haciendo referencia a la configuración de los motores 20, 22, 24, 26 como se muestra en las Figuras 6A y 6B, la ecuación de momento para el cabeceo del motor 22 con una polaridad de ángulo de inclinación positiva tiene un rzme positivo, un exme positivo, un rxme positivo y un ezme negativo. En la ecuación de momento, el ezme negativo se multiplica por rxme, que da como resultado un número negativo, pero la ecuación de momento resta el producto de rxme multiplicado por el ezme negativo. Al restar el número negativo resulta en un número positivo y como rxme de 8 se multiplica por ezme de 0.087, 0.697 se agrega al producto del brazo del momento rzme multiplicado por el exme (coseno de 5 grados es aproximadamente 1). Por lo tanto, los dos componentes de la ecuación de momento de cabeceo tienen el mismo signo para el momento de cabeceo. Esto da como resultado un aumento general en el momento de cabeceo debido al ezme de coseno direccional distinto de cero producido por la inclinación en comparación con un momento de cabeceo sin inclinación.

Para la ecuación del momento de guiñada del motor 22, en la configuración que se muestra en las Figuras 6A y 6B, el empuje puede tener el mismo valor que para la ecuación de momento de cabeceo anterior. El brazo de momento rxme de 8 se multiplica por eyme que es 0.087. El producto es 0.696. El producto del brazo de momento ryme de 1.5 se multiplica por exme, que es casi 1, se resta de 0.696. Por lo tanto, los dos componentes de la ecuación de momento de guiñada no tienen el mismo signo para el momento de guiñada. Debido a que el mptac es más pequeño, esto da como resultado un momento de guiñada más pequeño en comparación con el momento de guiñada si el motor 22 no se ha inclinado. En tal caso, el movimiento sobre el eje de guiñada se vería disminuido.

Más particularmente, por ejemplo, para el motor 22 que tiene un empuje de 1,500 libras y una inclinación positiva del motor de 5 grados, la aritmética es la siguiente para los momentos de cabeceo y guiñada:

$$\begin{aligned}\text{Cabeceo mptac} &= 1,500 \text{ lbs } ((1.5 \text{ ft} \times 0.966) - (8 \text{ ft} \times (-0.0870))) \\ &= 1,500 \text{ lbs } (1.449 \text{ ft} + 0.96 \text{ ft}) \\ &= 1,500 \text{ lbs } (2.145 \text{ ft}) \\ &= 3217.5 \text{ ft} - \text{lbs}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\text{Guiñada mptac} &= 1,500 \text{ lbs } ((8 \text{ ft} \times 0.087) - (1.5 \text{ ft} \times 0.996)) \\ &= 1,500 \text{ lbs } (0.696 \text{ ft} - 1.494 \text{ ft})\end{aligned}$$

$$= 1,500 \text{ lbs } (- 0.798)$$

$$=-1197 \text{ ft-lbs}$$

De este modo, la inclinación nominal de cada uno de los motores 20, 22, 24, 26 aprovecha la longitud del brazo de palanca rxme en la dirección longitudinal. El significado de esto es que el brazo de momento rxme es de aproximadamente 8 pies a partir del CG 12 a la vez que los brazos ryme y rzme están a solo 1.5 pies de la línea 14 central. Con 5 grados de inclinación del motor, los cosenos eyme y ezme direccionales están solo alrededor de 0.087. Los cosenos direccionales 0.087 se multiplican por el rxme de 8 pies para obtener aproximadamente 0.697. Por lo tanto, en cada motor individual, una inclinación nominal crea un efecto multiplicador debido a la inclusión del brazo de momento rxme contra la participación de solo las proporciones de brazo de momento ryme y rzme en el caso de no inclinado.

Sin la inclinación tangencial, el cabeceo mptac sería:

$$\text{Cabeceo mptac} = 1,500 \text{ lbs} \times (1.5\text{ft} \times 0.966) = 2173.5 \text{ ft} - \text{lbs}$$

La mejora alrededor del eje de cabeceo es entonces la diferencia entre 3217.5 ft-lbs y los 2173.5 ft-lbs. El porcentaje sensato, esto es un aumento en el momento del cabeceo de $(3217.5 - 2173.5)/2173.5 = 48\%$. Esto es aproximadamente un aumento del 48% en el control del momento en comparación con el caso sin inclinación. Los motores 20, 22, 24, 26, cada uno de los cuales tiene movimiento mejorado alrededor de los ejes de cabeceo y guiñada, o movimiento disminuido alrededor de los ejes de cabeceo y de guiñada, se coordinan mediante aceleración diferencial variando el empuje de cada uno de los motores 20, 22, 24, 26, para controlar el comportamiento del vehículo de vuelo. Las diferencias en el empuje entre cada uno de los motores 20, 22, 24, 26 determinan cuánto aumento o movimiento disminuido se proporciona para controlar el comportamiento del vehículo 10 de vuelo.

La ecuación de momento para el balanceo también se describe anteriormente. La inclinación tangencial permite el control del balanceo mediante aceleración diferencial pero no hay aumento o disminución en el momento del balanceo como resultado de la inclinación de los motores 20, 22, 24, 26 junto con la mejora del control de cabeceo o guiñada debido a que los momentos de balanceo alrededor de la línea central del vehículo 10 de vuelo se cancelan mutuamente con cualquier tipo de mejora. Los momentos de control de los motores 20, 22, 24, 26 cuando están dispuestos como se muestra en las Figuras 7A y 7B pueden determinarse de una manera similar a la descrita anteriormente. En dicho caso, se determinaría que el vehículo 10 de vuelo con motores 20, 22, 24, 26 nominalmente inclinados como se describió anteriormente, tendría una maniobrabilidad mejorada alrededor del eje de guiñada y una maniobrabilidad disminuida alrededor del eje de cabeceo.

De acuerdo con otra realización descrita aquí, se proporciona un sistema para proporcionar un control mejorado de un vehículo de vuelo, ya sea sobre los ejes de cabeceo y guiñada durante el vuelo. El sistema incluye un primer motor del vehículo de vuelo que tiene una primera inclinación tangencial de manera que una línea de empuje del primer motor está desalineada con una línea central del vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo. El sistema incluye además un segundo motor del vehículo de vuelo que tiene una segunda inclinación tangencial de modo que una línea de empuje de cada uno de la segunda diversidad de motores está desalineada con la línea central del vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo. El primer y el segundo motor están separados equidistantes entre sí y a partir de la línea central del vehículo de vuelo y están configurados para aceleración diferencial para controlar el comportamiento del vehículo de vuelo. La primera y la segunda inclinaciones tangenciales de los primero y segundo motor son iguales pero opuestas, mejorando así el movimiento del vehículo de vuelo alrededor de uno de los ejes de cabeceo y guiñada. El sistema también puede incluir un tercer motor que tiene una tercera inclinación tangencial, en donde la primera, segunda y tercera inclinación tangencial son iguales y se anulan mutuamente.

La Figura 10 ilustra la rutina 100 para mejorar uno de los controles de cabeceo y guiñada de un vehículo de vuelo durante el vuelo. A menos que se indique lo contrario, se pueden realizar más o menos operaciones que las que se muestran en las figuras y se describen aquí. Además, a menos que se indique lo contrario, estas operaciones también se pueden realizar en un orden diferente al que se describe aquí.

La rutina 100 comienza en la operación 110, donde se determina un eje de maniobra preferido del vehículo de vuelo. En la operación 120, en respuesta a la determinación de un eje de maniobra preferido, se configuran una primera y una segunda diversidad de motores del vehículo de vuelo. La operación 130 incluye la inclinación tangencial de la primera diversidad de motores del vehículo de vuelo para tener una inclinación tangencial positiva de modo que las líneas de empuje de la primera diversidad de motores no estén paralelas a una línea central del vehículo de vuelo. La operación 140 incluye la inclinación tangencial de la segunda diversidad de motores del vehículo de vuelo para tener una inclinación tangencial negativa de modo que las líneas de empuje de la segunda diversidad de motores no estén paralelas a la línea central del vehículo de vuelo. En la operación 150, la primera y la segunda diversidad de motores se aceleran diferencialmente para controlar el comportamiento del vehículo de vuelo sobre los ejes de cabeceo, guiñada y balanceo. La rutina 100 también puede incluir un movimiento decreciente del vehículo de vuelo alrededor de un eje distinto al eje de maniobra preferido.

El objeto descrito anteriormente se proporciona a modo de ilustración solamente y no debe interpretarse como limitativo. Se pueden realizar diversas modificaciones y cambios al objeto descrito aquí sin seguir las realizaciones de ejemplo y las aplicaciones ilustradas y descritas, y sin apartarse del alcance de la presente divulgación, que se define en las siguientes reivindicaciones.

- 5 De acuerdo con un aspecto de la presente divulgación, se proporciona un vehículo de vuelo configurado para proporcionar control mejorado sobre los ejes de cabeceo o guiñada durante el vuelo, que comprende una primera diversidad de motores del vehículo de vuelo que tiene una inclinación tangencial positiva tal que la línea de empuje de cada uno de la primera diversidad de motores está desalineada con una línea central del vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo; y una segunda diversidad de motores del vehículo de vuelo que tiene una inclinación tangencial negativa tal que una línea de empuje de cada uno de la segunda diversidad de motores está desalineada con la línea central del vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo y opuesto a la primera diversidad de motores, en donde la primera y la segunda diversidad de motores están separados equidistantes entre sí y a partir de la línea central del vehículo de vuelo, cada uno de la primera diversidad de motores ubicados alternadamente con relación a cada uno de la segunda diversidad de motores y la primera y segunda diversidad de motores configurados para aceleración diferencial para controlar el comportamiento del vehículo de vuelo sobre los ejes de cabeceo, guiñada y balanceo en donde las inclinaciones tangenciales positivas y negativas de la primera y segunda diversidad de motores mejoran el movimiento del vehículo de vuelo sobre uno de los ejes de cabeceo y guiñada.
- 10 El vehículo de vuelo descrito en donde las inclinaciones tangenciales positivas y negativas de la primera y segunda diversidad de motores disminuyen el movimiento del vehículo de vuelo sobre el otro de los ejes de cabeceo y guiñada debido a las inclinaciones tangenciales positiva y negativa de la primera y segunda diversidad de motores.
- 15 El vehículo de vuelo descrito en donde al menos uno de la primera diversidad de motores y al menos uno de la segunda diversidad de motores están configurados para operar a un primer nivel de empuje y al menos otro de la primera diversidad de motores y al menos otro de la segunda diversidad de motores está configurado para operar a un segundo nivel de empuje que es diferente del primer nivel de empuje.
- 20 El vehículo de vuelo descrito en donde el vehículo de vuelo realiza un nivel de maniobrabilidad alrededor de uno de los ejes de cabeceo y guiñada con la primera y la segunda diversidad de motores que tienen las inclinaciones tangenciales positiva y negativa, y en donde más empuje que al menos uno del primer nivel de empuje y el segundo nivel de empuje se requerirían para que el vehículo de vuelo se desempeñara al nivel de maniobrabilidad alrededor de uno de los ejes de cabeceo y guiñada sin que la primera y la segunda diversidad de motores tuvieran las inclinaciones tangenciales positiva y negativa.
- 25 El vehículo de vuelo descrito en donde las líneas centrales del motor tanto de la primera como de la segunda diversidad de motores están desalineadas en aproximadamente 2 grados a aproximadamente 10 grados con respecto a la línea central del vehículo de vuelo.
- 30 El vehículo de vuelo descrito en donde las líneas centrales del motor tanto de la primera como de la segunda diversidad de motores están desalineadas aproximadamente 5 grados con respecto a la línea central del vehículo de vuelo.
- 35 El vehículo de vuelo descrito comprende además un momento parcialmente definido por un coseno direccional con respecto a la línea central del vehículo de vuelo y una línea central de motor de cada uno de la primera y segunda diversidad de motores.
- 40 El vehículo de vuelo de sistema m descrito en donde la primera diversidad de motores incluye dos motores con la inclinación tangencial positiva y la segunda diversidad de motores incluye dos motores con la inclinación tangencial negativa.
- 45 El vehículo de vuelo descrito en donde la primera y la segunda diversidad de motores están fijas con respecto a la línea central del vehículo de vuelo.
- El vehículo de vuelo descrito en donde la primera y la segunda diversidad de motores no están dinámicamente inclinadas durante el vuelo.
- El vehículo de vuelo descrito en donde el vehículo de vuelo no tiene balancín.
- El vehículo de vuelo descrito en donde un centro de masa del vehículo se corresponde con la línea central del vehículo de vuelo.
- 50 El vehículo de vuelo descrito en donde la primera y la segunda diversidad de motores están delante de un centro de masa del vehículo de vuelo.
- El vehículo de vuelo descrito en donde la primera y la segunda diversidad de motores están detrás de un centro de masa del vehículo de vuelo.
- El vehículo de vuelo descrito en donde el vehículo de vuelo es un vehículo lanzado por aire.

El vehículo de vuelo descrito en donde el vehículo de vuelo es un vehículo lanzado a tierra.

- 5 El vehículo de vuelo descrito en donde el vehículo es un vehículo de vuelo simétrico. También se proporciona un método para mejorar uno del control de cabeceo y guiñada de un vehículo de vuelo durante el vuelo, comprendiendo el método determinar un eje de maniobra preferido del vehículo de vuelo; en respuesta a la determinación de un eje de maniobra preferido, configurar una primera y una segunda diversidad de motores del vehículo de vuelo: inclinando tangencialmente la primera diversidad de motores del vehículo de vuelo para tener una inclinación tangencial positiva con respecto a la circunferencia del vehículo de vuelo de manera que las líneas de empuje de la primera diversidad de motores no están paralelas a una línea central del vehículo de vuelo; e inclinar tangencialmente la segunda diversidad de motores del vehículo de vuelo para tener una inclinación tangencial negativa con respecto a la circunferencia del vehículo de vuelo y opuesto a la primera diversidad de motores de forma que las líneas de empuje de la segunda diversidad de motores no estén paralelas a la línea central del vehículo de vuelo; y acelerar diferencialmente la primera y la segunda diversidad de motores para controlar el comportamiento del vehículo de vuelo sobre los ejes de cabeceo, guiñada y balanceo.
- 10
- 15 El método divulgado comprende además disminuir el movimiento del vehículo de vuelo alrededor de un eje distinto del eje de maniobra preferido.
- El método descrito en donde la configuración de la primera y la segunda diversidad de motores comprende además eliminar el balanceo alrededor de la línea central del vehículo de vuelo con la inclinación tangencial positiva de la primera diversidad de motores contrarrestando la inclinación tangencial negativa de la segunda diversidad de motores.
- 20 El método divulgado en donde la inclinación tangencial de la primera y la segunda diversidad de motores comprende desalinear líneas de empuje de la primera y la segunda diversidad de motores en aproximadamente 2 grados a aproximadamente 10 grados con respecto a la línea central del vehículo de vuelo.
- El método divulgado en donde la inclinación tangencial de la primera y la segunda diversidad de motores comprende desalinear líneas de empuje de la primera y la segunda diversidad de motores en aproximadamente 5 grados con respecto a la línea central del vehículo de vuelo.
- 25 El método descrito comprende además operar al menos uno de la primera diversidad de motores y al menos uno de la segunda diversidad de motores a un primer nivel de empuje y al menos otro de la diversidad de motores y al menos otro de la segunda diversidad de motores en un segundo nivel de empuje que es diferente del primer nivel de empuje.
- 30 El método descrito en donde el vehículo de vuelo funciona a un nivel de maniobrabilidad alrededor de uno de los ejes de cabeceo y guiñada con la primera y segunda diversidad de motores que tienen las inclinaciones tangenciales positiva y negativa, y en donde más de al menos uno del primer nivel de empuje y del segundo nivel de empuje se requerirán para que el vehículo de vuelo funcione al nivel de maniobrabilidad alrededor de uno de los ejes de cabeceo y guiñada sin que la primera y la segunda diversidad de motores tengan las inclinaciones tangenciales positiva y negativa.
- 35 El procedimiento divulgado en donde la inclinación tangencial de la primera y la segunda diversidad de motores comprende generar un momento parcialmente definido por un coseno direccional con respecto a la línea central del vehículo de vuelo y una línea central de motor de cada uno de la primera y segunda diversidad de motores.
- 40 El método descrito en donde la inclinación tangencial de la primera y segunda diversidad de motores comprende generar un momento, con respecto a la línea central del vehículo de vuelo, que está parcialmente definido por un coseno direccional, y que es mayor que si la primera y la segunda diversidad de motores no tuvieran inclinación tangencial.
- 45 De acuerdo con otro aspecto de la presente divulgación, hay un vehículo de vuelo configurado para proporcionar un control mejorado sobre uno de los ejes de cabeceo y guiñada durante el vuelo, que comprende una primera diversidad de motores del vehículo de vuelo que tiene una inclinación tangencial positiva con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo de manera que las líneas de empuje de la primera diversidad de motores no estén paralelas a una línea central del vehículo de vuelo; y una segunda diversidad de motores del vehículo de vuelo que tiene una inclinación tangencial negativa con respecto a la circunferencia del vehículo de vuelo y opuesto a la primera diversidad de motores, de manera que las líneas de empuje de la segunda diversidad de motores no están paralelas a la línea central del vehículo de vuelo, donde la primera y la segunda diversidad de motores están ubicados alternadamente entre sí, en donde el vehículo de vuelo tiene un centro de masa que corresponde sustancialmente con la línea central del vehículo de vuelo, en donde la inclinación tangencial de la primera y la segunda diversidad de motores genera un momento parcialmente definido por cosenos direccionales con respecto a la línea central del vehículo de vuelo y una línea central de motor de cada uno de la primera y segunda diversidad de motores, y en donde la primera y segunda diversidad de motores se aceleran diferencialmente para controlar el comportamiento del vehículo de vuelo alrededor de los ejes de cabeceo, guiñada y balanceo.
- 50
- 55 El vehículo de vuelo descrito se puede configurar de manera que la primera y la segunda diversidad de motores se fijan con relación a la línea central del vehículo de vuelo para impedir la inclinación dinámica durante el vuelo.

De acuerdo con un ejemplo, se proporciona un vehículo de vuelo configurado para proporcionar control mejorado sobre cualquiera de los ejes de cabeceo y guiñada durante el vuelo, que comprende un primer motor del vehículo de vuelo que tiene una primera inclinación tangencial tal que una línea de empuje del primer motor está desalineada con una línea central del vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo; y un segundo motor del vehículo de vuelo que tiene una segunda inclinación tangencial tal que una línea de empuje de cada una de la segunda diversidad de motores está desalineada con la línea central del vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo, en donde los motores primero y segundo están separados equidistantes entre sí y a partir de la línea central del vehículo de vuelo, en donde el primer y segundo motor están configurados para la aceleración diferencial para controlar el comportamiento del vehículo de vuelo, y en donde la primera y segunda inclinaciones tangenciales del primer y del segundo motor son iguales pero opuestas, lo que mejora el movimiento del vehículo de vuelo sobre uno de los ejes de cabeceo y guiñada.

El vehículo de vuelo descrito comprende además un tercer motor que tiene una tercera inclinación tangencial, en donde la primera, segunda y tercera inclinación tangencial son iguales y se anulan mutuamente.

El sistema divulgado en donde la primera y la segunda diversidad de motores están fijados con respecto a la línea central del vehículo de vuelo para impedir la inclinación dinámica durante el vuelo.

De acuerdo con otro ejemplo, se proporciona un sistema para proporcionar un control mejorado de un vehículo de vuelo sobre cualquiera de los ejes de cabeceo y guiñada durante el vuelo, que comprende un primer motor del vehículo de vuelo que tiene una primera inclinación tangencial tal que una línea de empuje del primer motor está desalineada con una línea central del vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo; y un segundo motor del vehículo de vuelo que tiene una segunda inclinación tangencial tal que una línea de empuje de cada una de la segunda diversidad de motores está desalineada con la línea central del vehículo de vuelo en una dirección tangencial con respecto a una circunferencia del vehículo de vuelo, en donde los motores primero y segundo están separados equidistantes entre sí y a partir de la línea central del vehículo de vuelo, en donde el primer y segundo motor están configurados para la aceleración diferencial del vehículo de vuelo, y en donde la primera y segunda inclinaciones tangenciales del primer y del segundo motor son iguales pero opuestas, lo que mejora el movimiento del vehículo de vuelo sobre uno de los ejes de cabeceo y guiñada.

El sistema divulgado comprende además un tercer motor que tiene una tercera inclinación tangencial, en donde la primera, segunda y tercera inclinación tangencial son iguales y se anulan mutuamente.

REIVINDICACIONES

1. Un vehículo de vuelo configurado para proporcionar control mejorado sobre los ejes de cabeceo o guiñada durante el vuelo, que comprende: una primera y una segunda pluralidad de motores (20, 22, 24, 26) que están separados equidistantes entre sí y a partir de la línea (14) central del vehículo de vuelo, cada uno de la primera diversidad de motores (20, 24) posicionados alternadamente con respecto a cada uno de la segunda diversidad de motores (22, 26), y la primera y segunda diversidad de motores (20, 22, 24, 26) configurada para aceleración diferencial para controlar el comportamiento del vehículo de vuelo sobre los ejes de cabeceo y guiñada,
5
caracterizado porque la primera diversidad de motores (20, 24) del vehículo de vuelo tiene una inclinación tangencial positiva tal que una línea de empuje de cada uno de la primera diversidad de motores (20, 24) está desalineada con una línea (14) central del vehículo de vuelo; y
10
la segunda diversidad de motores (22, 26) del vehículo de vuelo tiene una inclinación tangencial negativa tal que una línea de empuje de cada una de la segunda diversidad de motores (22, 26) está desalineada con la línea (14) central del vehículo de vuelo,
en donde las inclinaciones tangenciales positivas y negativas de la primera y segunda diversidad de motores (20, 22, 24, 26) mejoran el movimiento del vehículo de vuelo alrededor de uno de los ejes de cabeceo y guiñada,
15
en donde la primera diversidad de motores (20, 24) incluye dos motores (20, 24) con la inclinación tangencial positiva que están configurados para proporcionar un primer momento de balanceo alrededor de la línea (14) central y la segunda diversidad de motores (22, 26) incluye dos motores (22, 26) con las inclinaciones tangenciales negativas que están configuradas para proporcionar un segundo momento de balanceo alrededor de la línea (14) central, en donde el primer y el segundo momentos de balanceo se cancelan mutuamente.
20
2. El vehículo de vuelo de acuerdo con la reivindicación 1, en donde las inclinaciones tangenciales positiva y negativa de la primera y segunda diversidad de motores (20, 22, 24, 26) disminuyen el movimiento del vehículo de vuelo sobre el otro de los ejes de cabeceo y guiñada debido a las inclinaciones tangenciales positivas y negativas de la primera y segunda diversidad de motores (20, 22, 24, 26).
25
3. El vehículo de vuelo de cualquier reivindicación precedente, en donde al menos uno de la primera diversidad de motores (20, 24) y al menos uno de la segunda diversidad de motores (22, 26) están configurados para operar a un primer nivel de empuje y al menos otro de la primera diversidad de motores (20, 24) y al menos otro de la segunda diversidad de motores (22, 26) están configurados para operar a un segundo nivel de empuje que es diferente del primer nivel de empuje.
30
4. El vehículo de vuelo de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en donde el vehículo de vuelo realiza un nivel de maniobrabilidad alrededor de uno de los ejes de cabeceo y guiñada con la primera y segunda diversidad de motores (20, 22, 24, 26) que tienen las inclinaciones tangenciales positiva y negativa, y donde se requeriría más empuje que al menos uno del primer nivel de empuje y el segundo nivel de empuje para que el vehículo de vuelo funcione al nivel de maniobrabilidad alrededor de uno de los ejes de cabeceo y guiñada sin la primera y segunda diversidad de motores (20, 22, 24, 26) que tienen las inclinaciones tangenciales positiva y negativa.
35
5. El vehículo de vuelo de cualquier reivindicación precedente, en donde las líneas centrales del motor tanto de la primera como de la segunda diversidad de motores (20, 22, 24, 26) están desalineadas en aproximadamente 2 grados a aproximadamente 10 grados con respecto a la línea (14) central del vehículo de vuelo.
40
6. El vehículo de vuelo de cualquier reivindicación precedente, en donde las líneas centrales del motor tanto de la primera como de la segunda diversidad de motores (20, 22, 24, 26) están desalineadas aproximadamente 5 grados con respecto a la línea (14) central del vehículo de vuelo.
7. El vehículo de vuelo de cualquier reivindicación precedente, que comprende además un momento parcialmente definido por un coseno direccional con respecto a la línea (14) central del vehículo de vuelo y una línea central de motor de cada uno de la primera y segunda diversidad de motores (20, 22, 24, 26).
45
8. El vehículo de vuelo de cualquier reivindicación precedente, en donde la primera y la segunda diversidad de motores (20, 22, 24, 26) están fijas con respecto a la línea (14) central del vehículo de vuelo.
9. El vehículo de vuelo de la reivindicación 1, en donde la primera y la segunda diversidad de motores (20, 22, 24, 26) no están dinámicamente inclinadas durante el vuelo.
10. El vehículo de vuelo de la reivindicación 1, en donde el vehículo de vuelo no tiene balancines.
50
11. El vehículo de vuelo de cualquier reivindicación precedente, en donde un centro de masa del vehículo (12) corresponde con la línea (14) central del vehículo de vuelo.
12. El vehículo de vuelo de la reivindicación 1, en donde la primera y la segunda diversidad de motores (20, 22, 24, 26) están delante de un centro de masa del vehículo (12) de vuelo.

13. El vehículo de vuelo de la reivindicación 1, en donde la primera y la segunda diversidad de motores (20, 22, 24, 26) están detrás de un centro de masa del vehículo (12) de vuelo.

14. El vehículo de vuelo de cualquier reivindicación precedente, en donde el vehículo de vuelo es un vehículo lanzado por aire.

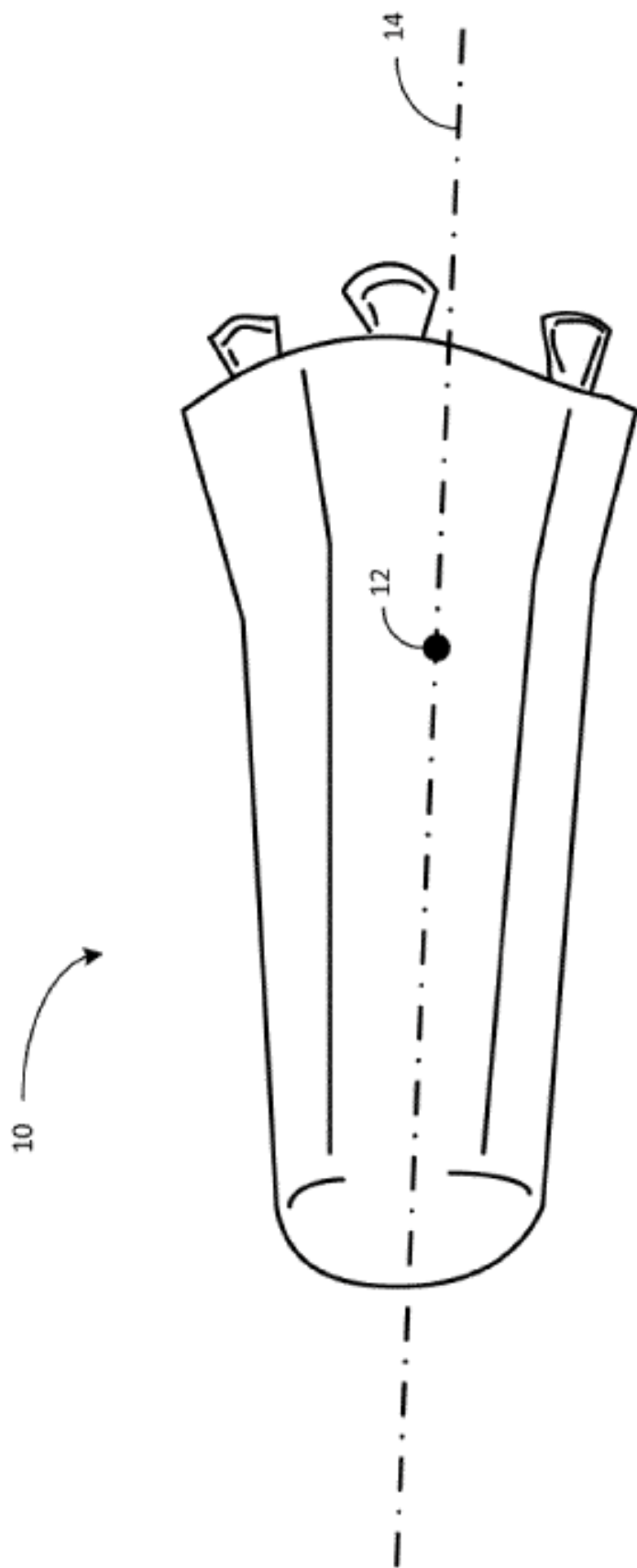


FIG. 1

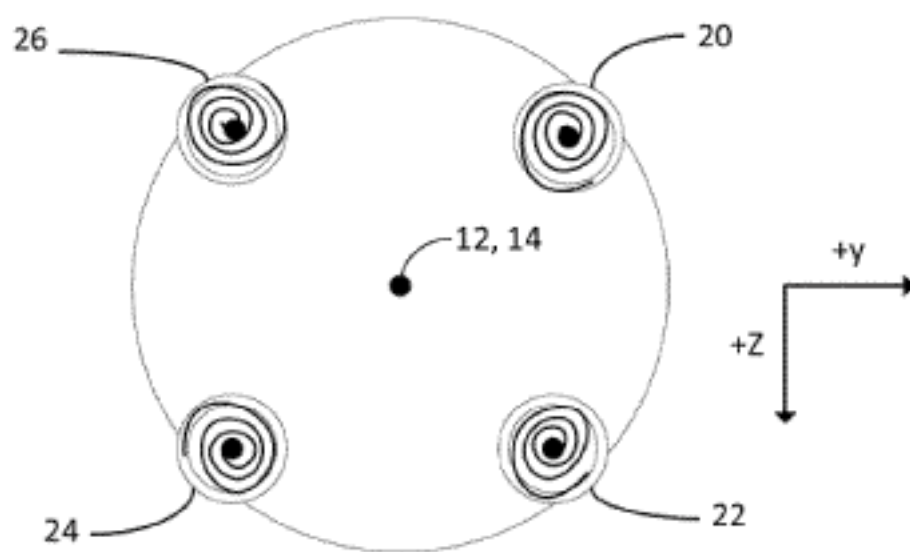


FIG. 2

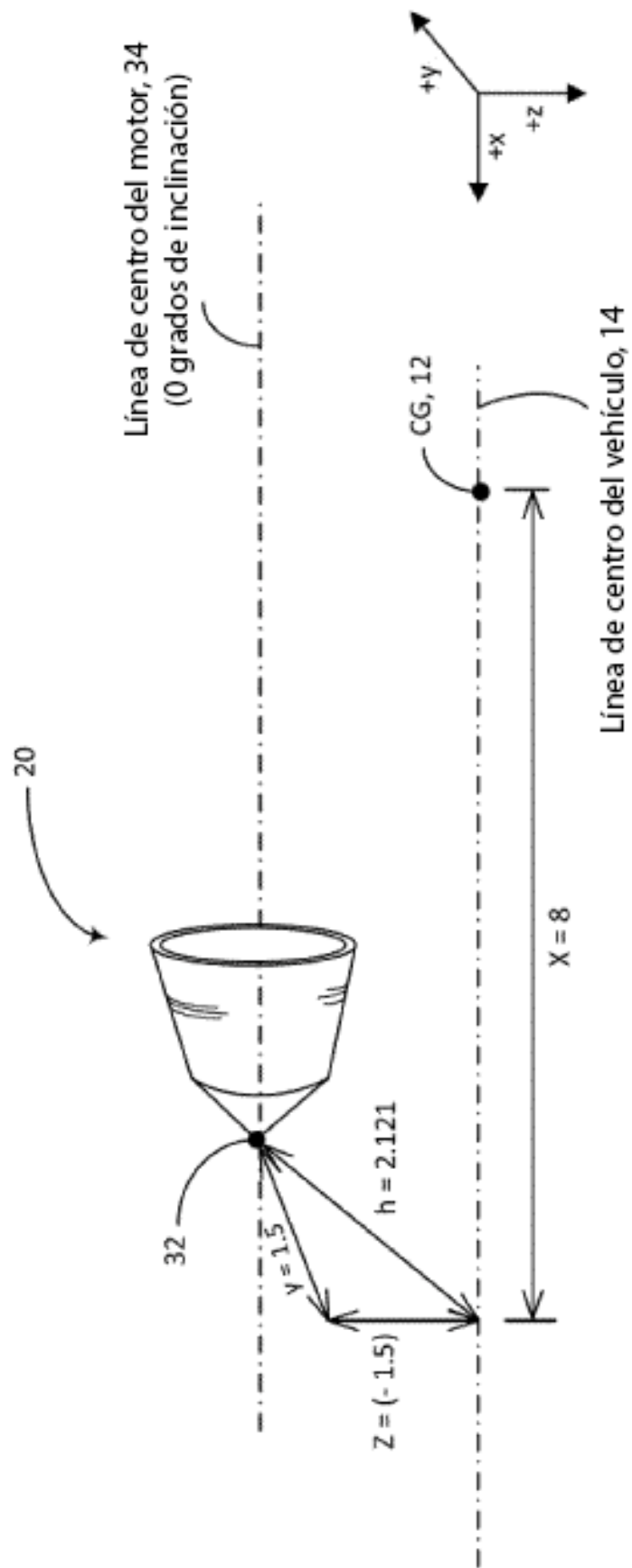


FIG. 3

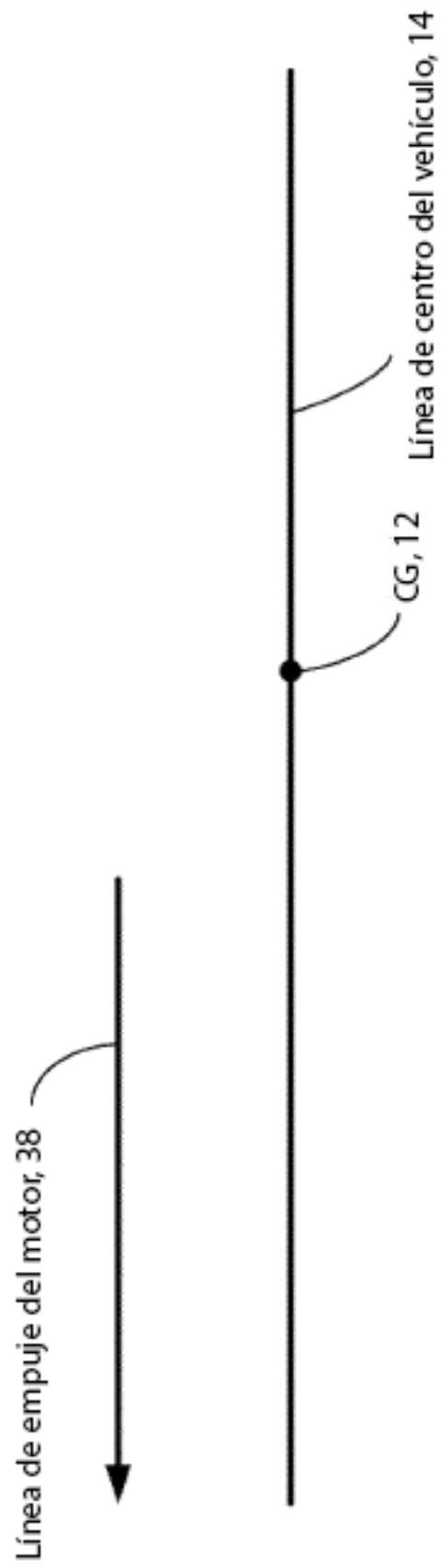


FIG. 4

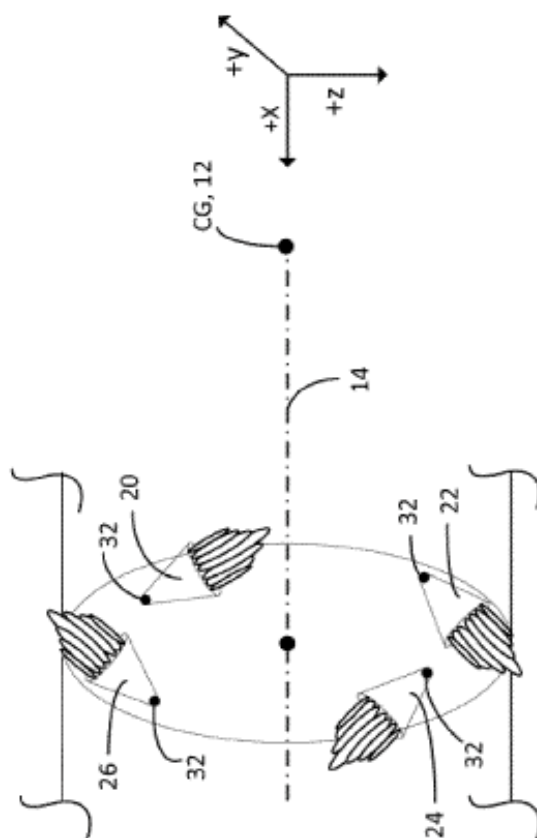


FIG. 5A

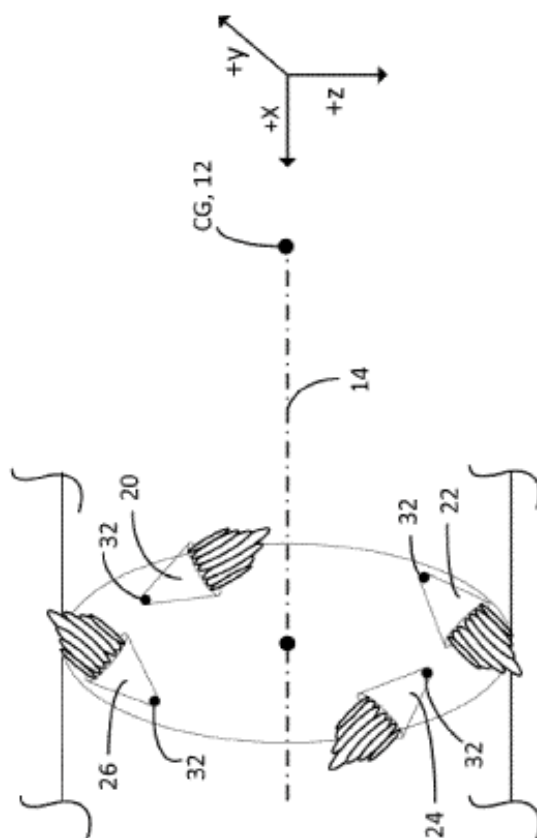


FIG. 5B

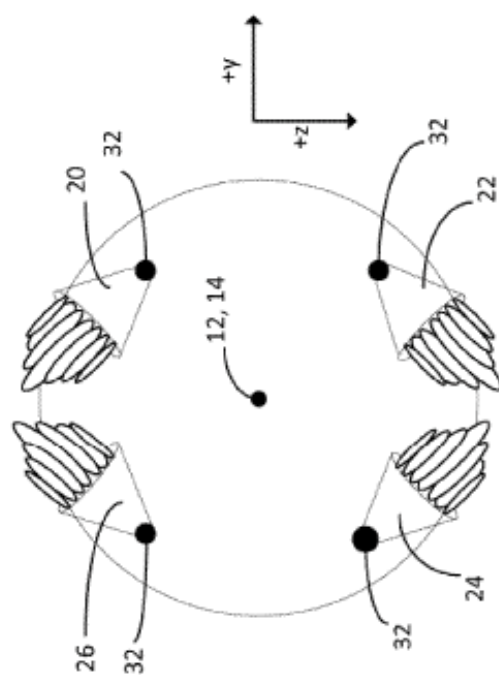


FIG. 6A

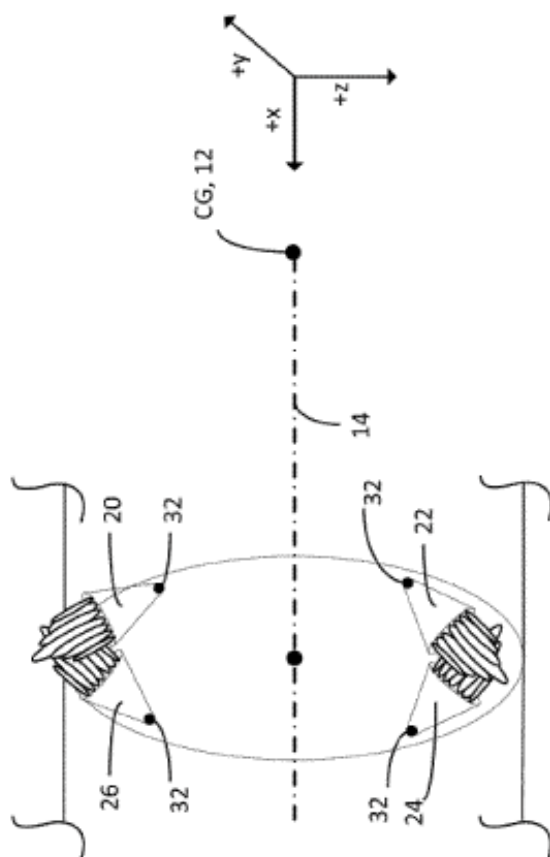


FIG. 6B

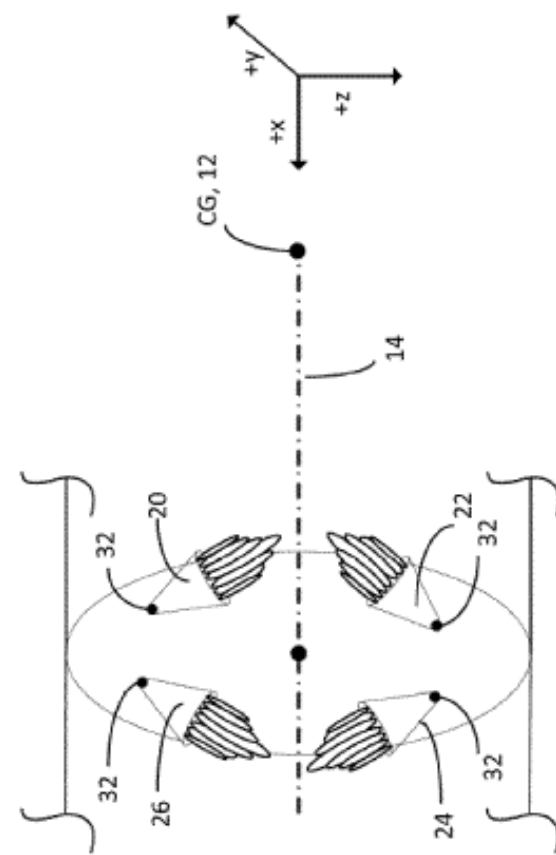


FIG. 7A

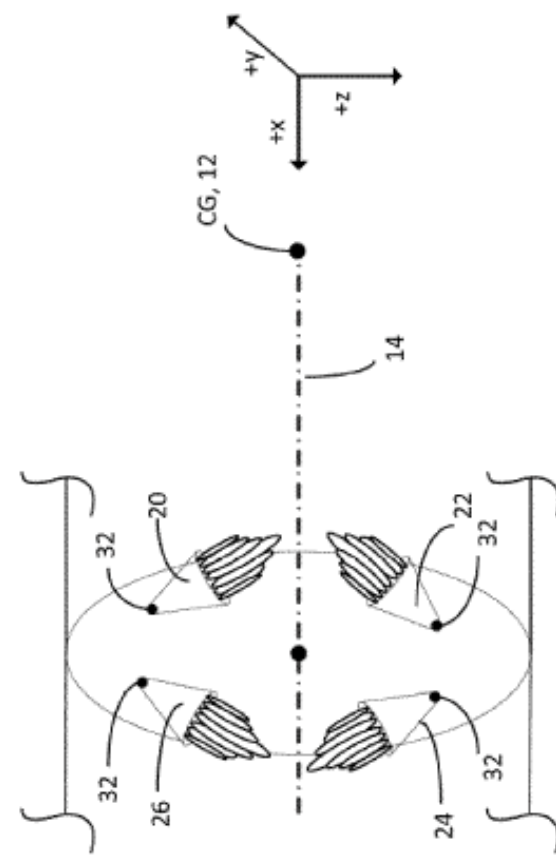


FIG. 7B

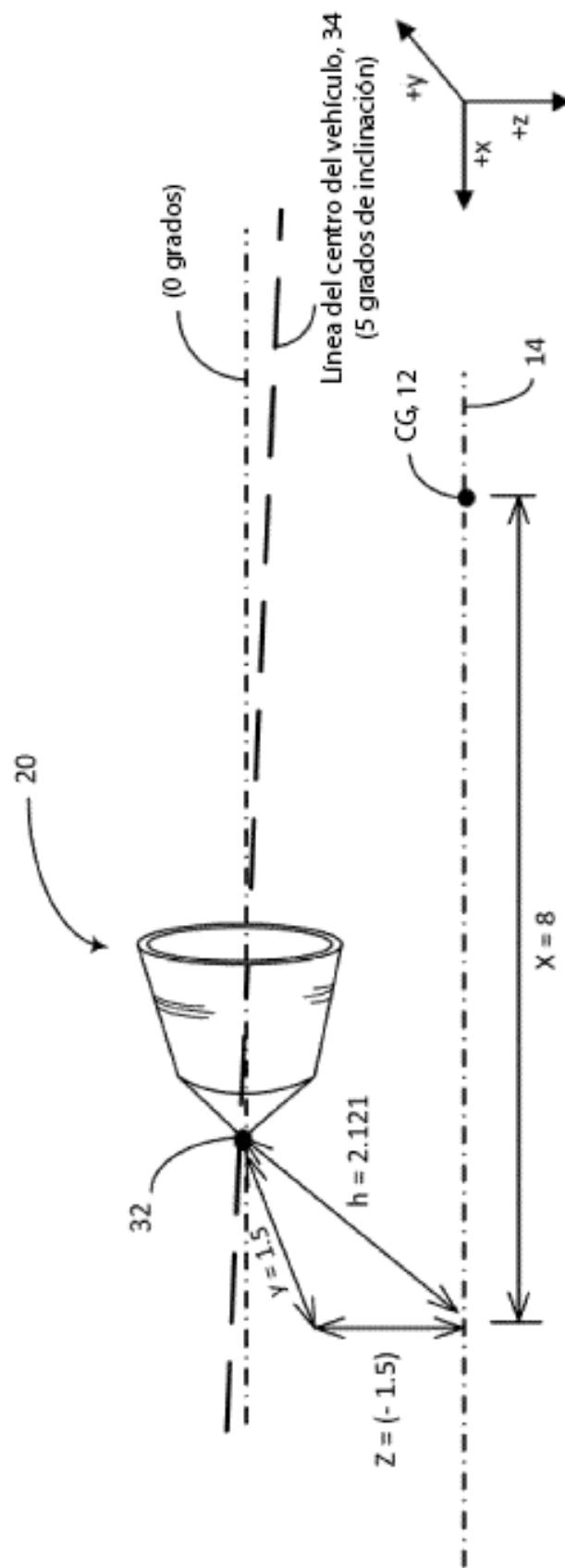


FIG. 8

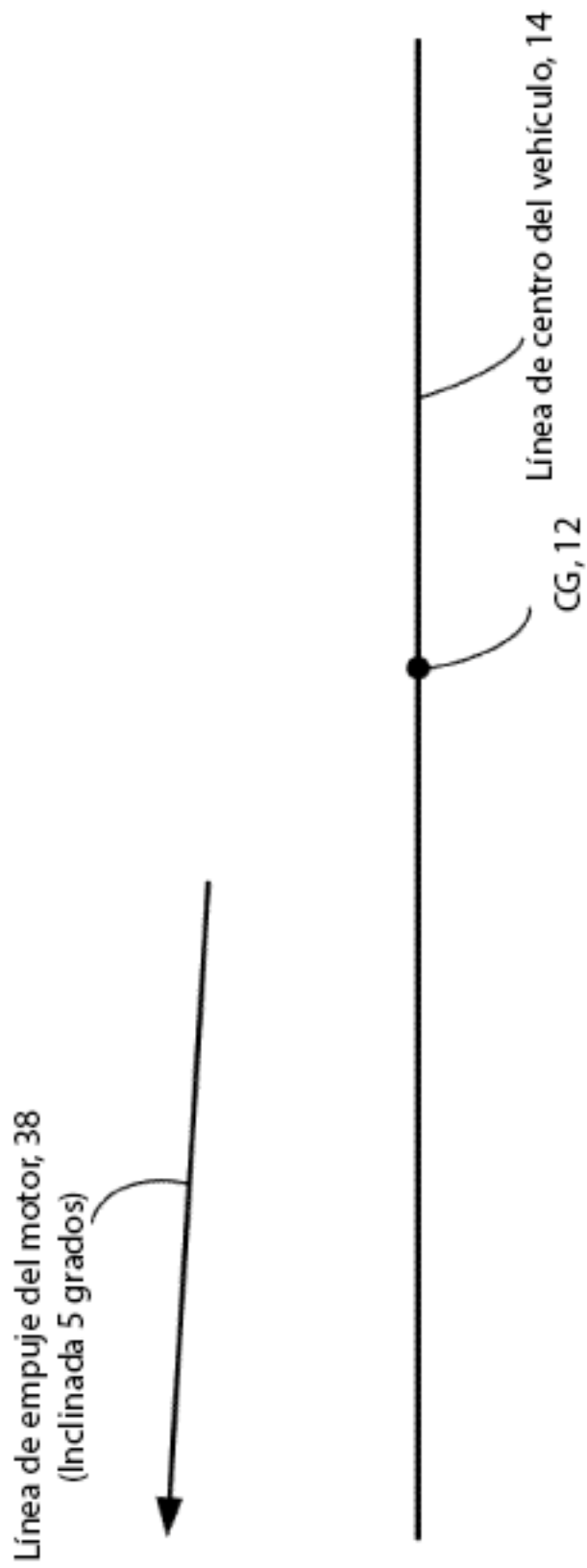


FIG. 9

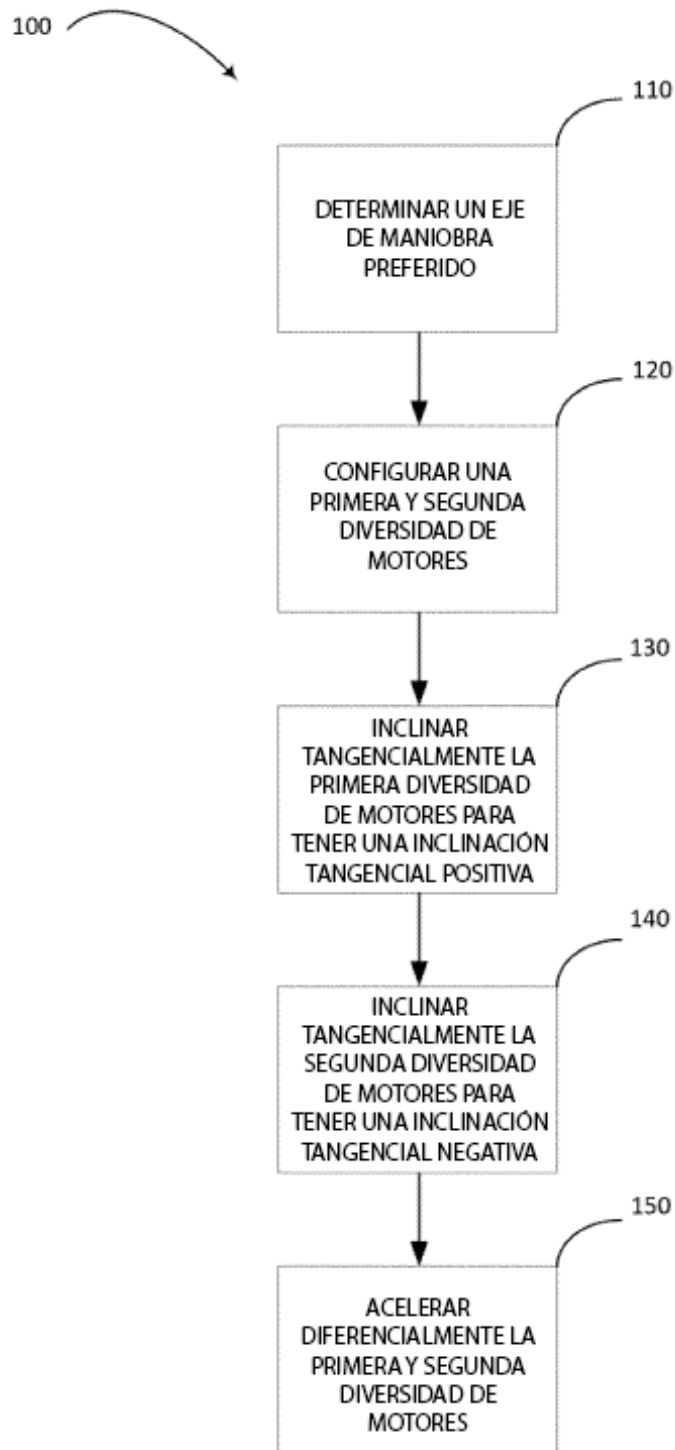


FIG. 10