

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 708 579**

51 Int. Cl.:

**G05D 1/08**

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **30.05.2014 PCT/CN2014/078999**

87 Fecha y número de publicación internacional: **03.12.2015 WO15180171**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **30.05.2014 E 14893562 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **31.10.2018 EP 3111286**

54 Título: **Métodos de control de actitud de aeronaves**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**10.04.2019**

73 Titular/es:  
**SZ DJI TECHNOLOGY CO., LTD. (100.0%)  
6/F Hkust SZ IER Bldg. 9, Yuexing 1st Road Hi  
Tech Park (south) Nanshan District  
Shenzhen, Guangdong 518057, CN**

72 Inventor/es:  
**YU, YUN**

74 Agente/Representante:  
**CARVAJAL Y URQUIJO, Isabel**

**ES 2 708 579 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

Métodos de control de actitud de aeronaves

Antecedentes de la invención

5 Los vehículos aéreos tales como los vehículos aéreos no tripulados (UAVs) se pueden usar para realizar tareas de vigilancia, reconocimiento y exploración para aplicaciones militares y civiles. Dichos vehículos pueden llevar una carga útil configurada para realizar una función específica. Los vehículos aéreos pueden ser vehículos aéreos con múltiples rotores.

10 Los métodos típicos de control de vuelo para vehículos aéreos con múltiples rotores utilizan un control derivado proporcional-integral (PID) en cascada en donde el control de actitud se conecta en cascada con el control de velocidad angular. Con base en los métodos de ajuste PID convencionales, los parámetros para un circuito interno del control (circuito de velocidad angular) y el circuito externo del control (circuito de ángulo) se sintonizan secuencialmente. Existe una fuerte dependencia de los resultados de calibración del circuito interno. Si el rendimiento del seguimiento del circuito interno no es preciso, afectará directamente todo el resultado. Sin embargo, el proceso de ajuste PID convencional es complejo y largo, y durante el proceso, pueden surgir fácilmente problemas de divergencia e inestabilidad del sistema. Además, los métodos de control tradicionales solo realizan ajustes después de que las perturbaciones ya han provocado que el vehículo aéreo produzca velocidad angular y, bajo ciertas circunstancias, el rendimiento de rechazo de perturbaciones no puede alcanzar un estado óptimo.

20 El documento CN 102 830 622 A describe un método para el vuelo autónomo de una aeronave no tripulada de cuatro rotores utilizando una técnica de control de auto-perturbación-rechazo, que pertenece al campo de control automático de las aeronaves no tripuladas. El método comprende las etapas de: hacer diferencias respectivamente entre una salida xld después de organizar un proceso transitorio de un valor objetivo y una salida de un observador de estado extendido, y un diferencial de la salida y la salida del observador de estado extendido respectivamente, y luego realizar conversión no lineal en dos diferencias para obtener una ley de control de retroalimentación no lineal; con respecto a un controlador de auto-perturbación-rechazo con tres ángulos de actitud y desplazamiento vertical, marcando la diferencia con la retroalimentación del observador de estado extendido para obtener una salida como entrada de un canal correspondiente de un sistema de cuatro rotores y el observador de estado extendido; y con respecto a un controlador de auto-perturbación-rechazo con desplazamientos hacia adelante y hacia los lados, utilizado directamente como la entrada del canal correspondiente del sistema de cuatro rotores y el observador de estado extendido, y realimentando el valor real al observador de estado extendido después de las respuestas del sistema de cuatro rotores del canal correspondiente.

35 El documento CN 101 033 973 A describe un tipo de método de definición de actitud del sistema de navegación mixto de micro inercia de la aeronave en micro miniatura, que pertenece al método de definición de actitud del vehículo en micro miniatura. El método utiliza la información de guía, controla las matrices de ruido del filtro de Kalman, para realizar ajustes de auto-adaptación de acuerdo con el estado del vuelo; a través del ajuste de parámetros para realizar la definición de actitud del sistema de navegación mixto de micro inercia en condiciones dinámicas en el aire; el proceso específico: a través del algoritmo de guía de circuito cerrado GNC, para obtener un ángulo de tonel de aeronave; a través de la selección del sensor, obtener la velocidad del vehículo y la fuerza específica; mediante el algoritmo de navegación inercial de banda para resolver la información de actitud, velocidad y posición del vehículo; mediante datos de acelerómetro y de GPS para contar la información de posición y ubicación de la aeronave; varianza de cálculo de actitud horizontal en tiempo real de las matrices de ruido de observación del filtro de Kalman, a través del filtro de Kalman para estimar el error del sistema de guía inercial de banda.

45 El documento WO 03/067351 A2 describe un método de control y estabilización de aeronaves. En un aspecto, el cabeceo y el balanceo pueden controlarse mediante un método de señalización hacia o a partir de una ubicación de referencia de diversas maneras diferentes. Tanto la altura como la posición lateral pueden ser controladas. En un aspecto adicional, la luz polarizada puede usarse para determinar la rotación relativa de la aeronave.

50 El documento CN 103 365 296 A describe un método de control de vuelo de retroalimentación de salida no lineal para un vehículo aéreo no tripulado de cuatro rotores. El método de control de vuelo de retroalimentación de salida no lineal para el vehículo aéreo no tripulado de cuatro rotores comprende las siguientes etapas de: (1) determinar un modelo cinemático del vehículo aéreo no tripulado de cuatro rotores bajo un sistema de coordenadas de inercia y un modelo cinemático del vehículo aéreo no tripulado de cuatro rotores bajo un sistema de coordenadas del cuerpo; (2) diseñar un sistema de control de actitud del vehículo aéreo no tripulado de cuatro rotores; definir errores de seguimiento del ángulo de actitud y la velocidad angular del vehículo aéreo no tripulado de cuatro rotores; diseñar un filtro para realizar una estimación en línea en una señal de velocidad angular y obtener una ecuación dinámica de circuito abierto de los errores de seguimiento; y estimar funciones desconocidas en la ecuación dinámica de circuito abierto mediante la adopción de la red neural de realimentación, y diseñar la salida de control del sistema de actitud del vehículo aéreo no tripulado de cuatro rotores; y (3) diseñar un subsistema de control de altura del vehículo aéreo no tripulado de cuatro rotores; definir errores de seguimiento de altura y definir errores de seguimiento de filtrado auxiliar; y diseñar un controlador de subsistema de altura.

El documento EP 1 901 153 A1 describe un helicóptero en miniatura de múltiples o de cuatro rotores autónomo. Los algoritmos convencionales para el control autónomo utilizan patrones con el centro de gravedad (CG) en el origen del marco de coordenadas fijas del cuerpo. Este documento describe el modelado del comportamiento dinámico con respecto a los CGs variables y los aspectos de control de un helicóptero de cuatro rotores.

- 5 El documento CN 103 760 905 A describe un método para controlar un vehículo aéreo no tripulado. De acuerdo con el esquema técnico, un método de control no lineal de la postura del helicóptero no tripulado de un solo rotor con base en realimentación poco definida incluye las siguientes etapas que, en primer lugar, la forma de un modelo dinámico de helicóptero no tripulado de un solo rotor y la forma de un modelo dinámico de la postura del helicóptero no tripulado de un solo rotor es el siguiente; y en segundo lugar, se diseña el controlador robusto semicontinuo no lineal con base en realimentación poco definida.

Resumen de la invención

- 15 En algunos casos, puede ser deseable controlar el vuelo de un vehículo aéreo, tal como un vehículo aéreo no tripulado (UAV). También puede ser deseable controlar la actitud del vehículo aéreo durante el vuelo utilizando una técnica que sea menos compleja o prolongada que los métodos tradicionales de control de actitud. Existe la necesidad de proporcionar un vuelo estable y controlado para vehículos aéreos.

- 20 Un aspecto de la invención se refiere a un método para controlar la actitud de la aeronave, comprendiendo dicho método: (a) calcular uno o más parámetros de configuración de la aeronave con base en una o más características físicas de una aeronave; (b) recibir, en un procesador, una señal indicativa de una actitud objetivo de la aeronave; (c) generar, con la ayuda del procesador, una señal de comando que se entregará a al menos un actuador de la aeronave acoplado operativamente a una o más unidades de propulsión de la aeronave, en donde dicha generación se basa en (1) la señal indicativa de la actitud objetivo de (b), y (2) el uno o más parámetros de configuración de la aeronave de (a), y donde dicha generación utiliza además un esquema de control de retroalimentación; (d) medir, con la ayuda de uno o más sensores acoplados operativamente a la aeronave, la dinámica de la aeronave como resultado del accionamiento de una o más unidades de propulsión; y (e) alimentar la dinámica al procesador para obtener el esquema de control de retroalimentación que ajusta o confirma la señal de comando de (c).

- 25 La aeronave puede ser un vehículo aéreo no tripulado. La aeronave puede incluir una pluralidad de actuadores acoplados operativamente a una pluralidad de unidades de propulsión. Las unidades de propulsión pueden incluir rotores que generan sustentación para la aeronave.

- 30 La señal indicativa de una actitud objetivo de la aeronave puede recibirse a partir de un controlador remoto a través de una conexión inalámbrica.

- 35 En algunas realizaciones, una o más características físicas pueden ser ingresadas por un usuario. La una o más características físicas de la aeronave pueden incluir una dimensión y peso físicos. El método puede incluir calcular un centro aerodinámico y un centro de gravedad de la aeronave. El método también puede incluir el cálculo de un momento de inercia para la aeronave. El cálculo que utiliza el sistema de controles de realimentación puede incluir un cálculo de avance que usa el momento de inercia de la aeronave.

- 40 El cálculo que utiliza el esquema de control de retroalimentación se puede realizar para la actitud de la aeronave con respecto a un eje de cabeceo, un eje de balanceo y un eje de giro. El método puede incluir además la combinación, utilizando un mezclador, los resultados de los cálculos sobre el eje de cabeceo, el eje de balanceo y el eje de giro, y un parámetro de configuración de la aeronave para calcular la señal de comando que se entregará a al menos a un actuador. El parámetro de configuración de la aeronave puede ser una distancia a partir del actuador hasta un centro aerodinámico de la aeronave. El uno o más sensores pueden ser sensores de inercia.

- La dinámica de la aeronave puede incluir la actitud de la aeronave con respecto a al menos un eje, la velocidad angular con respecto a al menos un eje, y la aceleración angular con respecto a al menos un eje.

- 45 Los aspectos adicionales de la invención pueden dirigirse a un sistema de control de actitud de aeronave que comprende: uno o más procesadores configurados individual o colectivamente para: (a) calcular uno o más parámetros de configuración de aeronave con base en una o más características físicas de una aeronave; (b) recibir una señal indicativa de una actitud objetivo de la aeronave; y (c) generar una señal de comando para ser entregada a al menos un actuador de la aeronave acoplado operativamente a una o más unidades de propulsión de la aeronave, en donde dicha generación se basa en (1) la señal indicativa de la actitud objetivo de (b), y (2) el uno o más parámetros de configuración de la aeronave de (a), y en donde dicha generación utiliza un esquema de control de retroalimentación; y uno o más sensores acoplados operativamente a la aeronave y configurados para medir la dinámica de la aeronave como resultado del accionamiento de una o más unidades de propulsión, dicha dinámica medida se alimenta a uno o más procesadores para proporcionar el esquema de control de retroalimentación que ajusta o confirma la señal de comando de (c).

- 55 Opcionalmente, la aeronave puede ser un vehículo aéreo no tripulado. La aeronave puede incluir una pluralidad de actuadores acoplados operativamente a una pluralidad de unidades de propulsión. Las unidades de propulsión pueden incluir rotores que generan sustentación para la aeronave.

La señal indicativa de una actitud objetivo de la aeronave puede recibirse a partir de un controlador remoto a través de una conexión inalámbrica.

5 Las una o más características físicas pueden ser introducidas por un usuario. Las una o más características físicas de la aeronave incluyen una dimensión y peso físicos. El uno o más procesadores pueden configurarse individual o colectivamente para calcular el centro aerodinámico y el centro de gravedad de la aeronave. El uno o más procesadores pueden configurarse individual o colectivamente para calcular un momento de inercia para la aeronave. El cálculo que utiliza el sistema de controles de retroalimentación puede incluir un cálculo de realimentación que usa el momento de inercia de la aeronave.

10 De acuerdo con algunas realizaciones, el cálculo que usa el esquema de control de retroalimentación se puede realizar para la actitud de la aeronave con respecto a un eje de cabeceo, un eje de balanceo y un eje de giro. El sistema puede incluir un mezclador configurado para combinar los resultados de los cálculos sobre el eje de cabeceo, el eje de balanceo y el eje de giro, y un parámetro de configuración de la aeronave para calcular la señal de comando que se entregará al menos a un actuador. El parámetro de configuración de la aeronave puede ser una distancia a partir del actuador hasta un centro aerodinámico de la aeronave. El uno o más sensores pueden ser sensores de inercia.

15 La dinámica de la aeronave puede incluir la actitud de la aeronave con respecto a al menos un eje, la velocidad angular con respecto a al menos un eje, y la aceleración angular con respecto a al menos un eje.

20 Un método para controlar la actitud de la aeronave puede proporcionarse de acuerdo con otro aspecto de la invención. El método puede comprender: (a) evaluar, con la ayuda de un procesador, una relación no lineal entre el empuje de un actuador y la salida del actuador; (b) recibir, en el procesador, una señal indicativa de una actitud objetivo de una aeronave; (c) generar, con la ayuda del procesador, una señal de comando que se entregará a al menos un actuador de la aeronave acoplado operativamente a una o más unidades de propulsión de la aeronave, en donde dicha generación se basa en (1) la señal indicativa de la actitud objetivo de (b) y (2) la relación no lineal de (a), y en donde dicha generación utiliza un esquema de control de retroalimentación; (d) medir, con la ayuda de uno o más sensores acoplados operativamente a la aeronave, la dinámica de la aeronave como resultado del accionamiento de una o más unidades de propulsión; y (e) alimentar la dinámica al procesador para obtener el esquema de control de retroalimentación que ajusta o confirma la señal de comando de (c).

25 En algunas realizaciones, la aeronave es un vehículo aéreo no tripulado. La aeronave puede incluir una pluralidad de actuadores acoplados operativamente a una pluralidad de unidades de propulsión. Las unidades de propulsión pueden incluir rotores que generan sustentación para la aeronave.

30 La señal indicativa de una actitud objetivo de la aeronave puede recibirse a partir de un controlador remoto a través de una conexión inalámbrica. La relación no lineal puede ser ingresada por un usuario. La relación no lineal puede calcularse durante la calibración de uno o más actuadores de la aeronave. El método puede incluir calcular un centro aerodinámico y un centro de gravedad de la aeronave con base en una o más características físicas de la aeronave. El método puede comprender además calcular un momento de inercia para la aeronave con base en las características físicas de la aeronave. El cálculo que utiliza el sistema de controles de realimentación puede incluir un cálculo de avance que usa el momento de inercia de la aeronave.

35 El cálculo que utiliza el esquema de control de retroalimentación se puede realizar para la actitud de la aeronave sobre un eje de cabeceo, un eje de balanceo y un eje de giro. El método puede incluir combinar, utilizando un mezclador, los resultados de los cálculos sobre el eje de cabeceo, el eje de balanceo y el eje de giro, y un parámetro de configuración de la aeronave para calcular la señal de comando que se entregará al menos a un actuador. El parámetro de configuración de la aeronave puede ser una distancia a partir del actuador hasta un centro aerodinámico de la aeronave. El uno o más sensores pueden ser sensores de inercia.

40 La dinámica de la aeronave puede incluir la actitud de la aeronave con respecto a al menos un eje, la velocidad angular con respecto a al menos un eje y la aceleración angular con respecto a al menos un eje.

45 Un método para controlar la actitud de la aeronave puede proporcionarse de acuerdo con otro aspecto de la invención. El método puede comprender: (a) evaluar, con la ayuda de un procesador, una relación no lineal entre el empuje de un actuador y la salida del actuador; (b) recibir, en el procesador, una señal indicativa de una actitud objetivo de una aeronave; (c) generar, con la ayuda del procesador, una señal de comando que se entregará a al menos un actuador de la aeronave acoplado operativamente a una o más unidades de propulsión de la aeronave, en donde dicha generación se basa en (1) la señal indicativa de la actitud objetivo de (b), y (2) la relación no lineal de (a), y en donde dicha generación utiliza un esquema de control de retroalimentación; y medir, con la ayuda de uno o más sensores acoplados operativamente a la aeronave, la dinámica de la aeronave como resultado del accionamiento de una o más unidades de propulsión; alimentar la dinámica al procesador para obtener el esquema de control de retroalimentación que ajusta o confirma la señal de comando de (c).

50 En algunas realizaciones, la aeronave es un vehículo aéreo no tripulado. La aeronave puede incluir una pluralidad de actuadores acoplados operativamente a una pluralidad de unidades de propulsión. Las unidades de propulsión pueden incluir rotores que generan sustentación para la aeronave.

- La señal indicativa de una actitud objetivo de la aeronave puede recibirse a partir de un controlador remoto a través de una conexión inalámbrica. La relación no lineal puede ser ingresada por un usuario. La relación no lineal puede calcularse durante la calibración de uno o más actuadores de la aeronave. El método puede incluir calcular un centro aerodinámico y un centro de gravedad de la aeronave con base en una o más características físicas de la aeronave.
- 5 El método puede comprender además calcular un momento de inercia para la aeronave con base en las características físicas de la aeronave. El cálculo que utiliza el sistema de controles de realimentación puede incluir un cálculo de avance que usa el momento de inercia de la aeronave.
- El cálculo que utiliza el esquema de control de retroalimentación se puede realizar para la actitud de la aeronave con respecto a un eje de cabeceo, un eje de balanceo y un eje de giro. El método puede incluir combinar, utilizando un
- 10 mezclador, los resultados de los cálculos sobre el eje de cabeceo, el eje de balanceo y el eje de giro, y un parámetro de configuración de la aeronave para calcular la señal de comando que se entregará a al menos un actuador. El parámetro de configuración de la aeronave puede ser una distancia a partir del actuador hasta un centro aerodinámico de la aeronave. El uno o más sensores pueden ser sensores de inercia.
- La dinámica de la aeronave puede incluir la actitud de la aeronave con respecto a al menos un eje, la velocidad angular con respecto a al menos un eje y la aceleración angular con respecto a al menos un eje.
- 15 Además, los aspectos de la invención pueden proporcionar un sistema de control de actitud de aeronave que comprende: uno o más procesadores configurados individual o colectivamente para: (a) evaluar una relación no lineal entre el empuje de un actuador y la salida del actuador; (b) recibir una señal indicativa de una actitud objetivo de la aeronave; y (c) generar una señal de comando para ser entregada a al menos un actuador de la aeronave
- 20 acoplado operativamente a una o más unidades de propulsión de la aeronave, en donde dicha generación se basa en (1) la señal indicativa de la actitud objetivo de (b), y (2) la relación no lineal de (a), y en donde dicha generación utiliza un esquema de control de retroalimentación; y uno o más sensores acoplados operativamente a la aeronave y configurados para medir la dinámica de la aeronave como resultado del accionamiento de una o más unidades de propulsión, dicha dinámica medida se alimenta a uno o más procesadores para proporcionar el esquema de control
- 25 de retroalimentación que ajusta o confirma la señal de comando de (c).
- En algunas realizaciones, la aeronave puede ser un vehículo aéreo no tripulado. La aeronave puede incluir una pluralidad de actuadores acoplados operativamente a una pluralidad de unidades de propulsión. Las unidades de propulsión pueden incluir rotores que generan sustentación para la aeronave.
- La señal indicativa de una actitud objetivo de la aeronave puede recibirse a partir de un controlador remoto a través de una conexión inalámbrica. La relación no lineal puede ser ingresada por un usuario. La relación no lineal puede
- 30 calcularse durante la calibración de uno o más actuadores de la aeronave. El uno o más procesadores están configurados individual o colectivamente para calcular el centro aerodinámico y el centro de gravedad de la aeronave con base en una o más características físicas de la aeronave. El uno o más procesadores pueden configurarse individual o colectivamente para calcular un momento de inercia para la aeronave con base en las
- 35 características físicas de la aeronave. El cálculo que utiliza el sistema de controles de realimentación puede incluir un cálculo de realimentación que usa el momento de inercia de la aeronave.
- El cálculo que utiliza el esquema de control de retroalimentación se puede realizar para la actitud de la aeronave con respecto a un eje de cabeceo, un eje de balanceo y un eje de giro. Opcionalmente, el sistema puede incluir un
- 40 mezclador configurado para combinar los resultados de los cálculos sobre el eje de cabeceo, el eje de balanceo y el eje de giro, y un parámetro de configuración de la aeronave para calcular la señal de comando que se entregará al menos a un actuador. El parámetro de configuración de la aeronave puede ser una distancia a partir del actuador hasta un centro aerodinámico de la aeronave. El uno o más sensores pueden ser sensores de inercia.
- La dinámica de la aeronave puede incluir la actitud de la aeronave con respecto a al menos un eje, la velocidad angular con respecto a al menos un eje, y la aceleración angular con respecto a al menos un eje.
- 45 De acuerdo con aspectos adicionales de la invención, se puede proporcionar un método para controlar la actitud de la aeronave. El método puede comprender: (a) recibir, en el procesador, una señal indicativa de una actitud objetivo de una aeronave; (b) generar, con la ayuda del procesador, una señal de comando que se entregará a al menos un actuador de la aeronave acoplado operativamente a una o más unidades de propulsión de la aeronave, en donde dicha generación se basa en la señal indicativa de la actitud objetivo de (a), y en donde dicha generación utiliza un
- 50 esquema de control de retroalimentación que incluye (1) un circuito de aceleración angular con retroalimentación de aceleración angular y (2) cálculo directo de realimentación con base en una aceleración objetivo; (c) medir, con la ayuda de uno o más sensores acoplados operativamente a la aeronave, la dinámica de la aeronave como resultado del accionamiento de una o más unidades de propulsión; y (d) alimentar la dinámica al procesador para obtener el esquema de control de retroalimentación que ajusta o confirma la señal de comando de (b).
- 55 La aeronave puede ser un vehículo aéreo no tripulado. La aeronave puede incluir una pluralidad de actuadores acoplados operativamente a una pluralidad de unidades de propulsión. Las unidades de propulsión pueden incluir rotores que generan sustentación para la aeronave.

- La señal indicativa de una actitud objetivo de la aeronave puede recibirse a partir de un controlador remoto a través de una conexión inalámbrica. El método puede incluir además calcular un centro aerodinámico y un centro de gravedad de la aeronave con base en una o más características físicas de la aeronave. El método puede incluir además calcular un momento de inercia para la aeronave con base en las características físicas de la aeronave. El cálculo de realimentación puede usar el momento de inercia de la aeronave. El cálculo que utiliza el esquema de control de retroalimentación se puede realizar para la posición de la aeronave sobre un eje de cabeceo, un eje de balanceo y un eje de giro.
- El método puede incluir además combinar, usando un mezclador, los resultados de los cálculos sobre el eje de cabeceo, el eje de balanceo y el eje de giro, y un parámetro de configuración de la aeronave para calcular la señal de comando que se entregará al menos a un actuador. El parámetro de configuración de la aeronave puede ser una distancia a partir del actuador hasta un centro aerodinámico de la aeronave. El uno o más sensores pueden ser sensores de inercia.
- La dinámica de la aeronave puede incluir la actitud de la aeronave con respecto a al menos un eje, la velocidad angular con respecto a al menos un eje y la aceleración angular con respecto a al menos un eje.
- Un aspecto de la invención puede dirigirse a un sistema de control de actitud de aeronave que comprende: uno o más procesadores configurados individual o colectivamente para: (a) recibir una señal indicativa de una actitud objetivo de una aeronave; y (b) generar una señal de comando para ser entregada a al menos un actuador de la aeronave acoplada operativamente a una o más unidades de propulsión de la aeronave, en donde dicha generación se basa en la señal indicativa de la actitud objetivo de (a), y en donde dicha generación usa un esquema de control de retroalimentación que incluye (1) un circuito de aceleración angular con retroalimentación de aceleración angular y (2) cálculo de avance directo con base en una aceleración objetivo; y uno o más sensores acoplados operativamente a la aeronave y configurados para medir la dinámica de la aeronave como resultado del accionamiento de una o más unidades de propulsión, dicha dinámica medida se alimenta a uno o más procesadores para proporcionar el esquema de control de retroalimentación que ajusta o confirma la señal de comando de (c).
- En algunas realizaciones, la aeronave puede ser un vehículo aéreo no tripulado. La aeronave puede incluir una pluralidad de actuadores acoplados operativamente a una pluralidad de unidades de propulsión. Las unidades de propulsión pueden incluir rotores que generan sustentación para la aeronave.
- La señal indicativa de una actitud objetivo de la aeronave puede recibirse a partir de un controlador remoto a través de una conexión inalámbrica. El uno o más procesadores pueden configurarse individual o colectivamente para calcular un centro aerodinámico y un centro de gravedad de la aeronave con base en una o más características físicas de la aeronave. El uno o más procesadores pueden configurarse individual o colectivamente para calcular un momento de inercia para la aeronave con base en las características físicas de la aeronave. El cálculo de avance puede usar el momento de inercia de la aeronave. En algunas implementaciones, el cálculo que utiliza el esquema de control de retroalimentación se puede realizar para la actitud de la aeronave con respecto a un eje de cabeceo, un eje de balanceo y un eje de giro.
- El sistema puede incluir un mezclador configurado para combinar los resultados de los cálculos sobre el eje de cabeceo, el eje de balanceo y el eje de giro, y un parámetro de configuración de la aeronave para calcular la señal de comando que se entregará al menos a un actuador. El parámetro de configuración de la aeronave puede ser una distancia a partir del actuador hasta un centro aerodinámico de la aeronave. El uno o más sensores pueden ser sensores de inercia.
- De acuerdo con algunas realizaciones, la dinámica de la aeronave puede incluir la actitud de la aeronave con respecto a al menos un eje, la velocidad angular con respecto a al menos un eje, y la aceleración angular con respecto a al menos un eje.
- Se entenderá que diferentes aspectos de la invención pueden apreciarse individualmente, colectivamente o en combinación entre sí. Diversos aspectos de la invención descritos aquí pueden aplicarse a cualquiera de las aplicaciones particulares expuestas a continuación o para cualquier otro tipo de objetos móviles. Cualquier descripción aquí de vehículos aéreos, tales como vehículos aéreos no tripulados, puede aplicarse y usarse para cualquier objeto móvil, tal como cualquier vehículo. Además, los sistemas, dispositivos y métodos aquí descritos en el contexto del movimiento aéreo (por ejemplo, vuelo) también pueden aplicarse en el contexto de otros tipos de movimiento, como el movimiento en el suelo o sobre el agua, el movimiento bajo el agua o el movimiento en el espacio.
- Otros objetos y características de la presente invención se harán evidentes mediante una revisión de la especificación, las reivindicaciones y las figuras adjuntas.
- Incorporación por referencia
- Todas las publicaciones, patentes y solicitudes de patente mencionadas en esta especificación se incorporan aquí como referencia en la misma medida que si cada publicación individual, patente o solicitud de patente estuviera específica e individualmente indicada para ser incorporada como referencia.

Breve descripción de los dibujos

- 5 Las nuevas características de la invención se exponen con particularidad en las reivindicaciones adjuntas. Se obtendrá una mejor comprensión de las características y ventajas de la presente invención haciendo referencia a la siguiente descripción detallada que expone realizaciones ilustrativas, en donde se utilizan los principios de la invención, y los dibujos adjuntos de los cuales:
- La Figura 1 muestra un ejemplo de un método de control de actitud de múltiples etapas, de acuerdo con una realización de la invención.
- La Figura 2 muestra un ejemplo de cómo los parámetros físicos de una aeronave pueden asociarse con un método de control de actitud para una aeronave, de acuerdo con una realización de la invención.
- 10 Las Figuras 3A a D muestran ejemplos de diversas características físicas que pueden considerarse para uno o más parámetros físicos de una aeronave, de acuerdo con una realización de la invención.
- La Figura 4 muestra un ejemplo de cómo se puede usar un modelo de aeronave para determinar uno o más parámetros en un método de control para la aeronave, de acuerdo con una realización de la invención.
- 15 La Figura 5 muestra un ejemplo de una aeronave con un controlador de vuelo, de acuerdo con una realización de la invención.
- La Figura 6A muestra un ejemplo de un esquema de control de actitud que puede implementarse por una aeronave, de acuerdo con una realización de la invención.
- La Figura 6B muestra un ejemplo de un esquema de control de actitud que puede implementarse por una aeronave, de acuerdo con una realización de la invención.
- 20 La Figura 6C muestra un ejemplo de una porción de un circuito interno de control, de acuerdo con una realización de la invención.
- La Figura 6D muestra un ejemplo de un esquema de control de actitud de acuerdo con una realización de la invención.
- La Figura 7A muestra un ejemplo de error de seguimiento, de acuerdo con una realización de la invención.
- 25 La Figura 7B muestra además un ejemplo de error de seguimiento, de acuerdo con una realización de la invención.
- La Figura 8 muestra una comparación entre una respuesta de un controlador provisto de acuerdo con una realización de la invención, en comparación con un controlador convencional.
- La Figura 9 ilustra un vehículo aéreo no tripulado, de acuerdo con una realización de la invención.
- 30 La Figura 10 ilustra un objeto móvil que incluye un portador y una carga útil, de acuerdo con una realización de la invención.
- La Figura 11 es una ilustración esquemática a modo de diagrama de bloques de un sistema para controlar un objeto móvil, de acuerdo con una realización de la invención.

Descripción detallada de la invención

- 35 Los sistemas, dispositivos y métodos de la presente invención proporcionan control de vuelo de actitud para un vehículo aéreo. El vehículo aéreo puede ser un vehículo aéreo no tripulado (UAV) o cualquier otro tipo de objeto móvil. El vehículo aéreo puede ser un vehículo aéreo de múltiples rotores.
- 40 Los métodos tradicionales de control de actitud para los esquemas de control de aeronaves con múltiples rotores utilizan un control derivado proporcional integral en cascada (PID) en donde el control de actitud se conecta en cascada con el control de velocidad angular. De acuerdo con los métodos de ajuste PID convencionales, los parámetros para un circuito interno (circuito de velocidad angular) y un circuito externo (circuito de ángulo) pueden sintonizarse secuencialmente.
- 45 Con respecto a los controladores tradicionales en cascada, existe una fuerte dependencia de los resultados de calibración del circuito interno; si el rendimiento del seguimiento del circuito interno no es bueno, afectará directamente todo el resultado. Por lo tanto, el ajuste del diseño y los parámetros del circuito interno son extremadamente importantes. Sin embargo, el proceso de ajuste de PID convencional es largo y complejo, y durante el proceso ocurren fácilmente problemas de divergencia e inestabilidad del sistema. Los parámetros de control suelen utilizar los resultados de ajuste reales como estándar, pero dependen en gran medida del sistema. Cuando el sistema cambia (por ejemplo, si hay cambios en la estructura de la aeronave, la distancia del rotor, el peso), es necesario ajustar nuevamente los parámetros. Además, el ciclo de sintonización es aún relativamente largo. La

razón principal se debe a una falta de comprensión completa del modelo del sistema y no existe una relación entre los parámetros.

5 En el control PID en cascada convencional, el circuito interno de velocidad angular está diseñado principalmente para resistir las perturbaciones de la velocidad, por lo que, en circunstancias normales, el controlador solo realiza ajustes después de que las perturbaciones ya han provocado que la aeronave produzca velocidad angular. Bajo ciertas circunstancias, el rendimiento de rechazo de perturbaciones no puede alcanzar el estado óptimo.

10 Se proporcionan aquí métodos y sistemas de control de vuelo mejorados. Por ejemplo, un método de control de actitud de vuelo puede tener en cuenta los parámetros físicos y/o dinámicos de un vehículo aéreo. Por ejemplo, de acuerdo con la estructura y la propulsión de la aeronave, pueden evaluarse automáticamente los límites de rendimiento y usarse como referencias para el control. Al utilizar un modelo de vehículo aéreo como base, los parámetros físicos y/o dinámicos pueden convertirse en coeficientes de control. Esto puede hacer que sea fácil ajustar el control PID para diferentes modelos de vehículos aéreos. Se puede realizar una evaluación previa para que un sistema de control se pueda diferenciar para diferentes modelos de vehículos aéreos y se pueda aplicar fácilmente a diferentes modelos. En algunos casos, se pueden considerar parámetros no lineales.

15 En algunas implementaciones, los parámetros físicos del vehículo aéreo pueden evaluarse para determinar un momento de inercia para el vehículo aéreo como un todo. Los parámetros físicos también pueden evaluarse para calcular un centro aerodinámico del vehículo aéreo y determinar una distancia axial a partir de un motor o unidad de propulsión del vehículo aéreo hasta el centro aerodinámico. Los parámetros físicos también pueden usarse para determinar una curva de empuje/sustentación del motor para uno o más motores del vehículo aéreo. Estos parámetros pueden ser parámetros de configuración de la aeronave que se pueden usar en el control de actitud del vehículo aéreo. Estos parámetros se pueden evaluar en tiempo real o se pueden evaluar previamente. Los parámetros de configuración de la aeronave pueden estar asociados con diversos modelos del vehículo aéreo. Se puede seleccionar un modelo de vehículo aéreo y se pueden aplicar los parámetros de configuración de la aeronave apropiados al esquema de control de actitud.

20 Además, los métodos de control de vuelo mejorados pueden incluir la adición de un circuito de aceleración angular al esquema de control PID. Los métodos de control de vuelo también pueden incluir el control directo y el fortalecimiento del rechazo de perturbaciones y el seguimiento del rendimiento. Dado que el circuito de aceleración angular puede actuar como control directo, el tiempo de respuesta puede ser corto con características de fuerte resistencia a las perturbaciones. Al suprimir directamente las perturbaciones, se puede reducir el tiempo de respuesta.

25 La Figura 1 muestra un ejemplo de un método de control de actitud de múltiples etapas, de acuerdo con una realización de la invención. El control de actitud de múltiples etapas se puede usar para controlar la actitud de un vehículo aéreo, como un UAV o cualquier otro tipo de aeronave. La aeronave puede ser tripulada o no tripulada. La aeronave puede ser una aeronave con diversos rotores, que puede incluir dos o más rotores que pueden proporcionar sustentación a la aeronave. La aeronave puede ser una aeronave de un solo rotor. Cualquier descripción aquí relacionada con el control de vuelo de una aeronave puede aplicarse a cualquier otro objeto móvil. Por ejemplo, los métodos de control de actitud descritos aquí pueden aplicarse a vehículos espaciales y/o vehículos submarinos. Uno o más aspectos del control de actitud pueden aplicarse a vehículos aéreos, vehículos del espacio exterior, vehículos terrestres o vehículos acuáticos.

30 El control de actitud puede implementarse alrededor de uno o más ejes de rotación alrededor de la aeronave. Por ejemplo, el control de actitud puede implementarse alrededor de un eje de cabeceo, un eje de balanceo y/o un eje de giro. El control de actitud se puede implementar sobre uno de estos ejes, dos de estos ejes o los tres de estos ejes.

35 Un método de control de actitud puede implementarse en múltiples etapas. Por ejemplo, se pueden proporcionar una etapa de configuración previa y una etapa de vuelo. La etapa de configuración previa y la etapa de vuelo pueden ocurrir en diferentes puntos en el tiempo y/o en diferentes ubicaciones.

40 En un ejemplo, puede producirse una etapa de configuración previa durante la cual se pueden evaluar uno o más parámetros físicos de una aeronave. Se pueden realizar uno o más cálculos con base en los parámetros físicos de la aeronave. Los parámetros físicos de la aeronave pueden incluir dimensiones espaciales, como altura, ancho, longitud, diámetro, diagonal o circunferencia. Los parámetros físicos también pueden tomar en cuenta la morfología de la aeronave, como la forma del cuerpo de la aeronave y/o cualquier extensión. Los parámetros físicos también pueden tomar en cuenta otros factores, como el peso, la distribución del peso, el centro de gravedad o la densidad. Otros ejemplos de parámetros físicos se pueden describir en otra parte de este documento.

45 Los parámetros dinámicos pueden evaluarse durante la etapa de configuración previa. Alternativamente, los parámetros dinámicos pueden considerarse en una etapa posterior. Los parámetros dinámicos pueden incluir especificaciones relacionadas con la batería u otras especificaciones de la fuente de alimentación, o características del motor, como el empuje o la potencia. Otros ejemplos de parámetros dinámicos se describen en otra parte en este documento.

La etapa de configuración previa puede ocurrir para uno o más modelos de aeronaves. Por ejemplo, diferentes modelos de aeronaves pueden tener diferentes parámetros físicos y/o dinámicos. Por ejemplo, diferentes modelos de aeronaves pueden tener diferentes formas, tamaños, pesos, distribuciones de peso, características de la fuente de energía, características del motor u otras características o características diferentes. En algunos casos, la configuración previa puede ocurrir por un fabricante o distribuidor de uno o más modelos de aeronaves. La configuración previa puede ocurrir a través de un fabricante o distribuidor de un sistema de control que puede aplicarse a uno o más modelos de aeronaves. La configuración previa puede ocurrir a través de un tercero que puede proporcionar la información de la configuración previa para ayudar a controlar la aeronave. La información puede almacenarse en una memoria a la que puede acceder un controlador de vuelo que controla la aeronave. En algunos casos, la configuración previa no es realizada por un usuario final de la aeronave. Por ejemplo, la configuración previa se puede realizar en una entidad que es diferente de un usuario que opera la aeronave. La configuración previa puede realizarse antes de que un usuario final tenga acceso a la aeronave. Por ejemplo, la configuración previa puede ocurrir horas, días, semanas, meses, trimestres o años antes de que el usuario tenga acceso a la aeronave o antes de que el usuario opere la aeronave.

En algunos casos, la configuración previa se puede realizar como una calibración de la aeronave. La calibración puede ocurrir antes de que el usuario tenga acceso a la aeronave o puede ser independiente de las interacciones del usuario con la aeronave. La aeronave puede tener acceso a la información de configuración previa. La información de configuración previa puede almacenarse a bordo de la aeronave, o puede ser accesible a través de la aeronave a partir de una memoria fuera de la aeronave.

Opcionalmente, la etapa de vuelo puede ocurrir después de la etapa de configuración previa. La etapa de vuelo puede proporcionarse cuando un usuario tiene acceso a la aeronave. La etapa de vuelo puede ser cuando un usuario puede operar la aeronave. Durante la etapa de vuelo, se puede utilizar un método de control de actitud en la aeronave. Los sistemas de control de actitud pueden ser utilizados por la aeronave para controlar la actitud de la aeronave durante el vuelo. Los sistemas de control de actitud pueden usar información de configuración previa que se puede recopilar antes durante una etapa de configuración previa.

Las calibraciones adicionales pueden o no ocurrir en una etapa de vuelo. En un ejemplo, cada vez que un usuario enciende una aeronave, pueden producirse algunas calibraciones. Alternativamente, las calibraciones pueden ocurrir cuando el usuario recibe la aeronave por primera vez y la opera por primera vez. En otro ejemplo, las calibraciones pueden ocurrir a petición. La información de calibración puede o no usarse para determinar las dimensiones físicas de las aeronaves. La información de calibración puede o no usarse para determinar las características dinámicas de la aeronave. La información de calibración de la etapa de vuelo puede o no estar acoplada con la información de configuración previa para determinar uno o más coeficientes para un método de control de actitud de vuelo.

La Figura 2 muestra un ejemplo de cómo los parámetros físicos de una aeronave pueden asociarse con un método de control de actitud para una aeronave, de acuerdo con una realización de la invención. En algunos casos, estas etapas pueden ocurrir durante una etapa de configuración previa.

Se pueden evaluar uno o más parámetros físicos de una aeronave. En algunos casos, estos parámetros pueden medirse manualmente por un ser humano, o pueden medirse automáticamente con la ayuda de un procesador. En algunos casos, un ser humano puede ingresar los datos, a través de un dispositivo, para ser almacenados en la memoria. Por ejemplo, un ser humano puede medir una dimensión de la aeronave e ingresar los datos. En otro ejemplo, una o más máquinas pueden usarse para determinar un parámetro físico de la aeronave, y los datos se pueden proporcionar automáticamente a una memoria que almacena la información. Por ejemplo, el peso de la aeronave puede medirse y comunicarse automáticamente en la memoria.

Los ejemplos de parámetros físicos pueden incluir factores relacionados con la estructura de la aeronave y/o la dinámica de la aeronave. Los parámetros físicos pueden incluir dimensiones espaciales, como altura, ancho, longitud, diámetro, diagonal o circunferencia. Los parámetros físicos también pueden tomar en cuenta la morfología de la aeronave, como la forma del cuerpo de la aeronave y/o cualquier extensión. Los parámetros físicos también pueden tomar en cuenta otros factores, como el peso, la distribución del peso, el centro de gravedad o la densidad. En algunos casos, se pueden tener en cuenta una o más propiedades materiales de la aeronave, como densidad, rigidez, flexibilidad o elasticidad. Dichos parámetros físicos pueden relacionarse con la estructura de la aeronave. Los parámetros físicos se pueden recopilar para la aeronave en su totalidad y/o uno o más componentes de la aeronave. Por ejemplo, los parámetros físicos pueden pertenecer a la estructura de la aeronave, la fuente de energía (por ejemplo, la batería), el sistema de aviónica, el portador, la carga útil, los sensores, los motores, el tren de aterrizaje, la unidad de comunicación o cualquier otro componente.

Los parámetros físicos también pueden incluir la dinámica de la aeronave. Esto puede incluir especificaciones de la fuente de alimentación, como la corriente máxima de la batería, la potencia de salida máxima, la densidad de energía, la capacidad de la batería, la tasa de descarga, el voltaje nominal, la vida útil de la batería o cualquier otra característica. En algunos casos, se puede especificar o determinar la información sobre la química de la batería o el tipo de batería. Esto también puede incluir características del motor, como el empuje o la potencia. En algunos casos, las características del motor pueden incluir máximo empuje, máxima potencia. También se puede determinar la corriente y la potencia del control de velocidad electrónico.

5 Se puede evaluar cualquier otro parámetro físico relacionado con la aeronave. La información sobre uno o más de los parámetros físicos de la aeronave se puede almacenar en la memoria. Por ejemplo, los datos de los parámetros físicos se pueden almacenar en una o más bases de datos. Las bases de datos pueden ser externas a la aeronave. Las bases de datos pueden almacenarse en un entorno informático en la nube y/o pueden distribuirse en múltiples dispositivos. Alternativamente, las bases de datos pueden almacenarse a bordo de la aeronave.

10 Se pueden realizar uno o más cálculos sobre los parámetros físicos para determinar uno o más parámetros de configuración de la aeronave. Los parámetros físicos pueden representar características físicas de la aeronave que pueden medirse directamente. Los parámetros de configuración de la aeronave se pueden calcular con base en los parámetros físicos. Los parámetros de configuración de la aeronave se pueden calcular con la ayuda de un procesador.

Algunos ejemplos de parámetros de configuración de la aeronave que pueden incluir, entre otros, el centro aerodinámico de la aeronave, el centro de gravedad de la aeronave o el momento de inercia de toda la aeronave o un componente de la aeronave. Las características aerodinámicas y/o la estabilidad de la aeronave se pueden analizar.

15 La Figura 3 muestra un ejemplo de diversas características físicas que pueden considerarse para uno o más parámetros físicos de una aeronave, de acuerdo con una realización de la invención. La Figura 3A muestra un ejemplo de cómo se puede calcular el centro de gravedad de una aeronave. Como se muestra, cuando el centro de gravedad de la aeronave está situado debajo de la superficie de sustentación, cuando el vuelo lateral de la aeronave puede alcanzar una velocidad de equilibrio constante, la componente horizontal de la fuerza de sustentación puede contrarrestar la fuerza de arrastre y/o la componente vertical puede contrarrestar la gravedad. En algunos casos, el centro aerodinámico y la gravedad pueden o no coincidir. En una situación en donde el centro aerodinámico y el centro de gravedad no coinciden, el componente de sustentación vertical y la gravedad pueden formar una pareja de fuerza, lo que hace que la aeronave experimente un momento de cabeceo de nariz hacia arriba. Esto puede hacer que la aeronave se incline hacia la horizontal, lo que puede permitir que la aeronave se convierta en un sistema estable. Por lo tanto, durante el diseño de la aeronave, la posición del centro de gravedad se puede cambiar para ajustar la estabilidad de la aeronave. El centro de gravedad de la aeronave puede calcularse con base en los parámetros físicos. En algunos casos, pueden considerarse las distribuciones de peso y el posicionamiento de diversos componentes de la aeronave para determinar el centro de gravedad de la aeronave. El centro de gravedad puede diferir del modelo de aeronave al modelo de aeronave.

30 La Figura 3B muestra un ejemplo de cómo se puede calcular un momento de inercia de la aeronave. En algunas realizaciones, se puede analizar el momento de distribución de inercia de toda la aeronave. La influencia del modelo de aeronave y la configuración de la carga útil pueden evaluarse por su efecto en el momento de inercia de toda la aeronave. Esto se puede usar como referencia para ajustar toda la configuración de la aeronave.

35 Se pueden definir los patrones físicos básicos que componen cada componente de una aeronave. Los ejemplos de componentes de la aeronave pueden incluir, entre otros, la estructura de la aeronave, la fuente de energía (por ejemplo, batería), el sistema de aviónica, el portador, la carga útil, los sensores, motores, unidades de propulsión, tren de aterrizaje o unidad de comunicación. Los modelos básicos pueden incluir la ubicación de la instalación, el peso y los términos relacionados con el momento de inercia de cada componente. Luego, utilizando el teorema del eje paralelo, el momento de inercia de toda la aeronave se basa en los momentos de inercia de cada componente. Como se ilustra, las formas de los diversos componentes y/o la aeronave en su conjunto y la distribución del peso pueden considerarse al calcular el momento de inercia. El momento de inercia se puede calcular con la ayuda de un procesador con base en los parámetros físicos recopilados. En algunas implementaciones, se puede emplear el análisis de elementos finitos (FEM). El teorema del eje paralelo se puede usar para calcular el momento de inercia.

Algunos ejemplos de cálculos de momento de inercia se pueden proporcionar a continuación:

45 1) Partícula:

$$I = M * L^2$$

2) Sobre una porción de un cilindro:

$$I = 1/3 * M * L^2$$

3) Sobre el centro de un cilindro:

50 
$$I = 1/2 * M * R^2$$

en donde I es el momento de inercia, M es la masa, L es la distancia a partir del centro de la partícula o cilindro (o cualquier otra forma) al eje de rotación y R es el radio del cilindro.

Los cálculos adicionales pueden incluir cálculos de torque y velocidad angular, los cuales se pueden proporcionar de la siguiente manera:

## ES 2 708 579 T3

$$\text{Torque} = L * F$$

velocidad angular = torque / momento de inercia

5 Con base en el análisis teórico y el cálculo de un gran número de modelos de aeronaves, el momento primario de inercia buscado de la aeronave puede ser de aproximadamente el 50% asignado por la unidad de propulsión y electrónica (por ejemplo, hélices/palas de rotor). Debido a que el momento de inercia y la distancia del rotor pueden estar relacionados por una relación cuadrada, y el torque aumenta linealmente, con la misma propulsión, en condiciones de distancia pequeña del rotor puede haber mejores características de manejo, bajo distancias grandes del rotor puede haber mejores características de estabilidad.

10 Adicionalmente, otros parámetros de configuración de la aeronave que se pueden considerar pueden incluir parámetros de fuente de energía (por ejemplo, batería), parámetros de actuador (por ejemplo, motor) y/o parámetros de control electrónico de velocidad (ESC).

Por ejemplo, pueden usarse parámetros físicos para calcular estos parámetros de configuración de la aeronave. La corriente máxima de la batería, la potencia de salida máxima y/o la densidad de energía, el empuje y/o la potencia máxima del motor, y/o la corriente y/o potencia máxima del ESC se pueden evaluar de la siguiente manera.

$$\begin{aligned} 15 \quad \text{corriente\_m\u00e1xima\_bater\u00eda} &= \text{capacidad\_bater\u00eda} * \text{velocidad\_descarga} \\ \text{potencia\_m\u00e1xima\_bater\u00eda} &= \text{corriente\_m\u00e1xima\_bater\u00eda} * \text{voltaje\_nominal} \end{aligned}$$

empuje y potencia máxima del motor: del experimento

corriente y potencia máxima del esc: del experimento

20 Además, puede ser deseable evaluar la seguridad y/o el cumplimiento del sistema de propulsión. Por ejemplo, puede ser deseable que la corriente que se puede proporcionar por la batería > corriente máxima del ESC > corriente del motor.

25 Un cálculo adicional de los parámetros de configuración de la aeronave a partir de parámetros físicos puede incluir una evaluación del rendimiento de sobrevuelo. Por ejemplo, de acuerdo con el peso y la dinámica de la aeronave, se puede realizar un cálculo para la potencia de salida de sobrevuelo, la cantidad de uso de potencia, la eficiencia, la potencia y/o el tiempo estimado de sobrevuelo. El cálculo puede realizarse con la ayuda de un procesador.

30 La salida del motor se puede determinar a partir del acceso a los datos relativos al motor en una o más bases de datos. En algunos casos, los datos relativos al motor pueden ser una tabla de consulta con base en el peso de la aeronave y la curva de tensión del motor, y la eficiencia puede determinarse a partir de una tabla de búsqueda con base en la salida del motor. La tabla de búsqueda se puede crear con base en datos de pruebas empíricas. Alternativamente, la tabla de búsqueda se puede crear con base en datos simulados o proyectados. En algunos casos, los datos en la tabla de circuito pueden ser ingresados por un individuo. Opcionalmente, la curva de tensión del motor puede ser no lineal.

Una o más características de desplazamiento se pueden calcular de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} 35 \quad \text{potencia sobrevuelo} &= \text{peso} / \text{eficiencia} \\ \text{corriente sobrevuelo} &= \text{potencia sobrevuelo} / \text{voltaje} \\ \text{tiempo} &= \text{capacidad de bater\u00eda} / \text{corriente de sobrevuelo} \end{aligned}$$

40 Además, los parámetros físicos se pueden usar para realizar una evaluación del rendimiento de actuación. Uno o más parámetros de configuración de la aeronave de la evaluación de desempeño de actuación pueden incluir, entre otros, la relación de empuje a peso, parámetros relacionados con la velocidad (por ejemplo, velocidad máxima de ascenso, velocidad máxima de descenso, límite de velocidad superior con base en la distancia de frenado diseñada), parámetros relacionados con el ángulo (por ejemplo, ángulo de actitud máximo teórico, ángulo de actitud después de la compensación, límite con el ángulo de actitud), parámetros relacionados con el torque (por ejemplo, torque de tres ejes), parámetros relacionados con la velocidad angular (por ejemplo, usando el ángulo de frenado para calcular la velocidad angular máxima), parámetros relacionados con la rotación del motor (por ejemplo, calcular la influencia de la dirección de rotación del motor en un eje de orientación, y/o la compensación asociada).

45 La Figura 3C muestra un ejemplo de la dirección de rotación del motor en uno o más parámetros de control, que pueden ser parámetros de configuración de la aeronave. Uno o más de los parámetros de configuración de la aeronave también se pueden calcular de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} 50 \quad \text{proporci\u00f3n empuje-peso} &= \text{empuje m\u00e1ximo} / \text{peso} \\ \text{fuerza de sustentaci\u00f3n de sobrevuelo (N)} &= \text{peso total de la aeronave (kg)} * 9.8 \text{ (m/s}^2\text{)} \end{aligned}$$

acelerador de sobrevuelo = buscar (fuerza de sustentación), unidades: %

eficiencia de sobrevuelo = buscar (acelerador de sobrevuelo), unidades: g/watt

eficiencia de frenado de sobrevuelo = buscar (acelerador de sobrevuelo), unidades: g/watt

corriente de sobrevuelo = peso total de la aeronave / eficiencia

5 tiempo de sobrevuelo = capacidad de batería / corriente de sobrevuelo

ángulo de actitud máximo = arcos (fuerza de sustentación de sobrevuelo / fuerza de sustentación máxima)

10 Como se muestra en la Figura 2, los parámetros de configuración de la aeronave pueden calcularse con base en uno o más parámetros físicos de la aeronave. Los parámetros de configuración de la aeronave pueden estar asociados con un modelo de aeronave. Por ejemplo, diferentes modelos de aeronaves (por ejemplo, modelos UAV, modelos de aeronaves tripuladas) pueden tener diferentes parámetros físicos y parámetros de configuración de aeronaves asociados. Los parámetros de configuración de la aeronave se pueden recopilar y/o almacenar para cada uno de los modelos. En algunos casos, algunos de los parámetros de configuración de la aeronave pueden incluir datos recibidos empíricamente, ingresados manualmente por un usuario, modelados o simulados, o calculados con base en cualquier información existente.

15 Uno o más parámetros de configuración de aeronave pueden incluir parámetros de controlador que pueden usarse para sintonizar un controlador de vuelo de aeronave. Por ejemplo, el momento de inercia de la aeronave, la curva de tensión del motor y el rendimiento dinámico de aceleración/deceleración se pueden usar para ajustar automáticamente los parámetros del controlador. Dicho ajuste puede ocurrir de acuerdo con el error de seguimiento. El uso de los parámetros de configuración de la aeronave puede simplificar el proceso de ajuste de parámetros y mejorar el rendimiento del controlador.

20 En algunas realizaciones, proporcionar el momento de inercia de la aeronave, la curva de salida de sustentación del motor y/o la distancia axial (por ejemplo, la distancia a partir del motor al centro aerodinámico) puede mejorar el rendimiento del controlador. Dichos parámetros pueden ser útiles para diferenciar diferentes modelos de aeronaves. Dichos parámetros pueden estar asociados con un modelo de aeronave. Por lo tanto, cuando un usuario recibe una aeronave, el usuario puede especificar el modelo de la aeronave, o el modelo de la aeronave ya puede estar programado previamente. Los parámetros para los modelos específicos de la aeronave se pueden usar en el sistema de control de vuelo para controlar la actitud de la aeronave.

25 La Figura 3D ilustra un conjunto de principios de trabajo para una aeronave de acuerdo con una realización de la invención. Una aeronave puede tener opcionalmente tres grados de libertad. Por ejemplo, la aeronave puede ser capaz de girar alrededor de tres ejes de rotación y generar una fuerza de sustentación. Por ejemplo, en un helicóptero, los rotores pueden girar para generar sustentación de la aeronave. Los rotores pueden girar para permitir que la aeronave gire alrededor de uno, dos o tres ejes de rotación simultáneamente. En algunos casos, los ejes de rotación pueden ser ortogonales entre sí y/o pueden permanecer ortogonales entre sí durante el vuelo de la aeronave (por ejemplo,  $\theta$ ,  $\phi$ ,  $\psi$ ). Los ejes de rotación pueden incluir ejes de rotación, cabeceo y/o giro.

30 En algunas realizaciones, la aeronave de rotor puede tener una pluralidad de rotores, cada uno capaz de generar sustentación para la aeronave de rotor (por ejemplo,  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$ ,  $F_4$ ). En un ejemplo, se pueden proporcionar cuatro rotores. Los rotores pueden generar la misma cantidad o sustentación o diferentes cantidades de sustentación. Los rotores pueden rotar con la misma velocidad angular o con diferentes velocidades angulares (por ejemplo,  $\omega_1$ ,  $\omega_2$ ,  $\omega_3$ ,  $\omega_4$ ).

35 La estrategia de control robusta y adaptativa puede ser útil para una aeronave con múltiples rotores. El sistema que rige el vuelo de una aeronave con múltiples rotores puede ser inestable por naturaleza y puede divergir en segundos si no se aplica una ley de control adecuada. El sistema puede no ser lineal. La no linealidad del sistema y la complejidad de la dinámica aérea requieren mejoras en el diseño del controlador.

40 Los sistemas y métodos descritos aquí pueden modelar la dinámica del vuelo de la aeronave y desarrollar un esquema de control para estabilizar la actitud de una aeronave de múltiples rotores, de los cuales la configuración principal puede ser no lineal. La dinámica y el sistema de control propuesto se pueden expresar en el grupo ortogonal especial,  $SO(3)$ , para impedir la singularidad y las ambigüedades asociadas con otras representaciones de actitud como el ángulo de Euler y el cuaternión. El modelado de la aeronave de múltiples rotores puede incluir un análisis cinemático y dinámico de la identificación de múltiples rotores y del sistema de los actuadores (por ejemplo, motor, rotor y/o hélice).

45 El análisis de elementos finitos (FEM) se puede usar para estimar el momento de inercia del sistema. Un sistema de inercia de primer orden con retraso de tiempo puede considerarse como el patrón aproximado para la identificación del sistema. El sistema de control se puede dividir en control proporcional en  $SO(3)$  y control PID de cascada (proporcional, integral y derivado) de la dinámica con compensación de proalimentación, como se describe en otra parte en este documento. Para el control sobre  $SO(3)$ , el error puede definirse como el error natural en  $SO(3)$ , (puede proporcionarse en términos de geodésicos, lo que puede ser deseable). El control proporcional se puede

definir en una coordenada exponencial de  $SO(3)$ , ya que es un espacio lineal. El esquema de control puede verificarse mediante la función Lyapunov para garantizar la estabilidad en un colector no lineal. Para el control de dinámica PID en cascada, el controlador puede organizarse en secuencia de coordenadas exponenciales de  $SO(3)$ , velocidad angular y aceleración angular. Se pueden emplear técnicas que utilizan un controlador de PID diferencial incompleto y un predictor de Smith para suprimir aún más el ruido y mejorar la calidad del control. Además, se puede agregar una compensación de avance para mejorar la respuesta transitoria. Otras descripciones de los esquemas de control para aeronaves de múltiples rotores se describen en otra parte de este documento.

La Figura 4 muestra un ejemplo de cómo se puede usar un modelo de aeronave para determinar uno o más parámetros en un método de control para la aeronave, de acuerdo con una realización de la invención. Por ejemplo, una aeronave puede tener uno o más procesadores a bordo que pueden funcionar como un controlador de vuelo.

Cuando un usuario recibe una aeronave, el usuario puede ingresar el modelo de aeronave. Por ejemplo, el usuario puede ingresar el modelo de la aeronave directamente en la aeronave. En otro ejemplo, el usuario puede ingresar el modelo de la aeronave en un dispositivo externo que pueda comunicarse con la aeronave. El dispositivo externo puede ser un controlador de la aeronave o un dispositivo de visualización que muestra datos de la aeronave. El dispositivo externo puede ser un ordenador, teléfono inteligente, tableta o cualquier otro tipo de dispositivo o terminal como se describe en otra parte del presente documento.

En algunos casos, es posible que la aeronave ya esté programada previamente con la información del modelo de la aeronave. La información del modelo de aeronave puede o no ser cambiante.

En algunas realizaciones, la información del modelo de aeronave se puede usar para acceder a uno o más parámetros de configuración de la aeronave para el modelo de aeronave seleccionado. En algunos casos, los datos pueden almacenarse en la memoria acerca de uno o más parámetros de configuración de la aeronave que pueden estar asociados con un modelo de aeronave. Por ejemplo, el modelo de aeronave A y el modelo de aeronave B pueden tener una o más características físicas diferentes. Las diferentes características físicas pueden resultar en diferentes parámetros de configuración de la aeronave, tales como diferentes momentos de inercia, curva de salida de sustentación del motor y/o distancia axial. Los diferentes parámetros de configuración de la aeronave pueden ser utilizados por un controlador de vuelo para controlar el vuelo de la aeronave. En algunos casos, los datos pueden almacenarse como una tabla de búsqueda, donde los distintos parámetros de configuración para los diferentes modelos de aeronaves pueden ser accesibles. Por ejemplo, si se realiza una solicitud de parámetros de configuración para el Modelo X de aeronave, se pueden proporcionar a partir de la tabla de búsqueda. En algunos casos, la tabla de búsqueda puede almacenarse a bordo de una aeronave. Por lo tanto, un usuario puede ingresar o alterar un modelo de aeronave para definir o alterar los parámetros de configuración que usa el controlador de vuelo. En otros casos, la tabla de búsqueda puede almacenarse fuera de la aeronave. La aeronave puede ser capaz de comunicarse con un dispositivo externo para acceder a los datos de la tabla de búsqueda. Por ejemplo, la aeronave puede enviar un indicador de un modelo de aeronave, y el dispositivo externo puede enviar los parámetros de configuración de la aeronave asociados con el modelo de aeronave seleccionado.

Opcionalmente, una aeronave puede tener uno o más parámetros de configuración de la aeronave programado previamente en ella. Los parámetros de configuración de la aeronave pueden almacenarse en la aeronave cuando el usuario recibe la aeronave. El usuario puede o no necesitar especificar el modelo de aeronave. En algunos casos, en un sitio de un fabricante u otro sitio, se puede hacer una determinación sobre el modelo de la aeronave, y el controlador de vuelo puede programarse previamente con los parámetros de configuración de la aeronave que pueden determinarse con base en los parámetros físicos de la aeronave. Se puede acceder a los parámetros de configuración de la aeronave a partir de una tabla de búsqueda que incluye datos para múltiples modelos de aeronave. Por ejemplo, en el sitio del fabricante, el fabricante puede especificar que se está fabricando un Modelo X de la aeronave, y se puede acceder a los parámetros de configuración de la aeronave asociados y programarlos previamente en la aeronave. Un usuario puede o no ser capaz de alterar los parámetros de configuración de la aeronave. En algunos casos, un usuario puede ingresar una solicitud de nuevos parámetros de configuración para la aeronave (directamente en la aeronave o mediante un dispositivo externo capaz de comunicarse con la aeronave). Dicha solicitud puede realizarse con base en un modelo de aeronave, o puede incluir la entrada de nuevas características físicas de la aeronave. En algunos casos, los parámetros de configuración de la aeronave pueden calcularse previamente y almacenarse en datos y ser accesibles a solicitud. En otros casos, se pueden ingresar o medir nuevos datos de parámetros físicos, y se pueden calcular nuevos parámetros de configuración de aeronaves. Dichos cálculos pueden ocurrir en tiempo real. Por ejemplo, un usuario puede modificar una aeronave existente de manera que pueda cambiar uno o más parámetros de configuración de la aeronave. Por ejemplo, un usuario puede agregar una nueva cámara a un UAV que puede cambiar el peso y/o la distribución del peso. El momento de inercia y/u otros parámetros de configuración de la aeronave pueden volver a calcularse para adaptarse al cambio.

En algunos casos, la información sobre una aeronave puede almacenarse en una memoria a bordo y/o un procesador de la aeronave. El procesador puede evaluar uno o más parámetros cuando la aeronave está encendida. En algunos casos, el procesador puede acceder a parámetros previamente calculados de acuerdo con el modelo de aeronave almacenado. En otros casos, algunos diagnósticos o mediciones pueden tomarse cuando la aeronave está encendida y pueden usarse para generar uno o más parámetros de configuración de la aeronave.

Durante el vuelo, una aeronave puede controlarse por una entrada a partir de un dispositivo de control de vuelo. El dispositivo de control de vuelo puede ser un dispositivo externo que está separado de la aeronave. Opcionalmente, el dispositivo de control de vuelo puede ser un control remoto operado por un usuario en tierra a la vez que la aeronave está volando. El dispositivo de control de vuelo puede comunicarse con la aeronave de forma inalámbrica.

5 Alternativamente, el dispositivo de control de vuelo puede estar incorporado en la aeronave. Por ejemplo, un usuario puede operar el dispositivo de control de vuelo a la vez que el usuario está a bordo de la aeronave. El usuario puede ser piloto de la aeronave y puede operar el dispositivo de control de vuelo a partir de la cabina del piloto. El dispositivo de control de vuelo puede incluir información que pueda pertenecer a la dirección y/o velocidad de la aeronave. La entrada del dispositivo de control de vuelo se puede usar para determinar la actitud objetivo de la aeronave. La actitud objetivo de la aeronave puede determinarse sobre uno, dos o tres ejes de rotación. Por ejemplo, la actitud objetivo de la aeronave puede determinarse sobre un eje de cabeceo, eje de balanceo y/o eje de giro.

Una aeronave puede tener un controlador de vuelo. El controlador de vuelo puede incluir uno o más procesadores a bordo de la aeronave. El controlador de vuelo puede recibir señales indicativas de la entrada del dispositivo de control de vuelo. El controlador de vuelo puede controlar el vuelo de la aeronave en respuesta a la entrada del dispositivo de control de vuelo. El controlador de vuelo puede controlar el vuelo de la aeronave en respuesta a uno o más de los parámetros de configuración de vuelo de la aeronave. El controlador de vuelo puede realizar el control de actitud de la aeronave con base en la señal del dispositivo de control de vuelo (por ejemplo, la actitud objetivo) y los parámetros de configuración de la aeronave. El controlador de vuelo puede realizar un control de actitud sobre los ejes de balanceo, guiñada y cabeceo de la aeronave con base en los ejes de balanceo, guiñada y cabeceo objetivo, y los parámetros de configuración de la aeronave.

La Figura 5 muestra un ejemplo de una aeronave con un controlador de vuelo, de acuerdo con una realización de la invención. La aeronave 510 puede tener uno o más controladores 520 de vuelo a bordo. El controlador de vuelo puede incluir uno o más procesadores que pueden generar individual o colectivamente una señal de comando para controlar el vuelo de la aeronave.

El controlador 520 de vuelo puede comunicarse con uno o más actuadores 560a, 560b de la aeronave. Los actuadores pueden ser motores que pueden estar acoplados a una o más unidades de propulsión de la aeronave. Las unidades de propulsión pueden incluir rotores que pueden girar para generar sustentación para la aeronave. En algunos casos, la aeronave puede ser una aeronave de múltiples rotores que tiene una pluralidad de rotores, cada uno de los cuales puede generar sustentación para la aeronave. La señal de comando puede determinar la salida proporcionada a los motores, lo que puede determinar la velocidad a la que pueden girar los rotores acoplados a los motores. En algunos casos, cada rotor puede estar acoplado a un motor individual. Opcionalmente, un rotor se puede acoplar a múltiples rotores, o se pueden usar múltiples motores para impulsar un solo rotor. Los motores se pueden controlar individualmente. Por ejemplo, un motor puede tener una salida de potencia diferente a la de otro motor en diferentes circunstancias. Las unidades de propulsión pueden ser todas del mismo tipo de unidades de propulsión o pueden incluir diferentes tipos de unidades de propulsión. Por ejemplo, todas las unidades de propulsión pueden incluir palas/hélices de rotor. En algunas realizaciones, las palas y/o hélices de rotor pueden tener la misma configuración y/o dimensiones o configuraciones y/o dimensiones diferentes. Se puede proporcionar cualquier número de motores y/o unidades de propulsión para una aeronave. Por ejemplo, se pueden proporcionar uno, dos, tres, cuatro, cinco, seis, siete, ocho, nueve, diez, once, doce o más motores y/o unidades de propulsión a bordo de la aeronave.

Cada motor puede controlarse individualmente. Por ejemplo, se puede proporcionar una señal de comando separada a cada motor. Cada motor puede tener la misma o diferente salida de motor que otros motores de la aeronave. La salida a cada motor puede variar de acuerdo con la actitud deseada de la aeronave. Por ejemplo, si es deseable ajustar la actitud de la aeronave, uno o más motores pueden operar en diferentes salidas (por ejemplo, pueden girar con diferentes velocidades o revoluciones por minuto) para crear el cambio en la actitud de la aeronave.

En algunos casos, se puede proporcionar en la aeronave la memoria que incluye uno o más parámetros 530 de configuración de aeronave. Los parámetros de configuración de la aeronave pueden incluir el momento de inercia para toda la aeronave, la curva de salida de sustentación del motor y/o la distancia axial (por ejemplo, la distancia del motor al centro aerodinámico). Se pueden almacenar otros parámetros de configuración de la aeronave, como los descritos en otro lugar. Los parámetros de configuración de la aeronave pueden derivarse de una o más características físicas de la aeronave o modelo de aeronave. Los parámetros de configuración de la aeronave pueden programarse previamente en la memoria. Alternativamente, los parámetros de configuración de la aeronave se pueden descargar a partir de un dispositivo externo a la memoria. Los parámetros de configuración de la aeronave pueden almacenarse en la memoria y se puede usar el controlador 520 de vuelo para generar la señal de comando.

Opcionalmente, uno o más sensores 540 se pueden proporcionar a bordo de la aeronave. Los ejemplos de sensores pueden incluir, entre otros, dispositivos de imagen (por ejemplo, cámaras, sensores de visión, dispositivos de imagen térmica/infrarrojos, dispositivos de imagen UV u otros tipos de dispositivos de imagen espectral), sensores inerciales (por ejemplo, giroscopios, acelerómetros, magnetómetros), sensores ultrasónicos, lidar, sonar o cualquier otro tipo

de sensor. En algunos casos, el sensor puede comunicarse con un dispositivo externo, como un satélite del sistema de posicionamiento global (GPS). El sensor puede ser un receptor GPS. En otros casos, el sensor puede comunicarse con una o más torres o relevos. Los sensores pueden recopilar información sobre el entorno que rodea a la aeronave. Los sensores pueden o no utilizarse para ayudar en la navegación de la aeronave. En algunos casos, los sensores 540 pueden comunicarse con el controlador 520 de vuelo de la aeronave. En algunos casos, las señales de los sensores pueden ser usadas por el controlador de vuelo para generar una señal de comando a uno o más actuadores. Las señales de los sensores pueden o no usarse para controlar la actitud de la aeronave sobre uno o más ejes.

En algunos casos, los sensores pueden ser útiles para recopilar información sobre la dinámica de la aeronave. Por ejemplo, los sensores pueden usarse para recopilar información sobre la actitud de la aeronave, la velocidad angular y/o la aceleración angular sobre uno o más ejes de rotación. Por ejemplo, los sensores pueden incluir giroscopios u otros sensores que pueden recopilar información sobre la actitud de la aeronave, la velocidad angular y/o la aceleración sobre un eje de cabeceo, un eje de balanceo y/o un eje de orientación. Los sensores pueden ser sensores de inercia o pueden ser parte de una unidad de medición inercial (IMU). Una IMU puede incluir uno o más acelerómetros, uno o más giroscopios, uno o más magnetómetros, o combinaciones adecuadas de los mismos. Por ejemplo, la IMU puede incluir hasta tres acelerómetros ortogonales para medir la aceleración lineal del objeto móvil a lo largo de hasta tres ejes de traslación, y hasta tres giroscopios ortogonales para medir la aceleración angular de hasta tres ejes de rotación. La IMU se puede acoplar de manera rígida al vehículo aéreo de manera que el movimiento del vehículo aéreo corresponda con el movimiento de la IMU. Alternativamente, se puede permitir que la IMU se mueva en relación con el vehículo aéreo con respecto a hasta seis grados de libertad. La IMU puede montarse directamente en el vehículo aéreo o acoplarse a una estructura de soporte montada en el vehículo aéreo. La IMU puede proporcionarse en el exterior o dentro de una carcasa del objeto móvil. La IMU puede estar unida de forma permanente o extraíble al objeto móvil. La IMU puede proporcionar una señal indicativa del movimiento del vehículo aéreo, tal como una posición, orientación, velocidad y/o aceleración del vehículo aéreo (por ejemplo, con respecto a uno, dos o tres ejes de traslación, y/o uno, dos, o tres ejes de rotación). Por ejemplo, la IMU puede detectar una señal representativa de la aceleración del vehículo aéreo, y la señal puede integrarse una vez para proporcionar información de velocidad y dos veces para proporcionar información de ubicación y/o orientación. La IMU puede determinar la aceleración, la velocidad y/o la ubicación/orientación del vehículo aéreo sin interactuar con ningún factor ambiental externo ni recibir señales del exterior del vehículo aéreo.

Una IMU puede proporcionar una señal al controlador 520 de vuelo que puede ser útil para generar una señal de comando a uno o más motores 560 del vehículo aéreo. En algunos casos, el controlador de vuelo puede usar un esquema de retroalimentación de control que puede utilizar información de la IMU.

Se pueden utilizar otros sensores para determinar la actitud, la velocidad angular y/o la aceleración angular de la aeronave. Los otros sensores pueden o no estar a bordo de la aeronave. Los otros sensores pueden o no comunicarse con dispositivos adicionales que son externos a la aeronave. Por ejemplo, los sensores pueden determinar la información sin recibir ninguna señal externa de la aeronave.

Opcionalmente, un dispositivo 550 externo puede estar en comunicación con el controlador de vuelo. El dispositivo externo se puede proporcionar fuera de la aeronave. El dispositivo externo puede ser capaz de comunicarse con la aeronave de forma inalámbrica. El dispositivo externo puede tener cualquier información, como navegación o información posicional relacionada con la aeronave. En algunos casos, el dispositivo externo puede incluir datos de parámetros de configuración de la aeronave. Opcionalmente, el dispositivo externo puede comunicar datos de parámetros de configuración de la aeronave a una memoria 530 que almacena datos de parámetros de configuración de la aeronave para la aeronave. Los datos a bordo de la aeronave pueden actualizarse con datos nuevos del dispositivo externo. Las actualizaciones pueden realizarse automáticamente o en respuesta a una solicitud de un usuario o de la aeronave.

En algunas implementaciones, el dispositivo externo puede ser un dispositivo de control de vuelo que puede proporcionar una o más instrucciones de vuelo al controlador de vuelo. Por ejemplo, un usuario puede usar un control remoto que puede comunicarse de forma inalámbrica con la aeronave. El usuario puede especificar diferentes instrucciones de vuelo, como programar una ruta predeterminada o proporcionar instrucciones en tiempo real. Las instrucciones de vuelo pueden incluir información sobre la actitud objetivo de la aeronave sobre uno o más ejes. Por ejemplo, las instrucciones de vuelo pueden resultar en una instrucción para ajustar la actitud de una aeronave en cierta cantidad. Las instrucciones pueden o no incluir información sobre la velocidad angular objetivo y/o la aceleración angular objetivo de la aeronave.

El controlador 520 de vuelo puede generar una señal de comando a uno o más actuadores 560a, 560b de la aeronave, lo que puede resultar en el funcionamiento de las unidades de propulsión para controlar el vuelo de la aeronave. Esto puede incluir el control de la actitud de la aeronave sobre tres ejes ortogonales (por ejemplo, cabeceo, giro y balanceo). El controlador de vuelo puede calcular la señal de comando con base en uno o más parámetros 530 de configuración de aeronave que se pueden derivar de y representan características físicas de la aeronave, comentarios de entrada sobre la actitud de la aeronave (por ejemplo, información sobre la actitud de la aeronave, velocidad angular y/o aceleración angular sobre los tres ejes ortogonales), y una o más instrucciones de vuelo a partir de un dispositivo 550 de control de vuelo, que puede ser opcionalmente externo a la aeronave. El

controlador de vuelo puede usar el control de retroalimentación, que incorpora los parámetros de configuración de vuelo, para controlar la actitud de la aeronave.

La Figura 6A muestra un ejemplo de un esquema de control de actitud que puede implementarse por una aeronave, de acuerdo con una realización de la invención. El esquema de control de actitud se puede usar para controlar la actitud de la aeronave alrededor de uno, dos o tres ejes. Por ejemplo, el esquema de control de actitud se puede usar para controlar la actitud de la aeronave sobre el eje de cabeceo, el eje de balanceo y el eje de giro.

Se puede proporcionar un planificador 610 de vuelo para generar una señal de comando que determina el vuelo de la aeronave. El planificador de vuelo puede proporcionarse a bordo de la aeronave, o puede proporcionarse fuera de la aeronave y puede comunicarse con la aeronave. El planificador de vuelo puede incluir una o más unidades de memoria y uno o más procesadores que pueden realizar individual o colectivamente uno o más de las etapas que se proporcionan aquí. La memoria puede incluir medios legibles por ordenador no transitorios, que pueden comprender código, lógica o instrucciones para realizar uno o más etapas como se describe aquí. El uno o más procesadores pueden realizar uno o más etapas de acuerdo con los medios legibles por ordenador no transitorios.

Se puede proporcionar un controlador 605 remoto u otro tipo de dispositivo de control de vuelo de acuerdo con una realización de la invención. El control remoto puede ser operado por un usuario para controlar el vuelo de la aeronave. Esto puede incluir la ubicación de la aeronave, así como la orientación angular de la aeronave. En algunos casos, el usuario puede ingresar directamente las instrucciones sobre el vuelo de la aeronave en tiempo real. Por ejemplo, el usuario puede proporcionar una entrada para ajustar una actitud de la aeronave. En otros casos, el usuario puede proporcionar instrucciones para que la aeronave siga una trayectoria predeterminada o programada previamente. En algunos casos, el control remoto puede estar separado de la aeronave y puede comunicarse con la aeronave a través de una conexión inalámbrica. En otros casos, un dispositivo de control de vuelo puede estar integrado en la aeronave y cualquier descripción aquí de un controlador remoto también puede aplicarse a un dispositivo de control de vuelo que forma parte de la aeronave. Por ejemplo, un usuario puede estar a bordo de la aeronave y proporcionar instrucciones para el vuelo a través del dispositivo de control de vuelo a bordo.

El controlador 605 remoto puede proporcionar una señal indicativa de una o más actitudes  $\theta_{Tar}$  objetivo al planificador 610. La actitud objetivo puede ser una actitud objetivo para la aeronave con respecto a uno, dos o tres ejes de rotación. Por ejemplo, la actitud objetivo puede ser indicativa de la actitud de la aeronave con respecto a los ejes de cabeceo, balanceo y giro. El planificador puede calcular una o más señales que se proporcionarán a los motores de la aeronave para intentar alcanzar la actitud objetivo.

El planificador 610 también puede recibir información sobre la dinámica 650 de la aeronave. En algunos casos, la información sobre la dinámica de la aeronave puede proporcionarse por uno o más sensores. En un ejemplo, la información sobre la dinámica de la aeronave se puede proporcionar a partir de uno o más sensores de inercia (por ejemplo, uno o más giroscopios o acelerómetros) a partir de la aeronave. La información sobre la dinámica de la aeronave puede incluir actitud, velocidad angular y/o aceleración angular sobre uno, dos o tres de los siguientes ejes: eje de cabeceo, eje de balanceo y eje de giro. En un ejemplo, la actitud actual  $\theta_{Cur}$  de la aeronave puede transmitirse al planificador. El planificador puede comparar la actitud  $\theta_{Tar}$  objetivo con la actitud  $\theta_{Cur}$  actual. Esta comparación puede ocurrir con cada uno de los ejes de cabeceo, balanceo y guiñada. La diferencia en el ángulo se puede determinar como el error  $\theta_{Err}$  en la actitud.

Aunque solo el control 620a de cabeceo se muestra en detalle, el mismo esquema de control también puede aplicarse al control 620b de balanceo y al control 620c de guiñada. Cualquier discusión sobre el control de cabeceo o cualquier control angular en general puede aplicarse a cualquiera o todos estos ejes. Cualquier descripción de actitud, velocidad angular y/o aceleración angular puede aplicarse a cualquiera o todos estos ejes. Los tres ejes pueden estar desacoplados entre sí.

El error  $\theta_{Err}$  en la actitud se puede usar con la lógica 621 difusa para controlar el ángulo de la aeronave. El control puede ser un control de retroalimentación. En algunos casos, el control de retroalimentación puede usar esquemas de control proporcional, integral y/o derivado. El control de realimentación puede ser un control difuso proporcional-integral-derivado (PID). En algunos casos, la actitud objetivo puede ser proporcional-integral (PI) o PID controlada 622. Se puede proporcionar un circuito de control de ángulo.

Puede resultar una velocidad  $\omega_{Tar}$  angular objetivo. La velocidad angular objetivo puede compararse con una velocidad  $\omega$  623 angular medida. La velocidad angular medida puede ser parte de la dinámica 650 de la aeronave que puede medirse a través de uno o más sensores. La velocidad angular objetivo se puede comparar con la velocidad angular medida para determinar un error en la velocidad angular  $\omega_{Err}$ .

El error en la velocidad angular  $\omega_{Err}$  puede o no usarse con lógica difusa para controlar la velocidad angular de la aeronave. El control puede ser un control de retroalimentación. En algunos casos, el control de retroalimentación puede usar esquemas de control proporcional, integral y/o derivado. El control de realimentación puede ser un control proporcional-integral-derivado (PID). En algunos casos, la velocidad angular objetivo puede ser proporcional (P) controlada por 624. Se puede proporcionar un circuito de velocidad angular.

Puede producirse una aceleración  $\alpha_{\text{Tar}}$  angular objetivo. La aceleración angular objetivo puede compararse con una aceleración angular medida  $\alpha_{625}$ . La aceleración angular medida puede ser parte de la dinámica 650 de la aeronave que puede medirse a través de uno o más sensores. La aceleración angular objetivo puede compararse con la aceleración angular medida para determinar un error en la aceleración angular  $\alpha_{\text{Err}}$ .

5 El error en la aceleración angular  $\alpha_{\text{Err}}$  puede o no utilizarse con lógica difusa para controlar la aceleración angular de la aeronave. El control puede ser un control de retroalimentación. En algunos casos, el control de retroalimentación puede usar esquemas de control proporcional, integral y/o derivado. El control de retroalimentación puede ser un control proporcional-integral-derivado (PID). En algunos casos, la aceleración angular objetivo puede ser proporcional-integral (PI) o PID controlada 626. Se puede proporcionar un circuito de aceleración angular.

10 También se puede proporcionar un circuito 627 de proalimentación. El circuito de proalimentación puede proporcionarse para la aceleración angular. Por ejemplo, la aceleración  $\alpha_{\text{Tar}}$  angular objetivo se puede usar en el circuito de proalimentación. En algunos casos, uno o más parámetros 660 de configuración de aeronave que pueden derivarse de una o más características físicas de la aeronave pueden incorporarse en el circuito de proalimentación. Por ejemplo, un momento de inercia de la aeronave  $I$  se puede proporcionar al circuito de proalimentación. En un ejemplo, un torque de la aeronave  $\tau$  puede calcularse como la aceleración  $\alpha_{\text{Tar}}$  angular objetivo multiplicada por el momento de inercia  $I$ . Así, el circuito de aceleración angular puede usar el momento de inercia para calcular directamente la salida, y simultáneamente de acuerdo con el valor de aceleración angular actual puede realizar el control PID como una cantidad de compensación.

20 Por lo tanto, tanto la proalimentación como la retroalimentación pueden usarse para controlar la aceleración angular. Los parámetros del patrón de proalimentación pueden mejorar el tiempo de respuesta del sistema de control, a la vez que el control de retroalimentación puede compensar los errores del patrón y las perturbaciones dinámicas. Dado que el control de velocidad angular puede considerarse directamente como el control de torque de balanceo de la aeronave, el tiempo de respuesta a las perturbaciones externas puede ser incluso más corto y el efecto de supresión mejor que el sistema que no utiliza este esquema de control. El circuito de proalimentación puede permitir que el circuito de aceleración angular actúe como un control directo, por lo que el tiempo de respuesta puede ser corto. Las perturbaciones se pueden suprimir directamente, reduciendo el tiempo de respuesta.

25 Se puede proporcionar un mezclador 630 de acuerdo con una realización de la invención. El mezclador puede ser parte de un controlador de vuelo de acuerdo con una realización de la invención. El mezclador puede incluir uno o más procesadores que pueden o no ser los mismos que los procesadores utilizados para el planificador 610 de vuelo. El mezclador puede recibir información relativa a la actitud para el control de cabeceo, control de balanceo y/o control de giro. Por ejemplo, los datos después de la proalimentación y del circuito de realimentación relacionados con la aceleración angular se pueden proporcionar al mezclador para cada uno de los ejes 620a, 620b, 620c de rotación. Los resultados del cálculo global pueden ser sumados.

30 El mezclador 630 puede recibir información con respecto a un parámetro 660 de configuración de la aeronave. El parámetro de configuración de aeronave puede derivarse de una característica física de la aeronave o modelo de aeronave. En un ejemplo, el mezclador puede recibir una distancia  $L$  axial para la aeronave. La distancia axial puede ser la distancia entre un motor y un centro aerodinámico de la aeronave. Alternativamente, la distancia axial puede ser una distancia entre una unidad de propulsión y un centro aerodinámico de la aeronave. En algunos casos, una aeronave puede tener múltiples motores 640a, 640b, 640c, 640d. La distancia axial puede ser la misma para cada uno de los motores. Alternativamente, los diferentes motores pueden tener diferentes distancias axiales. En algunos casos, la distancia axial puede ser una distancia entre el centro aerodinámico y un eje que pasa a través de una unidad de propulsión y/o rotor en una dirección de empuje creada por la unidad de propulsión.

35 El mezclador 630 puede calcular una fuerza deseada para ser ejercida por cada unidad de propulsión. La fuerza se puede calcular con base en el parámetro 660 de configuración de la aeronave y la información de los esquemas de control para cada uno de los ejes 620a, 620b, 620c de rotación. Se puede usar el torque  $\tau$  calculado en el circuito 627 de proalimentación, así como la distancia  $L$  axial para calcular la fuerza de cada motor. La fuerza  $F$  puede calcularse como  $\tau/L$ . La fuerza adicional que se desea ejercer en cada motor puede calcularse mediante el mezclador. La fuerza adicional deseada se puede transmitir como una señal de comando a cada motor. Las fuerzas para cada motor pueden ser iguales o pueden diferir. Por ejemplo, para un primer motor M1 640a, la fuerza deseada puede ser  $\Delta F1$ , para un primer motor M2 640b, la fuerza deseada puede ser  $\Delta F2$ , para un primer motor M3 640c, la fuerza deseada puede ser  $\Delta F3$ , y/o para primer motor M4 640d, la fuerza deseada puede ser  $\Delta F4$ . El motor puede operar a un nivel para generar la fuerza deseada, o aproximadamente la fuerza deseada. En algunos casos, se puede usar una curva 670 de sustentación del motor para determinar la salida del motor. La curva puede incluir la sustentación generada por porcentaje de operación del motor. La curva de sustentación del motor puede ser empuje por porcentaje de operación. La curva puede mostrar una relación no lineal. La curva de sustentación del motor puede ser un parámetro de configuración de la aeronave que puede derivarse de una o más características físicas de la aeronave. Uno o más de los parámetros de configuración de la aeronave derivados de uno o más parámetros físicos pueden ser parámetros no lineales.

40 La salida de los motores 640a, 640b, 640c, 640d se puede usar para impulsar una o más unidades de propulsión de la aeronave. Esto puede determinar el posicionamiento, la velocidad y/o la aceleración de la aeronave. La salida del

motor puede afectar la actitud, la velocidad angular y/o la aceleración angular de la aeronave. Se puede proporcionar cualquier número de motores y/o unidades de propulsión. La señal de comando que se generará para determinar la salida de cada motor se puede determinar individualmente para dirigir la aeronave a la actitud objetivo a partir del control remoto.

5 El sistema 650 de dinámica puede registrar información de posición relativa a la aeronave. Por ejemplo, uno o más sensores inerciales pueden determinar la actitud de la aeronave, la velocidad angular y/o la aceleración angular, y la información puede retroalimentarse al sistema de control. En algunos casos, la salida al motor o la salida medida a partir del motor se puede usar para calcular la actitud, la velocidad angular y/o la aceleración angular de una aeronave. Se pueden usar otros sensores a bordo o fuera de la aeronave para determinar la dinámica de la aeronave.

10 Cualquiera de las etapas de control de vuelo pueden ejecutarse con la ayuda de un software que se puede proporcionar a bordo de la aeronave. El software puede incorporar o aceptar valores para los parámetros de configuración de la aeronave. Los parámetros de configuración de la aeronave pueden incluir o derivarse de una o más características físicas de la aeronave o modelo de aeronave. Por lo tanto, el software de control de vuelo puede ser específico para la aeronave o modelo de aeronave, y puede proporcionar un control más preciso.

15 La figura 6B muestra otro ejemplo de un esquema de control de actitud que puede implementarse por una aeronave, de acuerdo con una realización de la invención. El esquema de control de actitud puede tener una o más características o características del esquema de control de actitud que se describen en la Figura 6A.

El objetivo puede ser rastrear cualquier comando de actitud.

20  $g_a \in SO(3)$

Pueden surgir desafíos debido a la que la configuración principal puede ser no lineal.

25 Se puede proporcionar un planificador (se(3)) 610b de vuelo para generar una señal de comando que determina el vuelo de la aeronave. El planificador de vuelo puede proporcionarse a bordo de la aeronave, o puede proporcionarse fuera de la aeronave y puede comunicarse con la aeronave. En algunos casos, las coordenadas (so(3)) exponenciales se pueden proporcionar en un espacio lineal. Esto puede ser óptimo o preferible en términos geodésicos. Opcionalmente, puede que no haya singularidades (ángulo de Euler) y/o ambigüedad (quaternion, dos -> uno).

30 Se puede proporcionar un controlador (SO(3)) 605b remoto u otro tipo de dispositivo de control de vuelo de acuerdo con una realización de la invención. El control remoto puede ser operado por un usuario para controlar el vuelo de la aeronave. Esto puede incluir la ubicación de la aeronave, así como la orientación angular de la aeronave. En algunos casos, el usuario puede ingresar directamente las instrucciones sobre el vuelo de la aeronave en tiempo real. Por ejemplo, el usuario puede proporcionar una entrada para ajustar una actitud de la aeronave. En otros casos, el usuario puede proporcionar instrucciones para que la aeronave siga una trayectoria predeterminada o programada previamente. En algunos casos, el control remoto puede estar separado de la aeronave y puede comunicarse con la aeronave a través de una conexión inalámbrica. En otros casos, un dispositivo de control de vuelo puede estar integrado en la aeronave y cualquier descripción aquí de un controlador remoto también puede aplicarse a un dispositivo de control de vuelo que forma parte de la aeronave. Por ejemplo, un usuario puede estar a bordo de la aeronave y proporcionar instrucciones para el vuelo a través del dispositivo de control de vuelo a bordo.

40 El controlador 605b remoto puede proporcionar una señal indicativa de una o más actitudes  $\theta\_Tar$  objetivo para el planificador 610b. La actitud objetivo puede ser una actitud objetivo para la aeronave sobre uno, dos o tres ejes de rotación. Por ejemplo, la actitud objetivo puede ser indicativa de la actitud de la aeronave con respecto a los ejes de cabeceo, balanceo y giro. El planificador puede calcular una o más señales que se proporcionan a los motores de la aeronave para intentar alcanzar la actitud objetivo.

45 El planificador 610b también puede recibir información sobre la dinámica 650b de aeronave. En algunos casos, la información sobre la dinámica de la aeronave puede proporcionarse por uno o más sensores. En un ejemplo, la información sobre la dinámica de la aeronave se puede proporcionar a partir de uno o más sensores de inercia (por ejemplo, uno o más giroscopios o acelerómetros) a bordo de la aeronave. La información sobre la dinámica de la aeronave puede incluir actitud, velocidad angular y/o aceleración angular sobre uno, dos o tres de los siguientes ejes: eje de cabeceo, eje de balanceo y eje de giro. En un ejemplo, la actitud  $\theta\_Cur$  actual de la aeronave puede transmitirse al planificador. El planificador puede comparar la actitud  $\theta\_Tar$  objetivo con la actitud  $\theta\_Cur$  actual. Esta comparación puede ocurrir con cada uno de los ejes de cabeceo, balanceo y guiñada. La diferencia en el ángulo se puede determinar como el error  $\theta\_Err$  en la actitud.

55 Aunque solo se muestra en detalle el control 620d de cabeceo, el mismo esquema de control también puede aplicarse al control 620e de balanceo y al control 620f de giro. Cualquier discusión sobre el control de cabeceo o cualquier control angular en general puede aplicarse a cualquiera o todos estos ejes. Cualquier descripción de actitud, velocidad angular y/o aceleración angular puede aplicarse a cualquiera o todos estos ejes. Los tres ejes pueden estar desacoplados entre sí.

- El error  $\theta_{Err}$  en la actitud puede usarse con la lógica 621b difusa para controlar el ángulo de la aeronave. El control puede ser un control de retroalimentación. En algunos casos, el control de retroalimentación puede usar esquemas de control proporcional, integral y/o derivado. El control de retroalimentación puede ser un control difuso proporcional-integral-derivado (PID). En algunos casos, la actitud objetivo puede ser proporcional (P) o controlada por PID 622b. Puede proporcionarse un circuito de control de ángulo.
- 5
- Puede resultar una velocidad  $\omega_{Tar}$  angular objetivo. La velocidad angular objetivo se puede comparar con una velocidad  $\omega_{623b}$  angular medida. La velocidad angular medida puede ser parte de la dinámica 650b de la aeronave que puede medirse a través de uno o más sensores. La velocidad angular objetivo se puede comparar con la velocidad angular medida para determinar un error en la velocidad  $\omega_{Err}$  angular.
- 10
- El error en la velocidad  $\omega_{Err}$  angular puede o no puede usarse con lógica difusa para controlar la velocidad angular de la aeronave. El control puede ser un control de retroalimentación. En algunos casos, el control de retroalimentación puede usar esquemas de control proporcional, integral y/o derivado. El control de retroalimentación puede ser un control proporcional-integral-derivado (PID). En algunos casos, la velocidad angular objetivo puede ser controlada 624b proporcionalmente derivada (PD). Puede proporcionarse un circuito de velocidad angular.
- 15
- Se puede producir un cambio en la velocidad  $\omega_{Tar}$  angular objetivo. El cambio en la velocidad angular puede ser una aceleración angular. La aceleración angular objetivo se puede comparar con un cambio medido en la velocidad  $\omega_{625b}$  angular. El cambio medido en la velocidad angular puede ser parte de la dinámica 650b de la aeronave que puede medirse a través de uno o más sensores. El cambio de objetivo en la velocidad angular se puede comparar con el cambio medido en la velocidad angular para determinar un error en el cambio en la velocidad  $\omega_{Err}$  angular.
- 20
- El error en el cambio en la velocidad  $\omega_{Err}$  angular puede o no puede usarse con lógica difusa para controlar el cambio en la velocidad angular de la aeronave. El control puede ser un control de retroalimentación. En algunos casos, el control de retroalimentación puede usar esquemas de control proporcional, integral y/o derivado. El control de realimentación puede ser un control derivativo-integral-derivativo (PID). En algunos casos, el cambio en la velocidad angular objetivo puede ser proporcional-integral (PI) o controlado 626b por PID. Puede proporcionarse un
- 25
- circuito de aceleración angular.
- También se puede proporcionar un circuito 627b de proalimentación. El circuito de proalimentación puede proporcionarse para un cambio en la velocidad angular. Por ejemplo, el cambio en la velocidad  $\omega_{Tar}$  angular objetivo se puede usar en el circuito de proalimentación. En algunos casos, uno o más parámetros 660b de configuración de aeronave que pueden derivarse de una o más características físicas de la aeronave pueden incorporarse en el circuito de proalimentación. Por ejemplo, se puede proporcionar un momento de inercia de la aeronave  $J$  al circuito de proalimentación. En un ejemplo, un torque de la aeronave  $\tau$  se puede calcular como  $J\omega + \omega^b \times J\omega^b$ . Por lo tanto, el circuito para el cambio en la velocidad angular puede usar el momento de inercia para calcular la salida, y simultáneamente de acuerdo con el cambio actual en el valor de la velocidad angular y el valor actual de la velocidad angular puede realizar el control PID como una cantidad de compensación.
- 30
- Por lo tanto, tanto la proalimentación como la retroalimentación pueden usarse para controlar el cambio en la velocidad angular (que opcionalmente puede ser una aceleración angular). Los parámetros del patrón de proalimentación pueden mejorar el tiempo de respuesta del sistema de control, a la vez que el control de retroalimentación puede compensar los errores del patrón y las perturbaciones dinámicas. Dado que el control de velocidad angular puede considerarse directamente como el control de torque de la aeronave, el tiempo de
- 35
- respuesta a las perturbaciones externas puede ser incluso más corto y el efecto de supresión mejor que el sistema que no utiliza este esquema de control. El circuito de proalimentación puede permitir que el circuito de aceleración angular actúe como un control directo, por lo que el tiempo de respuesta puede ser corto. Las perturbaciones se pueden suprimir directamente, reduciendo el tiempo de respuesta.
- 40
- Se puede proporcionar un mezclador 630b de acuerdo con una realización de la invención. El mezclador puede ser parte de un controlador de vuelo de acuerdo con una realización de la invención. El mezclador puede incluir uno o más procesadores que pueden o no ser los mismos que los procesadores utilizados para el planificador 610b de vuelo. El mezclador puede recibir información relativa a la actitud para el control de cabeceo, control de balanceo y/o control de giro. Por ejemplo, los datos después de la proalimentación y el circuito de realimentación relacionados con el cambio en la velocidad angular se pueden proporcionar al mezclador para cada uno de los ejes de rotación 620d,
- 45
- 620e, 620f. Los resultados del cálculo global se pueden sumar.
- 50
- El mezclador 630b puede recibir información con respecto a un parámetro 660b de configuración de la aeronave. El parámetro de configuración de la aeronave puede derivarse de una característica física de la aeronave o modelo de aeronave. En un ejemplo, el mezclador puede recibir una distancia  $L$  axial para la aeronave. La distancia axial puede ser la distancia entre un motor y un centro aerodinámico de la aeronave. Alternativamente, la distancia axial puede ser una distancia entre una unidad de propulsión y un centro aerodinámico de la aeronave. En algunos casos, una aeronave puede tener múltiples motores 641a, 641b, 641c, 641d. La distancia axial puede ser la misma para cada uno de los motores. Alternativamente, los diferentes motores pueden tener diferentes distancias axiales. En algunos casos, la distancia axial puede ser una distancia entre el centro aerodinámico y un eje que pasa a través de una unidad de propulsión y/o rotor en una dirección de empuje creada por la unidad de propulsión.
- 55

5 El mezclador 630b puede calcular una fuerza deseada para ser ejercida por cada unidad de propulsión. La fuerza se puede calcular con base en el parámetro 660b de configuración de la aeronave y la información de los esquemas de control para cada uno de los ejes de rotación 620d, 620e, 620f. Se puede usar el torque  $\tau$  calculado en el circuito 627b de proalimentación, así como la distancia  $L$  axial para calcular la fuerza de cada motor. La fuerza  $F$  puede calcularse como  $\tau/L$ . La fuerza adicional que se desea ejercer en cada motor puede calcularse mediante el mezclador. La fuerza adicional deseada se puede transmitir como una señal de comando a cada motor. Las fuerzas para cada motor pueden ser iguales o pueden diferir. Por ejemplo, para un primer motor M1 641a, la fuerza deseada puede ser  $\Delta F1$ , para un primer motor M2 641b, la fuerza deseada puede ser  $\Delta F2$ , para un primer motor M3 641c, la fuerza deseada puede ser  $\Delta F3$ , y/o para primer motor M4 641d, la fuerza deseada puede ser  $\Delta F4$ . El motor puede operar a un nivel para generar la fuerza deseada, o aproximadamente la fuerza deseada. En algunos casos, se puede usar una curva 670b de sustentación del motor para determinar la salida del motor. La curva puede incluir la sustentación generada por porcentaje de operación del motor. La curva de sustentación del motor puede ser empuje por porcentaje de operación. La curva puede mostrar una relación no lineal. La curva de sustentación del motor puede ser un parámetro de configuración de la aeronave que puede derivarse de una o más características físicas de la aeronave. Uno o más de los parámetros de configuración de la aeronave derivados de uno o más parámetros físicos pueden ser parámetros no lineales.

10 La salida de los motores 641a, 641b, 641c, 641d puede usarse para impulsar una o más unidades de propulsión de la aeronave. Esto puede determinar el posicionamiento, la velocidad y/o la aceleración de la aeronave. La salida del motor puede afectar la actitud, la velocidad angular y/o la aceleración angular de la aeronave. Se puede proporcionar cualquier número de motores y/o unidades de propulsión. La señal de comando que se generará para determinar la salida de cada motor se puede determinar individualmente para dirigir la aeronave a la actitud objetivo a partir del control remoto.

20 El sistema 650b de dinámica puede registrar información de posición relativa a la aeronave. Por ejemplo, uno o más sensores inerciales pueden determinar la actitud de la aeronave, la velocidad angular y/o la aceleración angular, y la información puede retroalimentarse al sistema de control. En algunos casos, la salida del motor o la salida medida del motor se pueden usar para calcular la actitud, la velocidad angular y/o la aceleración angular de una aeronave. Se pueden usar otros sensores a bordo o fuera de la aeronave para determinar la dinámica de la aeronave.

25 En algunas realizaciones, se puede considerar la cinemática del sistema. Puede proporcionarse un sistema de primer orden completamente accionado.

30 
$$\dot{g} = g\hat{\omega}^b$$

donde:

$$g = R \in SO(3)$$

$\omega^b \in \mathbb{R}^3$  - velocidad angular en el marco del cuerpo. Se puede aplicar un control proporcional.

El control geométrico se puede proporcionar en  $SO(3)$ .

35 Para regular:

$$\{\text{tr}(g(0)) \neq -1\}$$

$$\hat{\omega}^b = k_p \log(g^{-1})$$

Para seguimiento:

$$\hat{\omega}^b = k_p \log(g^{-1} g_d)$$

40 donde:

$$g = R \in SO(3)$$

$g$  es la orientación actual

$g_d$  es la orientación deseada

$k_p$  es la ganancia del controlador

45 La dinámica puede ser:

$$J\dot{\omega}^b + \omega^b \times J\omega^b = u + \Delta$$

donde

$$g = R \in SO(3)$$

$J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  - matriz de inercia en el marco del cuerpo  $\omega^b \in \mathbb{R}^3$  - velocidad angular en el marco del cuerpo  $u \in \mathbb{R}^3$  - momento de control en el marco del cuerpo  $\Delta \in \mathbb{R}^3$  - perturbaciones

5 Como se implementó previamente en el circuito de proalimentación del esquema de control, se puede proporcionar un control lineal. Esto puede incluir control de velocidad angular:

$$\omega_e^b = (\omega_d^b - \omega^b)$$

$$\dot{\omega}^b = k_p \omega_e^b + k_d \frac{d\omega_e^b}{dt}$$

El control de velocidad angular puede incluir:

$$\dot{\omega}_e^b = (\dot{\omega}_d^b - \dot{\omega}^b)$$

$$10 \quad u = k_p(\dot{\omega}_e^b) + \int_0^t \dot{\omega}_e^b dt + \omega^b \times J\omega^b$$

La Figura 6C muestra un ejemplo de una porción de un circuito interno de control, de acuerdo con una realización de la invención. Puede ocurrir el sistema de identificación de actuadores. Los actuadores pueden incluir hélices, rotores, motores o cualquier otro tipo de actuadores. Un patrón de actuador para un sistema de primer orden con retraso de tiempo puede ser:

$$15 \quad G_p(s) = \frac{e^{-Ts}}{T_\phi s + 1}$$

La Figura 6C muestra un ejemplo de un predictor de Smith que puede utilizarse en un esquema de control. El predictor de Smith puede ser parte de un control de circuito interno. El predictor de Smith puede predecir y corregir la dinámica de la aeronave. El predictor de Smith puede ser un controlador predictivo que se puede usar para sistemas con retraso de tiempo puro.

20 La Figura 6D muestra un ejemplo de un esquema de control de actitud de acuerdo con una realización de la invención. Se puede proporcionar una señal de etapa (por ejemplo, etapa) como entrada. Puede emplearse una señal de corriente DC. Una parte superior del esquema de control de actitud mostrado puede ser un diseño de controlador convencional, a la vez que la parte inferior puede ser un diseño de control propuesto, utilizando un control en cascada con un predictor.

25 Una porción del esquema de control puede incluir uno o más controladores PID (por ejemplo, Controlador PID4, Controlador PID1). Estos pueden incluir un circuito PID interno y un circuito PID externo. Se puede proporcionar cualquier cantidad de circuitos PID (por ejemplo, 1, 2, 3, 4, 5 o más circuitos). En algunas realizaciones, uno o más de los circuitos PID pueden estar anidados uno dentro del otro. Puede proporcionarse un interruptor (por ejemplo, interruptor). El interruptor puede cambiar de posición cuando se produce la saturación de la señal. La señal resultante puede experimentar una función de transferencia del sistema (por ejemplo, función1 de transferencia de sistema) e interactuar con uno o más integradores (por ejemplo, Integrador, Integrador4). En el proceso de retroalimentación puede haber un retraso de transporte (por ejemplo, Retraso de transporte2, Retraso de transporte9).

30 La porción del esquema de control puede ser un controlador utilizado para controlar el ángulo con base en el ángulo y/o la velocidad angular de la aeronave.

35 Otra porción del esquema de control puede incluir uno o más controladores PID (por ejemplo, Controlador PID 2, Controlador PID 3, Controlador PID 5). Esto puede incluir uno o más circuitos PID internos y/o circuitos PID externos. Se puede proporcionar cualquier cantidad de circuitos PID que puedan estar anidados uno dentro de otro. Se puede proporcionar un interruptor (por ejemplo, Interruptor3). El interruptor puede cambiar de posición cuando se produce la saturación de la señal. La señal resultante puede experimentar una función de transferencia del sistema (por ejemplo, función2 de transferencia de sistema) e interactuar con uno o más integradores (por ejemplo, Integrador2, Integrador5). En el proceso de retroalimentación puede haber un retraso de transporte (por ejemplo, Retraso de transporte5, Retraso de transporte6, Retraso de transporte8, Retraso de transporte10). En la retroalimentación puede haber funciones de transferencia de patrón (por ejemplo, patrón de transferencia fcn1, patrón de transferencia fcn2, patrón de transferencia fcn3) e interruptores asociados (por ejemplo, Interruptor4, Interruptor5, Interruptor).

40 La otra porción del esquema de control puede ser un controlador que puede controlar el ángulo de una aeronave con base en el ángulo, la velocidad angular y/o la aceleración angular de la aeronave. Además, se puede incluir un predictor de Smith en la porción del esquema de control.

En algunas realizaciones, la salida se puede proporcionar a un alcance (por ejemplo, Alcance). Los resultados del uso de esquemas de control mejorados que incorporan estas características adicionales se pueden mostrar en la Figura 8.

5 La Figura 7A muestra un ejemplo de error de seguimiento, de acuerdo con una realización de la invención. Esto puede incorporarse como parte del control de actitud como se describió anteriormente. Un objetivo puede compararse con un valor de retroalimentación para proporcionar un error. Esto se puede hacer para el ángulo, la velocidad angular y/o la aceleración angular. Esto se puede hacer sobre uno o más ejes, como un eje de cabeceo, un eje de balanceo o un eje de giro.

10 El error puede o no usarse con lógica difusa para controlar la característica de actitud (por ejemplo, ángulo, velocidad angular o aceleración angular) de la aeronave. El control puede ser un control de retroalimentación. En algunos casos, el control de retroalimentación puede usar esquemas de control proporcional, integral y/o derivado. El control de realimentación puede ser un control derivativo-integral-derivativo (PID). En algunos casos, la característica de actitud objetivo puede ser proporcional (P) controlada 710. El error 720 en la característica de actitud puede proporcionarse al controlador 710. La lógica 730 borrosa puede emplearse para controlar la característica de actitud (por ejemplo, ángulo, velocidad angular, aceleración angular) de la aeronave.

15 Opcionalmente, se puede proporcionar un valor de retroalimentación. Por ejemplo, se puede proporcionar un valor de error de la característica de actitud controlada error.P (error) 740. En algunos casos, la lógica 750 difusa se puede emplear para determinar el valor del error 740. El valor de error se puede determinar con la ayuda de una o más dinámicas de aeronave medidas. Por ejemplo, una característica de actitud de la aeronave puede medirse con la ayuda de uno o más sensores. La ganancia del controlador se puede ajustar dinámicamente por el motor de lógica difusa. Este esquema puede mejorar ventajosamente la velocidad de respuesta cuando el error es grande. Al mismo tiempo, el esquema puede mejorar la estabilidad cuando el error es pequeño.

20 La Figura 7B muestra además un ejemplo de error de seguimiento, de acuerdo con una realización de la invención. Se muestran ejemplos del grado de membresía. Además, se puede calcular y/o determinar la ganancia (kp) proporcional con base en el error. La ganancia proporcional kp puede ser una función no lineal de error. Esta función no lineal puede usarse en el control de actitud de la aeronave. La función de ganancia proporcional no lineal se puede usar en el seguimiento de errores del control de la aeronave.

25 La Figura 8 muestra una comparación entre una respuesta de un controlador provista de acuerdo con una realización de la invención, en comparación con un controlador convencional. El controlador puede dar una respuesta más rápida y un rebasamiento más pequeño que un controlador convencional. Por otra parte, puede usar menos tiempo para definirse en un estado estable.

30 Se puede mostrar un ángulo objetivo. Por ejemplo, puede ser deseable alcanzar un ángulo objetivo que tenga un valor de grado particular en un punto particular en el tiempo. Por ejemplo, a 0.5 unidades de tiempo en, se puede proporcionar un comando que cambie el ángulo del objetivo a 40 (por ejemplo, 40 grados). Se proporcionan respuestas para un controlador propuesto como se describe en este documento y un controlador convencional. El controlador propuesto puede implementar un esquema de control como se describe en otra parte del presente documento. El controlador propuesto puede tener en cuenta las características físicas de una aeronave. El controlador propuesto puede utilizar un circuito de proalimentación y retroalimentación sobre la aceleración. En algunos casos, el controlador convencional no tiene en cuenta las características físicas de una aeronave. El controlador convencional no calcula un momento de inercia de la aeronave e incorpora el momento de inercia en el esquema de control. El controlador convencional puede no incluir opcionalmente una proalimentación y un circuito de retroalimentación sobre la aceleración.

35 Una respuesta del controlador propuesto puede ser más rápida que una respuesta de un controlador convencional, como se ilustra. En algunos casos, la respuesta del controlador propuesto puede ser aproximadamente dos veces más rápida que la respuesta de un controlador convencional. Por ejemplo, el controlador propuesto puede permitir que la aeronave alcance el ángulo objetivo aproximadamente 2 veces más rápido que la aeronave que usa el controlador convencional. En algunos casos, el controlador propuesto puede alcanzar el ángulo objetivo aproximadamente 1.1 veces más rápido, 1.2 veces más rápido, 1.3 veces más rápido, 1.5 veces más rápido, 2 veces más rápido, 2.5 veces más rápido, 3 veces más rápido, 3.5 veces más rápido, 4 veces más rápido, 5 veces más rápido, 6 veces más rápido, 7 veces más rápido o 10 veces más rápido que el controlador convencional. Por lo tanto, el esquema de control propuesto como se describe en este documento puede permitir que la aeronave responda más rápidamente para alcanzar un ángulo objetivo.

40 El controlador propuesto puede tener menos oscilación que el controlador convencional. El controlador propuesto puede tener poca o ninguna oscilación. La oscilación puede referirse a la variación en la actitud de una aeronave alrededor del ángulo objetivo. Por ejemplo, cuando una aeronave se aproxima a un ángulo objetivo, puede haber un exceso de compensación y/o una compensación excesiva que puede causar alguna variación antes de que la aeronave alcance y se estabilice en el ángulo objetivo.

55 Los métodos y sistemas descritos aquí pueden proporcionar un mejor control de la actitud de las aeronaves sobre uno, dos o tres ejes de rotación. Se puede proporcionar un ajuste de parámetros simplificado. Cuando se evalúan

los parámetros para el desempeño de la aeronave, la evaluación de parámetros puede ser realizada directamente por un controlador de vuelo, lo que puede reducir en gran medida el tiempo de ajuste de parámetros en los sistemas tradicionales. Se pueden acomodar cambios o variaciones en las dimensiones y el peso de la aeronave. La sintonización de los parámetros de control de vuelo puede completarse ajustando directamente los parámetros fundamentales de la aeronave, de manera fácil y confiable. Por lo tanto, el sistema de control puede tomar en cuenta diferentes modelos de aeronaves con diferentes características físicas, o los cambios físicos que pueden ocurrir en una aeronave existente.

Además, el circuito de aceleración angular como se describe aquí, puede mejorar el rendimiento de seguimiento dinámico y la resistencia a las perturbaciones. Dado que el control del circuito de aceleración angular puede actuar como un control directo, el tiempo de respuesta se puede acortar y puede tener fuertes características de resistencia a las perturbaciones, en comparación con los sistemas de control tradicionales. Por ejemplo, los sistemas tradicionales utilizan el control de velocidad angular, y cuando el plano aún no ha producido velocidades de balanceo, se puede proporcionar un retraso en el control. Al utilizar el circuito de aceleración angular como se describe, las perturbaciones se pueden eliminar directamente, reduciendo el tiempo de respuesta.

Los sistemas, dispositivos y métodos descritos aquí pueden aplicarse a una amplia diversidad de objetos móviles. Como se mencionó anteriormente, cualquier descripción aquí de un vehículo aéreo puede aplicarse y usarse para cualquier objeto móvil. Cualquier descripción aquí de un vehículo aéreo puede aplicarse específicamente a los UAVs. Un objeto móvil de la presente invención puede configurarse para moverse dentro de cualquier entorno adecuado, como en el aire (por ejemplo, una aeronave de ala fija, una aeronave de ala giratoria o una aeronave que no tenga alas fijas ni alas giratorias), en agua (por ejemplo, un barco o un submarino), en tierra (por ejemplo, un vehículo motorizado, como un automóvil, camión, autobús, camioneta, motocicleta, bicicleta; una estructura o marco móvil como un poste, una caña de pescar o un tren), bajo tierra (por ejemplo, un metro), en el espacio (por ejemplo, una aeronave espacial, un satélite o una sonda), o cualquier combinación de estos entornos. El objeto móvil puede ser un vehículo, tal como un vehículo descrito en otra parte del presente documento. En algunas realizaciones, el objeto móvil puede ser transportado por un sujeto vivo, o puede apartarse de un sujeto vivo, tal como un humano o un animal. Los animales adecuados pueden incluir aves, caninos, felinos, equinos, bovinos, ovinos, porcinos, delfines, roedores o insectos.

El objeto móvil puede ser capaz de moverse libremente dentro del entorno con respecto a seis grados de libertad (por ejemplo, tres grados de libertad en la traslación y tres grados de libertad en la rotación). Alternativamente, el movimiento del objeto móvil se puede restringir con respecto a uno o más grados de libertad, por ejemplo, por un camino, una trayectoria u orientación predeterminados. El movimiento puede ser accionado por cualquier mecanismo de actuación adecuado, como un motor o un motor eléctrico. El mecanismo de accionamiento del objeto móvil puede ser alimentado por cualquier fuente de energía adecuada, como energía eléctrica, energía magnética, energía solar, energía eólica, energía gravitacional, energía química, energía nuclear o cualquier combinación adecuada de los mismos. El objeto móvil puede ser autopropulsado a través de un sistema de propulsión, como se describe en otra parte de este documento. El sistema de propulsión puede funcionar opcionalmente en una fuente de energía, tal como energía eléctrica, energía magnética, energía solar, energía eólica, energía gravitacional, energía química, energía nuclear, o cualquier combinación adecuada de los mismos. Alternativamente, el objeto móvil puede ser transportado por un ser vivo.

En algunos casos, el objeto móvil puede ser un vehículo. Los vehículos adecuados pueden incluir vehículos acuáticos, vehículos aéreos, vehículos espaciales o vehículos terrestres. Por ejemplo, los vehículos aéreos pueden ser aeronaves de ala fija (por ejemplo, aeronaves, planeadores), aeronaves de ala giratoria (por ejemplo, helicópteros, aeronaves de rotor), aeronaves que tienen tanto alas fijas como alas rotativas, o aeronaves que no tienen (por ejemplo, dirigibles, globos de aire caliente). Un vehículo puede ser autopropulsado, tal como autopropulsado a través del aire, sobre o en el agua, en el espacio, o sobre o bajo el suelo. Un vehículo autopropulsado puede utilizar un sistema de propulsión, como un sistema de propulsión que incluye uno o más motores, motores eléctricos, ruedas, ejes, imanes, rotores, hélices, palas, boquillas o cualquier combinación adecuada de los mismos. En algunos casos, el sistema de propulsión se puede usar para permitir que el objeto móvil despegue de una superficie, aterrice en una superficie, mantenga su posición actual y/u orientación (por ejemplo, sobrevuelo), cambie la orientación y/o cambie la posición.

El objeto móvil puede ser controlado de forma remota por un usuario o puede ser controlado localmente por un ocupante dentro o sobre el objeto móvil. En algunas realizaciones, el objeto móvil es un objeto móvil no tripulado, tal como un UAV. Un objeto móvil no tripulado, como un UAV, puede no tener un ocupante a bordo del objeto móvil. El objeto móvil se puede controlar mediante un sistema de control humano o autónomo (por ejemplo, un sistema de control informático), o cualquier combinación adecuada de los mismos. El objeto móvil puede ser un robot autónomo o semiautónomo, como un robot configurado con inteligencia artificial.

El objeto móvil puede tener cualquier tamaño y/o dimensiones adecuados. En algunas realizaciones, el objeto móvil puede ser de un tamaño y/o dimensiones para tener un ocupante humano dentro o sobre el vehículo. Alternativamente, el objeto móvil puede ser de tamaño y/o dimensiones más pequeño que el que puede tener un ocupante humano dentro o sobre el vehículo. El objeto móvil puede ser de un tamaño y/o dimensiones adecuadas para ser levantado o transportado por un humano. Alternativamente, el objeto móvil puede ser más grande que un

- tamaño y/o dimensiones adecuadas para ser levantadas o transportadas por un humano. En algunos casos, el objeto móvil puede tener una dimensión máxima (por ejemplo, longitud, ancho, altura, diámetro, diagonal) menor o igual a aproximadamente 2 cm, 5 cm, 10 cm, 50 cm, 1 m, 2 m, 5 m, o 10 m. La dimensión máxima puede ser mayor o igual a aproximadamente 2 cm, 5 cm, 10 cm, 50 cm, 1 m, 2 m, 5 m, o 10 m. Por ejemplo, la distancia entre ejes de los rotores opuestos del objeto móvil puede ser menor o igual a aproximadamente: 2 cm, 5 cm, 10 cm, 50 cm, 1 m, 2 m, 5 m, o 10 m. Alternativamente, la distancia entre ejes de los rotores opuestos puede ser mayor o igual a aproximadamente 2 cm, 5 cm, 10 cm, 50 cm, 1 m, 2 m, 5 m, o 10 m.
- 5
- En algunas realizaciones, el objeto móvil puede tener un volumen inferior a 100 cm x 100 cm x 100 cm, inferior a 50 cm x 50 cm x 30 cm, o inferior a 5 cm x 5 cm x 3 cm. El volumen total del objeto móvil puede ser menor o igual a aproximadamente 1 cm<sup>3</sup>, 2 cm<sup>3</sup>, 5 cm<sup>3</sup>, 10 cm<sup>3</sup>, 20 cm<sup>3</sup>, 30 cm<sup>3</sup>, 40 cm<sup>3</sup>, 50 cm<sup>3</sup>, 60 cm<sup>3</sup>, 70 cm<sup>3</sup>, 80 cm<sup>3</sup>, 90 cm<sup>3</sup>, 100 cm<sup>3</sup>, 150 cm<sup>3</sup>, 200 cm<sup>3</sup>, 300 cm<sup>3</sup>, 500 cm<sup>3</sup>, 750 cm<sup>3</sup>, 1000 cm<sup>3</sup>, 5000 cm<sup>3</sup>, 10,000 cm<sup>3</sup>, 100,000 cm<sup>3</sup>, 1 m<sup>3</sup> o 10 m<sup>3</sup>. Por el contrario, el volumen total del objeto móvil puede ser mayor o igual a aproximadamente 1 cm<sup>3</sup>, 2 cm<sup>3</sup>, 5 cm<sup>3</sup>, 10 cm<sup>3</sup>, 20 cm<sup>3</sup>, 30 cm<sup>3</sup>, 40 cm<sup>3</sup>, 50 cm<sup>3</sup>, 60 cm<sup>3</sup>, 70 cm<sup>3</sup>, 80 cm<sup>3</sup>, 90 cm<sup>3</sup>, 100 cm<sup>3</sup>, 150 cm<sup>3</sup>, 200 cm<sup>3</sup>, 300 cm<sup>3</sup>, 500 cm<sup>3</sup>, 750 cm<sup>3</sup>, 1000 cm<sup>3</sup>, 5000 cm<sup>3</sup>, 10,000 cm<sup>3</sup>, 100,000 cm<sup>3</sup>, 1 m<sup>3</sup> o 10 m<sup>3</sup>.
- 10
- En algunas realizaciones, el objeto móvil puede tener una huella (la cual puede referirse al área de la sección transversal lateral abarcada por el objeto móvil) menor o igual a aproximadamente: 32,000 cm<sup>2</sup>, 20,000 cm<sup>2</sup>, 10,000 cm<sup>2</sup>, 1,000 cm<sup>2</sup>, 500 cm<sup>2</sup>, 100 cm<sup>2</sup>, 50 cm<sup>2</sup>, 10 cm<sup>2</sup> o 5 cm<sup>2</sup>. Por el contrario, la huella puede ser mayor o igual a aproximadamente 32,000 cm<sup>2</sup>, 20,000 cm<sup>2</sup>, 10,000 cm<sup>2</sup>, 1,000 cm<sup>2</sup>, 500 cm<sup>2</sup>, 100 cm<sup>2</sup>, 50 cm<sup>2</sup>, 10 cm<sup>2</sup> o 5 cm<sup>2</sup>.
- 15
- En algunos casos, el objeto móvil no puede pesar más de 1000 kg. El peso del objeto móvil puede ser inferior o igual a aproximadamente 1000 kg, 750 kg, 500 kg, 200 kg, 150 kg, 100 kg, 80 kg, 70 kg, 60 kg, 50 kg, 45 kg, 40 kg, 35 kg, 30 kg, 25 kg, 20 kg, 15 kg, 12 kg, 10 kg, 9 kg, 8 kg, 7 kg, 6 kg, 5 kg, 4 kg, 3 kg, 2 kg, 1 kg, 0.5 kg, 0.1 kg, 0.05 kg, 0.01 kg. Por el contrario, el peso puede ser mayor o igual a aproximadamente 1000 kg, 750 kg, 500 kg, 200 kg, 150 kg, 100 kg, 80 kg, 70 kg, 60 kg, 50 kg, 45 kg, 40 kg, 35 kg, 30 kg, 25 kg, 20 kg, 15 kg, 12 kg, 10 kg, 9 kg, 8 kg, 7 kg, 6 kg, 5 kg, 4 kg, 3 kg, 2 kg, 1 kg, 0.5 kg, 0.1 kg, 0.05 kg, o 0.01 kg.
- 20
- En algunas realizaciones, un objeto móvil puede ser pequeño en relación con una carga transportada por el objeto móvil. La carga puede incluir una carga útil y/o un portador, como se describe con más detalle en otra parte del presente documento. En algunos ejemplos, la relación entre el peso de un objeto móvil y el peso de una carga puede ser mayor, menor o igual a aproximadamente 1:1. En algunos casos, la relación entre el peso de un objeto móvil y el peso de una carga puede ser mayor, menor o igual a aproximadamente 1:1. Opcionalmente, una relación entre el peso del portador y el peso de la carga puede ser mayor, menor o igual a aproximadamente 1:1. Cuando se desee, la relación entre el peso de un objeto móvil y el peso de una carga puede ser menor o igual a: 1:2, 1:3, 1:4, 1:5, 1:10 o incluso menos. Por el contrario, la relación entre el peso de un objeto móvil y el peso de una carga también puede ser mayor o igual a: 2:1, 3:1, 4:1, 5:1, 10:1 o incluso mayor.
- 25
- En algunas realizaciones, el objeto móvil puede tener un bajo consumo de energía. Por ejemplo, el objeto móvil puede usar menos de aproximadamente: 5 W/h, 4 W/h, 3 W/h, 2 W/h, 1 W/h, o menos. En algunos casos, un portador del objeto móvil puede tener un bajo consumo de energía. Por ejemplo, el portador puede usar menos de aproximadamente: 5 W/h, 4 W/h, 3 W/h, 2 W/h, 1 W/h, o menos. Opcionalmente, una carga útil del objeto móvil puede tener un bajo consumo de energía, como menos de aproximadamente 5 W/h, 4 W/h, 3 W/h, 2 W/h, 1 W/h, o menos.
- 30
- La Figura 9 ilustra un vehículo 900 aéreo no tripulado (UAV), de acuerdo con realizaciones de la presente invención. El UAV puede ser un ejemplo de un objeto móvil como se describe en el presente documento. El UAV 900 puede incluir un sistema de propulsión con cuatro rotores 902, 904, 906 y 908. Se puede proporcionar cualquier número de rotores (por ejemplo, uno, dos, tres, cuatro, cinco, seis o más). Los rotores, conjuntos de rotores u otros sistemas de propulsión del vehículo aéreo no tripulado pueden permitir que el vehículo aéreo no tripulado se desplace/mantenga la posición, cambie la orientación y/o cambie la ubicación. La distancia entre ejes de rotores opuestos puede ser de cualquier longitud 910 adecuada. Por ejemplo, la longitud 910 puede ser menor o igual a 2 m, o menor a 5 m. En algunas realizaciones, la longitud 910 puede estar dentro de un rango de 40 cm a 1 m, de 10 cm a 2 m, o de 5 cm a 5 m. Cualquier descripción aquí de un UAV puede aplicarse a un objeto móvil, tal como un objeto móvil de un tipo diferente, y viceversa. El UAV puede usar un sistema o método de despegue asistido como se describe en este documento.
- 35
- En algunas realizaciones, el objeto móvil puede configurarse para llevar una carga. La carga puede incluir uno o más pasajeros, carga, equipo, instrumentos y similares. La carga puede proporcionarse dentro de una carcasa. La carcasa puede estar separada de una carcasa del objeto móvil, o formar parte de una carcasa para un objeto móvil. Alternativamente, la carga puede estar provista de una carcasa a la vez que el objeto móvil no tiene una carcasa. Alternativamente, se pueden proporcionar partes de la carga o la carga completa sin una carcasa. La carga se puede fijar rígidamente en relación con el objeto móvil. Opcionalmente, la carga puede ser móvil con relación al objeto móvil (por ejemplo, trasladable o giratoria con respecto al objeto móvil). La carga puede incluir una carga útil y/o un portador, como se describe en otra parte del presente documento.
- 40
- En algunas realizaciones, el movimiento del objeto móvil, el portador y la carga útil en relación con un marco de referencia fijo (por ejemplo, el entorno circundante) y/o entre sí, puede ser controlados por un terminal. El terminal
- 45
- 50
- 55
- 60

5 puede ser un dispositivo de control remoto en una ubicación alejada del objeto móvil, el portador y/o la carga útil. El terminal se puede ubicar o colocar en una plataforma de soporte. Alternativamente, el terminal puede ser un dispositivo de mano o portátil. Por ejemplo, el terminal puede incluir un teléfono inteligente, tableta, ordenador portátil, ordenador, lentes, guantes, casco, micrófono o combinaciones adecuadas de los mismos. El terminal puede incluir una interfaz de usuario, como un teclado, un ratón, un joystick, una pantalla táctil o una pantalla. Se puede utilizar cualquier entrada de usuario adecuada para interactuar con el terminal, como comandos ingresados manualmente, control de voz, control de gestos o control de posición (por ejemplo, a través de un movimiento, ubicación o inclinación del terminal).

10 El terminal se puede usar para controlar cualquier estado adecuado del objeto móvil, el portador y/o la carga útil. Por ejemplo, el terminal se puede usar para controlar la posición y/o la orientación del objeto móvil, el portador y/o la carga útil en relación con una referencia fija a partir de y/o entre sí. En algunas realizaciones, el terminal se puede usar para controlar elementos individuales del objeto móvil, el portador y/o la carga útil, como el conjunto de accionamiento del portador, un sensor de la carga útil o un emisor de la carga útil. El terminal puede incluir un dispositivo de comunicación inalámbrica adaptado para comunicarse con uno o más de los objetos móviles, el portador o la carga útil.

15 El terminal puede incluir una unidad de visualización adecuada para ver información del objeto móvil, portador y/o carga útil. Por ejemplo, el terminal puede configurarse para mostrar información del objeto móvil, el portador y/o la carga útil con respecto a la posición, la velocidad de traslación, la aceleración de traslación, la orientación, la velocidad angular, la aceleración angular o cualquier combinación adecuada de los mismos. En algunas realizaciones, el terminal puede mostrar información proporcionada por la carga útil, tal como datos proporcionados por una carga útil funcional (por ejemplo, imágenes grabadas por una cámara u otro dispositivo de captura de imágenes).

20 Opcionalmente, el mismo terminal puede controlar el objeto móvil, el portador y/o la carga útil, o un estado del objeto móvil, el portador y/o la carga útil, así como recibir y/o mostrar información del objeto móvil, portador y/o carga útil. Por ejemplo, un terminal puede controlar el posicionamiento de la carga útil en relación con un entorno, a la vez que muestra datos de imágenes capturados por la carga útil, o información sobre la posición de la carga útil. Alternativamente, se pueden usar diferentes terminales para diferentes funciones. Por ejemplo, un primer terminal puede controlar el movimiento o un estado del objeto móvil, el portador y/o la carga útil, a la vez que un segundo terminal puede recibir y/o mostrar información del objeto móvil, el portador y/o la carga útil. Por ejemplo, un primer terminal se puede usar para controlar el posicionamiento de la carga útil en relación con un entorno, a la vez que un segundo terminal muestra los datos de imagen capturados por la carga útil. Se pueden utilizar diversos modos de comunicación entre un objeto móvil y un terminal integrado que controla el objeto móvil y recibir datos, o entre el objeto móvil y múltiples terminales que controlan el objeto móvil y recibir datos. Por ejemplo, al menos dos modos de comunicación diferentes pueden formarse entre el objeto móvil y el terminal que ambos controlan el objeto móvil y reciben datos del objeto móvil.

25 La Figura 10 ilustra un objeto 1000 móvil que incluye un portador 1002 y una carga 1004 útil, de acuerdo con realizaciones. Aunque el objeto 1000 móvil se representa como una aeronave, esta descripción no pretende ser limitativa, y se puede usar cualquier tipo adecuado de objeto móvil, como se describió anteriormente en este documento. Un experto en la técnica apreciaría que cualquiera de las realizaciones descritas aquí en el contexto de los sistemas de aeronaves se puede aplicar a cualquier objeto móvil adecuado (por ejemplo, un UAV). En algunos casos, la carga 1004 útil puede proporcionarse en el objeto 1000 móvil sin requerir el portador 1002. El objeto 1000 móvil puede incluir mecanismos 1006 de propulsión, un sistema 1008 de detección y un sistema 1010 de comunicación.

30 Los mecanismos 1006 de propulsión pueden incluir uno o más de rotores, hélices, palas, motores, motores eléctricos, ruedas, ejes, imanes o boquillas, como se describió anteriormente. El objeto móvil puede tener uno o más, dos o más, tres o más, o cuatro o más mecanismos de propulsión. Los mecanismos de propulsión pueden ser todos del mismo tipo. Alternativamente, uno o más mecanismos de propulsión pueden ser diferentes tipos de mecanismos de propulsión. Los mecanismos 1006 de propulsión pueden montarse en el objeto 1000 móvil utilizando cualquier medio adecuado, tal como un elemento de soporte (por ejemplo, un eje de empuje) como se describe en otra parte en este documento. Los mecanismos 1006 de propulsión pueden montarse en cualquier parte adecuada del objeto 1000 móvil, tal como en la parte superior, inferior, frontal, posterior, laterales o combinaciones adecuadas de los mismos.

35 En algunas realizaciones, los mecanismos 1006 de propulsión pueden permitir que el objeto 1000 móvil despegue verticalmente a partir de una superficie o aterrice verticalmente sobre una superficie sin requerir ningún movimiento horizontal del objeto 1000 móvil (por ejemplo, sin desplazarse por una pista). Opcionalmente, los mecanismos 1006 de propulsión pueden ser operables para permitir que el objeto 1000 móvil se desplace en el aire en una posición y/u orientación específica. Uno o más de los mecanismos 1006 de propulsión pueden controlarse independientemente de los otros mecanismos de propulsión. Alternativamente, los mecanismos 1006 de propulsión pueden configurarse para ser controlados simultáneamente. Por ejemplo, el objeto 1000 móvil puede tener múltiples rotores orientados horizontalmente que pueden proporcionar sustentación y/o empuje al objeto móvil. Los múltiples rotores orientados horizontalmente pueden accionarse para proporcionar capacidades de despegue vertical, aterrizaje vertical y

5 flotación al objeto 1000 móvil. En algunas realizaciones, uno o más de los rotores orientados horizontalmente pueden girar en el sentido horario, a la vez que uno o más los rotores horizontales pueden girar contrario al sentido horario. Por ejemplo, el número de rotores en el sentido horario puede ser igual al número de rotores contrario al sentido horario. La velocidad de rotación de cada uno de los rotores orientados horizontalmente puede variar independientemente para controlar la sustentación y/o el empuje producido por cada rotor, y así ajustar la disposición espacial, la velocidad y/o la aceleración del objeto 1000 móvil (por ejemplo, con respecto a hasta tres grados de traslación y hasta tres grados de rotación).

10 El sistema 1008 de detección puede incluir uno o más sensores que pueden detectar la disposición espacial, la velocidad y/o la aceleración del objeto 1000 móvil (por ejemplo, con respecto a hasta tres grados de traslación y hasta tres grados de rotación). Los uno o más sensores pueden incluir sensores del sistema de posicionamiento global (GPS), sensores de movimiento, sensores de inercia, sensores de proximidad o sensores de imagen. Los datos de detección proporcionados por el sistema 1008 de detección se pueden usar para controlar la disposición espacial, la velocidad y/o la orientación del objeto 1000 móvil (por ejemplo, utilizando una unidad de procesamiento adecuada y/o un módulo de control, como se describe a continuación). Alternativamente, el sistema 1008 de detección se puede utilizar para proporcionar datos sobre el entorno que rodea al objeto móvil, como las condiciones climáticas, la proximidad a posibles obstáculos, la ubicación de las características geográficas, la ubicación de las estructuras hechas por el hombre y similares.

20 El sistema 1010 de comunicación permite la comunicación con el terminal 1012 que tiene un sistema 1014 de comunicación a través de señales 1016 inalámbricas. Los sistemas 1010, 1014 de comunicación pueden incluir cualquier número de transmisores, receptores y/o transceptores adecuados para la comunicación inalámbrica. La comunicación puede ser una comunicación unidireccional, de modo que los datos pueden transmitirse en una sola dirección. Por ejemplo, la comunicación unidireccional puede involucrar solo el objeto 1000 móvil que transmite datos al terminal 1012, o viceversa. Los datos pueden transmitirse a partir de uno o más transmisores del sistema 1010 de comunicación a uno o más receptores del sistema 1012 de comunicación, o viceversa. Alternativamente, la comunicación puede ser una comunicación bidireccional, de manera que los datos pueden transmitirse en ambas direcciones entre el objeto 1000 móvil y el terminal 1012. La comunicación bidireccional puede implicar la transmisión de datos a partir de uno o más transmisores del sistema 1010 de comunicación a uno o más receptores del sistema 1014 de comunicación, y viceversa.

30 En algunas realizaciones, el terminal 1012 puede proporcionar datos de control a uno o más del objeto 1000 móvil, portador 1002 y carga 1004 útil y recibir información de uno o más del objeto 1000 móvil, portador 1002 y carga 1004 útil (por ejemplo, información de posición y/o movimiento del objeto móvil, portador o carga útil; datos detectados por la carga útil, como los datos de imagen capturados por una cámara de carga útil). En algunos casos, los datos de control del terminal pueden incluir instrucciones para posiciones relativas, movimientos, accionamientos o controles del objeto móvil, portador y/o carga útil. Por ejemplo, los datos de control pueden resultar en una modificación de la ubicación y/u orientación del objeto móvil (por ejemplo, a través del control de los mecanismos 1006 de propulsión), o un movimiento de la carga útil con respecto al objeto móvil (por ejemplo, a través de control del portador 1002). Los datos de control del terminal pueden dar como resultado el control de la carga útil, como el control del funcionamiento de una cámara u otro dispositivo de captura de imágenes (por ejemplo, tomar imágenes fijas o en movimiento, acercar o alejar, encender o apagar, cambiar de modo de imagen), cambiar la resolución de la imagen, cambiar el enfoque, cambiar la profundidad de campo, cambiar el tiempo de exposición, cambiar el ángulo de visión o el campo de visión). En algunos casos, las comunicaciones a partir del objeto móvil, el portador y/o la carga útil pueden incluir información de uno o más sensores (por ejemplo, del sistema 1008 de detección o de la carga 1004 útil). Las comunicaciones pueden incluir información detectada de uno o más tipos diferentes de sensores (por ejemplo, sensores GPS, sensores de movimiento, sensores de inercia, sensores de proximidad o sensores de imagen). Dicha información puede pertenecer a la posición (por ejemplo, ubicación, orientación), movimiento o aceleración del objeto móvil, portador y/o carga útil. Dicha información de una carga útil puede incluir datos capturados por la carga útil o un estado detectado de la carga útil. Los datos de control proporcionados transmitidos por el terminal 1012 pueden configurarse para controlar un estado de uno o más del objeto 1000 móvil, portador 1002 o carga 1004 útil. Alternativamente o en combinación, el portador 1002 y la carga 1004 útil también pueden incluir un módulo de comunicación configurado para comunicarse con el terminal 1012, de modo que el terminal pueda comunicarse con y controlar cada uno del objeto 1000 móvil, el portador 1002 y la carga 1004 útil de forma independiente.

55 En algunas realizaciones, el objeto 1000 móvil puede configurarse para comunicarse con otro dispositivo remoto además del terminal 1012, o en lugar del terminal 1012. El terminal 1012 también puede configurarse para comunicarse con otro dispositivo remoto, así como el objeto 1000 móvil. Por ejemplo, el objeto 1000 móvil y/o el terminal 1012 pueden comunicarse con otro objeto móvil, o un portador o carga útil de otro objeto móvil. Cuando se desee, el dispositivo remoto puede ser un segundo terminal u otro dispositivo informático (por ejemplo, ordenador, ordenador portátil, tableta, teléfono inteligente u otro dispositivo móvil). El dispositivo remoto puede configurarse para transmitir datos al objeto 1000 móvil, recibir datos del objeto 1000 móvil, transmitir datos al terminal 1012 y/o recibir datos a partir del terminal 1012. Opcionalmente, el dispositivo remoto puede conectarse a Internet u otra red de telecomunicaciones, de modo que los datos recibidos a partir del objeto 1000 móvil y/o el terminal 1012 se puedan cargar en un sitio web o servidor.

La Figura 11 es una ilustración esquemática a modo de diagrama de bloques de un sistema 1100 para controlar un objeto móvil, de acuerdo con realizaciones. El sistema 1100 se puede usar en combinación con cualquier realización adecuada de los sistemas, dispositivos y métodos descritos aquí. El sistema 1100 puede incluir un módulo 1102 de detección, una unidad 1104 de procesamiento, un medio 1106 de lectura por ordenador no transitorio, un módulo 1108 de control y un módulo 1110 de comunicación.

El módulo 1102 de detección puede utilizar diferentes tipos de sensores que recopilan información relacionada con los objetos móviles de diferentes maneras. Diferentes tipos de sensores pueden detectar diferentes tipos de señales o señales de diferentes fuentes. Por ejemplo, los sensores pueden incluir sensores inerciales, sensores GPS, sensores de proximidad (por ejemplo, lidar) o sensores de visión/imagen (por ejemplo, una cámara). El módulo 1102 de detección se puede acoplar operativamente a una unidad 1104 de procesamiento que tiene una pluralidad de procesadores. En algunas realizaciones, el módulo de detección se puede acoplar operativamente a un módulo 1112 de transmisión (por ejemplo, un módulo de transmisión de imágenes Wi-Fi) configurado para transmitir directamente datos de detección a un dispositivo o sistema externo adecuado. Por ejemplo, el módulo 1112 de transmisión se puede usar para transmitir imágenes capturadas por una cámara del módulo 1102 de detección a un terminal remoto.

La unidad 1104 de procesamiento puede tener uno o más procesadores, tales como un procesador programable (por ejemplo, una unidad de procesamiento central (CPU)). La unidad 1104 de procesamiento se puede acoplar operativamente a un medio 1106 legible por ordenador no transitorio. El medio 1106 legible por ordenador no transitorio puede almacenar lógica, código y/o instrucciones de programa ejecutables por la unidad 1104 de procesamiento para realizar una o más etapas. El medio legible por ordenador no transitorio puede incluir una o más unidades de memoria (por ejemplo, medios extraíbles o almacenamiento externo, como una tarjeta SD o una memoria de acceso aleatorio (RAM)). En algunas realizaciones, los datos del módulo 1102 de detección se pueden transmitir y almacenar directamente dentro de las unidades de memoria del medio 1106 legible por ordenador no transitorio. Las unidades de memoria del medio 1106 legible por ordenador no transitorio pueden almacenar lógica, código y/o instrucciones de programa ejecutables por la unidad 1104 de procesamiento para realizar cualquier realización adecuada de los métodos descritos en este documento. Por ejemplo, la unidad 1104 de procesamiento puede configurarse para ejecutar instrucciones que causan que uno o más procesadores de la unidad 1104 de procesamiento analicen los datos de detección producidos por el módulo de detección. Las unidades de memoria pueden almacenar datos de detección del módulo de detección para ser procesados por la unidad 1104 de procesamiento. En algunas realizaciones, las unidades de memoria del medio 1106 legible por ordenador no transitorio pueden usarse para almacenar los resultados de procesamiento producidos por la unidad 1104 de procesamiento.

En algunas realizaciones, la unidad 1104 de procesamiento puede estar acoplada operativamente a un módulo 1108 de control configurado para controlar un estado del objeto móvil. Por ejemplo, el módulo 1108 de control se puede configurar para controlar los mecanismos de propulsión del objeto móvil para ajustar la disposición espacial, la velocidad y/o la aceleración del objeto móvil con respecto a seis grados de libertad. Alternativamente o en combinación, el módulo 1108 de control puede controlar uno o más de un estado de un portador, carga útil o módulo de detección.

La unidad 1104 de procesamiento se puede acoplar operativamente a un módulo 1110 de comunicación configurado para transmitir y/o recibir datos de uno o más dispositivos externos (por ejemplo, un terminal, dispositivo de visualización u otro controlador remoto). Se puede utilizar cualquier medio de comunicación adecuado, como la comunicación por cable o la comunicación inalámbrica. Por ejemplo, el módulo 1110 de comunicación puede utilizar una o más redes de área local (LAN), redes de área amplia (WAN), infrarrojos, radio, Wi-Fi, redes punto a punto (P2P), redes de telecomunicaciones, comunicación en la nube y similares. Opcionalmente, se pueden usar estaciones de relevo, como torres, satélites o estaciones móviles. Las comunicaciones inalámbricas pueden ser dependientes de la proximidad o independientes de la proximidad. En algunas realizaciones, la línea de vista puede o no ser necesaria para las comunicaciones. El módulo 1110 de comunicación puede transmitir y/o recibir uno o más datos de detección a partir del módulo 1102 de detección, procesando los resultados producidos por la unidad 1104 de procesamiento, datos de control predeterminados, comandos del usuario a partir de un terminal o controlador remoto, y similares.

Los componentes del sistema 1100 pueden disponerse en cualquier configuración adecuada. Por ejemplo, uno o más de los componentes del sistema 1100 pueden ubicarse en el objeto móvil, el portador, la carga útil, el terminal, el sistema de detección o un dispositivo externo adicional en comunicación con uno o más de los anteriores. Además, aunque la Figura 11 representa una única unidad 1104 de procesamiento y un solo medio 1106 legible por ordenador no transitorio, un experto en la técnica apreciaría que esto no pretende ser limitativo, y que el sistema 1100 puede incluir una pluralidad de unidades de procesamiento y/o medios legibles por ordenador no transitorios. En algunas realizaciones, una o más de la pluralidad de unidades de procesamiento y/o medios legibles por ordenador no transitorios se pueden ubicar en diferentes ubicaciones, como en el objeto móvil, portador, carga útil, terminal, módulo de detección, dispositivo externo adicional en comunicación con uno o más de los anteriores, o combinaciones adecuadas de los mismos, de manera que cualquier aspecto adecuado de las funciones de procesamiento y/o memoria realizadas por el sistema 1100 puede ocurrir en una o más de las ubicaciones mencionadas anteriormente.

**REIVINDICACIONES**

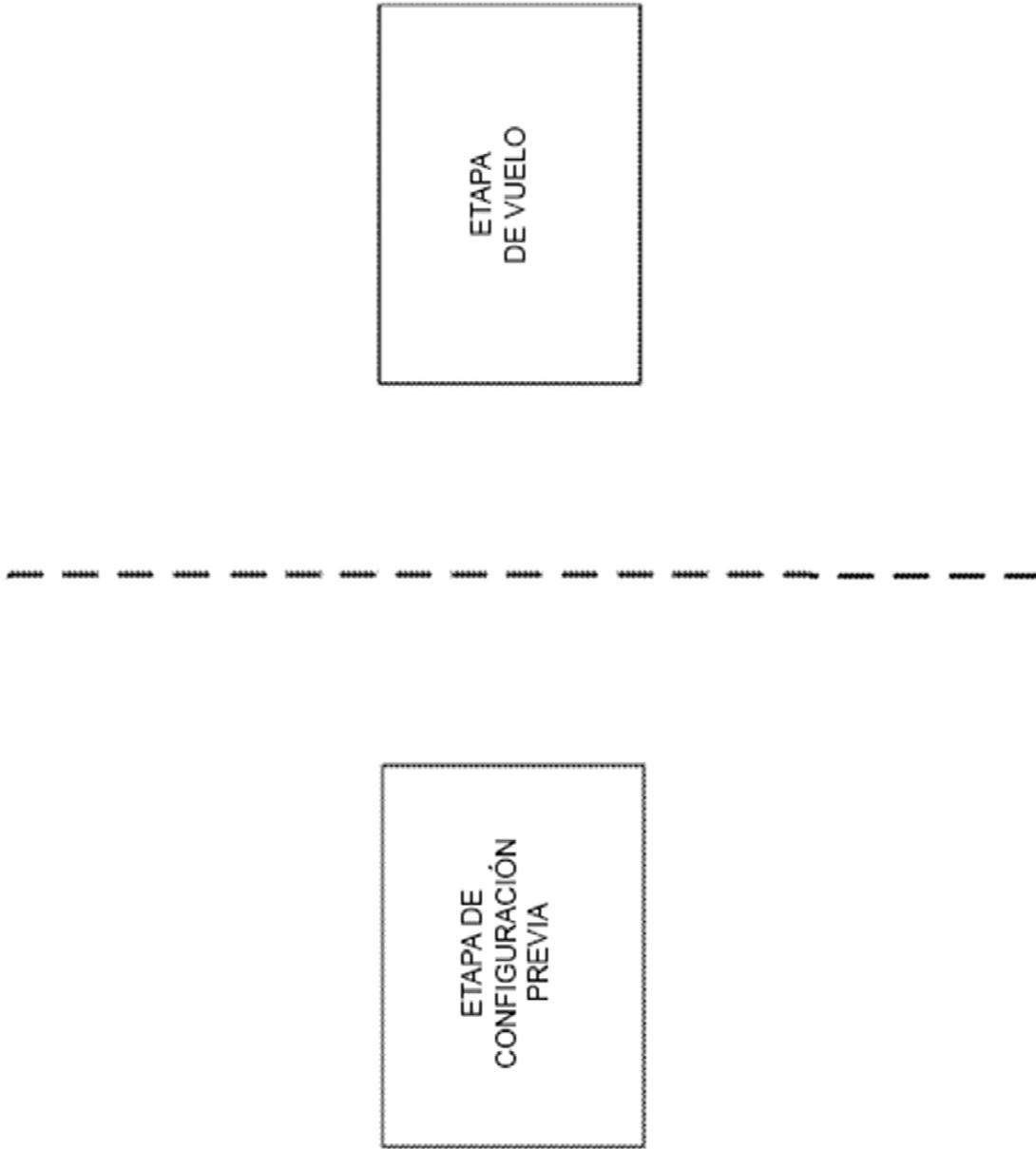
1. Un método para controlar la actitud de la aeronave, comprendiendo dicho método:
  - (a) calcular uno o más parámetros de configuración de la aeronave con base en una o más características físicas de una aeronave (900, 1000);
  - 5 (b) recibir, en un procesador, una señal indicativa de una actitud objetivo de la aeronave (900, 1000);
  - (c) generar, con la ayuda del procesador, una señal de comando que se entregará a al menos un actuador de la aeronave (900, 1000) acoplado operativamente a una o más unidades (902, 904, 906, 908, 1006) de propulsión de la aeronave (900, 1000), en donde dicha generación se basa en
    - (1) la señal indicativa de la actitud objetivo de (b), y
    - 10 (2) el uno o más parámetros de configuración de la aeronave de (a), y donde dicha generación adicional utiliza un esquema de control de retroalimentación que incluye (1) un circuito de aceleración angular con retroalimentación de aceleración angular y (2) un cálculo de avance directo con base en una aceleración objetivo;
  - (d) medir, con la ayuda de uno o más sensores (1008) acoplados operativamente a la aeronave (900, 1000), la dinámica de la aeronave como resultado del accionamiento de una o más unidades (902, 904, 906, 908, 1006) de propulsión; y
  - 15 (e) alimentar la dinámica al procesador para obtener el esquema de control de retroalimentación que ajusta o confirma la señal de comando de (c).
2. El método de la reivindicación 1, que comprende además:
  - 20 en respuesta a la recepción de un parámetro físico modificado de la aeronave (900, 1000), volver a calcular el uno o más parámetros de configuración de la aeronave con base en el parámetro físico cambiado recibido de la aeronave (900, 1000) para acomodar el cambio.
3. El método de la reivindicación 1, en donde la aeronave incluye una pluralidad de actuadores acoplados operativamente a una pluralidad de unidades (1006) de propulsión, en donde las unidades (1006) de propulsión incluyen rotores (902, 904, 906, 908) que generan sustentación para la aeronave (900, 1000).
- 25 4. El método de la reivindicación 1, en donde la señal indicativa de una actitud objetivo de la aeronave (900, 1000) se recibe a partir de un controlador (1012) remoto a través de una conexión (1016) inalámbrica.
5. El método de la reivindicación 1, en donde la una o más características físicas de la aeronave (900, 1000) incluyen una dimensión física y peso.
- 30 6. El método de la reivindicación 5, que comprende además calcular un centro aerodinámico y un centro de gravedad de la aeronave (900, 1000).
7. El método de la reivindicación 2, en donde el parámetro físico de la aeronave (900, 1000) incluye al menos uno de una dimensión espacial de la aeronave (900, 1000), una morfología de la aeronave (900, 1000) o un peso de la aeronave (900, 1000).
- 35 8. El método de la reivindicación 1, que comprende además calcular un momento de inercia para la aeronave (900, 1000), en donde el cálculo de proalimentación utiliza el momento de inercia de la aeronave (900, 1000).
9. El método de la reivindicación 1, en donde el cálculo que usa el esquema de control de retroalimentación se realiza para la actitud de la aeronave con respecto a un eje de cabeceo, un eje de balanceo y un eje de giro.
- 40 10. El método de la reivindicación 9, que comprende además combinar, usando un mezclador, los resultados de los cálculos sobre el eje de cabeceo, el eje de balanceo y el eje de giro, y un parámetro de configuración de la aeronave para calcular la señal de comando que se entregará al menos a un actuador.
11. El método de la reivindicación 10, en donde el parámetro de configuración de la aeronave es una distancia a partir del actuador hasta un centro aerodinámico de la aeronave (900, 1000).
12. El método de la reivindicación 1, en donde la dinámica de la aeronave incluye la actitud de la aeronave (900, 1000) con respecto a al menos un eje, la velocidad angular con respecto a al menos un eje, y la aceleración angular con respecto a al menos un eje.
- 45 13. El método de la reivindicación 1, que comprende además:
  - evaluar, con ayuda del procesador, una relación no lineal entre el empuje del actuador y la salida del actuador; y
  - en donde dicha generación también se basa en la relación no lineal.

14. El método de la reivindicación 13, en donde la relación no lineal se calcula durante una calibración de uno o más actuadores de la aeronave (900, 1000).

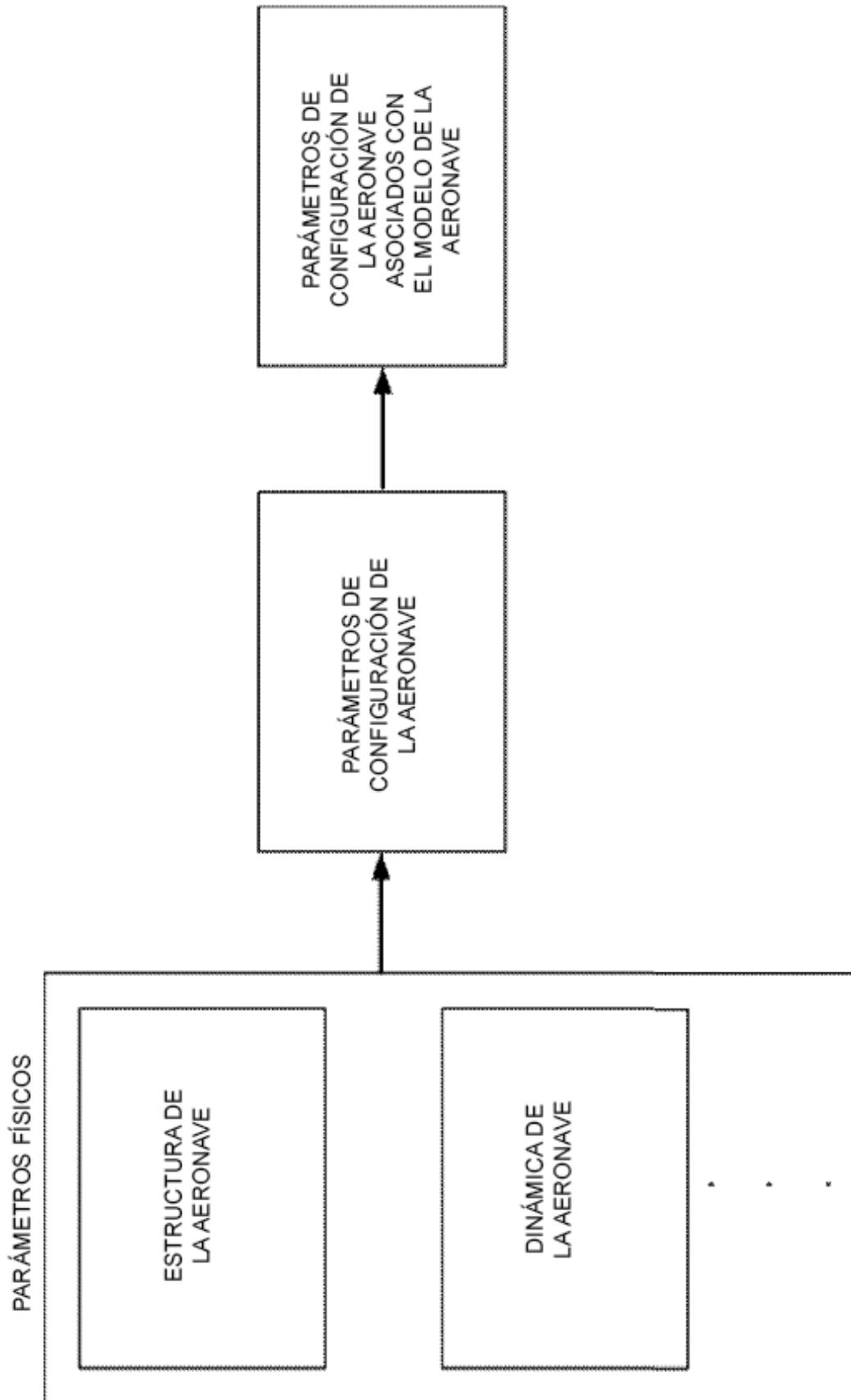
15. El método de la reivindicación 13, que comprende además calcular un centro aerodinámico y un centro de gravedad de la aeronave (900, 1000) con base en una o más características físicas de la aeronave (900, 1000),

5 que además comprende calcular un momento de inercia para la aeronave (900, 1000) con base en las características físicas de la aeronave (900, 1000),

en donde el cálculo que utiliza el sistema de controles de proalimentación incluye un cálculo de avance que usa el momento de inercia de la aeronave (900, 1000).



**FIG. 1**



**FIG. 2**

3A

Torque de giro:

- Torque rotacional
- Componente de sustentación

Torque rotacional:

$t = \text{sustentación} \times (l/60)$   
(proporción\_resistencia\_sustentación = 60)

Componente de sustentación:

$\tau = \sin(\theta) l f t \times L$

ejemplo:

- $L = 0.25$
- $\theta = \arcsin\left(\frac{1}{60} \div L\right) = 5$

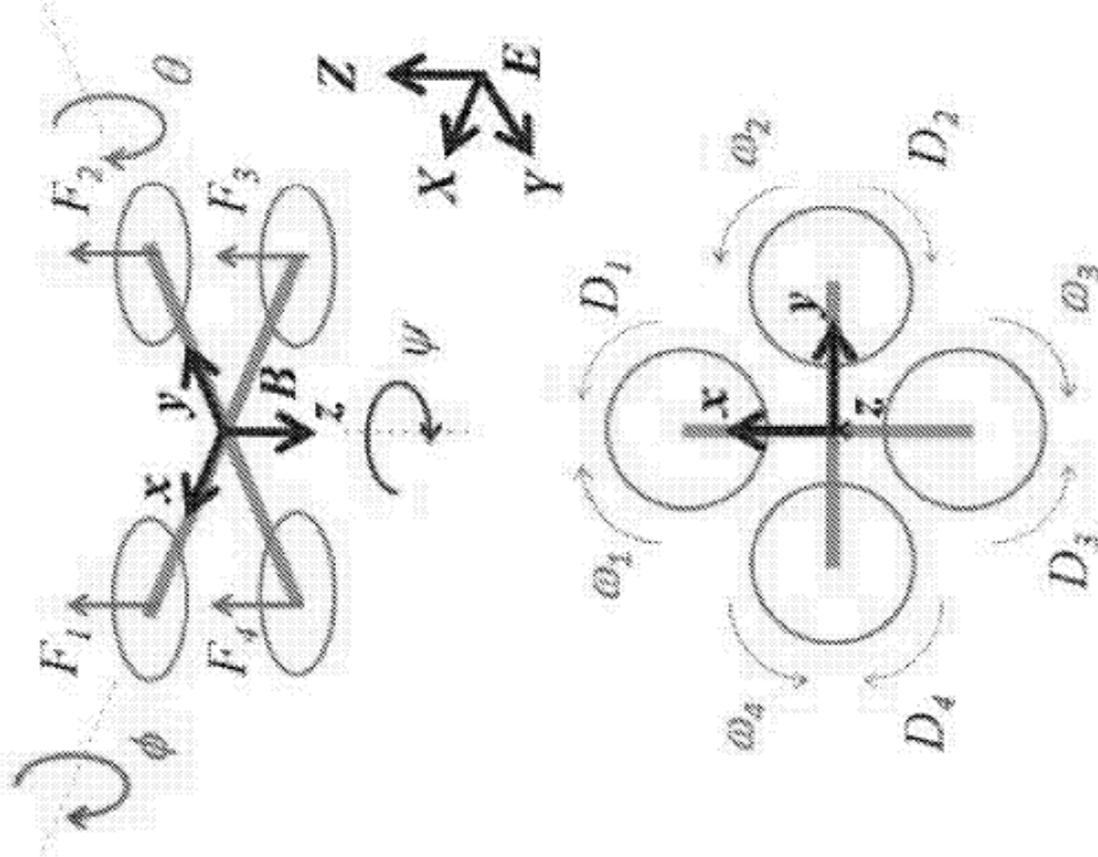
3C

Cilindro sólido o eje de simetría del disco		$I = \frac{1}{2} MR^2$	Aro alrededor del eje de simetría		$I = MR^2$	Esfera sólida		$I = \frac{2}{5} MR^2$	Barra sobre el centro		$I = \frac{1}{12} ML^2$
Díámetro central del cilindro sólido		$I = \frac{1}{4} MR^2 + \frac{1}{12} ML^2$	Aro alrededor del diámetro		$I = \frac{1}{2} MR^2$	Carcasa esférica delgada		$I = \frac{2}{3} MR^2$	Barra sobre el extremo		$I = \frac{1}{3} ML^2$

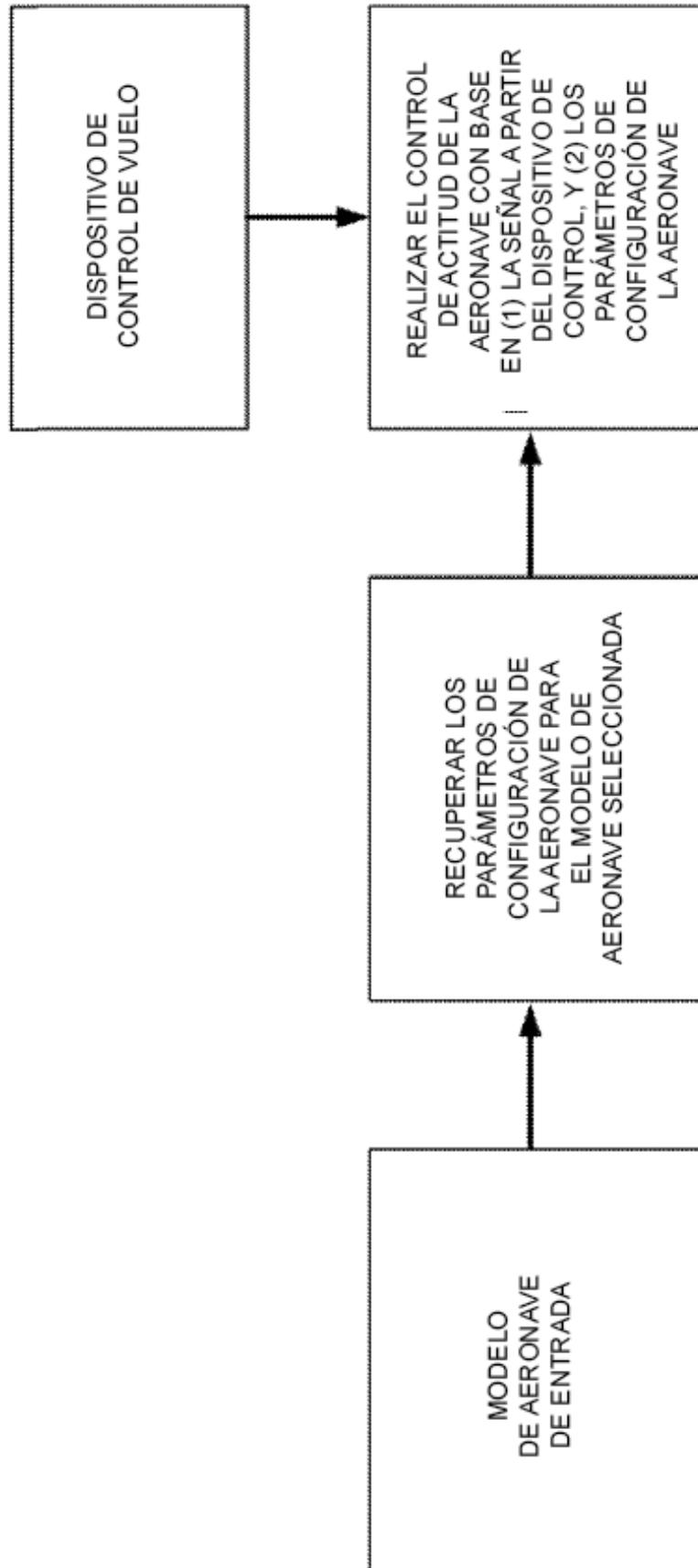
- $\tau = r \times F$
- $\tau = I \alpha$
- $I = m l^2$
- $F = ma$

3B

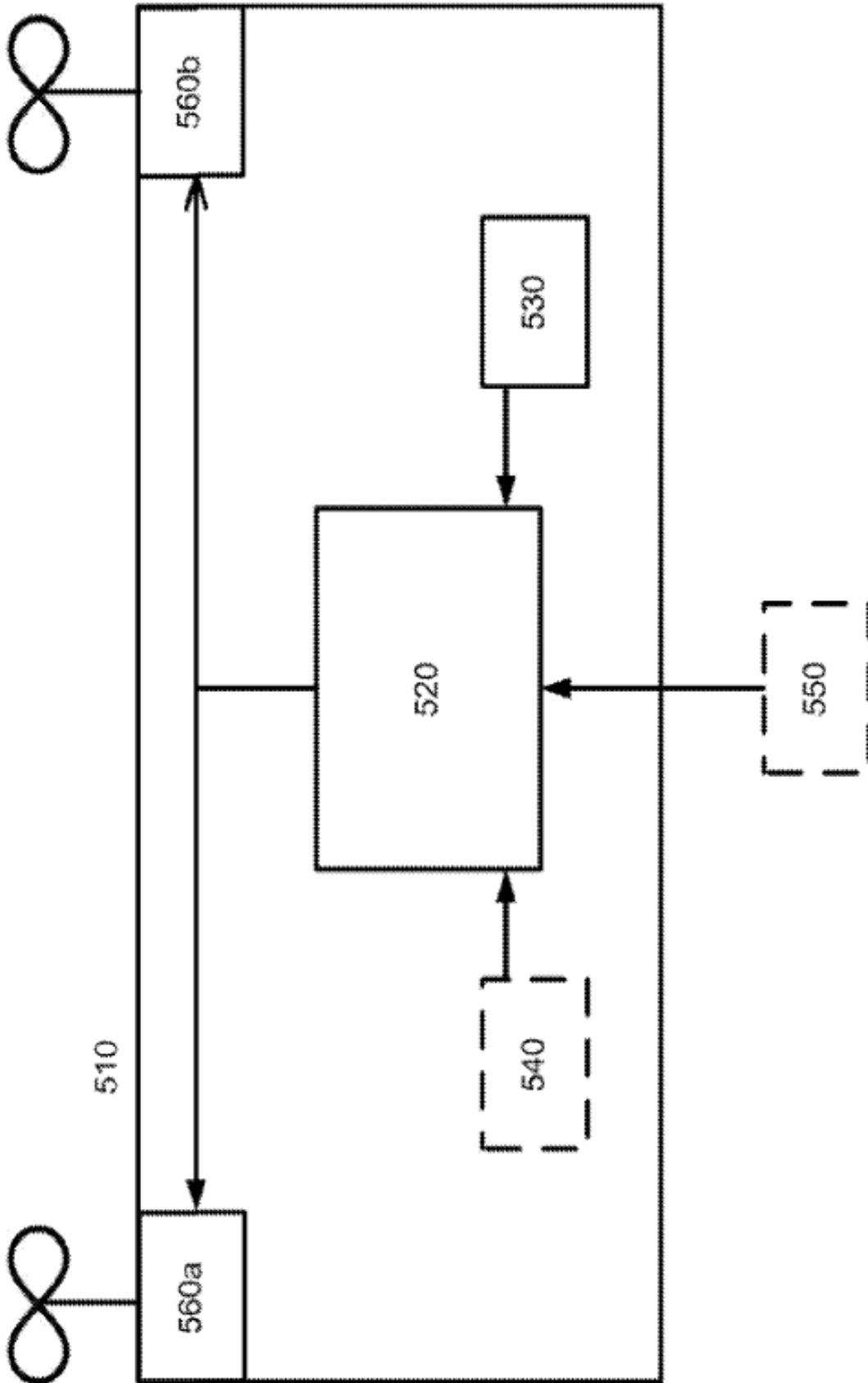
FIG. 3



**FIG. 3D**



**FIG. 4**



**FIG. 5**

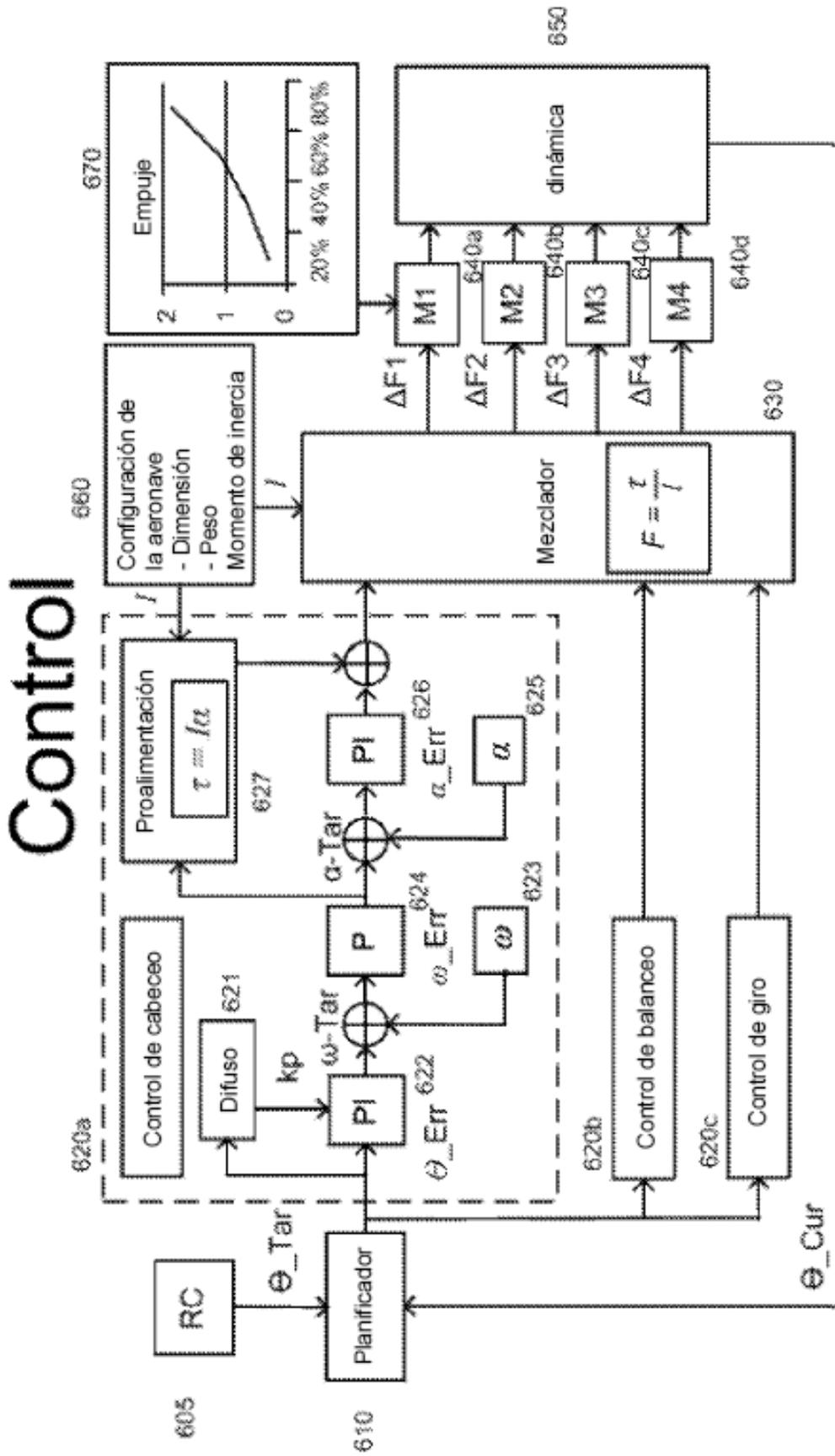


FIG. 6A

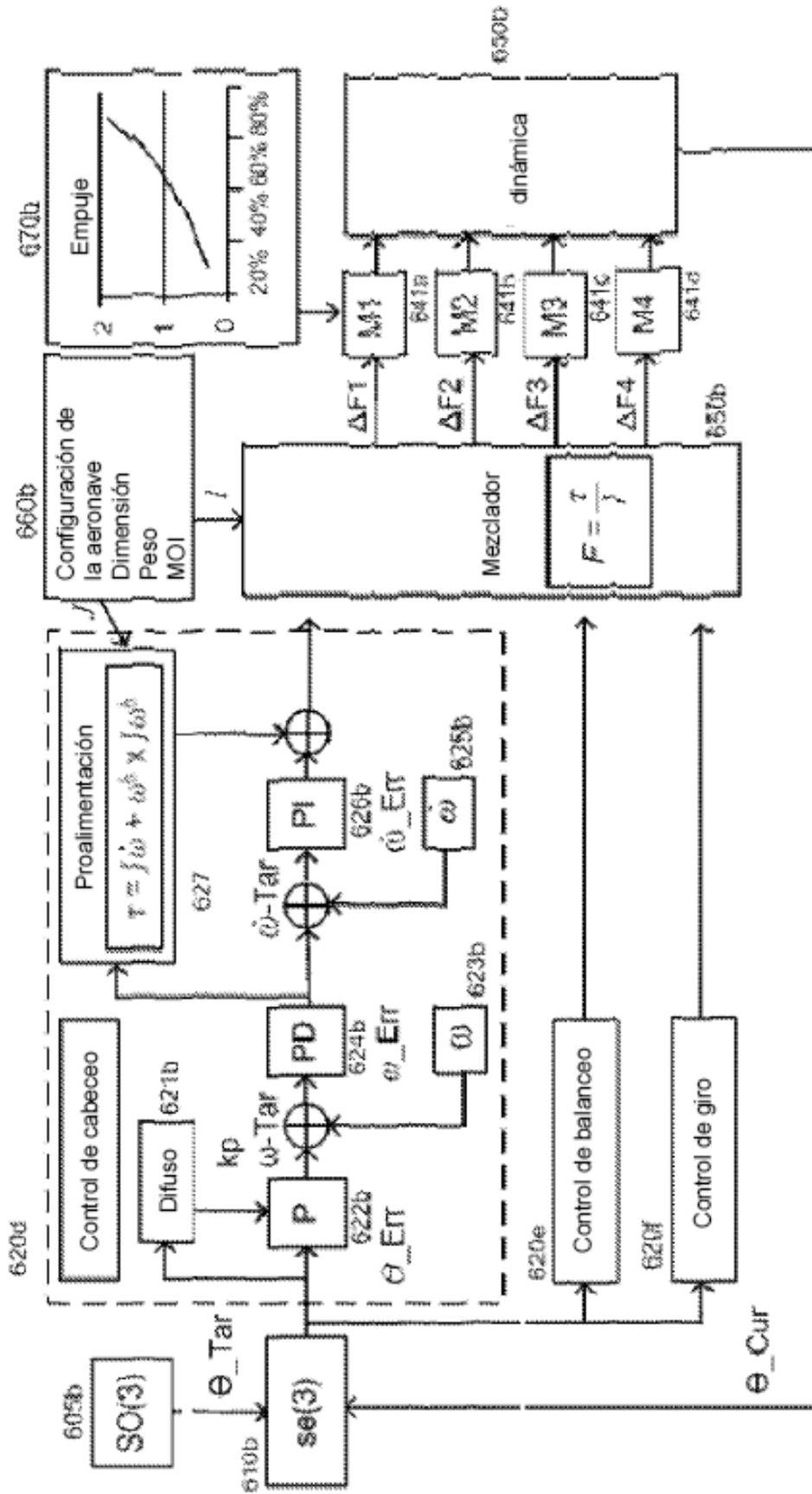
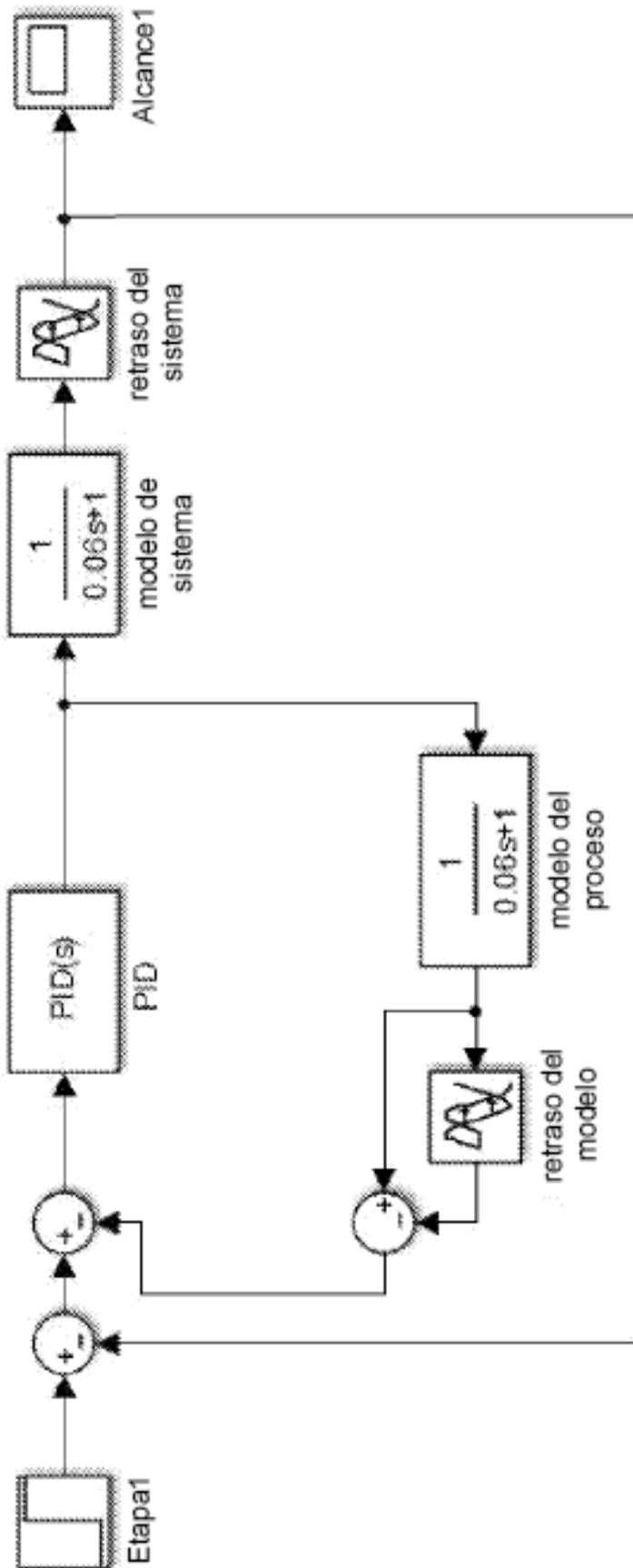


FIG. 6B



**FIG. 6C**

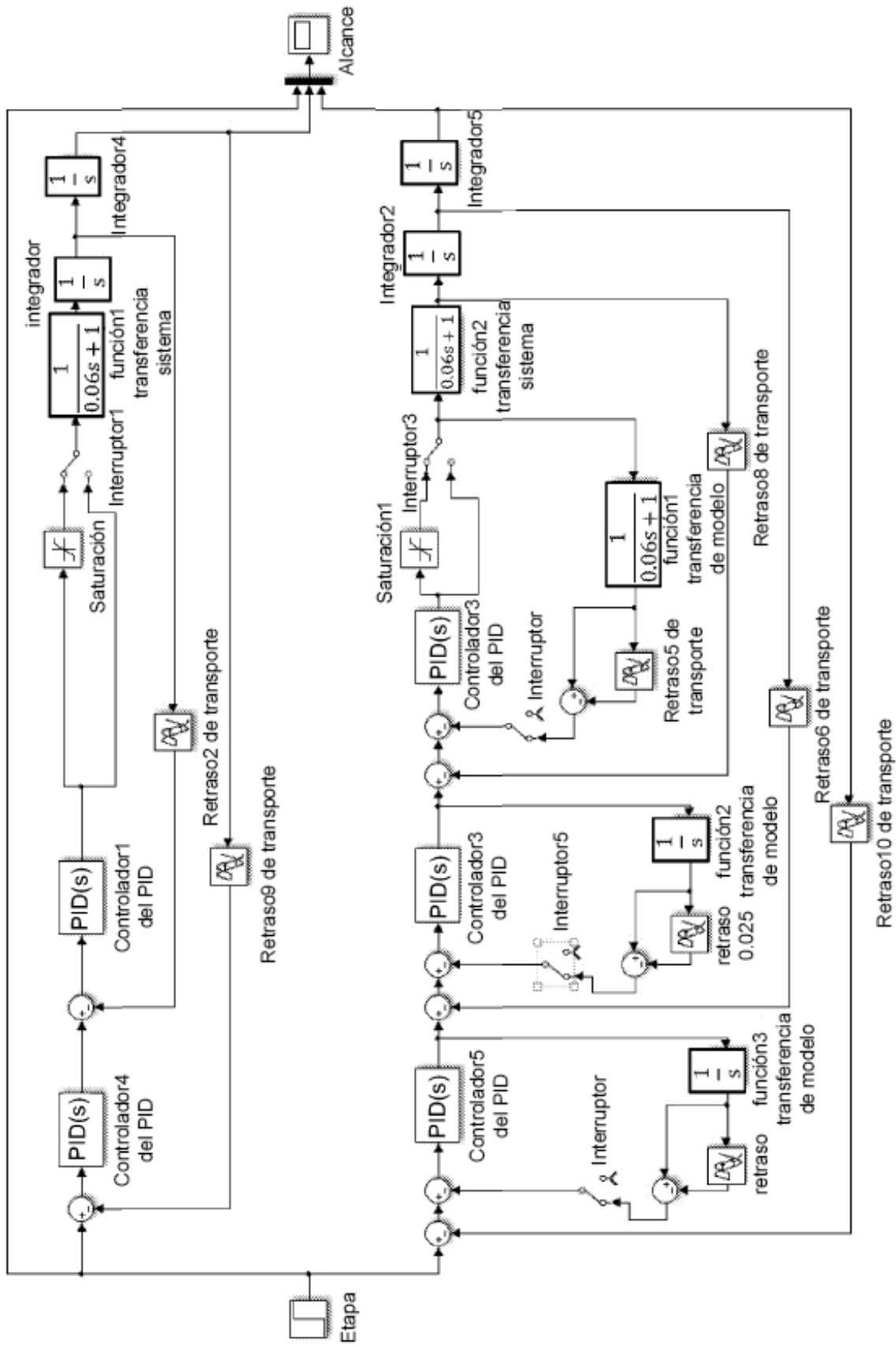
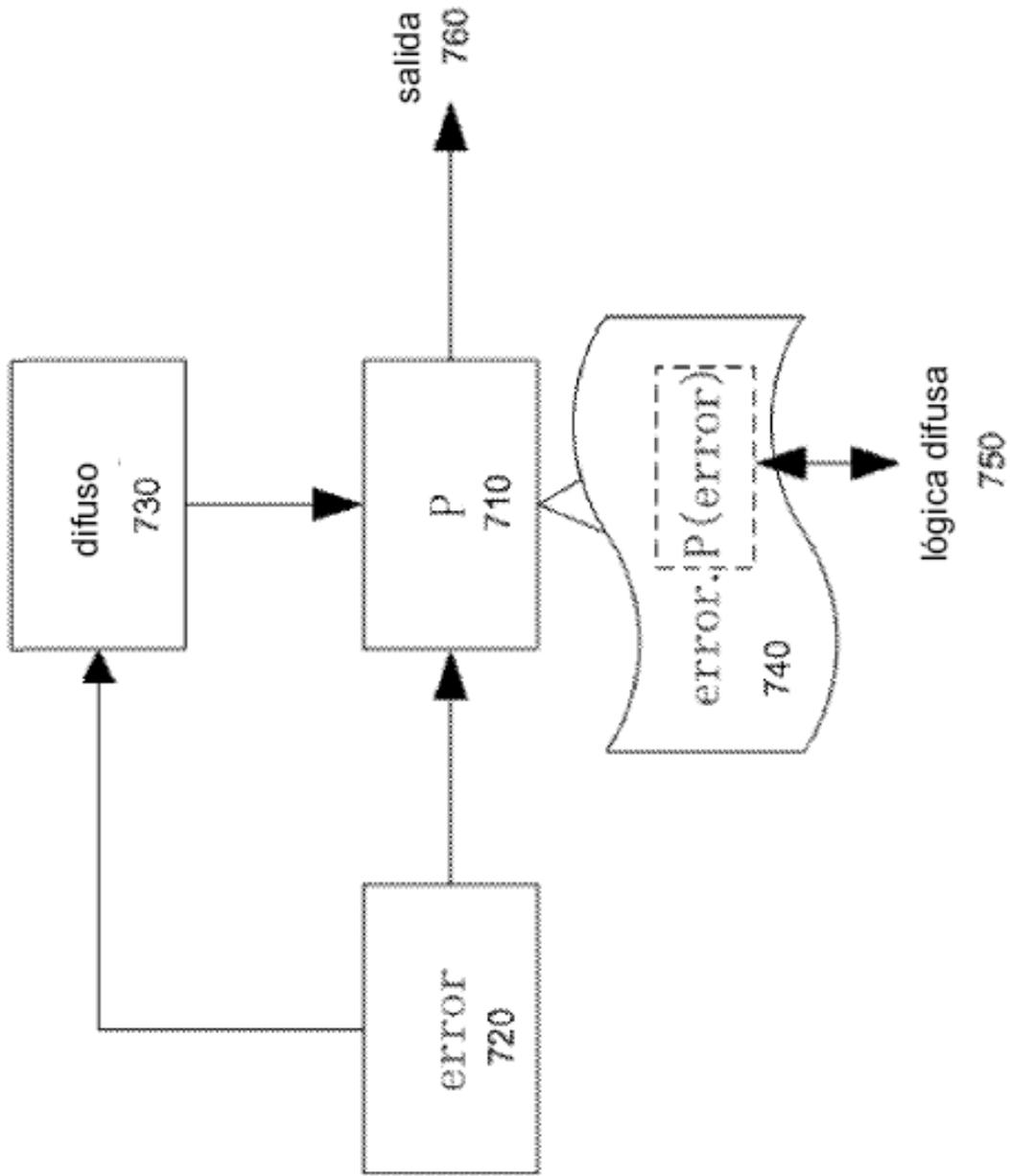


FIG. 6D



**FIG. 7A**

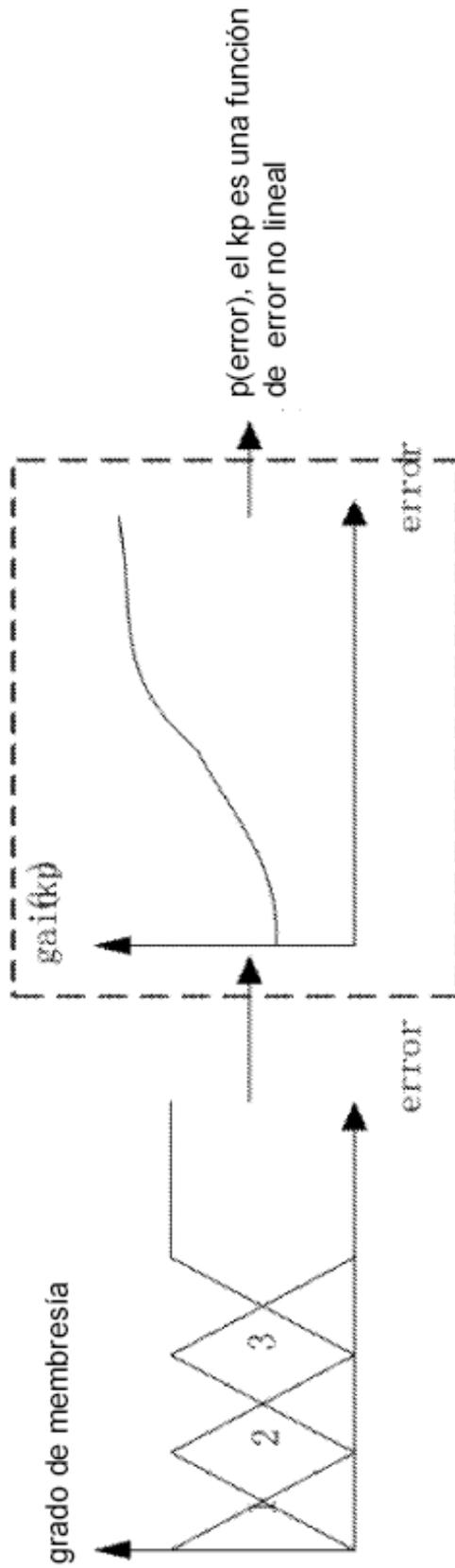
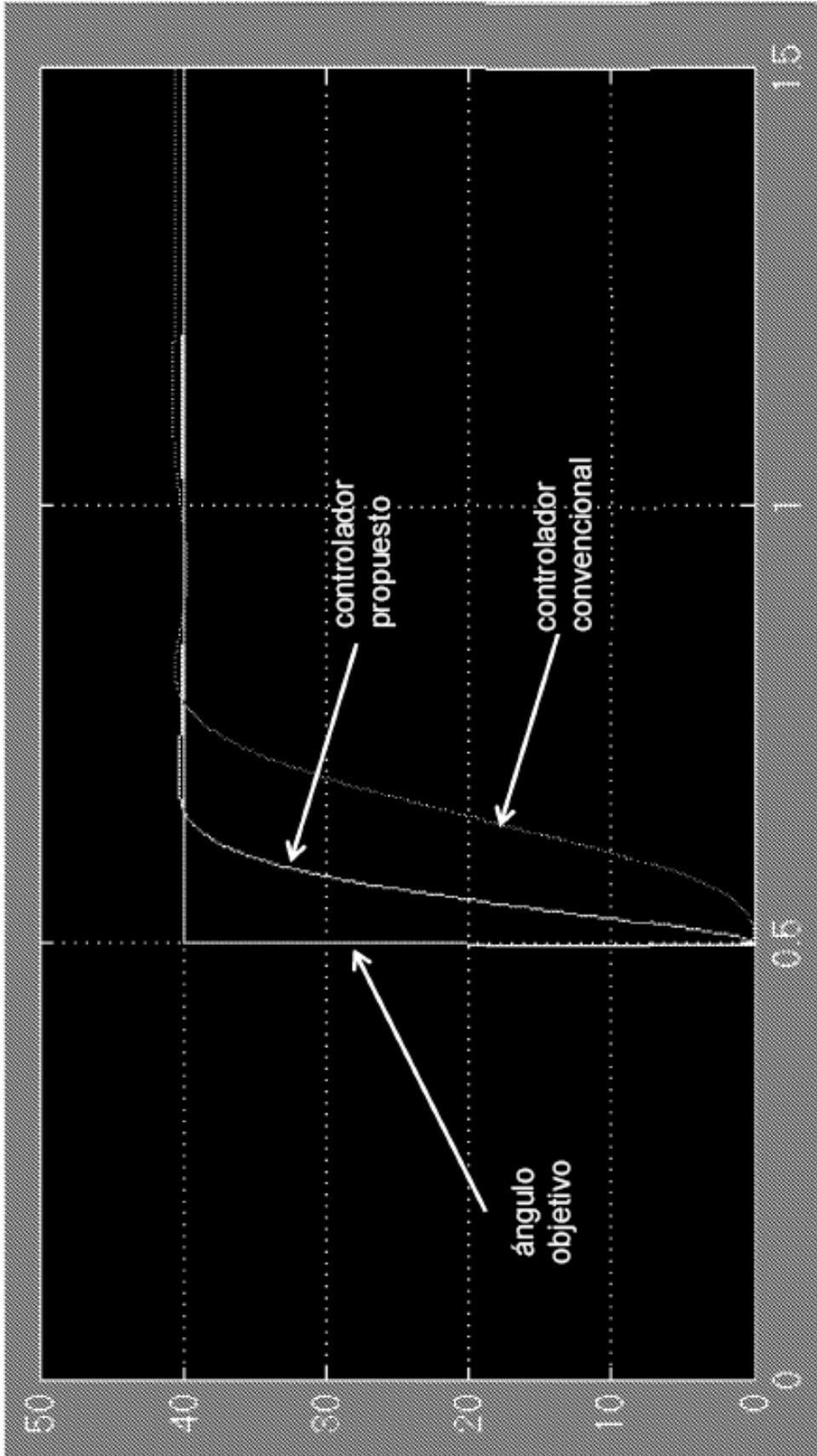
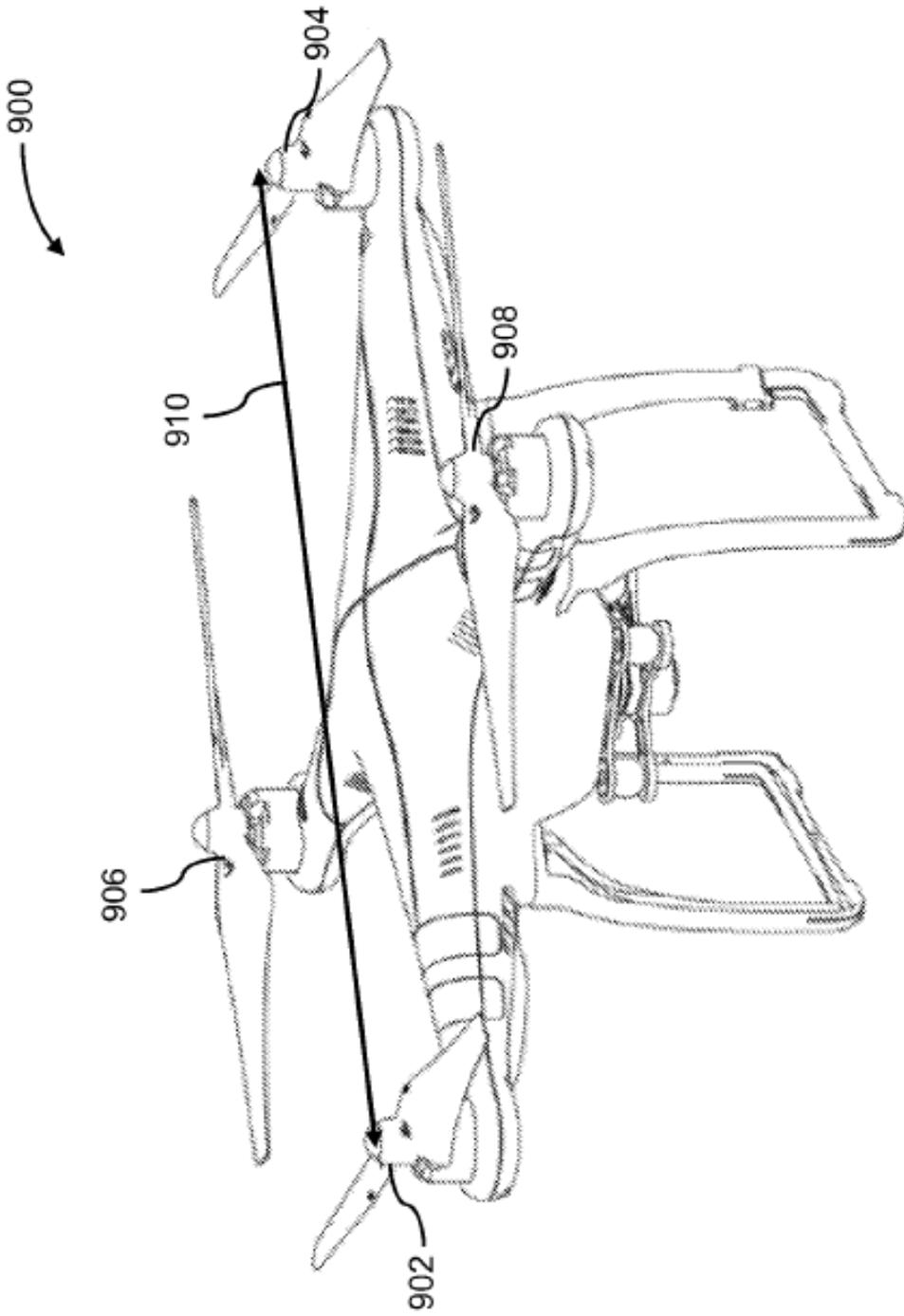


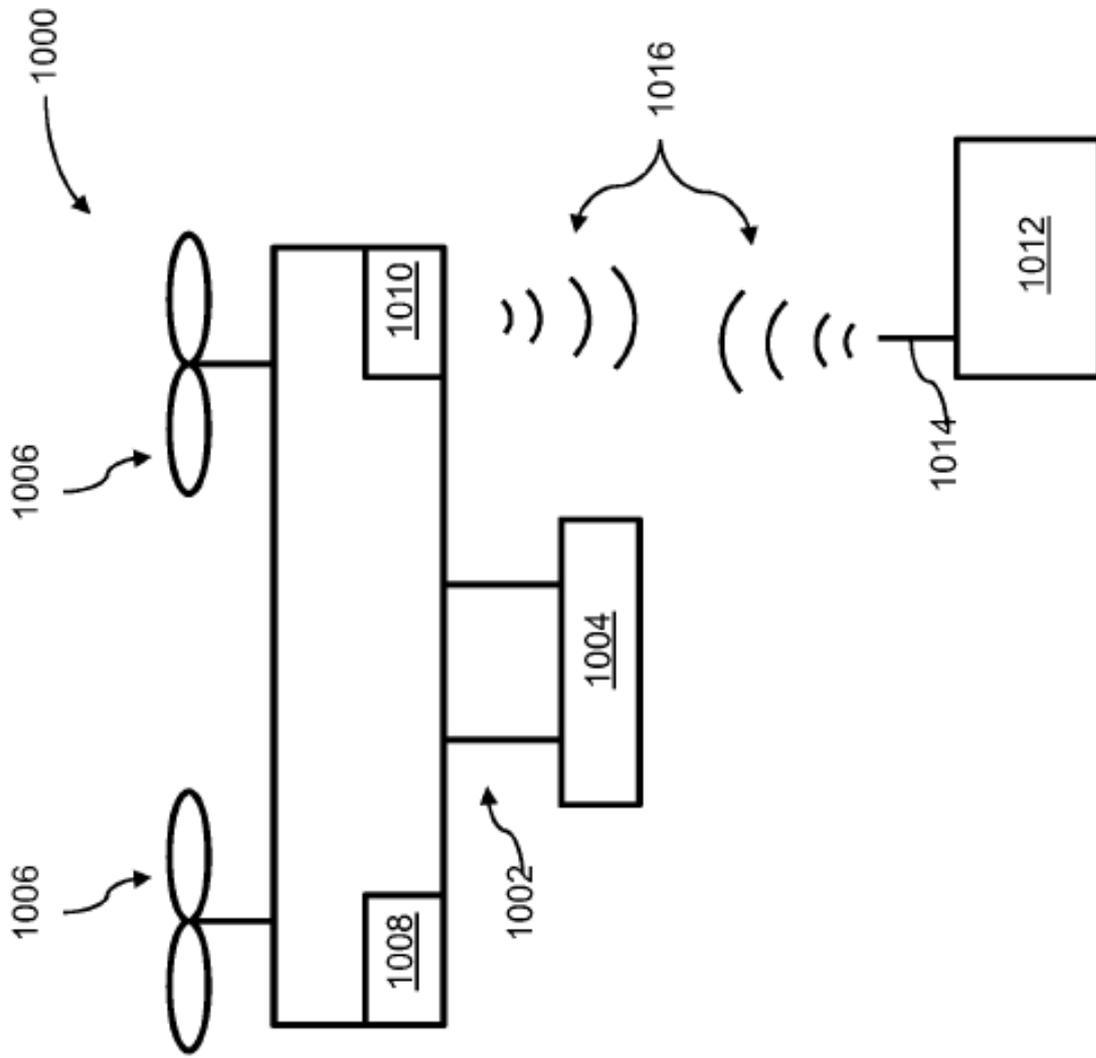
FIG. 7B



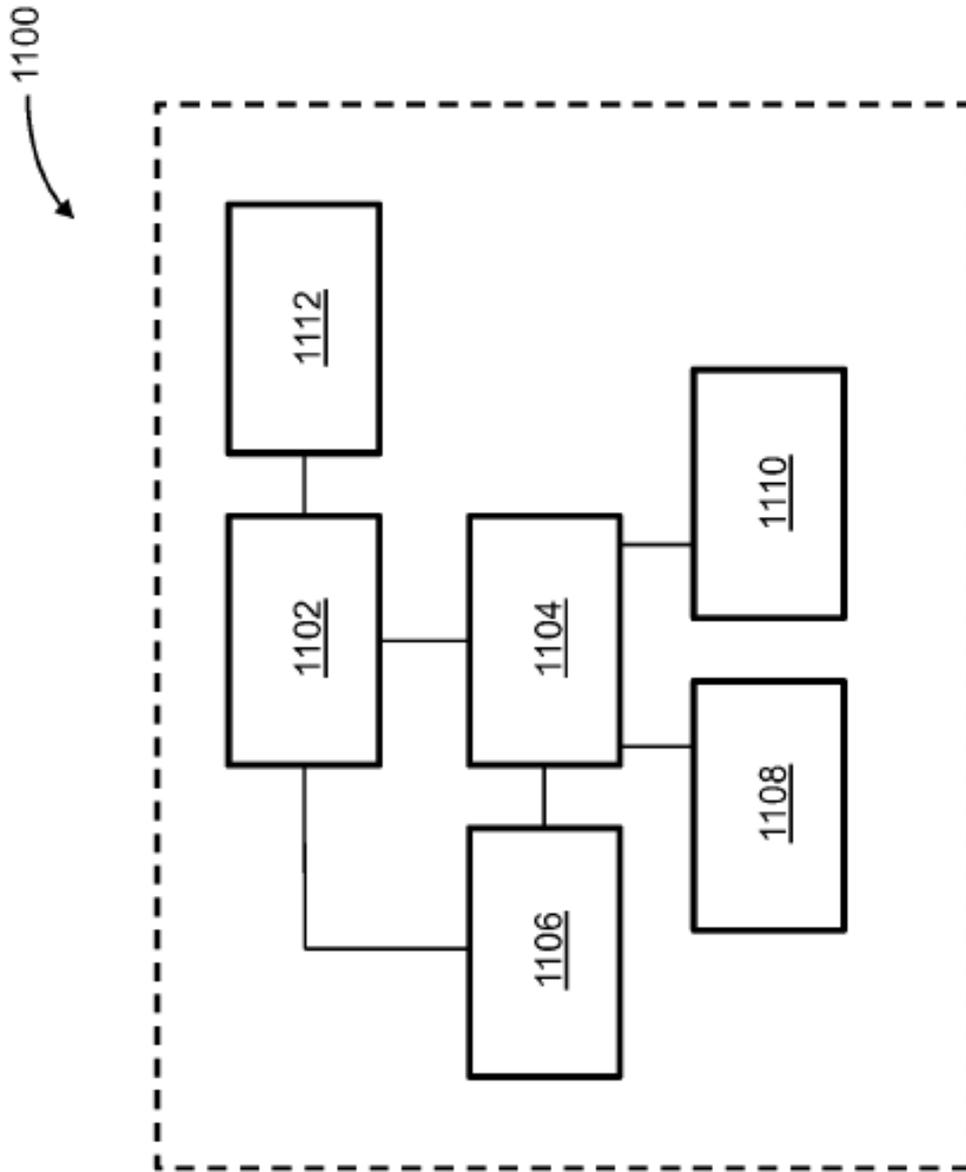
**FIG. 8**



**FIG. 9**



**FIG. 10**



**FIG. 11**