



19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

11 Número de publicación: **2 349 731**

51 Int. Cl.:

B64C 27/18 (2006.01)

B64C 27/24 (2006.01)

B64C 39/12 (2006.01)

G05D 1/08 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Número de solicitud europea: **03778153 .1**

96 Fecha de presentación : **07.11.2003**

97 Número de publicación de la solicitud: **1587733**

97 Fecha de publicación de la solicitud: **26.10.2005**

54

Título: **Sistemas y métodos de control de vuelo mejorado para una aeronave a reacción de triple modo.**

30

Prioridad: **07.11.2002 US 289739**

73

Titular/es: **THE BOEING COMPANY**
100 North Riverside Plaza
Chicago, Illinois 60606-2016, US

45

Fecha de publicación de la mención BOPI:
11.01.2011

72

Inventor/es: **Osder, Stephen, S. y**
Thompson, Thomas, L.

45

Fecha de la publicación del folleto de la patente:
11.01.2011

74

Agente: **Ungría López, Javier**

ES 2 349 731 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).

SISTEMAS Y MÉTODOS DE CONTROL DE VUELO MEJORADO PARA UNA AERONAVE A REACCIÓN DE TRIPLE MODO

Descripción

5 ANTECEDENTES DE LA INVENCION

1. Campo de la invención

La presente invención se refiere en general a una aeronave, y más particularmente a unos sistemas y métodos de control de vuelo mejorado para una aeronave a reacción de triple modo.

10 2. Descripción de las técnicas relacionadas

La Patente de Estados Unidos N° 5.951.608 de Osder, titulada "Flight Control System For Jet Powered Tri-Mode Aircraft", que está asignada al asignatario de la presente invención, describe un sistema de control de vuelo básico para una aeronave a reacción de triple modo. Una aeronave a reacción de triple modo tiene generalmente tres modos principales de operación, que son un modo de helicóptero, un modo compuesto y un modo de ala fija. La aeronave a reacción de triple modo se diseña para despegar verticalmente en modo helicóptero y para volar a continuación horizontalmente el modo de ala fija.

20 En el modo helicóptero, se aplica la potencia a unas paletas del rotor de la aeronave de modo que la aeronave pueda despegar en una dirección vertical. Las palas del rotor giratorias proporcionan la ventaja de un pequeño espacio para los despegues y aterrizajes. En modo helicóptero, la velocidad hacia delante de la aeronave se controla mediante la inclinación del rotor que genera el vector de empuje hacia adelante o hacia atrás. Inicialmente, la mayor parte de la potencia disponible se aplica a las palas del rotor y las palas del rotor proporcionan la mayor parte de la maniobrabilidad y control de la aeronave. El control de la aeronave se incrementa por las superficies aéreas (por ejemplo, los elevones y las superficies de cola horizontales) debido al torbellino descendente que mejora la eficacia de las superficies aéreas a velocidades de desplazamiento bajas. Los chorros de punta del rotor eliminan la necesidad de un sistema anti-par tal como el rotor de cola o equivalente. Sin embargo, se usan los propulsores diferenciales izquierdo y derecho para tener un control de la guiñada. Estas y otras características se describen en detalle en la patente '608.

En el modo compuesto, las paletas del rotor se descargan gradualmente hasta que esencialmente proporcionan una sustentación cero. La descarga completa tiene lugar a una velocidad predeterminada, a veces denominada como velocidad de conversión. En el modo compuesto, la velocidad de avance de la aeronave se mantiene mediante la aplicación de potencia al reactor convencional para dirigir el escape del motor hacia la región posterior. Las superficies aéreas proporcionan la mayor parte de la maniobrabilidad y control de la aeronave a velocidades más elevadas del modo compuesto. Los controles del plato oscilante del rotor se combinan con los elevones, el timón de dirección y los controles aerodinámicos de cola horizontales, convirtiéndose los controles de las superficies aerodinámicas en dominantes a mayores velocidades mientras que los controles del plato oscilante del rotor reducen su ganancia gradualmente hasta cerca de cero a las velocidades superiores del modo compuesto. El canard es también articulado, de modo que combinado con la cola horizontal, estas superficies aéreas proporcionan toda la sustentación de la aeronave a la velocidad de conversión una vez que todo el peso de la aeronave está soportado por la sustentación generada por la superficies aéreas, las palas del rotor se detienen rápidamente y se bloquean en una posición y la aeronave funciona en el modo de ala fija. Los detalles adicionales en relación con la técnica para detener/arrancar las palas del rotor se describen en, por ejemplo, la Patente de Estados Unidos N° 6.193.464 de Nyhus y Osder, titulada "Active Brake Control For Rotor/Wing Aircraft", que está asignada al asignatario de la presente invención.

En el modo de ala fija, las superficies aéreas y las palas del rotor bloqueadas proporcionan toda la sustentación de la aeronave. El canard y las posiciones de cola horizontales se alinean para permitir que la aeronave se desplace de modo más eficiente a velocidades elevadas. Para controlar la aeronave, se implementa el concepto básico de estabilización y control de la aeronave y se basa en el comando del vector de velocidad deseada de la aeronave. Se usa el control del vector de velocidad para proporcionar un control integrado de la trayectoria de vuelo y la velocidad del rotor de la aeronave en todos los modos de vuelo. El concepto de la estabilización y control básicos de la aeronave usando el vector de velocidad deseada de la aeronave se describe en, por ejemplo, la Patente de Estados Unidos N° 5.001.646 de Caldwell y Osder, titulada "Automated Helicopter Flight Control

System”, que está asignada al asignatario de la presente invención.

Para integrar el control de propulsión y el control de vuelo de la aeronave en el modo compuesto, la patente ‘609 describe un método de control de la velocidad del rotor a través de la modulación de la posición colectiva. Además, la patente ‘608 describe una válvula de desvío para dividir el escape del motor entre los chorros de punta del rotor y la tobera de crucero. Cuando la aeronave está en vuelo estacionario y a velocidades de helicóptero bajas, todo el escape del motor circula hacia los chorros de punta del rotor. Cuando la aeronave se mueve a través del modo compuesto, la válvula de desvío disminuye el flujo a los chorros de punta del rotor y aumenta el flujo a la tobera de crucero. Una vez que la aeronave ha transitado completamente al modo de ala fija, la válvula de desvío se cierra hacia los chorros de punta del rotor y se abre hacia la tobera de crucero.

Un inconveniente de la patente ‘608 se refiere a que la válvula de desvío sea incapaz de dejar salir de modo adecuado el escape del motor durante el modo compuesto haciendo que el motor experimente una condición de estrangulamiento, dando como resultado por ello un calado del motor. El problema es fatalmente intolerable para una aeronave. Otro inconveniente de la patente ‘608 es la dificultad de la determinación de la envolvente de vuelo para una aeronave a reacción de triple modo. Esto es debido a que la envolvente de vuelo para aeronaves de modo de vuelo múltiple es diferente dependiendo del modo de vuelo. Por ejemplo, la trayectoria de vuelo y la velocidad de la aeronave máxima difieren cuando está en modo helicóptero comparándola con el modo en ala fija. También, cuando se está en modo compuesto, la envolvente de vuelo será diferente dependiendo del grado de descarga de las palas del rotor.

SUMARIO DE LA INVENCION

De acuerdo con un aspecto de la presente invención se proporciona una aeronave y un método de acuerdo con las reivindicaciones adjuntas. Una aeronave a reacción de triple modo capaz de transformarse automáticamente desde un modo de helicóptero a un modo compuesto hasta un modo de ala fija sin ninguna intervención de un piloto de la aeronave. La aeronave incluye un fuselaje, un motor turbofan montado dentro del fuselaje para producir un flujo de aire y unas palas de rotor que tienen una diversidad de toberas de escape para la salida del flujo de aire. La aeronave también incluye una válvula de

mástil para la regulación del flujo de aire a la diversidad de toberas de escape de las palas de rotor, una tobera de crucero para la regulación y salida del flujo de aire y un planificador para la planificación de la válvula de mástil y de la tobera de crucero en función de la velocidad del avión y para la supervisión del
5 flujo de aire que se expulsa desde la diversidad de toberas de salida de las palas de rotor, la tobera de crucero, la válvula de mástil y los propulsores laterales para impedir que el turbofan se cale.

Un método de estabilización de una aeronave a reacción de triple modo cuando la aeronave a reacción de triple modo se desplaza en un modo
10 compuesto, que está entre un modo de helicóptero y un modo de ala fija. El método de estabilización de una aeronave a reacción de triple modo incluye la recepción de una diversidad de valores de componentes del vector velocidad y comandos del vector de velocidad derivados de o bien (1) un número de controladores accionados por el piloto o bien (2) una matriz de puntos de
15 control de derrota comandados, que se usan para los vuelos completamente automatizados y un valor de referencia de la velocidad del rotor, que se disminuye con el aumento de la velocidad hacia delante para descargar el rotor, permitiendo de ese modo las condiciones para la detención del rotor en vuelo. La estabilización del vector de velocidad comandado se alcanza en
20 todos los modos de vuelo usando las combinaciones mezcladas de los controles del plato oscilante del rotor y los controles aerodinámicos tales como los elevones, canards, timón de dirección y cola horizontal. El motor turbofan se usa para accionar el rotor y para obtener una propulsión hacia delante, con controles de motor, que incluyen un control del margen de calado activo
25 integrado con los controles de vuelo. En apoyo de la estabilización, la válvula de mástil y la tobera de crucero planificadas dirigen el empuje del motor al rotor o al escape convencional para la propulsión hacia adelante, mientras que el canard y las superficies de cola horizontales se planifican para asegurar la sustentación de la aeronave cuando se descarga el rotor. Las cualidades de
30 vuelo constante se proporcionan en los tres modos de vuelo sin requerir palancas de gas convencionales o controles colectivos. La estabilización del vector de velocidad comandada incluye una diversidad de restricciones de control aplicadas al controlador de la palanca del piloto que impide la penetración en los límites de envoltente.

35 Un método para la planificación de las posiciones del canard y de las

posiciones de la cola horizontal de una aeronave a reacción de triple modo en función de la velocidad de la aeronave para obtener una suave descarga de unas palas de rotor de la aeronave. El método combina un control en bucle cerrado (estabilización) de la actitud de cabeceo de la aeronave con el control en bucle abierto (planificación) de la cola horizontal. El control en bucle cerrado usa un comando $q \dot{}$ (aceleración angular de cabeceo), que es efectivamente un comando de momento de cabeceo que tiene un componente de baja frecuencia y un componente de alta frecuencia. La posición del elevón se determina mediante el componente de alta frecuencia y la posición de la cola horizontal se determina mediante la suma del control en bucle abierto y el componente de baja frecuencia. La frecuencia con la que el control en bucle cerrado se divide entre la cola horizontal y el elevón se determina por la proximidad de la cola horizontal a su posición física límite. Cuando la cola horizontal se aproxima a su posición límite, el valor de división de la frecuencia cambia de modo que el elevón asume más parte de los controles de baja frecuencia. Si la cola horizontal está en su posición límite, la cola horizontal ya no puede proporcionar ya ningún control adicional en bucle cerrado, pero el valor de la división de frecuencia ajustable permiten ahora a los elevones que proporcionen el control en todas las frecuencias mientras se mantiene la cola horizontal en una posición fija.

Un método para la realización de una autorrotación automática de unas palas de rotor de una aeronave a reacción de triple modo en el caso de un fallo en el motor. El método incluye la fijación de una velocidad horizontal de referencia para la aeronave durante su descenso usando la modulación de la actitud de cabeceo para mantener la velocidad horizontal de referencia, usando la modulación de posición colectiva para ayudar a mantener la velocidad del rotor, calculando una altitud de enderezado óptima usando una aceleración vertical aceptable y fijando una reducción en la referencia de velocidad vertical comenzando en la altitud de enderezado y definiendo una deceleración de la velocidad de avance que da como resultado un ángulo apropiado de ataque de las palas del rotor para minimizar la disminución de la velocidad del rotor durante la maniobra de enderezado.

Una ventaja de la presente invención es que se minimizan las oscilaciones no deseables o excesivas de las palas del rotor durante el modo de helicóptero. Otra ventaja es que la velocidad de la aeronave se controla sin

una palanca de gases por separado, simplificando de ese modo las operaciones de la aeronave. La presente invención proporciona una planificación del despliegue inteligente para la válvula de mástil, la tobera de crucero, el canard, la cola horizontal y la referencia de velocidad de las palas de rotor que aumenta la envolvente de vuelo durante el modo compuesto. La
5 válvula de mástil y la tobera de crucero se pueden planificar por separado para proporcionar unas áreas de salida óptimas para el motor a reacción, impidiendo de ese modo la condición de calado del motor que sucede cuando se usa la válvula de desvío única de la patente '608. La presente invención modifica el
10 concepto de estabilización y control de la aeronave básico para mejorar el manejo, la maniobrabilidad y la seguridad de la aeronave. La presente invención añade varias características al control del vector de velocidad.

La presente invención, junto con las características y ventajas adicionales de la misma, se puede comprender mejor con referencia a la
15 descripción a continuación tomada en conexión con los dibujos ilustrativos que la acompañan.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

Se describirá ahora un sistema y un método que implementa las diversas características de la presente invención con referencia a los dibujos.
20 Los dibujos y las descripciones asociadas se proporcionan para ilustrar realizaciones de la presente invención y no limitan el alcance de la presente invención. La referencia en la especificación a "una realización" está dirigida a indicar que se incluye una peculiaridad, estructura o característica particular descrita en conexión con la realización en al menos una realización de la
25 invención. Las apariciones de la frase "en una realización" en varios lugares en la especificación no están todas necesariamente referidas a la misma realización. A través de los dibujos, los números de referencia se vuelven a utilizar para indicar la correspondencia entre los elementos referenciados. Además, la primera cifra de cada número de referencia indica la figura en la
30 que aparece en primer lugar el elemento.

La FIGURA 1 es una vista en perspectiva de una aeronave a reacción de triple modo de acuerdo con la presente invención;

la FIGURA 2 es una vista del lado izquierdo de la aeronave a reacción de triple modo de la FIGURA 1 con un revestimiento transparente para mostrar
35 sus componentes internos;

la FIGURA 3 es una vista del lado izquierdo de los componentes internos de la aeronave a reacción de triple modo de la FIGURA 2;

la FIGURA 4 es un diagrama de bloques general del control del sistema de control de vuelo integrado del canard/rotor/alas y de la propulsión de la presente invención;

la FIGURA 5 es una vista en perspectiva de la palanca de control, que se puede utilizar para efectuar controles de palanca sobre el sistema de control de vuelo y de propulsión integrado de la presente invención;

la FIGURA 6 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra la generación de los comandos de la palanca de control del piloto y los comandos del vector de velocidad relacionados en el modo semiautónomo, en donde el piloto manda el vector de velocidad de la aeronave;

la FIGURA 7 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra la conmutación de los bucles de control entre los diversos modos de vuelo;

la FIGURA 8 un diagrama de bloques simplificado que muestra los comandos de aceleración aplicados a las interfases del actuador por medio de las matrices de desacoplamiento;

la FIGURA 9 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra un sistema de control en bucle cerrado de frecuencia dividida que posiciona las superficies de cola horizontales;

la FIGURA 10 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra un sistema de control mostrando cómo se mantiene la estabilidad cuando la aeronave está en el modo compuesto;

la FIGURA 11 es un gráfico que ilustra los ajustes en la planificación de la válvula de mástil y la tobera de crucero en función del comando de descenso de la velocidad vertical;

la FIGURA 12 muestra la imposición de las restricciones de envolvente a los comandos $\dot{H}$ recibidos de la palanca de control del piloto;

la FIGURA 13 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra el control manual de V_x y las restricciones sobre el valor máximo de $\dot{V}_x$ (aceleración);

la FIGURA 14 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra el control manual de V_y y las restricciones sobre el valor máximo de $\dot{V}_y$ (aceleración);

la FIGURA 15 es un diagrama de bloques simplificado de un sistema de

control de contrapresión y margen de calado con corrección del exceso de temperatura en el gas de escape y lógica de supervisión de fallo del sensor;

la FIGURA 16 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra un bucle de control del eje de cabeceo 1600 para la autorrotación automática de las palas del rotor en el caso de fallo del motor;

la FIGURA 17 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra un bucle de control de posición vertical para la autorrotación automática de las palas del rotor 104 en el caso de un fallo del motor; y

la FIGURA 18 es un estimador de altitud para la determinación de la posición vertical de la aeronave durante la autorrotación automática de las palas del rotor en el caso de fallo del motor.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LAS REALIZACIONES PREFERIDAS

Con referencia ahora más particularmente a los dibujos, la FIGURA 1 es una vista en perspectiva de una aeronave a reacción de triple modo 100 de acuerdo con la presente invención. La aeronave 100 proporciona varias ventajas, progresos y mejoras sobre la patente '608. A partir de la revisión de esta descripción, serán evidentes para el experto en la materia las ventajas, progresos y mejoras.

La aeronave 100 incluye un fuselaje 102 y unas palas de rotor 104 montadas sobre el mismo. Las palas de rotor 104 contienen conductos de flujo 106 y 108, que eliminan la necesidad de un sistema anti-par tal como un rotor de cola o una estructura equivalente. Cada uno de los conductos de flujo 106, 108 sirve para transportar el escape del motor desde el motor a las toberas de salida 110, 112 localizadas en las puntas de las alas del rotor 104. El escape del motor desde los conductos de flujo 106, 108 hace girar las palas del rotor 104 sobre el eje del rotor 114. Las palas del rotor 104 comprenden generalmente bordes de ataque y salida simétricos. En el modo helicóptero, el borde frontal del lado derecho de las palas del rotor 104 se carga y el borde posterior del lado izquierdo de las palas del rotor 104 se carga. De ese modo, la carga simétrica y los bordes de ataque de los palas del rotor 104 proporcionan un funcionamiento eficaz independientemente de la dirección del flujo de aire. Los controles de la placa oscilante del rotor se localizan por debajo del centro de las palas del rotor 104. Un propulsor izquierdo 116 situado en la parte posterior izquierda del fuselaje 102 proporciona un control de

guiñada, tal como lo realiza un propulsor derecho 112 situado en la parte posterior derecha del fuselaje 102.

La aeronave 100 incluye también flaps del canard 120, 122 de las alas del canard izquierda y derecha 124, 126 para obtener la máxima sustentación durante el vuelo a baja velocidad cuando la velocidad de traslación de la aeronave aumenta por encima de aproximadamente 111 km/h (60 nudos). Las alas del canard 124, 126, que son articuladas, se giran para aumentar su ángulo de ataque. Adicionalmente, la aeronave 100 incluye una cola horizontal 128 que tiene dos elevones 130, 132 y dos colas verticales 134, 136 en donde cada cola vertical se fija a los extremos opuestos de la cola horizontal 128. Cada cola vertical 134, 130 tiene un timón de dirección 138, 140. Las alas del canard 124, 126 aumenta la sustentación con la velocidad, tal como lo hace la cola horizontal 128, que también es articulada. Los detalles adicionales en relación con la estructura general mostrada en la FIGURA 1 se describen en, por ejemplo, la Patente de Estados Unidos N° 5.454.530 de Rutherford et ál., titulada "Canard Rotor/Wing", que está asignada al asignatario de la presente invención.

La FIGURA 2 es una vista del lado izquierdo de la aeronave a reacción de triple modo de la FIGURA 1 con un revestimiento transparente para mostrar sus componentes internos. La aeronave 100 tiene un motor turbofan 200, una válvula de mástil 202, una tobera de crucero 204, una tobera de control direccional 206 y tanques de combustible 208. La combinación de la válvula de mástil articulada 202 y la tobera de crucero 204 asegura que el escape del motor tiene unas áreas de escape adecuadas durante el modo compuesto. Además, la aeronave 100 tiene un control de calado activo del motor para asegurar que si las áreas de salida proporcionadas para el motor como resultado de las posiciones de la válvula de mástil y la tobera de crucero no son adecuadas para los márgenes de calado deseados, se proporciona un medio independiente para la modulación del área de escape. El medio puede involucrar la modulación de las posiciones de los propulsores laterales 116, 118.

La FIGURA 3 es una vista del lado izquierdo de los componentes internos de la aeronave a reacción de triple modo de la FIGURA 2. El brazo de momento del chorro de punta y su producto por las fuerzas del chorro de punta es igual al momento que acciona las palas del rotor.

La FIGURA 4 es un diagrama de bloques de control general del sistema de control de vuelo integrado del canard/rotor/alas y propulsión de la presente invención. El sistema de control de vuelo 400 realiza la estabilización del vector de velocidad de referencia y el paso del control desde los modos de guiado a los modos pilotados. Los modos de guiado proporcionan un control de la misión totalmente autónomo. Los modos pilotados permiten el control de la aeronave 100 cuando el piloto está a bordo así como cuando el piloto se sitúa remotamente. Por ejemplo, un piloto situado remotamente puede controlar una versión sin piloto de la aeronave 100 mediante la introducción o programación del vector de velocidad de referencia para controlar y maniobrar la aeronave 100 en un modo semiautónomo. El modo semiautónomo estabiliza continuamente el vector de velocidad de referencia, que usa los bucles internos de control 414 para entregar comandos de fuerza y momento a los controles del rotor, los controles de los elevones, los controles del timón horizontal, los controles de gases (por ejemplo, controlador de combustible del motor) y los propulsores laterales diferenciales 116, 118. Se pueden introducir las restricciones de la envolvente de vuelo en las entradas de comando de aceleración del piloto para imponer límites a los gradientes de control de los comandos de la palanca para impedir que el aeronave 100 se introduzca dentro de velocidades de avance, velocidades laterales o velocidades verticales no seguras.

Los comandos del vector de velocidad 406 se entregan desde el modo totalmente autónomo o en el modo semiautónomo. En el modo totalmente autónomo, los comandos del vector velocidad 406 se derivan de los errores del vector de posición en el que el guiado se basa en una matriz de puntos de control de derrota en 3 dimensiones. En el modo semiautónomo, los comandos del piloto de aceleración del vector de velocidad se introducen por medio de los comandos de la palanca 402. Los comandos de aceleración se integran en las leyes de control del vector de velocidad 410 para producir comandos de velocidad, que son análogos a los comandos del vector de velocidad 406 usados en el modo totalmente autónomo. Por lo tanto, las leyes de control del vector de velocidad 410 pueden recibir entradas tanto desde las entradas del piloto como desde las entradas de los puntos de control de derrota sin ninguna adaptación significativa de las leyes de control.

Con un ordenador de misión actual, el vector de posición se introduce en

la función de guiado automático de los algoritmos de control de vuelo y navegación integrados 420 (IFNC, del inglés “Integrated flight and navigation control”). Los algoritmos IFNC 420 calculan los errores de los puntos de control de posición de derrota deseados y usan los errores para comandar las

5 correcciones del vector de velocidad mediante la producción y salida de comandos de velocidad. Las velocidades medidas reales se miden usando el bloque inercial / GPS 418. La diferencia entre los comandos de velocidad y las velocidades medidas reales (V_x , V_y , V_z) son los errores de velocidad, que se aplican al bloque de transformación de coordenadas de estabilización de

10 actitud 412 por medio del bloque de la ley de control del vector de velocidad 410. Los detalles adicionales en relación con el bloque de transformación de coordenadas de estabilización de actitud 412 se describen en la patente ‘608 y en la patente ‘646. Los comandos de la palanca 402, generados por la palanca de control, son comandos de aceleración en 3 ejes que se aplican a

15 integradores, que producen los comandos de velocidad y un comando de velocidad en el eje de guiñada que proporciona los cambios de rumbo. Cuando las velocidades medidas reales se suman con los comandos de velocidad generados o bien manualmente o bien automáticamente, se obtienen los errores de velocidad y se aplican al bloque de la ley de control del vector de

20 velocidad 410. El bloque de la ley de control del vector de velocidad 410 genera los comandos de actitud de cabeceo θ_{cmd} , los comandos de actitud de alabeo κ_{cmd} , los comandos de rumbo Ψ_{cmd} y comandos $w \dot{}$ (aceleración vertical en el eje del cuerpo) para reducir los errores de velocidad a cero. El bloque de la ley de control del bucle interior 414 genera los comandos de aceleración angular y

25 lineal $p_{cmd \dot{}}$, $r_{cmd \dot{}}$, $w_{cmd \dot{}}$, en donde p es la velocidad de alabeo, q es la velocidad de cabeceo, r es la velocidad de guiñada y $w \dot{}$ es la aceleración vertical en el eje del cuerpo.

El bloque de planificación inteligente y de actuación de control en bucle cerrado 430 proporciona los comandos de planificación de posición y

30 despliegue a los gases del motor (por ejemplo, al control de combustible), a la referencia de velocidad de las palas del rotor, al freno del rotor (activado durante la parada del rotor), a los flaps del canard 120, 122, a las alas del canard izquierda y derecha 124, 126, a la cola horizontal 128, a los elevones 130, 132, a los timones horizontales 138, 140, al motor turbopan 200, a la

35 válvula de mástil 202, a la tobera de crucero 204 y a la tobera de control

direccional 206. Por ejemplo, el bloque de planificación inteligente 430 proporciona una planificación de despliegue inteligente para las alas del canard 124, 126 y la cola horizontal 128 para aumentar la envolvente de vuelo durante el modo compuesto y para minimizar las variaciones de las palas del rotor 104 durante el modo del helicóptero. Además, las alas del canard 124, 126 y la cola horizontal 128 se pueden alinear con el torbellino vertical del rotor para minimizar las pérdidas adversas de sustentación del rotor debido a la incidencia del torbellino vertical del rotor sobre estas superficies durante el vuelo estacionario en modo de helicóptero. Los timones horizontales 138, 140 se planifican en función de la velocidad de la aeronave para minimizar el flujo de deslizamiento lateral de las palas del rotor 104, minimizando así la necesidad de volar con deslizamiento lateral. Las planificaciones de despliegue inteligente para las colas horizontales 128 y los timones de dirección 138, 140 se pueden incrementar mediante los controles en bucle cerrado que proporcionan la estabilización de la aeronave. En particular, la planificación de la posición del estabilizador horizontal a bajas velocidades de helicóptero contribuye a la descarga de la mayor parte del control del equilibrado de cabeceo desde las variaciones del rotor al control de cola horizontal para reducir la cantidad de oscilaciones del rotor necesarias para mantener el control del cabeceo.

El bloque de planificación inteligente 430 proporciona los comandos de planificación de posición y despliegue a la válvula de mástil 202 y a la tobera de crucero 204 para compensar los efectos de acoplamiento adversos del control de velocidad del rotor con el control de trayectoria de vuelo y con el control de la velocidad de avance de la aeronave. La compensación de los efectos de acoplamiento adversos se lleva a cabo mediante la planificación de las posiciones de la válvula de mástil 202 y de la tobera de crucero 204 en función de los comandos de velocidad tanto de avance como vertical. Los comandos de velocidad de avance y vertical se generan mediante los comandos de la palanca 402 asociados con el modo de control del vector de velocidad. Cuando la aeronave 100 se ha comandado para descender, la válvula de mástil 202 se incrementa para una velocidad de avance dada, que requiere que se aumente el equilibrio de la válvula del control colectivo. Esto aumenta la autoridad del control de velocidad del rotor, impidiendo de ese modo que el control colectivo toque fondo. Si el control colectivo toca fondo, tiene lugar el acoplamiento adverso entre los bucles de control de trayectoria de vuelo y de velocidad de

avance y se puede reducir la velocidad del rotor drásticamente por debajo de límites mínimos.

La FIGURA 5 es una vista en perspectiva de la palanca de control 402, que se puede utilizar para adoptar los comandos de palanca para el sistema de control de vuelo y propulsión integrado 400 de la presente invención. El movimiento de la palanca de control 402 transmite los comandos al sistema de control de vuelo y propulsión integrado 400. Los movimientos de control indicados mostrados son para vertical, guiñada, cabeceo y alabeo y se indican mediante las flechas de dirección apropiadas. Por ejemplo, el posicionamiento delante-atrás de la palanca comanda las aceleraciones de avance proporcionales y el posicionamiento arriba abajo de la palanca vertical comanda las aceleraciones verticales proporcionales.

La palanca de control 402 es preferiblemente un controlador de la técnica actual de palanca de 3 ejes o de 4 ejes. En una realización, el controlador de la palanca es una palanca de control controlada de modo activo en la que las fuerzas de la palanca o gradientes de control se cambian continuamente en función de la respuesta de la aeronave a los comandos de la palanca de control del piloto. Por ejemplo, si los comandos de la palanca de control del piloto inducen a la aeronave 100 para penetrar en los límites de la envolvente de la aeronave, los gradientes de control realizarán ajustes en los comandos de modo que la aeronave 100 no penetrará en los límites de la envolvente. Esto asegura que se mantienen los límites de seguridad de la aeronave 100 independientemente de los comandos de la palanca de control del piloto. Los límites de la envolvente se pueden basar en características estructurales, atributos de rendimiento o disponibilidad de potencia de la aeronave 100. La palanca de control 410 puede estar sustentada de modo que pueda moverse mediante un soporte 504.

Con referencia de nuevo a la FIGURA 4, se usa un controlador de palanca de 4 ejes típico para controlar la aeronave 100 durante todos los modos de vuelo. Por consiguiente, la palanca de control 402 comanda el estado deseado de la aeronave y el sistema de control de vuelo y propulsión integrado 400 determina qué dispositivos de generación de fuerza y momento (por ejemplo, el plato oscilante y las superficies aéreas) se actúan. Por lo tanto, se consigue el control de la aeronave 100 usando la palanca de control 402 sin ninguna palanca de gases separada, simplificando así el control de la aeronave

100. La salida de la matriz de desacoplamiento 426 en la matriz de distribución del actuador 428 es para asegurar que los comandos de las 3 aceleraciones angulares y de la aceleración lineal resultado de la salida del bucle interior, producen los movimientos deseados sin acoplamientos cruzados no deseables.

- 5 Para los controles de aceleración de avance, se activan diferentes dispositivos de generación de fuerza y momento mediante el sistema de control de vuelo y propulsión integrado 400 para el modo de helicóptero comparados con los dispositivos actuados en el modo compuesto o el modo de ala fija. Por consiguiente, el piloto experimenta una respuesta de maniobra consistente en
10 todos los modos de vuelo.

Un bloque de compensación (véase la FIGURA 10) incluye un número de compensadores que impiden las relaciones de fase adversas entre excursiones de velocidad verticales y las excursiones de velocidad de avance. Los compensadores proporcionan anchos de banda en bucle cerrado
15 consistentes tanto para los bucles verticales (a través de la modulación de cabeceo) como para los bucles de avance (a través de la regulación del motor) por medio del uso de compensación de fase en el bucle de regulación del motor y por medio de compensaciones de ganancia en función de las posiciones del control en el bucle de control de velocidad del rotor 1004.

- 20 Se comenta continuación una breve descripción de cada modo de funcionamiento.

Modo de funcionamiento como helicóptero

El modo funcionamiento como helicóptero es cuando la aeronave 100
25 está viajando a una velocidad de avance de entre 0 a 148 km/h (0 nudos y 80 nudos). A veces, el modo de funcionamiento como helicóptero se puede dividir en dos submodos: un modo de helicóptero puro o modo de baja velocidad, que es cuando la aeronave 100 está viajando a una velocidad de avance de entre 0 a 37 km/h (0 nudos a 20 nudos) y un modo de helicóptero incrementado, que
30 es cuando la aeronave 100 está viajando a una velocidad de avance de entre 37 km/h y 148 km/h (20 nudos y 80 nudos).

En el modo de helicóptero puro, la válvula de mástil 202 está completamente abierta y la tobera de crucero 204 está completamente cerrada. El motor 200 se regula para proporcionar una velocidad de rotor constante.
35 Para impedir que el motor 200 se cale, el sistema de control de vuelo 400

incluye un control activo del margen de calado 440 que modula la abertura y cierre de los propulsores 116, 118. El control activo del margen de calado 440 calcula un margen de calado activo a partir de varias variables medidas incluyendo la relación de presión de ventilador instantánea. La diferencia entre
5 el margen de calado deseado y el margen de calado medido (estimado) genera un comando de control de contrapresión. El control del margen de calado (también denominado como control de contrapresión) comanda una proporción de cambio del área de escape efectiva 206 vista por el motor 200. El área de escape de la tobera de control direccional regula la contrapresión del motor. El
10 colector del rotor proporciona un control de ruta en vuelo vertical y el ciclo del rotor proporciona el control de velocidad lateral y longitudinal a través del control de la aceleración angular generada por el bucle interior 414.

En el modo de helicóptero incrementado, la válvula de mástil 202 está completamente abierta y la tobera de crucero 204 está parcialmente abierta
15 para un empuje auxiliar. El motor 200 se regula para proporcionar una velocidad del rotor constante a través del control del bucle cerrado del error de velocidad del rotor, que es la diferencia entre la velocidad de referencia del rotor y la velocidad del rotor medida real. El área de la tobera de control direccional 206 regula la contrapresión del motor. Las alas del canard 124, 126
20 y la cola horizontal 128 se planifican para alinearse con el torbellino descendente de las palas del rotor 104. Se activan los elevones 130, 132 y los timones horizontales 138, 140. El colector del rotor proporciona un control de la trayectoria de vuelo vertical y el ciclo del rotor proporciona los controles de momento lateral y longitudinal según se comandan por el bucle interior 414.

25 En modo de funcionamiento como helicóptero estacionario o a baja velocidad, el sistema de control de vuelo 400 alinea las alas del canard 124, 126 con la horizontal 128 con el flujo del torbellino descendente de las palas del rotor 104 para minimizar la pérdida de sustentación de las palas del rotor 104 debido al flujo del torbellino descendente de las palas del rotor 104 sobre las
30 superficies de las alas del canard 124, 126 y la cola horizontal 128. Además, el sistema de control de vuelo 400 controla los timones horizontales 138, 140 basándose en la velocidad de viaje de la aeronave para minimizar el deslizamiento lateral o guiñada de la aeronave 100 debido al flujo de deslizamiento lateral de las palas del rotor 104 sobre las superficies de los
35 timones horizontales 138, 140. El control de guiñada se realiza con una mezcla

de propulsores diferenciales laterales 116, 118 y timones horizontales 138, 140. El sistema de control de vuelo 400 incluye un bucle de control de trayectoria de vuelo, que incluye la ley de control del vector de velocidad 410 y la estabilización de actitud / transformación de coordenadas 412. El bucle de control del trayectoria de vuelo supervisa y ajusta las posiciones de las alas del canard 124, 126, la cola horizontal 128 y los timones horizontales 138, 140 para asegurar que la aeronave 100 mantiene una trayectoria de vuelo estable. La trayectoria de vuelo estable, definida por los componentes del vector de velocidad, se comanda desde la palanca del piloto o el guiado proporcionado por la matriz de puntos de control de derrota de los modos autónomos.

Durante el vuelo estacionario y a baja velocidad, el canard 124, 126 y la cola horizontal 128 se sitúan, por medio de una planificación, principalmente para mantener la alineación con el flujo del torbellino descendente del rotor, minimizando de ese modo la detracción de la sustentación del rotor cuando este flujo incide sobre estas superficies. Cuando la aeronave 100 viaja por encima de aproximadamente 37 a 56 km/h (20 a 30 nudos), la posición de la cola horizontal 128, que se planificó previamente con el planificador del canard para alinearse con el flujo del torbellino descendente del rotor, ahora se convierte en una parte más importante de bucle cerrado de estabilización de actitud / transformación de coordenadas 412, la ley de control de bucle interior 414 y la actuación de la superficie contenida en el bloque 430. A estas velocidades, la posición de la cola horizontal 128 se planifica para mantener un equilibrio óptimo de la aeronave conjuntamente con la planificación del canard 124, 126. La planificación del canard es una función de la velocidad del aire, con el canard 124, 126 y la cola horizontal 128 planificadas para aumentar su ángulo de ataque y por ello asumir un porcentaje mayor de la sustentación total. Además de la planificación de la cola horizontal 128 o posicionamiento en bucle abierto de la cola horizontal 128, el posicionamiento de la cola horizontal 128 se convierte también en parte del bucle cerrado de estabilización de actitud / transformación de coordenadas 412 y de la ley de control de bucle interior 414.

La ley de control de la cola horizontal añade a los componentes de largo plazo del comando de estabilización de cabeceo, comando $\dot{q}$, que se muestra como el componente de cabeceo de la ley de control del bucle interior 414. Los componentes del comando $\dot{q}$ se dividen en función de la

frecuencia de modo que los elevones 130, 132 asumen la parte de alta frecuencia de la ley de control y la cola horizontal 128 proporciona los componentes de baja frecuencia de acuerdo con la ecuación a continuación. El símbolo del comando $\dot{q}$ es QDC. La parte de alta frecuencia que va a los elevones 130, 132 es $QDC_{\text{Elevón}} = QDC * (\tau_s / \tau_s + 1)$ y la parte de baja frecuencia que va a la cola horizontal es $QDC_{\text{Cola}} = QDC / (\tau_s + 1)$, en donde la constante de tiempo τ es variable y se hace infinita si la cola horizontal 128 alcanza su posición límite de aproximadamente 50 grados. Si se alcanza la posición límite, la parte de baja frecuencia de la ley de control es asumida por los elevones 130, 132 de modo que el control de cabeceo permanece estable incluso aunque la cola horizontal 128 haya alcanzado su posición límite. Una forma de dividir la frecuencia deseada es usar la ecuación $\tau = 4,5 + (10/50 - \delta_\tau)$, donde δ_τ es la posición de la cola horizontal, para el cálculo de la constante de tiempo cuando la posición de la cola horizontal se aproxima a 50 grados. Los controles aerodinámicos a través de los elevones 130, 132 y la cola horizontal 128 minimizan el momento de equilibrado requerido de los controles del plato oscilante y de ahí minimiza la cantidad de oscilaciones del rotor, que es una contribución importante a la mejora de la vida por fatiga de las palas del rotor.

20 Modo de funcionamiento compuesto

El modo de funcionamiento compuesto es cuando la aeronave 100 está viajando a una velocidad de avance de entre 111 a 148 km/h y 259 km/h (60 a 80 nudos y 140 nudos). En el modo de funcionamiento compuesto, el sistema de control de vuelo 400 controla los platos oscilantes del rotor, las alas del canard 124, 126, los elevones 130, 132, los timones horizontales 138, 140 y la cola horizontal 128. La velocidad de avance de la aeronave 100 ya no se mantiene mediante la oscilación del vector de empuje del rotor hacia adelante o atrás, como en el modo de helicóptero, sino más bien mediante la dirección y cantidad incrementada de flujo de aire del motor 200 a través de la tobera de escape 204 y el control de la velocidad de avance a través de la ley de control de gases en bucle cerrado (véase también la FIGURA 10).

La válvula de mástil 202 se planifica para cerrar con el aumento de velocidad de la aeronave 100 y la tobera de crucero 204 se planifica para abrir con el aumento de la velocidad de la aeronave 100. Cuando la aeronave 100 se ha comandado para descender, la válvula de mástil 202 se planifica para

abrir parcialmente y la tobera de crucero 204 se planifica para cerrar parcialmente. La planificación de la válvula de mástil 202 y de la tobera de crucero 204 en función tanto del comando de velocidad de avance como del comando de velocidad vertical permite al motor 200 proporcionar un intervalo
5 adecuado de control para una velocidad de rotor estable. El comando de velocidad de avance y el comando de velocidad vertical se generan mediante los comandos de palanca 406 que se asocian con el comando del vector de velocidad. La velocidad de las palas del rotor se controla ahora mediante la modulación del cabeceo colectivo y esta referencia de velocidad se planifica
10 para disminuir con el aumento de la velocidad de la aeronave 100. La contrapresión del motor se regula mediante las toberas de control direccionales 206, que se cierran parcialmente. Los comandos de actitud de cabeceo controlan la trayectoria de vuelo vertical. La ganancia del control del plato oscilante del rotor se reduce con el incremento de velocidad de la aeronave
15 100 y las ganancias de las superficies aéreas se aumentan con el aumento de la velocidad de la aeronave 100.

Además, las alas del canard 124, 126 y la cola horizontal 128 se planifican para descargar las palas del rotor 104 y para compensar los efectos de acoplamiento adversos del control de velocidad del rotor con el control de
20 trayectoria de vuelo y con el control de velocidad de avance de la aeronave. La descarga de las palas del rotor 104 se puede predecir basándose en la deflexión δC del canard 124, 126, en la deflexión δT de la cola horizontal 128, la altitud, la velocidad y el peso de la aeronave 100. En esta realización, se realiza un ajuste final de calibrado a la deflexión del canard δC antes de que se
25 detengan las palas del rotor 104.

Después de que el sistema de control de vuelo 400 determina que la deflexión δC del canard, la deflexión δT de la cola horizontal y la velocidad de la aeronave 100 están dentro del intervalo de descarga, se inicia una corrección de calibrado final de la sustentación superficial mediante el piloto o el
30 controlador remoto. El sistema de control de vuelo 400 compara el ángulo instantáneo de ataque α con un ángulo de ataque de referencia α_{ref} , que es el ángulo de ataque deseado. El ángulo de ataque deseado se determina por la altitud y peso de la aeronave 100. En una realización, el ángulo deseado de ataque es 0 grados. Si el ángulo instantáneo de ataque α es mayor que el
35 ángulo de ataque de referencia α_{ref} , entonces la posición de las alas del canard

124, 126 se mueven hacia arriba con una velocidad lenta y gradual haciendo que la actitud de cabeceo y el ángulo instantáneo de ataque α disminuya hacia el ángulo de ataque deseado. De modo similar, si el ángulo instantáneo de ataque α es menor que el ángulo de ataque de referencia α_{ref} , entonces la

5 posición de las alas del canard 124, 126 se mueven hacia abajo con una velocidad lenta y gradual haciendo que la actitud de cabeceo y el ángulo instantáneo de ataque α aumenten hacia el ángulo de ataque deseado. Cuando la aeronave 100 alcanza la velocidad de conversión de aproximadamente 222 a 259 km/h (120 a 140 nudos), las palas del rotor 104

10 proporcionan esencialmente una sustentación cero de la aeronave 100 y las alas del canard 124, 126 se ajustan para alcanzar un ángulo de ataque de 0. Además, la válvula de mástil 202 se cierra, y en este punto, se inicia el frenado del rotor y cuando la velocidad de las palas del rotor se reduce suficientemente, se activa el equilibrado del rotor.

15

Modo de funcionamiento de ala fija.

El modo de funcionamiento de ala fija es cuando la aeronave 100 está viajando a una velocidad de avance de entre 222 a 259 km/h (120 a 140 nudos) y superior. En el modo de funcionamiento de ala fija, la válvula de mástil 202

20 está completamente cerrada, la tobera de crucero 204 está completamente abierta y las toberas de control direccional 206 están cerradas. Las palas del rotor 104 están bloqueadas en su lugar. La contrapresión del motor se regula ahora mediante la tobera de crucero 204 de modo que el control de margen de calado en bucle cerrado ya no se necesita y la velocidad de avance se controla

25 mediante los gases. La sustentación de la aeronave 100 se genera por las superficies aéreas. En una realización, las alas del canard 124, 126 y la cola horizontal 128 se programan hacia abajo. La actitud de cabeceo de la aeronave se ajusta para alcanzar un ángulo positivo de ataque con respecto al ala fija.

La FIGURA 6 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra la

30 generación de los comandos de la palanca de control del piloto y los comandos del vector de velocidad relacionados en el modo semiautónomo, en el que el piloto comanda el vector de velocidad de la aeronave. El diagrama de bloque ilustra el flujo del comando y los datos de estabilización para los dispositivos de generación de fuerza y momento. La H se refiere al modo de helicóptero, la C

35 se refiere al modo combinado y la F se refiere al modo de ala fija. El modo de

helicóptero se puede dividir en un modo de baja velocidad y un modo de giro coordinado en el que la transición desde el modo de baja velocidad al modo de giro coordinado tiene lugar a entre 37 a 56 km/h (20 y 30 nudos). La variable HP indica el modo de helicóptero puro y la variable HA indica el modo de helicóptero incrementado. La aeronave 100 permanece en el modo de giro coordinado durante el régimen de velocidad completo por encima de la velocidad de transición. El control de la velocidad del rotor usa la regulación del motor en el modo de helicóptero y conmuta a control por el colectivo en el modo compuesto. El bucle de estabilización produce tres comandos de aceleración angular, por ejemplo un comando de aceleración angular de cabeceo (QDC), un comando de aceleración angular de alabeo (PDC) y un comando de aceleración angular de guiñada (RDC) y un comando de aceleración lineal, por ejemplo un comando de aceleración vertical (WDC).

Los comandos de la palanca de control (por ejemplo, deflexión de la palanca la dirección x $\delta_{\text{palanca}(x)}$, deflexión de la palanca la dirección y $\delta_{\text{palanca}(y)}$, deflexión de la palanca la dirección z $\delta_{\text{palanca}(z)}$, deflexión de la palanca en la dirección de guiñada $\delta_{\text{palanca}(\text{guiñada})}$) son entradas a los bloques de control 602, 604, 606, 608, respectivamente. Los bloques de control 602, 604, 606, 608 determinan continuamente la envolvente de vuelo basándose en el modo de vuelo y en el vector de velocidad y limitan los comandos de la palanca de control del piloto basándose en la envolvente de vuelo. Cada bloque de control determina si la velocidad de cambio del comando de la palanca de control respectivo se está aproximando a su límite instantáneo para el modo de vuelo particular. Si la deflexión de la palanca de control o la fuerza aplicada se aproxima a su límite instantáneo, entonces el bloque de control ajusta el vector de velocidad para asegurarse de que la aeronave 100 no va más allá de su envolvente de vuelo. El ajuste a las variables del vector de velocidad se realiza globalmente en proporción a la magnitud de los comandos de la palanca de control y la proximidad de la aeronave a la envolvente de vuelo. En una realización, el sistema de control de vuelo 400 genera una señal, por ejemplo una alarma audible o un mensaje sintetizado de voz, para el piloto cuando ha tenido lugar un ajuste de la trayectoria de vuelo. La señal notifica al piloto la razón del cambio en la trayectoria de vuelo.

Las salidas de los bloques de control 602, 604, 606 son entradas para

los filtros del modelo 610, 612, 614, respectivamente. Los filtros de modelo 610, 612, 614 se usan para conformar los comandos de modo que la aceleración de la aeronave que sigue sea suave. Se usa un conmutador 616 para conectar el bloque de control 604 al filtro de modelo 612. El conmutador 616 está en una
5 posición cerrada 616a, cuando la aeronave 100 está en el modo de helicóptero puro y en una posición abierta 616b cuando la aeronave 100 está en el modo de helicóptero incrementado. Cuando el conmutador 616 está en la posición abierta 616b, la entrada del filtro de modelo 612 se conecta a tierra, implicando que el comando y de palanca se hace 0. Se usa un conmutador 618 para
10 conectar el bloque de control 604 a un bloque de estabilización de alabeo 620. El conmutador 618 está en una posición abierta 618a cuando la aeronave 100 está en el modo de helicóptero puro, y en una posición cerrada 618b, cuando la aeronave 100 está en el modo de helicóptero incrementado. Cuando el conmutador 618 está en la posición cerrada 618b, la salida del bloque de
15 control 604 se conecta a la entrada del bloque de estabilización de alabeo 620. El bloque de estabilización de alabeo 620 produce el comando de aceleración angular de alabeo (PDC).

Cuando la aeronave 100 está en el modo de helicóptero puro, la salida del bloque de control 608 se conmuta a través del conmutador 622 para
20 producir un comando de velocidad de guiñada, que se usa para controlar la velocidad de cambio del rumbo. Cuando la aeronave 100 está en el modo de helicóptero incrementado, la salida del bloque de control 608 se conmuta a través del conmutador 622 para producir un comando de deslizamiento lateral, que se usa para comandar la guiñada mientras el rumbo del vector de
25 velocidad se mantiene automáticamente.

Las salidas de los filtros de modelo 610, 612 son entradas a un bloque de transformación de cuerpo a inercial 624. Además, el $\sin(\Psi)$ y el $\cos(\Psi)$ son también entradas para el bloque de transformación de cuerpo a inercial 624 los
30 detalles adicionales en relación con el bloque de transformación de cuerpo a inercial 624 se describen en, por ejemplo, la patente '646. Las salidas del bloque de transformación de cuerpo a inercial 624 se alimentan en integradores 626, 628 cuya salida se alimenta a sumadores 630, 632. Las salidas de los sumadores 630, 632 alimentan a un bloque de transformación inercial a cuerpo
35 inercial a cuerpo 634 se describen en, por ejemplo, la patente '646. Las salidas

del bloque de transformación inercial a cuerpo 604 son una señal de error de velocidad x (V_{xerr}) y una señal de error de velocidad y (V_{yerr}). Cuando la aeronave 100 está en el modo de giro coordinado, la señal de error de velocidad y (V_{yerr}) tiene un valor de 0.

5 La salida del filtro de modelo 614 se alimenta en un integrador 636, que produce la $Hdot_{cmd}$. El sumador 638 introduce en su lado izquierdo la $Hdot_{cmd}$ e introduce en su lado superior la velocidad de la aeronave $Hdot$. Así, el sumador 638 resta la velocidad vertical de la aeronave $Hdot$ de $Hdot_{cmd}$ para producir un error de $Hdot$, que representa la desviación de la velocidad vertical deseada. La
10 salida del sumador 638 se introduce en un bloque de ley de control de $Hdot$ 640, que contiene los términos proporcional más integral. La salida del bloque de la ley de control de $Hdot$ se introduce en un bloque de transformación de inercial a cuerpo 642, que produce la $Wdot_{cmd}$. La $Wdot_{cmd}$ es la versión en el eje del cuerpo de un comando de aceleración vertical y se envía al control
15 colectivo en el modo de helicóptero o a la estabilización de actitud de cabeceo en los modos compuesto y de ala fija.

La FIGURA 7 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra la conmutación de los bucles de control entre los diversos modos de vuelo. Mirando ahora a la parte superior izquierda de la FIGURA 7, la velocidad real del rotor (Ω) se introduce en el bloque de control de velocidad del rotor 438,
20 que determina la velocidad del rotor apropiada y segura para la aeronave 100, y produce un comando para el control colectivo del rotor 708 estando en el modo compuesto o para el control de regulación del motor 710 para ajustar la velocidad del rotor en el modo de helicóptero. Un comando predictivo del
25 colectivo 702 se introduce en el control colectivo del rotor 708 para ayudar a minimizar los errores en los controles del bucle cerrado.

El comando de la palanca de control (es decir, la deflexión de la palanca en la dirección x $\delta_{palanca}(x)$) se introduce en el bloque de control 704, que produce un comando tanto al control de gases 710 en los modos compuesto y
30 de ala fija como al bloque de estabilización de cabeceo 712 en el modo de helicóptero. Un comando de predicción de cabeceo 705 se introduce en el bloque de estabilización de cabeceo 712, para incrementar el control en bucle cerrado del bucle de velocidad. El comando de la palanca de control (es decir, la deflexión de la palanca en la dirección z $\delta_{palanca}(z)$), después del apropiado
35 filtrado e integración, se introduce en el bloque de control 640, que produce un

comando de aceleración vertical (WDC) para el bloque de control del colectivo del rotor 708 en el modo de helicóptero o al bloque de estabilización de cabeceo 712 en los modos compuesto y de ala fija. El comando de la palanca de control (es decir, la deflexión de la palanca en la dirección y $\delta_{\text{palanca}(y)}$) se introduce en el bloque de control 706, que produce un comando para el bloque de estabilización de alabeo 620 en el modo de helicóptero. El comando de la palanca de control 608 (es decir, la deflexión de la palanca en la dirección de guiñada $\delta_{\text{palanca}(\text{guiñada})}$) se introduce en un bloque de estabilización de guiñada 714 en donde el comando actúa como un comando de velocidad de guiñada en el modo de helicóptero a baja velocidad o como un comando de deslizamiento lateral en el modo de giro coordinado, que se activa para velocidades mayores de aproximadamente 37 a 56 km/h (20 a 30 nudos). La entrada de la palanca lateral 604 se convierte en un comando de velocidad lateral proporcional, después del filtrado, transformación de coordenadas 624 e integración 628. A continuación de otra transformación de coordenadas desde inercial de vuelta a coordenadas del eje del cuerpo 634, se genera un error de velocidad lateral. El error de velocidad lateral genera un comando de alabeo en el bloque de estabilización de alabeo 620 cuando se está en el modo de helicóptero por debajo de la velocidad de coordinación de giro. Cuando las velocidades son suficientemente grandes para activar la coordinación de giro, el comando de la palanca lateral 604 se aplica directamente al bloque de estabilización de alabeo 620, en el que aparece como un comando de velocidad de alabeo. La salida del bloque de estabilización de alabeo 620 es un comando de aceleración de alabeo (PDC).

La FIGURA 8 es un diagrama de bloques simplificado que muestra los comandos de aceleración aplicados a las interfaces del actuador a través de las matrices de desacoplamiento (este tipo de desacoplamiento se denomina a veces como inversiones de matriz B). El desacoplamiento se realiza por los bloques de la matriz, que producen unos comandos de posición específicos para los actuadores de control, por ejemplo, los actuadores del plato oscilante, los actuadores de los elevones y los actuadores de los timones horizontales. Se describen detalles adicionales en relación con las matrices de desacoplamiento en, por ejemplo, la patente '646. La función de inversión de la matriz se usa para obtener las combinaciones precisas de platos oscilantes y superficies aerodinámicas que producen la aceleración específica comandada.

La integración de los controles del plato oscilante del rotor y de los controles aerodinámicos se lleva a cabo mediante la técnica de desacoplamiento y la función de ganancia. Los bloques de control de ganancia 802, 804 se usan para añadir controles aerodinámicos a los controles del plato oscilante del helicóptero y para especificar que la ganancia del rotor es 100 por ciento y la ganancia de la superficie aérea es 0 por ciento cuando la aeronave está en vuelo estacionario. Cuando la velocidad de avance de la aeronave 100 aumenta, la ganancia del rotor se disminuye en proporción al aumento en la ganancia de la superficie aérea. La ganancia de los bloques de control 802, 804 también determina la eficacia del momento de la superficies en función de la presión dinámica (Q) en esa superficie, que incluye los efectos del flujo de torbellino descendente. Los detalles en relación con la matriz de comando 818 del actuador del plato oscilante se describen, por ejemplo, en la Patente de Estados Unidos N° 5.850.615 de Osder, titulada "Rotor Blade Swashplate-Axis Rotation and Gyroscopic Moments Compensator", que está asignada al asignatario de la presente invención.

La FIGURA 9 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra un sistema de control en bucle cerrado de frecuencia dividida 900 que posiciona las superficies de cola horizontales. El sistema de control de frecuencia dividida 900 usa un filtro de frecuencia de división proporcional continuo para transferir el control del momento de cabeceo en estado estable de los elevones 130, 132 al actuador de cola horizontal 1. El filtro de división de frecuencia da a los elevones 130, 132 el control del espectro de frecuencia por encima de frecuencias de aproximadamente 0,318 Hz (2,0 radianes/segundo) y da al control del actuador de cola horizontal el espectro de frecuencia por debajo de frecuencias de aproximadamente 0,318 Hz (2,0 radianes/segundo). La constante de tiempo t del filtro de división de frecuencia ajusta cuando la cola horizontal 128 se aproxima a su posición límite de aproximadamente 50 grados.

Están involucrados varios controles en la planificación de las posiciones del actuador en función de la velocidad de avance. Por ejemplo, las planificaciones pueden incluir las alas del canard 124, 126, la cola horizontal 128, la válvula de mástil 202, la tobera de crucero 204 y la referencia de velocidad del rotor. La cola horizontal 128 se planifica en función de la velocidad y se posiciona de acuerdo con la ley de control en bucle cerrado de

estabilización de cabeceo. La función de planificación se añade a la función de bucle cerrado.

Mirando ahora a la parte superior izquierda de la FIGURA 9, la velocidad de desplazamiento medida de la aeronave (V) y la deflexión medida del canard (δC) se introducen en un bloque de ganancia 902, que determina y produce una señal de referencia $F(V)$, que expresa una deflexión de la cola horizontal planificada a la velocidad V . La FIGURA 9 muestra la combinación de la planificación en bucle abierto para la cola horizontal tal como se deriva del bloque 902, con los elementos del bucle cerrado derivados del comando de estabilización de cabeceo (QDC). El bloque 430 (FIGURA 4) muestra los actuadores de control de la aeronave, incluyendo la función del actuador de la cola horizontal, que se describe con referencia a la FIGURA 9. Se aplica una función de la velocidad de avance, V , similar al bloque 902, a los canards 124, 126, a la válvula de mástil 202, a la tobera de crucero 204, a los propulsores laterales 116, 118 y a la referencia de velocidad del rotor. La función de la velocidad de avance V es la parte de bucle abierto del control. Además, como en el caso del control de la cola horizontal de la FIGURA 9, el control en bucle cerrado se añade también a los propulsores laterales 116, 118, y hasta cierto punto, a la válvula de mástil 202 y a la tobera de crucero 204. Los propulsores laterales 116, 118 usan el control en bucle cerrado a través de la operación diferencial izquierda-derecha para el control de guiñada en los modos de helicóptero y compuesto. Los comandos de posición de la válvula de mástil 202 y de la tobera de crucero 204 se ajustan en función de lo cerca que esté la aeronave a los límites de la envolvente de vuelo. El control de velocidad del rotor 438 es siempre generalmente una función en bucle cerrado. En el modo de helicóptero, el error de velocidad del rotor se corrige a través de los gases (controlador de combustible) del bloque 430. En los modos compuesto y de ala fija, el error de velocidad del rotor se controla a través de aumentar o disminuir el comando de posición colectiva, que es parte de los controles del rotor en el bloque 430.

La FIGURA 10 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra un sistema de control 1000 que muestra como se mantiene la estabilidad cuando la aeronave 100 está en el modo compuesto. El sistema de control 1000 que está estabilizado tiene un bucle de control de velocidad de aire 1002, un bucle de control de velocidad del rotor 1004 y un bucle de control vertical 1006. El

sistema de control 1000 muestra cómo la velocidad del aire, la velocidad del rotor y el movimiento vertical de la aeronave 100 funcionan juntos para asegurar que la aeronave 100 es estable y no se mueve fuera de su envolvente de vuelo. El sistema de control 1000 proporciona a unos anchos de banda en

5 bucle cerrado consistentes para el bucle de control de velocidad de 1002 por medio de la compensación de fase, para el bucle de control de velocidad del rotor 1004 por medio de la compensación de ganancia y para el bucle de control vertical 1006 por medio de la modulación de cabeceo.

El bucle de control de velocidad del aire 1002 tiene un control estable

10 debido a la única integración y al retardo del motor τ_E . Los dos fenómenos de acoplamiento que se añaden al bucle de control de velocidad del aire 1002 son (1) el término $w \sin \gamma$, que da efectivamente un aumento de la resistencia al avance para un aumento en el ángulo de cabeceo en vuelo y (2) el cambio de la resistencia al avance real asociado con el cambio en alfa (ángulo de ataque)

15 durante la maniobra de cabeceo para corregir los errores en el ángulo de la trayectoria de vuelo (γ). El cambio en gamma (γ) se determina por el bucle de control vertical 1006, que se acopla al bucle de control de velocidad del rotor 1004. Cuando el bucle de control vertical 1006 y el bucle de control de velocidad del rotor 1004 funcionan en sus anchos de banda de diseño, la

20 integración es tanto estable como sinérgica. Por ejemplo, una maniobra de cabeceo hacia arriba para corregir un error de gamma aumenta alfa y hace que el par del rotor (Q) disminuya a través del coeficiente $(\partial Q / \partial \alpha)$. De ahí que la velocidad del rotor tienda a aumentar produciendo de ese modo un colectivo incrementado a través del coeficiente $(\partial Q / \partial C_{ol})$. El bucle de control de la

25 velocidad del rotor 1004 se acopla entonces de nuevo al bucle de control vertical 1006 a través de los coeficientes $(\partial L_R / \partial \Omega)_{col}$ y $(\partial L_R / \partial C_{ol})_{\Omega}$. También, la sustentación del rotor aumenta ligeramente a través del coeficiente $(\partial L_R / \partial \alpha)_{\Omega, Col}$. Cada uno de los coeficientes varía cuando las restricciones en el colectivo y en Ω no se mantienen. El coeficiente principal en el bucle de control

30 vertical 1006 durante los modos compuesto y de ala fija es el término $f(C_{L\alpha})$ 1026, que es bajo cuando la presión dinámica es baja. De ahí que los cambios de actitud de cabeceo más elevados y los cambios en el alfa más elevados son necesarios para aumentar la sustentación de la aeronave, que aumenta el acoplamiento con el bucle de control de velocidad del rotor 1004. Cuando el

35 colectivo es muy bajo, el coeficiente $(\partial L_R / \partial C_{ol})_{\alpha}$ se aproxima a cero y puede en

realidad invertir su polaridad. Cuando el coeficiente tiene una polaridad inversa, el sistema de control 1000 puede migrar a un equilibrio estable debido a que alfa no es constante.

Para los coeficientes no lineales, los grandes errores en V o γ pueden producir un acoplamiento entre los bucles para aumentar de modo eficaz el retardo de fase. El coeficiente que puede producir dificultad es la realimentación del retardo en el bucle de control de velocidad de aire 1002 a través de $f(CD\alpha)$. Este coeficiente invierte la polaridad cuando la condición de equilibrio tiene una actitud de cabeceo negativa. Típicamente, un comando de nariz arriba en el bucle de control vertical 1006 debería haber aumentado la resistencia al avance debido al alfa incrementado. Sin embargo, con la actitud de cabeceo negativa, el incremento en alfa da como resultado una disminución de la resistencia al avance. La consecuencia es disminuir la convergencia del control de velocidad de aire a través del regulador motor. En una realización, las respuestas oscilatorias en el bucle de control de velocidad de aire 1002 ocurren a frecuencias de aproximadamente 0,050 Hz (0,5 radianes/segundo). El compensador contenido en $G_1(s)$ 1008 del bucle de control de velocidad de aire 1002 corrige la fase en el intervalo de frecuencia en el que la inestabilidad del acoplamiento tiene lugar. Si la respuesta del bucle de control de velocidad de aire 1002 tiene frecuencias primarias mayores de aproximadamente 0,159 Hz (1,0 radianes/segundo) entonces se puede evitar el acoplamiento adverso. Para mejorar la fase en la región de baja frecuencia, se añade un compensador de retardo al avance dentro del $G_1(s)$ 1008 al canal de desplazamiento de la ley de control de V . Sin el compensador de retardo al avance, la ley de control usando la notación en el dominio de frecuencia es:

$$PLA_{cmd} = k_v (1 + a/s) V_{Error}$$

donde a es la relación de la ganancia integral a la de desplazamiento. Con el compensador de retardo al avance, la ley de control usando la notación en el dominio de frecuencia es:

$$PLA_{cmd} = k_v V_{Error} ((\tau_1 s + 1) / (\tau_2 s + 1) + a/s)$$

donde el valor de línea base de a es aproximadamente 0,2. Las constantes de

tiempo del compensador son $\tau_1 = 4,0$ y $\tau_2 = 1,0$.

El compensador de retardo al avance reduce la tendencia hacia oscilaciones del acoplamiento de la ruta de vuelo con la velocidad en el modo compuesto cuando el bucle de control de velocidad del rotor 1004 está en una
5 región no saturada. Para impedir que el bucle de control de velocidad del rotor 1004 se sature, lo que significa que el comando del colectivo ha tocado fondo, se implementa un cambio en las planificaciones de la válvula y la tobera de crucero para proporcionar más empuje en el modo de helicóptero y en el extremo inferior del modo compuesto. Esto da como resultado una velocidad de
10 avance que se mantiene más mediante el empuje de la tobera de crucero que mediante la inclinación de la sustentación del rotor hacia adelante. Si la actitud de cabeceo en equilibrio está cercana a cero, entonces la respuesta a la perturbación del bucle de control de velocidad del rotor 1004 es ayudada mediante la polaridad apropiada en el cambio de resistencia al avance dando
15 como resultado una modulación de la actitud de cabeceo.

El efecto de la limitación de envolvente sobre el fenómeno de acoplamiento comentado anteriormente es un problema con la ley de control. Si la sustentación del rotor es esencialmente cero, el extremo inferior del recorrido del colectivo está cercano. Durante esa condición, si la aeronave 100
20 experimenta una velocidad de descenso significativa, se pueden alcanzar los límites de envolvente en relación con la capacidad de interacción con los bucles de control. Considérese la respuesta inicial a un comando de descenso a través de la inserción de un comando de $\dot{h}$ negativo. El bucle de control vertical 1006 comanda una actitud de nariz hacia abajo, que se asocia con una
25 disminución inicial en el α seguido por una caída en γ cuando γ se aproxima a $(\dot{h}_{cmd}/V)$. La caída en γ , da como resultado una disminución de la resistencia al avance efectiva, que puede requerir una caída en la regulación del motor para mantener la velocidad de aire de referencia. La disminución en α produce un aumento en el par del rotor, Q , que puede
30 requerir una caída en el colectivo para permitir al bucle de control de velocidad del rotor 1004 mantener la ω (velocidad del rotor) de referencia. La caída en la regulación del motor disminuye el empuje en el chorro de punta disponible necesario para mantener la velocidad del rotor produciendo de ese modo un comando adicional de caída del colectivo. La capacidad de control acaba
35 cuando se alcanza la parte inferior del colectivo negativo disponible. Cuanto

mayor sea el salto en el comando de la velocidad de descenso, más severo se convierte el problema, porque la regulación motor se puede reducir hasta la mínima y se pierde el mínimo empuje del chorro de punta necesario para mantener la velocidad del rotor. Cuando el límite del colectivo inferior se alcanza, se pierde el control en el bucle de control de velocidad del rotor 1004. Se impide el alcance de esta condición mediante la aplicación de límites a los comandos de descenso de $\dot{h}$ permitidos, que dependen del modo de vuelo. El límite es más severo cuando la aeronave 100 está cercana a la condición de sustentación de rotor cero.

La FIGURA 11 es un gráfico que ilustra el ajuste de la planificación de la válvula de mástil y la tobera de crucero en función del descenso de la velocidad vertical. Mirando al gráfico, el eje x representa la posición de la válvula de mástil 202 y de la tobera de crucero 204 y el eje y representa la velocidad de la aeronave 100. El gráfico indica una velocidad de conversión de aproximadamente 222 km/h (120 nudos). Utilizando la planificación de la válvula de mástil y de la tobera de crucero, no se limita necesariamente la capacidad de maniobra de la aeronave y las definiciones previas de las leyes de control se cambian para desplazar la posición de equilibrio del colectivo a una posición suficientemente elevada por si se comandan tasas de descenso grandes. Cuando la velocidad de descenso de referencia es igual a 0, la planificación de la válvula de mástil es función de V. Cuando se comandan ángulos de descenso, la válvula de mástil 202 se mantiene abierta en proporción al comando $\dot{H}$. La planificación de la tobera de crucero sigue a la planificación de la válvula de mástil, de modo que cuanto más abierta permanezca la válvula de mástil 202, más cerrada podrá estar la tobera de crucero 204, manteniendo la tobera de crucero 202 más cerrada durante las maniobras de descenso permitiendo que la posición de equilibrio del regulador motor esté en un nivel suficientemente elevado para satisfacer al bucle de control de velocidad de aire 1002, en tanto que se mantiene el par del chorro de punta suficientemente elevado para evitar la necesidad de una gran caída en el colectivo. Por lo tanto, la condición de equilibrio del colectivo se desplaza a un valor suficientemente lejano separado del punto en el que el colectivo toca fondo cuando el sistema de control 1000 está tratando de mantener la velocidad del rotor.

La limitación de la envolvente se puede proporcionar mediante el control

del vector velocidad usando las entradas de la palanca de control. La limitación de la envolvente es una tarea especialmente difícil en una aeronave que tiene modos de vuelo múltiples dado que la envolvente de vuelo es profundamente diferente dependiendo del modo de vuelo. Por ejemplo, los límites de velocidad
5 máximos difieren si la aeronave 100 está en el modo helicóptero comparados con el modo en ala fija. Más aún, cuando se está en modo compuesto, dependiendo del grado de descarga del rotor, hay una envolvente de vuelo diferente. La técnica de control del vector de velocidad permite la incorporación de envolventes de vuelo instantáneas en el procesamiento de comandos de las
10 entradas de la palanca de control.

Los límites de V_x , V_y y H_{dot} (similar al de V_z excepto en el marco de la polaridad y coordenadas) son función del modo de vuelo y de la altitud. Para cada modo de vuelo, si el comando de la palanca del piloto de velocidad de cambio del componente del vector de velocidad se aproxima a su límite
15 instantáneo, el comando de la palanca del piloto se restringe para impedir la penetración de los límites. Esto se realiza suavemente de modo que la rapidez de la restricción es proporcional a la magnitud del comando de entrada de la palanca del piloto y a la proximidad a los límites de la envolvente. Los límites de envolvente se calculan continuamente en función del estado de la aeronave
20 y la configuración. La información usada para calcular las restricciones de los comandos de la de palanca del piloto están disponibles simultáneamente para la generación de una alarma audible o un mensaje de voz sintetizada que da al piloto una realimentación adecuada en relación con la razón del cambio en la respuesta de la aeronave al comando del piloto. La información se puede usar
25 para unos modos totalmente automáticos o los denominados autónomos, dado que esos modos dan como resultado vectores de velocidad comandados. Si los componentes del vector de velocidad comandado se aproximan a los límites de envolvente conocidos, las velocidades comandadas se reducen a una velocidad proporcional a su proximidad o a su distancia a los límites de la
30 envolvente.

Típicamente, la aeronave 100 tiene unos límites de velocidad vertical que se definen por la potencia del motor para ascensos y por las restricciones en la velocidad máxima para descensos. El modo de vuelo compuesto plantea un problema en relación a las velocidades de descenso. A pesar de que el
35 cambio en la planificación de la válvula de mástil para extender el intervalo

disponible de velocidades de descenso vertical en el modo compuesto, puede aún tener lugar un comando de velocidad vertical límite, a menos que se aplique una restricción al comando permisible. Adicionalmente, tiene lugar una limitación superior más convencional al comando de ascenso permisible.

- 5 La FIGURA 12 muestra la imposición de las restricciones de envolvente a los comandos de $\dot{h}$ recibidos de la palanca de control de los pilotos. Los límites de $\dot{h}$ son función de las características de la aeronave tal como la altitud, modo de operación, disponibilidad de potencia y velocidad. Los límites del comando de $\dot{h}$ se definen por los valores positivos y negativos del $\dot{h}$ comandado en función de V y h . La caída en los límites de descenso de $\dot{h}$ con valores de V consistentes con las velocidades del modo compuesto es por lo que pueden no ser posibles en esas condiciones descensos bruscos. La disponibilidad de potencia también se introduce en el algoritmo de limitación. Si los fronteras de la limitación se predicen con suficiente precisión, y la aeronave
- 10 100 va más allá de la potencia cuando se comanda un ascenso más brusco, se realiza una corrección de calibrado en el cálculo de límites. El cálculo de límites es sobre el $\dot{h}$ doble dot disponible que se pueda comandar. Si la palanca de comando del piloto no está más allá de sus posibilidades, entonces no se pueda activar la limitación. Una característica del proceso de limitación es que
- 15 el límite incluye una anticipación inherente. Si se va a insertar un comando de un ascenso grande, el límite tiene lugar antes de que se alcance el valor de la envolvente. Por ejemplo, considere un límite de ascenso de 12,2 m/s, 2400 pies por minuto (40 pies/segundo). Si se va a insertar un comando de ascenso grande, entonces el límite comienza a aplicarse a aproximadamente 10,7 m/s
- 20 (35 pies por segundo). Si se va a insertar un comando de ascenso pequeño, el límite puede que no se sienta hasta que el Δ se aproxime a cero ($\dot{h}_{\text{dot}_{\text{Max}}} - \dot{h}_{\text{dot}_{\text{cmd}}} \rightarrow 0$). La importancia de la función de limitación aumenta cuando el ajuste medio del PLA (regulación motor) se aproxima a aproximadamente 3,5 V, que es el valor máximo. Cuando $\Delta = 0$, la entrada al integrador de comandos
- 25 es 0. De ahí que el valor de la referencia $\dot{h}$ manual (comando) no pueda exceder el valor límite. Se puede proporcionar un aviso de audio cuando el valor absoluto de A cae dentro de 1,5 m/s (5 pies por segundo) y la palanca de comando vertical está fuera de su extensión en la polaridad que conduce a exceder el límite de $\dot{h}$. Esta es la región en la que las correcciones del límite
- 30 se convierten en activas. El trazado del límite de $\dot{h}$, V & V incluyen una
- 35

dependencia de h , lo que permite una restricción sobre la altitud máxima de vuelo y, por seguridad adicional, una restricción en las tasas de descenso comandadas cuando la aeronave 100 está cerca de tierra.

La FIGURA 13 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra el control manual de V_x y las restricciones en el valor máximo de V_x . La velocidad de avance V_x es una función de h y del modo de control. Cuando la palanca de control del piloto se mueve para comandar una aceleración hacia adelante y con ello aumentar la velocidad hacia delante de la aeronave 100, el control de comandos de palanca limita la velocidad de avance para asegurar que la envolvente de V_x no se excede. Por ejemplo, si la aeronave 100 está en el modo compuesto, la velocidad de avance V_x se limita típicamente a aproximadamente 241 km/h (130 nudos) hasta que las palas del rotor 104 se detienen y bloquean en una posición fija, activando de esa manera el modo de ala fija.

En el modo longitudinal, Δ es igual a $(V_{x_{\text{Max}}} - V_{x_{\text{Cmd}}})$. Cuando el valor absoluto de Δ excede aproximadamente 4 km/h (2 nudos), el límite del comando de palanca de polaridad apropiada comienza a disminuir. En una realización del modo helicóptero, el valor negativo máximo de $V_{x_{\text{Ref}}}$ es aproximadamente -19 km/h (-10 nudos). En una realización del modo de ala fija el valor positivo máximo de $V_{x_{\text{Ref}}}$ es aproximadamente 333 km/h (180 nudos). En el modo longitudinal, se incluye una función PLA Δ para impedir que se inserte una referencia de la velocidad más elevada si el PLA (gases) está aproximándose a su límite máximo.

La FIGURA 14 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra el control manual de V_y y las restricciones en el valor máximo de V_y . Cuando la palanca de control del piloto se mueve para aumentar la velocidad lateral de la aeronave 100 cuando se está en modo helicóptero por debajo de aproximadamente 37 a 56 km/h (20 a 30 nudos), el comando de la palanca se controla y limita la velocidad lateral V_y para asegurar que la envolvente de V_y no se excede. Por ejemplo, cuando la aeronave 100 está en el modo helicóptero, la velocidad lateral V_y se limita típicamente a menos de aproximadamente 37 a 56 km/h (20 a 30 nudos). A velocidades más elevadas, la velocidad lateral V_y se mantiene a aproximadamente 0 mediante el modo de giro coordinado. La velocidad lateral V_y no se puede mantener próxima a 0 cuando se insertan maniobras de comando de deslizamiento lateral de guiñada

por medio de los pedales o por medio de un tipo de palanca lateral apropiada de control de guiñada. Las maniobras de comando de deslizamiento lateral de guiñada se imponen basándose en un comando de velocidad lateral máxima. La limitación del comando ilustrada en la FIGURA 14 se aplica al modo de helicóptero puro (baja velocidad).

A pesar del cambio en la planificación de la válvula de mástil para extender el intervalo permisible de velocidad de descenso vertical en el modo compuesto, puede tener lugar un comando de limitación de velocidad vertical a menos que se aplique una restricción al comando permisible. De la misma manera, tiene lugar una limitación superior más convencional al comando de ascenso permisible.

Cuando la aeronave 100 se aproxima a la velocidad en la que puede tener lugar una transición al modo de ala fija, tiene lugar un ajuste final del despliegue de las superficies aéreas para asegurar que el rotor se descarga en la medida razonablemente máxima. A una velocidad de aire y altitud dadas, la sustentación aérea se debería aproximar al peso de la aeronave de acuerdo con lo siguiente:

$$L_{\text{Aero}} = 0,5 * \rho(h) * V_T * V_T * S [C_{L\text{canard}}(\alpha, \delta_C) + C_{L\text{cola}}(\alpha, \delta_T) + C_{L\text{fuselaje}}(\alpha) = W \cos(\gamma) \cong W$$

A una altitud dada para conversión, los valores conocidos son la $\rho(h)$ (densidad de aire en la altitud existente), los coeficientes de sustentación predichos para un valor deseado de α , y un peso predicho W para cada valor de ρ , dado que el canard y la cola se planifican en función de V_T . El valor deseado de alfa es 0 grados. De ahí que el valor de V_T sea la verdadera velocidad del aire para conversión. La definición del valor nominal de la deflexión de cola para la planificación se limita debido a que la cola horizontal 128 se posiciona también por el control de estabilización de cabeceo en bucle cerrado para mantener el equilibrio de cabeceo en estado estable, una cantidad que puede variar con la incertidumbre en el centro de gravedad. Por lo tanto, si se alcanza el valor de V_T apropiado, pero a $\alpha \neq 0$ entonces el ajuste de calibrado se activa. El algoritmo de ajuste del calibrado es como sigue:

$$V_{\text{Conversión}} = f(h)$$

Si $\text{abs}(V_T - V_{\text{Conversión}}) \geq \text{umbral} = 2 \text{ a } 4 \text{ km/h}$ (1,0 a 2,0 nudos) entonces se habilita el modo de calibrado;

Si el modo de calibrado se habilita y el sistema automático o el piloto activa el
5 comando de calibrado, entonces

Si $\alpha > +0,25$, entonces Velocidad de $\delta_{\text{canard}} = +a$;

Si $\alpha < -0,25$, entonces Velocidad de $\delta_{\text{canard}} = -a$;

Si $\text{abs}(\alpha) \sim +0,25$, entonces Velocidad de $\delta_{\text{canard}} = 0$, y se habilita la conversión.

La velocidad del canard comandada (a) es aproximadamente 0,5 a 1,0
10 grados por segundo. Cuando aumenta o disminuye la deflexión del canard (δ_{canard}), el error de trayectoria de vuelo debido al cambio instantáneo de la sustentación se corrige automáticamente por la modulación de la actitud de cabeceo del bucle de control vertical 1006. El efecto de la restricción del bucle de control vertical 1006 sobre el ángulo γ de trayectoria de vuelo es hacer que
15 este cambio en la actitud de cabeceo produzca un cambio equivalente en el ángulo de ataque (α).

La FIGURA 15 es un diagrama de bloques simplificado de un sistema de control de margen de calado y contrapresión 1500 con corrección del exceso de temperatura en los gases de escape (EGT) y lógica de supervisión del fallo
20 de sensores. El sistema de control del margen de calado 1500 usa la modulación del área de escape para proporcionar un control activo del margen de calado del motor. Existe la posibilidad de calado del motor debido a la posibilidad de puntos de estrangulamiento en la válvula de mástil 202 cuando la válvula de mástil 202 está cerrando y hay posibilidad de grandes transitorios de
25 potencia asociados con ciertas maniobras comandadas. Para mantener un margen de seguridad por encima del punto de calado, el sistema de control 1500 usa un control activo del margen de calado 1502 mediante la modulación simétrica de la apertura y cierre de los propulsores direccionales 206 (propulsores laterales 116, 118). El control del margen de calado activo 1502
30 calcula la relación de presión de ventilación instantánea y la relación de presión de ventilación deseada para unas condiciones de motor instantáneas. El margen de calado se deduce de una ecuación que relaciona a la relación de presión de ventilación, los parámetros de caudal másico del motor y varias mediciones de presión. En particular, el margen de calado (SM, del inglés "Stall
35 Margin") 1522 se calcula a partir de la relación de presión de ventilación y del

caudal másico (Wat2). La diferencia entre el margen de calado deseado o de referencia 1528 y el margen de calado medido instantáneo 1522 usa una ley de control 1502 que comanda un área de escape variable derivada de la modulación simétrica de los propulsores laterales 116, 118. El sistema de control del margen de calado o contrapresión 1500 comanda una velocidad de cambio del área de escape efectiva experimentada por el motor 200 como resultado de la modulación de la posición de la tobera direccional. Típicamente, se usa un margen de referencia de calado 1528 del diez por ciento. Una separación de la referencia del margen de calado 1528 comanda un bucle de control proporcional más integral 1524 que, tras los ajustes y limitaciones de sensibilidad apropiados, comanda los desplazamientos, positivos o negativos, de los actuadores de los propulsores laterales. Se añade al bucle de control proporcional más integral 1524 una comprobación del EGT, que intenta aumentar la referencia del margen de calado 1528 en el caso de que se exceda el EGT.

La FIGURA 16 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra un bucle de control del cabeceo 1600 para la autorrotación automática de las palas del rotor 104 en el caso de fallo del motor. La capacidad de las palas del rotor 104 para autorrotar requiere típicamente que se alcance un muy elevado ángulo de ataque de las palas del rotor 104 para que las palas del rotor 104 mantengan una velocidad de autorrotación aceptable. Se obtiene el elevado ángulo de ataque con una velocidad de descenso muy aguda. Cuanto más aguda sea la velocidad de descenso, más difíciles son los tiempos críticos necesarios para realizar la maniobra de enderezado terminal que intenta llevar a las velocidades de avance y vertical a valores aceptables cercanas a cero en el aterrizaje.

El bucle de control del eje de cabeceo 1600 incluye una solución de autorrotación automática que mide los estados críticos de la aeronave tales como la velocidad del rotor, la velocidad de avance, la velocidad de descenso y la altitud sobre tierra y calcula los estados predichos en función de varias maniobras, permitiendo de ese modo los tiempos precisos para las maniobras requeridas. Los tiempos son críticos y es difícil (si no imposible) para un piloto realizarlo manualmente. Cuando se inicia la autorrotación de descenso, la velocidad de referencia se fija aproximadamente en 111 km/h (60 nudos), usando la velocidad del aire del modo de helicóptero en el control de cabeceo.

Si el sistema de control de vuelo 400 detecta un fallo de motor, el señalizador de motor en buenas condiciones se retira indicando que el motor no está funcionando correctamente. El bucle de control de la regulación del motor 1601 (bloque 710 de la FIGURA 7) supervisa periódicamente el

5 señalizador de motor en buenas condiciones y habilita el modo de autorrotación cuando se ha quitado el señalizador de motor en buenas condiciones. El bucle de control de regulación del motor 1601 inicia inmediatamente una secuencia de control de autorrotación automática, que ajusta la velocidad de la aeronave

10 100 a aproximadamente 111 km/h (60 nudos) y mantiene la velocidad por medio de la modulación de la actitud de cabeceo en la que el error de velocidad de 111 km/h (60 nudos) usa la ley de control proporcional más integral 1601 para corregir el error de velocidad. En una realización, la secuencia de control de autorrotación automática transmite un comando predicho al sistema de control de vuelo 400 para fijar la velocidad del rotor de las palas del rotor 104 al

15 100% al 104% de las revoluciones totales por minuto (RPM). Durante la autorrotación, la velocidad del rotor se controla mediante la modulación del colectivo. El comando de $\dot{V}$ es una entrada en $H_{\text{enderezado}}$.

La FIGURA 17 es un diagrama de bloques simplificado que ilustra un bucle de control de posición vertical (sistema de control de enderezado) 1700

20 para la secuencia de control de autorrotación automática. El comando de cabeceo (θ_{htc}) se limita a un valor razonable basándose en una altitud consistente con el aterrizaje apropiado sobre el tren de aterrizaje. El comando de $\dot{V}$ se basa en la relación de energía entre el cambio en la proporción de energía potencial y la proporción de energía cinética, suponiendo que no hay

25 pérdidas de energía. Dado que existen las pérdidas de energía, la ecuación de $\dot{V}$ es una aproximación que se afina mediante la multiplicación por un coeficiente de pérdidas para tener en cuenta las pérdidas de energía. El coeficiente de pérdidas se obtiene de los datos de simulación y vuelo. En general, es aceptable un valor finito de $\dot{V}$ en el aterrizaje para alcanzar unas

30 velocidades verticales de aterrizaje que serán menores de aproximadamente 1,5 m/s (5 pies/segundo). La velocidad vertical de referencia en el aterrizaje es aproximadamente -0,3 metros por segundo (-1,0 pies/segundo), pero la obtención de ese valor depende de si hay suficiente capacidad de control para frenar la velocidad de descenso, que depende de la energía en las palas del

35 rotor 104 y los pares de deceleración de las palas del rotor 104 generadas por

la maniobra de enderezado. La ley de control de enderezado para detener el descenso vertical se muestra en la FIGURA 17. Mirando la FIGURA 17, el control del colectivo se conmuta de nuevo a la generación de comandos de aceleración vertical mientras que la velocidad del rotor se permite que disminuya. La altitud de inicio del enderezado se define como $H_{\text{enderezado}}$ y se determina por la velocidad de descenso vertical ($H\dot{o}_0$). Los valores típicos para esa aceleración están entre aproximadamente 3,0 a 6,1 m/s² (10 y 20 pies/segundo²). Cuando se alcanza la altitud de enderezado, la referencia de aceleración se integra para generar una $H\dot{o}_{\text{REF}}$ y la integración se detiene cuando $H\dot{o}$ alcanza aproximadamente -0,3 m/s (1,0 pies/segundo). También, se añade un comando de anticipación a la salida del WDC cuando se inicia el enderezado. El comando de anticipación es una referencia de aceleración vertical ($H\ddot{o}_{\text{Ref}}$). La salida WDC total se convierte en un comando del colectivo por medio de la función de sensibilidad del colectivo, que varía con Ω , que cambia rápidamente durante la secuencia de control.

Si la velocidad de descenso de autorrotación es demasiado grande para que el sistema de control 1700 alcance una velocidad de aterrizaje terminal de aproximadamente -0,3 m/s (-1,0 pies/segundo), entonces se saturan todos los comandos de control. Esto es, el comando del colectivo es máximo de modo que la ley de control lineal no esta en vigor, la velocidad vertical de aterrizaje deseada puede que no se alcance. Para estas condiciones, el sistema de control 1700 obtiene la mejor velocidad de descenso alcanzable. Si el sistema de control 1700 funciona por debajo del nivel de saturación, y los -0,3 m/s (-1,0 pies/segundo) de velocidad vertical no se pueden obtener, entonces se puede seguir alguna optimización en relación con la aceleración de enderezado de referencia. Por ejemplo, en estudios de calibración usados con simulaciones, el sistema de control 1700 no alcanza los -0,3 m/s (-1,0 pies/segundo) de velocidad vertical debido a que la referencia de aceleración era demasiado baja, entonces se aumentó la referencia de aceleración. Si el sistema de control 1700 tiene demasiada aceleración vertical y la velocidad vertical de -0,3 m/s (-1,0 pies/segundo) se alcanza a una altitud de varios pies por encima de tierra, entonces se reduce la aceleración de referencia. Se obtienen diseños optimizados para cada configuración de aeronave por medio de estas evaluaciones de simulador. Durante la maniobra de enderezado, cuando la velocidad vertical se controla por medio del colectivo, se comanda una

desaceleración de avance de modo que la t_{htc} resultante comanda un cabeceo hacia arriba o un aumento en el ángulo de ataque. El comando de desaceleración se calibra apropiadamente con la maniobra de enderezado vertical, el incremento en el ángulo de ataque disminuye el par del rotor
5 suficientemente para ayudar a mantener la velocidad del rotor independientemente del aumento del colectivo asociado con el enderezado vertical.

La FIGURA 18 es un estimador de altitud 1800 para la determinación de la posición vertical de la aeronave 100 durante la autorrotación automática de
10 las palas del rotor 104 en el caso de fallo del motor. El estimador de altitud 1800 es útil también para operaciones de aterrizaje normales. El estimador de altitud 1800 proporciona una transición del 100% a la altitud de radar cuando la aeronave 100 está a una altitud de cerca de 10 pies y proporciona una constante de tiempo variable inercial suavizada para acomodarse a las
15 superficies rugosas. El filtro soporta modos automáticos que incluyen el aterrizaje automático en los modos de helicóptero, compuesto o de ala fija. El estimador combina un módulo de altitud inercial/GPS y un módulo de altitud por radar. El vector de velocidad y el vector de posición se obtienen a partir del módulo de altitud inercial/GPS. El algoritmo del estimador describe la variable h
20 como la altura real de la aeronave por encima de la referencia $z = 0$ en el marco de coordenadas x, y, z . La altura de embalado se introduce en el sistema de control 400 antes del despegue. Dado que la referencia $z = 0$ es la altura de embalado real, el módulo de altitud inercial/GPS proporciona una precisión de medición vertical de entre 0,3 m/s a 0,1 m/s (1,0 y 2,0 metros).
25 Esta precisión, sin embargo, no es adecuada para el aterrizaje de la aeronave 100 en el modo de autorrotación. Por lo tanto, el módulo de altitud de radar se usa para aumentar la precisión de las mediciones de altitud durante la fase final del aterrizaje de la aeronave 100 en el modo de autorrotación. El algoritmo del estimador convierte en la h deducida del módulo de altitud inercial/GPS en una
30 h deducida del módulo de altitud por radar. El bucle de control realiza la función de un estimador de filtro de Kalman típico usado a menudo en los sistemas de navegación actuales excepto en que las ganancias de actualización se programan empíricamente, mientras que en el filtro de Kalman típico, las ganancias de actualización se calculan en función de las estadísticas o
35 especificaciones de precisión de medida. La constante de tiempos es

aproximadamente 2,5 segundos a 60,96 metros (200 pies), aproximadamente 1,07 segundos a 30,48 metros (100 pies), aproximadamente 0,625 segundos a 15,24 metros (50 pies) y aproximadamente 0,34 segundos al 3,05 metros (10 pies). El módulo de altitud por radar puede filtrar también las mediciones
5 verticales (sin ningún retardo de fase asociado con el filtrado) para un suavizado de la rugosidad del terreno y el ruido del radar relacionado.

Aunque se ha mostrado y descrito una realización de ejemplo de la invención, se pueden realizar muchos otros cambios, modificaciones y sustituciones, además de los expuestos en los párrafos anteriores, por alguien
10 experto en la materia sin separarse necesariamente del alcance de esta invención.

REIVINDICACIONES

1. Una aeronave a reacción de triple modo (100) capaz de transformarse automáticamente desde un modo de helicóptero a un modo compuesto hasta
5 un modo en ala fija sin ninguna intervención del piloto de la aeronave, comprendiendo la aeronave:
 - un fuselaje (102);
 - un motor turbofan (200) montado dentro del fuselaje para producir un flujo de gases de escape;
 - 10 unas palas de rotor (104) que tienen una diversidad de toberas de salida (110, 112) para la salida del flujo de gas de escape, estando montadas las palas del rotor sobre el fuselaje,
 - una válvula de mástil (202) para la regulación del flujo de gases de escape a la diversidad de las toberas de salida de las palas del rotor;
 - 15 una tobera de crucero (204) para la regulación y salida del flujo de gas de escape; y
 - un planificador para la planificación de la válvula de mástil y la tobera de crucero en función de la velocidad de la aeronave y para la supervisión del flujo de gas de escape que se está expulsando desde la diversidad
 - 20 de toberas de salida, la válvula de mástil y la tobera de crucero para impedir el calado del motor turbofan.
2. La aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, que comprende además
25 un controlador de calado del motor para la recepción de un comando desde el planificador si la diversidad de toberas de salida y la tobera de control no son capaces de extraer suficiente flujo de gas para impedir que el motor turbofan se cale y para la modulación de un área de escape basándose en el comando para alcanzar un margen deseado de calado de motor.
- 30 3. La aeronave de acuerdo con la reivindicación 2, en la que el área de salida es una pluralidad de propulsores laterales que incluyen un primer propulsor natural situado en un lado izquierdo del fuselaje y un segundo propulsor lateral situado en un lado derecho del fuselaje.
- 35 4. La aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, 2 ó 3, en la que el

planificador planifica la válvula de mástil y la tobera de crucero para proporcionar una transición suave desde el modo de helicóptero al modo compuesto y al modo de ala fija.

5 5. La aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-4, que comprende además un ala del canard fijada al extremo frontal del fuselaje y una cola horizontal (128) que tiene una pluralidad de elevones y que se fija al extremo posterior del fuselaje, configurándose el ala del canard y la cola horizontal para proporcionar el control de la aeronave.

10

6. La aeronave de acuerdo con la reivindicación 5, que comprende además una palanca de control (402) para el control de las palas del rotor, el ala del canard (124, 126), la cola horizontal, los timones de dirección, los propulsores laterales y la pluralidad de elevones para mantener una trayectoria de vuelo estable durante el modo helicóptero, el modo compuesto y el modo de ala fija.

15

7. La aeronave de acuerdo con la reivindicación 6, en la que la palanca de control es un controlador en 3 ejes y un controlador en un único eje vertical o un controlador en 4 ejes.

20

8. La aeronave de acuerdo con la reivindicación 6 ó 7, en la que la palanca de control proporciona el control de la aeronave y mantiene una trayectoria de vuelo estable durante el modo helicóptero, el modo compuesto y el modo de ala fija sin tener una palanca de gases separada y un control del colectivo separado.

25

9. La aeronave de acuerdo con la reivindicación 6, 7 u 8, que comprende además un sistema de control del vector de velocidad para mantener un vector de velocidad comandado que se controla mediante las palas del rotor, el ala del canard (124,126), la cola horizontal, los timones de dirección, los propulsores laterales y la diversidad de elevones para mantener una trayectoria de vuelo estable durante el modo helicóptero, el modo compuesto y el modo de ala fija.

30

10. La aeronave de acuerdo con la reivindicación 9, en la que el vector de velocidad comandado se controla para obtener una trayectoria de vuelo

35

estable.

11. La aeronave de acuerdo con la reivindicación 9 ó 10, en la que el vector de velocidad comandado se deriva usando los comandos de aceleración recibidos de la palanca de control que se usa para controlar manualmente la aeronave en el modo helicóptero, el modo compuesto y el modo de ala fija.
12. La aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 1-11, que comprende además un sistema de control del vector de velocidad, acoplado al motor turbofan, para recibir una diversidad de comandos de aceleración y un comando de rotación del eje de guiñada y para la generación de un comando del vector de velocidad usando la diversidad de comandos de aceleración.
13. La aeronave de acuerdo con la reivindicación 12, en la que el comando del vector de velocidad impide de modo inherente a la aeronave que se desplace más allá del límite de envolvente que pertenece a la aceleración o a la velocidad.
14. La aeronave de acuerdo con la reivindicación 12, en la que el comando del vector de velocidad, que se usa para alcanzar una trayectoria de vuelo de referencia, se reduce automáticamente en proporción a la aproximación de la aeronave a un límite de envolvente que pertenece a la aceleración o a la velocidad.
15. La aeronave de acuerdo con la reivindicación 12, 13 ó 14, en la que el sistema de control del vector de velocidad controla una diversidad de gradientes de la palanca de control si la aeronave se aproxima a un límite de envolvente que pertenece a la aceleración o a la velocidad.
16. La aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 12-16, en la que la diversidad de comandos de aceleración y el comando de rotación en el eje de guiñada se reciben desde una palanca de control que produce comandos de palanca de control.
17. La aeronave de acuerdo con la reivindicación 16, en la que el sistema de

control del vector de velocidad genera gradientes de control basándose en la respuesta de la aeronave a cambios en los comandos de la palanca de control y ajusta los comandos de la palanca de control basándose en los gradientes de control para impedir que la aeronave se desplace más allá de los límites de
 5 envolvente que pertenecen a la aceleración o a la velocidad.

18. Un método para la planificación, en función de la velocidad de la aeronave, de la transición desde un modo de helicóptero a un modo compuesto hasta un modo de ala fija de una aeronave a reacción de triple modo que tiene
 10 unas palas de rotor con una diversidad de toberas de salida para la expulsión de un flujo de gases de escape, una válvula de mástil para regulación del flujo de gases de escape a la pluralidad de toberas de salida, una tobera de crucero para la regulación y expulsión del flujo de gases de escape, un ala del canard y una cola horizontal, comprendiendo el método:

15 la planificación de una referencia de velocidad de rotor en función de la velocidad de la aeronave
 la planificación de la abertura de la válvula de mástil y el cierre de la tobera de crucero en el modo de helicóptero;
 la planificación del cierre gradual de la válvula de mástil y la abertura
 20 gradual de la tobera de crucero en el modo compuesto; y
 la planificación del cierre de la válvula de mástil, la abertura de la tobera de crucero y la inclinación de las alas del canard para que disminuya gradualmente en el modo de ala fija.

25 19. El método de acuerdo con la reivindicación 18, en el que la referencia de velocidad del rotor se reduce gradualmente a aproximadamente el setenta por ciento en la velocidad de conversión de la aeronave.

20. El método de acuerdo con la reivindicación 18 ó 19, que comprende
 30 además la modificación de la planificación para la válvula de mástil y la planificación para la tobera de crucero para mejorar el intervalo de control para el control de la velocidad del rotor o el control de la velocidad de avance en el modo compuesto.

35 21. El método de acuerdo con la reivindicación 18, 19 ó 20, que comprende

además la determinación de un valor de margen de calado del motor real a partir de una relación de presiones de ventilación y un flujo másico del motor.

22. El método de acuerdo con la reivindicación 21, que comprende además
5 la comparación del valor real del margen de calado del motor con un valor deseado del margen de calado y la planificación de los propulsores laterales para abrir si el margen real de calado del motor es menor que el margen deseado de calado y la planificación de que los propulsores laterales cierren si el margen real de calado del motor es mayor que el margen deseado de
10 calado.

23. El método de acuerdo con la reivindicación 22 que comprende además el incremento del valor del margen de calado deseado para evitar el funcionamiento del motor en una condición que sea vulnerable a transitorios de
15 potencia si la temperatura de los gases de escape es mayor que un valor deseado máximo.

24. El método de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones 18-23, que comprende además la planificación del control en bucle cerrado de la superficie
20 de cola horizontal y los elevones para minimizar la necesidad de controles del plato oscilante minimizando ese modo las oscilaciones de las palas del rotor.

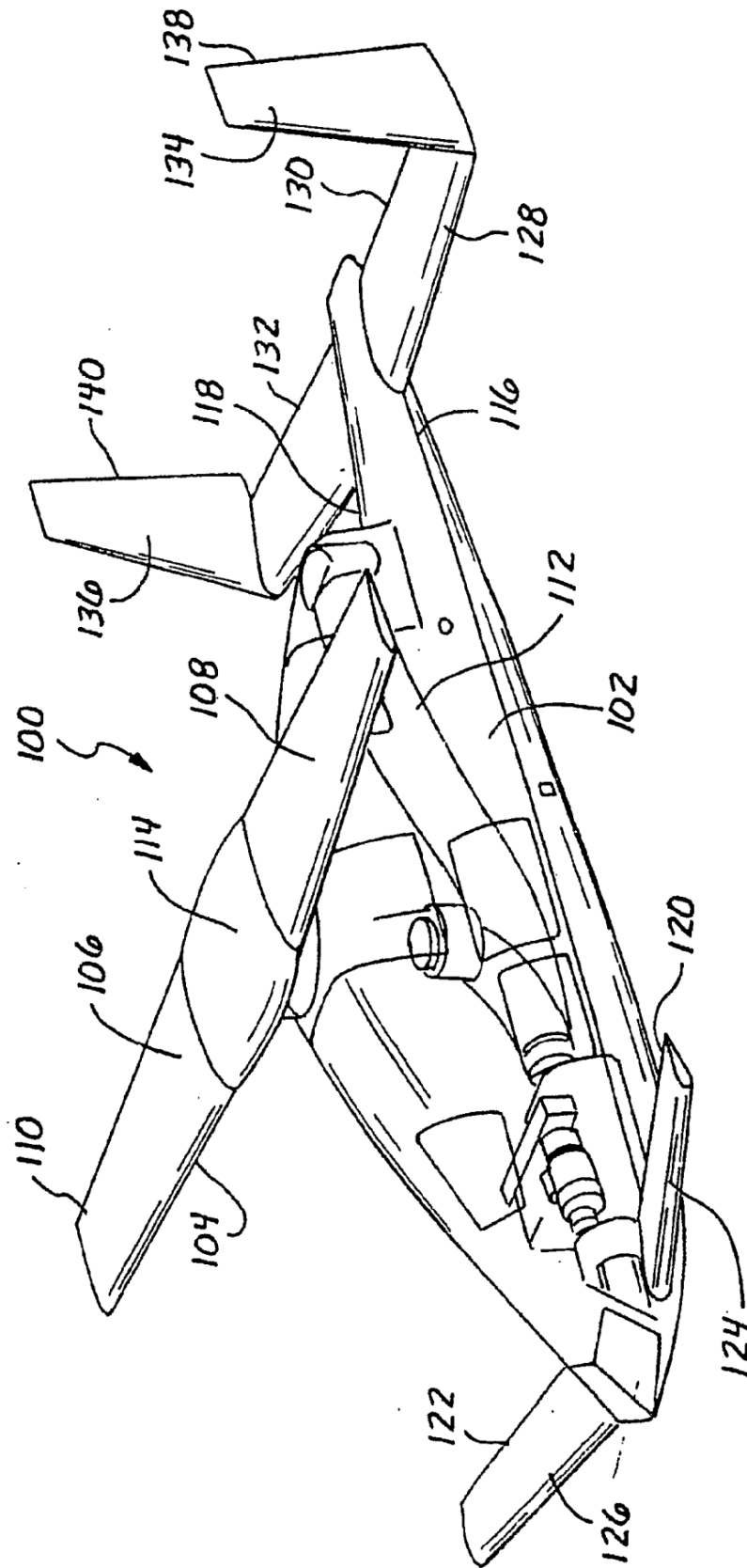
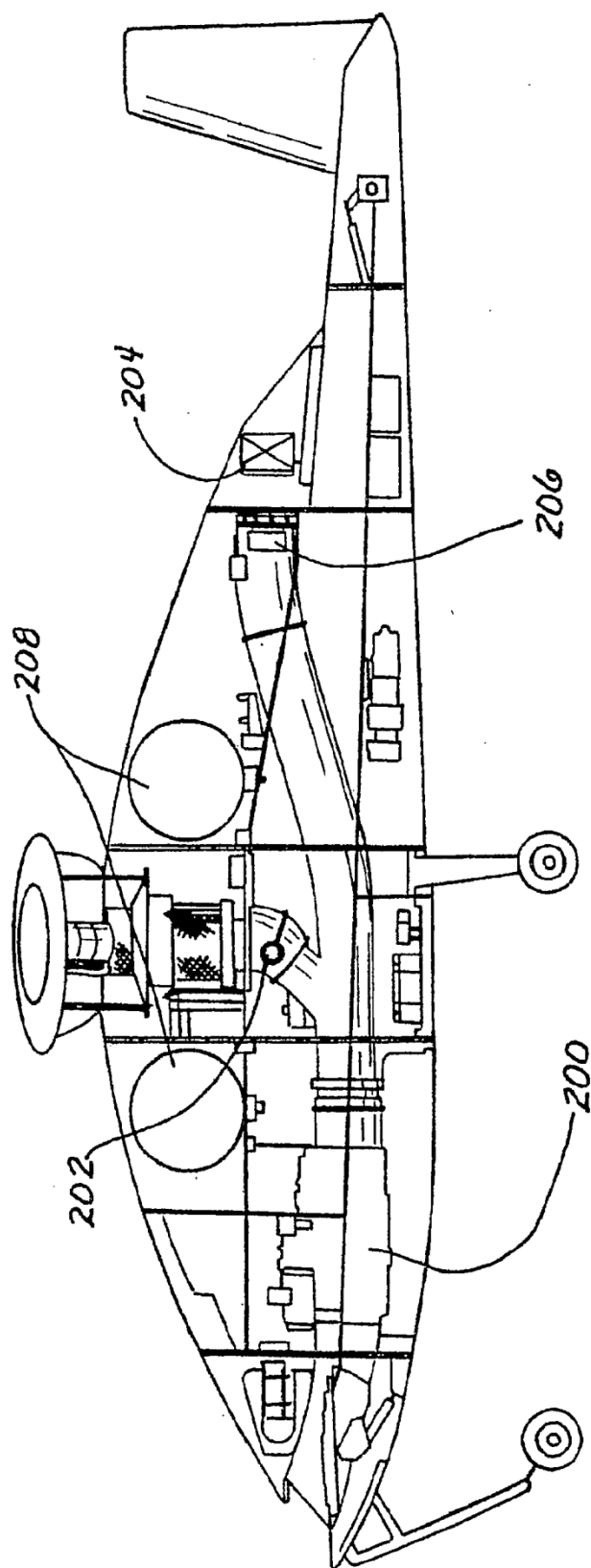


Fig. 1

Fig. 2



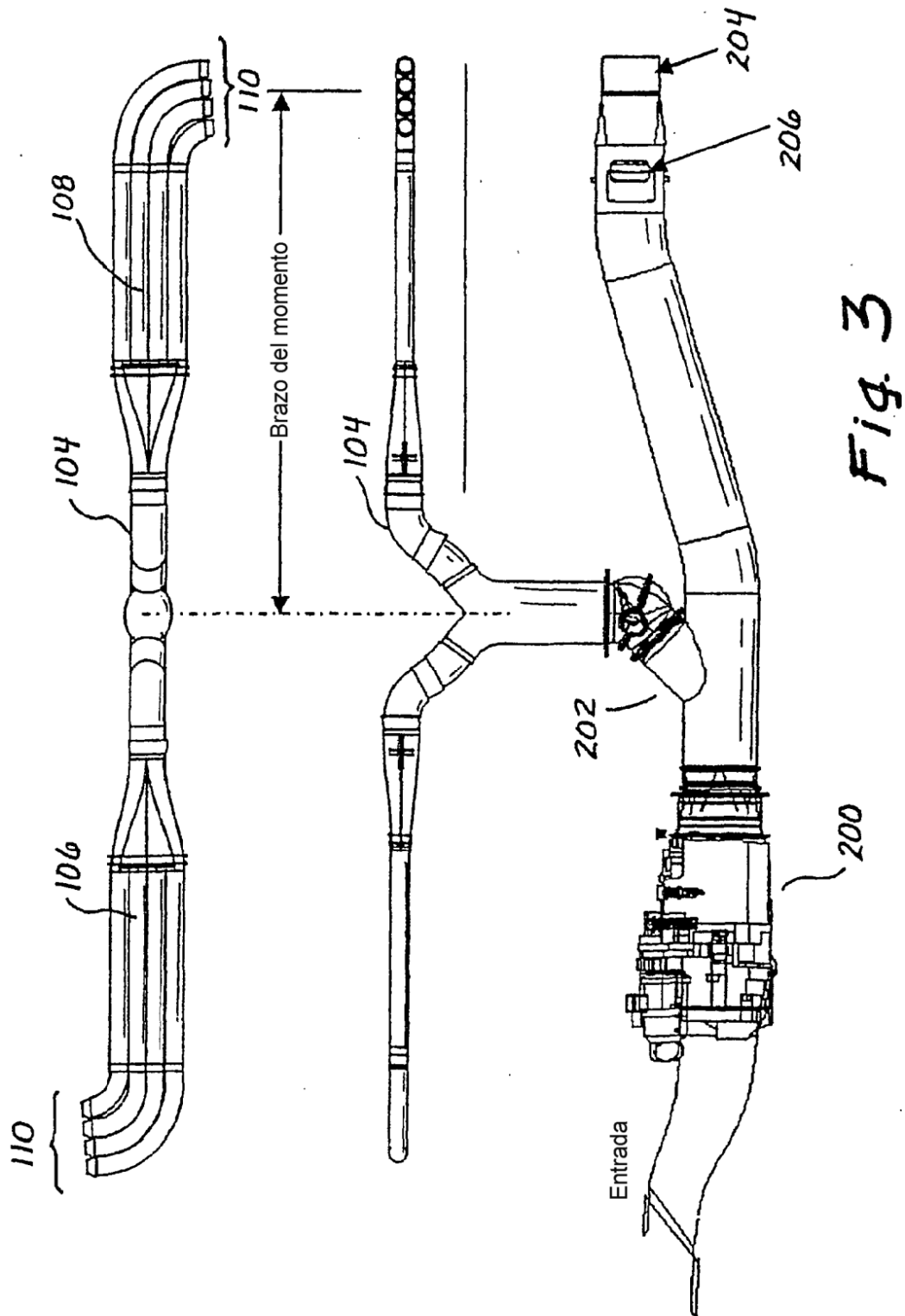


Fig. 4

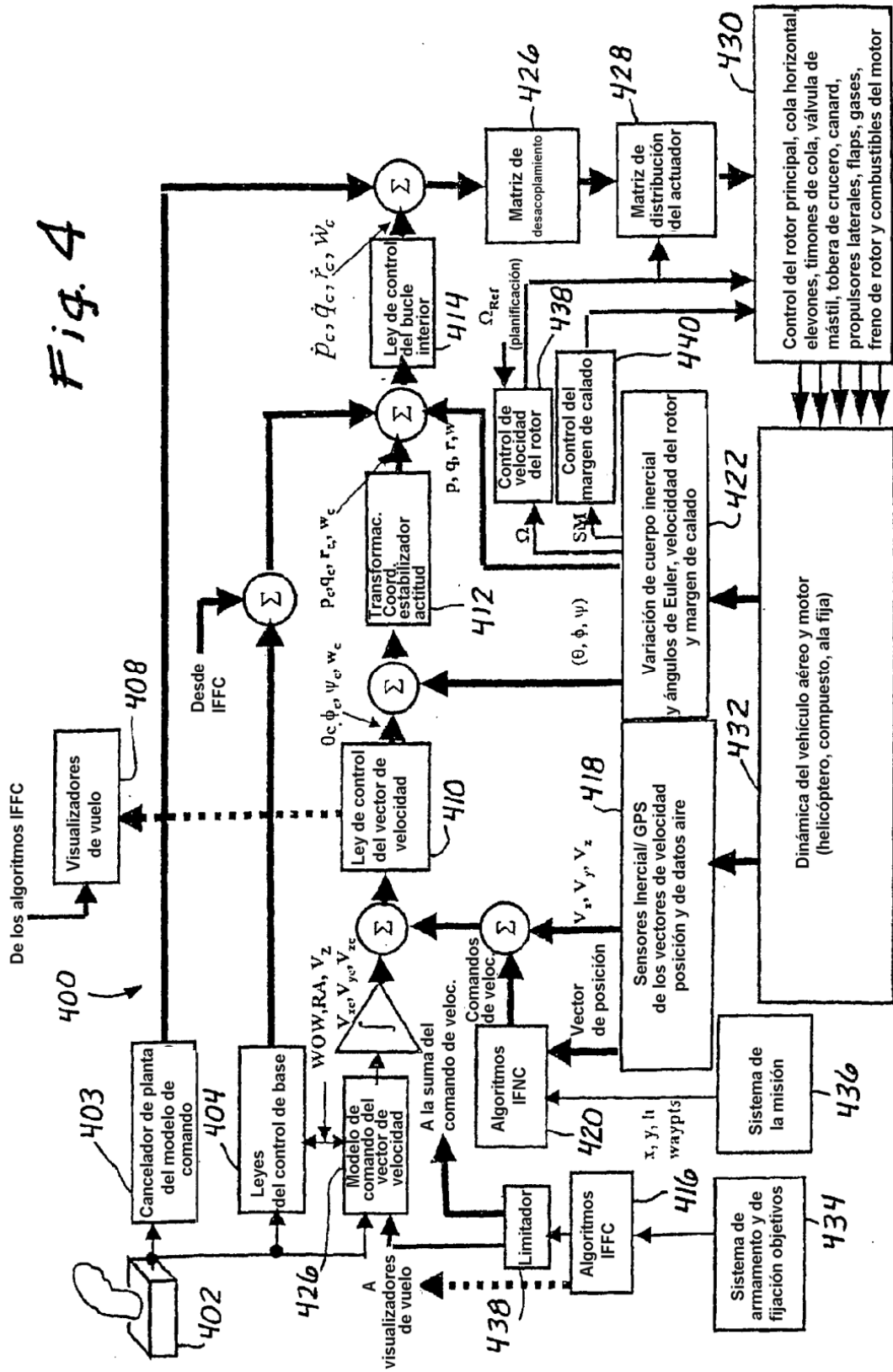


Fig. 5

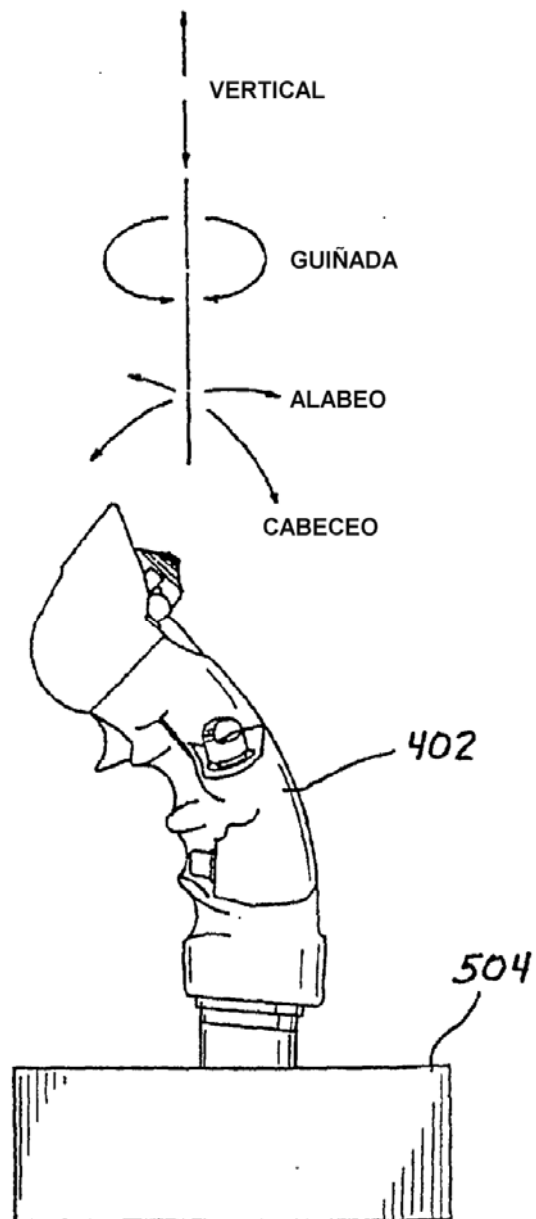


Fig. 6

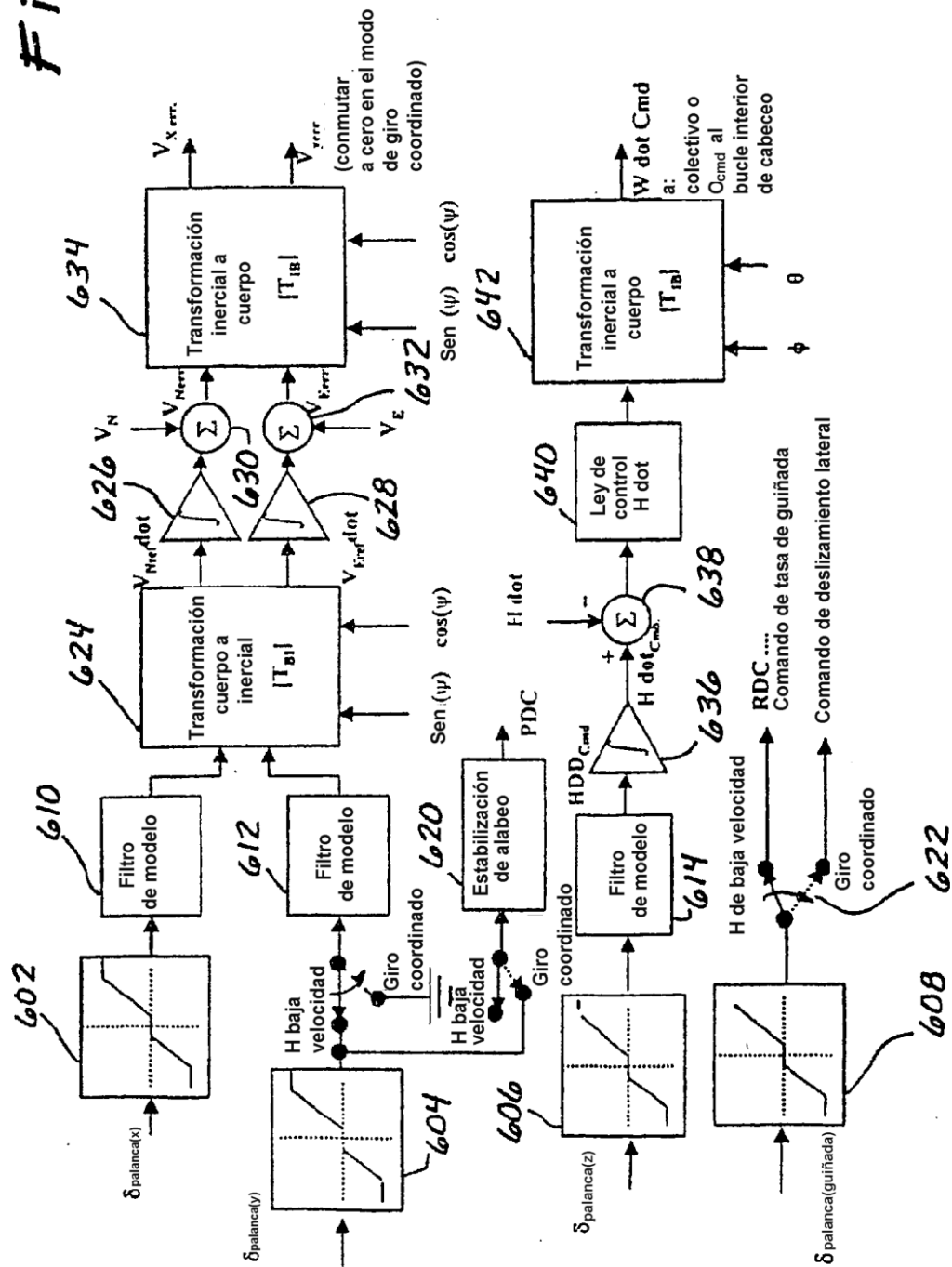
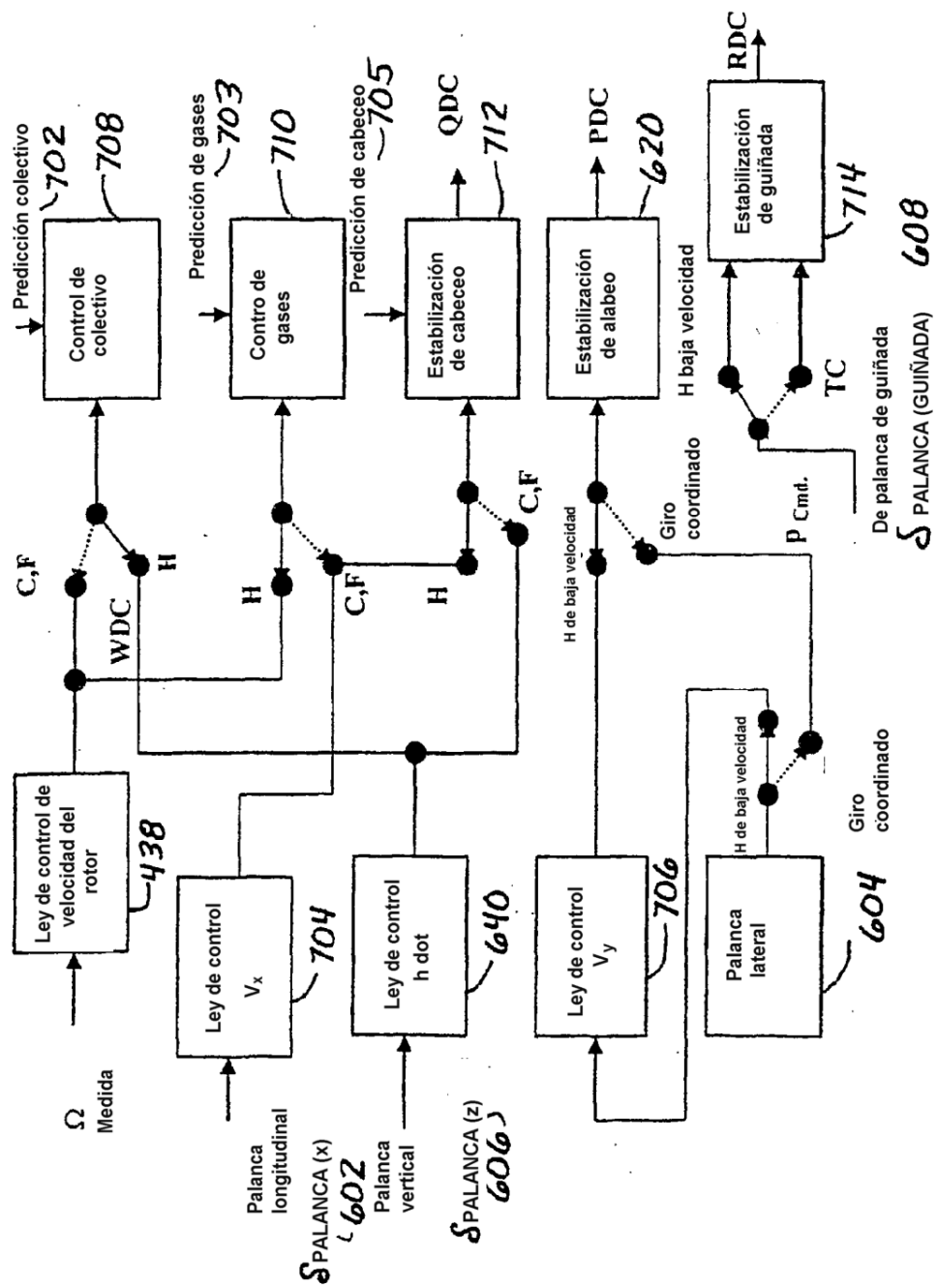


Fig. 7



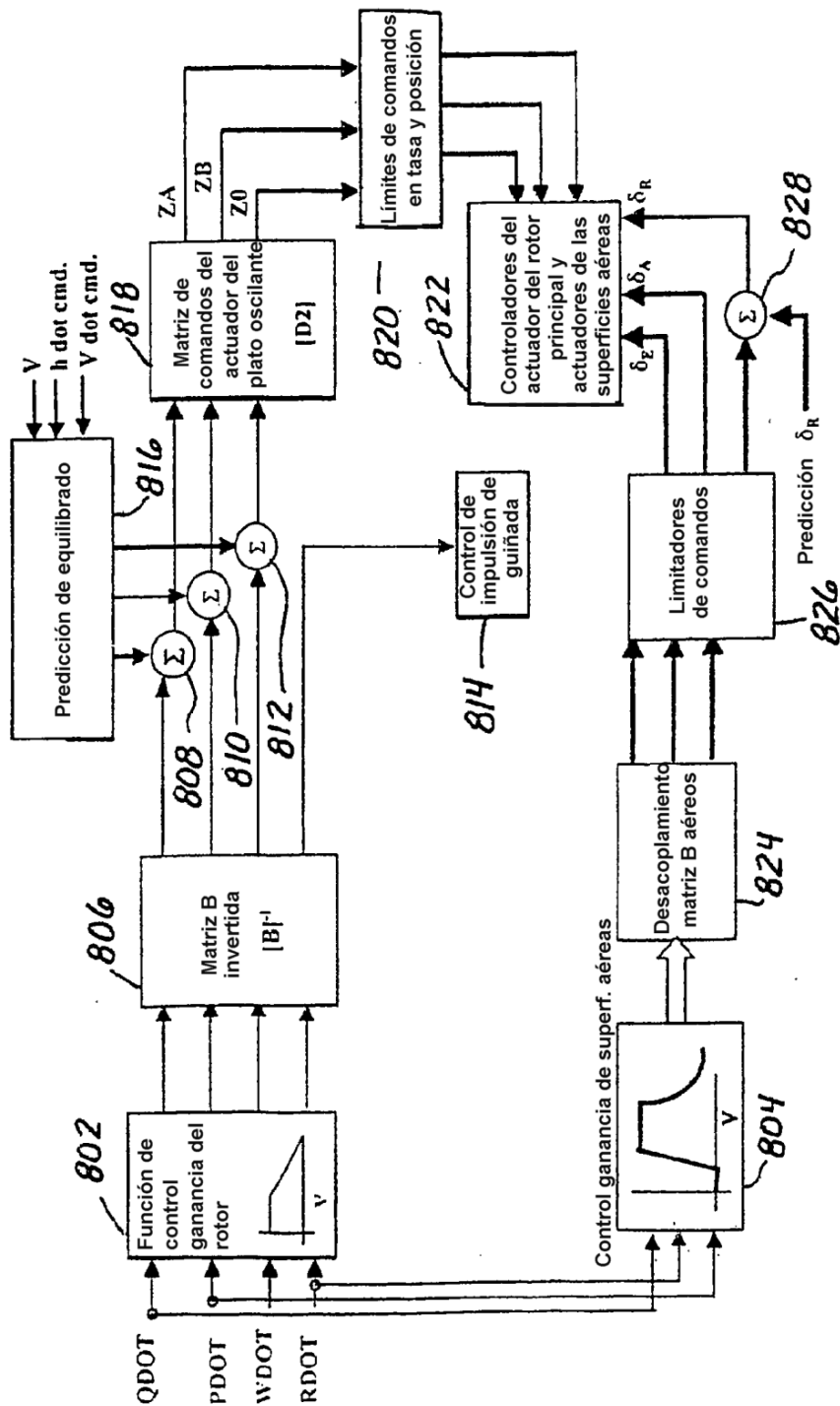


Fig. 8

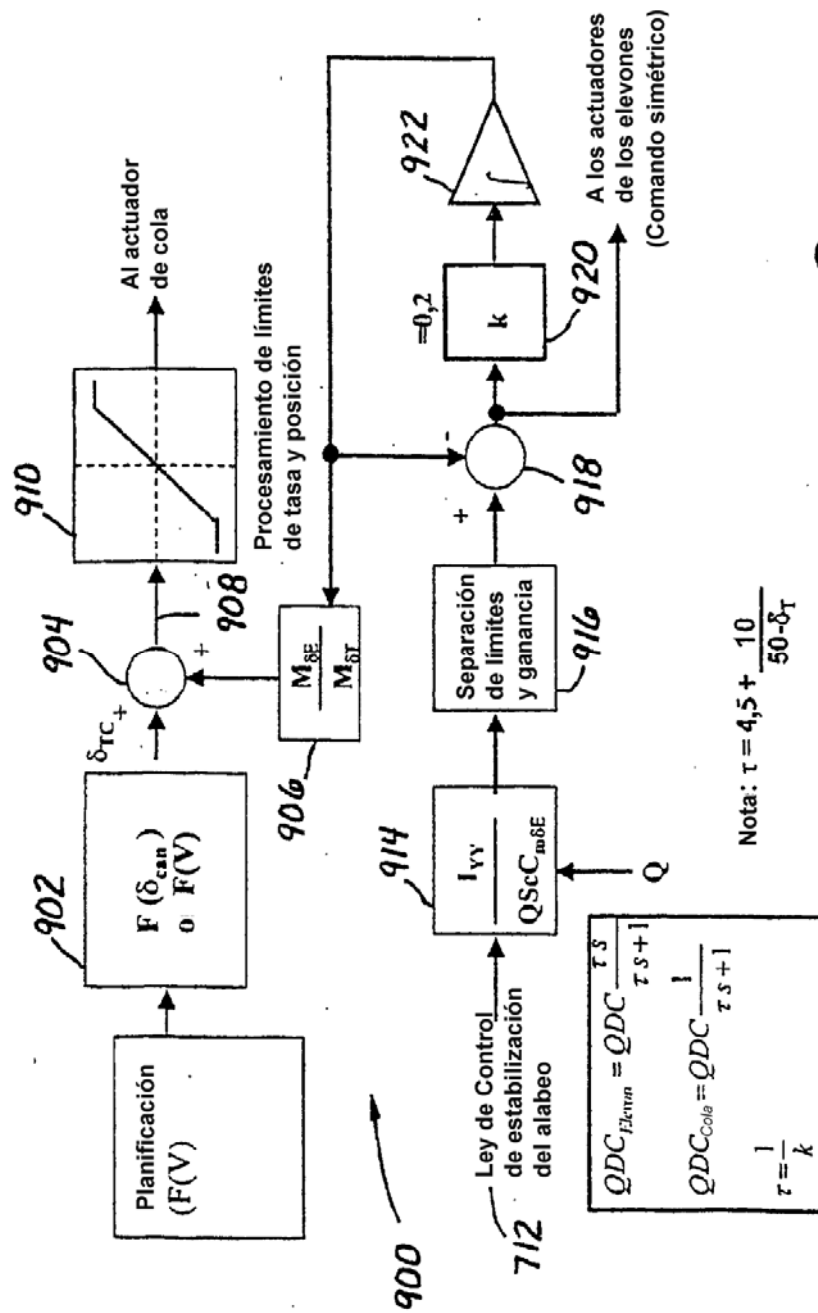
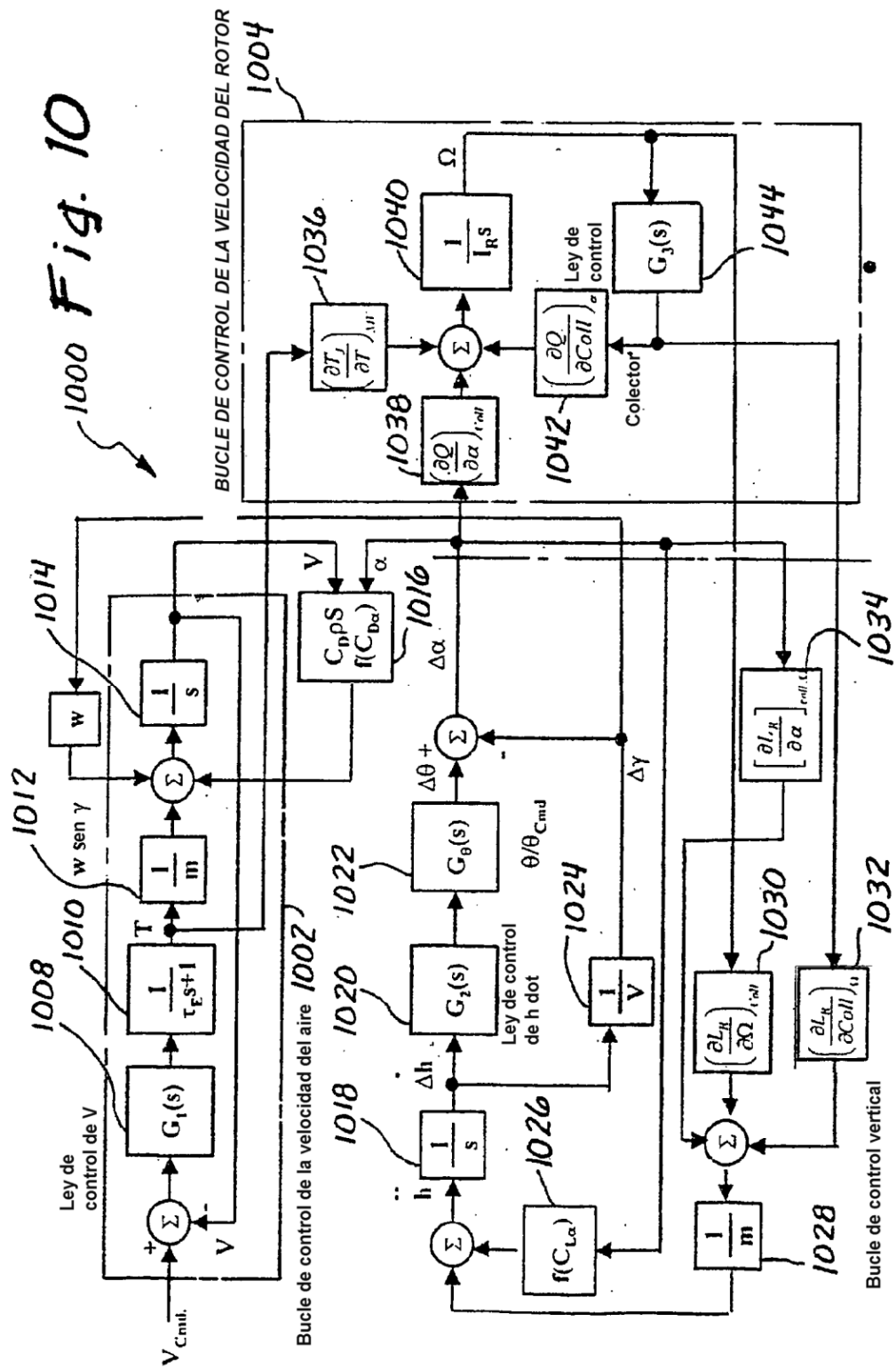


Fig. 9



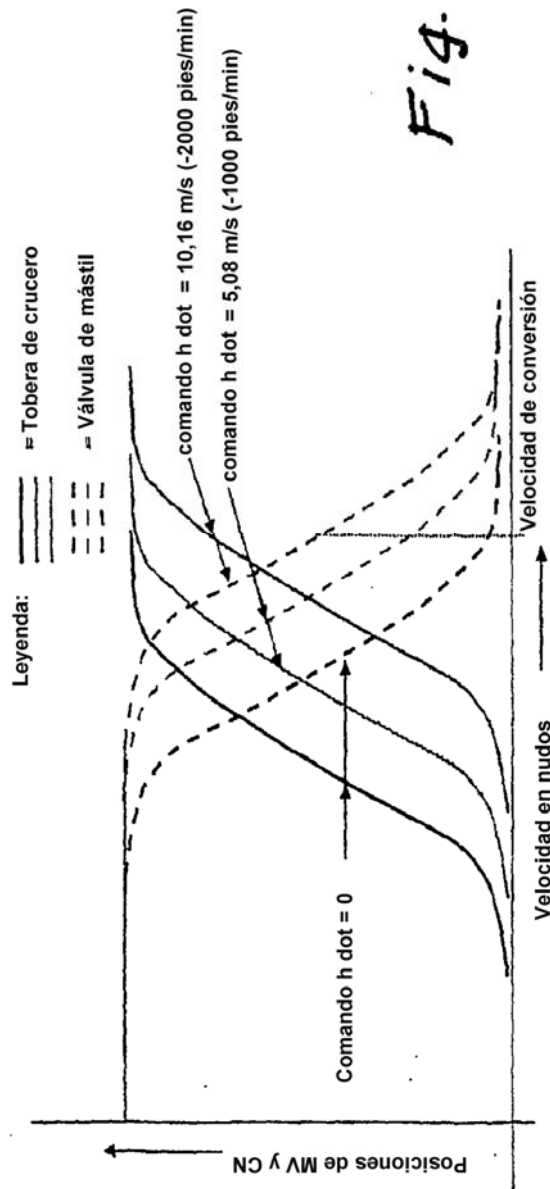


Fig. 11

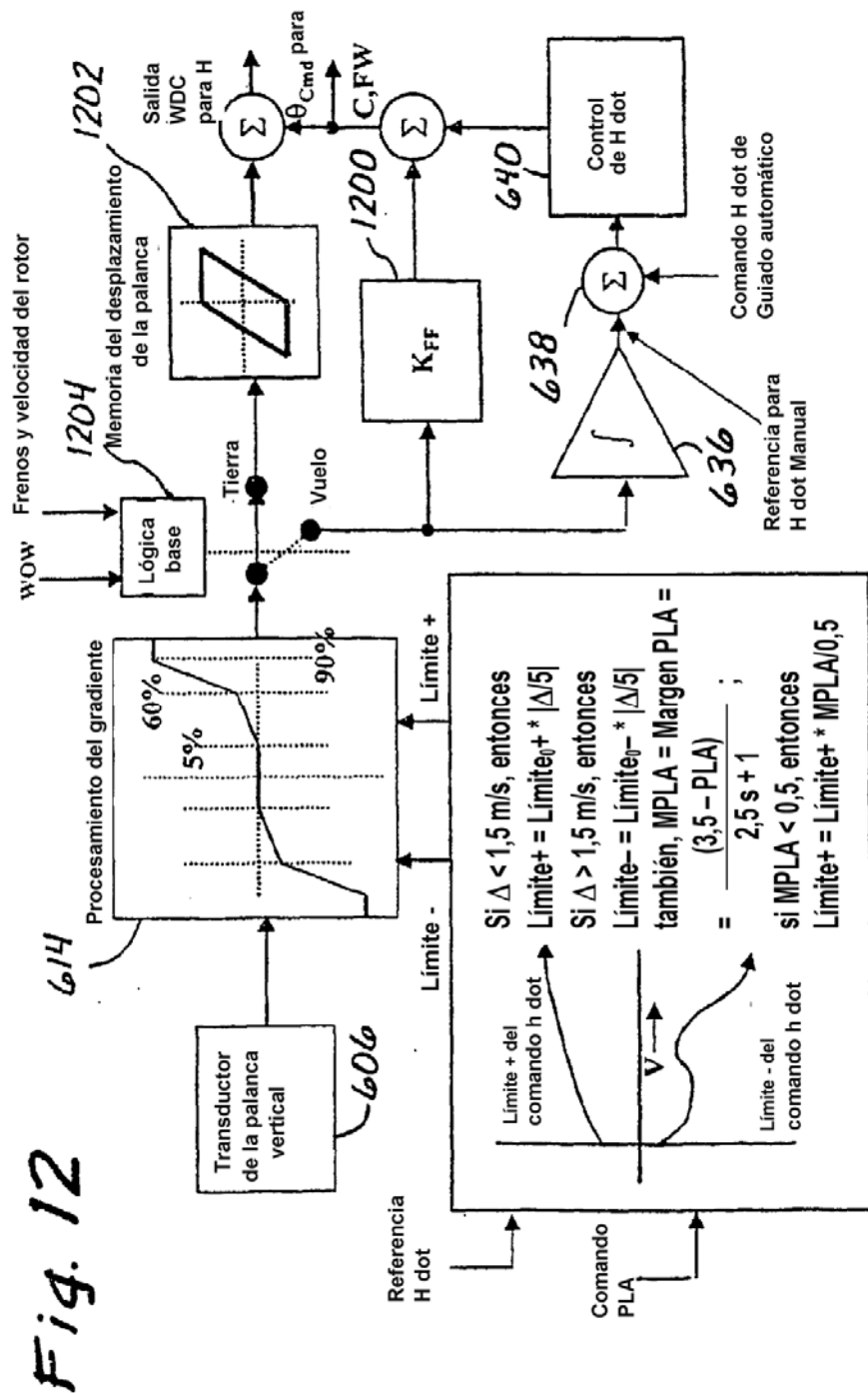


Fig. 13

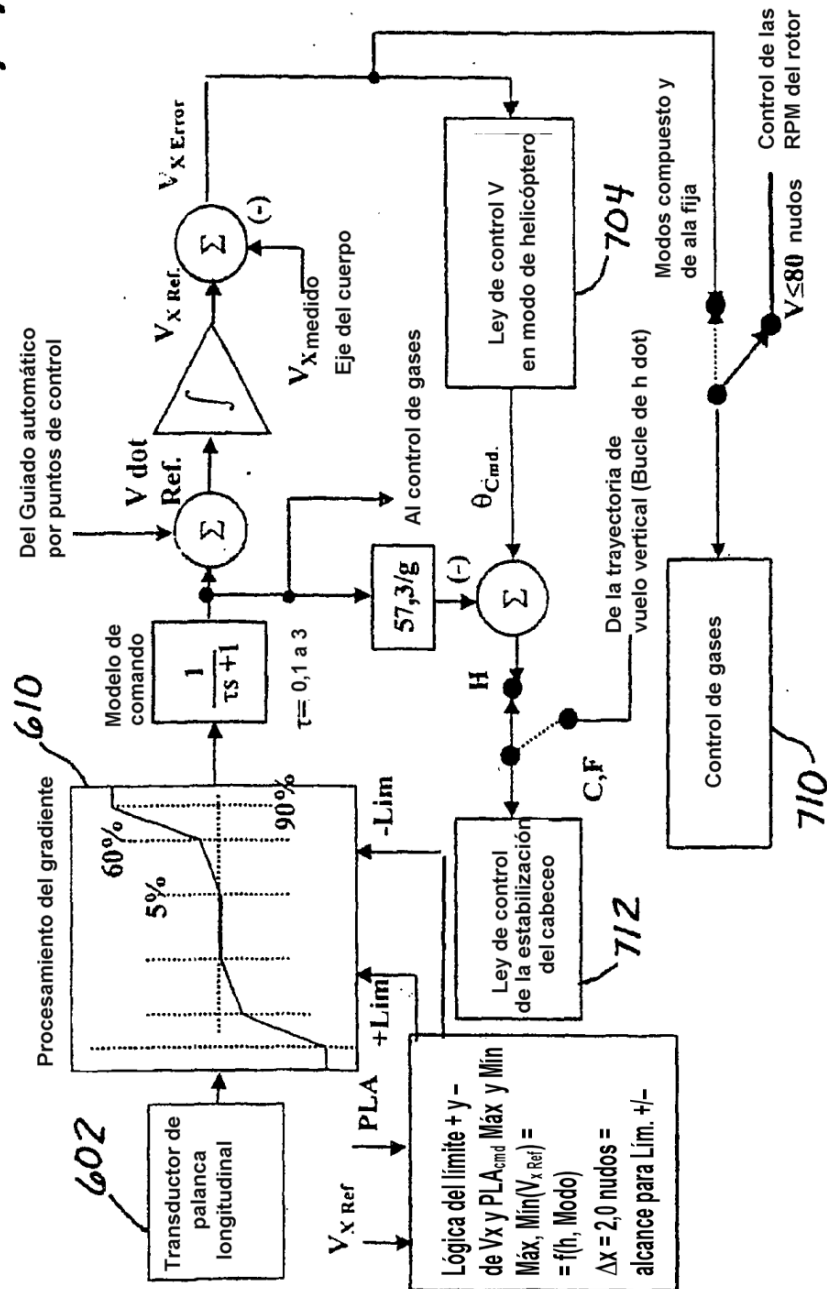
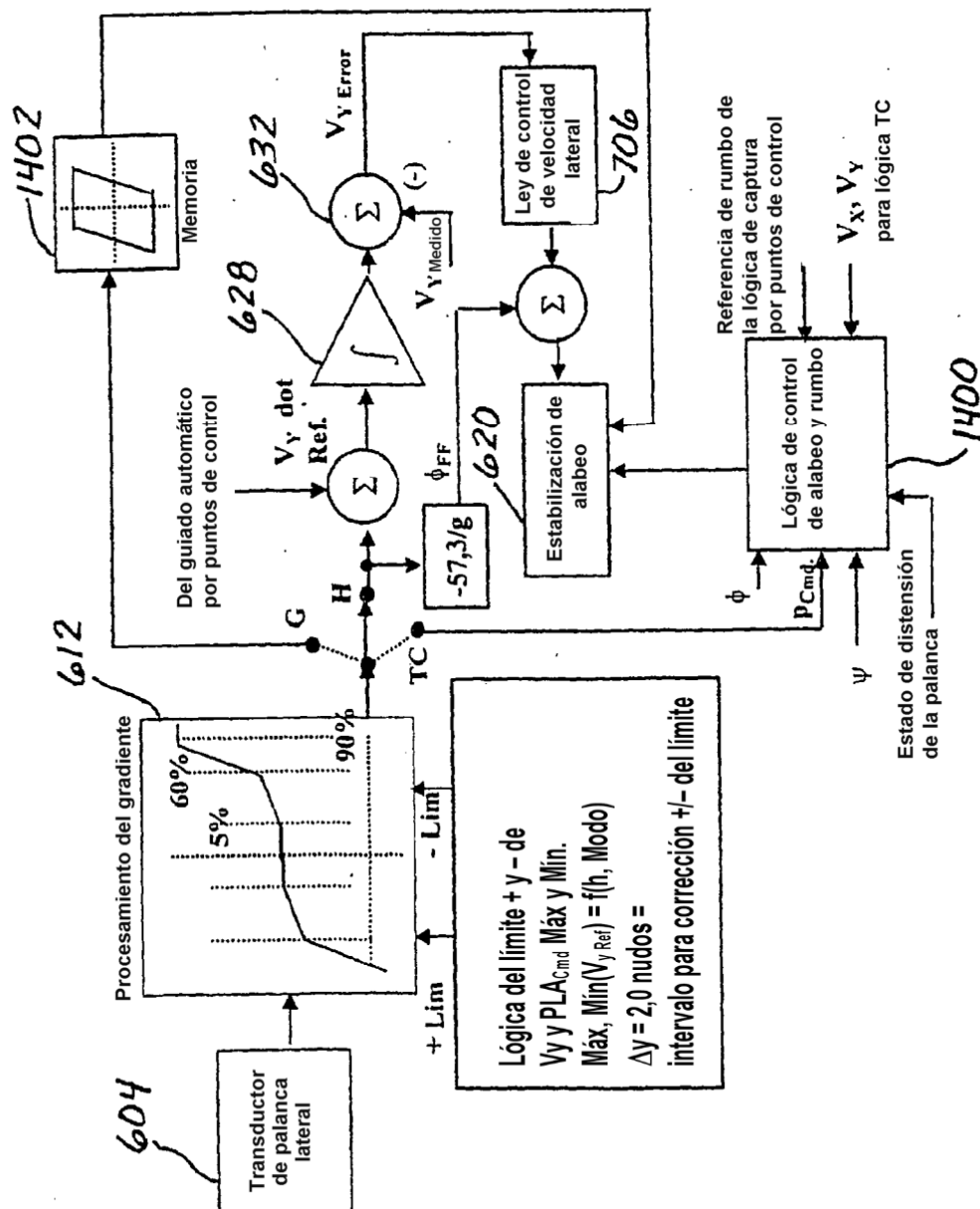


Fig. 14



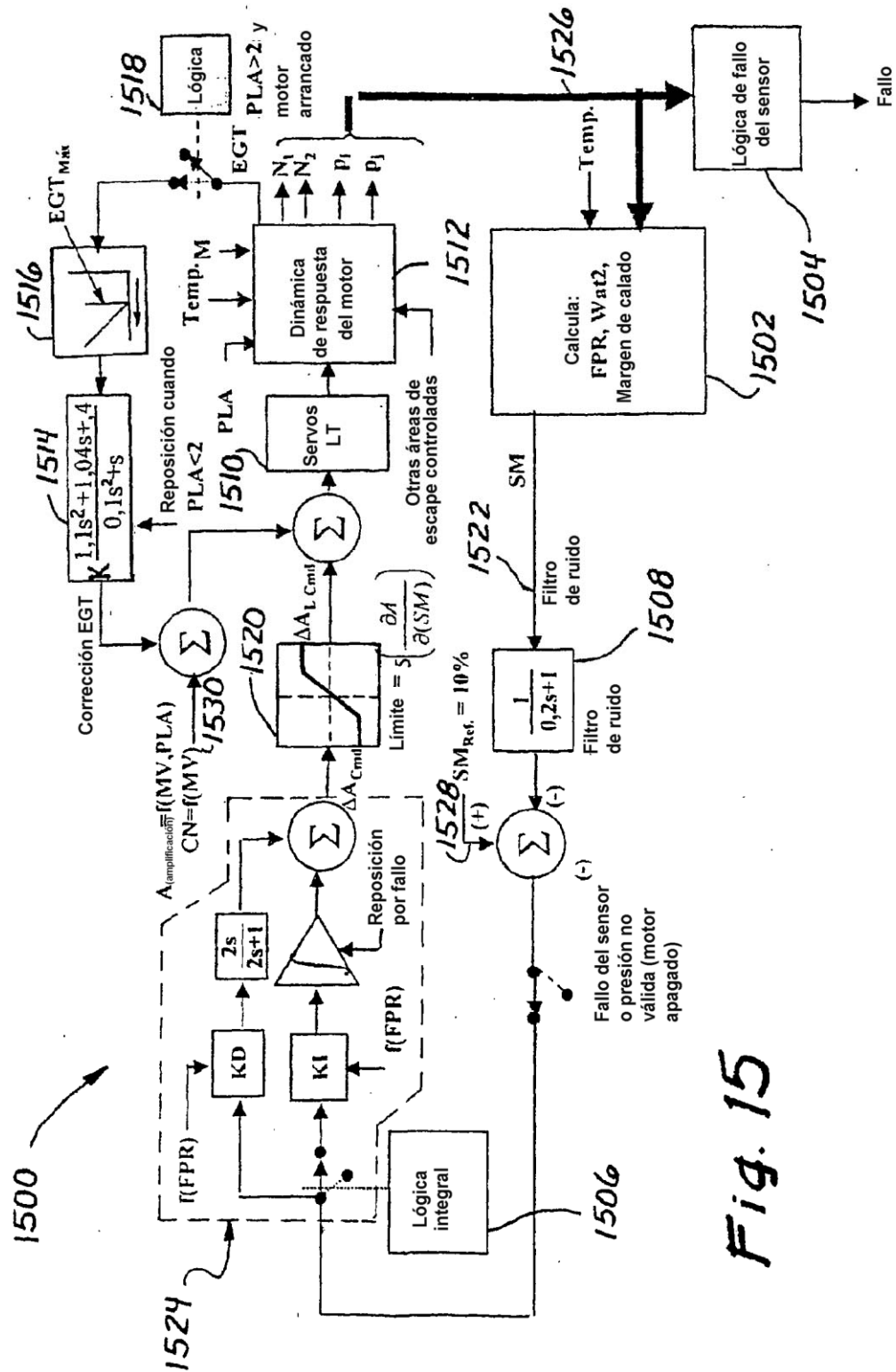
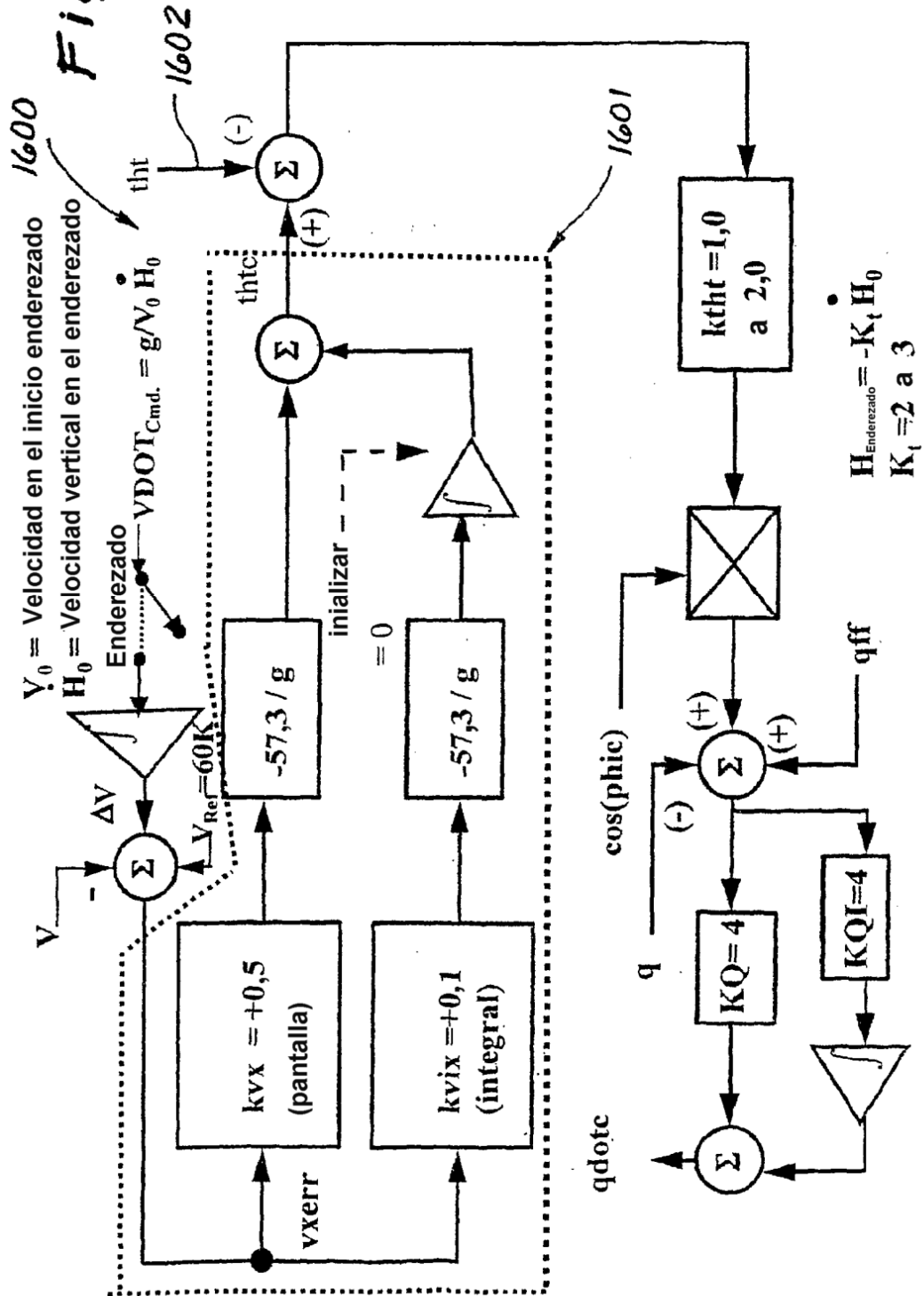
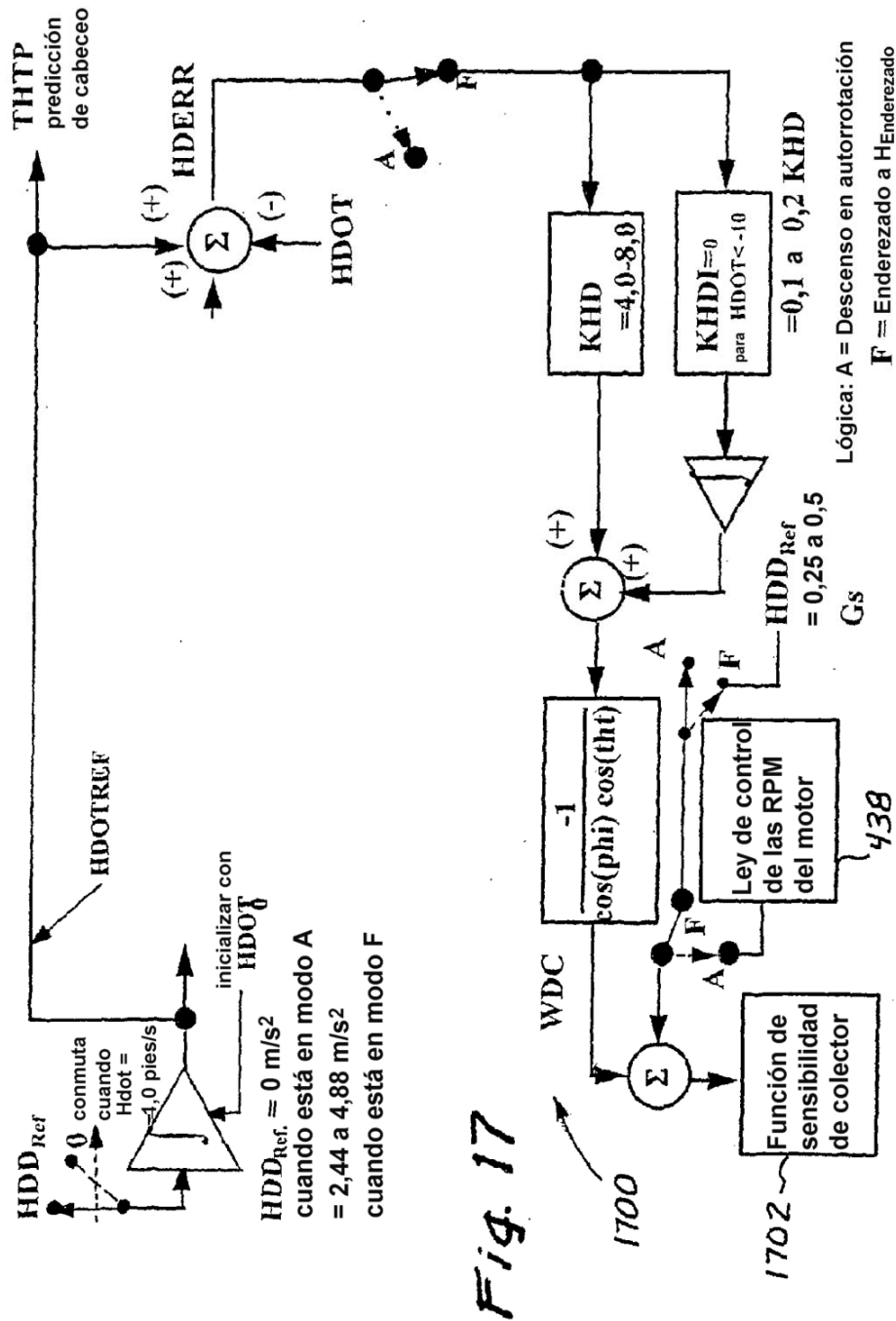


Fig. 15

Fig. 16





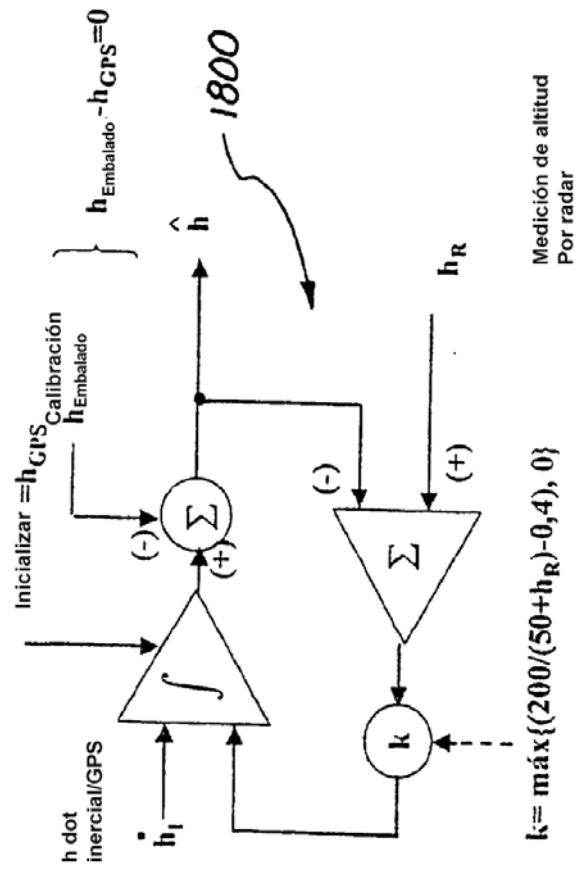


Fig. 18