



①9



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

①1 Número de publicación: **2 314 734**

⑤1 Int. Cl.:
B64D 39/00 (2006.01)

①2

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

⑨6 Número de solicitud europea: **05810520 .6**

⑨6 Fecha de presentación : **15.02.2005**

⑨7 Número de publicación de la solicitud: **1720767**

⑨7 Fecha de publicación de la solicitud: **15.11.2006**

⑤4 Título: **Sistema de reabastecimiento con retroalimentación de fuerza para aviones no tripulados.**

③0 Prioridad: **19.02.2004 US 782253**

⑦3 Titular/es: **The Boeing Company**
100 North Riverside Plaza
Chicago, Illinois 60606, US

④5 Fecha de publicación de la mención BOPI:
16.03.2009

⑦2 Inventor/es: **Bolling, John, G.**

④5 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
16.03.2009

⑦4 Agente: **Ungría López, Javier**

ES 2 314 734 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Sistema de reabastecimiento con retroalimentación de fuerza para aviones no tripulados.

5 Antecedentes de la invención**(1) Campo de la invención**

La presente invención se refiere a un sistema de reabastecimiento aéreo para aviones no tripulados. Más específicamente, la presente invención se refiere a un aparato y método para reabastecer un avión no tripulado en vuelo. El aparato es sensible a fuerzas detectadas que actúan sobre un receptáculo de reabastecimiento del avión por una sonda de reabastecimiento independiente, para controlar movimientos del avión cuando se está reabasteciendo, para reducir la magnitud de las fuerzas dirigidas y así mantener el acoplamiento del avión con la sonda de reabastecimiento.

15 (2) Descripción de la técnica relacionada

Los sistemas de reabastecimiento aéreos se han usado en aviones durante muchos años. Los sistemas encuentran uso exhaustivo en aviones militares para ampliar la distancia de desplazamiento y el tiempo de vuelo del avión. Un sistema de reabastecimiento típico emplea un receptáculo en el exterior del avión receptor que está diseñado para recibir y acoplarse a una sonda de reabastecimiento de un avión de suministro de combustible.

Durante el funcionamiento de un sistema de reabastecimiento típico de un avión, la sonda de reabastecimiento del avión de suministro de combustible se prolonga hasta una posición que está desplazada a una distancia suficiente del avión para permitir a un avión receptor aproximarse de modo seguro y acoplarse con la sonda prolongada. El avión receptor tiene un receptáculo de reabastecimiento en su exterior. El piloto del avión receptor maniobra el avión hasta una posición donde el extremo distal de la sonda de reabastecimiento del avión de suministro se recibirá en el receptáculo de reabastecimiento del avión receptor.

En sistemas de reabastecimiento en vuelo conocidos, el extremo distal de la sonda de reabastecimiento se une típicamente al avión receptor cuando el extremo distal de la sonda se recibe en el receptáculo de reabastecimiento del avión receptor. El acoplamiento entre la sonda de reabastecimiento y el receptáculo de reabastecimiento del avión receptor permite transferir con total seguridad el combustible del avión de suministro al avión receptor. Sin embargo, el acoplamiento entre la sonda de reabastecimiento del avión de suministro y el receptáculo de reabastecimiento del avión receptor no es lo suficientemente fuerte para mantener al avión receptor acoplado al avión de suministro. Es necesario que el piloto del avión receptor maniobre el avión y mantenga el avión en una posición en la que el acoplamiento entre la sonda de reabastecimiento del avión de suministro y el receptáculo de reabastecimiento del avión receptor se mantenga.

El creciente uso de aviones no tripulados en combate militar y en operaciones de reconocimiento así como en otras operaciones, ha dado como resultado la conveniencia de realizar reabastecimientos en vuelo de aviones no tripulados. Con la capacidad de reabastecer en vuelo el avión no tripulado, el avión puede incrementar su distancia de desplazamiento, incrementar su tiempo de vuelo, y en última instancia mejorar sus prestaciones para dirigir la misión para la que se haya elegido el avión no tripulado. Sin embargo, a diferencia de las operaciones de reabastecimiento realizadas por aviones tripulados en las que el piloto del avión receptor es capaz de maniobrar el avión para mantener el acoplamiento de la sonda de reabastecimiento con el avión de suministro de combustible, el reabastecimiento en vuelo de aviones no tripulados presenta problemas excepcionales. Puede entenderse que rastrear, captar o acoplar, y mantener el acoplamiento de una sonda de reabastecimiento con el receptáculo de reabastecimiento de un avión no tripulado que tenga poca o ninguna información visual sobre la localización de la sonda de reabastecimiento relacionada con el avión no tripulado puede ser extremadamente desafiante. Para complicar más la conveniencia de reabastecer un avión no tripulado, la flota actual existente de aviones cisterna de suministro impone restricciones de diseño adicionales en el reabastecimiento en vuelo de aviones no tripulados. En particular, cualquier sistema de reabastecimiento en vuelo para aviones no tripulados que requiera modificaciones o mejoras de los sistemas de control informático del avión cisterna de suministro puede criticarse por ser demasiado costoso y/o poco práctico para llevarlo a cabo.

El documento US 3917 196 describe un aparato para uso en orientación de vuelo de un avión para reabastecimiento. Para conseguir la reorientación se proyecta un rayo de luz modulado desde un avión transmisor hacia un avión receptor y se refleja de vuelta hacia el avión receptor mediante un retrorreflector montado sobre el avión receptor. El avión transmisor recibe el rayo de luz reflejado y este se concentra sobre la superficie de un tubo disector de imagen. La localización del rayo de luz reflejado sobre la superficie del tubo define la posición del avión receptor en acimut y elevación con respecto a la posición del avión transmisor. La distancia entre los dos aviones se determina por comparación de fase del rayo de luz transmitido con el rayo de luz recibido. Cuando se usa para reabastecimiento en vuelo, se montan más retrorreflectores sobre un brazo extensible de reabastecimiento y se usa una técnica similar para determinar la localización exacta del brazo extensible y su boquilla de reabastecimiento asociada. La información resultante se procesa mediante un ordenador digital y se usa para orientar automáticamente los dos aviones, y el brazo extensible y la boquilla, o para crear una pantalla(s) de visualización adecuada para que la use uno o ambos pilotos del avión, y el operador del brazo extensible, para orientar los dos aviones, y el brazo extensible y la boquilla.

Resumen de la invención

La presente invención proporciona un aparato y método para reabastecer en vuelo un avión no tripulado manteniendo el contacto entre el avión receptor no tripulado y una sonda de reabastecimiento independiente de un avión de suministro de combustible. El aparato y método controlan los movimientos del avión receptor, con lo que las fuerzas que actúan sobre un receptáculo de reabastecimiento del avión receptor por la sonda de reabastecimiento del avión de suministro se reducen a una magnitud que es lo suficientemente pequeña para evitar el desacoplamiento involuntario de la sonda de reabastecimiento del receptáculo de reabastecimiento del avión receptor.

El aparato de reabastecimiento en vuelo con retroalimentación de fuerza de la invención comprende básicamente un receptáculo de reabastecimiento modificado y un acoplador de control informatizado que comunica con el receptáculo y la arquitectura de control existente del avión receptor no tripulado.

El receptáculo de reabastecimiento del avión no tripulado puede ser cualquier tipo conocido de receptáculo de reabastecimiento de aviones que se haya modificado para el aparato de reabastecimiento de la invención. Una pluralidad de células de carga se monta en la carcasa estructural del receptáculo de reabastecimiento. Las células de carga se colocan estratégicamente sobre la carcasa del receptáculo para medir la magnitud y dirección de las fuerzas que actúan sobre la carcasa del receptáculo por la sonda de reabastecimiento independiente cuando se está realizando el reabastecimiento en vuelo. En una realización preferida, la pluralidad de células de carga se monta sobre el receptáculo de reabastecimiento para detectar las magnitudes y direcciones de las fuerzas externas que actúan sobre el receptáculo de reabastecimiento alrededor de los tres ejes perpendiculares mutuamente.

El acoplador de control usa la posición y la orientación del receptáculo de reabastecimiento en el avión respecto al centro de gravedad del avión para transformar las fuerzas constitutivas que actúan a lo largo de los tres ejes perpendiculares mutuamente en el receptáculo de reabastecimiento en fuerzas externas equivalentes y momentos que actúan sobre el centro de gravedad del avión no tripulado. El acoplador de control envía ordenes después a la arquitectura de control del avión para provocar que el avión se desplace de una manera en la que las fuerzas externas transformadas y los momentos que actúan sobre el centro de gravedad del avión disminuyan o se eliminen, y por lo tanto disminuyan o se eliminen las fuerzas externas empleadas por la sonda de reabastecimiento independiente sobre el receptáculo de reabastecimiento del avión.

Breve descripción de los dibujos

Se exponen más características de la invención en la siguiente descripción detallada de la realización preferida de la invención y en las figuras, en las que:

La figura 1 es una representación esquemática de un avión no tripulado que emplea el sistema de reabastecimiento en vuelo con retroalimentación de fuerza de la invención.

La figura 2 es una representación esquemática de una vista en planta del receptáculo de reabastecimiento modificado del avión de la figura 1;

La figura 3 es una representación esquemática de una vista frontal del receptáculo de reabastecimiento de la figura 2;

La figura 4 es una representación esquemática de una vista lateral del receptáculo de reabastecimiento de la figura 2; y,

La figura 5 es una representación esquemática de la arquitectura de control del avión y el acoplador de control del sistema de reabastecimiento en vuelo con retroalimentación de fuerza de la invención.

Descripción detallada de la realización preferida

La figura 1 muestra una representación esquemática de un avión (10) con el que se emplea el sistema de reabastecimiento en vuelo con retroalimentación de fuerza de la invención. En la realización preferida o mejor modo de la invención, se emplea en un avión no tripulado (10) para reabastecimiento del avión en vuelo. Sin embargo, se debe entender que el sistema de la invención puede emplearse en otros tipos de avión, incluyendo aviones tripulados. Básicamente, el sistema de reabastecimiento en vuelo con retroalimentación de fuerza de la invención se compone de un receptáculo de reabastecimiento modificado (12) del avión, y un acoplador de control informatizado (14) que comunica con el receptáculo de reabastecimiento modificado (12) y la arquitectura de control existente (16) del avión.

Las figuras 2-4 muestran representaciones esquemáticas del receptáculo de reabastecimiento (12) de la invención. El receptáculo de reabastecimiento (12) se sitúa en la parte posterior de una pasarela deslizante (22) que se oculta en la superficie exterior (24) del fuselaje del avión. El receptáculo de reabastecimiento (12) tiene una apertura receptora (26) situada en una pared posterior (28) de la pasarela deslizante. La apertura receptora (26) se dimensiona y configura para recibir el extremo distal de una sonda de reabastecimiento independiente (no mostrada) de un avión cisterna de suministro para reabastecimiento de un avión (10) en vuelo. A pesar de que la pasarela deslizante (22) y el receptáculo

de reabastecimiento (12) se muestran ocultos en la superficie exterior (24) del avión, el receptáculo de reabastecimiento (12) podría situarse en otras ubicaciones del avión (10) y el entorno mostrado en las figuras 2-4 no debe interpretarse como limitante.

5 Una pluralidad de detectores se posicionan en el receptáculo de reabastecimiento (12). En la realización preferida de la invención, se emplean tres pares de detectores redundantes. Para simplificar la descripción de la invención, se muestran representaciones esquemáticas de tres detectores (32), (34), (36) en las figuras 2-4. Aunque sólo se muestran tres detectores (32), (34), (36) en las figuras, debe entenderse que pueden emplearse detectores adicionales en el receptáculo de reabastecimiento (12) de la invención, y que en la realización preferida cada uno de los tres detectores
10 (32), (34), (36) es en realidad un par de detectores, proporcionando redundancia cada detector adicional del par en el aparato de la invención.

Un primer detector (32) de los tres detectores es una célula de carga que se sitúa en el receptáculo (12) para detectar la magnitud de las fuerzas ejercidas por una sonda de reabastecimiento independiente (no mostrada) sobre el receptáculo de reabastecimiento (12) a lo largo del eje X (42) del receptáculo. Un segundo detector (34) de los tres detectores es una célula de carga que se sitúa sobre el receptáculo de carga (12) para detectar la magnitud de las fuerzas ejercidas por la sonda de reabastecimiento (no mostrada) sobre el receptáculo (12) a lo largo del eje Y (44) del receptáculo. El eje Y del receptáculo (44) se orienta perpendicular al eje X del receptáculo (42) y se prolonga hacia un lado del eje X del receptáculo (42) como se muestra en la figura 2. Un tercer detector (36) de los tres detectores es una célula de carga situada sobre el receptáculo de reabastecimiento (12) para detectar la magnitud de las fuerzas ejercidas por la sonda de reabastecimiento (no mostrada) sobre el receptáculo de reabastecimiento (12) a lo largo del eje Z (46) del receptáculo. El eje Z del receptáculo (46) es perpendicular mutuamente con ambos eje X del receptáculo (42) y eje Y del receptáculo (44). Como se muestra en las figuras 2-4, las direcciones representadas por las flechas del eje X del receptáculo (42), el eje Y del receptáculo (44), y el eje Z del receptáculo (46) indican las direcciones de las fuerzas
25 positivas que actúan sobre el receptáculo de reabastecimiento (12) a lo largo de los ejes respectivos, entendiendo con ello que las fuerzas negativas ejercidas sobre el receptáculo de reabastecimiento (12) están en las direcciones opuestas de aquellas mostradas en las figuras.

Cada uno de los tres detectores de células de carga (32), (34), (36), se ubican estratégicamente en el receptáculo de reabastecimiento (12) de tal manera que miden la magnitud y dirección de la fuerza de acoplamiento que actúa sobre el receptáculo de reabastecimiento (12) mediante una sonda de reabastecimiento (no mostrada) acoplada con el receptáculo. El vector de fuerza tridimensional que actúa sobre el receptáculo de reabastecimiento (12) tiene componentes F_x , F_y , F_z en el sistema de tres ejes definido en el receptáculo de reabastecimiento (12). Las direcciones de los valores positivos de estos componentes de fuerza F_x , F_y , F_z se muestran en las figuras 2-4. La fuerza de tracción F_x es la fuerza ejercida por la sonda de reabastecimiento sobre el receptáculo de reabastecimiento (12) que tiende a sacar al receptáculo de su carcasa en el fuselaje del avión (24). Las otras dos fuerzas laterales, la fuerza lateral F_y , y la fuerza hacia abajo F_z , son normales a la fuerza de tracción F_x y emplean tensión sobre la carcasa estructural del receptáculo de reabastecimiento (12) en sus respectivas direcciones. De nuevo, las flechas mostradas en las figuras 2-4 indican las convenciones de signo positivo de la fuerza para los componentes de fuerza F_x , F_y , F_z .
40

El acoplador de control informatizado (14) se comunica con los tres detectores (32), (34), (36) del receptáculo de reabastecimiento (12) y con la arquitectura del sistema de control (16) del avión (10). El acoplador de control (14) usa la posición de montaje y orientación del receptáculo de reabastecimiento (12) respecto al centro de gravedad del avión (92) para transformar los componentes de fuerza del receptáculo F_x , F_y , F_z en fuerzas externas equivalentes y momentos que actúan sobre el centro de gravedad del avión (92).
45

La figura 5 es una representación esquemática de una arquitectura moderna del sistema de control de un avión. Generalmente, las arquitecturas del sistema de control de avión conocidas comprenden un componente guía de bucle externo (52), un componente de control de bucle interno (54), y un mezclador de superficie de control (56). Los componentes dentro de la línea discontinua (58) representan los componentes del sistema de reabastecimiento aéreo con retroalimentación de fuerza adicional de la invención. Estos incluyen el componente de conversión de la fuerza de la sonda, o el acoplador de control informatizado (14) descrito anteriormente. Los componentes incluyen también una serie de interruptores lógicos (62) que encaminan las señales de orden apropiadas al componente de control de bucle interno (54) y el mezclador de superficie de control del avión (56).
50

El componente guía de bucle externo (52) controla la dirección del avión como respuesta a las ordenes direccionales de entrada mediante las ordenes del factor de carga informatizado del avión (N_z) (64), índice de función del avión (p) (66), deslizamiento lateral del avión (B) (68), y de regulación (72).
55

El componente de control de bucle interno (54) mantiene el vuelo del avión estable mediante momentos ordenados informatizados o aceleraciones angulares (L , M , N) alrededor de los respectivos eje x , eje y , y eje z del avión como respuesta a las ordenes del factor de carga (64), índice de función (66), y deslizamiento lateral (68), al mismo tiempo que rechaza turbulencias tales como ráfagas de viento y mantiene las características de rendimiento de diseño.
60

El mezclador de superficie de control (56) envía ordenes de desviación de superficie de control a los accionadores de superficie de control del avión como respuesta a momentos ordenados ó aceleraciones angulares del componente de control de bucle interno (54).
65

ES 2 314 734 T3

Las conversiones de la fuerza de la sonda (82) convierten las fuerzas de acoplamiento sonda-receptáculo en fuerzas del eje del fuselaje del avión y momentos y ordenan el factor de carga del avión (64), índice de función (66), desplazamiento lateral (68), y regulador (72) para cancelar las fuerzas de acoplamiento.

5 Los interruptores lógicos (62) pasan las señales de las conversiones de la fuerza de la sonda (82) al componente de control de bucle interno (54) cuando la sonda de reabastecimiento esta conectada con el receptáculo de reabastecimiento (12). De otro modo, los interruptores lógicos (62) pasan las señales del componente guía de bucle externo (52) al componente de control de bucle interno (54).

10 La figura 1 representa un ejemplo hipotético del funcionamiento del sistema de reabastecimiento aéreo con retroalimentación de fuerza de la invención. Con el receptáculo de reabastecimiento (12) montado en el avión (10) mostrado en la figura 1, el receptáculo (12) se sitúa a 1,83 m (6 pies) delante del centro de gravedad del avión (92) y a 0,61 m (2 pies) por encima del centro de gravedad del avión (92). Además, el eje x del receptáculo (42) se fija a un ángulo de inclinación de 10 grados respecto a un eje longitudinal o eje x (94) del fuselaje del avión (10).

15 Para el ejemplo de la figura 1, se supone que la sonda de reabastecimiento (no mostrada) está ejerciendo una fuerza de tracción positiva sobre el receptáculo de reabastecimiento (12) de 907 Kg (2000 lbs). Para transformar la fuerza de tracción ejercida sobre el receptáculo de reabastecimiento (12) en el sistema de eje del fuselaje del avión a lo largo del eje longitudinal del avión (94), el acoplador de control informatizado (14) calcula una transformación trigonométrica para hacer girar el eje x del receptáculo de reabastecimiento (42) 10 grados hacia abajo alrededor del eje y (44) del receptáculo. De trigonometría básica, se deduce que:

$$\text{Cuerpo Fx} = \text{receptáculo Fx} * \cos (-10)$$

25 $\text{Cuerpo Fx} = 907 \text{ kg (2000 lbs.)} * 0,9848$

$$\text{Cuerpo Fx} = 893,6 \text{ kg (1970 lbs.)}$$

$$\text{Cuerpo Fz} = \text{receptáculo Fx} * \sin (-10)$$

30 $\text{Cuerpo Fz} = 907 \text{ kg (2000 lbs.)} * -0,1737$

$$\text{Cuerpo Fz} = -157,4 \text{ kg (347 lbs.)}$$

35 Como el receptáculo de reabastecimiento se monta en el avión (10) en una posición que está desplazada respecto al centro de gravedad del avión (92), las fuerzas transformadas Fx (96) y Fz (98) calculadas anteriormente también ejercen un momento de cabeceo o par de torsión (denominado M) sobre el avión que tiende a girar el morro del avión hacia abajo. Este momento se calcula de la siguiente manera:

40 $M = \text{cuerpo Fx} * \text{desviación z} - \text{cuerpo Fz} * \text{desviación x}$

$$M = 893,6 \text{ kg (1970 lbs.)} * -0,61 \text{ m (2 ft)} - -157,4 \text{ kg (347 lbs)} * 1,83 \text{ m (6 ft)}$$

$$M = 2,519 \text{ Kilonewton metros (1858 lbs - ft)}$$

45 Una vez transformadas las fuerzas de acoplamiento a fuerzas externas y momentos aplicados al centro de gravedad del avión (92), el acoplador de control (14) puede equilibrar las fuerzas. Los momentos externos ejercidos sobre el centro de gravedad del avión (92) se cancelan ordenando un momento de igual magnitud pero de dirección opuesta. Del ejemplo anterior, el acoplador de control ordena un momento de cabeceo positivo (morro hacia arriba) de 2,519 kilonewton metros (1858 lbs - ft) para cancelar el momento de acoplamiento ejercido sobre el centro de gravedad del avión (92). Las fuerzas externas transforman en aceleraciones ordenadas del avión (10) usando la masa del avión. De nuevo, haciendo referencia al ejemplo, cancelar la fuerza de acoplamiento a lo largo del eje x del avión (96), que es coaxial con el eje longitudinal del avión (94), requiere una aceleración positiva del avión (10) en la dirección a lo largo del eje x del avión (96), dando como resultado un aumento de la velocidad del avión. Las aceleraciones a lo largo del eje x del avión (96) se obtienen de manera más eficaz mediante cambios en los ajustes de regulación del motor del avión. Cancelar la fuerza de acoplamiento a lo largo del eje z del avión (98) requiere una aceleración negativa del eje z del avión, dando como resultado una ascensión del avión. Las aceleraciones a lo largo del eje z del avión (98) se obtienen normalmente mediante cambios en el factor de carga del avión. Las magnitudes de estas aceleraciones son inversamente proporcionales a la masa del avión.

60 Tal y como se ha explicado anteriormente, la transformación de los componentes del vector de la fuerza de acoplamiento de la sonda de reabastecimiento Fx, Fy, Fz que actúan sobre el receptáculo de reabastecimiento (12) en el sistema de ejes del fuselaje del avión sobre el centro de gravedad del avión (92) da como resultado fuerzas externas y vectores de momento aplicados sobre el centro de gravedad del avión (92). Cancelar las fuerzas externas y los vectores de momento es relativamente sencillo, ya que los componentes de momento se relacionan directamente con las aceleraciones angulares deseadas de alabeo (alas arriba/abajo), cabeceo (morro arriba/abajo), y guiñada (morro izquierda/derecha) del avión. Es típico de los aviones las capacidades de equilibrado que existen normalmente en los sistemas de control de aviones modernos. De este modo, las señales de momento externo (L, M, N) (67) para alabeo,

ES 2 314 734 T3

cabeceo y guiñada se inyectan cadena arriba del mezclador de superficie de control (56) como se muestra en la figura 5. Cancelar los vectores de fuerza externa requiere el uso de ambos determinantes de control aerodinámico y regulación del avión. El montaje de regulación se ajusta de acuerdo con el componente de fuerza a lo largo del eje x del avión (94) y se envía al sistema de control de propulsión. Los componentes restantes y y z de los vectores de fuerza externa se combinan en órdenes de aceleración normal (Nz) e índice de alabeo (p). Como alternativa, si el componente de fuerza a lo largo del eje y del avión, que es perpendicular al eje x del avión (96) y al eje z (98), es suficientemente pequeño, entonces se puede transformar en una orden de desplazamiento lateral (B), que permite al avión avanzar diagonalmente a su posición. Las ordenes normales de aceleración (64), índice de alabeo (66), y desplazamiento lateral (68) se envían al componente de control de bucle interno (54). Por último, un componente discreto lógico que se ajusta cuando el receptáculo (12) y la sonda de reabastecimiento entran en contacto, acciona las puertas lógicas para pasar las salidas de conversión de fuerza de la sonda del acoplador de control (14) a los otros componentes del sistema de control de vehículo aéreo. Durante el contacto sonda/receptáculo, los componentes guía de bucle externo del avión (52) están prácticamente inhabilitados. Por lo tanto, el avión se convierte de hecho en un “objeto remolcado” tras el avión de suministro.

Aunque el objeto de la invención se ha descrito anteriormente en referencia a una realización específica, debe entenderse que podrían hacerse modificaciones y variaciones al objeto de la invención sin alejarse del alcance de las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Un aparato para reabastecer un avión (10) en vuelo, comprendiendo el aparato:

un receptáculo de reabastecimiento (12) en el avión (10), adaptándose el receptáculo (12) para recibir una sonda de combustible independiente cuando reabastece el avión en vuelo;

al menos un detector (32, 34, 36) en el receptáculo (12), el detector (32, 34, 36) se adapta para las fuerzas de detección que actúan sobre el receptáculo (12) mediante una sonda de combustible recibida por el receptáculo (12) cuando reabastece el avión (10) en vuelo; y,

un acoplador de control (14) en el avión (10), comunicándose el acoplador de control (14) con el detector (32, 34, 36) y adaptándose para controlar el movimiento del avión (10) en vuelo como respuesta a las fuerzas que actúan sobre el receptáculo (12) que se detectan mediante el detector (32, 34, 36).

2. El aparato de la reivindicación 1, que comprende adicionalmente:

el avión (10) que es un avión no tripulado.

3. El aparato de la reivindicación 1, que comprende adicionalmente:

el detector (32, 34, 36) que es uno de una pluralidad de detectores en el receptáculo, adaptándose la pluralidad de detectores (32, 34, 36) para las fuerzas de detección que actúan sobre el receptáculo (12) mediante una sonda de combustible recibida por el receptáculo (12).

4. El aparato de la reivindicación 3, que comprende adicionalmente:

cada detector de la pluralidad de detectores (32, 34, 36) se adapta para detectar una magnitud de una fuerza externa que actúa sobre el receptáculo y una dirección de la fuerza externa que actúa sobre el receptáculo (12).

5. El aparato de la reivindicación 3, que comprende adicionalmente:

la pluralidad de detectores (32, 34, 36) incluye al menos tres detectores (32, 34, 36) que se sitúan en el receptáculo (12) para detectar las fuerzas externas que actúan sobre el receptáculo (12) a lo largo de tres ejes perpendiculares mutuamente.

6. El aparato de la reivindicación 5, que comprende adicionalmente:

cada uno de los tres detectores (32, 34, 36) se adaptan para detectar fuerzas externas que actúan sobre el receptáculo (12) en dos direcciones a lo largo de cada uno de los tres ejes perpendiculares mutuamente.

7. El aparato de la reivindicación 1, que comprende adicionalmente:

el avión (10) que tiene un centro de gravedad; y,

el acoplador de control (14) se adapta para transformar fuerzas que actúan sobre el receptáculo (12) en fuerzas externas equivalentes y momentos que actúan sobre el centro de gravedad del avión (10)

8. El aparato de la reivindicación 1, que comprende adicionalmente:

el detector (32, 34, 36) que se adapta para detectar una magnitud y dirección de las fuerzas externas que actúan sobre el receptáculo (12); y,

el acoplador de control (14) que se adapta para controlar el movimiento del avión (10) en una dirección que elimina la fuerza externa que actúa sobre el receptáculo (12).

9. El aparato de la reivindicación 1, que comprende adicionalmente:

el avión (10) que tiene una arquitectura de control (16) que incluye un componente guía de bucle externo (52), un componente guía de bucle interno (54) y un mezclador de superficie de control (56); y,

el acoplador de control (14) que se comunica con la arquitectura de control del avión (16).

ES 2 314 734 T3

10. El aparato de la reivindicación 9, que comprende adicionalmente:

el acoplador de control (14) que se comunica con el mezclador de superficie de control (56).

11. El aparato de la reivindicación 9, que comprende adicionalmente:

el acoplador de control (14) que se adapta para anular el componente guía de bucle externo del avión (52).

12. El aparato de la reivindicación 1, que comprende adicionalmente:

el receptáculo (12) que tiene un eje central que define direcciones opuestas positiva y negativa del eje X del receptáculo (42) a lo largo del eje central y define direcciones opuestas positiva y negativa del eje Y del receptáculo (44) que son perpendiculares a las direcciones del eje X del receptáculo (42) y define direcciones opuestas positiva y negativa del eje Z del receptáculo (44) que son perpendiculares a ambas direcciones del eje X del receptáculo (42) y direcciones del eje Y del receptáculo (44);

y el detector (32, 34, 36) es uno de una pluralidad de detectores que incluye un eje X del detector (32) que detecta fuerzas que actúan sobre el receptáculo a lo largo del eje X del receptáculo, un eje Y del detector (34) que detecta fuerzas que actúan sobre el receptáculo a lo largo del eje Y del receptáculo, y un eje Z del detector (36) que detecta fuerzas que actúan sobre el receptáculo a lo largo del eje Z del receptáculo.

13. El aparato de la reivindicación 12, que comprende adicionalmente:

el acoplador de control (14) que se comunica con el eje X del detector (32), el eje Y del detector (34) y el eje Z del detector (36) para recibir señales de los detectores que son representativas de las fuerzas que actúan sobre el receptáculo (12).

14. El aparato de la reivindicación 13, que comprende adicionalmente:

el eje X del detector (32), el eje Y del detector (34) y el eje Z del detector (36) que se adapta para producir señales que son representativas de ambas magnitud y dirección de las fuerzas que actúan sobre el receptáculo (12).

15. Un método para reabastecer un avión (10) en vuelo, comprendiendo el método:

proporcionar un receptáculo de reabastecimiento (12) en el avión (10),

recibir una sonda de reabastecimiento independiente mediante el receptáculo (12) cuando reabastece el avión (10) en vuelo;

proporcionar al menos un detector (32, 34, 36) en el receptáculo (12);

con el detector (32, 34, 36), detectar las fuerzas que actúan sobre el receptáculo (12) de la sonda de reabastecimiento recibida por el receptáculo (12);

proporcionar un acoplador de control (14) en el avión (10) que recibe señales del detector (32, 34, 36) que son representativas de las fuerzas que actúan sobre el receptáculo (12); y

con el acoplador de control (14), controlar los movimientos del avión (10) en vuelo que provocan la reducción de las fuerzas que actúan sobre el receptáculo (12).

16. El método de la reivindicación 15, que comprende adicionalmente:

con el acoplador de control (14), controlar los movimientos del avión (10) cambiando la aceleración del avión (10).

17. El método de la reivindicación 15, que comprende adicionalmente:

con el detector (32, 34, 36), detectar ambas magnitud y dirección de fuerzas que actúan sobre el receptáculo (12).

18. El método de la reivindicación 15, que comprende adicionalmente:

el avión (10) que es un avión no tripulado.

ES 2 314 734 T3

19. El método de la reivindicación 15, que comprende adicionalmente:

proporcionar una pluralidad de detectores (32, 34, 36) sobre el receptáculo (12) que detectan las fuerzas que actúan sobre el receptáculo (12) a lo largo de tres ejes perpendiculares mutuamente.

5

20. El método de la reivindicación 15, en el que el receptáculo de reabastecimiento (12) tiene un eje central que define direcciones opuestas positiva y negativa del eje X del receptáculo (42) a lo largo del eje central del receptáculo y define direcciones opuestas positiva y negativa del eje Y del receptáculo (44) que son perpendiculares a las direcciones del eje X del receptáculo (42) y define direcciones opuestas positiva y negativa del eje Z del receptáculo (46) que son perpendiculares a ambas direcciones del eje X del receptáculo (42) y el eje Y del receptáculo (44);

10

proporciona un detector en el eje X (32) sobre el receptáculo que detecta las fuerzas que actúan sobre el receptáculo a lo largo del eje X del receptáculo (42);

15

proporciona un detector en el eje Y (34) sobre el receptáculo que detecta las fuerzas que actúan sobre el receptáculo a lo largo del eje Y del receptáculo (44);

proporciona un detector en el eje Z (36) sobre el receptáculo que detecta las fuerzas que actúan sobre el receptáculo a lo largo del eje Z del receptáculo (46); en el que

20

el acoplador de control (14) se comunica con el eje X del detector (32), el eje Y del detector (34), y el eje Z del detector (36) para recibir señales de los detectores que son representativas de fuerzas que actúan sobre el receptáculo (12).

25

30

35

40

45

50

55

60

65

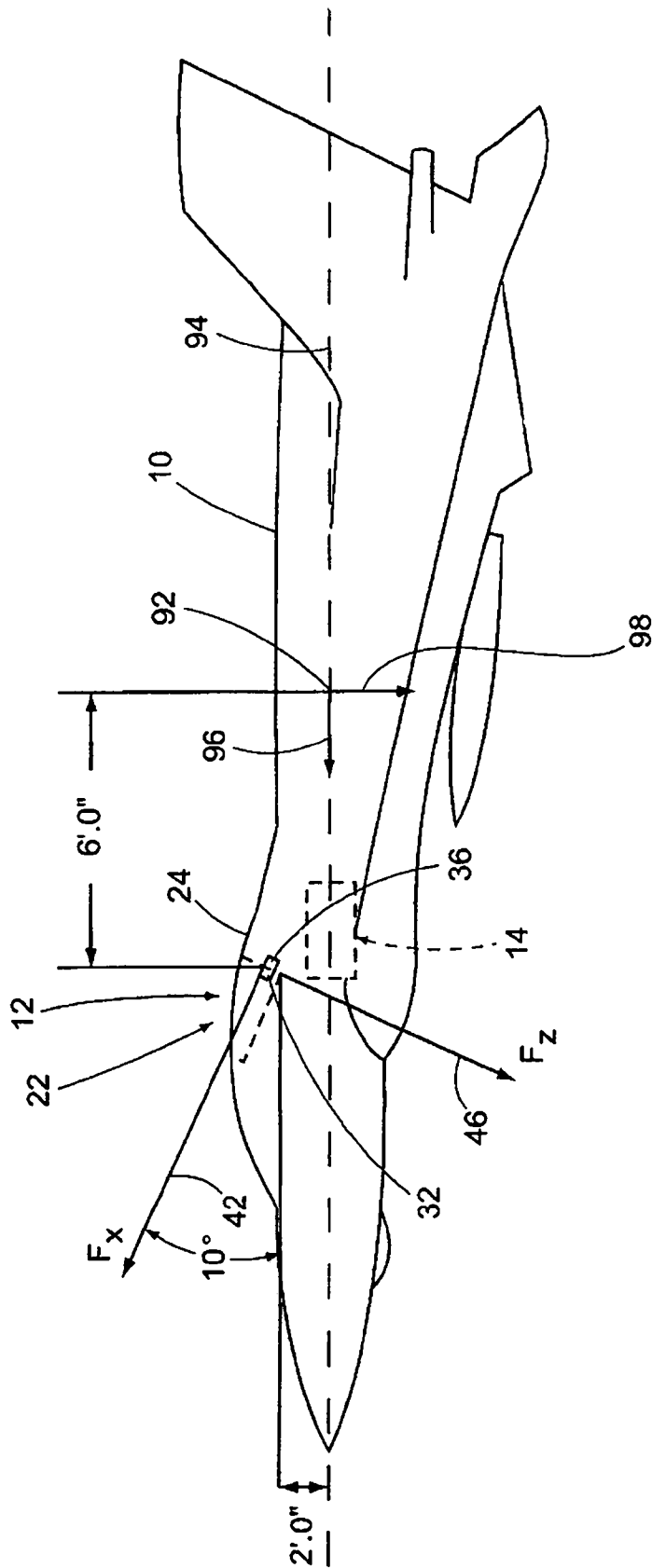
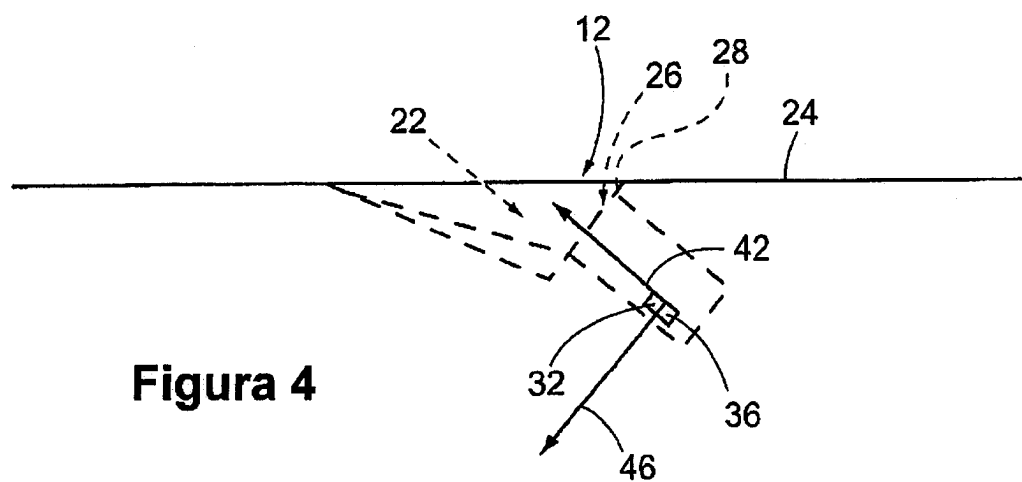
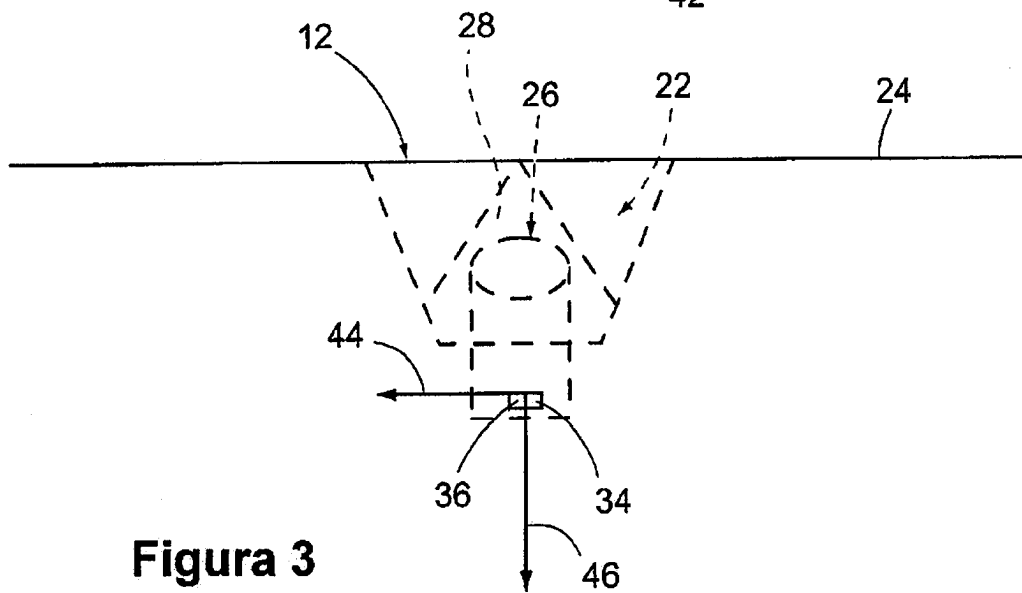
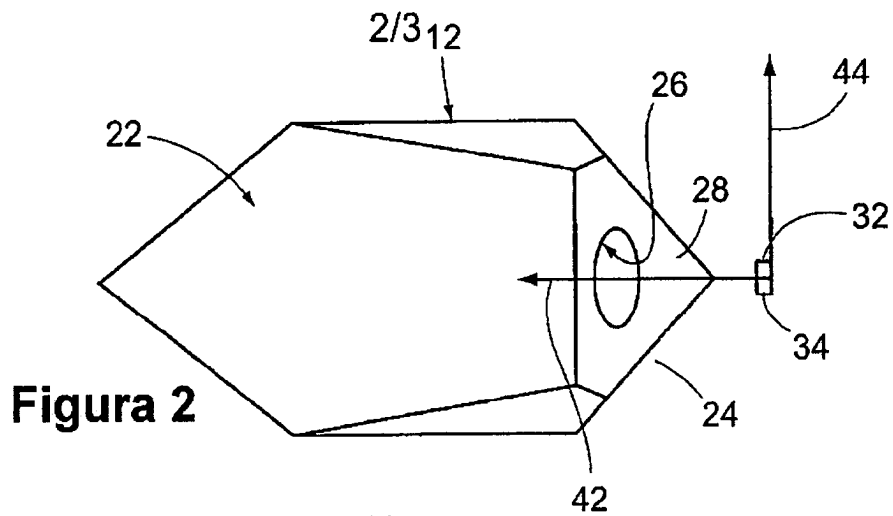


Figure 1



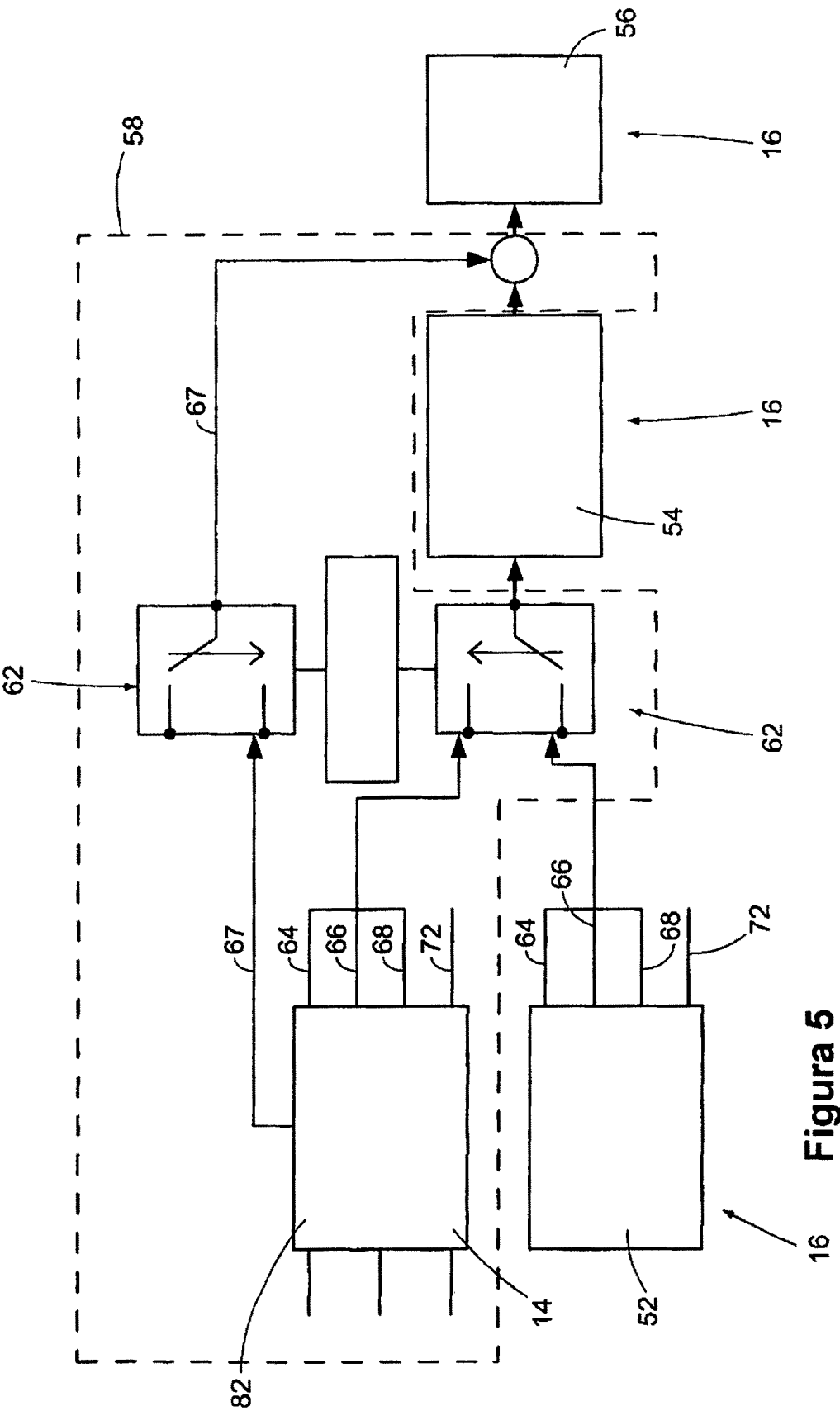


Figura 5