



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



① Número de publicación: **2 268 941**

② Número de solicitud: 200402643

⑤ Int. Cl.:  
**B64C 27/20** (2006.01)

⑫

PATENTE DE INVENCION

B1

⑫ Fecha de presentación: **03.11.2004**

⑬ Fecha de publicación de la solicitud: **16.03.2007**

Fecha de la concesión: **28.03.2008**

⑮ Fecha de anuncio de la concesión: **16.04.2008**

⑯ Fecha de publicación del folleto de la patente:  
**16.04.2008**

⑰ Titular/es: **Javier Argüelles Pañeda  
Núñez de Balboa, 31 - 3º 5  
28001 Madrid, ES**

⑱ Inventor/es: **Argüelles Pañeda, Javier**

⑳ Agente: **Álvarez López, Fernando**

⑳ Título: **Aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical.**

㉑ Resumen:

Aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical. La aeronave incluye un fuselaje (5) carente tanto de alas fijas como de elemento: móviles exteriores al mismo, en el que se establecen cuatro grupos carenados (1-2-3-4) de rotor y contrarrotor, contando cada grupo con aberturas en ambos extremos, superior e inferior, para permitir el flujo de aire a través de ellos, situándose dos (1-2) a nivel de proa y otros dos (3-4) a nivel de popa, y entre unos y otros la cabina (6) o zona de carga. El fuselaje (5) incorpora además un motor a reacción (7) con entradas de aire (8) y (9) y salida posterior (10) para los gases de turbina. Cada grupo rotor y contrarrotor está accionado por dos motores eléctricos independientes, de manera que la diferente velocidad de cada rotor y contrarrotor dentro de cada grupo permite maniobrar la aeronave en tres dimensiones.

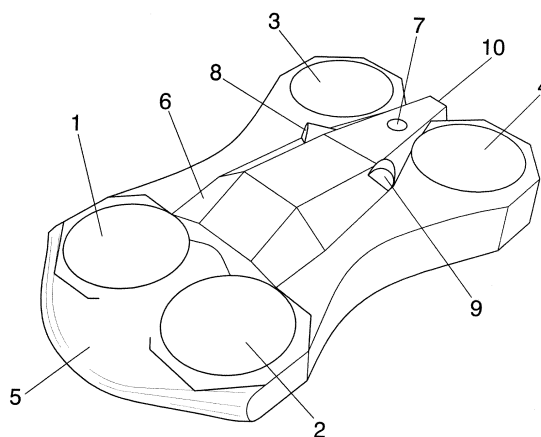


FIG. 1

ES 2 268 941 B1

Aviso: Se puede realizar consulta prevista por el art. 37.3.8 LP.

## DESCRIPCIÓN

Aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical.

### 5 Objeto de la invención

La presente invención se refiere a un vehículo ligero, concretamente a una aeronave, de despegue y aterrizaje vertical, dotado de medios que permiten que dicho vehículo pueda desplazarse vertical y horizontalmente, así como también de un movimiento combinado de los dos anteriores.

10 El objeto de la invención es conseguir una aeronave provista de un fuselaje sin alas fijas ni partes móviles externas al mismo, capacitada para alcanzar altas velocidades y con una gran capacidad y facilidad de maniobra, controlable tanto desde el interior de la aeronave como a distancia de la misma.

### 15 Antecedentes de la invención

En el ámbito de la aeronáutica existen dos conceptos básicos de aeronave, el de ala fija, con el que se corresponden los comúnmente denominados aeroplanos, y los de ala rotatoria comúnmente denominados helicópteros y que están capacitados para el despegue y aterrizaje vertical.

20 Existen no obstante aeronaves que incorporan estructuras motor/rotor pivotantes en los extremos de cada ala fija, de manera que pueden comportarse como helicópteros cuando los rotores se encuentren en posición vertical, y como aeroplanos cuando los rotores son inclinados 90° hacia delante, de manera que estas aeronaves con rotores inclinables desarrollan una mayor velocidad y tienen un alcance mayor que los helicópteros.

25 Son conocidas también soluciones intermedias entre los helicópteros y las aeronaves con rotor inclinable, entre las que cabe destacar la que se describe en la patente US 6.293.492, en la que se utilizan rotores coaxiales carenados con un método de control por variación de la velocidad diferencial entre ambos, siendo los rotores incunables y donde dichos rotores incorporan un sistema de rotor y de contrarrotor.

30 El ámbito de aplicación de esta patente corresponde al de las aeronaves con alas rotatorias tipo helicóptero.

### Descripción de la invención

35 La aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical que la invención propone constituye un notable avance tecnológico en este campo, de manera que, incluyendo un fuselaje, carece de alas fijas y de partes móviles externas al mismo, características estas últimas que permiten incrementar de forma notable tanto su velocidad como su maniobrabilidad, quedando todas las partes dedicadas a proporcionar la fuerza de sustentación alojadas en el interior del fuselaje.

40 Para ello la aeronave incorpora cuatro grupos de rotor y contrarrotor, carenados, para proporcionar sustentación y completa maniobrabilidad tridimensional.

45 Estos cuatro grupos carenados son inclinables y están combinados con un sistema de empuje vectorial para producir la fuerza de desplazamiento horizontal adicional.

50 De acuerdo con otra característica esencial de la invención los cuatro grupos rotores, que poseen cabezas de rotor no articuladas o fijas, son accionados por motores eléctricos independientes, alimentados por la planta de potencia a expensas de la energía cinética liberada por el sistema de empuje vectorial citado, concretamente de uno o más reactores.

55 La aeronave incorpora además medios de control electrónico, sensores y actuadores para realizar la interfase con los citados motores eléctricos, planta de potencia, baterías, y sistemas de empuje vectorial, para manejar el vehículo, bien a distancia por medio de un radioenlace telemático, o bien desde dentro de dicho vehículo por medio de un enlace por cable eléctrico.

### Descripción de los dibujos

60 Para complementar la descripción que se está realizando y con objeto de ayudar a una mejor comprensión de las características del invento, de acuerdo con un ejemplo preferente de realización práctica del mismo, se acompaña como parte integrante de dicha descripción, un juego de dibujos en donde con carácter ilustrativo y no limitativo, se ha representado lo siguiente:

65 La figura 1.- Muestra una representación esquemática en perspectiva de una aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical realizada de acuerdo con el objeto de la presente invención.

La figura 2.- Muestra una representación también esquemática de un perfil de la misma aeronave.

## ES 2 268 941 B1

La figura 3.- Muestra, según una vista superior, el diagrama del chasis del fuselaje de la aeronave, con detalle de los grupos rotores.

5 La figura 4.- Muestra, según una representación esquemática en perspectiva y en explosión, la estructura simplificada de uno de los grupos rotor y contrarrotor.

La figura 5.- Muestra una representación esquemática en alzado lateral y en sección del conjunto de la figura anterior, debidamente montado.

10 La figura 6.- Muestra una representación esquemática en planta superior de un conducto de carenado con su correspondiente grupo rotor y contrarrotor.

15 La figura 7.- Muestra una representación similar a la figura 1, a la que se han incorporado los vectores correspondientes a las diferentes fuerzas producidas por uno de los grupos rotor y contrarrotor.

La figura 8.- Muestra un diagrama de la composición de fuerza resultante de la interacción de las fuerzas creadas por cada uno de los cuatro grupos rotor y contrarrotor, y el peso de la aeronave.

20 La figura 9.- Muestra, finalmente, un diagrama de bloques simplificado correspondiente al control electrónico de todo el sistema.

### Realización preferente de la invención

25 En la perspectiva de la figura 1 se muestra, sobre el fuselaje (5) de la aeronave, la disposición de los cuatro rotores carenados, el frontal de estribor (1), el frontal de babor (2), el trasero de estribor (3) y el trasero de babor (4), así como la cabina (6) y la disposición del motor a reacción (7) para desplazamiento horizontal de la aeronave, con sus entradas de aire a estribor (8) y a babor (9), así como la correspondiente salida (10) de los gases de la turbina.

30 La disposición de estos elementos se observa también y con mayor claridad en la figura 2.

En la figura 2 sólo se ve el costado de babor, por tanto sólo se pueden apreciar las entradas (11 y 12) y salidas (13 y 14) de aire del conducto carenado de los grupos rotor y contra rotor 2 y 4.

35 Los grupos carenados de rotor y contrarrotor (1-2-3-4) proporcionan fuerzas de sustentación y fuerzas transversales al eje longitudinal del fuselaje (5) del vehículo, proporcionando una capacidad de maniobra tridimensional completa. Cada uno de estos grupos incluye por lo menos un rotor girando en el sentido de las agujas del reloj y al menos un rotor girando en sentido contrario, siendo cada uno de estos grupos, conjuntamente con el carenado que los envuelve, incunables mediante bisagras o ejes de pivotamiento (15-16-17-18-19-20-21-22), especialmente visibles en la figura 3, en la que el chasis correspondiente a la cabina de la aeronave aparece referenciado con (23).

40 Cada grupo rotor-contrarrotor (1-2-3-4), como se observa en la figura 4, cuenta con dos motores eléctricos e independientes (24) y (25) que, a través de transmisiones también independientes (26) y (27), transmiten el movimiento al eje (28) que soporta el rotor (29), y al eje (31) que soporta el contrarrotor (30), de manera que la independencia entre dichos motores (24) y (25) permite al rotor (29) girar en el sentido de las agujas del reloj a igual o diferente velocidad que el contrarrotor (30) que gira en sentido contrario.

45 La cabeza de rotor fija del rotor que gira en el sentido de las agujas del reloj está sujeta al eje 28, y la cabeza de rotor fija del que lo hace en sentido contrario está, a su vez, sujeta al eje 31. Ambos ejes están soportados por rodamientos (34) y junto con sus motores eléctricos están unidos al carenado tubular por medio de una estructura radial (32) según se muestra en la figura 5; en dicha figura, y por motivos de claridad se ha representado un solo radio (32), en la figura 6, que muestra una vista en planta del sistema de rotor y contra rotor se aprecian tres radios distribuidos equiangularmente, y que se usan para soportar los ejes de los rotores así como los motores eléctricos, permitiendo su movimiento solidario con el carenado tubular cuando éste es inclinado respecto al plano horizontal.

55 En la figura 6 se observa como cada uno de los grupos rotor y contrarrotor es capaz de bascular sobre las bisagras o ejes de pivotamiento (17-18) hasta cotas de  $\pm 30^\circ$  con respecto al plano horizontal, con la ayuda de servomecanismos de los que se hablará más adelante, figura en la que se observa también la disposición de los tres radios de sujeción al carenado (32), equiangularmente distribuidos, a que se ha hecho mención con anterioridad. Por su parte, cada motor eléctrico (24-25) dispone de un controlador de velocidad electrónico.

60 En la figura 7 se muestra vista en perspectiva de la aeronave resaltando las diferentes fuerzas producidas por el grupo rotor-contrarrotor frontal de estribor (1), y más concretamente el vector (37) corresponde a la fuerza de sustentación debida al giro de los rotores, los vectores (38) y (39) representan las variaciones de dicha fuerza debidas a la inclinación del conducto (36) del carenado en el que se alojan los rotores y, dado que las velocidades de rotación entre el rotor que gira en el sentido de las agujas del reloj y el rotor que lo hace en sentido contrario son controlables independientemente, creando una diferencia entre ellas, el momento angular que aparece podría crear un par de torsión responsable de fuerzas transversales, positivas o negativas según el sentido del diferencial de velocidad angular de los rotores, las cuales también se modificarán cuando se incline el conducto del carenado de los rotores, habiéndose

## ES 2 268 941 B1

referenciado con (40), (41) y (42) los vectores que representan dichos pares de torsión, a vectores que también han sido representados en el diagrama de la figura 8, correspondiente a los cuatro grupos de rotor y contrarrotor (1-2-3-4).

5 Concretamente en esta figura 8 los citados cuatro vectores de torsión aparecen referenciados con (41), (46), (48) y (50), correspondiendo la referencia (43) al centro de gravedad del vehículo, en el que se sitúa el vector (44) que representa su peso, mientras que los vectores (37), (45), (47) y (49) representan las fuerzas de sustentación creadas por los cuatro grupos rotor y contrarrotor (1-2-3-4), respectivamente. Los vectores (41), (46), (48) y (50) representan el par de torsión producido por los cuatro grupos rotor y contrarrotor (1-2-3-4), respectivamente, cuando las velocidades rotacionales en el sentido de las agujas del reloj y en el sentido contrario son diferentes. Dichos pares de torsión 10 pueden ser positivos y negativos, dependiendo de la diferencia entre dichas velocidades de rotación; los pares de torsión también pueden ser cancelados si así se requiere. Además, cada grupo rotor y contrarrotor puede ser inclinado independientemente, con lo que las fuerzas descritas anteriormente podrían ser inclinadas también.

15 Para controlar la maniobra del vehículo alrededor del eje longitudinal (53) del fuselaje (5), se requiere desbalancear las fuerzas (37-47-45-49). El par de torsión de cualesquiera de los grupos rotor y contrarrotor (1-2-3-4) puede ser usado para controlar la maniobra del vehículo alrededor del eje gravitatorio (52). La maniobra del vehículo alrededor del eje transversal (51) al fuselaje (5) del vehículo, puede ser lograda desbalanceando las fuerzas (52-49) y (37-45). Además, el fuselaje del vehículo puede moverse a lo largo del eje longitudinal (53) cuando las fuerzas (47-49) y/o (37-45) son inclinadas hacia delante o hacia atrás.

20 El motor a reacción (7) es usado tanto para proporcionar una fuerza de impulso adicional para mover el vehículo a lo largo del eje longitudinal (53), como generador de potencia para suministrar la energía eléctrica necesaria para operar los motores eléctricos (24-25) y los dispositivos de control electrónico anteriormente citados. Unas baterías de reserva están previstas para mantener la funcionalidad de los circuitos en el caso de fallo en la planta de potencia.

25 Así pues, la operación y maniobra del vehículo se logra, por un lado, controlando las velocidades absolutas y relativas de una serie de motores eléctricos, y por otro lado, actuando sobre los servomecanismos que inclinan los rotores.

30 En la figura 10 se muestra el diagrama de bloques con el sistema de control.

En el fotograma de la figura 10, cada grupo rotor y contrarrotor (1-2-3-4) está reflejado con un conjunto de dos rotores, uno superior (54-56-58-60) y otro inferior (55-57-59-61). Ambos tienen controladores de velocidad electrónicos (62) independientes, así como también sensores de velocidad angular. Además, cada grupo rotor y contrarrotor 35 está carenado en un conducto que tiene un servomecanismo para controlar su inclinación. Los circuitos electrónicos de control de velocidad y los servomecanismos de inclinación (63) están operados por un microcontrolador (64).

En dicha figura el motor a reacción (7), junto con su depósito de combustible (65), está asistido también por unos circuitos electrónicos de control (66) para arrancar y operar la turbina, circuitos que a su vez están manejados por un microcontrolador (67) para ajustar la fuerza de impulso requerida de acuerdo con las condiciones de vuelo. Además, una planta de potencia (68) transforma parte de la energía mecánica proporcionada por el motor a reacción (7) en potencia eléctrica. La funcionalidad de la planta de potencia (68) es controlada por medio de un microcontrolador dedicado (69), y la potencia eléctrica regulada y almacenada temporalmente en un conjunto de baterías (70), que actúan como sistema de reserva en caso de fallo de dicha planta de potencia.

45 La interfase (71) con el piloto se lleva a cabo usando los microcontroladores dedicados a operar los motores (64), la planta de potencia (69) y el motor de reacción (67). Dicha interfase puede ser manual (71') o automática (71'') y el control del vehículo puede efectuarse remotamente o desde dentro del propio vehículo por medio de un enlace cableado. La interfase automática es realizada usando un microcontrolador (72) dedicado a la navegación, 50 teniendo sensores de posición (74), de dirección (75), de velocidad (76) y de aceleración (77). El microcontrolador de navegación también gobierna una pantalla (73) para informar al piloto sobre las condiciones de vuelo cuando el control se efectúa en modo manual.

55 En una alternativa de realización práctica de la invención, la interfase del piloto anteriormente descrita podría permitir también el control y la operación del vehículo remotamente vi a un radioenlace. En dicho caso la zona de carga útil (6) del vehículo no tendría por qué ser necesariamente en forma de una cabina, siendo posibles diversas configuraciones como vehículo aéreo no tripulado.

60 Tal como se ha apuntado con anterioridad, la aeronave puede disponer de más de un motor a reacción (7).

Los grupos rotor y contrarrotor (1-2-3-4) podrían tener más de un rotor girando en sentido de las agujas del reloj, y el mismo número de rotores girando en sentido contrario. Todos los rotores girando en el sentido de las agujas del reloj estarían impulsados por un mismo motor eléctrico mientras que todos los rotores girando en sentido contrario 65 estarían a su vez impulsados por un mismo motor eléctrico.

De manera análoga en otra alternativa de realización de la invención, los grupos rotor y contrarrotor (1-2-3-4) podrían tener más de dos álabes por cada cabeza de rotor.

## ES 2 268 941 B1

De acuerdo con la estructuración descrita, las maniobras para control del vuelo de la nave, en lo que se refiere a su despegue, vuelo y aterrizaje, serían las siguientes:

Partiendo de una situación inicial en la que la aeronave yace en tierra y se pretende que el vehículo despegue y se mantenga en vuelo estacionario a una cierta altitud sobre la vertical del punto de despegue, se realizarían las siguientes actuaciones por parte de los diversos micro controladores:

- Controlador del navegador para verificar situación actual.
- Controlador de la planta de potencia y del motor de reacción para iniciar la operación.
- Controlador del motor de reacción para establecer fuerza propulsora en mínimo.
- Controlador de rotor para verificar sensores de velocidad rotacional y sensores de inclinación.
- Controlador de rotor para posicionar los módulos de control de velocidad a la misma velocidad rotacional.
- Controlador de rotor para verificar sensores de velocidad rotacionales.
- Controlador de rotor para incrementar la velocidad rotacional en todos los módulos de control de velocidad.
- Controlador de navegador para verificar la posición actual y comparar con la altitud objetivo.

Suponiendo que no haya rachas de viento lateral que muevan el vehículo de su posición actual.

- Controlador de navegación para detectar la posición actual que se ha alcanzado.
- Controlador de rotor para mantener las configuraciones actuales a todos los módulos de control de velocidad.
- Controlador de rotor para comprobar los valores de sensores de velocidad rotacional.
- Controlador de navegador para comprobar los valores de posición actual y compararla con posición objetivo.

Los gases de salida del motor a reacción producen siempre un empuje en el desplazamiento residual del vehículo, aún cuando el motor esté funcionando sólo para alimentar la planta de potencia, por lo que debe efectuarse además:

- Controlador de rotor para inclinar hacia atrás los conductos traseros.
- Controlador de rotor para aumentar las configuraciones de velocidad rotacional de los rotores traseros.
- Controlador de navegador para verificar posición actual.
- Controlador de los rotores: mantener los ajustes de operación actuales, y/o reaccionar ante cambios en las coordenadas de posición detectados por el controlador de navegación.

Si a partir de la situación anterior se pretende que el vehículo ponga rumbo norte y comience a desplazar se horizontalmente, así como también si se suponen rachas de viento lateral que podrían hacer derivar el rumbo del vehículo.

- Controlador de navegador para comprobar los valores de posición actual y leer coordenadas objetivo.
- Controlador de rotor para comprobar los valores de sensores de velocidad rotacional y sensores de inclinación.
- Controlador de rotor para inclinar conductos posteriores hacia delante hasta que se alcanza una posición neutra.
- Controlador de rotor para corregir velocidad rotacional de conductos posteriores para compensar variación de inclinación. Los gases de salida del motor a reacción, aún cuando éste opera al mínimo sólo para alimentar la planta de potencia, producen un impulso horizontal residual que tiende a mover el vehículo.
- Controlador de planta energética para comprobar los valores de la posición actual.
- Controlador del motor de reacción para comprobar los valores de situación actual.

## ES 2 268 941 B1

Suponiendo que la corrección de rumbo precisa hacer girar la nave, sobre el eje vertical que marca la fuerza gravitatoria, en el sentido de las agujas del reloj, es decir, virar a estribor.

- 5 - Controlador de rotor para aumentar la velocidad de giro del rotor de estribor frontal inferior, (aquel que gira en el sentido contrario al de las agujas del reloj).
- Controlador de rotor para reducir la velocidad de giro del rotor de estribor frontal superior, (aquel que gira en el sentido de las agujas del reloj).
- 10 - Controlador de navegador para comprobar los valores de posición actual y rumbo.
- Controlador de navegador para informar al controlador del rotor cuando se alcance el rumbo objetivo.
- Controlador de rotor para corregir las velocidades de rotación de los rotores de estribor frontales, el superior y el inferior, y cancelar el momento de torsión debido al diferencial de velocidad entre ambas.
- 15 - Controlador de rotor para comprobar los valores de todas las velocidades rotacionales de los rotores.
- Controlador de navegador para comprobar los valores de posición actual y rumbo.
- 20 - Controlador de motor a reacción para establecer el impulso del motor de acuerdo con la velocidad objetivo de crucero.
- Controlador de navegador para. comprobar los valores de condiciones de vuelo crucero.

25 Suponiendo que aparecen rachas de viento cruzado que derivan el rumbo del vehículo hacia el oeste, este debe compensar la deriva girando a estribor.

- 30 - Controlador de navegador para comprobar los valores de posición actual y determinar rumbo hacia la posición objetivo.
- Controlador de rotor actúa para disminuir la velocidad de rotación del rotor de estribor frontal superior.
- Controlador de rotor actúa para aumentar la velocidad de rotación del rotor de estribor frontal inferior.
- 35 - Controlador de navegador para comprobar los valores de posición actual y rumbo.
- Controlador de rotor para corregir velocidades rotacionales de los rotores de estribor frontal superior e inferior.

40 Suponiendo que cesa la deriva causada por el viento lateral y se precisa corregir el rumbo nuevamente.

- Controlador de navegador para comprobar los valores de posición actual y rumbo.
- 45 - Controlador de rotor para igualar las velocidades de rotación de los rotores de estribor frontal inferior y superior.
- Controlador de navegador para comprobar los valores de posición actual y rumbo.
- 50 - Controlador de navegador para informar al controlador de rotor cuando se alcance el rumbo objetivo.

Quando a partir de la situación previa se pretende aumentar la altitud y acelerar hasta alcanzar condiciones de vuelo de crucero, para luego hacer un giro de 90° a la derecha.

- 55 - Controlador de rotor para comprobar los valores de sensores de velocidad rotacionales y sensores de inclinación también.
- Controlador de rotor para incrementar la velocidad rotacional configurando todos los módulos de control de velocidad al mismo valor.
- 60 - Controlador de navegador para comprobar los valores de situación actual y para informar al controlador de rotor cuando se alcance la altitud objetivo.
- Controlador de rotor para establecer valores de control de velocidad requeridos para mantener la altitud
- 65 objetivo.
- Controlador del motor de reacción para aumentar fuerza propulsora.

## ES 2 268 941 B1

- Controlador de navegador para comprobar los valores de velocidad actual y para informar al controlador del motor de reacción cuando se alcance la velocidad objetivo del crucero.
- Controlador del motor de reacción para establecer valor deseado de fuerza propulsora.
- Controlador de central de potencia para comprobar los valores de situación de dicha central.

Para girar el vehículo desplazándose a alta velocidad, éste debería inclinar se alrededor del eje longitudinal del mismo (bajar el lado interior en el giro) al tiempo que se efectúa la maniobra de corrección de rumbo.

- Controlador de rotor para comprobar los valores de los sensores de velocidad rotacional.
- Controlador de rotor para aumentar la velocidad de rotación de los rotores de babor, frontal superior e inferior y posterior superior e inferior.
- Controlador de rotor para aumentar la velocidad de rotación del rotor de estribor frontal inferior, y disminuir la velocidad de rotación del rotor de estribor frontal superior en la misma cantidad al objeto de mantener el empuje ascensional global del grupo rotor-contrarrotor frontal de estribor constante.
- Controlador de navegador para comprobar los valores de variación de rumbo para informar al controlador de rotor cuando se alcance el rumbo objetivo.
- Controlador de rotor para establecer módulos de control de velocidad frontales y traseros al valor previo.
- Controlador de rotor para corregir todos los módulos de control de velocidad estableciendo valores de acuerdo con la altitud actual *versus* la altitud objetivo.
- Controlador de rotor para comprobar los valores de sensores de velocidad rotacional y sensores de inclinación.
- Controlador de navegador para comprobar los valores de situación actual.

En el momento del aterrizaje.

- Controlador del motor de reacción para establecer fuerza propulsora en valor mínimo.
- Controlador de central de energía para comprobar los valores de situación de la misma.
- Controlador de navegador para comprobar los valores de velocidad actual de crucero y valores de altitud.
- Controlador de rotor para inclinar hacia atrás (lo máximo posible) los conductos traseros. Esto reduce el empuje de sustentación y el tiempo crea un impulso horizontal al sentido contrario al de desplazamiento para frenar el vehículo.
- Controlador de navegador para comprobar los valores de velocidad y altitud.
- Controlador de rotor para aumentar las configuraciones de velocidad rotacional de todos los conductos si la altura no es suficiente.
- Controlador de navegador para comprobar los valores de situación actual y para informar al controlador rotor cuando se alcanza el vuelo estacionario.

Cuando se esté en vuelo estacionario, control de rotor para reducir todos los módulos de control de velocidad a fin de reducir la altitud.

- Controlador de navegador para comprobar los valores de aceleración vertical y para informar al controlador de rotor.
- Controlador de rotor para mantener todos los rotores girando a la misma velocidad rotacional, e incrementar o reducir dicha velocidad de acuerdo con la información de aceleración vertical del control de navegador hasta que el aterrizaje sea completado.
- Controlador de navegador para comprobar los valores de situación actual si la tierra es segura, entonces informar a los controladores de rotor, motor de reacción, y de central de energía, que paralizen las operaciones de rotores, central de energía y motor de reacción.

REIVINDICACIONES

5 1. Aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical, del tipo de las que incorporan rotores coaxiales carenados con medios de control o variación de la velocidad diferencial entre ellos, y en los que dichos rotores son incunables, **caracterizada** porque está compuesta mediante un fuselaje (5) carente de alas fijas y de partes móviles externas al mismo, fuselaje en el que se establecen cuatro grupos (1-2-3-4) de rotor y contrarrotor, de cabeza fija, carenados y dispuestos dentro de dicho fuselaje, dos a proa y dos a popa, que son incunables según un eje transversal al longitudinal del fuselaje por medio de servomecanismos de control, con la especial particularidad de que dichos rotores están accionados por motores eléctricos.

15 2. Aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical, según reivindicación la, **caracterizada** porque cada grupo rotor-contrarrotor está provisto de dos ejes coaxiales (28-31), enfrentados entre si pero físicamente independientes, cada uno de los cuales soporta una cabeza de rotor fija (29-30) con alabes y es movido por un motor eléctrico propio (24-25), con transmisión (26-27) independiente para cada motor.

20 3. Aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical, según reivindicaciones anteriores, **caracterizada** porque cada uno de los grupos rotor-contrarrotor (1-2-3-4) está montado con posibilidad de basculación sobre bisagras o ejes de pivotamiento (15-16-17-18-19-20-21-22) establecidos en sus correspondientes alojamientos, los cuales cuentan con respectivas entradas y salidas de aire (11-13), (12-14) que atraviesan el fuselaje (5).

25 4. Aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical, según reivindicaciones anteriores, **caracterizada** porque puede incluir también un motor a reacción (7) para producir el empuje horizontal del vehículo, que alimenta también una planta de potencia (68) capaz de proporcionar potencia eléctrica para alimentar los motores eléctricos (24-25) y los sistemas eléctricos de control.

30 5. Aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical, según reivindicaciones anteriores, **caracterizada** porque en el sistema de control electrónico, que permite maniobrar la aeronave en tres dimensiones, participan sensores de velocidad de rotación de cada rotor, sensores de inclinación de cada grupo rotor-contrarrotor, sensores de temperatura, altitud, velocidad del aire, aceleración vertical, posicionamiento global, orientación y demás parámetros para gobierno de la nave.

35 6. Aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical, según reivindicación 5ª, **caracterizada** porque el gobierno de dicha aeronave se logra por medio de un sistema de control electrónico, que envía impulsos eléctricos de control que determinan individualmente la velocidad de rotación de cada uno de los motores eléctricos, y la posición de los servomecanismos que fijan la inclinación de los rotores y su carenado tubular, sistema que permite ajustar conjuntamente la velocidad angular de un grupo rotor contrarrotor al objeto de determinar la fuerza de sustentación atribuida al mismo, y también permite ajustar el diferencial de velocidad angular de un conjunto rotor contrarrotor al objeto de crear y controlar un par de torsión que provoque el giro de la aeronave con respecto al eje vertical.

40 7. Aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical, según reivindicaciones 5ª y 6ª, **caracterizada** porque el sistema de control electrónico es gobernado o manejado localmente, por el piloto de la aeronave, o alternativamente por un radio-enlace telemático.

45 8. Aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical, según reivindicaciones anteriores, **caracterizada** porque cada grupo rotor-contrarrotor puede incorporar dos o más cabezas fijas de rotor girando solidariamente en el sentido de las agujas del reloj, y el mismo número de cabezas fijas de rotor girando solidariamente en sentido contrariamente.

50 9. Aeronave ligera de despegue y aterrizaje vertical, según reivindicaciones anteriores **caracterizada** porque incorpora dos o más motores a reacción.

55

60

65

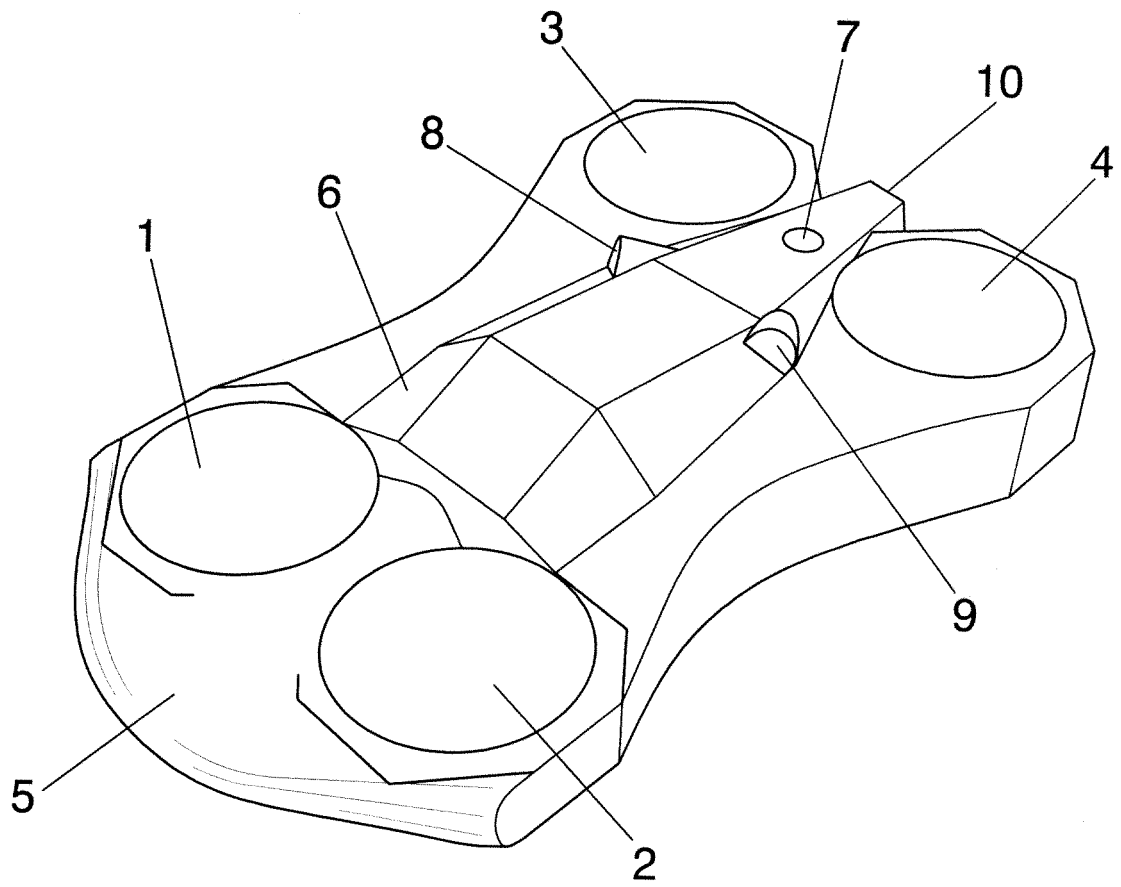


FIG. 1

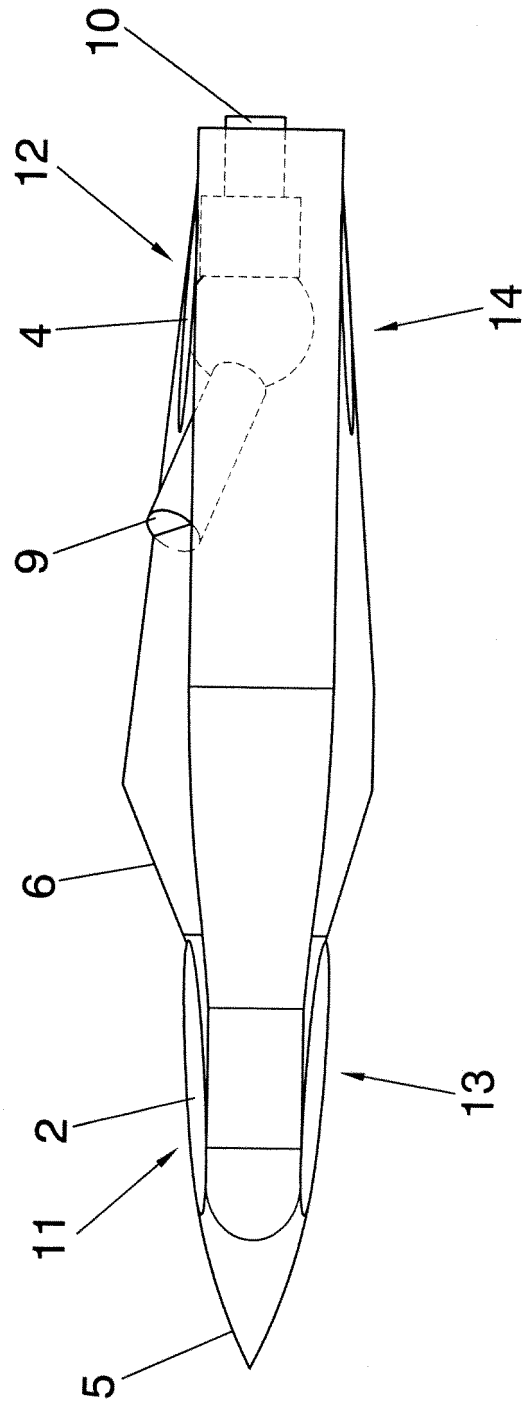


FIG. 2

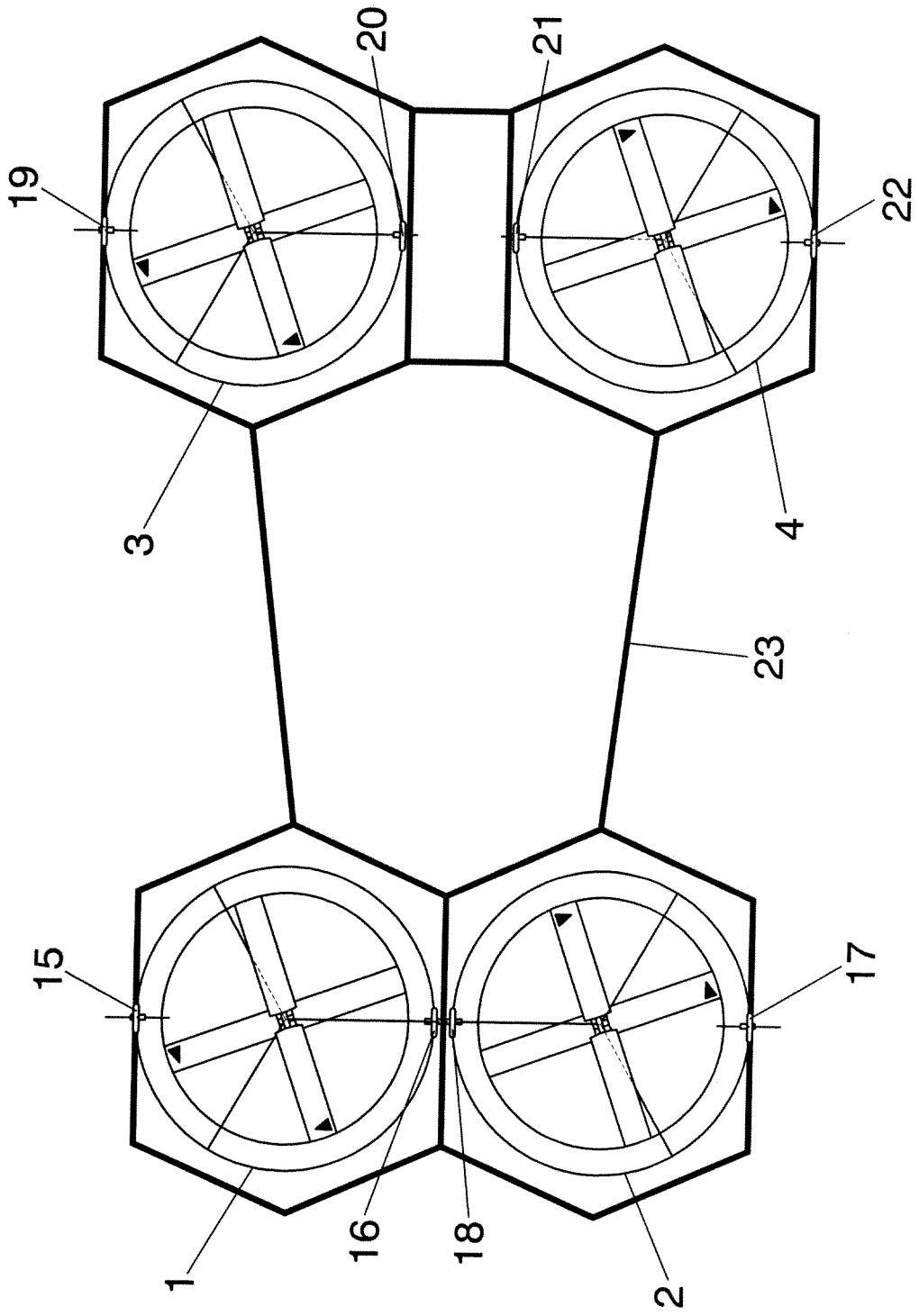


FIG. 3

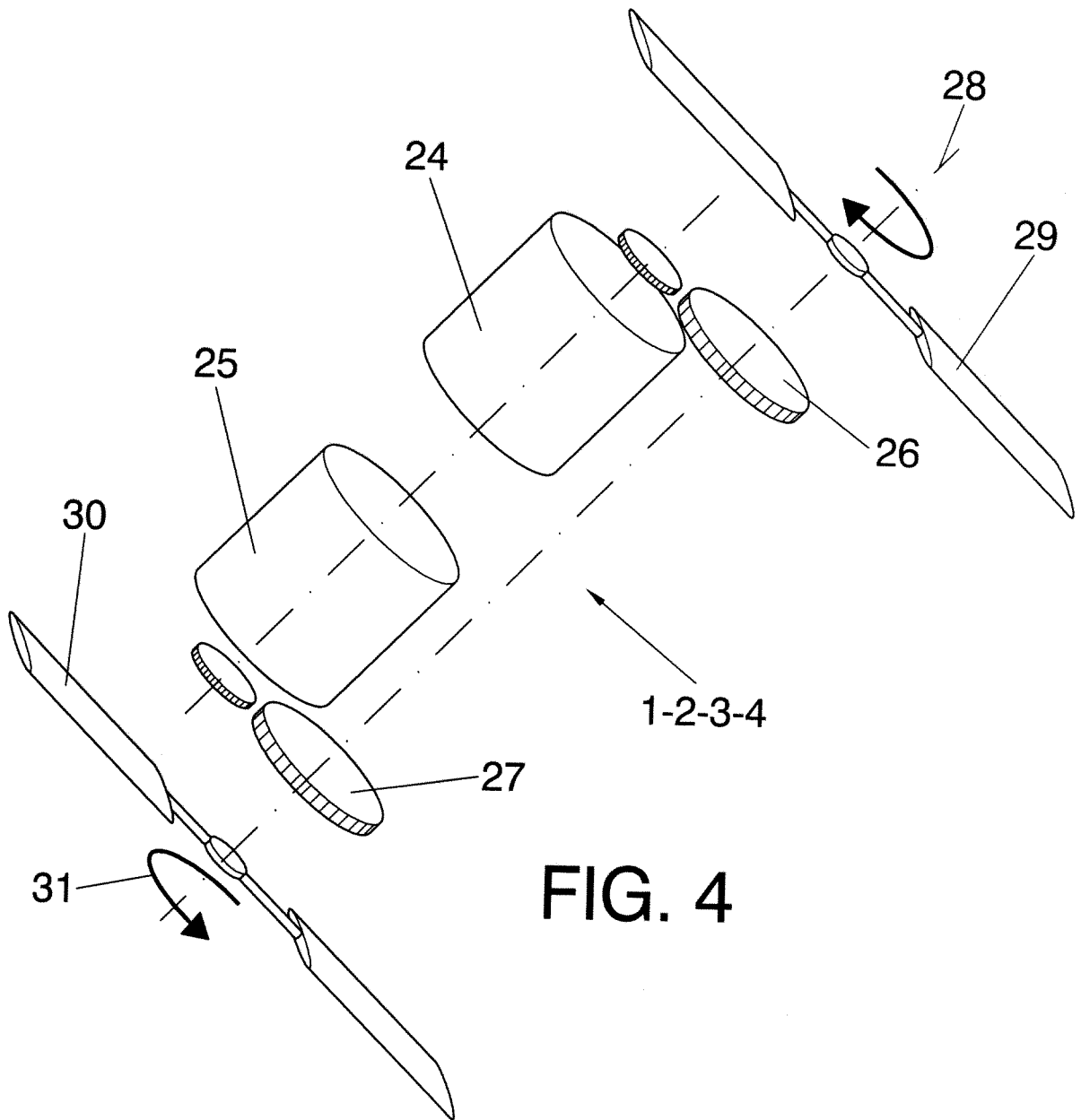


FIG. 4

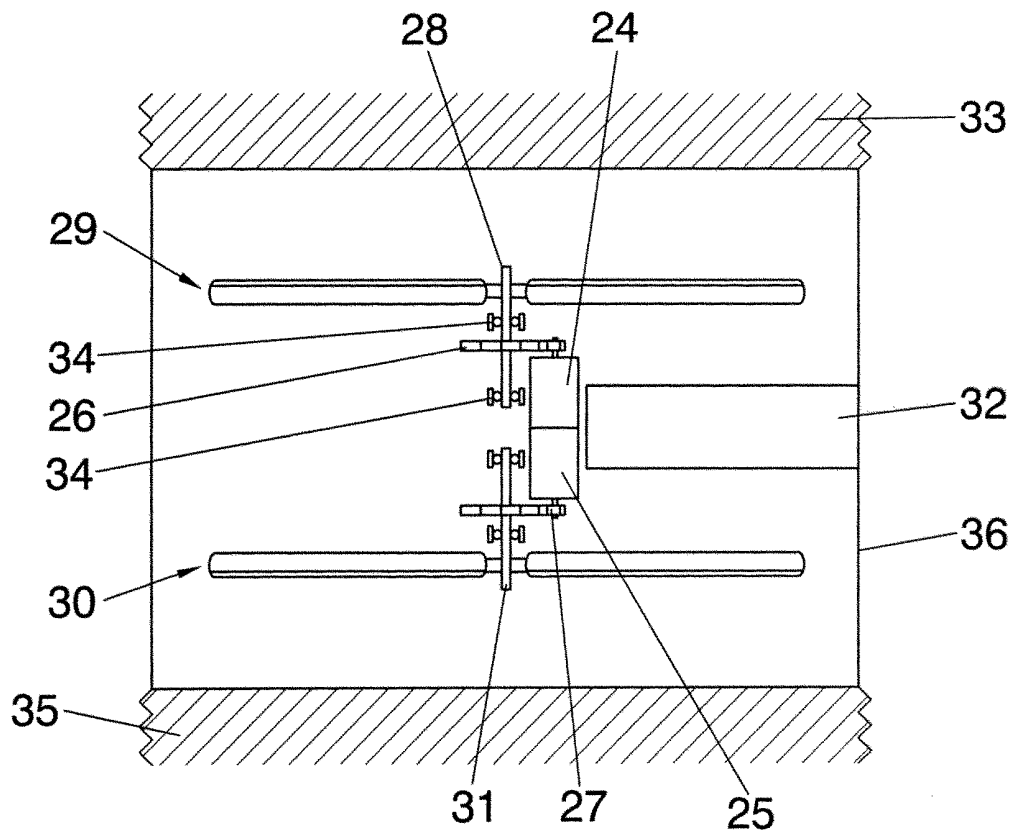


FIG. 5

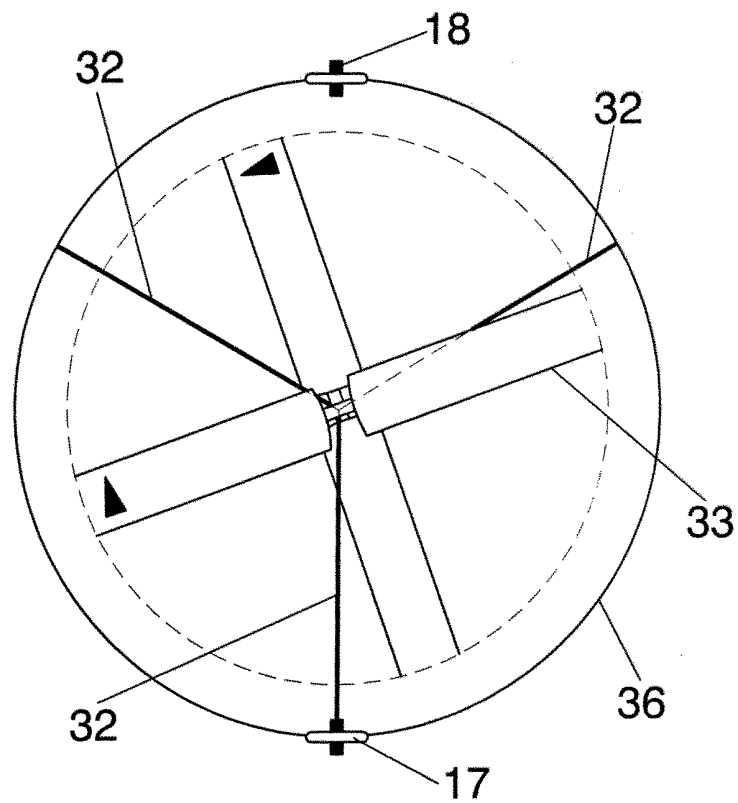


FIG. 6

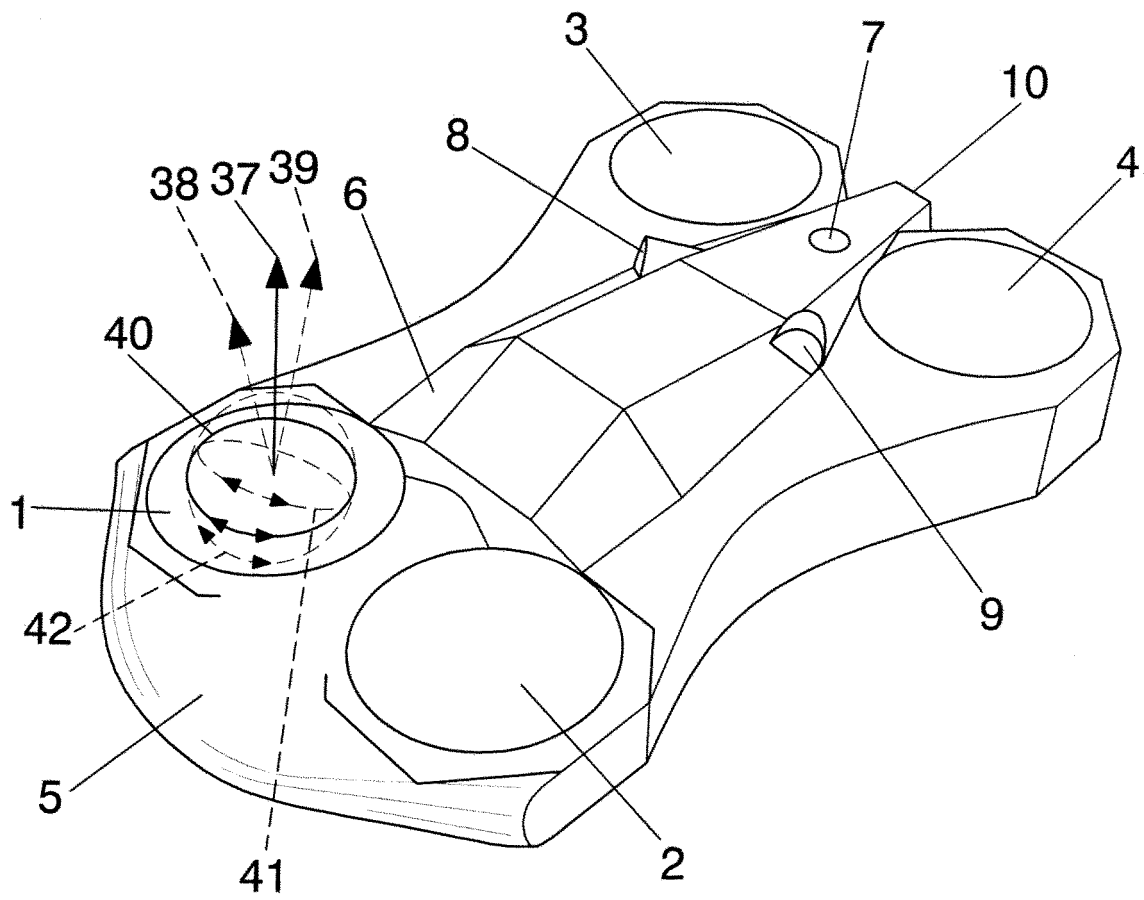


FIG. 7

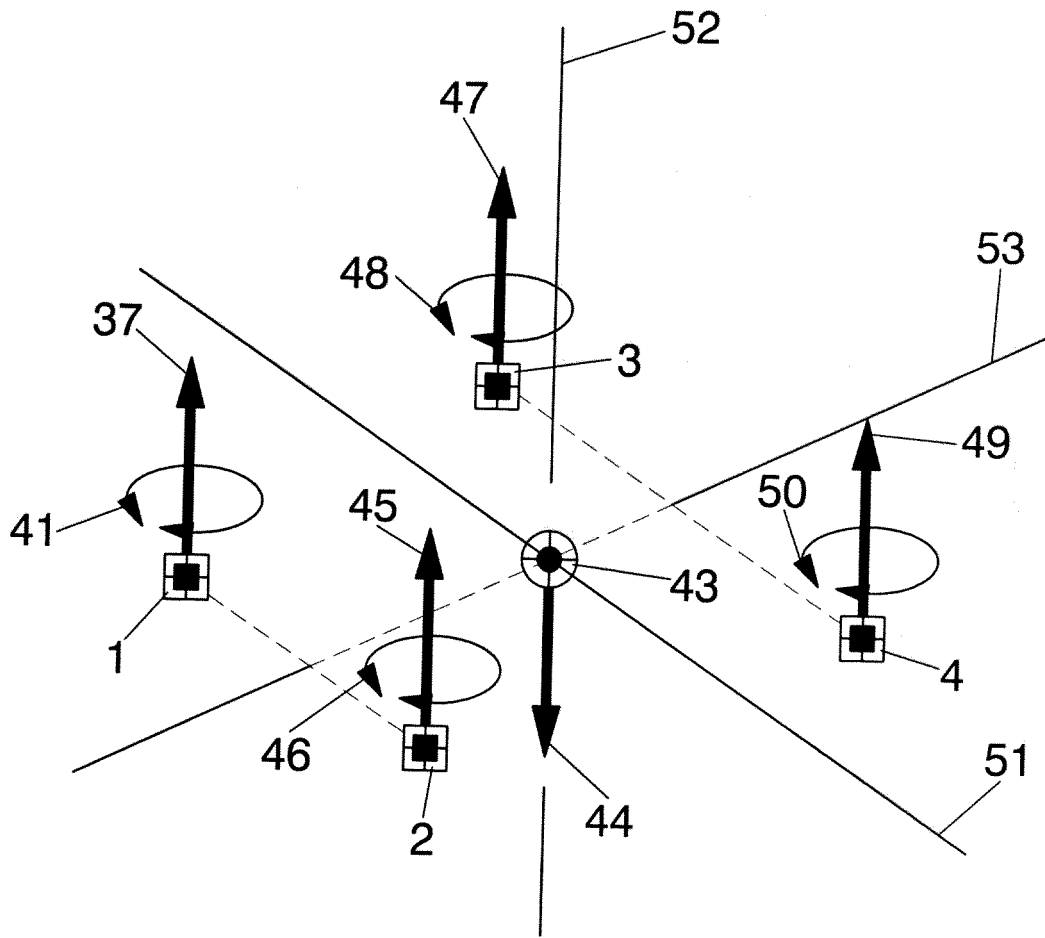


FIG. 8

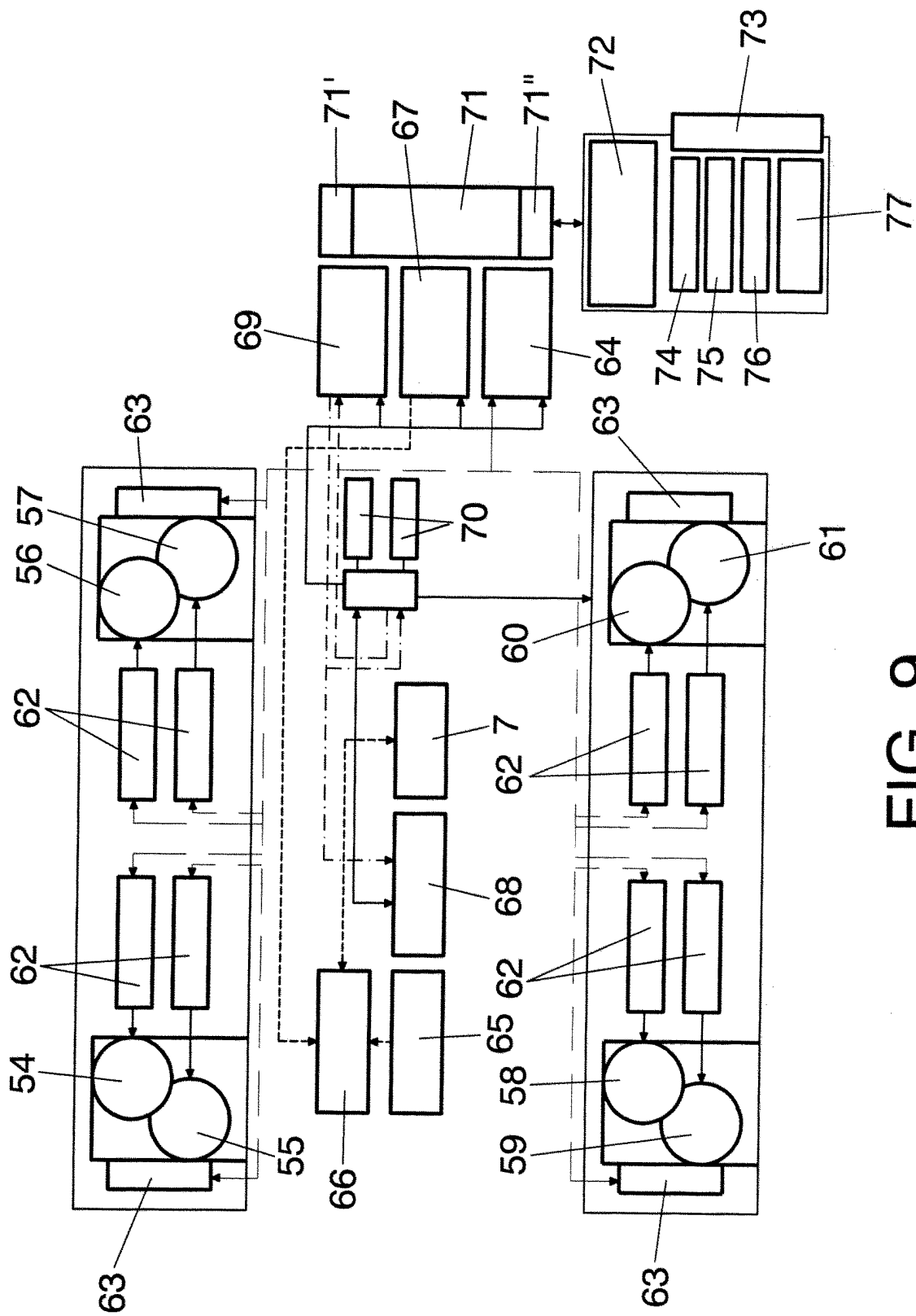


FIG. 9



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA

① ES 2 268 941

② Nº de solicitud: 200402643

③ Fecha de presentación de la solicitud: **03.11.2004**

④ Fecha de prioridad:

## INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤ Int. Cl.: **B64C 27/20** (2006.01)

### DOCUMENTOS RELEVANTES

Categoría	Documentos citados	Reivindicaciones afectadas
A	US 5842667 A (JONES, T.) 01.12.1998, todo el documento.	1-9
A	US 20030085319 A (WAGNER et al.) 08.05.2003, todo el documento.	1-9
A	US 20030080242 A (KAWAI, H.) 01.05.2003, todo el documento.	1-9
A	US 5454531 A (MELKUTI, A.) 01.03.1993, todo el documento.	1-9
A	WO 03016134 A1 (URBAN AERONAUTICS LTD.) 27.02.2003, todo el documento.	1-9

#### Categoría de los documentos citados

X: de particular relevancia

Y: de particular relevancia combinado con otro/s de la misma categoría

A: refleja el estado de la técnica

O: referido a divulgación no escrita

P: publicado entre la fecha de prioridad y la de presentación de la solicitud

E: documento anterior, pero publicado después de la fecha de presentación de la solicitud

#### El presente informe ha sido realizado

para todas las reivindicaciones

para las reivindicaciones nº:

Fecha de realización del informe

16.02.2007

Examinador

L. Sanz Tejedor

Página

1/1