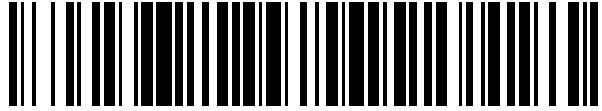


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 395 200**

51 Int. Cl.:

B64C 9/32

(2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **31.03.2009 E 09727634 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la solicitud europea: **15.12.2010 EP 2259966**

54 Título: **Dispositivo de frenado aerodinámico para aeronave**

30 Prioridad:

31.03.2008 US 40869

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
11.02.2013

73 Titular/es:

**HONDA PATENTS & TECHNOLOGIES NORTH
AMERICA, LLC (100.0%)
700 Van Ness Avenue
Torrance, CA 90501, US**

72 Inventor/es:

OYAMA, HIROKI

74 Agente/Representante:

UNGRÍA LÓPEZ, Javier

ES 2 395 200 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

Dispositivo de frenado aerodinámico para aeronave

5 Campo de la invención

La presente invención se refiere al control en vuelo de una aeronave y, más particularmente, a frenos aerodinámicos para reducir la velocidad aerodinámica.

10 Antecedentes

El diseño de los sistemas de control en vuelo para modernas aeronaves de alta velocidad, particularmente una aeronave a reacción, puede requerir el despliegue de uno o más paneles de frenado en la corriente de aire para aumentar la resistencia al avance y reducir la velocidad aerodinámica. El frenado aerodinámico es particularmente importante en un descenso rápido o para aumentar el ángulo de aproximación sin aumentar la velocidad de la aeronave. Los paneles de frenado también pueden, en algunas circunstancias, desplegarse justo después del aterrizaje para ralentizar la aeronave inicialmente hasta el punto en el que pueden aplicarse de forma segura los frenos de las ruedas.

Convencionalmente, los paneles de freno están fijados de forma articulada al fuselaje en su extremo aguas arriba y se abren de forma que puedan pivotar hacia atrás. Como tal, se requiere una fuerza de despliegue relativamente grande para mover paneles de freno a velocidad convencional en la corriente de aire contra la carga de resistencia al avance. Habitualmente, un accionador de fluido de capacidad considerable se usa para este fin. Se apreciará que este tipo de sistema accionador es inherentemente pesado y añade un peso no deseable a la aeronave. El documento US 2 254 591 muestra paneles de freno con todas las características del preámbulo de la reivindicación 1.

Por consiguiente, existe una necesidad en la técnica de un freno aerodinámico para una aeronave que requiera fuerzas relativamente pequeñas para desplegarse y retraerse, y que reduzca las cargas aplicadas al fuselaje.

Resumen

De acuerdo con la presente invención, tal como se define mediante las características de la reivindicación 1, se proporciona un arreglo de freno aerodinámico que requiere significativamente menos fuerza accionadora para su despliegue y, por lo tanto, reduce los requisitos de potencia, peso y cargas de tensión, en comparación con los mecanismos de freno aerodinámico conocidos.

De acuerdo con una realización, el dispositivo incluye un par de paneles de freno aerodinámico montados en lados opuestos de una parte de la aeronave, tal como el fuselaje. Los paneles están ubicados normalmente en una posición retraída y están formados para adaptarse a la forma de partes adyacentes de la aeronave. Cuando se activan, los paneles oscilan hacia fuera a posiciones desplegadas en las que se extienden en la corriente de aire y aumentan la resistencia al avance aerodinámica.

De acuerdo con una realización, el mecanismo accionador para desplegar y retraer los paneles de freno incluye un accionador lineal fijado al bastidor del fuselaje y un cabezal accionador que es movido por el accionador en una trayectoria lineal generalmente paralela al eje del fuselaje. Los paneles de freno están conectados de forma operativa al cabezal accionador de modo que, a medida que el cabezal de accionamiento se mueve de forma lineal desde una posición de reposo aguas abajo hasta una posición de accionamiento aguas arriba, los paneles oscilan hacia fuera en direcciones opuestas a sus respectivas posiciones extendidas o desplegadas.

El despliegue y la retracción de los paneles de freno en respuesta al movimiento lineal del cabezal accionador se consiguen mediante el funcionamiento de un par de ensamblajes basculadores. Cada ensamblaje basculador incluye un balancín de control conectado de forma que pueda pivotar en un extremo a un soporte fijo y un balancín portador conectado de forma que pueda pivotar entre el otro extremo del balancín de control y el cabezal accionador. De este modo, el movimiento lineal hacia delante del cabezal accionador hace que los ensamblajes basculadores se retraigan para expandirse hacia fuera en direcciones opuestas y mover los paneles hacia una posición desplegada hacia fuera. La parte de popa del fuselaje está provista de un par de aberturas en lados opuestos. Partes de los ensamblajes basculadores se proyectan a través de las aberturas durante el despliegue de los paneles.

También de acuerdo con la presente invención, las longitudes de los balancines del ensamblaje basculador, y las posiciones de las conexiones con respecto al panel de freno y la estructura de soporte con respecto al centro aerodinámico de los paneles de freno se seleccionan para minimizar una fuerza requerida para desplegar y retraer los paneles de freno.

Breve descripción de los dibujos

Éstas y otras características de la invención serán evidentes en referencia a las siguientes figuras, en las que:

- 5 La figura 1 es una vista en planta de una aeronave a reacción bimotor que tiene un arreglo de freno aerodinámico que constituye una realización de la invención y que muestra los paneles de freno aerodinámico en sus posiciones desplegadas.
- 10 La figura 2 es una elevación lateral de la aeronave de la figura 1 que muestra el panel de freno aerodinámico del lado de babor en su posición retraída.
- 15 La figura 3A es una vista en perspectiva fragmentaria de la parte de popa del fuselaje de la aeronave de las figuras 1 y 2 con partes recortadas con fines de ilustración y que muestra el panel de freno aerodinámico del lado de babor en su posición desplegada.
- 20 La figura 3B es una vista frontal de la parte del fuselaje de popa de la figura 3A que muestra una conexión entre un cilindro, un miembro de montaje, y un balancín de control.
- 25 La figura 4 es una vista en planta fragmentaria de la parte del fuselaje de popa de la aeronave de las figuras 1, 2, 3A y 3B con partes recortadas y que ilustra un mecanismo accionador de freno aerodinámico de acuerdo con una realización ejemplar de la invención con los paneles de freno aerodinámico en sus posiciones retraídas.
- Las figuras 5A, 5B y 5C son vistas en planta secuenciales de la parte de popa del fuselaje de la aeronave de las vistas anteriores, que ilustran el movimiento de los paneles de freno aerodinámico (y el mecanismo accionador) desde una posición retraída hasta una posición intermedia, o parcialmente retraída, y a continuación hasta una posición completamente desplegada.
- 30 La figura 6 ilustra esquemáticamente una aeronave con un freno aerodinámico de acuerdo con otra realización ejemplar dispuesta en un cono de cola de la misma.
- La figura 7 ilustra esquemáticamente un ala de aeronave de acuerdo con otra realización ejemplar con un freno aerodinámico alojado en su interior.

Descripción detallada

- 35 En referencia, más particularmente, a los dibujos e inicialmente a las figuras 1 y 2, se muestra una aeronave a reacción bimotor 10 del tipo diseñado para llevar cuatro o cinco pasajeros además de una tripulación de dos miembros. La aeronave tiene un fuselaje 11 y un empenaje convencional 12.
- 40 De acuerdo con una realización ejemplar de la invención, dos paneles de freno aerodinámico 13, 14 están provistos en lados opuestos de la parte de popa del fuselaje 11 por debajo del empenaje 12. Los paneles están adaptados para oscilar hacia fuera desde una posición retraída o normal mostrada en las figuras 2, 4 y 5A, a posiciones parcial o totalmente desplegadas mostradas en las figuras 1, 3, 5B y 5C.
- 45 En sus posiciones retraídas, los paneles de freno 13, 14, se adaptan generalmente a la forma de las partes adyacentes del fuselaje 11, de modo que la forma aerodinámica de la aeronave 10 no resulta interrumpida. Cuando los paneles de freno 13, 14 están parcial o completamente desplegados, se proyectan hacia fuera en la corriente de aire para producir resistencia al avance aerodinámica adicional y reducir la velocidad aerodinámica.
- 50 Aberturas 15, 16 están formadas en la parte de popa del fuselaje en lados opuestos tal como se muestra en las figuras 3A y 4. Las aberturas 15, 16 están cubiertas por los respectivos paneles de freno 13, 14 cuando están en sus posiciones retraídas y están expuestas cuando los paneles 13, 14 están desplegados para permitir que el mecanismo accionador se extienda hacia fuera a través de las aberturas 15, 16 tal como se muestra en las figuras 5B y 5C. Durante el despliegue, las partes del extremo aguas arriba de los paneles de freno 13, 14 oscilan hacia fuera y los extremos aguas abajo se mueven hacia arriba y algo hacia dentro a través de las aberturas 15, 16.
- 55 Un bastidor del fuselaje tiene un miembro estructural en forma de anillo 17 cerca de la parte de popa del mismo. Un soporte orientado verticalmente 18 está fijado al miembro 17 para proporcionar un soporte para un mecanismo de control que acciona los paneles de freno 13, 14. La orientación y las características estructurales del soporte 18 y el miembro estructural 17 ilustrados son normalmente específicos de la aeronave particular, y no debe considerarse que limitan el alcance de la presente invención, dado que se contemplan diversas configuraciones de soporte alternativas y se considera que son alternativas funcionales.
- 60 El mecanismo de control incluye un accionador lineal 20 con un cilindro de fluido 21 y un pistón 25. El cilindro 21 tiene un miembro de montaje 22 en su extremo posterior o aguas abajo que sirve para conectar simultáneamente el cilindro 21 y un balancín de control 31, 41 de un par de ensamblajes basculadores 30, 40, respectivamente, al
- 65

soporte 18. La fijación del cilindro 21 y los ensamblajes basculadores 30, 40 al soporte 18 mediante un único miembro de montaje 22 ahorra espacio y reduce peso. El miembro de montaje 22 tiene un par de rebordes 22a que se extienden lateralmente, con cada uno de los rebordes 22a definiendo cojinetes que forman parte de un par de articulaciones en bisagra fijas 23, 24.

5 El pistón 25 incluye un vástago del pistón 26 y el cabezal accionador 27, con el cabezal accionador estando dispuesto en un extremo distal o libre del vástago del pistón 26, tal como se muestra en la figura 4. El cabezal accionador 27 tiene un par de cojinetes en lados opuestos que forman parte de un par de articulaciones en bisagra 28, 29 que se mueven con el cabezal del pistón 27 durante el movimiento lineal del cabezal del pistón 27.

10 Los primer y segundo ensamblajes basculadores 30, 40, que se muestran de la mejor manera en la figura 4, que están interconectados en relación opuesta para extenderse en direcciones opuestas en respuesta al movimiento lineal del pistón 25 y el cabezal accionador asociado 27.

15 Además del balancín de control 31, el primer ensamblaje basculador 30 también incluye un balancín portador 33. Un primer extremo del balancín de control 31 está conectado de forma que pueda pivotar al miembro de montaje 22 en la articulación en bisagra fija 23. Un segundo extremo o extremo opuesto del balancín de control 31 está conectado de forma que pueda pivotar al balancín portador 33 en una articulación de pivote 35. Un extremo posterior del balancín portador 33 está conectado de forma que pueda pivotar al cabezal accionador 27 en la articulación en bisagra móvil 28.

20 El segundo ensamblaje basculador 40 es esencialmente idéntico al primer ensamblaje basculador 30 pero está montado en orientación inversa, tal como se muestra en la figura 4. El segundo ensamblaje basculador 40 incluye un balancín portador 43 además del balancín de control 41. Un primer extremo del balancín de control 41 está conectado de forma que pueda pivotar al miembro de montaje 22 en la articulación en bisagra fija 24. Un segundo extremo o extremo opuesto del balancín de control 41 está conectado de forma que pueda pivotar al balancín portador 43 en una articulación de pivote 45. Un extremo posterior del balancín portador 43 está conectado de forma que pueda pivotar al cabezal accionador 27 en la articulación en bisagra móvil 29.

30 Se apreciará que el balancín portador 33, 43 está fijado a, o integrado con, una superficie interna del panel de freno asociado 13, 14. Como tal, el balancín portador 33, 43 puede estar formado de una pieza con el panel 13, 14, o puede estar formado por separado y fijado al panel 13, 14 para formar una estructura integral.

35 Las longitudes de los balancines de control 31, 41 y los balancines portadores 33, 43, y la posición del centro aerodinámico AC en el panel de freno 13, 14 es importante para el funcionamiento apropiado del ensamblaje basculador 30, 40, tal como se describirá en detalle en lo sucesivo en este documento, y reduce enormemente la fuerza requerida para desplegar y retraer los paneles 13, 14.

40 Los paneles de freno 13, 14 están montados en respectivos balancines portadores 33, 43 tal como se muestra de la mejor manera en las figuras 3A-5C, de modo que, cuando el cabezal accionador 27 está en su posición aguas abajo completamente extendida, tal como se muestra en las figuras 4 y 5A, los ensamblajes basculadores 30, 40 están extendidos y los paneles de freno 13, 14 están en sus posiciones retraídas para adaptarse generalmente a la forma aerodinámica de la parte de popa del fuselaje 11. Mientras el pistón 25 y el vástago del pistón 26 comienzan a retraerse (se mueven linealmente hacia adelante), el cabezal accionador 27 se mueve de forma correspondiente y hace que los ensamblajes basculadores 30, 40 se retraigan y protejan hacia fuera. Esto hace que los paneles de freno 13, 14 oscilen hacia fuera con sus respectivos balancines portadores 33, 43, de modo que las articulaciones de pivote 35, 45 se mueven hacia fuera a través de las aberturas 15, 16.

50 Los paneles 13, 14 pueden desplegarse a cualquier extensión deseada hasta el despliegue máximo mostrado en la figura 5C. Durante el despliegue de los paneles 13, 14, los extremos externos o aguas arriba de los paneles 13, 14 y los balancines portadores 33, 43, se mueven hacia fuera a través de las aberturas 15, 16 mientras que las partes del extremo aguas debajo de los paneles 13, 14 se mueven algo hacia dentro a través de las aberturas 15, 16, tal como se muestra en las figuras 3, 5b y 5c.

55 Las longitudes de los balancines 31, 33; 41, 43 y las articulaciones en bisagra y las articulaciones de pivote 23, 24; 28, 29; 35, 45 que definen puntos de conexión entre los balancines, el cabezal accionador 27, y el soporte y la estructura de montaje 18, 22 se seleccionan especialmente para reducir la fuerza requerida para mover los paneles 13, 14 entre las posiciones desplegada y retraída. Más particularmente, el panel 13, 14 tiene un centro aerodinámico AC, que se conoce en la técnica y define una ubicación en la que las fuerzas aerodinámicas aplicadas al panel 13, 14 durante las condiciones operativas normales se equilibran.

60 La posición del centro aerodinámico AC se determina experimentalmente, y puede ajustarse alterando el tamaño y la forma del panel 13, 14. Por lo tanto, de acuerdo con la presente invención, el centro aerodinámico AC está situado ventajosamente para estar en la intersección de una línea que es una proyección hacia adelante del balancín portador 33, 43 y una línea que se extiende a través de la articulación en bisagra fija 23, 24 del balancín de control 31, 41 perpendicular al eje del accionador L. Además, la longitud del balancín portador 33, 43 (es decir, la distancia entre la

5 articulación de pivote 35, 45 y la articulación en bisagra 28, 29) es igual a la distancia desde la articulación en bisagra fija 23, 24 hasta el centro aerodinámico AC, y también es igual a la distancia entre la articulación en bisagra fija 23, 24 y la articulación de pivote 35, 45 (es decir, la longitud del balancín de control 31, 41), y es igual además a la distancia desde la articulación de pivote 35, 45 hasta el centro aerodinámico AC. Usando estos parámetros físicos, el centro aerodinámico AC de los paneles 13, 14 puede posicionarse apropiadamente para minimizar la fuerza requerida para desplegar y retraer los paneles 13, 14, tal como se describe en lo sucesivo en este documento.

10 Cuando el pistón 25 es retraído para moverlo hacia delante, el panel 13, 14 se abre de modo que el centro aerodinámico AC se aleja del eje L en una dirección (flecha B) que es perpendicular al movimiento del pistón (flecha A). Del mismo modo, a medida que el pistón 25 se extiende para moverse hacia atrás, el centro aerodinámico AC del panel 13, 14 se mueve hacia el eje L en una dirección (flecha D) que es perpendicular al movimiento del pistón (flecha C).

15 En cualquier caso, dado que el movimiento del centro aerodinámico del panel AC es perpendicular al movimiento del pistón 25, los paneles 13, 14 se mueven virtualmente sin carga sobre el pistón 25. En otras palabras, el movimiento del panel no ejerce ninguna carga sobre el cilindro de fluido 21. A este respecto, es "virtualmente sin carga" (idealmente sin carga), pero se observa que las pérdidas mecánicas, desequilibrios de carga como resultado de un flujo de aire no ideal, y la fricción pueden ejercer fuerzas que deben superarse, así que en la práctica existe cierta
20 pequeña resistencia al movimiento del panel que debe ser superada por el cilindro de fluido. Sin embargo, la carga es muy pequeña, y en lugar de un cilindro hidráulico o, como alternativa un motor impulsor eléctrico, se contempla que los paneles 13, 14 podrían abrirse con uniones mecánicas, tales como barras y cables de empuje/arrastré que se conocen bien en la técnica y se usan convencionalmente para mover alerones, elevadores y timones. Por lo tanto, el accionador lineal de la presente invención pretende abarcar todos los dispositivos conocidos actualmente o
25 desarrollados posteriormente que podrían usarse para mover el cabezal accionador de forma lineal dentro del fuselaje 11 para abrir y cerrar los paneles de freno aerodinámico 13, 14.

Los especialistas en la técnica apreciarán que una reducción de la fuerza requerida para desplegar y retraer los paneles 13, 14 es una gran mejora en la técnica. Se observa, además, que los especialistas en la técnica
30 reconocerán que la presente invención no está limitada a frenos aerodinámicos dispuestos en la posición ilustrada en una aeronave. En su lugar, la presente estructura es flexible a diversas modificaciones. Por ejemplo, en referencia a la figura 6, se muestra un arreglo de freno aerodinámico similar 105 en un cono de cola 12a de una aeronave 10'. Además, y en referencia a la figura 7, se muestra un arreglo de freno aerodinámico similar 105a dispuesto en un ala de aeronave 110. Se observa, además, que el arreglo de freno aerodinámico podría disponerse
35 en o alrededor de un cono del morro de una aeronave.

Por lo tanto, aunque la invención se ha mostrado y descrito con respecto a una realización específica de la misma, esto se pretende con fines de ilustración en lugar de limitación y otras variaciones y modificaciones serán evidentes para los especialistas en la técnica, todo dentro del espíritu y alcance pretendidos de la invención. Por consiguiente,
40 la patente no debe estar limitada en alcance y efecto al dispositivo específico mostrado y descrito en este documento ni de ninguna otra manera que sea contradictoria con el alcance de la invención.

REIVINDICACIONES

1. Un aparato de freno aerodinámico para reducir la velocidad aerodinámica de una aeronave (10) aumentando la resistencia al avance aerodinámica, que comprende:

5 un cabezal accionador (27) adaptado para un movimiento lineal generalmente paralelo a un eje (L) de un fuselaje (11) de la aeronave (10),
 un par de paneles de freno (13, 14) montados en lados opuestos de una parte de la aeronave (10), estando los paneles (13, 14) asociados de forma operativa al cabezal accionador (27) para oscilar hacia fuera en direcciones opuestas generalmente alrededor de sus partes del extremo aguas abajo desde una posición retraída hasta una posición desplegada en la que los paneles (13, 14) se proyectan hacia fuera en la corriente de aire, y
 10 un mecanismo basculador (30, 40) asociado con cada panel de freno (13, 14) y que conecta de forma operativa el panel de freno asociado (13, 14) al cabezal accionador (27) y una estructura de soporte (18), de modo que el movimiento lineal del cabezal accionador (27) hace que los paneles (13, 14) se muevan entre las posiciones retraída y desplegada,
 15 en el que cada mecanismo basculador (30, 40) incluye un balancín de control (31, 41) y un balancín portador (33, 43), estando dicho balancín de control (31, 41) fijado de forma que pueda pivotar, en un extremo, a una estructura de soporte fija (18) en una articulación fija (23, 24) y, en el otro extremo, estando fijada de forma que pueda pivotar a un primer extremo del balancín portador (33, 43) en una articulación de pivote (35, 45), teniendo dicho balancín portador (33, 43) un segundo extremo conectado al cabezal accionador (27) en una articulación en bisagra (28, 29),
 20 en el que cada panel de freno (13, 14) está montado en uno de los balancines portadores (33, 43), en el que una primera distancia, que se extiende desde la articulación fija (23, 24) hasta la articulación de pivote (35, 45), es generalmente igual a una segunda distancia, que se extiende desde la articulación de pivote (35, 45) hasta la articulación en bisagra (28, 29), **caracterizado por que**
 25 cada uno de los paneles (13, 14) tiene un centro aerodinámico (AC), y en el que el centro aerodinámico (AC) se dispone en una intersección de una línea que es una prolongación del balancín portador (33, 43) y una línea que se extiende a través de la articulación fija (23, 24) perpendicular al eje (L), y **por que**
 30 una tercera distancia, que se extiende desde la articulación de pivote (35, 45) hasta el centro aerodinámico (AC) del panel (13, 14), es generalmente igual a las primera y segunda distancias.

2. El aparato de freno aerodinámico de acuerdo con la reivindicación 1, que comprende, además, un accionador lineal (20) que está acoplado de forma operativa al cabezal accionador (27) y adaptado para mover el cabezal accionador (27) de forma lineal atrás y adelante a lo largo del eje (L) del fuselaje (11).

3. El freno aerodinámico de acuerdo con la reivindicación 2, en el que el accionador lineal (20) incluye un cilindro (21) y un pistón (25), estando dicho cilindro (21) unido a la estructura de soporte (18) e incluyendo dicho pistón (25) un vástago del pistón (26), y en el que el cabezal accionador (27) está en un extremo libre del vástago del pistón (26).

4. El aparato de freno aerodinámico de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en el que el cabezal accionador (27) tiene una posición de reposo en la que los balancines (31, 41, 33, 43) están relativamente lejos unos de otros, y una posición accionada en la que los balancines están retraídos unos hacia otras.

5. El aparato de freno aerodinámico de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 4, en el que a medida que cada uno de los paneles (13, 14) se mueve entre las posiciones desplegada y retraída, el centro aerodinámico (AC) se mueve en una dirección que es perpendicular al eje (L) con el movimiento de cada uno de los paneles (13, 14) produciéndose sin que se coloque ninguna carga en el accionador lineal (20), y en el que el accionador lineal (20) es un cilindro hidráulico (21) y el cabezal accionador (27) se dispone en un vástago del pistón (26) que se proyecta desde el cilindro (21).

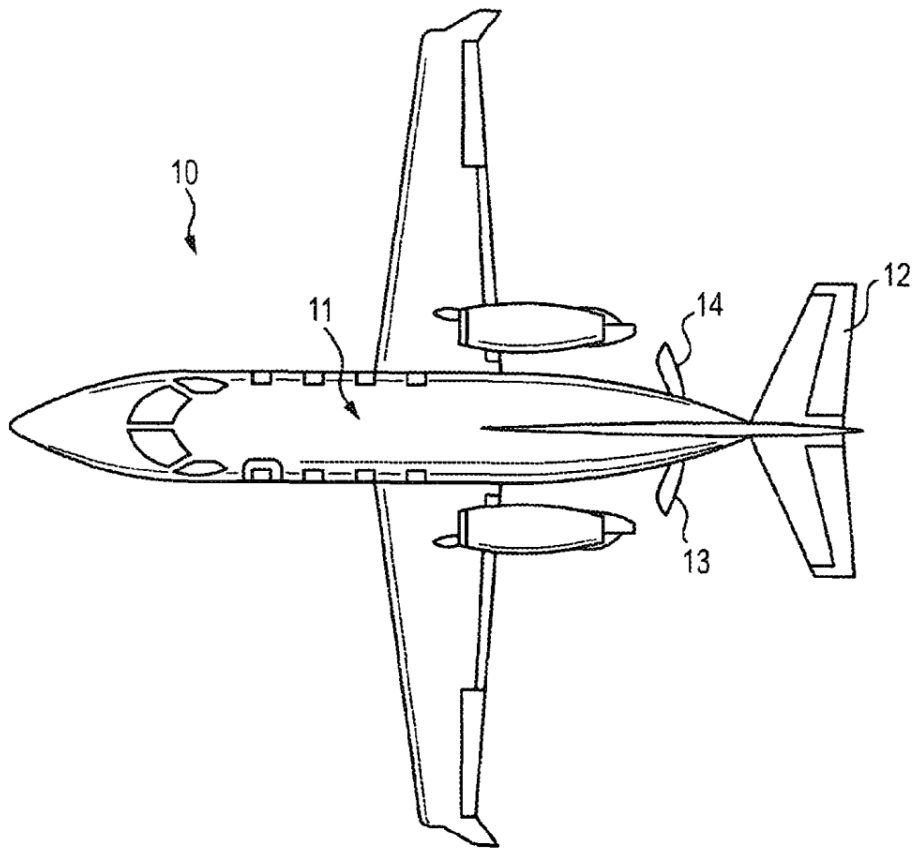


FIG. 1

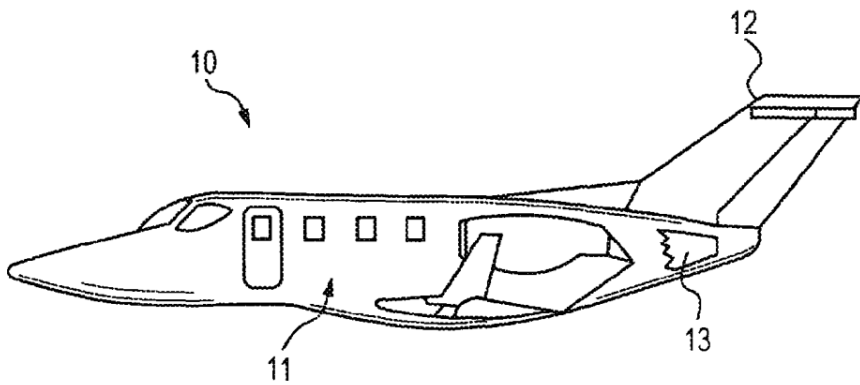


FIG. 2

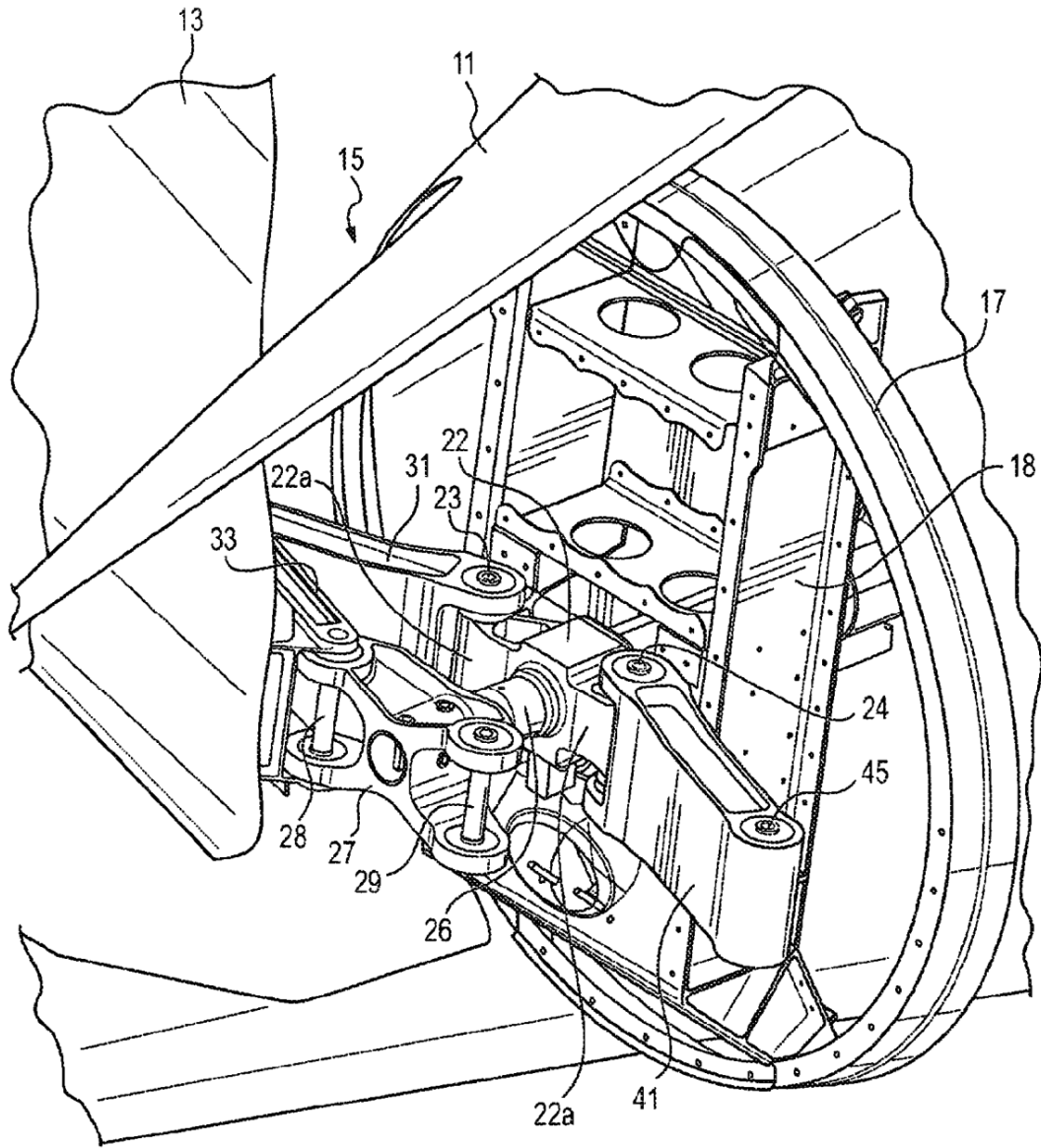


FIG. 3A

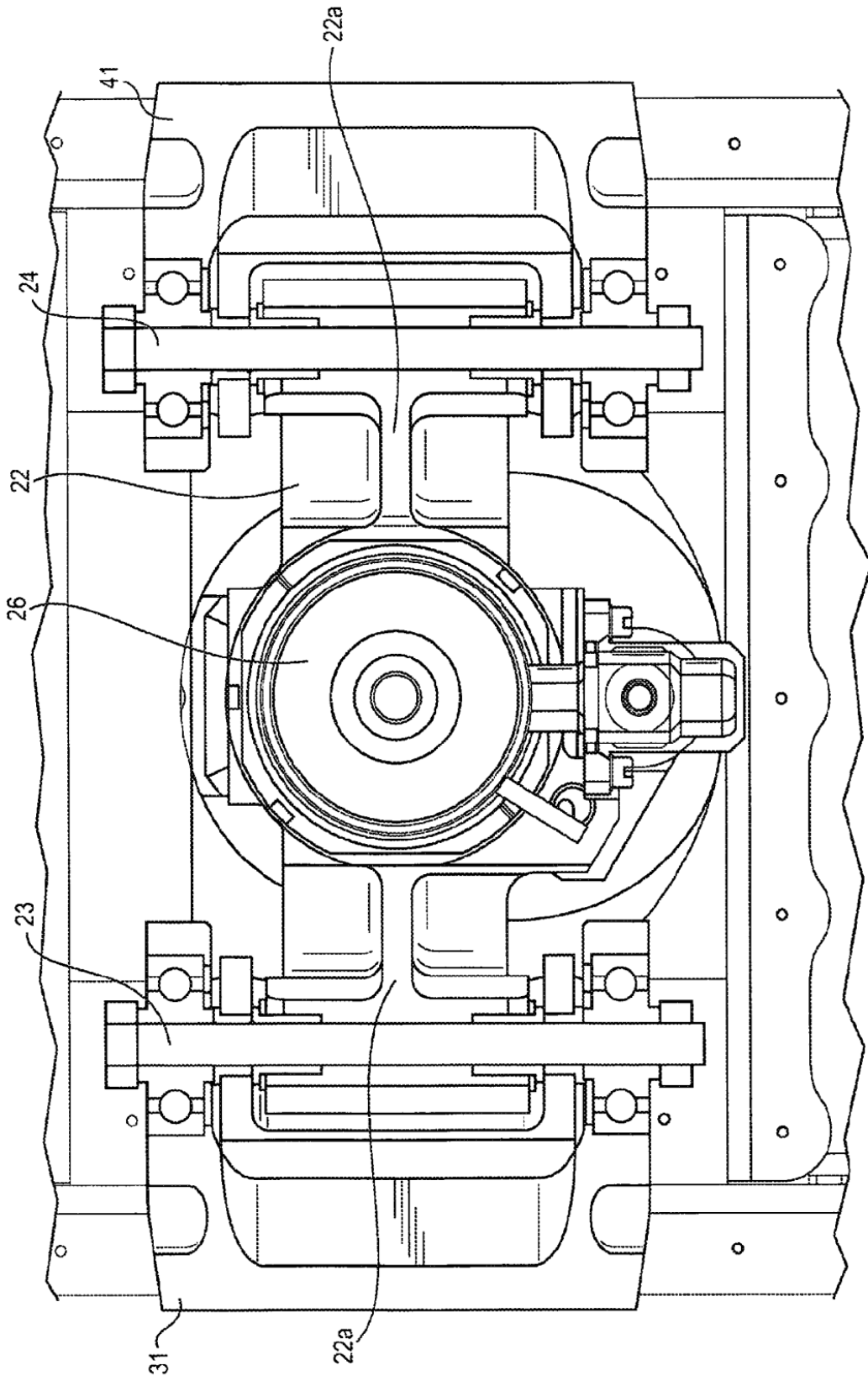


FIG. 3B

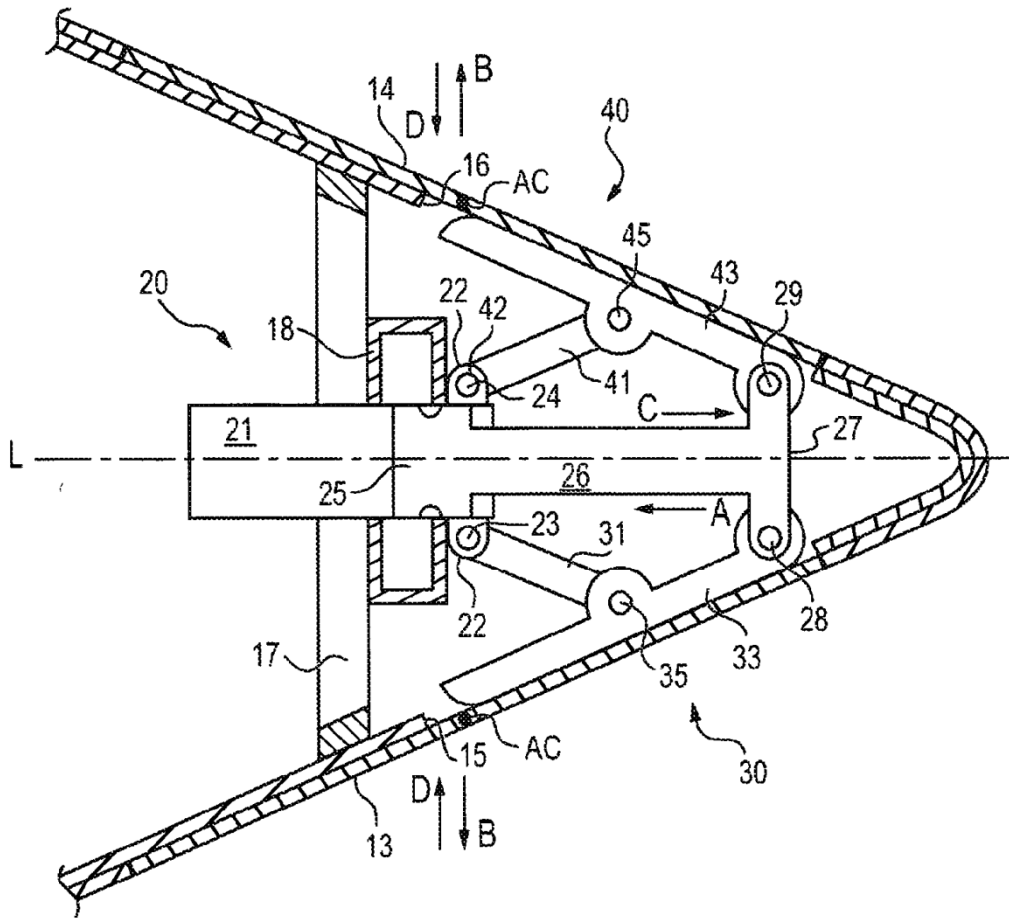


FIG. 4

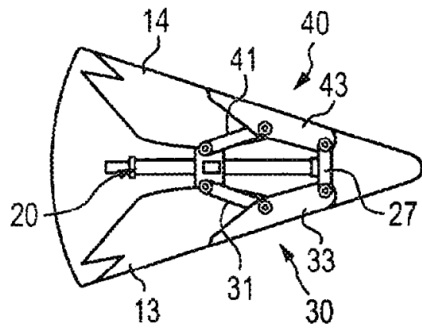


FIG. 5A

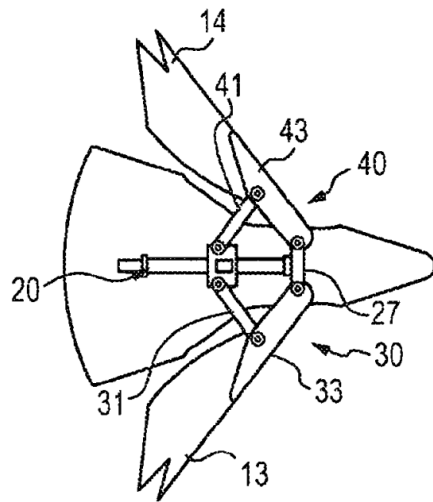


FIG. 5B

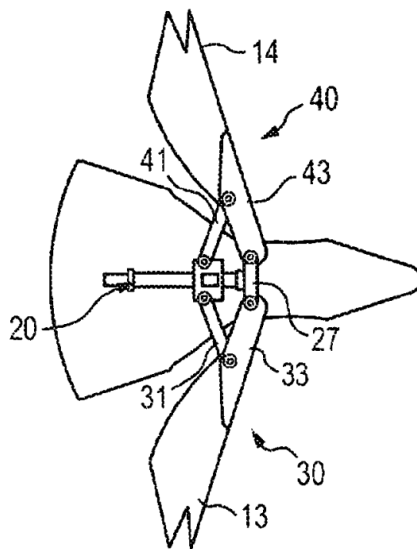


FIG. 5C

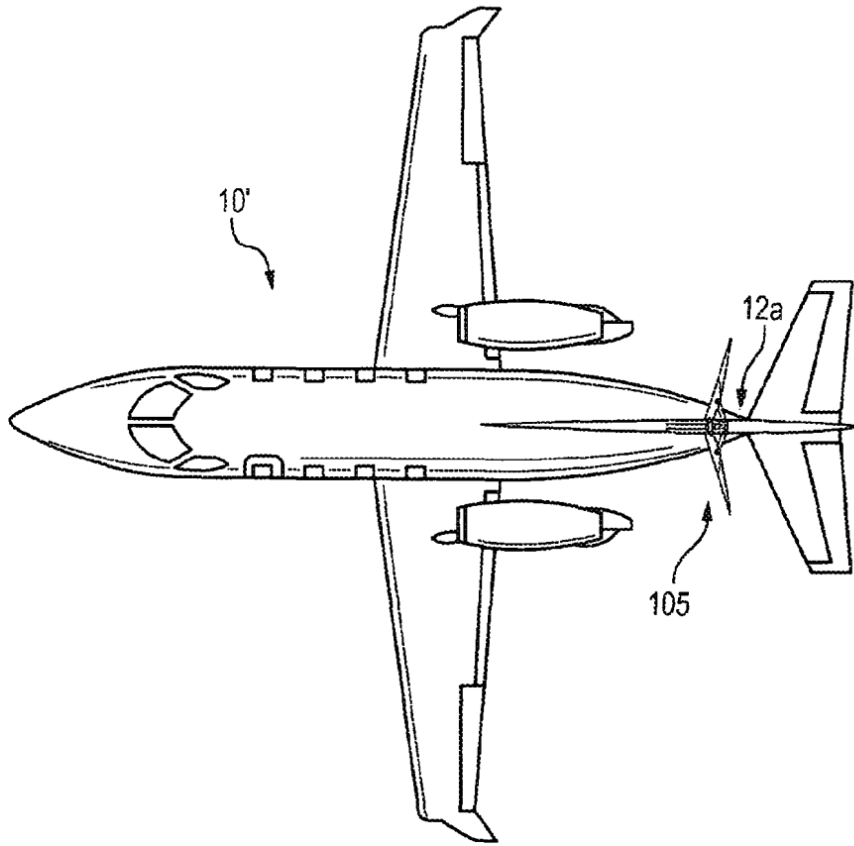


FIG. 6

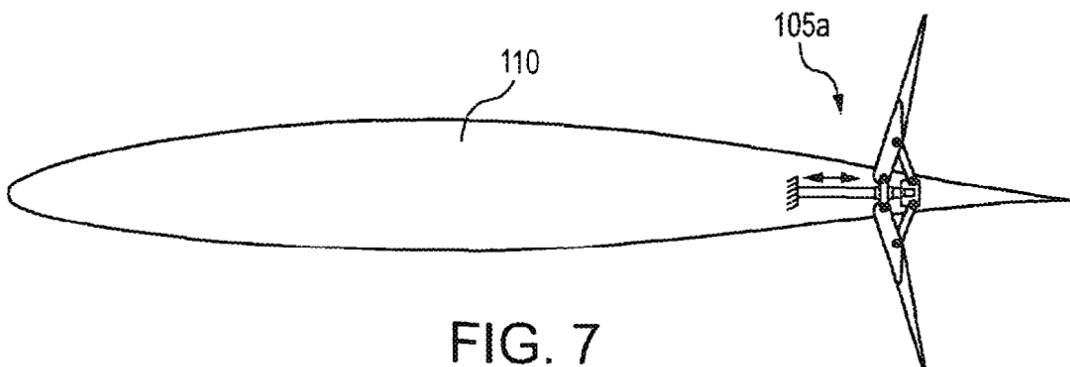


FIG. 7