

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 763 875**

51 Int. Cl.:

B64D 41/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.12.2015 E 15382627**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **16.10.2019 EP 3181458**

54 Título: **Sistema de suspensión para una unidad de potencia auxiliar**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
01.06.2020

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS, S.L. (100.0%)
Avda. John Lennon s/n
28906 Getafe (Madrid), ES

72 Inventor/es:

BARSALI, GUILHERME y
BARREIRO RODRÍGUEZ, VÍCTOR

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 763 875 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 suspensión para una unidad de potencia auxiliar

Campo de la invención

5 La presente invención se refiere a un sistema de suspensión para una unidad de potencia auxiliar (APU) de aeronaves, un motor o cualquier equipo pesado que afecte significativamente el comportamiento dinámico de la estructura circundante de la aeronave.

Estado de la técnica

La unidad de potencia auxiliar (APU) proporciona potencia auxiliar (neumática y eléctrica) a los diversos sistemas de la aeronave y de arranque del motor principal. Normalmente está suspendida por varios vínculos rígidos que unen el APU al fuselaje generalmente en la estructura del cono de cola.

10 El sistema de suspensión APU asegura que todos los grados de libertad del cuerpo rígido (DOF) del sistema se eliminan mientras que permite movimiento relativo para absorber la expansión térmica del APU y las tolerancias de fabricación y montaje. Además, tiene el propósito de aislar la aeronave de las vibraciones de la máquina y viceversa, por ejemplo, el aislamiento del APU de cargas dinámicas aerodinámicas y de inercia procedentes de la aeronave
15 mediante la creación de un sistema de amortiguación de resorte que evita el acoplamiento dinámico entre la APU y las aeronaves y reduce al mínimo las amplificaciones de carga en las frecuencias críticas.

Los sistemas de suspensión conocidos comprenden puntales o barras de suspensión para la fijación del APU a la estructura del cono de cola. Además, cuentan con aisladores de vibraciones (VIS) unidos al extremo de los puntales adyacentes al motor o unidad de potencia auxiliar para reducir la transmisión de vibraciones y choques del APU a la estructura de la aeronave y viceversa. Los aisladores de vibración comprenden un alojamiento en conexión con los
20 puntales que alojan un elemento de elastómero para absorber dichas vibraciones.

Además, comprende soportes de fijación del APU para la unión de los aisladores de vibraciones (VIs) del APU. Los puntales están unidos a una extensión de la carcasa. Cada aislador de vibraciones y su correspondiente soporte de fijación del APU se denominan montura.

Finalmente, un número correspondiente de estructuras soporte de fijación están situados en el extremo de los puntales adyacentes a la estructura del cono de cola del fuselaje para la unión de los puntales a dicha estructura del fuselaje.
25

Los puntales tienen, en algunos casos, pasadores dobles que permiten la transmisión de momentos en los puntales. La desventaja de dicha configuración de unión no es solamente que los momentos se traspasan a los puntales, sino también que el comportamiento dinámico tiene una previsibilidad baja, lo que lleva a un alto número de fallos inesperados.

30 Todo el sistema de suspensión está diseñado para soportar todos los choques, vibraciones, cargas de inercia dentro de los límites operativos definidos. Los sistemas de suspensión conocidos están diseñados a prueba de fallos con respecto a fallos de los puntales y, por lo tanto, con respecto al fallo de cualquiera de las barras de suspensión o de sus respectivos soportes de fijación con la estructura del fuselaje o con el alojamiento del aislante de vibraciones, y en caso de fallo de un puntal, el resto de los puntales, soportes de fijación del APU, aisladores de vibración y soportes
35 de la estructura de fijación están diseñados para soportar cargas límites.

Además, cada puntal también está dimensionado para evitar el fallo final de la estructura (safe-life), es decir, que están diseñados para soportar toda la vida de la aeronave. Los componentes metálicos de las tres monturas del APU y el correspondiente soporte de fijación del APU también están diseñados para evitar el fallo final de la estructura (safe-life).

40 Todas las demás interfaces del sistema APU son flexibles para permitir el movimiento de traslación y el desplazamiento de rotación del APU en todas las direcciones.

En caso de incendio en el compartimiento del APU, el diseño del elemento central del aislador de vibraciones y el alojamiento no permite la separación de estas partes, incluso si el componente de elastómero que forma el aislador de vibraciones se daña o destruye. Aunque entonces se pierde el funcionamiento de los aisladores de vibración, el APU se ajustará sólo ligeramente.

- 5 Las tres principales limitaciones de este enfoque de diseño son, por un lado, que en caso de que cualquier montura falle, el sistema en su conjunto falla, o en otras palabras, el sistema no está a prueba de fallos con respecto al fallo de una montura, que puede conducir a una desprendimiento inesperado del APU. Por otro lado, el sistema también tiene escasa fiabilidad con un tiempo medio entre retiradas no programadas (MTBURs) menor de lo esperado, debido a una alta sensibilidad a los cambios en el comportamiento dinámico, relacionadas con el acoplamiento con el cono de cola o resonancias locales y las cargas internas de distribución. Por otra parte, ninguno de los montajes o aisladores de vibración tienen dispositivos a prueba de fallos de tal manera que se adapten a un fallo de cualquiera de sus subcomponentes. Además, todo el conjunto se comporta como una campana y badajo con el acoplamiento entre ellos en ciertos modos de vibración que amplifican la entrada dinámica de cargas en vuelo (ráfagas, maniobras) o en tierra (de aterrizaje, taxi).
- 10
- 15 El documento del estado de la técnica US2783003 divulga una combinación de un turboreactor y el fuselaje de una aeronave para contener al motor; la combinación de puertas montadas de forma móvil en el fuselaje para ser móviles entre posiciones cerradas en las que forman un carenado en el extremo posterior del fuselaje constituyendo una extensión hacia atrás del fuselaje y posiciones abiertas en las que el extremo posterior del fuselaje está abierto para la recepción y extracción del motor. A los lados del interior del fuselaje se unen guías que se extienden hacia delante desde el extremo posterior del fuselaje. En los laterales del motor se montan unos rodamientos que se encajan con las guías para soportar el motor para su movimiento hacia dentro y hacia fuera del fuselaje. Se proporcionan monturas del motor para unir el motor al fuselaje y transmitir potencia o empuje desde el motor a la aeronave.
- 20

Descripción de la invención

- 25 Se proporciona un sistema de suspensión para una unidad de potencia auxiliar de una aeronave que se encuentra en una estructura de fuselaje. La unidad de suspensión comprende al menos:

- una pluralidad de soportes de fijación de la unidad de potencia auxiliar dispuestos para ser conectados a la unidad de potencia auxiliar,

- una pluralidad de soportes de fijación del fuselaje estando unidos a los soportes de fijación de la unidad de potencia auxiliar y dispuestos para ser acoplados a la estructura del fuselaje.

- 30 El sistema de suspensión comprende, además, dos elementos longitudinales dispuestos para ser unidos a la estructura del fuselaje en la dirección longitudinal de la aeronave para soportar la unidad de potencia auxiliar, los dos elementos longitudinales y la pluralidad de soportes de fijación del fuselaje estando conectados tal que los dos elementos longitudinales soportan la pluralidad de soportes de fijación del fuselaje, siendo los aisladores de vibración móviles de forma deslizante a lo largo de los elementos longitudinales para la introducción o extracción de la unidad de potencia auxiliar en la estructura del fuselaje.
- 35

La invención tal y como se reivindica en la reivindicación 1 crea sinergia entre la estructura del fuselaje y el sistema de suspensión mediante la fusión del sistema de suspensión y algunos de los principales elementos de soporte de carga en el fuselaje dando lugar a miembros multifuncionales para reducir el peso combinado.

- 40 Por consiguiente, los dos elementos longitudinales actúan como un carril para soportar los puntos de fijación de APU. Tales carriles también funcionan como largueros en la estructura del fuselaje del cono de cola, dándole resistencia y rigidez adicional a la estructura del fuselaje.

- Además, también permite renunciar a las puertas de acceso al APU junto con sus mecanismos subyacentes y los refuerzos de la estructura, contribuyendo así a una mejora de peso. Un objeto adicional de la invención es relativo a un cono de cola de una aeronave que comprende una primera parte que está unida al sistema de suspensión y que encierra la unidad de potencia auxiliar y una segunda parte que se encuentra adyacente a la primera parte en un eje longitudinal y que comprende la parte trasera de la aeronave, es decir, situada hacia la parte trasera. Dicha segunda
- 45

5 parte es móvil con respecto a la primera parte entre una posición cerrada y una posición abierta que deja la sección transversal de la primera parte adyacente a la segunda parte accesible desde el exterior de la aeronave, que conduce a la posibilidad de introducir o extraer la unidad de potencia auxiliar a través de esta sección transversal en vez que a través de una puerta de acceso. Después, el APU se mueve a su posición final gracias a la combinación del movimiento de deslizamiento de los soportes de fijación fuselaje con respecto a los elementos longitudinales que actúan como un carril. En consecuencia, una de las ventajas de dicha configuración es que el APU puede instalarse desde el lado posterior de la aeronave.

10 Otra de las ventajas de la invención es mejorar el comportamiento dinámico del sistema mediante la reducción del acoplamiento entre el APU y el cono de cola. Esto se refleja en la reducción de los factores de amplificación dinámica (DAFs) del APU.

Por otra parte, los elementos comunes de carga para el APU y el cono de cola devienen en ahorro de peso potencialmente importantes debido a que los paneles de revestimiento se cargan uniformemente, dando lugar a una reducción de peso, que tiene una mejor distribución de las cargas internas y contribuyen a rigidizarse y reforzar el cono de cola.

15 Adicionalmente, la invención reivindicada minimiza las incertidumbres, por lo que la predicción de cargas internas es más fácil y más precisa. La mejor predicción tiene un efecto de larga duración en el comportamiento del producto en servicio ya que el sistema es menos propenso y menos sensible a la degradación.

Por otra parte, esta invención reduce el tiempo necesario para la instalación del APU gracias a los dispositivos de liberación rápida.

20 La invención reivindicada posee un potencial de redundancia ya sea intrínsecamente en cada montura o del sistema como un todo, donde una montura adicional "rellena" y restringe los grados de libertad de cuerpo rígido del APU. Por lo tanto, el sistema se puede convertir fácilmente en a prueba de fallos completamente.

25 La ausencia de puntales hace su comportamiento dinámico más fácil de predecir y menos propensos a los cambios en el comportamiento dinámico, ya sea debido a los cambios en la distribución de masas locales, geometría, desgaste o parámetros de ajuste.

Finalmente, la invención crea una sinergia entre el APU y la estructura del fuselaje, no sólo reduciendo la amplificación dinámica (efecto de campana y badajo), pero también de refuerzo y de rigidización del conjunto de cono de cola (cono de cola + APU) debido a la trayectoria de carga interna creada, es decir, la interacción del sistema-estructura no sólo no es propenso al acoplamiento, sino también de forma inherente se refuerzan entre sí.

30 Para esta aplicación, el sistema de coordenadas se basa en un sistema XYZ. El eje X de este sistema apunta a popa positivo. El eje Z es positivo apuntando hacia arriba. Para completar un sistema de coordenadas a derechas, el eje Y es positivo apuntando a lo largo del ala derecha del avión.

Descripción de las figuras

35 Para completar la descripción y con el fin de proporcionar una mejor comprensión de la invención, se proporciona un conjunto de dibujos. Dichos dibujos forman una parte integral de la descripción e ilustran realizaciones preferidas de la invención. Los dibujos comprenden las siguientes figuras.

La Figura 1 muestra tablas que divulgan la comparación en términos de amplificación dinámica de los sistemas conocidos y el sistema de suspensión objeto de la invención.

La figura 2 muestra una vista en perspectiva de un ejemplo de realización del cono de cola de un fuselaje.

La figura 3 muestra una vista esquemática en planta de un ejemplo de realización de un par de elementos longitudinales y cuatro soportes de fijación del fuselaje.

La figura 4 muestra una vista en perspectiva de un ejemplo de realización del sistema de suspensión de la invención.

5 La figura 5 muestra una vista esquemática en perspectiva de otro ejemplo de realización del sistema de suspensión de la invención.

Descripción detallada de la invención

10 Las tablas incluidas en la figura 1 muestran que hay cargas de dimensionado menores, que muestran que los factores de amplificación dinámica se reducen en cargas de vuelo (hasta 10 Hz) y varía como aspas de molino SEI (hasta 13 Hz). Esto se traduce en cargas estáticas resultantes en el centro de gravedad del APU y beneficia al resto del fuselaje, ya que las cargas del cono de cola se trasladan a lo largo del camino de carga de la aeronave.

En los ejemplos de realización descritos, los soportes de fijación del fuselaje (4) comprenden un aislador de vibraciones que comprende un elemento elastomérico para la amortiguación de vibraciones. Los aisladores de vibración están opcionalmente incrustados en una estructura metálica. Otra posibilidad sería tener un elemento deslizante duro.

15 Las figuras 3 y 4 describen un ejemplo de realización en el que los soportes de fijación fuselaje (4), más específicamente aisladores de vibración, están dispuestos para deslizarse dentro de los elementos longitudinales (5), dichos elementos longitudinales (5) comprenden en particular un tubo cerrado que tiene una forma de sección transversal en C. Dicha sección transversal impide que los soportes de fijación fuselaje (4) tengan movimiento en las direcciones Z e Y.

20 Más específicamente, la figura 3 muestra un ejemplo de realización que muestra los dos elementos paralelos longitudinales (5) y cuatro soportes de fijación fuselaje (4). Una vez en funcionamiento, uno de los soportes de fijación fuselaje (4) está fijado en X, Y, Z mediante la interposición de un tapón (6) en el elemento longitudinal (5) en ambos lados de los soportes de fijación fuselaje (4) que evita adicionalmente el movimiento en la dirección X.

25 Dos de los soportes de fijación del fuselaje (4) se fijan en Z e Y, un cuarto (4) está fijado en Z, X que permite un ligero movimiento en Y ya que el elemento longitudinal (5) tendría suficiente espacio en la posición del soporte de fijación del fuselaje (4) para absorber los desplazamientos procedentes de la expansión térmica y las tolerancias.

Aunque se describen cuatro soportes de fijación (4), tres soportes de fijación (4) serían suficientes.

30 Se da a conocer en la figura 5 un ejemplo de realización diferente en la que los soportes de fijación del fuselaje (4) están dispuestos para deslizarse fuera de los elementos longitudinales (5) ya que los elementos longitudinales (5) comprenden una sección cerrada mientras que los soportes de fijación del fuselaje (4) encierran dicha sección cerrada. En este ejemplo de realización, los soportes de fijación del fuselaje (4) comprenden una forma de U (7) si no se permite el movimiento en la dirección Z y comprenden una forma de C (8) si no se permite el movimiento en el eje Z e Y.

La figura 2 y la figura 4 describen un ejemplo de realización en el que están dispuestos los dos elementos longitudinales (5) que se encuentra diametralmente opuestos en la estructura del fuselaje (2).

La figura 2 describe un cono de cola en el que la estructura del fuselaje (2) comprende:

35 - una primera parte (10) que está conectada al sistema de suspensión y que encierra la unidad de potencia auxiliar (1), y

- una segunda parte (11) situada adyacente a la primera parte (10) en un eje longitudinal hacia delante de la parte trasera de la aeronave y que por lo tanto comprende dicha parte trasera de la aeronave. Pueden estar integrados un

ES 2 763 875 T3

tubo de escape (9) o silenciador en esta segunda parte (11) o ser una pieza separada de los equipos instalados en el mismo.

5 Dicha segunda parte (11) es móvil con respecto a la primera parte (10) entre una posición cerrada y una posición abierta. La posición abierta deja la sección transversal de la primera parte (10) adyacente a la segunda parte (11) accesible desde el exterior de la aeronave para el acceso al interior de la primera parte (10) para introducir o extraer la unidad de potencia auxiliar (1) a través de esta sección transversal. Más específicamente, la segunda parte (11) está articulada a la primera parte (10).

10 Además, como se ha dicho anteriormente, la segunda parte (11) comprende un tubo de escape (9) de la unidad de potencia auxiliar (1) que forma parte del extremo trasero. Dicho tubo de escape (9) está por lo tanto integrado en la estructura del cono de cola que crea una sinergia adicional.

REIVINDICACIONES

- 1.- Cono de cola de una aeronave, el cono de cola comprendiendo una estructura de fuselaje (2), una unidad de potencia auxiliar (1) y un sistema de suspensión para unir la unidad de potencia auxiliar (1) de la aeronave a la estructura de fuselaje (2), comprendiendo el sistema de suspensión:
- 5 - una pluralidad de soportes de fijación de la unidad de potencia auxiliar (3) fijados a la unidad de potencia auxiliar (1),
- una pluralidad de soportes de fijación del fuselaje (4) fijados a los soportes de fijación de la unidad de potencia auxiliar (3),
- 10 donde el sistema de suspensión comprende, además, dos elementos longitudinales (5) unidos a la estructura del fuselaje (2) en la dirección longitudinal de la aeronave para soportar la unidad de potencia auxiliar (1), los dos elementos longitudinales (5) y la pluralidad de soportes de fijación del fuselaje (4) estando conectados de tal manera que los dos elementos longitudinales (5) soportan la pluralidad de soportes de fijación fuselaje (4), siendo los soportes de fijación del fuselaje (4) móviles de manera deslizante a lo largo de los elementos longitudinales (5) para la introducción o la extracción de la unidad de potencia auxiliar (1) en la estructura del fuselaje (2).
- 15 2.- Cono de cola de una aeronave, de acuerdo con la reivindicación 1, en el que los soportes de fijación del fuselaje (4) están dispuestos para deslizar dentro de los elementos longitudinales (5).
- 3.- Cono de cola de una aeronave, de acuerdo con la reivindicación 2, en el que los elementos longitudinales (5) comprenden una sección transversal en forma de C.
- 4.- Cono de cola de una aeronave, de acuerdo con la reivindicación 1, en el que los soportes de fijación fuselaje (4) están dispuestos para deslizar fuera de los elementos longitudinales (5).
- 20 5.- Cono de cola de una aeronave, de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que uno de los soportes de fijación del fuselaje (4) de la pluralidad de soportes de fijación del fuselaje está dispuesto (4) para ser fijado con respecto al elemento longitudinal (5) en las direcciones X, Y y Z de la aeronave.
- 25 6.- Cono de cola de una aeronave, de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que uno de los soportes de fijación fuselaje (4) de la pluralidad de soportes de fijación del fuselaje (4) está dispuesto para ser fijado con respecto al elemento longitudinal (5) en las direcciones Y y Z de la aeronave.
- 7.- Cono de cola de una aeronave, de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que uno de los soportes de fijación del fuselaje (4) de la pluralidad de soportes de fijación del fuselaje (4) está dispuesto para ser fijado con respecto al elemento longitudinal (5) en las direcciones X y Z de la aeronave.
- 30 8.- Cono de cola de una aeronave, de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que los soportes de fijación del fuselaje (4) comprenden un aislador de vibraciones que comprende un elemento elastomérico para la amortiguación de vibraciones.
- 9.- Cono de cola de una aeronave, de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que los dos elementos longitudinales (5) están dispuestos para estar situados diametralmente opuestos en la estructura del fuselaje (2).
- 35 10.- Cono de cola de una aeronave, de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en el que la estructura del fuselaje (2) comprende:
- una primera parte (10) que está unida al sistema de suspensión y que encierra la unidad de potencia auxiliar (1), y

5 - una segunda parte (11) situada adyacente a la primera parte (10) hacia la parte trasera de la aeronave en un eje longitudinal, dicha segunda pieza (11) siendo móvil con respecto a la primera parte (10) entre una posición cerrada y una posición abierta que deja la sección transversal de la primera parte (10) adyacente a la segunda sección (11) y accesible desde el exterior de la aeronave para el acceso al interior de la primera parte (10) para introducir o extraer la unidad de potencia auxiliar (1) a través de esta sección transversal.

11.- Cono de cola de una aeronave, según la reivindicación 10, en el que la segunda parte comprende un tubo de escape (9) de la unidad de potencia auxiliar (1).

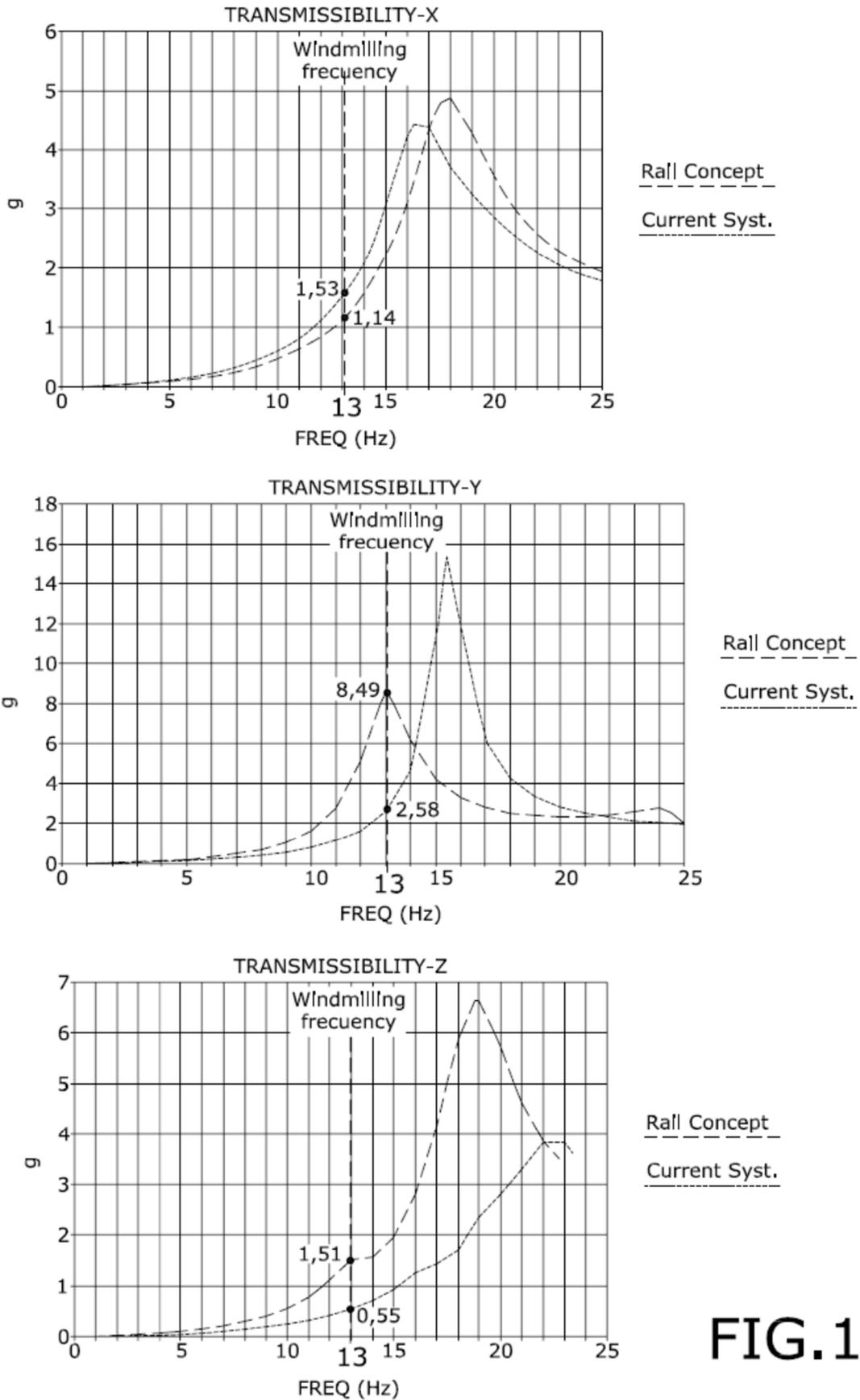


FIG.1

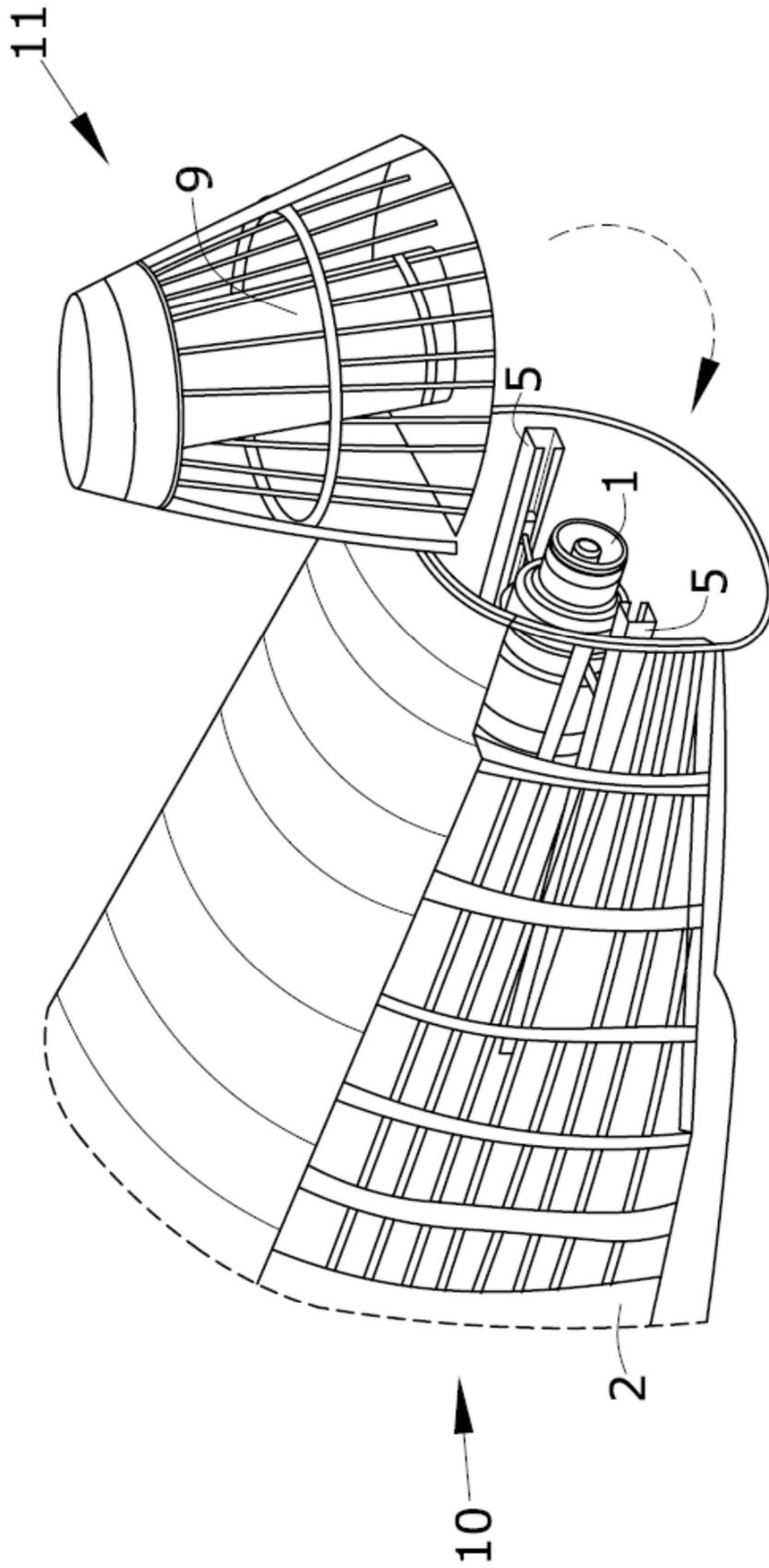


FIG. 2

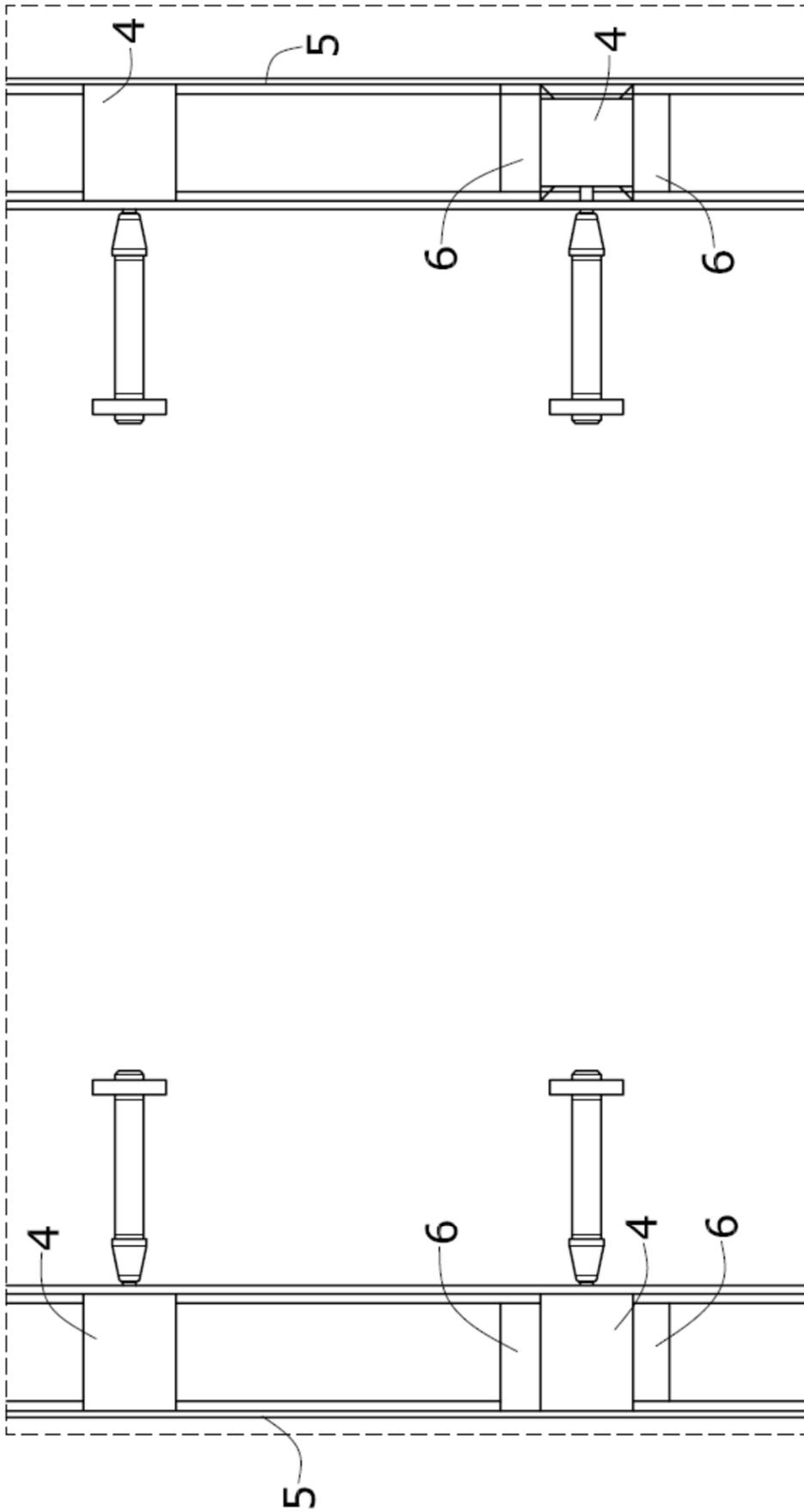


FIG. 3

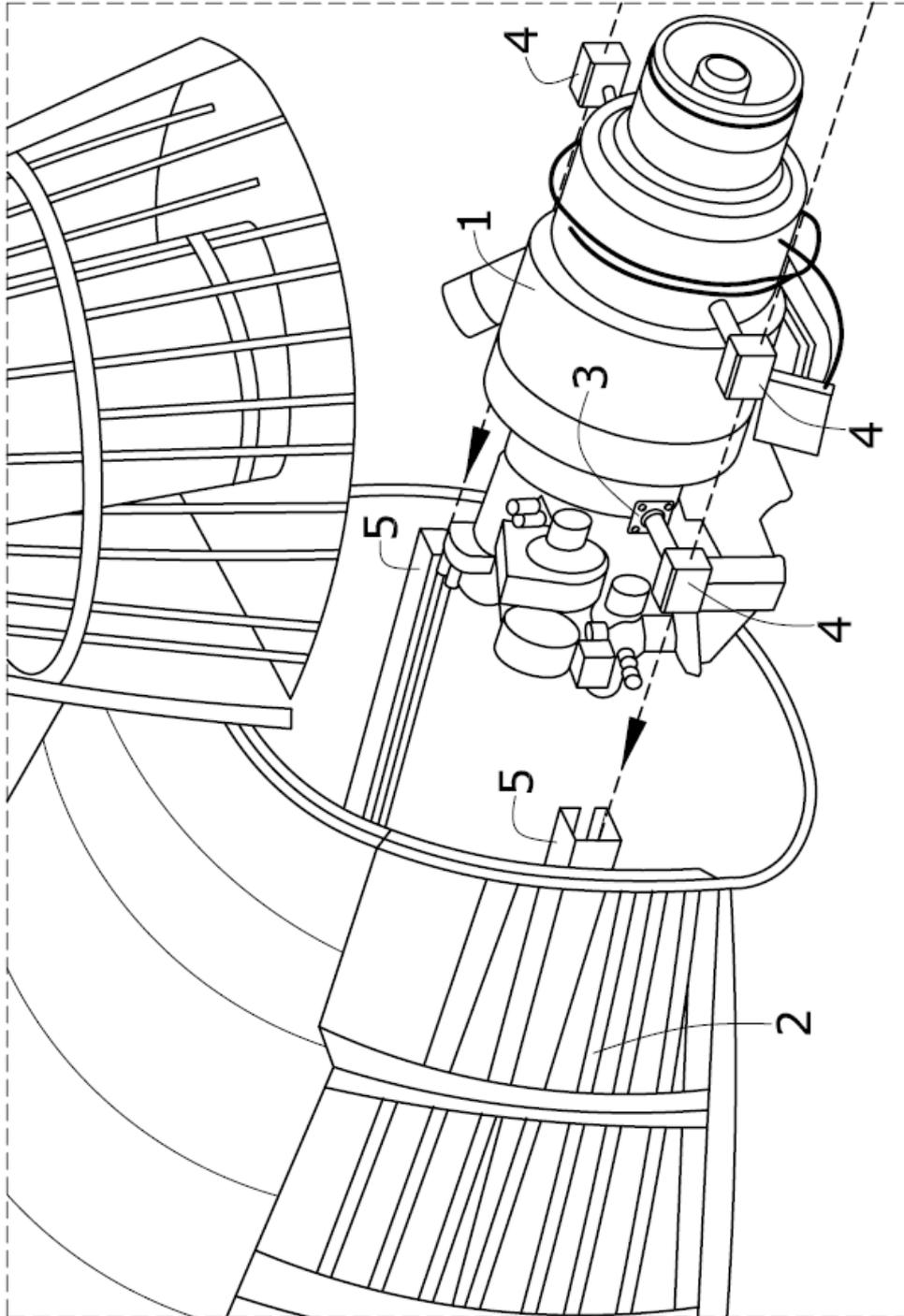


FIG.4

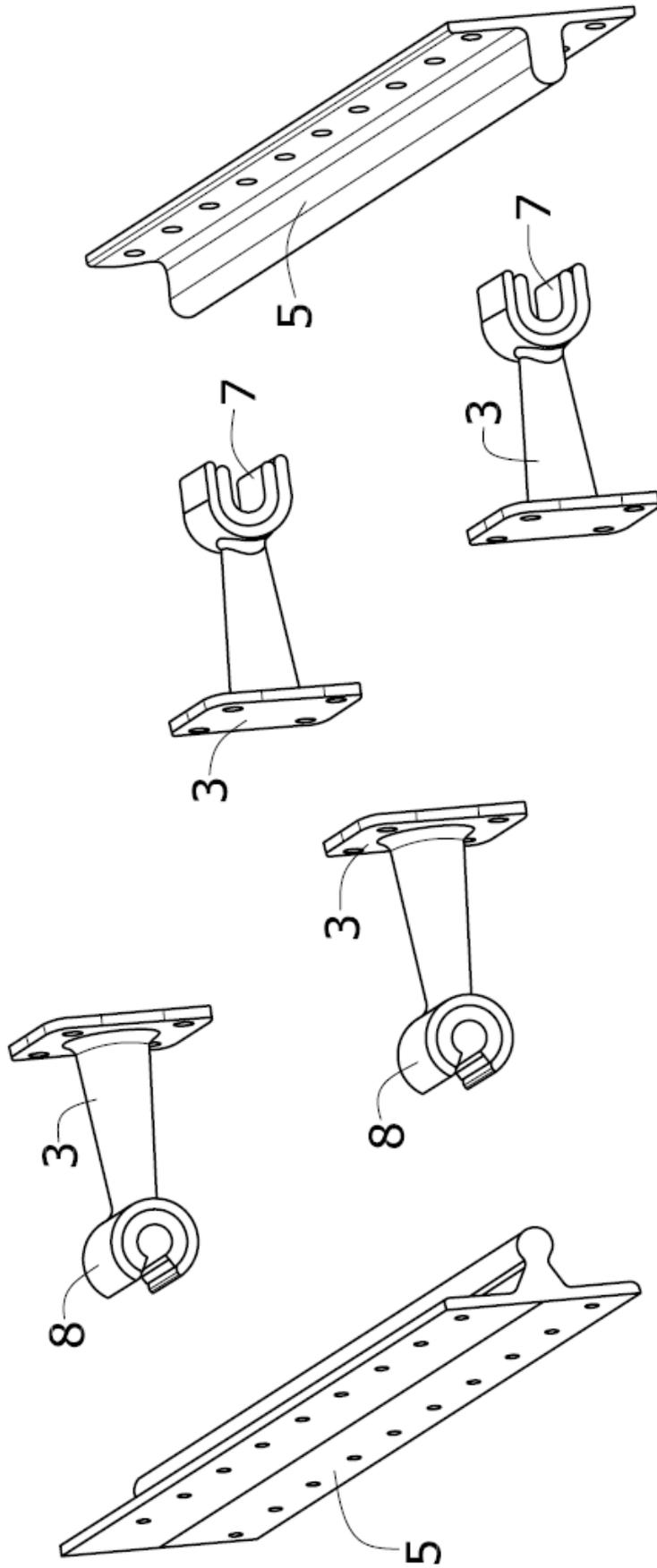


FIG.5