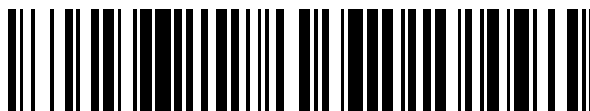


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 763 549**

51 Int. Cl.:

**B64C 21/00** (2006.01)

**B64D 29/04** (2006.01)

**B64D 33/02** (2006.01)

**B64C 1/00** (2006.01)

**B64D 27/14** (2006.01)

**B64D 27/20** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **21.12.2016 E 16382634 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **30.10.2019 EP 3339166**

54 Título: **Aeronaves con una superficie de fuselaje variable para la optimización de la capa límite**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:  
**29.05.2020**

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**ARANA HIDALGO, ALBERTO;  
LLAMAS SANDÍN, RAÚL CARLOS y  
VÁZQUEZ CASTRO, JESÚS JAVIER**

74 Agente/Representante:

**ELZABURU, S.L.P**

**ES 2 763 549 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

Aeronaves con una superficie de fuselaje variable para la optimización de la capa límite

### Campo de la invención

La presente invención se refiere a aeronaves con motores dispuestos para ingerir aire de la capa límite y más particularmente a aeronaves con motores unidos directamente a su fuselaje.

### 5 Antecedentes de la invención

Aunque los motores de aeronaves convencionales para transporte de pasajeros o de carga están dispuestos generalmente dentro de góndolas unidas a las alas o al fuselaje por medio de pilones, también se conocen aeronaves con las góndolas de los motores parcialmente embebidas en el fuselaje de la aeronave como en la aeronave de la Figura 1 con dos motores situados en el fuselaje trasero.

- 10 Estas configuraciones de aeronaves están orientadas tanto a la eliminación de los pilones (lo que reduce peso y resistencia) como para alojar motores de ingestión de capa límite (motores BLI, iniciales de "Boundary Layer Ingestion").

Las góndolas parcialmente embebidas permiten el uso de motores BLI pueden mejorar la eficiencia del motor por medio de la ingestión del flujo de la capa límite de baja velocidad.

- 15 Uno de los problemas planteados por estas configuraciones de aeronave está relacionado con el control del flujo en el conducto de admisión de los motores.

- 20 A este respecto, el documento US 2011/0163207 describe un avión provisto de motores turboreactores de flujo dual en el que la entrada de aire de cada motor está conectada al fuselaje por dos paredes de guía de la capa límite, extendiéndose las paredes hacia el lado aguas arriba de la entrada de aire y separándose hacia el lado de aguas arriba.

- 25 Por su parte, el documento US 7,784,732 B2 describe un sistema para reducir la distorsión en el plano de interfaz aerodinámico de una entrada de ingestión de capa límite usando una combinación de dispositivos activos y pasivos de control de flujo. Se usan en combinación chorros de control de flujo activo y paletas de generación de vórtice para reducir la distorsión a través de un conjunto de condiciones de funcionamiento de la entrada. Conjuntamente, las palas generadoras de vórtices pueden reducir la mayor parte de la distorsión de entrada y los chorros de control de flujo activo pueden usarse con un caudal másico del chorro de control significativamente reducido para asegurar que la distorsión de entrada permanece baja cuando varía el caudal másico de entrada.

La presente invención también está orientada a mejorar el control de flujo en el conducto de admisión pero enfocando el problema desde una perspectiva diferente.

- 30 Es conocido el documento US2015/122952 que divulga un motor de turbina de gas que tiene un conducto de entrada formado para tener una forma con una primera elipse en una mitad y una segunda elipse en una segunda mitad. La segunda mitad tiene un extremo aguas arriba que es más pequeño que la primera elipse. El conducto de entrada tiene una superficie que define la segunda elipse que se curva desde la primera elipse, de tal manera que la segunda elipse es más grande en una ubicación intermedia. La segunda elipse es aún mayor en un extremo aguas abajo del conducto de entrada que conduce a un ventilador.
- 35

Se conoce también el documento US6231006 que divulga una entrada de misión adaptable para una aeronave que tiene un panel de labios rígido unido de forma pivotante a una entrada de la aeronave. Un mecanismo de accionamiento se acopla al panel de labios rígido para pivotar desde una primera posición a una segunda posición. Un sistema de elastómeros reforzados conecta el panel de labios rígido y la entrada.

Son conocidos también los documentos US7516918, WO2011/059571, WO2014/006422, GB800380 y EP2987987 que divulgan varias implementaciones de revestimientos móviles que incluyen partes flexibles y rígidas.

### Sumario de la invención

5 La invención se refiere a una aeronave definida por la reivindicación independiente y que comprende un sistema de propulsión formado por motores dispuestos para ingerir aire de la capa límite. Estos motores están situados dentro de góndolas parcialmente embebidas en el fuselaje de la aeronave y, por lo tanto, sus conductos de admisión están delimitados por áreas específicas del fuselaje y de las góndolas.

10 Para dichas áreas específicas del fuselaje, la invención proporciona revestimientos con una porción flexible y sistemas actuadores sobre ellas para cambiar sus superficies para adaptarlas a las necesidades del sistema de propulsión. En otras palabras, la invención proporciona un rango variable de actuación a la corriente de aire usada para el motor de ingestión de capa límite.

Según la invención, los revestimientos comprenden porciones flexibles interiores, tales como membranas hechas de un material elastómero o de un material compuesto, unidas a conchas rígidas circundantes que están fijadas a elementos estructurales internos de dichas áreas específicas del fuselaje.

15 Según la invención, dichas porciones flexibles interiores tienen una malla semi-rígida embebida en ellas, siendo algunos de sus nodos los puntos a ser accionados por los sistemas actuadores.

Según la invención, dichas porciones flexibles interiores tienen una malla semi-rígida embebida en ellos, siendo algunos de sus nodos los puntos a ser actuados por el sistema de actuación.

20 Según la invención, los sistemas actuadores comprenden actuadores lineales soportados por los elementos estructurales internos y conectados con algunos nodos de las porciones flexibles interiores de los revestimientos. Otras características deseables y ventajas de la invención se harán evidentes a partir de la siguiente descripción detallada de la invención y de las reivindicaciones adjuntas, en relación con los dibujos que se acompañan.

### Breve descripción de los dibujos

25 La Figura 1a es una vista esquemática en perspectiva de una aeronave con dos motores ubicados dentro de una góndola embebida parcialmente en el fuselaje trasero.

La Figura 1b es una vista esquemática en planta del área delimitada por un círculo en la Figura 1a.

La Figura 2 es una vista esquemática en sección por el plano A-A' de la Figura 1a correspondiente a una aeronave conocida.

30 La Figura 3 es una vista esquemática en sección por el plano A-A' de la Figura 1a correspondiente a una aeronave según la invención.

Las Figuras 4a y 4b son vistas esquemáticas en perspectiva separadas de las porciones rígida y flexible del revestimiento del área del fuselaje perteneciente al conducto de admisión de un motor en una realización de la invención.

35 Las Figuras 5a, 5b y 5c son vistas esquemáticas en perspectiva del revestimiento de un área del fuselaje perteneciente al conducto de admisión de un motor ilustrando tres estados diferentes de la superficie de su porción flexible.

### Descripción detallada de la invención

La Figura 1a y la Figura 1b muestran una aeronave 11 con un sistema de propulsión formado por motores 13a, 13b ubicados dentro de las góndolas 15a, 15b parcialmente embebidas en el fuselaje 21 de la aeronave y dispuestos para ingerir aire de la capa límite.

5 En las aeronaves conocidas (ver Figura 1b), los motores 13a, 13b reciben el aire entrante a través de los conductos de admisión 17a, 17b delimitados por las góndolas 15a, 15b y las áreas 31a, 31b del fuselaje 21 de la aeronave.

En aeronaves con estructuras de fuselaje convencionales, es decir, con cuadernas 23 y un revestimiento rígido 25 (ver Figura 2), la forma de las áreas 31a, 31b del fuselaje pertenecientes a los conductos de admisión 17a, 17b condiciona el comportamiento de los motores 13a, 13b situados dentro de las góndolas 15a, 15b.

10 Según la invención ilustrada en las Figuras 3-5c, en la sección correspondiente a dichas áreas 31a, 31b, el fuselaje 21 de la aeronave comprende elementos estructurales internos 23, 24 (típicamente cuadernas y vigas/rigidizadores), revestimientos 41a, 41b con porciones flexibles interiores 43a, 43b unidas a porciones rígidas circundantes 45a, 45b fijadas a los elementos estructurales internos 23, 24 y sistemas actuadores sobre las porciones flexibles interiores 43a, 43b de los revestimientos 41a, 41b para cambiar la superficie de las áreas del fuselaje 31a, 31b para adaptarlas a las necesidades del sistema de propulsión. En este sentido, la Figura 3 muestra el revestimiento izquierdo 41b en una situación en la que su sistema de actuación está inactivo y el revestimiento derecho está en una situación en la que su sistema de actuación está activo.

15 Estas necesidades pueden referirse a una adaptación de las áreas de fuselaje 31a, 31b a motores nuevos con características diferentes de los anteriores motores alojados en las góndolas 15a, 15b, a modificaciones deseadas de la geometría de los conductos de admisión 17a, 17b o a diferentes puntos del régimen de los motores durante una misión.

20 Si el revestimiento de las áreas 31a, 31b del fuselaje es un revestimiento rígido, sólo puede ser óptimo para un motor, un conducto de admisión y un régimen del motor específico.

25 Según la invención, las porciones flexibles interiores 43a, 43b de los revestimientos 41a, 41b tienen una malla semi-rígida 61a, 61b embebida dentro de ella con alguno de sus nodos 65a, 65b estando configurados como puntos a ser accionados por los sistemas actuadores que comprenden actuadores lineales 71 soportados por los elementos estructurales internos 23, 24 (ver particularmente las Figuras 4a-4b).

En una realización, las porciones flexibles interiores 43a, 43b de los revestimientos 41a, 41b son membranas hechas de un material elastómero.

30 En otra realización, las porciones flexibles interiores 43a, 43b de los revestimientos 41a, 41b son membranas hechas de un material compuesto tal como CFRP (si es suficientemente fino) para mantener el equilibrio entre ser deformable por los sistemas actuadores pero sin vibrar bajo condiciones normales de ingestión de aire para no introducir perturbaciones en el flujo de entrada de aire.

35 Los sistemas actuadores están configurados con los actuadores lineales 71 conectados con algunos nodos 65a, 65b de la malla semi-rígida 61a, 61b de las porciones flexibles de los revestimientos 41a, 41b y dispuestos para moverse hacia delante o hacia atrás para permitir diferentes configuraciones de dichas porciones flexibles interiores 43a, 43b como se muestra, en particular, en las Figuras 5a-5c para adaptarlas a las necesidades del sistema de propulsión.

En el estado ilustrado en la Figura 5a todos los actuadores lineales 71 se desplazan hacia delante de modo que la parte flexible 43b tiene forma de cúpula.

40 En el estado ilustrado en la Figura 5b cuatro actuadores lineales 71 se desplazan hacia adelante y el actuador lineal central se mueve hacia atrás para configurar la porción flexible 43b con una depresión central.

En el estado ilustrado en la Figura 5c sólo se desplaza hacia delante un actuador lineal 71 para configurar la porción flexible 43b con un abombamiento en el lado izquierdo.

Aunque la presente invención se ha descrito en relación con varias realizaciones, debe entenderse a partir de lo dicho que pueden hacerse combinaciones de elementos, variaciones o mejoras que están dentro del alcance de la invención que se define en las reivindicaciones adjuntas.

**REIVINDICACIONES**

1. Aeronave (11) que comprende un sistema de propulsión formado por motores (13a, 13b) dispuestos en una ubicación en la aeronave para, en uso, ingerir aire de la capa límite, estando ubicados los motores (13a, 13b) dentro de góndolas (15a, 15b), estando los motores (13a, 13b) parcialmente embebidos en el fuselaje (21) de la aeronave; estando delimitados perimetralmente cada uno de los conductos de admisión (17a, 17b) de los motores (13a, 13b) en una sección perpendicular al eje longitudinal de la aeronave por áreas del fuselaje (31a, 31b) y por las góndolas (15a, 15b); donde en la sección del fuselaje correspondiente a dichas áreas de fuselaje (31a, 31b) la aeronave comprende elementos estructurales internos (23, 24) y revestimientos (41a, 41b), los revestimientos (41a, 41b) comprendiendo conchas rígidas (45a, 45b) que están fijadas a los elementos estructurales internos (23, 24), caracterizada por que:
- 5
- 10 - los revestimientos (41a, 41b) comprenden además porciones flexibles interiores (43a, 43b), capaces de deformarse, en dichas áreas de fuselaje (31a, 31b) y unidas a las conchas rígidas (45a, 45b) circundantes;
- la aeronave comprende además sistemas de actuación (71) para cambiar las superficies de las porciones flexibles (43a, 43b) de los revestimientos (41a, 41b) para adaptarlas a las necesidades del sistema de propulsión,
- 15 en la que las porciones flexibles interiores (43a, 43b) de los revestimientos (41a, 41b) tienen una malla semi-rígida (61a, 61b) que definen unos nodos (65a, 65b) y embebida en las porciones flexibles interiores (43a, 43b), estando alguno de los nodos (65a, 65b) los puntos a ser accionados por los sistemas de actuación, y
- 20 donde los sistemas de actuación comprenden actuadores lineales (71) soportados por los elementos estructurales internos (23, 24) y conectados con alguno de dichos nodos (65a, 65b) de las porciones flexibles interiores (43a, 43b) de los revestimientos (41a, 41b) para ser capaces de mover dichos algunos nodos (65a, 65b) para modificar así la configuración de las porciones flexibles interiores (43a, 43b).
2. Aeronave (11) según la reivindicación 1, en la que las porciones flexibles interiores (43a, 43b) de los revestimientos (41a, 41b) son membradas hechas de un material elastómero.
3. Aeronave (11) según la reivindicación 2, en la que las porciones flexibles interiores (43a, 43b) de los revestimientos (41a, 41b) son membranas hechas de un material compuesto.
- 25 4. Aeronave según cualquiera de las reivindicaciones 1-3, en la que los motores (13a, 13b) alojados en las góndolas (15a, 15b) están situados en el fuselaje trasero.

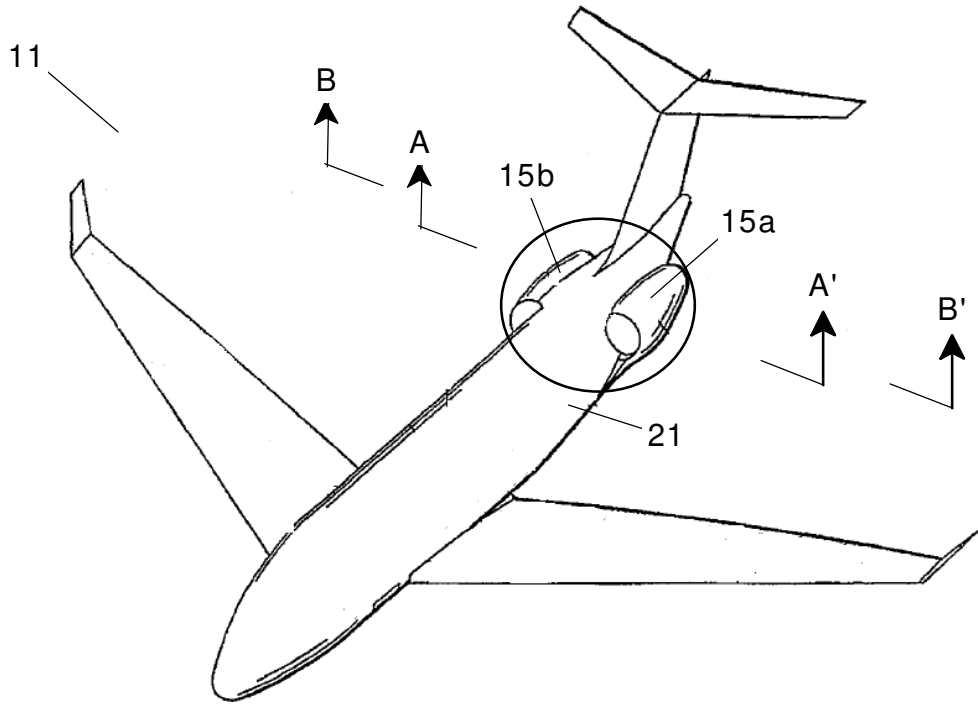


FIG. 1a

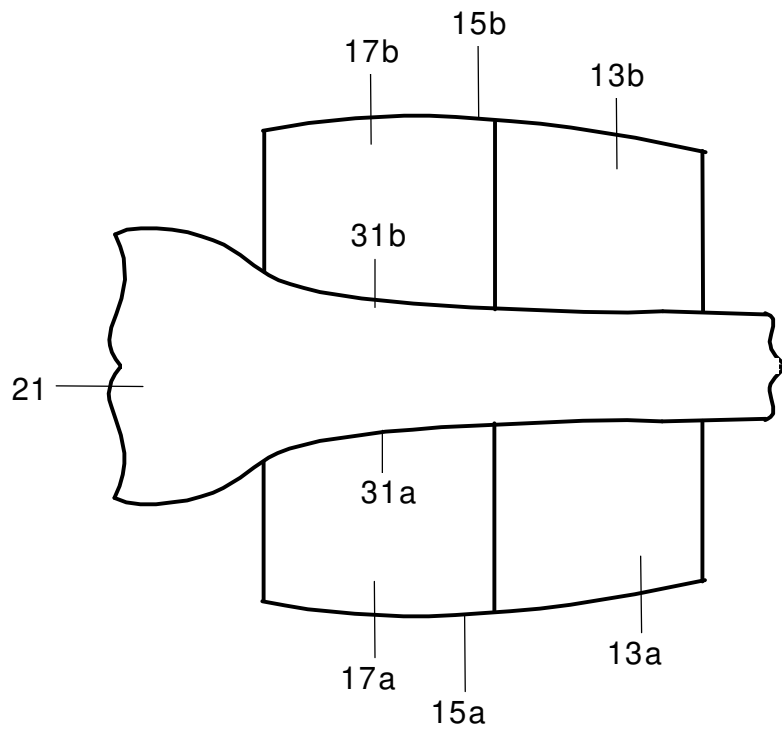


FIG. 1b

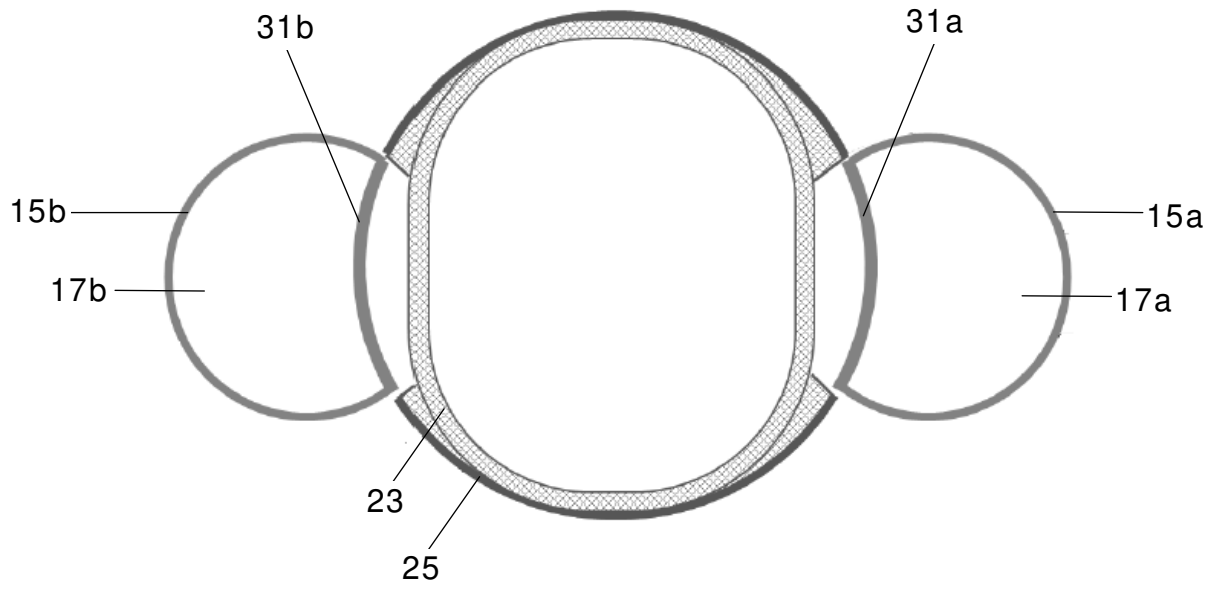


FIG. 2

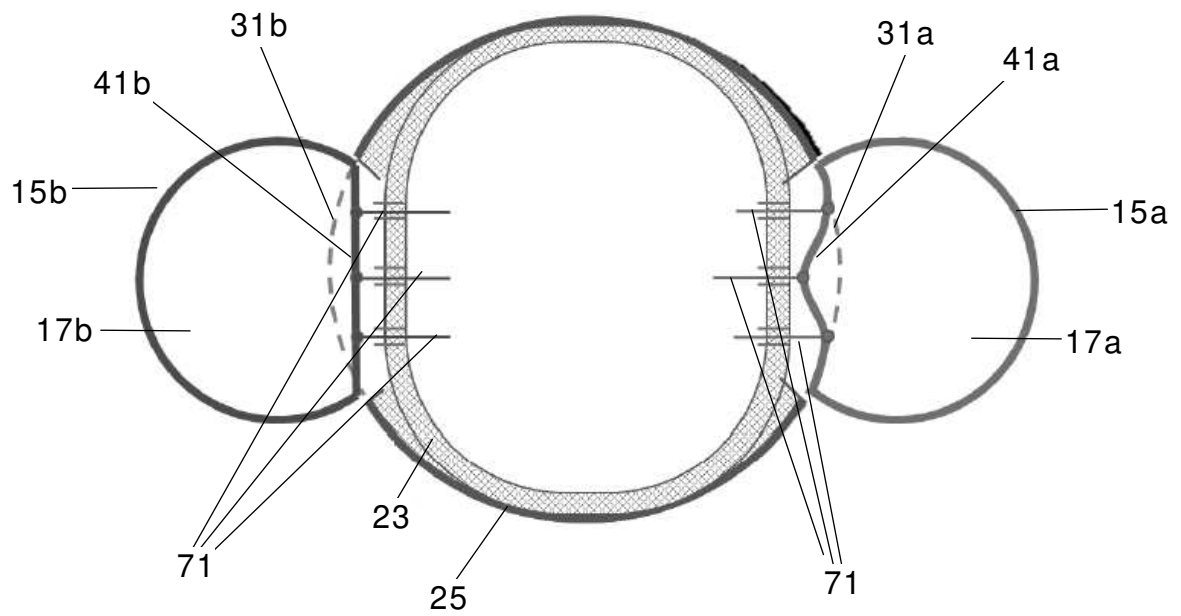


FIG. 3



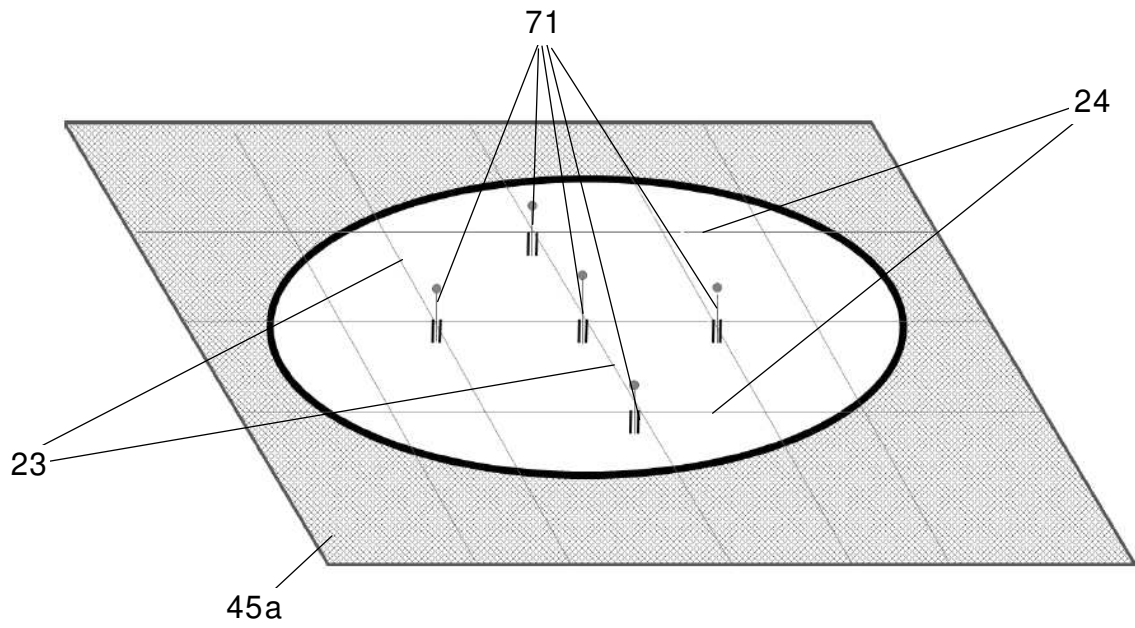


FIG. 4a

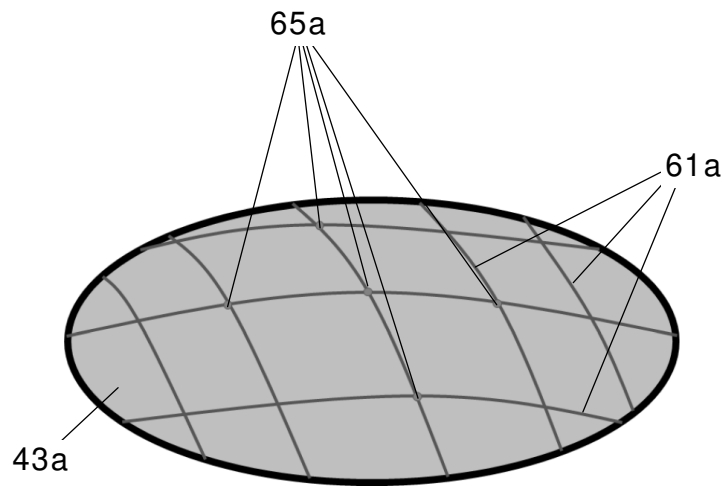


FIG. 4b

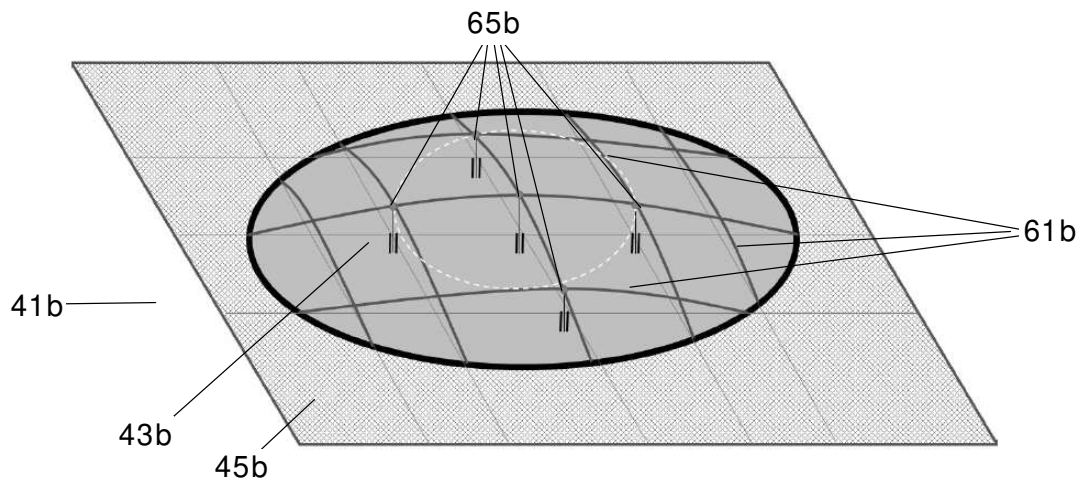


FIG. 5a

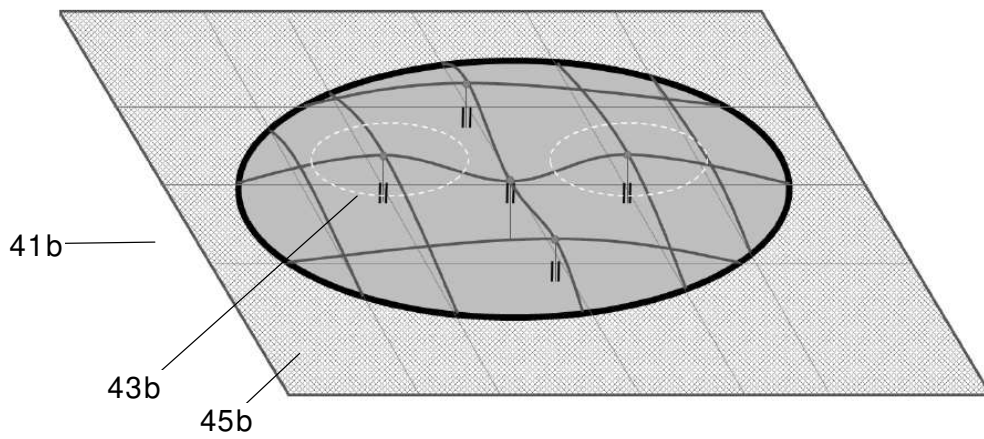


FIG. 5b

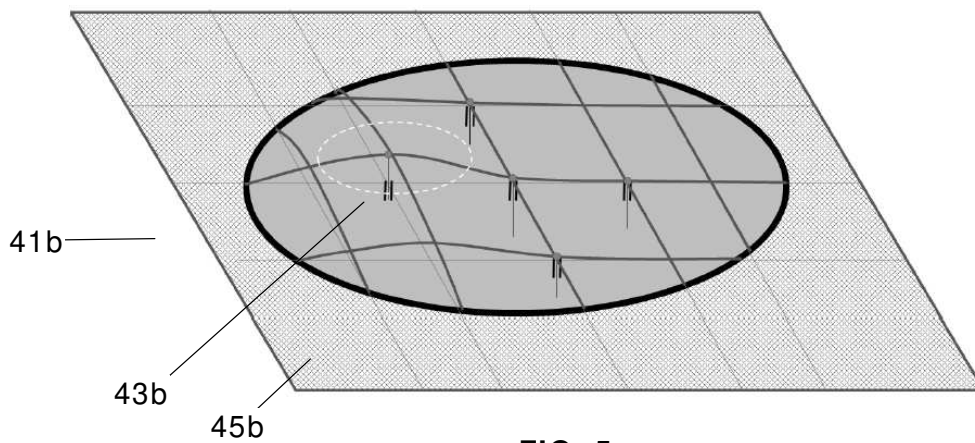


FIG. 5c