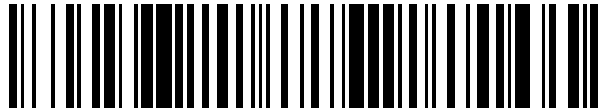


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 933 078**

21 Número de solicitud: 202130727

51 Int. Cl.:

B64D 37/04 (2006.01)

B64D 37/30 (2006.01)

B64C 17/00 (2006.01)

12

SOLICITUD DE PATENTE

A1

22 Fecha de presentación:

27.07.2021

43 Fecha de publicación de la solicitud:

31.01.2023

71 Solicitantes:

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

72 Inventor/es:

BALLESTERO MENDEZ, Jorge

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

54 Título: **AERONAVE CON TANQUE DE HIDRÓGENO**

57 Resumen:

Aeronave con tanque de hidrógeno que posee un centro de gravedad (1) y comprende:

- un fuselaje (4) que comprende:
- un fuselaje delantero (41) situado entre un extremo anterior (42) del fuselaje (4) y el centro de gravedad (1),
- un fuselaje trasero (43) situado entre el centro de gravedad (1) de la aeronave y un extremo posterior (44) del fuselaje (4),
- un piso inferior (45) configurado para la localización de asientos de pasajeros,
- un tanque de hidrógeno líquido (3) localizado de modo que el centro de gravedad del tanque de hidrógeno líquido (3) se sitúa por detrás del centro de gravedad (1),
- un piso superior (46) localizado por encima del piso inferior (45) en el interior del fuselaje delantero (41).

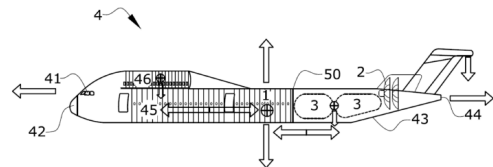


FIG. 2

ES 2 933 078 A1

DESCRIPCIÓN
AERONAVE CON TANQUE DE HIDRÓGENO

5 CAMPO DE LA INVENCION

La presente invención es relativa a una configuración de una aeronave con propulsión mediante hidrógeno, motor que combustione hidrógeno directamente o una pila de combustible alimentada con hidrógeno. El propósito de esta invención es definir la configuración de la aeronave que permita equilibrar de una manera eficiente la posición y control del centro de gravedad de la aeronave, y por tanto su estabilidad.

ESTADO DE LA TÉCNICA

El uso del hidrógeno como combustible de propulsión en vehículos aéreos y aeroespaciales se ha explorado y desarrollado desde finales del siglo XVIII. El primer uso del hidrógeno fue en globos en 1783, posteriormente en dirigibles como el Zeppelin en 1893. Desde entonces, se han conocido numerosos proyectos para desarrollar cohetes espaciales y aeronaves impulsadas por hidrógeno, como el Suntan (EE.UU.-1956), el Saturno IV (EEUU-1963), Tupolev Tu-155 (Unión Soviética- 1988), Cryoplane (Europa- 2000), HyShot (Australia-2001), NASA X-43 (EE.UU.- 2004), Phantom Eye (EE.UU.- 2013), etc., con diversas configuraciones.

El hidrógeno es la sustancia química más habitual en el universo. Funde de estado sólido a líquido a 14K (-259°C) y se evapora a estado gaseoso a 20K (-253°C). Por tanto, para evitar su almacenaje en estado gaseoso que requiere elevadas presiones y que conllevaría una gran penalización en peso para una aeronave, es necesario almacenar el hidrógeno en estado líquido entre 14K y 20K en el interior de tanques criogénicos. Debido a las propiedades físicas del hidrógeno líquido, con un tercio del peso del queroseno habitual pero con cuatro veces más de volumen necesario, la configuración de una aeronave que esté propulsada por hidrógeno constituye un gran reto tecnológico. La dificultad estriba en la instalación de los tanques criogénicos necesarios para el almacenamiento del hidrógeno líquido y su efecto en el posicionamiento y control del centro de gravedad de la aeronave para su estabilidad. Dependiendo de la configuración, este efecto puede ser más acusado, como en el caso de

una aeronave con los motores y los tanques de hidrógeno instalados en la parte trasera de la aeronave.

5 La mayoría de las soluciones conocidas abordan este problema de posición y control del centro de gravedad añadiendo depósitos de combustible de hidrógeno adicionales en el fuselaje delantero, ya sea en el interior o en la parte superior del fuselaje. Otras alternativas pasan por aumentar la sección de la cabina para tener aeronaves de pasillo doble y no de pasillo simple.

10 La ubicación y el diseño de los depósitos o tanques de combustible en una aeronave de hidrógeno es significativamente diferente a la ubicación de los depósitos de queroseno. El combustible de los depósitos de queroseno se almacena principalmente en el interior de las alas y, en algunas aeronaves, también en el plano horizontal de la cola para posicionar y controlar mejor el centro de gravedad.

15

Los principales factores de diseño de los tanques de hidrógeno líquido son:

- Forma: vinculada a la manera más eficiente de transportar más peso de combustible (índice gravimétrico) y soportar las cargas de presión internas y externas asociadas. Por ambos
20 motivos, se suelen disponer formas esféricas y cilíndricas.

- Volumen: vinculado al alcance de la misión de la aeronave, y por tanto a la cantidad de combustible necesario y a las dimensiones del tanque. A mayor alcance y volumen requerido, mayor complejidad para integrar los tanques de hidrógeno sin afectar el centrado y estabilidad del avión.

25 - Aislamiento: vinculado al mantenimiento del hidrógeno en estado líquido para reducir su transformación a gas y evitar problemas de permeabilidad, sobrepresión en el tanque que se limitan con los sistemas de ventilación y pérdidas de hidrógeno que se limitan con sistemas de recuperación.

30 Para equilibrar correctamente el centro de gravedad de la aeronave deben tenerse en cuenta también otras características de la aeronave, como la longitud del fuselaje, la posición y geometría del ala, el empuje del motor y su ubicación vertical, ya sea en el ala o en el fuselaje trasero. Adicionalmente, también deben tenerse en cuenta todas las fuerzas que actúan sobre una aeronave como el peso de la aeronave hacia abajo, en estático, la sustentación del ala

hacia arriba, la sustentación del plano de cola horizontal (HTP) hacia abajo y el plano de cola vertical (VTP) hacia los lados, así como la componente de resistencia aerodinámica hacia atrás en dinámico.

- 5 Existen diferentes configuraciones de tanques de hidrógeno líquido y de integración de los mismos en la aeronave. Básicamente, se pueden resumir en tanques integrales o no integrales.

10 Un ejemplo de solución no integral sería disponer los tanques de combustible de hidrógeno líquido bajo el ala. Ejemplos de soluciones integrales sería disponer los tanques en el interior del fuselaje trasero, denominada configuración caudal, sobre los pisos de pasajeros, denominada configuración dorsal, o combinaciones de las anteriores ubicaciones denominada híbrida dual dorsal-caudal.

15 **SUMARIO DE LA INVENCION**

El propósito de la invención es definir una configuración de aeronave, teniendo en cuenta la disposición de los elementos relevantes (tanques, motores, pasajeros, etc.), que permita ser
20 más eficiente para posicionar y controlar el centro de gravedad cuando la aeronave es propulsada mediante hidrógeno líquido.

Más específicamente, el problema técnico que resuelve la configuración objeto de la invención es posicionar y controlar el centro de gravedad de la aeronave maximizando el espacio
25 disponible para pasajeros y minimizando la penalización aerodinámica de la aeronave.

El centro de gravedad se puede definir como el punto en el que actúa la fuerza resultante de la atracción gravitacional. El centro de gravedad en una aeronave es variable por el consumo gradual del combustible durante el vuelo y por la distinta ocupación de pasajeros que puede
30 tener una misión. Por lo tanto, para el cálculo del centro de gravedad de una aeronave se realiza el cálculo del centro de gravedad en distintas configuraciones de modo que se define un rango. Este rango involucra una configuración en la que todo el pasaje se sitúa en su asiento y los tanques de combustible están llenos y también otras configuraciones intermedias en cuanto al llenado del tanque de combustible y del número de pasajeros. Las aeronaves se

diseñan de manera que el centro de gravedad esté dentro del dicho rango predefinido y garantizar así su estabilidad.

Para ello la aeronave con propulsión de hidrógeno comprende:

5

- un fuselaje que a su vez comprende:

10

o un fuselaje delantero, que puede tener doble piso o piso simple, situado entre un extremo anterior del fuselaje y el centro de gravedad según un eje longitudinal de la aeronave,

15

o un fuselaje trasero situado entre el centro de gravedad de la aeronave y un extremo posterior del fuselaje según el eje longitudinal de la aeronave. El fuselaje trasero podría tener también doble piso o piso simple, o incluso un tramo con doble piso y otro con piso simple.

20

o un piso inferior situado en el interior del fuselaje y configurado para la localización de asientos de pasajeros. El fuselaje comprende un mamparo de separación entre la zona presurizada y la no presurizada y el piso inferior estaría situado en el interior presurizado del fuselaje.

25

- Un tanque de hidrógeno líquido configurado para alimentar un motor. El tanque de hidrógeno líquido está localizado de modo que su centro de gravedad se sitúa por detrás del centro de gravedad de la aeronave según un eje longitudinal de la misma. Más específicamente estaría localizado en el fuselaje trasero no presurizado.

La aeronave puede comprender un motor de combustión directa de hidrógeno o pila de combustible que puede ir situado en las alas o en el fuselaje trasero.

30

- un piso superior configurado para la localización de asientos de pasajeros y localizado en el interior del fuselaje delantero y por encima del piso según un eje Z de la aeronave.

Según lo anterior, se ubican el o los tanques de hidrógeno líquido y los motores en el ala o en el fuselaje trasero mientras que el fuselaje delantero se constituye en un tramo de fuselaje

variable en longitud de dos pisos de modo que se equilibre la posición del centro de gravedad de la aeronave de forma más eficiente. La invención permite que el centro de gravedad se desplace hacia la parte delantera de la aeronave teniendo en cuenta el consumo de combustible que se produce durante el vuelo, por ejemplo, detrás de las alas en el despegue y delante de las mismas en el aterrizaje. La configuración propuesta de la aeronave permite optimizar su aerodinámica en cada fase de su vuelo.

A nivel estático, suponiendo fija la ubicación del ala y de los motores en el fuselaje trasero, se puede establecer una relación entre la cantidad de combustible de hidrógeno líquido almacenado en los tanques localizados en el fuselaje trasero y el número de pasajeros, carga útil, en el piso superior del fuselaje delantero. Del mismo modo, se puede derivar una relación entre el peso del piso superior del fuselaje delantero y del almacenamiento de hidrógeno líquido en el fuselaje trasero de manera que se pueda optimizar la posición y control del centro de gravedad de la aeronave, de manera que las fuerzas y los momentos generados por estas fuerzas con respecto al centro de gravedad estén equilibrados.

En caso de requerir ampliar el alcance de la misión del avión y, por tanto, del volumen y peso de hidrógeno almacenado en el fuselaje trasero de la aeronave, el piso superior del fuselaje delantero puede ampliarse hasta la zona central del avión, donde se asume está localizado el centro de gravedad según el eje longitudinal de la aeronave, lo que permite a la configuración objeto de la invención adaptarse en función del uso de la aeronave. La ampliación del piso superior estaría vinculada a la misión de la aeronave en función de la carga útil (número de pasajeros) y del alcance.

Según lo comentado anteriormente, el motor o motores propulsados por hidrógeno mediante combustión directa o mediante pilas de combustible puede estar situado en el fuselaje trasero o alternativamente bajo las alas. Los tanques de combustible de hidrógeno líquido estarían preferentemente instalados dentro del fuselaje trasero no presurizado. Esta configuración permite una separación entre la zona de pasajeros y la zona de tanques lo que redundaría en una mayor seguridad respecto a, por ejemplo, una disposición dorsal donde los tanques se sitúan sobre la cabina de pasajeros.

Aunque la invención está inicialmente destinada a aeronaves de pasillo único de corto y medio alcance con motores montados en el extremo posterior, podría también aplicarse a aeronaves

de doble pasillo con los motores instalados también en el fuselaje trasero o bajo las alas y a monopasillo con motores debajo de las alas.

5 La disposición objeto de la invención permite, por lo tanto, una mayor capacidad de transporte de pasajeros frente a una configuración de cabina de un solo piso, para una misma longitud de la aeronave. Al mismo tiempo se equilibra de forma más eficiente el centro de gravedad de la aeronave con respecto al peso asociado a los tanques de hidrógeno líquido y a los motores instalados en el fuselaje trasero o bajo las alas.

10 Por otro lado, se espera que el comportamiento dinámico de la configuración de la aeronave con dos pisos en el fuselaje delantero sea mejor que la solución del estado de la técnica en la que se dispone el tanque de combustible en el fuselaje delantero sobre el piso. Esto se consigue gracias a una distribución más adecuada de la masa y la rigidez de la estructura de la aeronave en la configuración objeto de la invención.

15 Además, la configuración de aeronave objeto de la invención también proporciona un mejor comportamiento aerodinámico y una mejor estabilidad direccional en comparación con las soluciones del estado de la técnica con tanques de hidrógeno líquido dorsales localizados en el fuselaje delantero. Esto es así ya que la unión a la estructura en la configuración dorsal se
20 limita a pocos puntos de cogida para limitar el acoplamiento de deformaciones entre el tanque y la estructura del fuselaje. Mientras que en la configuración con los tanques en el fuselaje trasero, hay una mayor flexibilidad en las posiciones de los puntos de cogida en la definición de la respuesta en frecuencia y rigidez, que definen los modos propios de la estructura y su efecto amplificador.

25 Además, la relación volumen-superficie, con volumen ($V = \pi R^2 \times L$) y superficie ($S = 2\pi R \times L$) para un tanque cilíndrico, de la solución del depósito instalado en el fuselaje trasero es mayor que la configuración dorsal gracias a un mayor radio (R) del depósito. Esta mayor relación volumen-superficie significa que la superficie húmeda asociada al almacenamiento
30 del depósito se reduce en la configuración objeto de la invención en comparación con la configuración dorsal.

Adicionalmente, la configuración dorsal del estado de la técnica crea dos lóbulos, un lóbulo inferior definido por la cabina de pasajeros y un lóbulo superior definido por el depósito

creando una zona de transición entre ambos proclive a la generación de vórtices que menoscaba el rendimiento aerodinámico de la aeronave.

5 Según todo lo anterior, los principales beneficios y ventajas de la configuración objeto de la invención serían:

- Un mejor y más eficiente posicionamiento y control del centro de gravedad de la aeronave en comparación con las configuraciones conocidas en el estado de la técnica gracias a la disposición de un piso superior en el fuselaje delantero.

10

- Configuración flexible en términos de capacidad de carga útil y alcance.

- Mejor índice gravimétrico para los tanques de hidrógeno líquido cilíndricos y cónicos instalados en el fuselaje trasero, ya que la relación volumen-superficie es mayor que en una solución dorsal para una longitud similar del depósito.

15

- Mejor rendimiento aerodinámico gracias a la mayor relación volumen-superficie de la solución del tanque localizado en el fuselaje trasero en comparación con la solución dorsal, para la misma cantidad de combustible almacenado. También mejora la estabilidad direccional de la aeronave.

20

- Mejor comportamiento dinámico que en una configuración de aeronave con depósito dorsal para una longitud similar del depósito.

25 - Espacio de volumen extra en el carenado superior del fuselaje delantero para la instalación de sistemas permitiendo la reducción del carenado inferior de la aeronave.

- Menor peso en vacío (MWE) de la aeronave, es decir, el peso del avión tal y como está construido, gracias a:

30

- un mejor índice gravimétrico de los depósitos de combustible de hidrógeno líquido,
- una ubicación más eficiente de todos los sistemas y motores relacionados con el hidrógeno líquido,
- la localización de los motores en la parte trasera del fuselaje, y

- el espacio extra en la parte superior del carenado para la instalación de sistemas.

DESCRIPCIÓN DE LAS FIGURAS

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

10 Las figuras 1A y 1B muestran una vista lateral esquemática de dos configuraciones de aeronaves conocidas en el estado de la técnica.

La figura 2 muestra una vista lateral esquemática de un ejemplo de realización de una configuración de aeronave según la invención junto con el análisis esquemático de fuerzas y momentos que actúan sobre la misma.

15

La figura 3 muestra un corte transversal del fuselaje delantero y trasero de la configuración de aeronave mostrada en la figura 2 en la zona de asientos de pasajeros.

20 La figura 4 muestra una vista lateral esquemática de un ejemplo de realización de una configuración de aeronave.

La figura 5 muestra una vista lateral esquemática de otro ejemplo de realización de una configuración de aeronave y la flexibilidad de disposición del piso superior y de la parte trasera del fuselaje trasero.

25

La figura 6 muestra una vista lateral esquemática de otro ejemplo de realización de una configuración de aeronave.

30 La figura 7 muestra un corte transversal del fuselaje delantero y trasero en la zona del depósito de combustible de la configuración de aeronave mostrada en la figura 2 comparada con un corte transversal del fuselaje delantero de una configuración del estado de la técnica con una disposición dorsal del depósito de combustible conocida en el estado de la técnica.

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCION

La mayoría de las soluciones del estado de la técnica abordan el problema de la posición y control del centro de gravedad añadiendo tanques de hidrógeno líquido (3) en el fuselaje delantero (41) de la aeronave, ya sea dentro del fuselaje (4), como se muestra en la Figura 1A, o bien, en la parte superior del fuselaje (4) sobre el compartimento de pasajeros como se muestra en la figura 1B.

En la figura 2 se muestra un ejemplo de realización de una configuración de aeronave según la invención junto con el análisis esquemático de fuerzas y momentos que actúan sobre la aeronave. La aeronave comprende:

- un motor (2),
- un fuselaje (4) que comprende:
 - o un fuselaje delantero (41) situado entre el extremo anterior (42) del fuselaje (4) y el centro de gravedad (1) según el eje longitudinal de la aeronave,
 - o un fuselaje trasero (43) situado entre el centro de gravedad (1) de la aeronave y el extremo posterior (44) del fuselaje (4) según el eje longitudinal de la aeronave,
 - o un piso inferior (45) situado en el interior del fuselaje (4) y configurado para la localización de asientos de pasajeros. El piso inferior (45) puede ser de pasillo único o doble.
- dos tanques de hidrógeno líquido (3):
 - o configurados para alimentar el motor (2), y
 - o localizados en el fuselaje trasero (43),
- un piso superior (46) configurado para la localización de asientos de pasajeros y localizado en el interior del fuselaje delantero (41) por encima del piso inferior (45) según un eje Z de la aeronave.

La figura 2 muestran también las principales fuerzas que actúan sobre la aeronave y que intervienen en vuelo en la configuración mostrada:

- El empuje del motor (2) hacia adelante.
 - 5 - El peso de la aeronave hacia abajo.
 - La sustentación del ala hacia arriba y la sustentación del estabilizador horizontal (HTP) hacia abajo.
 - La resistencia aerodinámica hacia atrás.
- 10 En general, estas fuerzas generan momentos en torno al centro de gravedad (1) de la aeronave de la siguiente manera:
- El empuje del motor (2) y la sustentación del ala generan un momento de morro de la aeronave hacia abajo.
 - 15 - La sustentación hacia abajo del Plano de Cola Horizontal (HTP) genera un momento del morro de la aeronave hacia arriba.

En un ejemplo de realización, la relación de peso entre el piso superior (46) localizado en el fuselaje delantero (41) y el tanque de hidrógeno líquido (3) localizado en el fuselaje trasero (43) es lo más cercana posible a 1 con los tanques llenos y el pasaje en sus asientos. Por ejemplo, la relación puede estar entre 0,7 y 1,3 y más específicamente entre 0,7 y 0,9.

También en un ejemplo de realización, la relación de momentos entre el piso superior (46) localizado en el fuselaje delantero (41) respecto al centro de gravedad (1) de la aeronave y el tanque de hidrógeno líquido (3) respecto al centro de gravedad (1) de la aeronave es de aproximadamente 1. Esto puede ser así, por ejemplo, para una configuración de cabina de pasillo simple y cinco asientos por fila en el piso superior (46).

La figura 3 muestra un ejemplo de realización de una sección transversal del fuselaje (4) de la aeronave de dos pisos (45, 46) en el fuselaje delantero (41) y de un solo piso (45) en el fuselaje trasero (43). Se muestra también el compartimento de carga (47) de la aeronave situado bajo el piso (45) según el eje Z de la aeronave.

Se puede apreciar en la figura 3 el rango de valores de la relación de altura y anchura en el ejemplo de realización mostrado.

5 En el ejemplo de realización mostrado, el fuselaje trasero (43) comprende únicamente un piso, el piso inferior (45).

Para el ejemplo de realización correspondiente a las figuras 2, 4, 5 y 6 las características de la aeronave podrían ser:

10 - POTENCIA: Dos motores tipo Unducted Single Fan (USF) localizados en el fuselaje trasero (43).

- CAPACIDAD: 250 pasajeros, 175 pasajeros en el piso inferior y 75 pasajeros en el piso superior.

- ALCANCE: 2000 NM

15 - LONGITUD DEL FUSELAJE: 49 m

- CAPACIDAD DE HIDRÓGENO LÍQUIDO: Alrededor de 75-80 m³ (5325 Kg - 5680kg)

20 El motor (2) puede estar localizado en el interior del fuselaje trasero (43) de la aeronave en la zona no presurizada o estar localizado bajo las alas. Las alas a su vez pueden estar situadas a ambos lados del fuselaje (4), tanto en su zona central, inferior o superior según el eje Z de la aeronave.

25 La disposición de los motores (2) en el fuselaje trasero (43) conduce a una posición más retrasada del centro de gravedad (1) de la aeronave respecto a la posición de los motores (2) situados bajo el ala.

En cualquiera de las dos configuraciones podría utilizarse otro tipo de motores, como turbofán, hélice, etc.,

30 Como el centro de gravedad (1) varía durante el vuelo debido al consumo de combustible en los tanques de hidrógeno líquido (3), la aeronave sería cada vez más pesada en su parte delantera respecto a la parte trasera lo que genera un momento. Este momento de caída de la parte delantera de la aeronave tendría que ser compensado en su mayor parte por el plano de cola horizontal (HTP) con una penalización en la eficiencia del rendimiento de la aeronave.

5 Para minimizar el efecto del cambio del centro de gravedad y la pérdida de eficiencia, los tanques de hidrógeno líquido (3) se sitúan preferentemente en la proximidad del centro de gravedad (1), es decir, lo más cerca posible del mismo, para reducir el efecto del momento anteriormente indicado.

10 Alternativamente, la aeronave puede comprender un tanque de agua dulce (5) localizado en el fuselaje delantero (41) y/o un tanque de aguas residuales (6) localizado en el fuselaje trasero (43). Este ejemplo de realización se describe en la figura 4.

15 El fuselaje trasero (43) comprende un mamparo de separación (50) entre la zona presurizada y la zona no presurizada de la aeronave y el tanque de aguas residuales (6) se localiza delante del mamparo de separación (50) según un eje longitudinal de la aeronave en la parte presurizada.

20 Idealmente el tanque de aguas residuales (6) puede estar situado en la parte trasera del compartimento de carga.

25 El tanque de aguas residuales (6) se localiza lo más cercano posible al mamparo de separación (50), de modo que se sitúa lo más atrás posible dentro de la zona presurizada y permite compensar el consumo de hidrógeno durante el vuelo que hará que el centro de gravedad (1) se desplace hacia delante de modo que las aguas residuales en parte compensan dicha variación.

30 En la figura 4 se muestra también un espacio de volumen extra en la parte posterior del piso superior (46) para la instalación de sistemas (48) que ayuda también a desplazar hacia la parte delantera el centro de gravedad (1). El espacio para la instalación de sistemas (48) está, por lo tanto, localizado en el interior del fuselaje delantero (41) por encima del piso inferior (45) según el eje Z de la aeronave y por detrás del piso superior (46) según el eje longitudinal de la aeronave.

35 En la figura 5 se representa en líneas discontinuas que la configuración objeto de la invención permite además una distribución flexible de los distintos elementos. Dependiendo de la misión de la aeronave es posible incrementar o reducir el piso superior (46) para acomodar más o menos pasajeros y realizar una compensación de la posición del centro de gravedad (1) de

un modo más eficiente. Específicamente, el piso superior (46) puede extenderse hasta un plano transversal que contiene el centro de gravedad (1) de la aeronave según su eje longitudinal.

- 5 Igualmente, también puede modificarse la longitud del fuselaje trasero (43) para acomodar tanques de hidrógeno líquido (3) de mayores o menores dimensiones.

En la figura 6, se representa un ejemplo de realización en caso de que sólo sea necesario aumentar el alcance de la misión de la aeronave. La configuración flexible objeto de la invención puede comprender un depósito adicional de hidrógeno (31) localizado en el interior del fuselaje delantero (41) por encima del piso inferior (45) según el eje Z de la aeronave y por detrás del piso superior (46) según el eje longitudinal de la aeronave para ampliar el alcance de la aeronave.

- 15 Finalmente, la figura 7 muestra una comparación de la sección transversal del fuselaje delantero (41) de doble piso (45, 46) en comparación con la configuración del estado de la técnica con un depósito de hidrógeno líquido en una ubicación dorsal en el fuselaje delantero (41).

20 El comportamiento dinámico de la configuración objeto de la invención se espera que sea mejor que la solución del estado de la técnica gracias a una distribución más adecuada de la masa y la rigidez de la estructura en el fuselaje delantero (41) de la aeronave en la configuración de doble piso que en la de un tanque dorsal, donde la unión a la estructura se debe intentar limitar a pocos puntos de cogida (cuasi-isostática) para limitar el acoplamiento de deformaciones entre el tanque y la estructura de fuselaje. Mientras que en la configuración con los tanques de hidrógeno líquido (3) en el fuselaje trasero (43), hay una mayor flexibilidad en las posiciones de los puntos de cogida en la definición de la respuesta en frecuencia y rigidez, que definen los modos propios de la estructura y su efecto amplificador.

30 Como se puede ver en la figura 7, además, la configuración objeto de la invención reduce el tamaño de los huecos y escalones alrededor del tanque de hidrógeno líquido (3) en comparación con la solución dorsal. La configuración dorsal crea dos lóbulos, un lóbulo inferior definido por la cabina de pasajeros y un lóbulo superior definido por el tanque de hidrógeno

líquido (3) creando una zona de transición entre ambos lóbulos proclive a la generación de vórtices que disminuye el rendimiento aerodinámico de la aeronave.

En las figuras anteriores se muestra un piso (45, 46) de pasillo simple, pero sería posible
5 también un piso (45, 46) de pasillo doble.

REIVINDICACIONES

5 1.- Aeronave con tanque de hidrógeno, donde la aeronave posee un centro de gravedad (1) y comprende:

- un fuselaje (4) que comprende:

- 10
- o un fuselaje delantero (41) situado entre un extremo anterior (42) del fuselaje (4) y el centro de gravedad (1) según un eje longitudinal de la aeronave,
 - o un fuselaje trasero (43) situado entre el centro de gravedad (1) de la aeronave y un extremo posterior (44) del fuselaje (4) según el eje longitudinal de la aeronave,
 - o un piso inferior (45) situado en el interior del fuselaje (4) y configurado para la
- 15 localización de asientos de pasajeros,

- un tanque de hidrógeno líquido (3) localizado de modo que el centro de gravedad del tanque de hidrógeno líquido (3) se sitúa por detrás del centro de gravedad (1) de la aeronave según un eje longitudinal de la aeronave,

20

la aeronave estando caracterizada por que comprende un piso superior (46):

- configurado para la localización de asientos de pasajeros,

- localizado en el interior del fuselaje delantero (41), y

25 - localizado por encima del piso inferior (45).

2.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según la reivindicación 1, caracterizada por que la relación de peso entre el piso superior (46) localizado en el fuselaje delantero (41) y el tanque de hidrógeno líquido (3) está entre 0,7 y 1,3.

30 3.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según la reivindicación 2, caracterizada por que la relación de peso entre el piso superior (46) localizado en el fuselaje delantero (41) y el tanque de hidrógeno líquido (3) está entre 0,7 y 0,9.

4.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que la relación de momentos entre el piso superior (46)

localizado en el fuselaje delantero (41) respecto al centro de gravedad (1) de la aeronave y el tanque de hidrógeno líquido (3) respecto al centro de gravedad (1) de la aeronave es de aproximadamente 1.

5 5.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que el tanque de hidrógeno líquido (3) está localizado en la proximidad del centro de gravedad (1) según el eje longitudinal de la aeronave.

6.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que comprende un motor (2) localizado en el fuselaje trasero (43) de la aeronave.

10 7.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según la reivindicación 6, caracterizada por que la aeronave comprende alas (4), el motor (2) estando localizado bajo dichas alas (4).

15 8.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que comprende un tanque adicional de hidrógeno (31) localizado en el interior del fuselaje delantero (41) por encima del piso inferior (45) y por detrás del piso superior (46) según el eje longitudinal de la aeronave para ampliar el alcance de la aeronave.

9.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que el piso superior (46) se extiende hasta un plano transversal que contiene el centro de gravedad (1) según el eje longitudinal de la aeronave.

20 10.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que el piso inferior (45) y el piso superior (46) son de pasillo simple o pasillo doble.

11.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que comprende un tanque de aguas residuales (6) localizado en el fuselaje trasero (43).

25 12.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según la reivindicación 11, caracterizada por que el fuselaje trasero (43) comprende un mamparo de separación (50) entre una zona presurizada y una zona no presurizada de la aeronave y el tanque de aguas residuales (6) se localiza delante del mamparo de separación (50) según un eje longitudinal de la aeronave en la parte presurizada.

13.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según una cualquiera de las reivindicaciones 11 ó 12, caracterizada por que comprende un tanque de agua dulce (5) localizado en el fuselaje delantero (41).

5 14.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que el fuselaje trasero (43) comprende únicamente un piso inferior (45) para asientos de pasajeros.

10 15.- Aeronave con tanque de hidrógeno, según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizada por que comprende espacio para la instalación de sistemas (48) localizado en el interior del fuselaje delantero (41) por encima del piso inferior (45) y por delante y/o detrás del piso superior (46) según el eje longitudinal de la aeronave.

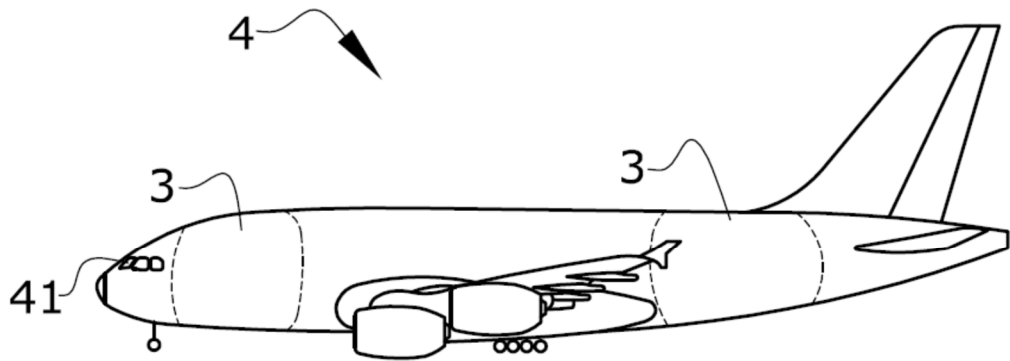


FIG.1A

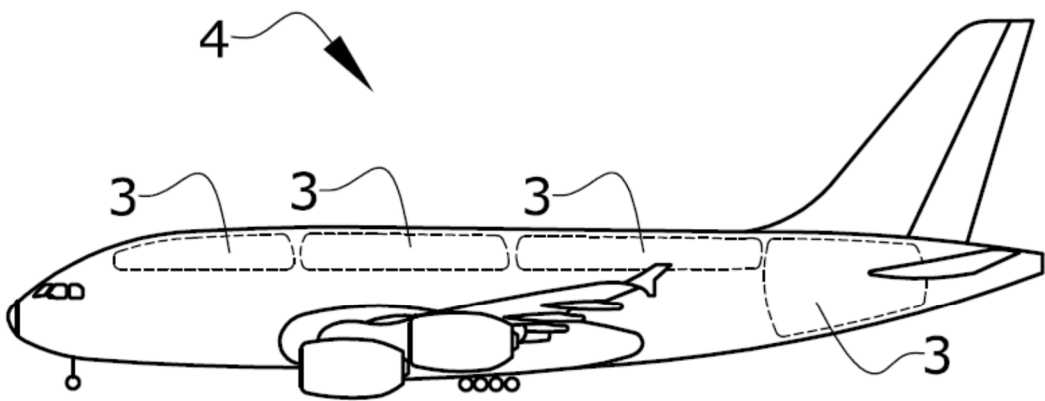


FIG.1B

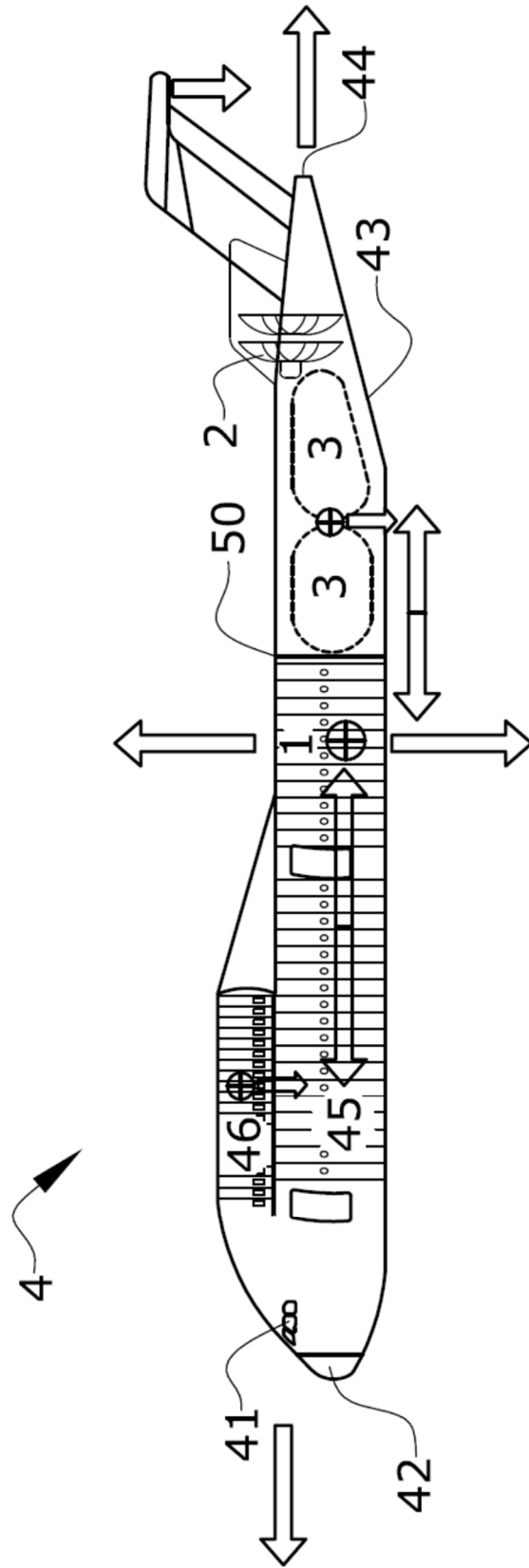


FIG.2

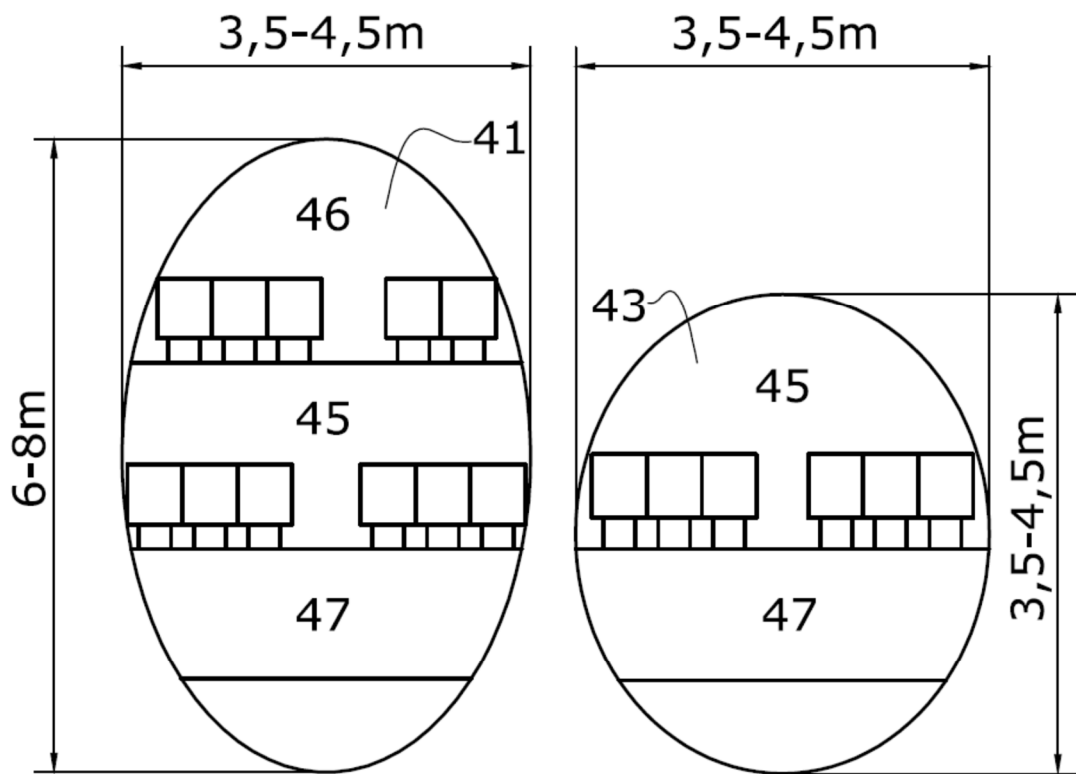


FIG.3

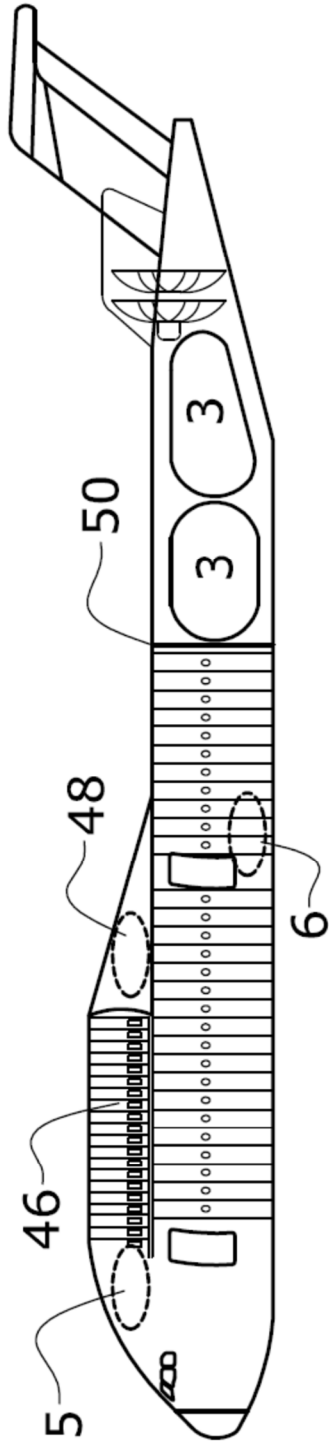


FIG. 4

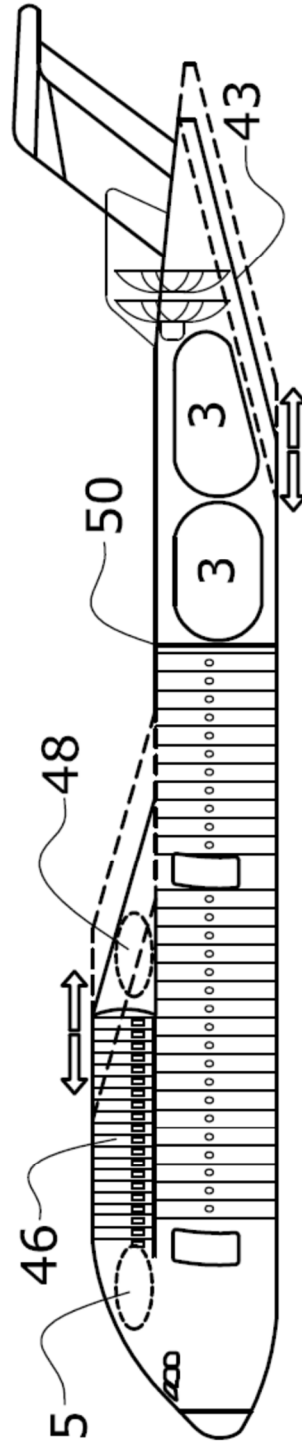


FIG. 5

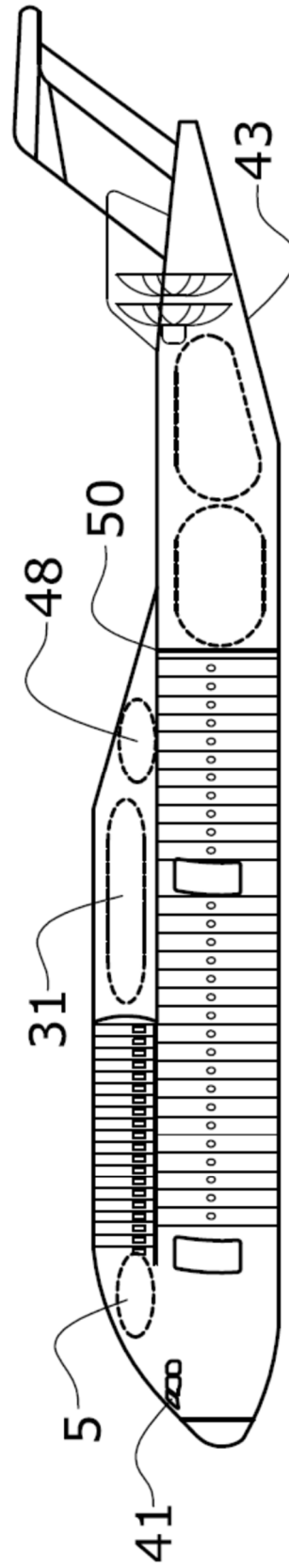


FIG.6

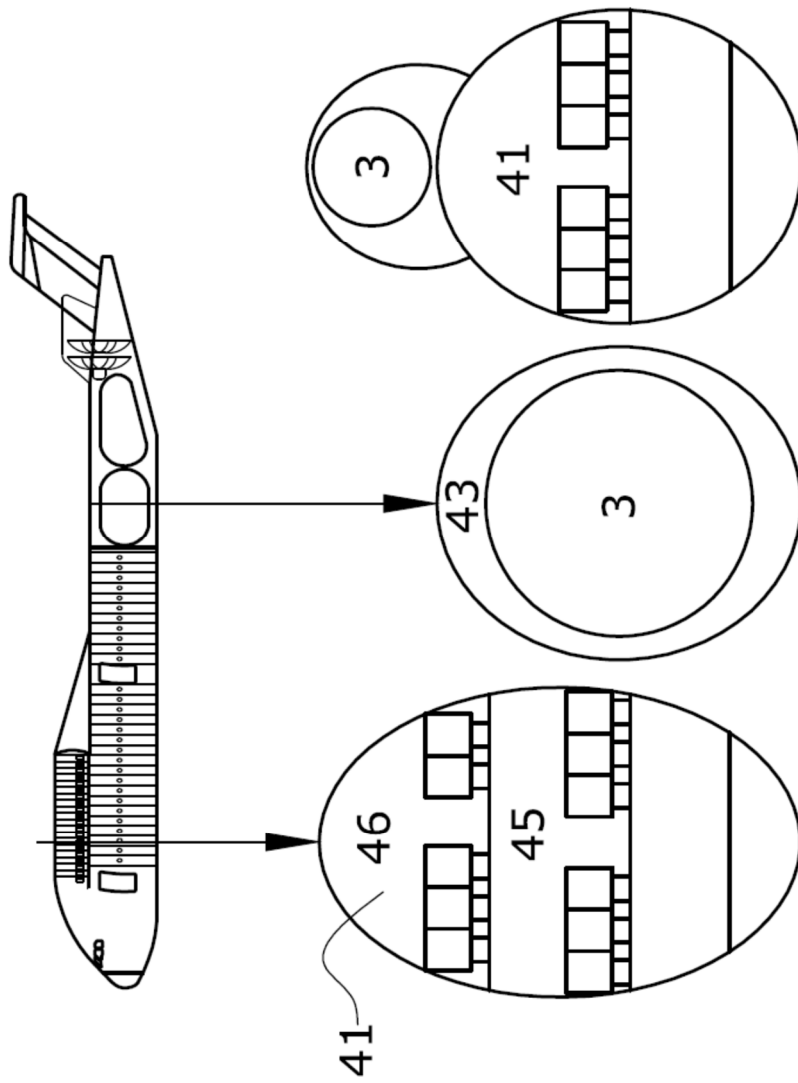


FIG.7



②① N.º solicitud: 202130727

②② Fecha de presentación de la solicitud: 27.07.2021

③② Fecha de prioridad:

INFORME SOBRE EL ESTADO DE LA TÉCNICA

⑤① Cl. Int: ver hoja adicional

DOCUMENTOS RELEVANTES

| Categoría | ⑤⑥ Documentos citados | Reivindicaciones afectadas |
|-----------|---|----------------------------|
| X | US 2014/0104732 A1 (SCHULT et al.) 17/04/2014; párrafo [0033]; figura 2. | 1, 7, 15 |
| A | | 5 |
| X | US 2005/0178911 A1 (ARMAND) 18/08/2005; párrafos [0042], [0104] - [0105], [0119] - [0130]; figuras 9 - 11. | 1, 6, 15 |
| A | | 5, 8 |
| X | IT 201900015336 A1 (IMPERATORE) 03/03/2021; página 3, línea 14 - página 4, línea 4; página 5, líneas 17 - 21; página 8, líneas 13 - 20; figuras 1 - 4, 6. | 1, 5 |
| A | | 7 |
| A | BR PI0706140 A2 (LEME GALVAO) 12/05/2009. | |
| A | US 2016/0181641 A1 (HOFFJANN et al.) 23/06/2016. | |
| A | US 2015/0137500 A1 (HARLEY et al.) 21/05/2015. | |

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
27.10.2021

Examinador
L. J. Dueñas Campo

Página
1/2

CLASIFICACIÓN OBJETO DE LA SOLICITUD

B64D37/04 (2006.01)

B64D37/30 (2006.01)

B64C17/00 (2006.01)

Documentación mínima buscada (sistema de clasificación seguido de los símbolos de clasificación)

B64D, B64C

Bases de datos electrónicas consultadas durante la búsqueda (nombre de la base de datos y, si es posible, términos de búsqueda utilizados)

INVENES, EPODOC, ANSERA