

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 977 130**

51 Int. Cl.:

F02C 6/08 (2006.01)
B64D 13/06 (2006.01)
B64D 33/10 (2006.01)
F02C 7/14 (2006.01)
F02C 7/18 (2006.01)
F02C 9/18 (2006.01)
F28F 7/02 (2006.01)
F28D 7/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **25.01.2019** **E 19153792 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **17.01.2024** **EP 3521590**

54 Título: **Sistema de enfriamiento de aire de motor con dos etapas de enfriamiento y que comprende al menos un intercambiador cilíndrico**

30 Prioridad:

02.02.2018 FR 1850892

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
19.08.2024

73 Titular/es:

LIEBHERR-AEROSPACE TOULOUSE SAS
(100.0%)
408 avenue des Etats-Unis
31200 Toulouse, FR

72 Inventor/es:

ROCCHI, JÉRÔME;
LOSSOUARN, DAVID y
BREGOLI, MICKAEL

74 Agente/Representante:

CALLE LÓPEZ, Alejandro

ES 2 977 130 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 enfriamiento de aire de motor con dos etapas de enfriamiento y que comprende al menos un intercambiador cilíndrico

1. Campo técnico de la invención

La invención se refiere a un sistema de enfriamiento de un aire a alta presión extraído de un motor de una aeronave.

2. Antecedentes de la técnica

Se sabe que las aeronaves comprenden medios de extracción de un aire a alta presión, en concreto, en los motores de propulsión de la aeronave, que permiten proporcionar este aire a alta presión, más conocido por la denominación inglesa aire *bleed* (de purga), a un sistema de aire. La denominación inglesa de aire bleed (de purga) se adopta en todo el texto que sigue.

Este sistema de aire tiene como función proporcionar un aire a presión y/o temperatura controladas al menos a un equipo que necesita un aire acondicionado de este tipo en el transcurso de al menos una de las fases de vuelo de la aeronave.

Un equipo de este tipo es, por ejemplo, un sistema de control del entorno de una cabina de una aeronave, más conocido por el acrónimo ECS de la denominación inglesa "Environmental Control System" ("Sistema de control del entorno") que está destinado a proporcionar a la cabina de aeronave (que designa, de manera general, cualquier espacio interior de la aeronave cuya presión y/o temperatura debe estar controlada, tal como una cabina para pasajeros, el habitáculo de pilotaje, una bodega, etc.) un aire a presión y/o temperatura controladas.

Un equipo de este tipo puede ser, igualmente, un dispositivo de protección contra la formación de hielo de las alas, más conocido por el acrónimo inglés WIPS de *Wing Ice Protection System* (Sistema de protección contra el hielo en las alas) o un dispositivo de alimentación de aire de un sistema de inertización de los tanques de combustible.

El aire bleed (de purga) se extrae, en general, ya sea desde un motor de propulsión de una aeronave, ya sea desde un grupo auxiliar de potencia, más conocido por la denominación inglesa APU, de *Auxiliary Power Unit* (Unidad de potencia auxiliar), incluso desde un sistema a alta presión a bordo de un carro en tierra para las maniobras en tierra de la aeronave.

Un aire *bleed* (de purga) es, por lo tanto, en el sentido de la invención, un aire que proviene directamente del dispositivo de extracción de aire, es decir, en general, de un compresor de un motor de propulsión de la aeronave o de un compresor de una unidad auxiliar de potencia. Este aire *bleed* (de purga) es, por lo tanto, un aire que proviene directamente de este dispositivo de extracción antes de cualquier tratamiento por la turbomáquina de ciclo de aire de un sistema de acondicionamiento de aire.

Se sabe que este aire bleed (de purga) extraído de los motores de la aeronave es enfriado por un intercambiador térmico aire/aire, más conocido por la terminología inglesa de *precooler* (preenfriador), que se adopta en todo el texto que sigue.

Este precooler (preenfriador) comprende, en general, un circuito caliente y un circuito frío transversales configurados para poder asegurar intercambios térmicos entre el flujo de aire bleed (de purga) transportado por el circuito caliente (también designado en adelante por el pase caliente o pase primario) y el flujo de aire frío transportado por el circuito frío (también designado en adelante por el pase frío o pase secundario).

El circuito frío está alimentado por un flujo de aire extraído de la fluencia secundaria del motor, conocido por la denominación fan air (aire de ventilador), cuya temperatura está cercana al entorno exterior de la aeronave y que, por lo tanto, puede alcanzar en vuelo temperaturas del orden de -50 °C y una presión del orden de 20 kPa (200 mbar).

El pase frío está equipado con una válvula de regulación que permite controlar el caudal de aire de este pase para poder pilotar la temperatura de salida del pase caliente en función de la temperatura del aire bleed (de purga) extraído del motor que depende del régimen de funcionamiento del motor.

En general, el pilotaje de precooler (preenfriador) permite proporcionar un aire a la salida del circuito caliente que presenta una temperatura comprendida entre 200 °C y 250 °C para un aire a la entrada que puede alcanzar temperaturas del orden de 600 °C y una presión del orden de 4.000 kPa (40 bar).

Este precooler (preenfriador) está dispuesto en el entorno de motor y, por lo tanto, experimenta restricciones vibratorias, térmicas y mecánicas.

En particular, el volumen del intercambiador térmico está dictado por las necesidades de potencia de intercambio

térmico y las características de las fuentes y conductos de alimentación de aire caliente y de aire frío.

Los diferenciales de presión y de temperatura entre los gases caliente y frío imponen la utilización de materiales que presentan características mecánicas compatibles con las altas temperaturas mencionadas anteriormente, tales como el acero, lo que hace que el precoolers (preenfriador) sea pesado y de espacio necesario. Este espacio necesario y este peso significativo tiene impacto en el rendimiento energético de la aeronave.

Por lo tanto, existe una necesidad de disponer de una nueva solución que permita enfriar el aire a alta presión extraído de los motores de una aeronave, en particular, de los motores de propulsión, limitando al mismo tiempo al máximo el espacio necesario y el peso de un sistema de enfriamiento de este tipo.

Los documentos US2010288890 A1 y EP1033484 A2 describen sistemas conocidos de la técnica anterior.

3. Objetivos de la invención

La invención tiene como propósito proporcionar un sistema de enfriamiento de aire bleed (de purga) que mitigue al menos algunos de los inconvenientes de las soluciones conocidas.

La invención tiene como propósito, en particular, proporcionar, en al menos un modo de realización, un sistema de enfriamiento de aire bleed (de purga) que presenta un espacio necesario reducido con respecto a las soluciones anteriores.

La invención también tiene como propósito proporcionar, en al menos un modo de realización, un sistema de enfriamiento de aire bleed (de purga) que permite reducir la extracción de aire fresco en la etapa de fan (ventilador) del motor.

La invención también tiene como propósito proporcionar, en al menos un modo de realización, un sistema de enfriamiento de aire bleed (de purga) que puede adaptarse a diferentes arquitecturas, en particular, en entornos exigüos y complejos.

La invención también tiene como propósito proporcionar un sistema acondicionamiento de aire bleed (de purga) equipado con un sistema de enfriamiento de aire de este tipo según la invención.

4. Exposición de la invención

Para ello, la invención se refiere a un sistema de enfriamiento de un aire, denominado aire bleed (de purga), extraído de un motor de una aeronave y destinado a alimentar con aire a temperatura controlada al menos un equipo.

Un sistema de enfriamiento según la invención está caracterizado por que comprende:

- un circuito de aire adaptado para poner en comunicación de fluido unos medios de extracción de aire bleed (de purga) en dicho motor y dicho equipo, comprendiendo dicho circuito de aire al menos un conducto cilíndrico de circulación de aire bleed (de purga) dispuesto en la zona de motor,
- un primer intercambiador térmico cilíndrico de enfriamiento aire/aire encastrado en dicho conducto cilíndrico de circulación de aire bleed (de purga) en la zona de motor, comprendiendo dicho primer intercambiador un circuito primario adaptado para ser alimentado por dicho aire bleed (de purga) y un circuito secundario, paralelo al circuito primario, adaptado para ser alimentado por una fuente de aire frío, estando dichos circuitos primario y secundario configurados para poder asegurar intercambios térmicos entre el flujo de aire del circuito primario y el flujo de aire del circuito secundario, para formar una primera etapa de enfriamiento del aire bleed (de purga) extraído del motor,
- un segundo intercambiador térmico de enfriamiento de aire dispuesto fuera de la zona de motor, comprendiendo dicho segundo intercambiador un circuito primario adaptado para ser alimentado por el aire procedente del circuito primario de dicha primera etapa de enfriamiento y un circuito secundario, adaptado para ser alimentado por una fuente de aire frío, estando dichos circuitos configurados para poder asegurar intercambios térmicos entre el flujo de aire del circuito primario y el flujo de aire del circuito secundario, para formar una segunda etapa de enfriamiento del aire bleed (de purga) extraído del motor, alimentando dicho flujo de aire a la salida de esta segunda etapa de enfriamiento dicho equipo.

Por lo tanto, un sistema de enfriamiento de un aire bleed (de purga) según la invención comprende dos intercambiadores térmicos de enfriamiento de aire, también designados, en adelante, por el término inglés *precooler* (preenfriador), dispuestos respectivamente en una primera y segunda zona de la aeronave. En el caso de un enfriamiento de un aire bleed (de purga) extraído de un motor de propulsión de la aeronave, el precooler (preenfriador) de la primera etapa de enfriamiento está, por ejemplo, alojado en la góndola del motor de propulsión (que forma, entonces, la primera zona de la aeronave en el sentido de la invención) y el precooler (preenfriador) de la segunda etapa de enfriamiento está, por ejemplo, alojado en el poste (o mástil) del motor de la aeronave (que forma, entonces, la segunda zona de la aeronave en el sentido de la invención), que une el motor a las alas o al fuselaje de la aeronave. El precooler (preenfriador) de la segunda etapa puede, igualmente, estar alojado ventajosamente en la panza de la

aeronave o dentro de un vano no presurizado del fuselaje de la aeronave.

Según algunos modos de realización (que dependen de las características de la aeronave), la primera zona de la aeronave está formada por la combinación de la zona de motor (o góndola) de la aeronave y de la zona de poste, de modo que el primer intercambiador térmico puede, en estos modos de realización, extenderse a horcajadas sobre las zonas de motor y de poste.

Según algunos modos de realización (que dependen de las características del motor y de la aeronave), las primera y segunda zonas pueden estar formadas, igualmente, por una misma zona de la aeronave, por ejemplo, la zona de poste del motor de la aeronave, que comprende, entonces, a la vez el primer intercambiador térmico y el segundo intercambiador térmico de un sistema según la invención.

Según otros modos de realización, las primera y segunda zonas son zonas distintas de la aeronave.

El sistema según la invención comprende, por lo tanto, dos precoolers (preenfriadores) dispuestos en serie en el pase caliente del sistema de aire, lo que permite reducir el espacio necesario y el peso del precooler (preenfriador) de la primera etapa de enfriamiento y facilita su integración en la zona de motor. El complemento de enfriamiento está asegurado por el precooler (preenfriador) de la segunda etapa que está transferido a una zona menos crítica en términos de volumen o de peso.

Además, la particularidad de la invención es encastrar el primer precooler (preenfriador) dispuesto en la zona de motor en un conducto cilíndrico del circuito de aire. Para ello, este precooler (preenfriador) es, él mismo, cilíndrico.

En todo el texto, el término "cilíndrico" se utiliza en el sentido matemático del término, de modo que un conducto cilíndrico es un sólido generado por una recta que se desplaza paralelamente a sí misma sobre una generatriz. Esta generatriz puede ser un círculo, en cuyo caso el conducto cilíndrico presenta una sección recta circular (y forma un cilindro en el sentido común del término). La generatriz puede ser, igualmente, un cuadrado, en cuyo caso el conducto cilíndrico presenta, entonces, una sección recta cuadrada. De una manera general, la generatriz puede ser de cualesquiera tipos, circular, cuadrada, ovalada, triangular, etc., incluso si en la práctica el conducto cilíndrico es de sección recta circular.

Un primer intercambiador térmico cilíndrico (también calificado en adelante como tubular) permite su alojamiento en un conducto cilíndrico (o tubular) preexistente, lo que limita muy fuertemente el espacio utilizado en el entorno de motor por un intercambiador térmico de este tipo. En efecto, el conducto de circulación de aire bleed (de purga) que une el motor y un equipo está presente en todos los sistemas de aire. Por lo tanto, la invención aprovecha este conducto preexistente para alojar ahí el primer intercambiador térmico. En otras palabras, la invención prevé funcionalizar un conducto de circulación de aire bleed (de purga) alojando ahí el primer intercambiador térmico y confiriendo, de este modo, a este conducto una funcionalidad suplementaria de primera etapa de enfriamiento.

Ventajosamente y según la invención, dicho circuito primario y dicho circuito secundario de dicho primer intercambiador de dicha primera etapa de enfriamiento están orientados contra corriente.

Según esta variante ventajosa, los flujos de circulación de aire de los circuitos primario y secundario son paralelos, pero siguen direcciones opuestas. Esto permite mejorar los intercambios térmicos entre los flujos de los circuitos primario y secundario en el entorno cilíndrico del intercambiador.

La mayoría de los intercambiadores térmicos conocidos presentan circuitos perpendiculares, de modo que el flujo secundario atraviesa el flujo primario según una dirección perpendicular a la dirección del flujo primario.

Esta configuración se puede elegir para el segundo intercambiador térmico. En cambio, un sistema según la invención prevé un primer intercambiador térmico cilíndrico cuyos flujos son paralelos entre sí. Los inventores han determinado que la orientación contra corriente de los intercambios térmicos permite mejorar el rendimiento de enfriamiento.

Ventajosamente y según la invención, dicho intercambiador térmico cilíndrico comprende una carcasa cilíndrica que se extiende a lo largo de una dirección longitudinal y que presenta una boca de admisión/evacuación de aire en cada extremo longitudinal, comprendiendo, además, dicho intercambiador una malla de material conductor de calor que forma al menos dos circuitos de circulación de aire que no se comunican entre sí y que se extienden entre dichas bocas de admisión/evacuación para formar respectivamente el circuito primario y el circuito secundario de dicho intercambiador térmico.

Una malla de material conductor de calor permite formar al menos dos circuitos de circulación de aire que no se comunican, que permiten formar los circuitos primario y secundario adaptados para asegurar intercambios térmicos entre el flujo de aire bleed (de purga) que circula en el circuito primario y el flujo de aire frío que circula en el circuito secundario.

Esta malla de material conductor de calor puede ser de cualesquiera tipos. En todo el texto, los términos "malla de

material conductor de calor" designan una malla de un material que presenta una conductividad térmica superior a $10 \text{ W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$, preferentemente superior a $100 \text{ W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$.

Según una variante de la invención, la malla de material conductor de calor está formada por una espuma metálica.

Según otra variante ventajosa de la invención, la malla está formada por una pluralidad de tubos huecos cilíndricos que se extienden longitudinalmente en dicha carcasa entre dichas bocas de admisión/evacuación y dispuestos entre sí para dejar libre un espacio entre tubos de circulación de aire, formando dichos tubos huecos cilíndricos uno de los circuitos primario o secundario de dicho intercambiador térmico y formando el espacio entre tubos el circuito complementario.

Esta arquitectura permite hacer circular un primer flujo de aire en un conjunto de tubos huecos y utilizar el espacio entre tubos para hacer circular el flujo complementario, es decir, el flujo secundario, si el flujo que circula en los tubos es el flujo primario y el flujo primario, si el flujo que circula en los tubos es el flujo secundario.

Ventajosamente y según la invención, dichos tubos huecos cilíndricos están configurados para formar dicho circuito primario de dicho intercambiador térmico cilíndrico.

Esta configuración permite mejorar los intercambios térmicos entre el flujo caliente que circula en los tubos huecos y el flujo frío que circula en el espacio entre tubos.

Ventajosamente y según la invención, dicho intercambiador cilíndrico comprende, además, elementos estructurantes que unen al menos dos tubos huecos cilíndricos para dar rigidez a la malla metálica formada por dichos tubos huecos.

Esta variante ventajosa permite dotar a la malla metálica de refuerzos mecánicos dispuestos en los espacios entre tubos y destinados a solidarizar los tubos entre sí.

Según una variante de la invención, dicho circuito secundario a la salida de dicha segunda etapa de enfriamiento alimenta dicho circuito secundario a la entrada de dicha primera etapa de enfriamiento.

Esta variante particular utiliza la salida del circuito frío de la segunda etapa de enfriamiento como fuente de aire frío de la primera etapa de enfriamiento.

Según otra variante de la invención, dicha fuente de aire frío que alimenta dicha segunda etapa de enfriamiento es independiente de dicha fuente de aire frío que alimenta dicha primera etapa de enfriamiento.

Para ello, la primera fuente de aire frío puede, por ejemplo, estar formada por aire extraído de una fluencia secundaria del motor, denominado aire fan (de ventilador) y la segunda fuente de aire frío puede, por ejemplo, estar formada por un aire a la presión dinámica, denominado aire RAM, extraído desde una toma de aire exterior.

Un sistema según esta variante ventajosa permite limitar la extracción de aire frío de la fluencia secundaria del motor. En particular, la extracción de la fluencia secundaria del motor está limitada a la primera etapa de enfriamiento. El precoolers (preenfriador) de la segunda etapa de enfriamiento está ventajosamente dispuesto en la vecindad de una toma de aire dinámica que hace la función de segunda fuente de aire frío.

Un intercambiador térmico de un sistema según la invención puede fabricarse de "Inconel®" o de Carburo de Silicio (o Silicon Carbide en inglés).

Un intercambiador de Carburo de Silicio permite reducir el peso del intercambiador y participa, por lo tanto, en la reducción del consumo energético de la aeronave equipada con un sistema según esta variante.

También, preferentemente, el intercambiador cilíndrico de la primera etapa de enfriamiento está formado de Carburo de Silicio y dicho segundo intercambiador está formado de Inconel.

Ventajosamente y según la invención, el sistema comprende dos equipos que se alimentarán con aire a temperatura controlada, denominados, respectivamente, primer y segundo equipo, comprendiendo dicho sistema, además:

- un conducto de circunvalación, denominado conducto de baipás que se extiende entre un nodo dispuesto entre el primer intercambiador térmico y el segundo intercambiador térmico y dicho segundo equipo, estando dicho conducto equipado con un medio de control del caudal de aire que circula por dicho conducto de baipás para poder, bajo demanda, alimentar directamente de aire enfriado por dicha primera etapa de enfriamiento dicho segundo equipo, sin pasar por dicha segunda etapa de enfriamiento,
- un conducto de derivación que se extiende entre un nodo dispuesto entre el primer intercambiador térmico y el segundo intercambiador térmico y dicho primer equipo, estando dicho conducto equipado con un medio de control del caudal de aire que circula por dicho conducto de derivación para poder, bajo demanda, alimentar con aire enfriado por dicha primera etapa de enfriamiento dicho primer equipo.

Un sistema según esta variante ventajosa permite, por lo tanto, alimentar, según las fases de vuelo de la aeronave y en función de los comandos aplicados a los medios de control de caudal de aire del conducto de baipás y del conducto de derivación, los siguientes equipos:

- el primer equipo directamente con aire enfriado únicamente por la primera etapa de enfriamiento (por mediación del conducto de derivación)
- el segundo equipo directamente con aire enfriado únicamente por la primera etapa de enfriamiento (por mediación del conducto de baipás)
- el segundo equipo por un aire enfriado a la vez por la primera etapa y la segunda etapa de enfriamiento.

Por lo tanto, un sistema según esta variante puede estar comandado (por mediación de los medios de control de los caudales de aire del conducto de baipás y del conducto de derivación) para que, en funcionamiento normal, la segunda etapa de enfriamiento no se utilice, de modo que el primer y el segundo equipos están cada uno alimentados por el aire enfriado únicamente por la primera etapa de enfriamiento y funcionan, por lo tanto, cada uno a la misma temperatura.

En caso de avería, los equipos pueden solicitar un excedente de caudal de aire que no permite mantener la misma temperatura a la salida de la primera etapa de enfriamiento. Ventajosamente, el primer equipo está dimensionado para ser compatible con un funcionamiento a esta temperatura más elevada en caso de avería. En caso de avería, se activa, entonces, la segunda etapa de enfriamiento para poder proporcionar el complemento de enfriamiento que permite proporcionar al segundo equipo un aire a la misma temperatura que en funcionamiento normal del sistema. El primer equipo está alimentado por el aire proporcionado por la primera etapa de enfriamiento, dado que se ha dimensionado para poder funcionar a este nivel de temperatura.

El sistema puede estar comandado, igualmente, de modo que, en caso de avería, se proporciona un enfriamiento suplementario al segundo equipo por mediación de una desactivación del primer equipo, de modo que la primera etapa de enfriamiento y la segunda etapa de enfriamiento alimentan cada una el segundo equipo de aire. Esta configuración se puede utilizar, por ejemplo, en una fase de transición o una fase de fin de vuelo.

La invención se refiere, igualmente, a una aeronave que comprende al menos un motor de propulsión y al menos un equipo adaptado para ser alimentado con aire a temperatura controlada.

Una aeronave según la invención está caracterizada por que comprende, además, al menos un sistema de enfriamiento de aire extraído de dicho motor de propulsión según la invención.

La invención se refiere, igualmente, a un sistema de enfriamiento caracterizado en combinación por todo o parte de las características mencionadas más arriba o en adelante.

5. Lista de las figuras

Otras finalidades, características y ventajas de la invención se pondrán de manifiesto con la lectura de la siguiente descripción dada únicamente a título no limitativo y que hace referencia a las figuras adjuntas, en las que:

- la figura 1 es una vista esquemática funcional de un sistema según un modo de realización de la invención,
- la figura 2 es una vista esquemática funcional de un sistema según otro modo de realización de la invención,
- la figura 3 es una vista esquemática en perspectiva troncada de un intercambiador térmico cilíndrico de un sistema según un modo de realización de la invención,
- las figuras 4a, 4b, 4c y 4d son vistas esquemáticas en corte de un intercambiador térmico cilíndrico de un sistema según otros modos de realización de la invención,
- la figura 5 es una vista esquemática funcional detallada de un sistema según un modo de realización de la invención,
- la figura 6 es una vista esquemática de una aeronave según un modo de realización de la invención equipada con un sistema de enfriamiento según un modo de realización de la invención.

6. Descripción detallada de un modo de realización de la invención

En las figuras, las escalas y las proporciones no se respetan estrictamente y, esto, con fines de ilustración y de claridad.

Una aeronave 9 según la invención comprende, tal como se representa esquemáticamente en la figura 6, motores principales 6, 7 dedicados a la propulsión de la aeronave que comprenden cada uno un compresor y una turbina no representados en la figura.

La aeronave comprende, además, al menos un sistema de enfriamiento del aire bleed (de purga) extraído del compresor de un motor principal destinado a alimentar con aire a temperatura controlada al menos un equipo 11, 21, preferentemente dos equipos 11, 21. Estos equipos 11, 21 pueden ser de cualesquiera tipos.

Por ejemplo, y tal como se representa en la figura 5, el equipo 11 es un dispositivo de protección contra la formación de hielo en las alas, más conocido por el acrónimo inglés WIPS de *Wing Ice Protection System* (Sistema de protección contra el hielo en las alas) y el equipo 21 es un paquete de acondicionamiento (o sistema de control del entorno de una cabina de la aeronave más conocido por el acrónimo ECS de la denominación inglesa *Environnemental Control System*, (Sistema de control del entorno)). Un paquete ECS de este tipo está configurado para acondicionar el aire proporcionado por el sistema de enfriamiento de aire bleed (de purga) según la invención. Un sistema de este tipo comprende de manera conocida al menos un intercambiador térmico aire/aire, conocido por el acrónimo inglés PHX de *Primary Heat Exchanger* (Intercambiador térmico primario), que tiene como objetivo enfriar el aire a la entrada de paquete ECS (que es el flujo de aire a la salida de la segunda etapa de enfriamiento en el marco de la invención). El paquete ECS 21 comprende, igualmente, una turbomáquina de ciclo de aire, más conocida por el acrónimo inglés ACM de *Air Cycle Machine* (Máquina de ciclo de aire), que comprende al menos un compresor que tiene como función comprimir el aire a la salida del intercambiador PHX. El paquete ECS comprende, igualmente, un segundo intercambiador térmico aire/aire, más conocido por el acrónimo inglés MHX de *Main Heat Exchanger* (Intercambiador térmico principal) que tiene como objetivo enfriar el aire a la salida de compresor. Los circuitos de aire frío de los intercambiadores PHX y MHX en general están formados por un aire a presión dinámica extraído en el exterior. El paquete ECS comprende, igualmente, un bucle de sustracción de agua destinado a deshumidificar el aire antes de su inyección en la turbina de la turbomáquina de ciclo de aire ACM para ser expandido y distribuido hacia una cámara de mezcla unida a la cabina.

En otras palabras, un sistema según la invención cuyo equipo 21 es un paquete ECS comprende al menos tres intercambiadores térmicos en serie en el circuito de aire bleed (de purga) extraído del motor de la aeronave aguas arriba de la turbomáquina de ciclo de aire: el intercambiador térmico 10 de la primera etapa de enfriamiento, el intercambiador térmico 20 de la segunda etapa de enfriamiento y el intercambiador PHX a la entrada del paquete ECS.

Según otros modos de realización, este equipo 21 puede ser, igualmente, un dispositivo de alimentación de aire de un sistema de inertización de los tanques de combustible.

Preferentemente, la aeronave comprende un sistema de enfriamiento para cada motor principal 6, 7 dedicado a la propulsión.

En toda la continuación, describimos el sistema de enfriamiento en relación con el motor de propulsión 6, entendiéndose que el sistema de enfriamiento del aire bleed (de purga) extraído del otro motor de propulsión 7 puede presentar una arquitectura y un funcionamiento idéntico al sistema descrito en relación con el motor de propulsión 6.

El sistema de enfriamiento del aire bleed (de purga) extraído del motor de propulsión 6 comprende, tal como se representa esquemáticamente en las figuras 1 y 2, dos intercambiadores térmicos 10, 20, que forman, cada uno, una etapa de enfriamiento del aire bleed (de purga) extraído del motor de la aeronave.

El primer intercambiador térmico 10, también designado por el término inglés precooler (preenfriador) de la primera etapa de enfriamiento está dispuesto, según un modo preferente de realización de la invención, en la zona de motor, por ejemplo, en la góndola 10a del motor, tal como se representa en la figura 6. El segundo intercambiador térmico 20, también designado por el término inglés precooler (preenfriador), está dispuesto, según un modo preferente de realización de la invención, en la zona del mástil 6b del motor de propulsión. Según otros modos de realización, el segundo intercambiador puede estar dispuesto en la panza de la aeronave o en un vano no presurizado de la aeronave.

Según la invención, el primer intercambiador térmico es un intercambiador cilíndrico encastrado en un conducto cilíndrico de circulación de aire dispuesto en la zona de motor.

El conducto cilíndrico de circulación de aire no se representa en las figuras con fines de claridad. Siendo esto así, el experto en la materia conoce los conductos de circulación de aire de los sistemas de aire dispuestos entre un medio de extracción de aire bleed (de purga) de un motor y un equipo que se alimentará con aire.

Según la invención, un intercambiador térmico cilíndrico está encastrado en un conducto de este tipo. Este encastrado se puede obtener, por ejemplo, insertando el intercambiador térmico cilíndrico en el conducto a partir de uno de sus extremos y fijándolo en el conducto por cualesquiera medios conocidos. El dimensionamiento del intercambiador térmico se efectúa en función del conducto. Por ejemplo, para un conducto cilíndrico con base circular de un diámetro de 150 mm, el intercambiador térmico presenta una carcasa cilíndrica 25 con base circular de 145 a 150 mm y está fijado en el conducto por medios de fijación apropiados, tales como remaches, placas metálicas de fijación, etc.

Este intercambiador térmico comprende un circuito primario adaptado para ser alimentado por dicho aire bleed (de purga) y un circuito secundario, paralelo al circuito primario, adaptado para ser alimentado por una fuente de aire frío, estando dichos circuitos primario y secundario configurados para poder asegurar intercambios térmicos entre el flujo de aire del circuito primario y el flujo de aire del circuito secundario, para formar una primera etapa de enfriamiento del aire bleed (de purga) extraído del motor.

La figura 1 ilustra esquemáticamente un sistema según un modo de realización de la invención en el que los flujos de circulación de aire primario y secundario del primer intercambiador térmico son paralelos y de misma dirección, mientras que las figuras 2 y 3 ilustran esquemáticamente un sistema según otro modo de realización de la invención en el que los flujos de circulación de aire primario y secundario del primer intercambiador térmico cilíndrico están orientados contra corriente. En la figura 2, los intercambiadores térmicos 10 y 20 están alimentados por una misma fuente de aire frío, mientras que en las figuras 1 y 3, las fuentes de aire frío son distintas.

En las figuras 1 y 2, las flechas en trazos continuos representan los flujos calientes primarios y las flechas en trazos discontinuos representan los flujos fríos secundarios.

De este modo, en la figura 1, el primer intercambiador térmico 10 comprende un circuito primario 12 alimentado con aire por el aire bleed (de purga) extraído de un motor de la aeronave (por ejemplo, del motor de propulsión 6 de la aeronave representado en la figura 4) y un circuito secundario 13 alimentado con aire por una fuente de aire frío, tal como, por ejemplo, el aire fan (de ventilador) del motor de propulsión.

Los circuitos primario 12 y secundario 13 del primer intercambiador térmico son paralelos entre sí.

Preferentemente y tal como se representa en la figura 5, el circuito secundario 13 está equipado con una válvula de regulación 19 del caudal de aire que circula por el circuito secundario, lo que permite regular los intercambios térmicos entre el circuito caliente 12 y el circuito frío 13 y, por lo tanto, regular la temperatura del flujo de aire del circuito caliente a la salida del intercambiador térmico 10. Además, el circuito primario 12 está preferentemente equipado con una válvula de regulación 18 del flujo de aire bleed (de purga) dirigido al intercambiador térmico 10. Esta válvula de regulación 18 es preferentemente a la vez una válvula de regulación y una válvula de detención comandada, que permite aislar el motor de propulsión del sistema de aire en caso de necesidad.

El segundo intercambiador térmico 20 comprende, igualmente, un circuito primario 22 alimentado con aire por el aire bleed (de purga) enfriado por el primer intercambiador térmico 10. En otras palabras, la entrada del segundo intercambiador térmico 20 está unida a la salida del primer intercambiador térmico 10. El intercambiador térmico 20 comprende, igualmente, un circuito secundario 23 alimentado con aire por un aire extraído, por ejemplo, de una toma de aire de presión dinámica RAM 24.

El segundo intercambiador comprende, además, de manera conocida, una carcasa paralelepípeda en la que el circuito primario y el circuito secundario se cruzan al nivel de aletas metálicas alojadas en la carcasa y configuradas para permitir intercambios térmicos entre el flujo de aire del circuito primario y el flujo de aire del circuito secundario, de manera que el flujo de aire secundario que es un flujo de aire frío, pueda enfriar el flujo de aire primario, que es un flujo de aire caliente (pero que ya ha experimentado un primer enfriamiento por el primer intercambiador térmico 10 del sistema de enfriamiento) procedente de la primera etapa de enfriamiento. El flujo de aire del circuito primario alimenta, entonces, el equipo 21.

La figura 3 ilustra esquemáticamente en perspectiva troncada un intercambiador cilíndrico según un modo de realización de la invención.

Este intercambiador 10 comprende una carcasa cilíndrica 45 que se extiende a lo largo de una dirección longitudinal Z y que presenta una boca de admisión/evacuación de aire en cada extremo longitudinal.

El intercambiador comprende, además, una pluralidad de tubos huecos 46 que se extienden longitudinalmente en la carcasa 45 entre las bocas de admisión/evacuación.

Estos tubos huecos están dispuestos entre sí para dejar libre un espacio 47 entre tubos de circulación de aire.

De este modo, los tubos huecos 46 forman el circuito primario 12 o el circuito secundario 13 y el espacio 47 entre tubos forma el circuito complementario.

Preferentemente, los tubos huecos 46 están fabricados de Carburo de Silicio.

Las figuras 4a, 4b, 4c y 4d representan otras posibles estructuras para el intercambiador térmico cilíndrico. En estas figuras, las zonas cuadriculadas representan los tubos huecos que forman el circuito primario y las zonas rayadas horizontalmente representan los espacios entre tubos que forman el circuito secundario.

En particular, en la figura 4a, el intercambiador térmico 10 aloja dentro de su carcasa 45 cinco tubos huecos cilíndricos con base circular en los que circula el flujo de aire caliente extraído del motor de la aeronave. Estos tubos huecos 46 están, además, unidos entre sí por refuerzos 49 que permiten dar rigidez al intercambiador térmico. El espacio 47 entre tubos forma el circuito secundario en el que circula el flujo de aire frío extraído, por ejemplo, de la fluencia secundaria del motor de la aeronave.

En la figura 4b, el intercambiador térmico 10 aloja dentro de su carcasa 45 un tubo hueco cilíndrico con base hexagonal que forma el circuito primario de circulación del aire bleed (de purga).

5 Las figuras 4c y 4d presentan otros tipos de formas y de disposición interior del intercambiador térmico cilíndrico, entendiéndose que los modos de realización representados no son más que ejemplos y que son posibles otras estructuras para asegurar intercambios térmicos entre dos circuitos de aire alojados en una carcasa cilíndrica.

10 Tal como se representa en la figura 5, el sistema de enfriamiento comprende, igualmente, de manera preferente dos equipos 11, 21 que se alimentarán con aire y un conducto de baipás 26 que se extiende entre un nodo 27 dispuesto entre el primer intercambiador térmico 10 y el segundo intercambiador térmico 20 y el segundo equipo 21.

15 Este conducto de baipás 26 está equipado con un medio de control del caudal de aire que circula por el conducto de baipás 26. Este medio de control del caudal de aire es, por ejemplo, una válvula de regulación 28 de caudal, que puede ser de cualquier tipo. El comando de esta válvula de regulación 28 de caudal de aire permite alimentar directamente de aire enfriado por el primer intercambiador térmico 10 el segundo equipo 21, sin pasar por el segundo intercambiador térmico 20.

20 El sistema de enfriamiento comprende, igualmente, de manera preferente un conducto de derivación 16 que se extiende entre un nodo 17 dispuesto entre el primer intercambiador térmico 10 y el segundo intercambiador térmico 20 y el primer equipo 11.

25 Este conducto de derivación 16 está equipado con un medio de control del caudal de aire que circula por el conducto de derivación 16 para poder, bajo demanda, alimentar con aire enfriado por el primer intercambiador térmico 10 el primer equipo 11. Este medio de control del caudal de aire es, por ejemplo, una válvula de regulación de caudal de aire, no representado en las figuras.

Según un modo de realización, el nodo 17 y el nodo 27 formados entre el primer intercambiador térmico 10 y el segundo intercambiador térmico 20 son un mismo y único nodo.

30 El sistema de aire comprende, igualmente, de manera preferente una válvula de unión 41 del sistema de aire del motor de propulsión 6 al sistema de aire de otro motor de propulsión 7. Una válvula 41 de este tipo permite unir en conjunto dos sistemas de aire de dos motores distintos, de manera que un sistema pueda suplantar a otro sistema en caso de avería de este último.

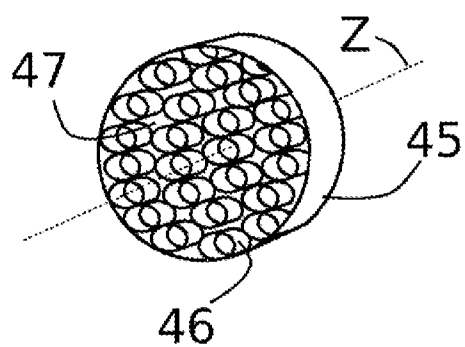
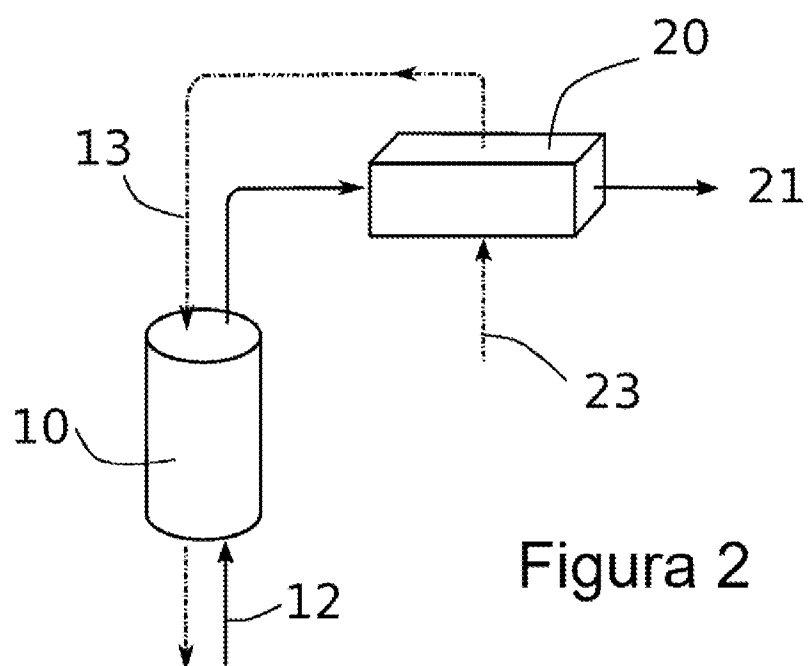
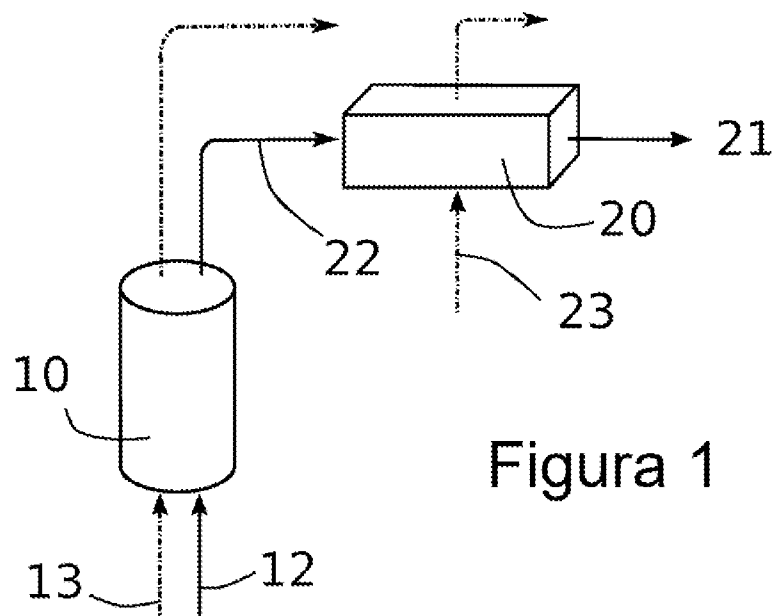
35 En la figura 4, la zona M designa la zona de motor, la zona P designa la zona de poste del motor y la zona B designa la zona de un vano de equipos de la aeronave. Como se ha indicado anteriormente, la zona de motor M puede corresponder a la góndola del motor de propulsión y la zona de poste P puede corresponder a la zona de poste del motor de propulsión.

40 La invención no se limita a los solos modos de realización descritos. En particular, según otros modos de realización, el intercambiador térmico de la segunda etapa de enfriamiento puede ser, igualmente, un intercambiador cilíndrico encastrado en un conducto de circulación para funcionalizar otro conducto del sistema de aire.

REIVINDICACIONES

1. Sistema de enfriamiento de un aire, denominado aire bleed (de purga), extraído de un motor (6, 7) de una aeronave (9) durante la utilización del sistema y destinado a alimentar con aire a temperatura controlada al menos un equipo (21), **caracterizado por que** dicho sistema comprende:
 - un circuito de aire adaptado para poner en comunicación de fluido unos medios de extracción de aire bleed en dicho motor (6, 7) y dicho equipo (21), comprendiendo dicho circuito de aire al menos un conducto cilíndrico de circulación de aire bleed adaptado para disponerse en una primera zona (M) de la aeronave,
 - un primer intercambiador térmico cilíndrico (10) de enfriamiento aire/aire encastrado en dicho conducto cilíndrico de circulación de aire bleed, comprendiendo dicho primer intercambiador (10) un circuito primario (12) adaptado para ser alimentado por dicho aire bleed y un circuito secundario (13), que se extiende globalmente de manera paralela al circuito primario, adaptado para ser alimentado por una fuente de aire frío (14), estando dichos circuitos primario (12) y secundario (13) configurados para poder asegurar intercambios térmicos entre el flujo de aire del circuito primario y el flujo de aire del circuito secundario, para formar una primera etapa de enfriamiento del aire bleed extraído del motor,
 - un segundo intercambiador térmico (20) de enfriamiento de aire adaptado para disponerse en una segunda zona (P) de la aeronave, comprendiendo dicho segundo intercambiador térmico (20) un circuito primario (22) adaptado para ser alimentado por el aire procedente del circuito primario (12) de dicha primera etapa de enfriamiento y un circuito secundario (23), adaptado para ser alimentado por una fuente de fluido frío (24), estando dichos circuitos configurados para poder asegurar intercambios térmicos entre el flujo de aire del circuito primario (22) y el flujo de fluido del circuito secundario (23), para formar una segunda etapa de enfriamiento del aire bleed extraído del motor, estando dicho flujo de aire a la salida de esta segunda etapa de enfriamiento adaptado para alimentar dicho equipo (21).
2. Sistema según la reivindicación 1, **caracterizado por que** dicho circuito primario (12) y dicho circuito secundario (13) de dicho primer intercambiador térmico cilíndrico (10) de dicha primera etapa de enfriamiento están orientados contra corriente.
3. Sistema según una de las reivindicaciones 1 o 2, **caracterizado por que** dicho intercambiador térmico cilíndrico (10) comprende una carcasa cilíndrica (45) que se extiende a lo largo de una dirección longitudinal (Z) y que presenta una boca de admisión/evacuación de aire en cada extremo longitudinal, comprendiendo, además, dicho intercambiador (10) una malla de material conductor de calor que forma al menos dos circuitos de circulación de aire que no se comunican entre sí y que se extienden entre dichas bocas de admisión/evacuación para formar respectivamente el circuito primario y el circuito secundario de dicho intercambiador térmico.
4. Sistema según la reivindicación 3, **caracterizado por que** dicha malla está formada por una pluralidad de tubos huecos cilíndricos (46) que se extienden longitudinalmente en dicha carcasa (45) entre dichas bocas de admisión/evacuación y dispuestos entre sí para dejar libre un espacio (47) entre tubos de circulación de aire, formando dichos tubos huecos cilíndricos (46) uno de los circuitos primario o secundario de dicho intercambiador térmico y formando el espacio (47) entre tubos el circuito complementario.
5. Sistema según la reivindicación 4, **caracterizado por que** dichos tubos huecos cilíndricos (46) están configurados para formar dicho circuito primario de dicho intercambiador térmico cilíndrico (10).
6. Sistema según una de las reivindicaciones 4 a 5, **caracterizado por que** dicho intercambiador cilíndrico (10) comprende, además, elementos estructurantes que unen al menos dos tubos huecos cilíndricos (46) para dar rigidez a la malla metálica formada por dichos tubos huecos (46).
7. Sistema según una de las reivindicaciones 1 a 6, **caracterizado por que** dicho circuito secundario (23) a la salida de dicha segunda etapa de enfriamiento alimenta dicho circuito secundario (13) a la entrada de dicha primera etapa de enfriamiento.
8. Sistema según una de las reivindicaciones 1 a 6, **caracterizado por que** dicha fuente de fluido frío (24) que alimenta dicha segunda etapa de enfriamiento es independiente de dicha fuente de aire frío (14) que alimenta dicha primera etapa de enfriamiento.
9. Sistema según una de las reivindicaciones 1 a 8, **caracterizado por que** dicha fuente de fluido frío (24) de dicha segunda etapa de enfriamiento está formada por un aire a la presión dinámica, denominado aire RAM.
10. Sistema según una de las reivindicaciones 1 a 9, **caracterizado por que** dicho circuito secundario (23) de dicha segunda etapa de enfriamiento es perpendicular a dicho circuito primario (22) de dicha segunda etapa de enfriamiento.
11. Sistema según una de las reivindicaciones 1 a 10, **caracterizado por que** dicho segundo intercambiador térmico (20) está adaptado para disponerse en la zona del poste (6b, P) del motor de la aeronave, de la panza de la aeronave o de un vano no presurizado del fuselaje de la aeronave.

12. Sistema según una de las reivindicaciones 1 u 11, **caracterizado por que** dicha primera fuente de aire frío (14) está formada por un aire extraído de una fluencia secundaria de un motor de propulsión (6, 7), denominado aire fan (de ventilador).
- 5 13. Sistema según una de las reivindicaciones 1 a 12, **caracterizado por que** dicho intercambiador térmico cilíndrico (10) está formado de Carburo de Silicio.
- 10 14. Sistema según una de las reivindicaciones 1 a 13, **caracterizado por que** dicho equipo (21) es un paquete de acondicionamiento de aire de un sistema de control del entorno de una cabina de la aeronave.
- 15 15. Aeronave que comprende al menos un motor de propulsión (6, 7) y al menos un equipo (11, 12) adaptado para ser alimentado con aire a temperatura controlada, **caracterizada por que** comprende, además, al menos un sistema de enfriamiento de aire, denominado aire bleed, extraído de dicho motor de propulsión (6, 7) para alimentar con aire dicho equipo (11, 12) según una de las reivindicaciones 1 a 14.



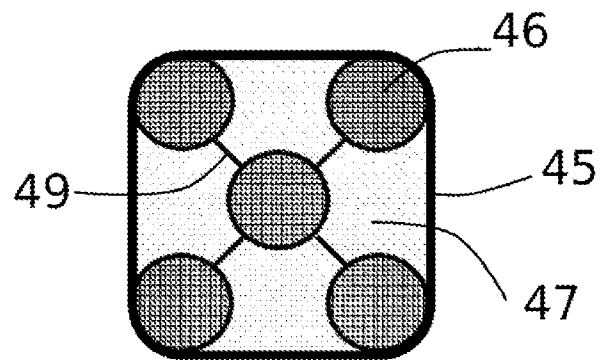


Figura 4a

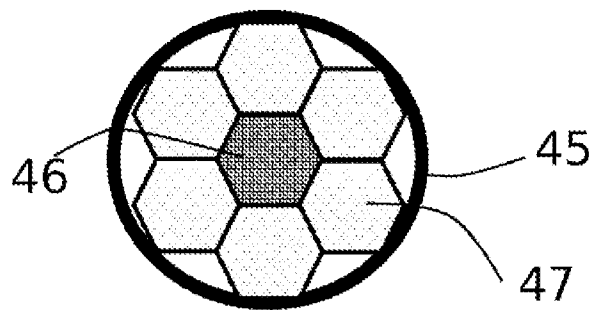


Figura 4b

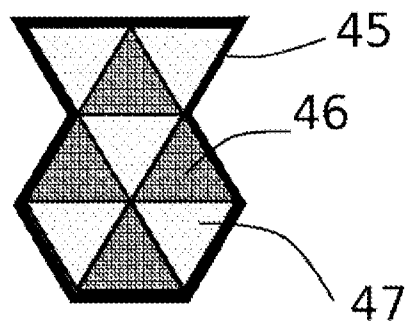


Figura 4c

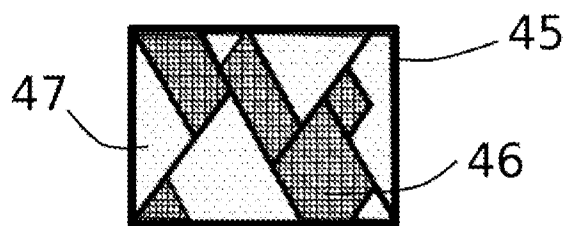


Figura 4d

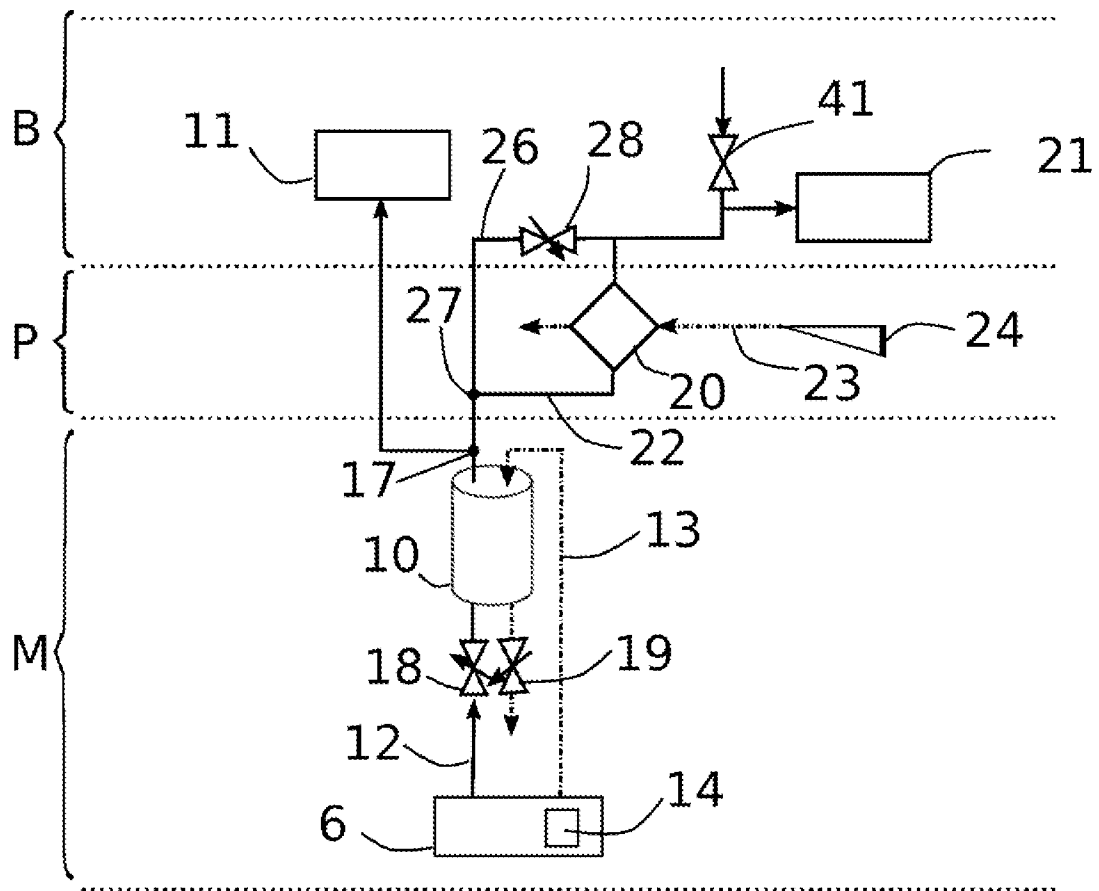


Figura 5

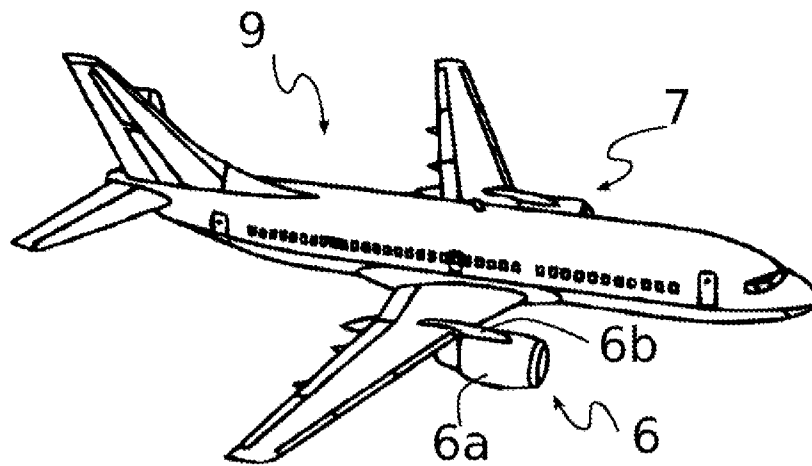


Figura 6