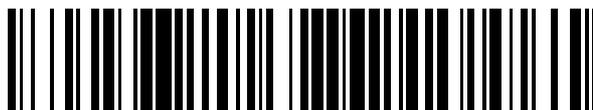


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 670 533**

51 Int. Cl.:

B64D 41/00 (2006.01)

B64D 43/00 (2006.01)

B64D 47/06 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **25.11.2014 PCT/FR2014/053018**

87 Fecha y número de publicación internacional: **04.06.2015 WO15079155**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **25.11.2014 E 14821735 (9)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **21.02.2018 EP 3074308**

54 Título: **Procedimiento y sistema para la producción optimizada de energía no propulsora**

30 Prioridad:

27.11.2013 FR 1361711

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

30.05.2018

73 Titular/es:

**SAFRAN POWER UNITS (100.0%)
Chemin du Pont de Rupe
31200 Toulouse, FR**

72 Inventor/es:

**RIDEAU, JEAN-FRANÇOIS y
VAILLANT, STÉPHANE**

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 670 533 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

Procedimiento y sistema para la producción optimizada de energía no propulsora

Campo de la invención

El campo de la invención es el de la generación de energía no propulsora en las aeronaves.

5 Estado de la técnica

La producción de energía no propulsora a bordo de una aeronave se realiza, actualmente, o bien por los motores principales, que generan igualmente energía propulsora, o bien por un generador secundario denominado grupo auxiliar de potencia y designado por lo general "APU" por Auxiliary Power Unit (véase, por ejemplo, DE 199 11 018C1).

10 Un grupo auxiliar de potencia puede realizarse de diferentes maneras.

Se conoce un primer tipo de grupo auxiliar de potencia que consiste en una turbina de gas. Ahora bien, el funcionamiento de una turbina de gas depende en gran medida de la altitud a la que se hace funcionar. Así, para garantizar una generación suficiente de energía no propulsora tanto en vuelo como en tierra, una turbina de gas debe sobredimensionarse mucho con respecto a las necesidades de tierra, para poder responder a los niveles de potencia requeridos en vuelo.

Así, por ejemplo, la potencia nominal de una turbina de gas dimensionada para funcionar en vuelo está comprendida entre 150 y 1500 kW en función del tipo de aeronave, mientras que las exigencias en tierra en términos de potencias están limitadas a de 50 a 500 kW.

20 Otro tipo de grupo auxiliar de potencia consiste en una pila de combustible. Una pila de combustible presenta la ventaja de presentar una potencia independiente de la altitud, lo que permite un dimensionamiento optimizado sea cual sea la envolvente de vuelo (desde tierra hasta altura elevada).

En cambio, la gestión térmica de este componente puede suponer un problema: a diferencia de las turbinas de gas que evacúan hacia el exterior las calorías producidas gracias a los gases de escape, las pilas de combustible deben estar equipadas con un sistema de refrigeración específico. La integración de este sistema puede resultar extremadamente compleja, ya que el grupo auxiliar de potencia se encuentra en un entorno confinado que puede ser o bien un cajón específico instalado a bordo de la aeronave, o bien un compartimento del mismo.

30 En vuelo, la pila de combustible puede refrigerarse mediante una admisión de air específica, pero en tierra, cuando hace calor, esta refrigeración natural es imposible. El sistema de refrigeración debe dimensionarse para este punto de funcionamiento en tierra y cuando hace calor. La pila de combustible también es sensible al tiempo frío, lo que impone instalar un sistema complementario de calefacción de la pila antes de su arranque cuando hace frío.

Por consiguiente, las soluciones de ventilación eléctrica necesarias para el sistema de refrigeración, el sistema de calefacción, la masa y el volumen adicional impuestos por el uso de una pila de combustible hacen que esta solución sea poco rentable y poco económica.

35 Existe, por tanto, la necesidad de una solución de generación de energía no propulsora en una aeronave cuya gestión térmica sea más sencilla.

Se conoce por el documento DE 199 11 018 un sistema de generación de potencia en una aeronave que comprende un grupo auxiliar de potencia que comprende una turbina de gas, así como una pila de combustible, alimentando los gases generados por la pila de combustible la cámara de combustión de la turbina de gas.

40 Este documento no resuelve la problemática de la gestión térmica optimizada del sistema de generación de energía no propulsora.

Presentación de la invención

Un objetivo de la invención es proponer un sistema y un procedimiento de generación de energía no propulsora en una aeronave que presenta una gestión térmica más sencilla.

45 A este respecto, la invención tiene como objetivo un sistema de generación de energía no propulsora en una aeronave, que comprende:

- un grupo auxiliar de potencia, que comprende una turbina de gas y una pila de combustible,
- una vía de admisión de aire exterior a la aeronave, y
- un conducto de escape de la turbina de gas,

estando el sistema caracterizado por que la vía de admisión de air comprende un conducto de refrigeración de la pila de combustible, por que dicho conducto está en comunicación de fluido con el conducto de escape de la turbina de gas de manera que la expulsión de gases provenientes de la turbina de gas hacia el interior del conducto de escape provoca una aspiración de aire exterior a la aeronave hacia el interior del conducto de refrigeración por efecto Venturi.

5 De manera ventajosa, aunque opcional, el sistema según la invención puede comprender, además, al menos una de las características siguientes:

- 10 - el sistema comprende, además, un cajón en el que está instalado el grupo auxiliar de potencia, desembocando el conducto de refrigeración en dicho cajón y estando el conducto de escape en comunicación de fluido con el cajón, provocando la expulsión de gases provenientes de la turbina de gas hacia el interior del conducto de escape una aspiración del aire del cajón hacia el exterior de la aeronave a través del conducto de escape por efecto Venturi, provocando dicha aspiración, a su vez, una aspiración de aire exterior a la aeronave hacia el interior del cajón a través del conducto de refrigeración.
- 15 - la pila de combustible es del tipo pila de membrana de intercambio de protones o pila de óxido sólido.
- 15 - la pila de combustible es del tipo pila de membrana de intercambio de protones a alta temperatura, estando instalado el sistema en una aeronave del tipo que comprende una cabina presurizada, comprendiendo el sistema, además, un sistema de alimentación de la pila con aire, mediante toma de aire de la cabina presurizada.
- 20 - la pila de combustible y la turbina de gas están dimensionadas para proporcionar una potencia nominal comprendida entre 50 y 500 kW.

La invención tiene también como objetivo una aeronave que comprende un sistema de este tipo, y un procedimiento para la generación de energía no propulsora, estando el procedimiento caracterizado por que comprende:

- 25 - la generación de energía no propulsora por la turbina de gas durante una fase de funcionamiento en tierra de la aeronave, y
- 25 - la generación de energía no propulsora por la pila de combustible durante una fase de funcionamiento estabilizado en vuelo de la aeronave.

De manera ventajosa, aunque opcional, el procedimiento según la invención puede comprender, además, al menos una de las características siguientes:

- 30 - el procedimiento comprende, además, la generación combinada de energía no propulsora por la turbina de gas y por la pila de combustible durante una fase de despegue y/o de aterrizaje de la aeronave, provocando el funcionamiento de la turbina de gas una refrigeración de la pila de combustible por efecto Venturi.
- 35 - El procedimiento comprende, además, la detección de condiciones termodinámicas de funcionamiento de la aeronave que comprenden la velocidad de la aeronave, la temperatura del aire exterior a la aeronave, y la temperatura de la pila de combustible, y el disparo de una transición, en función de dichas condiciones, entre un modo de funcionamiento combinado de la turbina de gas y de la pila de combustible y un modo de funcionamiento solo de la pila.
- El procedimiento comprende, además, el funcionamiento respectivamente de la pila de combustible o de la turbina de gas en caso de fallo de la turbina de gas o de la pila de combustible.

Descripción de las figuras

40 Otras características, objetivos y ventajas de la presente invención se pondrán de manifiesto todavía con la descripción que sigue, que es meramente ilustrativa y no limitativa, y debe leerse en vista de las figuras adjuntas, en las que:

- La figura 1 representa esquemáticamente un sistema que permite la generación de energía no propulsora.
- La figura 2 representa las principales etapas de un procedimiento de generación de energía no propulsora.

45 Descripción detallada de al menos un modo de realización

En referencia a la figura 1, se ha representado esquemáticamente un sistema de generación de energía no propulsora 2.

Este sistema se dispone en una aeronave 1, de la que solo está representado el cono trasero 10. El sistema 2 puede disponerse, por ejemplo, directamente en el cono trasero de la aeronave, en cuyo caso una pared 12 denominada "pared cortafuegos" cierra un compartimento en el que está dispuesto el sistema y está diseñada para retardar el

ES 2 670 533 T3

avance de un incendio hacia el resto de la aeronave.

Dado el caso, la aeronave comprende una cabina presurizada 14 dispuesta al otro lado de la pared cortafuegos 12 con respecto al sistema.

5 Según otro modo de realización no representado, la aeronave comprende un cajón específico 16 en el que está dispuesto el sistema. Este caso, el cajón sustituye a la pared cortafuegos.

10 El sistema de generación de energía no propulsora 2 comprende un grupo auxiliar de potencia 20, destinado a generar electricidad para la alimentación de máximas accesorias reagrupadas dentro de una caja de accesorios 3 (denominada en inglés Accessories Gearbox o también AGB), siendo estas máquinas equipos de tipo bombas, circuitos de lubricación, arrancador, dado el caso sistemas de presurización y de calefacción, etc. que, si bien no sirven para la propulsión, son necesarios para el funcionamiento de la turbomáquina y de la aeronave.

El grupo auxiliar de potencia 20 está compuesto por una turbina de gas 21 y una pila de combustible 22.

La pila de combustible 22 puede ser del tipo pila de membrana de intercambio de protones (conocida con la sigla inglesa PEM de Proton-Exchange Membrane), a alta o baja temperatura o pila de óxido sólido (conocida con la sigla inglesa SOFC de Solide Oxide Fuel Cell).

15 Preferentemente, la alimentación de la pila con aire se realiza con aire presurizado proveniente de la cabina 14. En este caso, la pila de combustible se elige, de manera preferente pero no limitativa, del tipo pila de membrana de intercambio de protones a alta temperatura.

20 Para garantizar la alimentación de la pila con aire, el sistema comprende un sistema 29 de toma de aire de la cabina presurizada, representado de manera esquemática en la figura 1, y que puede comprender de manera clásica un compresor para tomar un caudal de aire de la cabina, y un conducto de alimentación de la pila con aire (no representados).

El sistema 2 comprende, además, una vía de admisión de aire 23 que permite la refrigeración de la pila de combustible 22 y la alimentación de la turbina de gas 21 con aire, mediante un conducto que desemboca en el exterior de la aeronave a través de un orificio practicado en la pared del cono trasero.

25 Preferentemente, la vía de admisión de aire 23 comprende un conducto 230 de refrigeración de la pila de combustible, y un conducto de alimentación 231 de la turbina de gas con aire, pudiendo juntarse estos conductos eventualmente entre el grupo auxiliar de potencia y el orificio de admisión de aire.

El sistema 2 comprende, además, un conducto de escape 24 de la turbina de gas, hacia el interior del cual se emiten los gases expulsados por la turbina, y que desemboca en el exterior de la aeronave.

30 El sistema 2 está conformado para que el funcionamiento de la turbina de gas permita la refrigeración de la pila de combustible por efecto Venturi.

A este respecto, el conducto de escape 24 de la turbina de gas está en comunicación de fluido con la vía de admisión de aire 23, y más precisamente con el conducto 230 de refrigeración de la pila de combustible.

35 Así, durante el funcionamiento de la turbina de gas, la expulsión de los gases provenientes de la turbina hacia el interior del conducto de escape provoca, por aspiración, un flujo de aire que fluye desde el entorno de la pila de combustible hacia el exterior de la aeronave, lo que conlleva la aspiración de aire proveniente del exterior a la aeronave hacia el interior del conducto 230, que permite refrigerar la turbina. El caudal de aire hacia el interior del conducto 230 es del orden de 100 a 600 g/s.

40 Según un modo de realización ventajoso de la invención, el grupo auxiliar de potencia 20 está dispuesto en un cajón 16 en el que desemboca el conducto 230 de refrigeración de la pila de combustible, estando este cajón 16 igualmente en comunicación de fluido con el conducto 24 de evacuación de aire.

El cajón 16 permite reducir el volumen en el que se encuentra el grupo auxiliar de potencia, y mejorar la ventilación de la pila de combustible.

45 En este caso, el escape de los gases provoca una aspiración del aire del cajón 16 hacia el conducto de escape 24 y, por tanto, hacia el exterior de la aeronave, y así esta aspiración provoca, a su vez, la admisión de aire exterior hacia el interior del cajón 16 a través del conducto 230.

Se han representado en línea de puntos en la figura 1 los movimientos de aire tales como:

- la expulsión de los gases de la turbina,
- la aspiración de aire para la refrigeración de la pila, y
- 50 - la alimentación de la turbina con aire.

En referencia a la figura 2, se han representado las principales etapas de un procedimiento 1000 de generación de energía no propulsora en una aeronave, implementado por medio del sistema anteriormente descrito.

5 Este procedimiento comprende el uso secuencial de la turbina de gas y de la pila de combustible en función de las diferentes fases de funcionamiento de la aeronave, y en concreto un uso diferente del grupo auxiliar de potencia, según si la aeronave se encuentra en tierra, en vuelo estabilizado, o en fase de despegue o de aterrizaje.

En el transcurso de una fase de funcionamiento en tierra 1100 de la aeronave, solo la turbina de gas está en funcionamiento, para generar la energía no propulsora necesaria para el funcionamiento de las funciones accesorias de la aeronave.

10 Durante este funcionamiento, si hace calor, por ejemplo cuando la temperatura dentro del cajón es del orden de 80-100 °C, la turbina de gas permite refrigerar, si es necesario, la pila de combustible por efecto Venturi, como se describió anteriormente, haciendo circular en el cajón un flujo de aire exterior renovado sin cesar.

Si hace demasiado frío para el funcionamiento de la pila, por ejemplo si la temperatura es del orden de -40 °C o inferior a esta, el funcionamiento de la turbina de gas situada cerca de la pila, en el mismo cajón o en el cono trasero de la aeronave, permite igualmente calentar la pila.

15 Una vez calentada dado el caso, durante una fase 1200 de despegue de la aeronave, la pila de combustible y la turbina de gas se utilizan simultáneamente para producir la energía no propulsora de la aeronave.

20 Esto permite a la turbina de gas, a la vez contribuir a la generación de energía no propulsora, pero también refrigerar eficazmente la pila de combustible por efecto Venturi. En efecto, en ausencia del funcionamiento de la turbina, en una fase de despegue en la que la aeronave se encuentra en zonas de bajas altitudes y cuando hace calor, es posible que la temperatura del aire exterior sea demasiado alta para permitir la refrigeración de la pila por simple entrada de aire en la vía de admisión de aire 23.

En cambio, una vez alcanzada una fase 1300 de vuelo estabilizado, la aeronave se encuentra en una zona de altitud más elevada, donde el aire es más frío, lo que permite prescindir de la ventilación por efecto Venturi, teniendo lugar la refrigeración por admisión de aire exterior.

25 Por consiguiente, durante esta fase de vuelo, la turbina de gas se apaga y solo se utiliza la pila de combustible para generar la energía no propulsora.

De manera ventajosa, aunque opcional, la turbina de gas puede apagarse antes de que la aeronave haya alcanzado esta fase de vuelo estabilizada, cuando las condiciones termodinámicas permiten la refrigeración de la pila por admisión de aire exterior (sin efecto Venturi).

30 Las condiciones comprenden:

- la velocidad de la aeronave, que tiene un impacto directo sobre el caudal de aire hacia el interior de la vía de admisión de aire 23; a modo de ejemplo, a velocidad de crucero, el caudal de aire exterior admitido está comprendido entre 3 y 6 kg/s, una mayor parte del cual, por ejemplo del orden de 3 a 4 kg/s, circula hacia el interior del conducto 231 para la alimentación de la turbina de gas,

35 - la temperatura del aire exterior a la aeronave, y

- la temperatura de la pila

40 El procedimiento puede comprender, por tanto, la medición de los parámetros descritos anteriormente en el presente documento, y el control de la transición entre funcionamiento combinado de la turbina y de la pila y el funcionamiento solo de la pila cuando se cumplan las condiciones termodinámicas que permitan la refrigeración de la pila sin efecto Venturi.

Así, como la turbina de gas no funciona en altura, no es necesario sobredimensionarla para garantizar su buen funcionamiento en todo el vuelo.

45 Así, la turbina de gas y la pila de combustible se dimensionan, cada una, para proporcionar una potencia eléctrica suficiente para el funcionamiento de los accesorios de la aeronave, es decir, comprendida entre 50 y 500 kW, en función del tipo y del tamaño de la aeronave.

Por último, en la fase de aterrizaje 1400, al igual que en la fase de despegue, la turbina de gas se vuelve a arrancar para que tenga lugar una transición con un funcionamiento en tierra y garantizar la refrigeración de la pila si la temperatura exterior del aire es insuficiente para refrigerar la pila.

50 De manera análoga a la transición entre el funcionamiento combinado y el funcionamiento de la pila solo, el instante en el que se vuelve a arrancar la turbina de gas es aquel en el que las condiciones termodinámicas, que comprenden la velocidad de la aeronave, la temperatura del aire exterior, y la temperatura de la pila, son

insuficientes para garantizar la refrigeración de la pila.

En este caso, puede ser preferible establecer un margen de seguridad, y por ejemplo volver a arrancar la turbina en cuanto la aeronave inicia una fase de aterrizaje, o en cuanto la temperatura del aire exterior aumenta.

5 Por lo demás, el sistema propuesto permite igualmente usar la pila de combustible puntualmente durante una fase de fallo de la turbina de gas, por ejemplo en la fase en tierra o en la fase transitoria (aterrizaje o despegue), o usar la turbina de gas para compensar un fallo de la pila de combustible para altitudes de vuelo limitadas. Este uso de emergencia de una de las dos fuentes de energía está representado por una etapa 1500 en el procedimiento.

10 El acoplamiento secuencial de la pila de combustible y de la turbina de gas permite por tanto prescindir de un sistema específico para la refrigeración o para el calentamiento de la pila de combustible, y permite igualmente evitar un sobredimensionamiento de la turbina.

REIVINDICACIONES

1. Sistema (2) de generación de energía no propulsora para una aeronave, que comprende:

- un grupo auxiliar de potencia (20), que comprende una turbina de gas (21) y una pila de combustible (22),
- una vía (23) de admisión de aire, durante el uso del sistema en la aeronave, siendo esta vía una vía de admisión de aire exterior a la aeronave, y
- un conducto de escape (24) de la turbina de gas,

estando el sistema caracterizado por que la vía de admisión de aire (23) comprende un conducto de refrigeración (230) de la pila de combustible, por que dicho conducto está en comunicación de fluido con el conducto de escape (24) de la turbina de gas de manera que la expulsión de gases provenientes de la turbina de gas hacia el interior del conducto de escape provoca, durante el uso del sistema en la aeronave,

una aspiración de aire exterior a la aeronave hacia el interior del conducto de refrigeración (230) por efecto Venturi.

2. Sistema (2) según la reivindicación 1, que comprende, además, un cajón (16) en el que está instalado el grupo auxiliar de potencia (20), desembocando el conducto de refrigeración (230) en dicho cajón y estando el conducto de escape (24) en comunicación de fluido con el cajón (16),

provocando la expulsión de gases provenientes de la turbina de gas hacia el interior del conducto de escape, durante el uso del sistema en la aeronave,

una aspiración del aire del cajón (16) hacia el exterior de la aeronave a través del conducto de escape (24) por efecto Venturi, provocando dicha aspiración, a su vez, una aspiración de aire exterior a la aeronave hacia el interior del cajón a través del conducto de refrigeración.

3. Sistema (2) según una de las reivindicaciones 1 o 2, en el que la pila de combustible (22) es del tipo pila de membrana de intercambio de protones o pila de óxido sólido.

4. Sistema (2) según una de las reivindicaciones 1 a 3, en el que la pila de combustible (22) es del tipo pila de membrana de intercambio de protones a alta temperatura, estando el sistema instalado en una aeronave (1) del tipo que comprende una cabina presurizada (14), comprendiendo el sistema, además, un sistema de alimentación (29) de la pila (22) con aire, mediante toma de aire de la cabina presurizada (14).

5. Sistema (2) según una de las reivindicaciones 1 a 4, en el que la pila de combustible (22) y la turbina de gas (21) están dimensionadas para proporcionar una potencia nominal comprendida entre 50 y 500 kW.

6. Aeronave (1), que comprende un sistema (2) según una de las reivindicaciones 1 a 5.

7. Procedimiento (1000) de generación de energía no propulsora, implementado por un sistema según una de las reivindicaciones 1 a 5,

estando el procedimiento caracterizado por que comprende:

- la generación (1100) de energía no propulsora por la turbina de gas durante una fase de funcionamiento en tierra de la aeronave, y
- la generación (1300) de energía no propulsora por la pila de combustible durante una fase de funcionamiento estabilizado en vuelo de la aeronave.

8. Procedimiento (1000) de generación de energía no propulsora según la reivindicación 7, que comprende, además, la generación (1200, 1400) combinada de energía no propulsora por la turbina de gas y por la pila de combustible durante una fase de despegue y/o de aterrizaje de la aeronave, provocando el funcionamiento de la turbina de gas (21) una refrigeración de la pila de combustible (22) por efecto Venturi.

9. Procedimiento (1000) de generación de energía no propulsora según la reivindicación 8, que comprende, además, la detección de condiciones termodinámicas de funcionamiento de la aeronave que comprenden la velocidad de la aeronave, la temperatura del aire exterior a la aeronave, y la temperatura de la pila de combustible, y el disparo de una transición, en función de dichas condiciones, entre un modo de funcionamiento combinado de la turbina de gas (21) y de la pila de combustible (22) y un modo de funcionamiento solo de la pila.

10. Procedimiento (1000) de generación de energía no propulsora según una de las reivindicaciones 7 a 9, que comprende, además, el funcionamiento (1500) respectivamente de la pila de combustible (22) o de la turbina de gas (21) en caso de fallo de la turbina de gas (21) o de la pila de combustible (22).

FIG. 1

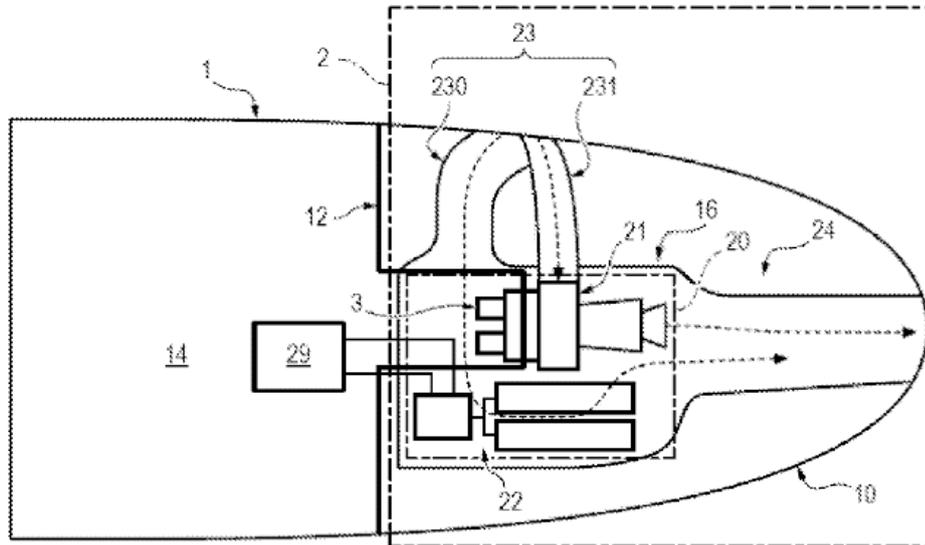


FIG. 2

