

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 381 475**

51 Int. Cl.:
B64D 27/24 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 96 Número de solicitud europea: **09766033 .6**
- 96 Fecha de presentación: **14.05.2009**
- 97 Número de publicación de la solicitud: **2296970**
- 97 Fecha de publicación de la solicitud: **23.03.2011**

54 Título: **Aeronave con alimentación de energía híbrida**

30 Prioridad:
26.05.2008 FR 0853393

45 Fecha de publicación de la mención BOPI:
28.05.2012

45 Fecha de la publicación del folleto de la patente:
28.05.2012

73 Titular/es:
Snecma
2 Bld du Général Martial Valin
75015 Paris, FR

72 Inventor/es:
FOUCAULT, Alain;
JUCHAULD, Etienne;
PIERROT, Arnaud y
ROUSSELIN, Stéphane

74 Agente/Representante:
de Elzaburu Márquez, Alberto

ES 2 381 475 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

Aeronave con alimentación de energía híbrida

La presente invención tiene por objeto una aeronave con alimentación de energía mixta.

5 La casi totalidad de las aeronaves son propulsadas por intermedio de motores térmicos de combustión interna. Puede tratarse de motores de pistones de dos o de cuatro tiempos para las aeronaves de pequeña potencia o más frecuentemente de turbomáquinas para las aeronaves de potencia más elevada.

Este tipo de máquinas de propulsión utiliza hidrocarburos, en particular gasolina o queroseno. Visto el coste de los hidrocarburos y la mucha mayor atención que se presta al problema de la contaminación, sería interesante poder disminuir el consumo de hidrocarburos y especialmente de queroseno.

10 Con este objetivo, se ha propuesto a título experimental una propulsión eléctrica de aeronaves. En este caso, la fuente de energía se obtiene de acumuladores o eventualmente de una pila de combustible, o bien de paneles solares dispuestos en las estructuras externas de la aeronave, y el motor es eléctrico.

El documento WO 96/28343 A (AEROVIRONMENT INC [US]) considerado como el estado de la técnica más próximo, describe una aeronave con alimentación de energía híbrida, que comprende

- 15
- una estructura externa,
 - equipos eléctricos,
 - medios de propulsión eléctrica; y
 - medios de alimentación de energía de los medios de propulsión,
- 20
- una pluralidad de convertidores directos de energía luminosa en energía eléctrica, dispuestos al menos en una parte de la superficie externa de la estructura externa,
 - medios para recuperar la energía eléctrica excedente si la hay.

Sin embargo, habida cuenta del coste actual de los sensores solares y de su rendimiento relativamente pequeño, las aplicaciones son muy limitadas, en cuanto a la propulsión de aeronaves por motor eléctrico.

25 No obstante, se realizan actualmente esfuerzos importantes para mejorar el rendimiento de sensores solares y para disminuir el coste.

Un objeto de la presente invención es facilitar una aeronave con alimentación de energía mixta que permita reducir el consumo de hidrocarburo con respecto a las soluciones clásicas, en el caso en que la velocidad de esta aeronave no sea demasiado elevada, por ejemplo inferior a 300 km/h.

30 Para conseguir este objetivo, de acuerdo con la invención, la aeronave con alimentación de energía híbrida comprende:

- una estructura externa,
 - equipos eléctricos,
 - medios de propulsión de combustión interna y
 - medios de alimentación de energía de los medios de propulsión
- 35
- una pluralidad de convertidores directos de energía luminosa en energía eléctrica, dispuestos al menos en una parte de la superficie externa de la estructura externa, y
 - medios para comparar la energía eléctrica producida por los citados convertidores con la energía instantánea de los citados equipos eléctricos;
 - medios para recuperar la energía eléctrica excedente si la hay, y
- 40
- medios para facilitar a los citados medios de propulsión un complemento de energía a partir de la citada energía eléctrica excedente si ésta existe.

Se comprende que, gracias a las disposiciones de la invención, la aeronave dispone como fuente de energía complementaria la energía eléctrica producida por los convertidores directos de energía luminosa en energía eléctrica. Estos medios de alimentación de energía complementaria son utilizados preferentemente para satisfacer al

consumo instantáneo de los equipos eléctricos de la aeronave y el eventual exceso de energía eléctrica es facilitado a los medios de propulsión del tipo de combustión interna.

5 Se obtiene, así, una gestión óptima del conjunto de la energía disponible y en particular de la energía eléctrica disponible. Otra ventaja de esta invención es facilitar una fuente de alimentación eléctrica de emergencia en caso de avería de los otros medios.

De acuerdo con un primer modo de puesta en práctica, la aeronave está caracterizada porque los medios para facilitar el complemento de energía comprenden al menos un motor eléctrico alimentado por el citado excedente de energía eléctrica si existe, cooperando el citado motor eléctrico con los citados medios de propulsión.

10 Se comprende que en este primer modo de puesta en práctica, el complemento de energía excedente producido por los convertidores de energía luminosa en energía eléctrica sirve para alimentar un motor eléctrico que coopera con los medios de propulsión.

De acuerdo con un segundo modo de puesta en práctica, la aeronave está caracterizada porque los citados medios para facilitar energía complementaria comprenden

- 15
- un conjunto para producir hidrógeno a partir del agua, siendo alimentado el citado conjunto de producción de hidrógeno por la citada energía eléctrica excedente si ésta existe, y
 - medios para facilitar el hidrógeno a los medios de producción de energía térmica.

Se comprende que en este segundo modo de puesta en práctica, la energía eléctrica sirve para producir hidrógeno a partir del agua disponible y se prevén igualmente medios para facilitar el hidrógeno al medio de propulsión de combustión interna.

20 En este segundo modo de puesta en práctica, la aeronave está caracterizada preferentemente porque comprende

- medios para condensar al menos una parte de los gases de escape, de los medios de propulsión;
- medios para recuperar el agua líquida en los productos de condensado; y
- medios para alimentar el conjunto de producción de hidrógeno con el agua así obtenida.

25 Otras características y ventajas de la invención se pondrán mejor de manifiesto con la lectura de la descripción que sigue de varios modos de realización de la invención dados a título de ejemplos no limitativos. La descripción se refiere a las figuras anejas, en las cuales:

- 30
- la figura 1 es una vista esquemática de una aeronave equipada con convertidores de energía luminosa/energía eléctrica;
 - la figura 2 es un esquema del dispositivo de producción de energía de acuerdo con un primer modo de puesta en práctica; y
 - la figura 3 es un esquema que muestra el segundo modo de realización de producción de energía eléctrica.

35 En la figura 1, se ha representado de modo muy esquemático la estructura externa de una aeronave 10 con su fusilaje 12 y sus alas 14 y 16 y sus planos estabilizadores 18 y 20. Cada uno de estos elementos constitutivos de la estructura externa de la aeronave 10 está equipado con convertidores de energía luminosa en energía eléctrica que llevan respectivamente las referencias 22, 24, 26, 28 y 30. Es evidente que la figura 1 es facilitada únicamente a título de ejemplo y que las zonas recubiertas de convertidores de energía luminosa/energía eléctrica estarían adaptadas a la forma particular de la estructura externa de la aeronave.

Refiriéndose en primer lugar a la figura 2, se va a describir un primer modo de realización de la invención para facilitar una energía complementaria eléctrica a los medios de propulsión de la aeronave.

40 En esta figura, se ha representado un panel solar, por ejemplo el panel 24 de la figura 1 que está unido a un dispositivo de gestión eléctrica 32. Este dispositivo de gestión eléctrica recibe una señal de mando C que es representativa de las necesidades de energía eléctrica de los equipos eléctricos 34 de la aeronave en cada instante. Los circuitos del dispositivo de gestión 32 comprenden medios de comparación de la energía eléctrica facilitada instantáneamente por el conjunto de los paneles solares, con la señal C representativa de las necesidades de los equipos eléctricos de la aeronave. Si estas necesidades existen, al menos una parte de la energía eléctrica producida por los paneles solares 24, etc., será transmitida a los equipos eléctricos de la aeronave. El exceso de energía eléctrica es transmitido a una caja electrónica 36 de gestión de medios motores eléctricos que llevan la referencia general 38 y que están acoplados al árbol de baja presión, o al árbol de alta presión de los medios de propulsión de la aeronave en el caso en que la aeronave sea propulsada por una turbomáquina. Esta caja electrónica 36 manda la alimentación de la máquina eléctrica 38 que, preferentemente, está constituida por el

50

arrancador eléctrico o por una generatriz apta para funcionar como motor que está disponible en todos los medios de propulsión de aeronave.

5 Se comprende así que, gracias a la invención, la energía eléctrica producida por los paneles solares tales como 24 es, gracias al dispositivo de gestión 32, asignada primero a los equipos eléctricos 34 de la aeronave. Esta energía eléctrica puede ser transmitida en parte a los equipos eléctricos 34 y en parte a la caja electrónica 36 según las necesidades instantáneas de energía eléctrica de los equipos eléctricos de la aeronave. El excedente de energía eléctrica, si éste es detectado por el dispositivo 32, es utilizado para alimentar el motor eléctrico 38 por intermedio de la caja electrónica, lo que permite una aportación de energía a los motores térmicos de combustión interna 40 de la aeronave o una economía de potencia mecánica trasvasada a estos motores 40 para ser transformada en potencia eléctrica.

10 Deberá subrayarse que existiendo ya los medios motores eléctricos, incluso si estos no son siempre reversibles, la puesta en práctica de la invención no implica la colocación de equipos suplementarios.

15 Refiriéndose ahora a la figura 3, se va a describir un segundo modo de realización de la invención. De acuerdo con este segundo modo de realización, el exceso eventual de energía eléctrica producida por los sensores solares es utilizado para hidrolizar el agua con el fin de producir hidrógeno que será mezclado con el carburante. En esta figura 3, se ha representado un convertidor de energía luminosa/energía eléctrica 24 que está conectado a un circuito 32 de gestión eléctrica que tiene exactamente la misma función que el que ha sido descrito en relación con la figura 2.

20 La energía eléctrica que exceda con respecto a las necesidades de los equipos eléctricos de la aeronave es utilizada en un hidrolizador 44 alimentado de agua. El hidrógeno producido por el hidrolizador 44 es almacenado en un depósito 46. Por otra parte, el carburante estándar, por ejemplo el queroseno, es almacenado en el depósito 48. El hidrógeno almacenado en el depósito 46 y el carburante almacenado en el depósito 48 alimentan un circuito de regulación de los carburantes 50 que, en función de las disponibilidades de hidrógeno, define la mezcla óptima hidrógeno/carburante que sirve para alimentar el motor térmico 40 de la aeronave.

25 Preferentemente, el agua que sirve para alimentar el hidrolizador 44 es recuperada en los gases de escape del motor térmico 40. Para esto, un circuito enfriador 52 enfría los gases de escape y distribuye por el conducto 54 la fracción de gases de escape enfriada mientras que la porción no reciclada es evacuada por el conducto 56. Los gases de escape enfriados que alimentan el conducto 54 son encaminados hacia un circuito 60 de separación del agua y del gas carbónico. La mezcla gas carbónico/nitrógeno es evacuada del separador 60 por el conducto 62, mientras que el agua separada del resto de los gases de escape es encaminada por el conducto 64 hacia el hidrolizador 44.

30 Se comprende que este segundo modo de realización de la invención presenta todas las ventajas del primero puesto que la producción de energía eléctrica por los sensores solares es gestionada por el circuito 32 para alimentar en prioridad a los equipos eléctricos de la aeronave y que solamente la parte excedente si ésta existe sirve para alimentar el hidrolizador y por tanto para producir el hidrógeno que constituirá una parte del carburante para el motor térmico 40. Además, hay que añadir que en el modo preferido de realización de la invención descrito en relación con la figura 3, el agua utilizada en el hidrolizador es recuperada en los gases de escape del motor de combustión interna 40. Sin embargo, es evidente que no se saldría de la invención si se utilizara una fuente de agua autónoma aunque esto no constituye la solución óptima.

REIVINDICACIONES

1. Aeronave con alimentación de energía híbrida que comprende:
- una estructura externa (12 a 20),
 - equipos eléctricos (34),
 - 5 - medios de propulsión (40) de combustión interna,
 - medios de alimentación de energía de los medios de propulsión,
 - una pluralidad de convertidores directos de energía luminosa en energía eléctrica (22 a 30), dispuestos al menos en una parte de la superficie externa de la estructura externa;
 - 10 - medios (32) para comparar la energía eléctrica producida por los citados convertidores con el consumo instantáneo de los citados equipos eléctricos (34);
 - medios (36) para recuperar la energía eléctrica excedente si ésta existe, y
 - medios (38, 46, 50) para facilitar a los citados medios de propulsión (40) un complemento de energía a partir de la citada energía eléctrica excedente, si ésta existe.
- 15 2. Aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, caracterizada porque los medios para producir el complemento de energía comprenden al menos un motor eléctrico (38) alimentado por el citado excedente de energía eléctrica si éste existe, cooperando el citado motor eléctrico con los citados medios de propulsión (40).
3. Aeronave de acuerdo con la reivindicación 2, caracterizada porque el citado motor eléctrico (38) es el arrancador de los medios de propulsión.
- 20 4. Aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, caracterizada porque los citados medios para producir energía complementaria comprenden
- un conjunto para producir hidrógeno (44) a partir del agua, siendo alimentado el citado conjunto de producción de hidrógeno por la citada energía eléctrica excedente, si ésta existe, y
 - medios (46, 50) para facilitar el hidrógeno a los medios de producción de energía térmica
- 25 5. Aeronave de acuerdo con la reivindicación 4, caracterizada porque comprende
- medios (52) para condensar al menos una parte de los gases de escape, de los medios de propulsión (40);
 - medios (60) para recuperar el agua líquida en los productos de condensado; y
 - medios (64) para alimentar el conjunto de producción de hidrógeno con el agua así obtenida.
- 30 6. Aeronave de acuerdo con la reivindicación 5, caracterizada porque los citados medios de producción de energía térmica comprenden un circuito de regulación de los carburantes (50), siendo inyectado el hidrógeno producido por los medios de producción de hidrógeno (44, 46) en la citada cámara de combustión.

FIG.1

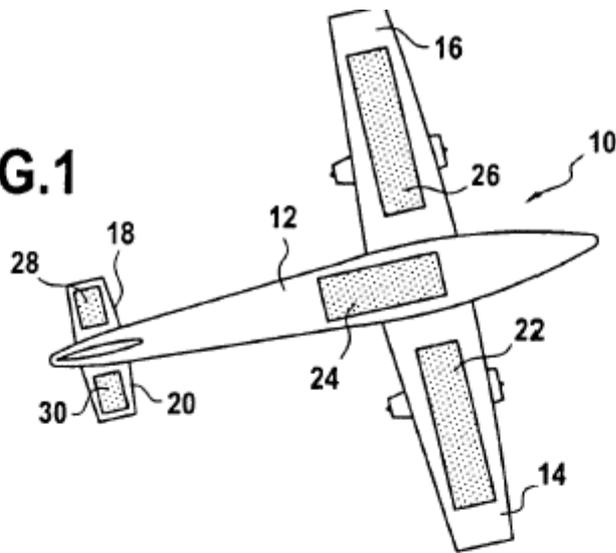


FIG.2

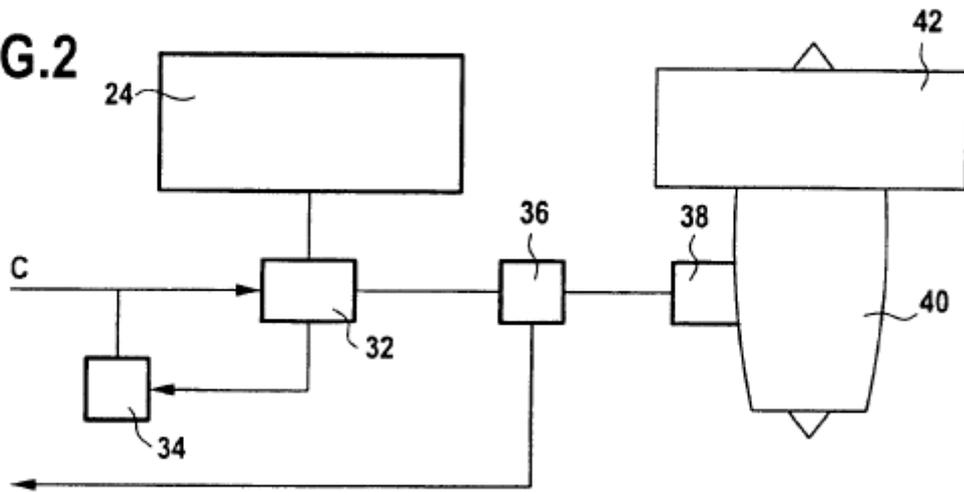


FIG.3

