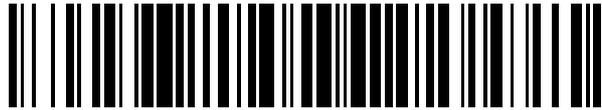


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 687 605**

51 Int. Cl.:

**B64D 33/00** (2006.01)

**B64C 27/12** (2006.01)

**F01D 15/10** (2006.01)

**F02C 9/42** (2006.01)

**B64D 27/02** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **15.10.2015 PCT/FR2015/052770**

87 Fecha y número de publicación internacional: **28.04.2016 WO16062945**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **15.10.2015 E 15793869 (7)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **01.08.2018 EP 3209563**

54 Título: **Sistema de propulsión híbrido para una aeronave de varios motores**

30 Prioridad:

**20.10.2014 FR 1460058**

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

**26.10.2018**

73 Titular/es:

**SAFRAN HELICOPTER ENGINES (100.0%)  
64510 Bordes, FR**

72 Inventor/es:

**MOULON, FRÉDÉRIC;  
MERCIER-CALVAIRAC, FABIEN y  
LE MAUX, DAVID**

74 Agente/Representante:

**ELZABURU, S.L.P**

ES 2 687 605 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 propulsión híbrido para una aeronave de varios motores

**Campo técnico**

5 La invención cae dentro del campo de las turbomáquinas de turbina libre, como se encuentran comúnmente en los helicópteros.

Cabe recordar que, una turbomáquina (a veces designada por el acrónimo TAG para turbina de gas) de turbina libre comprende una turbina de potencia o turbina libre que, en un helicóptero, impulsa sus rotores por medio de una rueda libre y una caja de transmisión principal (también designada por el acrónimo BTP), y además un generador de gas que consiste principalmente en un compresor, una cámara de combustión y una turbina de alta presión.

10 Un reductor mecánico o caja de accesorios es utilizada para conectar el eje del generador de gas a una máquina eléctrica (abreviadamente, MEL) que consta de un estator y un rotor, que puede funcionar indiferentemente como motor (motor de arranque) o como generador. En el modo motor, la máquina eléctrica es alimentada por una fuente de energía eléctrica y desarrolla un par motor para activar en giro al generador de gas de la turbomáquina, en particular con el propósito de asegurar el arranque y el modo de espera o reserva, proporcionando así asistencia al generador de gas. En el modo generador, el generador de gas hace girar la máquina eléctrica para extraer de este Bernier una potencia mecánica que luego es convertida en energía eléctrica para suministrarla a un circuito de bajo voltaje continuo de a bordo de la aeronave en vuelo (designada por el acrónimo RDB). La RDB está conectada generalmente a un dispositivo de almacenamiento de electricidad de bajo voltaje, por ejemplo, una batería de 28 voltios.

20 La invención se refiere más particularmente a un sistema de propulsión hibridado de una aeronave de varios motores, en particular un bimotor o un trimotor, es decir, un sistema que comprende al menos una turbomáquina que puede ser puesta en régimen de espera durante una fase de vuelo denominada "fase de vuelo económico", mientras que una o más turbomáquinas son mantenidas activas.

**Estado de la técnica**

25 Para cuando una aeronave equipada con dos turbomáquinas se encuentra en una situación de vuelo de crucero, se ha propuesto en las patentes francesas FR2967132 y FR2967133 pasar a una de las dos turbomáquinas al régimen de espera para desincronizar su turbina libre de la caja de transmisión mientras se aumenta el régimen de la otra turbomáquina, lo que permite reducir el consumo general de combustible del sistema.

30 La invención se sitúa pues, particularmente en el contexto de una reducción del consumo de un helicóptero, al menos, de uno bimotor, durante el vuelo de crucero económico, es decir, en una fase de vuelo caracterizada por una potencia solicitada bastante débil a cada motor que da lugar a un consumo específico muy alto (abreviadamente CS), una de las turbinas es puesta en régimen de espera para que el otro motor funcione a alta velocidad y, por tanto, se beneficie de un consumo específico mucho más reducido.

Se han propuesto varias variantes de este régimen de espera.

35 En un régimen de espera, llamado "ralentí usual", la cámara de combustión está encendida y el eje del generador de gas gira al 60 - 80% de la velocidad nominal.

En una primera variante, llamada de "súper ralentí", el generador de gas de la turbina de gas desincronizada puede ser regulado a un régimen de ralentí bajo, donde el eje del generador de gas gira a una velocidad de entre 20 y 60% de la velocidad nominal.

40 En una segunda variante, llamada "súper ralentí asistido", el generador de gas de la turbina de gas BTP no sincronizada puede ser regulado también a un régimen de ralentí bajo, y simultáneamente se aplica un par motor auxiliar al generador de gas por medio de la máquina eléctrica y de la caja de accesorios.

45 En una tercera variante, la cámara de combustión de la turbomáquina puede estar apagada por completo y, a continuación, se propone mantener el generador de gas girando a una velocidad que facilite un nuevo arranque al final de la fase de vuelo de crucero. El intervalo de velocidades adecuadas puede ser calificado como una ventana de arranque preferencial. Este modo de funcionamiento, denominado modo "de giro", es una asistencia prolongada al generador de gas. El eje del generador de gas gira, asistido mecánicamente, a una velocidad entre el 5 y el 20% de la velocidad nominal.

50 En estos modos de operación, que son susceptibles de ser mantenidos durante todo el vuelo de crucero, la potencia transmitida al BTP por la turbomáquina en régimen de espera es generalmente nula, y en general no es posible extraer potencia de su generador de gas.

En las variantes que se acaban de mencionar, se necesita reactivar rápidamente la turbomáquina desincronizada, especialmente en una situación de emergencia, por ejemplo, en caso de fallo de otra turbomáquina, si hay tres

turbomáquinas o más frecuentemente, de la otra turbomáquina si las turbomáquinas son dos. Ésta es particularmente la razón por la que se mantiene el generador de gas girando a una velocidad que facilita la reignición del sistema cuando la cámara de combustión está apagada.

5 El mantenimiento del generador de gas en giro en la ventana de arranque preferencial (modo "de giro") y la asistencia prolongada al generador de gas regulado al ralentí ("súper ralentí asistido") requiere una potencia bastante baja. El interés del sistema reside en su utilización durante un vuelo largo.

Se ha propuesto en las patentes francesas FR2967132 y FR2967133, entre otras soluciones, utilizar un motor de arranque eléctrico alimentado por un motor de arranque/generador conectado al generador de gas de la otra turbomáquina, o un generador accionado directa o indirectamente por la turbina libre de la otra turbomáquina.

10 En cuanto al reinicio de emergencia a partir de una situación de bajo régimen o de cámara de combustión apagada, es necesario aplicar al eje del generador de gas una alta potencia debido a la elevada inercia de los conjuntos giratorios y al par resistente del compresor de la turbomáquina. Esta potencia debe ser entregada durante un breve período de tiempo, del orden de algunos segundos, para garantizar un rápido arranque de la turbomáquina.

15 En la patente francesa FR2967133 se ha sugerido que se utilice, entre otras soluciones, una fuente de energía eléctrica, en particular un supercondensador, para alimentar una máquina eléctrica que proporcione una asistencia ocasional al generador de gas.

20 En la patente europea EP2581586, se ha propuesto también utilizar dos supercondensadores (que son dispositivos de almacenamiento eléctrico), cada uno de ellos cargado respectivamente por un generador eléctrico accionado por el generador de gas de una de las dos turbomáquinas, y que sirven cada uno, ocasionalmente, para arrancar la otra turbomáquina a partir de un estado apagado de ella.

La patente francesa FR 2 993 243 describe un sistema de propulsión híbrido de una aeronave de varios motores. La patente europea EP 0 234 055 describe un dispositivo de arranque para un motor de aeronave que comprende cadenas electrotécnicas.

25 El objeto de la invención presente es, en este contexto, proporcionar un medio técnico práctico para producir, en una aeronave que es al menos un bimotor, la función de "reactivación rápida" desde un modo económico de la turbina, utilizando en lugar del motor de arranque eléctrico convencional un sistema electrotécnico alimentado por el circuito de a bordo o por un circuito de suministro de energía eléctrica específica y que permite garantizar diferentes modos de funcionamiento que son:

El arranque en tierra de la turbina de gas,

30 El modo económico, en donde una turbomáquina es puesta en régimen de espera, que es un modo económico de energía y que no entrega potencia mecánica al rotor de la aeronave,

La reactivación normal en vuelo de la turbina, que anteriormente estaba en modo económico, lo que constituye un arranque fiable a partir del régimen de espera, sin una demora de tiempo significativa, y

35 La rápida reactivación en vuelo de la turbina, que anteriormente estaba en modo económico, lo que constituye un arranque de emergencia que permite, con un tiempo mínimo, el arranque de la turbomáquina a partir del régimen de espera, es decir su salida rápida del régimen de espera para alcanzar un régimen, el régimen nominal, en el que la turbomáquina proporciona potencia mecánica a la caja de transmisión de potencia.

40 Un régimen de emergencia de salida del de espera es un régimen en el que la cámara de combustión está encendida y el eje del generador de gas es impulsado a una velocidad de entre el 80 y el 105%, en un tiempo inferior a 10 segundos después de un comando de salida del régimen de espera.

Un régimen de salida de espera normal es un régimen en el que la cámara de combustión está encendida y el eje del generador de gas es impulsado a una velocidad de entre el 80 y el 105%, dentro de un período de tiempo de entre 10 segundos y 1 minuto después de un comando de salida del régimen de espera.

Una turbomáquina capaz de operar en régimen de espera se describe como una turbomáquina híbrida.

45 La hibridación de los sistemas de propulsión permite aumentar su rendimiento. Por otro lado, la masa de los componentes electrotécnicos actuales hace que su utilización sea difícil para las aplicaciones de a bordo de las aeronaves.

50 Por tanto, es necesario diseñar y desarrollar una arquitectura dimensionada lo más adecuadamente posible para proponer un sistema de propulsión capaz de volar en crucero económico, en donde la potencia necesaria para el vuelo es entregada por un mínimo de turbomáquinas, mientras las otras funcionan en régimen de espera, siempre que permitan que una turbomáquina salga eficazmente de su régimen de espera, mediante una reactivación normal o una reactivación rápida.

Es necesario también, por razones de fiabilidad, llevar a cabo regularmente pruebas del sistema de reactivación y cumplir todos los requisitos de seguridad y certificación de funcionamiento de los sistemas de propulsión.

5 Las arquitecturas de los sistemas de propulsión de aeronaves híbridadas propuestas hasta ahora son complejas e implican masas de a bordo importantes, o no permiten realizar pruebas del equipo que aseguren la rápida reactivación o no cumplen los requisitos de fiabilidad y disponibilidad necesarios.

**Presentación de la invención**

10 Con el fin de superar los inconvenientes mencionados anteriormente, según la invención, se propone un sistema de propulsión híbrido de una aeronave de varios motores, que comprende una pluralidad de turbomáquinas de turbina libre, equipada cada una con un generador de gas, de las que al menos una primera turbomáquina, llamada  
 15 turbomáquina híbrida, puede operar al menos en un régimen de espera durante un vuelo estabilizado de la aeronave, mientras que otras turbomáquinas de dicha pluralidad de turbomáquinas operan solas durante este vuelo estabilizado, la turbomáquina híbrida está asociada al menos a una primera cadena electrotécnica que comprende una primera máquina eléctrica que puede funcionar como motor de arranque y generador, conectada a su vez a un primer módulo de electrónica de potencia, el mismo módulo conectado selectivamente a un circuito específico de suministro de energía eléctrica, tal como un circuito de a bordo, y al menos un primer dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica, dicha turbomáquina híbrida está por otra parte asociada a una segunda cadena electrotécnica idéntica a dicha primera cadena electrotécnica y que comprende una segunda máquina eléctrica que puede funcionar como motor de arranque y como generador, que a su vez está conectado a un segundo módulo de electrónica de potencia, a su vez conectado selectivamente a dicho circuito de suministro de energía específica y al menos un segundo  
 20 dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica, caracterizado por que cada una de las cadenas electrotécnicas primera y segunda está adaptada para suministrar una potencia máxima al menos igual a la mitad de la potencia total (Prr) necesaria para una reactivación rápida de dicha turbomáquina híbrida y cada uno del primero y del segundo sistemas electrotécnicos está adaptado para suministrar selectivamente a la turbomáquina híbrida, ya sea una potencia de arranque o una potencia de reactivación normal (Pdem), una potencia de espera (Pv), una mitad de la potencia de espera (Pv/2), una mitad de la potencia de reactivación rápida (Prr/2).  
 25

Preferiblemente, la potencia de arranque o la potencia de reactivación normal es del orden del 20% de la potencia de reactivación rápida (Prr).

Preferiblemente, la potencia de espera está dentro del intervalo del 3 al 5% de la potencia de reactivación rápida total (Prr).

30 Según un aspecto de la invención, cada uno de los primero y segundo módulos de electrónica de potencia está adaptado para recibir potencia, respectivamente, del primero o del segundo dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica para alimentar respectivamente de manera aislada y alternativamente con el otro de dichos primero y segundo módulos de electrónica de potencia, a cada una de las máquinas eléctricas primera y segunda una potencia de arranque o una potencia de reactivación normal (Pdem).

35 Según otro aspecto de la invención, cada uno de los primero y segundo módulos de electrónica de potencia está adaptado para recibir potencia respectivamente del primero o del segundo dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica para alimentar respectiva y simultáneamente con el otro de dichos primero y segundo módulos de electrónica de potencia, a cada una de las máquinas eléctricas primera y segunda con una mitad de la potencia de reactivación rápida (Prr/2).

40 Según otro aspecto más de la invención, cada uno del primero y del segundo módulos de electrónica de potencia está adaptado para recibir potencia de dicho circuito de suministro de energía eléctrica específica para alimentar, respectiva y simultáneamente con el otro de dichos primero y segundo módulos de electrónica de potencia, a la primera y la segunda máquina eléctrica, ya sea una mitad de la potencia de arranque o una mitad de la potencia de reactivación normal (Pdem/2), o una mitad de la potencia de espera (Pv/2).

45 Alternativamente, cada uno de los primero y segundo módulos de electrónica de potencia está adaptado para recibir potencia, respectivamente, del primero o del segundo dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica para alimentar respectiva y simultáneamente con el otro de los dichos primero y segundo módulos de electrónica de potencia, a la primera y a la segunda máquinas eléctricas, ya sea una mitad de la potencia de arranque o una mitad de la potencia de reactivación normal (Pdem/2), o una mitad de la potencia de espera (Pv/2).

50 Según otro aspecto más de la invención, cada uno de los módulos de electrónica de potencia primero y segundo está adaptado para recibir potencia desde dicho circuito de suministro de energía eléctrica específica para suministrar respectivamente de manera aislada y alternativamente con el otro de dichos primero y segundo módulos de electrónica de potencia, a la primera y a la segunda máquina eléctrica, ya sea una potencia de arranque o una potencia de reactivación normal (Pdem), o una potencia de espera (Pv).

55 Según otro aspecto más de la invención, cada uno de los primero y segundo módulos de electrónica de potencia está adaptado para recibir potencia desde dicho circuito de suministro de energía eléctrica específica o respectivamente

5 desde el primero o el segundo dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica para suministrar, respectivamente de manera aislada y alternativamente con el otro de dichos primero y segundo módulos de electrónica de potencia, o de manera simultánea a la primera y a la segunda máquina eléctrica, una potencia variable (Pvar), menor o igual a la mitad de la potencia total (Prr) necesaria para la reactivación rápida de dicha turbomáquina híbrida, para realizar periódicamente pruebas de potencia.

Según una realización particular, los dispositivos de almacenamiento de energía eléctrica primero y segundo comprenden dos dispositivos de almacenamiento separados físicamente.

Según otra posible realización, los dispositivos de almacenamiento de energía eléctrica primero y segundo comprenden dos dispositivos de almacenamiento distintos pero agrupados físicamente.

10 La invención se refiere también a una aeronave de varios motores, que comprende un sistema de propulsión híbrido tal como se ha mencionado anteriormente.

La aeronave puede ser un helicóptero.

### **Descripción breve de las Figuras**

15 Otras características y ventajas de la invención serán evidentes a partir de la descripción detallada de realizaciones particulares de la invención, con referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

La Figura 1 presenta un diagrama de una arquitectura híbrida de un sistema de propulsión para una turbomáquina con dos cadenas electrotécnicas de control según una primera realización de la invención.

La Figura 2 presenta un diagrama de una arquitectura híbrida de un sistema de propulsión para una turbomáquina con dos cadenas electrotécnicas de control según una segunda realización de la invención.

20 La Figura 3 presenta un diagrama que muestra el funcionamiento de la arquitectura híbrida de la Figura 1 en modo de espera con una sola cadena electrotécnica de control activa.

La Figura 4 presenta un diagrama que muestra el funcionamiento de la arquitectura híbrida de la Figura 1 en modo de espera con dos cadenas electrotécnicas de control activas.

25 La Figura 5 presenta un diagrama que muestra el funcionamiento de la arquitectura híbrida de la Figura 1 en el modo de arranque o de reactivación normal con una sola cadena electrotécnica de control activa alimentada por un circuito de a bordo.

La Figura 6 presenta un diagrama que muestra el funcionamiento de la arquitectura híbrida de la Figura 1 en modo de arranque o de reactivación normal con una sola cadena electrotécnica de control activa alimentada por un dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica.

30 La Figura 7 presenta un diagrama que muestra el funcionamiento de la arquitectura híbrida de la Figura 1 en modo de arranque o de reactivación normal con dos cadenas electrotécnicas de control activas alimentadas por el circuito de a bordo.

35 La Figura 8 presenta un diagrama que muestra el funcionamiento de la arquitectura híbrida de la Figura 1 en modo de reactivación rápida con dos cadenas electrotécnicas de control activas alimentadas por dispositivos de almacenamiento de energía eléctrica, y

La Figura 9 presenta un diagrama que muestra el funcionamiento de la arquitectura híbrida de la Figura 1 en el modo de conducción de pruebas de potencia variable con dos cadenas electrotécnicas de control activas alimentadas por el circuito de a bordo y por dispositivos de almacenamiento de energía eléctrica.

### **Descripción detallada**

40 El sistema de propulsión híbrido de una aeronave de varios motores según la invención comprende una pluralidad de turbomáquinas de turbina libre, cada una equipada con un generador de gas, entre las que puede operar al menos una primera turbomáquina o turbomáquina híbrida, que puede funcionar al menos en un régimen de espera durante el vuelo estabilizado de la aeronave, mientras que otras turbomáquinas de la pluralidad de turbomáquinas funcionan solas durante este vuelo estabilizado.

45 Las Figuras 1 a 9 muestran solamente esta turbomáquina híbrida 1 y las cadenas electrotécnicas de control de esta turbomáquina híbrida, las otras turbomáquinas utilizadas son convencionales. Sin embargo, es posible también, en la misma aeronave, disponer varias turbomáquinas híbridas similares a la turbomáquina híbrida 1 descrita haciendo referencia a los dibujos adjuntos. La invención puede por tanto ser aplicada a todas las turbomáquinas de la arquitectura de una aeronave de varios motores.

5 Haciendo referencia a la Figura 1, se observa que la turbomáquina híbrida 1 está asociada a las cadenas electrotécnicas primera y segunda idénticas, cada una de las cuales comprende una máquina eléctrica 2, 3, respectivamente que puede funcionar como motor de arranque y generador, conectada a su vez a un módulo de electrónica de potencia 4, 5, respectivamente, conectado selectivamente a su vez a un circuito específico 8 de suministro de energía eléctrica, tal como un circuito de a bordo, y al menos un dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica 6, 7 respectivamente.

Cada una de las cadenas electrotécnicas está adaptada para entregar una potencia máxima al menos igual a la mitad de la potencia total Prr necesaria para la rápida reactivación de la turbomáquina híbrida 1.

10 La Figura 1 muestra un primer y un segundo dispositivos de almacenamiento de energía eléctrica 6, 7 que comprenden dos dispositivos de almacenamiento que están separados físicamente y que cada uno permite entregar al menos la mitad de la potencia y de la energía necesaria para una reactivación rápida de la turbomáquina 1, o cada uno de ellos permite proporcionar la potencia total necesaria para la reactivación normal de la turbomáquina 1.

15 Sin embargo, como se muestra en la Figura 2, los dispositivos primero y segundo de almacenamiento de energía eléctrica pueden comprender dos dispositivos de almacenamiento distintos 66, 67 que están aislados entre sí, pero físicamente agrupados en una única entidad física 60 y cada uno constituye la mitad de esa entidad.

Los dispositivos de almacenamiento 6, 7 o 66, 67, también denominados simplemente "acumuladores", pueden ser de naturaleza electroquímica o electrostática.

20 Cada una de las cadenas electrotécnicas primera y segunda está adaptada para suministrar selectivamente a la turbomáquina híbrida 1, de manera selectiva, ya sea una potencia de arranque o una potencia de reactivación normal Pdem, o una potencia de espera Pv, o una mitad de la potencia de espera Pv/2, o una mitad de la potencia reactiva rápida Prr/ 2.

La potencia de arranque o la potencia de reactivación normal suele ser del orden del 20% de la potencia total de reactivación rápida Prr.

25 La potencia en espera está generalmente dentro del intervalo del 3 al 5% de la potencia total de reactivación rápida Prr.

Cada módulo de electrónica de potencia dedicado 4, 5 puede alimentar durante un tiempo limitado a la máquina eléctrica correspondiente 2, 3 al menos con la mitad de la potencia necesaria para la reactivación rápida, es decir, Prr/2, o la potencia necesaria de reactivación normal Pdem (que se corresponde también a una potencia de arranque).

30 A cada módulo de electrónica de potencia dedicado 4, 5 se le alimenta energía ya sea mediante el acumulador correspondiente 6, 66; 7, 67, ya sea mediante el circuito de a bordo de la aeronave 8, o ya sea por los dos al mismo tiempo. Cabe señalar que la potencia disponible del circuito de a bordo 8 está limitada a priori ya que el circuito de a bordo 8 debe proporcionar también la energía eléctrica necesaria para todos los sistemas de a bordo.

35 Cada módulo de electrónica de potencia dedicado 4, 5 puede alimentar continuamente también a la máquina eléctrica correspondiente 2, 3 para ser utilizada en el régimen de espera de la turbomáquina 1 y está adaptado también para controlar la máquina eléctrica correspondiente 2, 3 para el procedimiento de arranque fiable o de reactivación normal.

Cada una de las máquinas eléctricas 2, 3 está adaptada para suministrar al menos la mitad de la potencia necesaria para la reactivación rápida y la potencia necesaria para la reactivación normal.

Además, cada máquina eléctrica 2, 3 que acciona el generador de gas de una turbomáquina hibridada 1, puede mantenerla continuamente en régimen de espera, arrancando la turbomáquina 1 y realizando una reactivación normal.

40 La turbomáquina 1 está equipada con una caja de accesorios para alojar las dos máquinas eléctricas 2, 3, además del equipamiento estándar necesario para el correcto funcionamiento de la turbomáquina 1.

Se describen ahora haciendo referencia a las Figuras 3 a 9 modos de funcionamiento diferentes de la arquitectura según la invención. En estas Figuras, los dispositivos no activos de la arquitectura se muestran con líneas de trazos, mientras que los dispositivos activos de la arquitectura están representados de manera normal con líneas continuas.

45 Las Figuras 3 y 4 muestran cómo se puede conseguir el modo de espera de la turbomáquina 1 mediante las dos cadenas electrotécnicas según dos realizaciones diferentes, en donde la energía en todos los casos es extraída del circuito de a bordo 8.

50 Según se ilustra en la Figura 3, la potencia Pv necesaria para el régimen de espera, que representa aproximadamente del 3 al 5% de la potencia total Prr disponible, puede ser entregada alternativamente entre las dos cadenas electrotécnicas y las misiones.

En la Figura 3, se muestra activada la cadena electrotécnica que comprende la primera máquina eléctrica 2 y el primer módulo de electrónica de potencia 4 alimentado por el circuito de a bordo 8, mientras que la segunda máquina eléctrica 3, el segundo módulo de electrónica de potencia 5 y los dispositivos de almacenamiento 6 y 7 no están solicitados. En una misión siguiente de la aeronave, las funciones están invertidas y la segunda máquina eléctrica 3 y el segundo módulo de electrónica de potencia 5 alimentados por el circuito de a bordo 8 son los que están activos, mientras que la primera máquina eléctrica 2, el primer módulo de electrónica de potencia 4 y los dispositivos de almacenamiento 6 y 7 no están solicitados.

La Figura 4 muestra una realización en la que, en el régimen de espera de la turbomáquina 1, los dos motores electrotécnicos están simultáneamente activos, pero cada uno entrega sólo una potencia  $P_v/2$  igual a la mitad de la potencia  $P_v$  necesaria del modo de espera, es decir del orden de 1 a 3% de la potencia total  $P_{rr}$ . La primera y la segunda máquinas eléctricas 2, 3 y los módulos de electrónica de potencia primero y segundo 4, 5 están por tanto simultáneamente activos a partir del circuito de a bordo 8, mientras que los dispositivos de almacenamiento 6, 7 no están solicitados.

Las Figuras 5 a 7 muestran cómo se puede realizar el modo de arranque o de reactivación normales de la turbomáquina 1 mediante las dos cadenas electrotécnicas según tres formas de realización diferentes.

En la primera realización ilustrada en la Figura 5, la energía correspondiente a una potencia mecánica o de reactivación normales  $P_{dem}$ , que típicamente es del orden del 20% de la potencia total  $P_{rr}$  necesaria para una reactivación rápida, es extraída del circuito de a bordo 8 y se utiliza una única cadena electrotécnica.

En la Figura 5, se ilustra como activa la cadena electrotécnica que comprende la primera máquina eléctrica 2 y el primer módulo de electrónica de potencia 4 alimentado por el circuito de a bordo 8, mientras que la segunda máquina eléctrica 3, el segundo módulo de electrónica de potencia 5, y los dispositivos de almacenamiento 6 y 7 no están solicitados. En una misión posterior de la aeronave, las funciones son invertidas y son la segunda máquina eléctrica 3 y el segundo módulo de electrónica de potencia 5 alimentado por el circuito de a bordo 8 los que están activos, mientras que la primera máquina eléctrica 2, el primer módulo de electrónica de potencia 4, y los dispositivos de almacenamiento 6 y 7 no están solicitados.

La realización de la Figura 6 es análoga a la de la Figura 5, porque se utiliza una sola cadena electrotécnica, pero la energía que corresponde a una potencia mecánica o  $P_{dem}$  de reactivación normal, que es típicamente del orden del 20% de la potencia total  $P_{rr}$  necesaria para una reactivación rápida, es extraída no del circuito de a bordo 8, sino de un dispositivo de almacenamiento.

En la Figura 6, la cadena electrotécnica se muestra como activa y comprende la primera máquina eléctrica 2 y el primer módulo de electrónica de potencia 4 alimentado por el dispositivo de almacenamiento 6, mientras que la segunda máquina eléctrica 3, el segundo módulo de electrónica de potencia 5, el dispositivo de almacenamiento 7 y el circuito de a bordo 8 no están solicitados en esta operación. En una próxima misión de la aeronave, las funciones están invertidas y es la segunda máquina eléctrica 3 y el segundo módulo de electrónica de potencia 5 alimentado por el dispositivo de almacenamiento 7 los que están activos, mientras que la primera máquina eléctrica 2, el primer módulo de electrónica de potencia 4, el dispositivo de almacenamiento 6 y el circuito de a bordo 8 no están solicitados.

Naturalmente, cuando se efectúa la realización de la Figura 2, el dispositivo de almacenamiento 66 y el dispositivo de almacenamiento 67 desempeñan el papel de los dispositivos de almacenamiento 6 y 7, respectivamente.

La Figura 7 muestra una realización en la que, en el modo de arranque o de reactivación normales de la turbomáquina 1, las dos cadenas electrotécnicas están simultáneamente activas, pero cada una de ellas no entrega más que una potencia  $P_{dem}/2$  igual a la mitad de la potencia  $P_{dem}$  necesaria del régimen de espera, es decir, típicamente del orden del 20% de la potencia total  $P_{rr}$ . La primera y la segunda máquinas eléctricas 2, 3 y los módulos de electrónica de potencia primero y segundo 4, 5 están por tanto simultáneamente activos.

La Figura 7 ilustra conexiones que muestran que la energía es extraída por el primero y el segundo módulo de electrónica de potencia 4, 5 del circuito de a bordo 8, mientras que los dispositivos de almacenamiento 6, 7 no están solicitados.

Sin embargo, a modo de variante, en el caso de la realización de la Figura 7, donde las dos cadenas electrotécnicas están simultáneamente activas, los módulos de electrónica de potencia primero y segundo 4, 5 pueden extraer la energía correspondiente a  $P_{dem}/2$ , respectivamente, a partir de los dispositivos de almacenamiento 6 y 7 (o 66 y 67 si es utilizada la realización de la Figura 2) y no del circuito de a bordo 8.

La Figura 8 muestra una realización en la que, en el modo de reactivación rápida de la turbomáquina 1, las dos cadenas electrotécnicas están activas simultáneamente, en una operación simultánea y coordinada, pero cada una entrega una potencia  $P_{rr}/2$  igual a la mitad de la potencia total  $P_{rr}$  necesaria del modo de reactivación rápida. La primera y la segunda máquinas eléctricas 2, 3 y los módulos de electrónica de potencia primero y segundo 4, 5 están por tanto activos simultáneamente.

En el caso de la realización de la Figura 8, los módulos de electrónica de potencia primero y segundo 4, 5 extraen energía en primer lugar de los dispositivos de almacenamiento 6 y 7 (o 66 y 67 en el caso de la realización de la Figura 2), a partes iguales con una potencia del orden de  $P_{rr}/2$ . Sin embargo, se puede extraer potencia adicional, si es necesario, mediante el primero y segundo módulos de electrónica de potencia 4, 5, del circuito de a bordo 8.

5 La Figura 9 ilustra una configuración de la arquitectura de la Figura 1, en la que se ha procedido a aplicar una prueba empleando una potencia variable  $P_{var}$ , donde  $P_{var}$  puede variar entre una potencia casi nula y una potencia igual a la mitad de la potencia total  $P_{rr}$ , para cada cadena electrotécnica completa para garantizar el correcto funcionamiento y el rendimiento del sistema.

10 Esta prueba se realiza preferiblemente durante cada arranque en tierra del sistema de propulsión de la aeronave, pero igualmente se puede realizar en vuelo si es necesario.

La energía necesaria para los ensayos funcionales puede ser proporcionada, según sea el caso, por el sistema de a bordo 8, o por los dispositivos de almacenamiento de energía 6, 7 o 66, 67.

Las pruebas pueden realizarse alternativa o simultáneamente con las dos cadenas electrotécnicas.

15 La Figura 9 ilustra, como ejemplo, el caso en el que todas las ramas de todas las cadenas electrotécnicas están sometidas a pruebas simultáneas con una potencia variable  $P_{var}$  que es por tanto entregada por los dispositivos de almacenamiento 6, 7 y por el circuito de a bordo 8 a cada uno de los módulos de electrónica de potencia 4, 5.

La invención presente proporciona varias ventajas respecto a las soluciones existentes y permite en particular:

una prueba de reactivación aislada cada dos misiones para cada cadena electrotécnica gracias al procedimiento de arranque antes de cada misión alternando la utilización de las cadenas electrotécnicas;

20 una prueba permanente de funcionamiento de la cadena electrotécnica gracias al modo de espera que utiliza la cadena o cadenas electrotécnicas y que hace girar las máquinas eléctricas continuamente para utilizar el modo económico;

25 se garantiza una segregación de las cadenas electrotécnicas, en particular para la parte de almacenamiento de energía mediante la utilización de dos dispositivos de almacenamiento idénticos 6, 7 separados físicamente y adaptados para almacenar cada uno la mitad de la energía máxima necesaria ( $P_{rr}/2$ ) o mediante la utilización de un único dispositivo de almacenamiento 60 que agrupa dos dispositivos de almacenamiento idénticos 66, 67 adaptados para almacenar cada uno la mitad de la energía máxima necesaria ( $P_{rr}/2$ ), estos dos dispositivos de almacenamiento idénticos 66, 67 están en la misma unidad física con un aislamiento entre ellos;

una redundancia del modo de reactivación normal gracias a las dos cadenas electrotécnicas independientes;

30 una redundancia de las fuentes de alimentación siempre que la reactivación normal pueda ser obtenida a partir de un dispositivo de un almacenamiento 6, 7 o 66, 67 a partir del circuito de a bordo 8, dependiendo de la disponibilidad de estas fuentes;

un dimensionamiento minimizado y optimizado de las dos cadenas electrotécnicas que permite sumar las potencias de las dos cadenas electrotécnicas para obtener la potencia necesaria para la reactivación rápida (véase la Figura 8).

35 En general, la invención no está limitada a las realizaciones presentadas, sino que se extiende a todas las variantes dentro del alcance de las reivindicaciones adjuntas.

**REIVINDICACIONES**

1. Un sistema de propulsión híbrido de una aeronave de varios motores, comprendiendo una pluralidad de turbomáquinas de turbina libre, equipada cada una de ellas con un generador de gas, de las que puede operar al menos una primera turbomáquina (1), dicha turbomáquina híbrida, puede funcionar al menos en un régimen de espera o de reserva durante un vuelo estabilizado de la aeronave, mientras que otras turbomáquinas de dicha pluralidad de turbomáquinas operan solas durante este vuelo estabilizado, estando asociada la turbomáquina híbrida (1) al menos a una primera cadena electrotécnica del sistema,
- comprendiendo una primera máquina eléctrica (2) operable como motor de arranque y generador, conectada asimismo a un primer módulo de electrónica de potencia (4), conectada asimismo de manera selectiva a un circuito específico (8) de suministro de energía eléctrica, tal como un circuito de a bordo, y al menos un primer dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica (6), estando dicha turbomáquina híbrida (1) asociada además a una segunda cadena electrotécnica del sistema, idéntica a dicha primera cadena electrotécnica y
- comprendiendo una segunda máquina eléctrica (3) operable como motor de arranque y generador, conectada asimismo a un segundo módulo (5) de electrónica de potencia, conectada selectivamente asimismo a dicho circuito específico (8) de alimentación de energía eléctrica y al menos a un segundo dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica (7), caracterizado por que cada una de las cadenas electrotécnicas primera y segunda está adaptada para entregar una potencia máxima de al menos la mitad de la potencia total (Prr) necesaria para una reactivación rápida de dicha turbomáquina híbrida (1) durante un período de tiempo mínimo, y por que
- cada una de la primera y de la segunda cadenas electrotécnicas está adaptada para suministrar a la turbomáquina híbrida (1) de una manera selectiva, ya sea una potencia de arranque o una potencia de reactivación normal (Pdem), o una potencia de espera (Pv), la potencia de espera correspondiente a la potencia necesaria del modo de espera de dicha turbomáquina híbrida (1) que no proporciona potencia mecánica, ya sea una mitad de la potencia de espera (Pv/2), ya sea una mitad de la potencia de reactivación rápida (Prr/2), la potencia de reactivación rápida correspondiente a la potencia total necesaria para la reactivación rápida de la turbomáquina híbrida.
2. Sistema de propulsión hibridado según la reivindicación 1, caracterizado por que dicha potencia de arranque o potencia de reactivación normal es del orden del 20% de la potencia total de reactivación rápida (Prr).
3. Sistema de propulsión hibridado según la reivindicación 1, caracterizado por que dicha potencia de espera es del orden del 3 al 5% de la potencia total de reactivación rápida (Prr).
4. Sistema de propulsión hibridado según la reivindicación 1, caracterizado por que cada uno del primero y del segundo módulos (4, 5) de electrónica de potencia está adaptado para recibir potencia, respectivamente, del primero o del segundo dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica (6, 7) para alimentar respectivamente de manera aislada y alterna con el otro de dichos primero y segundo módulos (4, 5) de electrónica de potencia, a cada una de las máquinas eléctricas primera y segunda (2, 3) con una potencia de arranque o con una potencia de reactivación normal (Pdem).
5. Sistema de propulsión hibridado según la reivindicación 1, caracterizado por que cada uno de los módulos primero y segundo (4, 5) de electrónica de potencia está adaptado para recibir potencia, respectivamente, del primero o del segundo dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica (6, 7) para alimentar respectiva y simultáneamente con el otro de dichos primero y segundo módulos (4, 5) de electrónica de potencia, a cada una de las máquinas eléctricas primera y segunda (2, 3) una mitad de la potencia de reactivación rápida (Prr/2).
6. Sistema de propulsión hibridado según la reivindicación 1, caracterizado por que cada uno del primero y del segundo módulos (4, 5) de electrónica de potencia está adaptado para recibir potencia desde dicho circuito de suministro específico (8) de alimentación de energía eléctrica para alimentar, respectiva y simultáneamente con el otro de dichos primero y segundo módulos (4, 5) de electrónica de potencia, a la primera y a la segunda máquinas eléctricas (2, 3), ya sea una mitad de la potencia de arranque o una mitad de la potencia de reactivación normal (Pdem/2), o una mitad de la potencia de espera (Pv/2).
7. Sistema de propulsión hibridado según la reivindicación 1, caracterizado por que cada uno de los módulos primero y segundo (4, 5) de electrónica de potencia está adaptado para recibir potencia, respectivamente, del primero o del segundo dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica (6, 7) para alimentar respectiva y simultáneamente con el otro de dichos primero y segundo módulos (4, 5) de electrónica de potencia, a la primera y a la segunda máquina eléctrica (2, 3), ya sea una mitad de la potencia de arranque o una mitad de la potencia de reactivación normal (Pdem/2), o una mitad de la potencia de espera (Pv/2).
8. Sistema de propulsión hibridado según la reivindicación 1, caracterizado por que cada uno de los módulos primero y segundo (4, 5) de electrónica de potencia está adaptado para recibir potencia de dicho circuito de suministro específico (8) de alimentación de energía eléctrica para alimentar respectivamente de manera aislada y alterna con el otro de dichos primero y segundo módulos (4, 5) de electrónica de potencia, a la primera y a la segunda máquina

eléctrica (2, 3), ya sea con una potencia de arranque o una potencia de reactivación normal ( $P_{dem}$ ), o una potencia de espera ( $P_v$ ).

- 5 9. Sistema de propulsión hibridado según la reivindicación 4, caracterizado por que cada uno de los módulos primero y segundo (4, 5) de electrónica de potencia está adaptado para recibir potencia de dicho circuito de suministro específico (8) de alimentación de energía eléctrica o respectivamente del primero o del segundo dispositivo de almacenamiento de energía eléctrica (6, 7) para alimentar respectivamente de manera aislada y alterna con el otro de dichos primero y segundo módulos (4, 5) de electrónica de potencia o de forma simultánea, a la primera y a la segunda máquina eléctrica (2, 3), con una potencia variable ( $P_{var}$ ) inferior o igual a la mitad de la potencia total ( $P_{rr}$ ) necesaria para una reactivación rápida de dicha turbomáquina híbrida (1).
- 10 10. Sistema de propulsión hibridado según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, caracterizado por que el primero y el segundo dispositivos de almacenamiento de energía eléctrica (6, 7) comprenden dos dispositivos de almacenamiento separados físicamente.
- 15 11. Sistema de propulsión hibridado según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9, caracterizado por que el primero y el segundo dispositivos de almacenamiento de energía eléctrica (6, 7) comprenden dos dispositivos de almacenamiento distintos pero físicamente agrupados.
12. Una aeronave de varios motores, comprendiendo un sistema de propulsión hibridado según una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 11.

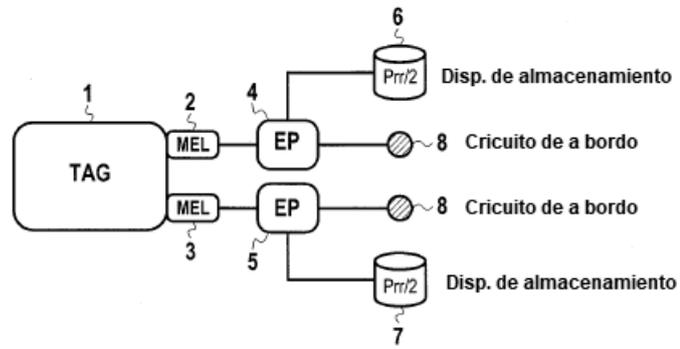


FIG.1

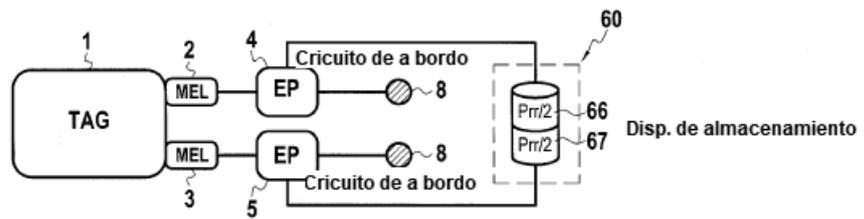


FIG.2

