

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 664 446**

51 Int. Cl.:

F02C 7/262 (2006.01)
B64C 27/04 (2006.01)
B64D 35/08 (2006.01)
F02C 7/275 (2006.01)
F02C 9/42 (2006.01)
F02C 3/10 (2006.01)
F02C 3/107 (2006.01)
F02C 7/36 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

- 86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **26.03.2015 PCT/FR2015/050767**
- 87 Fecha y número de publicación internacional: **01.10.2015 WO15145077**
- 96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **26.03.2015 E 15725706 (4)**
- 97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.03.2018 EP 3123016**

54 Título: **Aeronave que comprende al menos dos turbomáquinas con turbina libre con dispositivo de asistencia**

30 Prioridad:

27.03.2014 FR 1400753

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

19.04.2018

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**POUMAREDE, VINCENT;
KLONOWSKI, THOMAS;
MERCIER-CALVAIRAC, FABIEN y
SERGHINE, CAMEL**

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 664 446 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 que comprende al menos dos turbomáquinas con turbina libre con dispositivo de asistencia

Contexto técnico

5 La invención se encuadra en el campo de los conjuntos de varias turbomáquinas con turbina libre, como es corriente encontrarlos en los helicópteros.

A título de indicación, una turbomáquina con turbina libre comprende una turbina de potencia o turbina libre que, en un helicóptero, impulsa los rotores del mismo por mediación de una rueda libre y de una caja de engranajes principal (designada en lo que sigue por BTP) y, por otro lado, un generador de gas constituido principalmente a partir de un compresor, de una cámara de combustión y de una turbina de alta presión (AP).

10 Un reductor mecánico o caja de accesorios permite unir el árbol del generador de gas a una máquina eléctrica constituida a partir de un estátor y de un rotor, con posibilidad de funcionar indistintamente como motor (arrancador) o como generador. Dentro del mismo motor, la máquina eléctrica está alimentada por una fuente de energía eléctrica y desarrolla un par motor en orden a arrastrar en su giro el generador de gas de la turbomáquina, especialmente con el propósito de encargarse de su arranque, efectuando así una asistencia al arranque. En el modo generador, la
15 máquina eléctrica recibe el movimiento giratorio del generador de gas en orden a extraer de este último una potencia mecánica que se convierte a continuación en potencia eléctrica.

20 Cuando una aeronave dotada de dos turbomáquinas está en situación de vuelo de crucero, se ha propuesto en los documentos FR 2967132 y FR 2967133 poner una de las dos turbomáquinas en un régimen de reserva en orden a desincronizar su turbina libre de la caja de engranajes al propio tiempo que se aumenta el régimen de la otra turbomáquina, lo cual permite disminuir el consumo de combustible del sistema en su conjunto. De este régimen de reserva se han propuesto varias variantes.

En una primera variante, denominada "superralentí", el generador de gas de la turbina de gas desincronizada puede ser regulado en un bajo régimen de ralentí.

25 En una segunda variante, denominada "superralentí asistido", el generador de gas de la turbina de gas desincronizada de la BTP puede ser regulado asimismo en un bajo régimen de ralentí y, simultáneamente, se aplica un par motor de asistencia al generador de gas por mediación de la máquina eléctrica y de la caja de accesorios.

30 En una tercera variante, la cámara de combustión de la turbomáquina puede estar totalmente apagada y, entonces, se propone mantener el giro del generador de gas a una velocidad que permita el reencendido al término de la fase de vuelo de crucero. La gama de velocidades adecuadas se puede calificar como ventana de encendido preferente. Este modo de funcionamiento, denominado modo "virador", es una asistencia prolongada del generador de gas.

En estos tres modos de funcionamiento, que son susceptibles de mantenerse todo el tiempo que dure el vuelo de crucero, la potencia transmitida a la BTP por la turbomáquina en reserva es generalmente nula y, por lo general, no es posible extraer potencia de su generador de gas.

35 En las tres variantes que se acaban de reseñar, es preciso estar en disposición de reactivar rápidamente la turbomáquina desincronizada, especialmente en situación de emergencia, por ejemplo en caso de avería de otra turbomáquina, de haber, en total, tres turbomáquinas –o de la otra turbomáquina si el número de turbomáquinas es de dos–. Este es especialmente el motivo del mantenimiento del giro del generador de gas a una velocidad que facilite el reencendido en el sistema en el que la cámara de combustión está apagada.

40 El mantenimiento del giro del generador de gas dentro de la ventana de encendido preferente (modo "virador") y la asistencia prolongada al generador de gas regulado en ralentí (modo "superralentí asistido"), por su parte, requieren una potencia muy pequeña pero, finalmente, una considerable energía, estribando el interés del sistema en su utilización durante una gran duración de vuelo. Se ha propuesto, en los documentos FR 2967132 y FR 2967133, entre otras soluciones, utilizar un arrancador eléctrico alimentado por un arrancador / generador unido al generador de gas de la otra turbomáquina, o un generador impulsado directa o indirectamente por la turbina libre de la otra
45 turbomáquina.

50 En lo que respecta al re arranque de emergencia a partir de una situación de bajo régimen o de cámara de combustión apagada, este requiere aplicar en el árbol del generador de gas una elevada potencia a causa de la considerable inercia de los conjuntos giratorios y del par resistente del compresor de la turbomáquina. Esta potencia se tiene que proporcionar durante un tiempo breve, del orden de unos segundos, con el fin de garantizar un rápido arranque de la turbomáquina. Se ha sugerido, en el documento FR 2967133, utilizar, entre otras soluciones, una energía eléctrica, en particular un supercondensador, que suministra una asistencia puntual al generador de gas.

En el documento EP 2602458, se propone utilizar potencia extraída de la turbina de potencia de la primera turbomáquina para asistir el giro del generador de gas de la segunda turbomáquina. La transferencia de potencia se efectúa con el concurso de dos máquinas eléctricas. Ésta permite disminuir el consumo de combustible. La segunda

turbomáquina se mantiene en modo ralentí ("idle").

5 En el documento EP 2581586, también se ha propuesto utilizar dos supercondensadores (que son órganos de almacenamiento eléctrico), que son respectivamente cargados, cada uno de ellos, por un generador eléctrico impulsado por el generador de gas de una de las dos turbomáquinas y que sirven puntualmente, cada uno de ellos, para arrancar la otra turbomáquina a partir de un estado apagado de la misma.

En el documento FR 2914697, se aporta al generador de gas de un turboeje una asistencia puntual a la aceleración, especialmente mediante aportación de potencia mecánica en el generador de gas por mediación de una máquina eléctrica a la que hace girar la turbina libre. El sistema también funciona como asistencia a la desaceleración.

10 La presente invención, en este contexto, tiene por objeto proponer una estructura que a la vez permite la alimentación continua de energía al generador de gas de una primera turbomáquina por la otra turbomáquina, especialmente, aunque no solamente, en el ámbito de una asistencia prolongada al giro del generador de gas de dicha primera turbomáquina dentro de su ventana de encendido preferente, pero también la utilización de un órgano de almacenamiento eléctrico que, cargado por una turbomáquina, sirve para el suministro puntual de energía al generador de gas de la segunda turbomáquina en el ámbito del re arranque o de la asistencia a la aceleración de
15 dicha segunda turbomáquina. La estructura puede ser, preferentemente pero no necesariamente, independiente de la red eléctrica de a bordo (autónoma especialmente en cuanto a alimentación eléctrica, pero también aislada galvánicamente) y fácil de ejecutar, en la práctica, en una aeronave.

Explicación de la invención y ventajas asociadas

20 Para ello, se propone una aeronave con al menos dos turbomáquinas con turbina libre según la reivindicación 1, comprendiendo la aeronave un dispositivo de asistencia, comprendiendo el dispositivo una máquina eléctrica arrancador y una máquina eléctrica generador, efectuando la máquina eléctrica arrancador una asistencia prolongada del generador de gas de una primera turbomáquina con energía producida por la máquina eléctrica generador impulsada por la segunda turbomáquina, comprendiendo además el dispositivo de asistencia al menos un
25 órgano de almacenamiento eléctrico unido eléctricamente a dicha máquina eléctrica arrancador para aportar una asistencia puntual a dicho generador de gas, comprendiendo además el dispositivo de asistencia un primer convertidor de potencia y un segundo convertidor de potencia, alimentándose la máquina eléctrica arrancador mediante el primer convertidor de potencia, que le permite intercambiar energía con el órgano de almacenamiento para la asistencia puntual y que le transmite energía suministrada por el segundo convertidor de potencia para la asistencia prolongada, donde el dispositivo de asistencia comprende además un computador para cortar el caudal de combustible al generador de gas durante un período determinado en la asistencia prolongada y para mantener dicho generador de gas a una velocidad reducida que facilita un reencendido de dicho generador de gas.

30 Las máquinas eléctricas reseñadas, en ciertas implementaciones, pueden funcionar lo mismo en modo motor que en modo generador y, en este caso, la arquitectura puede ser simétrica, con posibilidad de ser asistida a su vez cada una de las dos turbomáquinas. Pero, con todo, es también posible una arquitectura disimétrica, con una asistencia aportada a una sola de las dos turbomáquinas.

35 Merced a esta estructura es posible, con un peso y un número de componentes limitados, implantar las diferentes funciones de asistencia puntual en vuelo, de asistencia puntual al arranque, de asistencia prolongada al giro del generador de gas, como por ejemplo el mantenimiento del giro prolongado del mismo en ausencia de combustión en la cámara de combustión. También se puede efectuar un arranque convencional de la turbomáquina, o encargarse de la ventilación seca de la misma. Recordemos que la ventilación seca consiste en hacer girar el generador de gas a una velocidad reducida durante una decena de segundos, cortándose el caudal de combustible, en orden a utilizar el flujo de aire generado por el compresor para refrigerar ciertos subconjuntos internos de la turbomáquina y para expulsar de la cámara de combustión una acumulación ocasional de combustible sin quemar resultante de un defecto de encendido en un arranque.

40 El sistema de dos convertidores de potencia permite gestionar los intercambios de energía eléctrica entre la máquina eléctrica impulsada por el generador de gas de la primera turbomáquina, que en general suministra una tensión alterna, la máquina eléctrica encargada de aportar una asistencia al generador de gas de la segunda turbomáquina, que también es, en general, una máquina de corriente alterna, así como con el órgano de almacenamiento, que puede suministrar especialmente una tensión continua. De este modo, estos dos convertidores permiten la
45 utilización de dos fuentes de energía que no son de la misma naturaleza (corriente continua o alterna) o de iguales características (baja o alta tensión, o frecuencias diferentes).

50 El dispositivo puede comprender un bus, por ejemplo de corriente continua y alta tensión, entre el órgano de almacenamiento eléctrico y el primer convertidor, siendo el bus independiente (aislado galvánicamente) de la red eléctrica de la aeronave. De este modo, los requisitos reglamentarios relativos a la red de a bordo no son de aplicación al bus, y la tensión del bus es distinta de la tensión de la red de a bordo y está adaptada para el
55 almacenamiento de energía en el órgano de almacenamiento, así como para la optimización de la masa de las máquinas eléctricas y de los convertidores de potencia.

- Ventajosamente, el primer convertidor está pilotado. De este modo, el primer convertidor permite pilotar la velocidad (frecuencia) y el par aplicados a la máquina rotativa arrancador (máquina de corriente alterna).
- 5 Ventajosamente, un órgano de corte (estático, electromecánico u otro) permite aislar galvánicamente los dos convertidores uno del otro, permaneciendo el órgano de almacenamiento unido al primer convertidor de potencia. De este modo, el órgano de almacenamiento puede transmitir energía únicamente al generador de gas de la primera turbomáquina, sin aplicarla en el segundo convertidor de potencia.
- Ventajosamente, la primera máquina eléctrica también es un generador. Esto permite recargar el dispositivo de almacenamiento eléctrico mediante la energía suministrada por la primera máquina eléctrica, a través del primer convertidor de potencia.
- 10 Ventajosamente, un órgano de conmutación permite unir el segundo convertidor de potencia al órgano de almacenamiento eléctrico. Esto permite recargar el dispositivo de almacenamiento eléctrico mediante la energía suministrada por la segunda turbomáquina, a través del segundo convertidor de potencia.
- 15 Ventajosamente, el dispositivo se puede gobernar, por intermedio del primer convertidor de potencia, para asistir puntualmente, con el concurso del órgano de almacenamiento eléctrico, una ocasional aceleración o desaceleración gobernada de dicho generador de gas de la primera turbomáquina en condición de vuelo bimotor. Como se expone en el documento FR 2914697, este procedimiento permite mejorar las prestaciones transitorias de la turbomáquina y, por tanto, disminuir la amplitud de la caída o del aumento de la velocidad de los rotores de la aeronave resultante de una rápida variación de la potencia demandada a dicha turbomáquina. Se hace la aclaración de que, en el caso de una desaceleración del generador de gas, la asistencia puntual es una sustracción de energía, mientras que, en el ámbito de una aceleración del generador de potencia, la asistencia puntual es una aportación de energía sin extracción de energía de la red de a bordo de la aeronave.
- 20 Ventajosamente, el segundo convertidor de potencia está alimentado por una máquina eléctrica que funciona como generador accionado por el generador de gas de una segunda turbomáquina de la aeronave. Merced a esta opción técnica, se obtiene un dispositivo de asistencia que puede ser autónomo de la red de a bordo, lo cual disminuye sensiblemente las problemáticas de perturbaciones electromagnéticas, especialmente las conducidas por los cables eléctricos, simplifica la instalación y evita sobredimensionar la red de a bordo, el sistema de generación eléctrica o la batería de la aeronave. Por otro lado, el dispositivo de asistencia lo puede suministrar el fabricante de motores en el ámbito de un proceso de diseño y de certificación distinto del propio de la aeronave.
- 25 Por ejemplo, la segunda máquina eléctrica generadora tiene asimismo una función de arrancador de la segunda turbomáquina. De este modo, se economiza peso y se disminuye el número de dispositivos necesarios, y se puede llevar a la práctica un arrancador convencional de la primera turbomáquina, o también la ventilación seca de la turbomáquina, con el concurso del dispositivo de asistencia.
- 30 Ventajosamente, el dispositivo comprende un elemento de almacenamiento por turbomáquina para participar en las aceleraciones puntuales de los generadores de gas de una u otra de las turbomáquinas.
- 35 Además de que cada una de las dos turbomáquinas queda así dotada de una función de asistencia puntual suya propia, el hecho de tener un elemento de almacenamiento por turbomáquina permite segregar eléctricamente los dispositivos de asistencia de las dos turbomáquinas cuando éstas participan simultáneamente en la propulsión de la aeronave (vuelo en condición bimotor).
- 40 En ciertas formas de realización, la asistencia prolongada se puede efectuar en el transcurso de períodos durante los cuales dicho generador de gas se mantiene en funcionamiento, adaptándose la energía mecánica para mantener dicho generador de gas a una velocidad reducida que minimiza el consumo de combustible. En este caso, el computador mantiene el caudal de combustible al generador de gas durante un período determinado en la asistencia prolongada y reduce la velocidad del generador de gas en orden a minimizar el consumo de combustible.
- 45 Finalmente, el órgano de almacenamiento eléctrico puede comprender al menos un supercondensador, un condensador híbrido, una batería de ión litio o un volante de inercia que comprende o no un convertidor de potencia integrado corriente continua / corriente alterna.
- Se propone, ventajosamente, que el órgano de almacenamiento eléctrico se recargue por extracción de energía del generador de gas de la primera o de la segunda turbomáquina en el transcurso de períodos durante los cuales dicho generador de gas se alimenta con combustible.
- 50 Se hace la aclaración de que, ventajosamente, el órgano de almacenamiento está diseñado más particularmente para admitir sin daños secuencias de descarga caracterizadas por una potencia elevada y una duración corta, del orden de unos segundos, y de que, por esta razón, se dedica únicamente a la función de asistencia puntual al generador de gas de la turbomáquina. En este contexto, sirve especialmente para las funciones de arranque normal, de arranque de emergencia y de ventilación seca y para la asistencia en vuelo.
- 55 La aeronave puede ser un helicóptero.

La invención va a describirse ahora con relación a las figuras que se acompañan.

Lista de figuras

La figura 1 presenta un esquema de conjunto de un sistema según la invención, integrado en los sistemas propulsor y eléctrico de la aeronave.

5 La figura 2 presenta un esquema más particular de una forma de realización de la invención.

Las figuras 3 a 9 presentan cada una de ellas una fase o un modo de utilización de la forma de realización de la figura 2.

La figura 10 presenta una forma de realización alternativa de la invención.

La figura 11 presenta otra forma de realización alternativa de la invención.

10 Las figuras 12 y 13 presentan otras dos formas de realización alternativas de la invención.

Descripción detallada

Con referencia a la figura 1, la arquitectura eléctrica general de una forma de realización del sistema que se propone es la siguiente.

15 La generación eléctrica de la aeronave recae en al menos dos alternadores ALT1 y ALT2 arrastrados por la caja de engranajes de potencia (BTP), típicamente máquinas 115 VCA/400 Hz de tipo "3 etapas", siendo concebibles otras máquinas rotativas.

20 Esta arquitectura es ventajosa en el ámbito del vuelo de crucero económico monomotor, pues garantiza una independencia funcional y orgánica entre generación eléctrica y funcionamiento de los turboejes, permitiendo, por ende, conservar un nivel suficiente de disponibilidad y de redundancia para la generación eléctrica en vuelo de crucero económico, cuando una de las dos turbomáquinas se mantiene en un régimen de reserva incompatible con cualquier extracción de potencia del generador de gas.

25 Además, esta arquitectura es menos gravosa para el funcionamiento de los turboejes que una extracción en los generadores de gas de los turboejes, especialmente en cuanto a repercusión sobre las prestaciones de aceleración y de consumo específico, por cuanto que la extracción mecánica correspondiente a la potencia eléctrica consumida por la red de a bordo de la aeronave se efectúa del lado de la turbina libre y no en el generador de gas.

ALT1 y ALT2 alimentan la red eléctrica de a bordo, pudiendo estar constituidas otras fuentes de energía disponibles para alimentar esta red por una unidad auxiliar de potencia embarcada (APU), una o varias batería(s) de acumuladores, o también, en tierra, una conexión eléctrica exterior.

30 La caja de engranajes de potencia BTP recibe el movimiento de las turbomáquinas TAG1 y TAG2. Se trata, en el presente caso, de turboejes con turbina libre. Comprenden cada una de ellas una turbina de potencia (turbina libre) que arrastra la BTP por mediación de una rueda libre, y un generador de gas.

35 Cada turboeje TAG1 y TAG2 está equipado con una máquina rotativa (G/D1 y G/D2, respectivamente) apta para funcionar como arrancador al igual que como generador y, en la forma de realización presentada, unida mecánicamente al generador de gas de la turbomáquina por mediación de una caja de accesorios. Con objeto de optimizar la compacidad y la masa del dispositivo, se prefiere para G/D1 y G/D2 una arquitectura de máquina compatible con una impulsión a gran velocidad por el generador de gas, por tanto, sin bobinados de rotor, como es, por ejemplo y sin carácter exhaustivo, una máquina síncrona "brushless" (motor sin escobillas) de imanes permanentes, una máquina de reluctancia variable o una máquina asíncrona. Las dos máquinas G/D1 y G/D2 van incluidas en un conjunto eléctrico autónomo 100, que funciona independientemente de la red eléctrica de la aeronave.

40 Con referencia a la figura 2, el conjunto eléctrico autónomo 100 comprende los siguientes subconjuntos.

En primer lugar, comprende dos buses, Bus n.º 1 y Bus n.º 2, de corriente continua (CC) y de alta tensión (del orden de unos centenares de voltios), independientes entre sí e independientes de la red de a bordo.

45 El conjunto eléctrico autónomo comprende además dos convertidores estáticos de potencia CC/CA reversibles CVS1 y CVS2 (por ejemplo, de tipo ondulator de dos niveles u otro) encargados especialmente de la alimentación y del pilotaje de par y de velocidad de las máquinas rotativas G/D1 y G/D2. Cuando la máquina eléctrica es impulsada por el generador de gas, estos convertidores son capaces de funcionar como rectificador controlado y de regular la tensión del bus correspondiente.

50 El conjunto eléctrico autónomo 100 comprende además unos órganos de almacenamiento eléctricos S1 y S2, optimizados para descargas de potencia breves e intensas. Puede tratarse, por ejemplo, de supercondensadores o

de condensadores híbridos (eventualmente equipados con su sistema de control), de baterías de ión litio (equipadas con su sistema de control y de monitorización denominado usualmente "BMS", por Battery Management System en inglés) o de un volante de inercia (y su convertidor CA/CC de carga/descarga).

5 El conjunto eléctrico autónomo 100 comprende además un órgano eléctrico de corte 120 de tipo contactor electromecánico o SSPC que permite unir entre sí (en paralelo) los dos buses CC y, a la inversa, aislar galvánicamente, por un lado, el conjunto S1, Bus 1, CVS1, G/D1, TAG1 y, por el otro, el conjunto S2, Bus 2, CVS2, G/D2, TAG2.

Con referencia a la figura 3, se va a describir una fase de vuelo bimotor.

10 Una vez arrancadas las dos turbomáquinas TAG1 y TAG2, las dos máquinas eléctricas G/D1 y G/D2 impulsadas por los generadores de gas de las turbomáquinas TAG1 y TAG2 funcionan como generador y los convertidores CC/CA se pilotan como rectificador según una ley corriente / tensión adaptada con el fin de recargar y/o mantener la carga de los órganos de almacenamiento S1 y S2. El órgano de corte 120 está abierto.

15 Habiéndose descargado ocasionalmente, en el arranque en tierra de los turboejes, los órganos de almacenamiento, puede ser necesario esperar a que los órganos de almacenamiento S1 y S2 estén cargados nuevamente a su nivel nominal antes de autorizar el despegue.

20 La recarga o el mantenimiento de la carga de los órganos de almacenamiento S1 y S2 (para compensar las pérdidas internas debidas, por ejemplo, al balanceo de las celdas de un paquete de supercapacidades o de una batería, o también los roces de un volante de inercia) se verifica, de manera independiente de la red de a bordo, mediante extracción de energía del generador de gas de los turboejes TAG1 y TAG2 respectivamente. Dependiendo de su tecnología, la compensación de las pérdidas de cada órgano de almacenamiento S1 y S2 no representa más de unas decenas de vatios en régimen permanente.

En este modo de funcionamiento, los buses CC están aislados galvánicamente uno del otro y funcionan de manera independiente uno del otro.

25 Por otra parte, en una variante, se utiliza una gestión secuencial de la recarga de los órganos de almacenamiento según una ley de tipo histéresis: recarga del órgano hasta alcanzar un umbral de energía E1, con posterior inhibición de la recarga (por tanto, parada total de la extracción del generador de gas) hasta que la energía almacenada pase –por el juego de las pérdidas internas– por debajo de un umbral $E2 < E1$. Con tecnologías de tipo batería o capacidad híbrida con circuitos de ecualización activa, se alcanzan intervalos entre dos fases de recarga bien espaciados.

30 Con referencia a la figura 4, en vuelo bimotor, se utiliza la energía almacenada en los órganos S1 y S2 para optimizar el funcionamiento de las turbomáquinas. La idea general es realizar una aportación transitoria de energía mecánica en el generador de gas de uno de los turboejes. Dos modos de funcionamiento son concebibles y se detallan a continuación. Se presentan para un funcionamiento con el órgano de corte 120 abierto.

35 En primer lugar, se puede efectuar una asistencia puntual a las aceleraciones del generador de gas. En el caso de un aumento rápido de paso colectivo desde un régimen bajo, una aportación de potencia mecánica en el generador de gas permite mejorar su aceleración, por tanto, aumentar la rapidez con la que el turboeje entrega la potencia en la turbina libre y, en consecuencia, disminuir sensiblemente la caída transitoria de la velocidad de giro del rotor del helicóptero obtenida en el final de maniobra, aumentando así el margen de seguridad de la tripulación.

40 Esta función aporta una sensible mejora de las prestaciones cuando el régimen inicial del generador de gas es bajo. Este modo de funcionamiento puede ser activado de manera automática a requerimiento del computador de turbina cuando se cumplen varios criterios, por ejemplo y sin carácter limitativo: el sistema está disponible (ausencia de avería detectada), el nivel de energía almacenada en los órganos S1 y S2 es suficiente, la turbomáquina funciona, el régimen inicial del generador de gas está situado dentro de un margen dado, es detectado un rápido aumento de la demanda de potencia por intermedio de la aproximación de la línea de funcionamiento del turboeje a su límite de protección contra el bombeo.

45 La asistencia puntual es desactivada cuando la línea de funcionamiento del turboeje se aleja de su límite de protección contra el bombeo, el nivel de energía almacenada pasa por debajo de un cierto umbral o el régimen pasa por encima de un cierto umbral.

50 A continuación, se puede efectuar una asistencia puntual a las desaceleraciones del generador de gas. En el caso de una bajada rápida de paso colectivo en cuyo transcurso la desaceleración del generador de gas queda limitada por la ley antiapagado, se propone aumentar durante algunos instantes la consigna de generación de los convertidores, en orden a extraer una considerable potencia de los generadores de gas. Por ende, es posible desacelerar más rápidamente el generador de gas, por tanto, aumentar la rapidez con la que la regulación del turboeje disminuye el caudal de combustible inyectado en la cámara de combustión y, en consecuencia, disminuir la amplitud del aumento transitorio de la velocidad del rotor.

Este modo de funcionamiento es activado automáticamente a requerimiento del computador de turbina cuando se cumplen varios criterios, por ejemplo y sin carácter limitativo: la línea de funcionamiento se aproxima al tope de caudal antiapagado, y a condición de que sea posible almacenar la energía extraída del generador de gas durante su desaceleración.

- 5 En una variante, por tanto, se sobredimensiona ligeramente la capacidad del órgano de almacenamiento con el fin de acondicionar en cualquier circunstancia un margen de energía almacenable.

De manera alternativa, se añade en el bus CC un dispositivo que permite disipar la energía de desaceleración del generador de gas, como por ejemplo, un conjunto compuesto por una resistencia y por un brazo de troceador de frenado.

- 10 También se puede efectuar una asistencia puntual de tipo inyección de potencia. Se inyecta una potencia mecánica P_{mec} en el generador de gas en orden a obtener un efecto desmultiplicado en la turbina libre. En ciertas zonas del dominio de vuelo, es posible recuperar $K \cdot P_{mec}$ en la turbina libre, por tanto, en la BTP del helicóptero, con una ganancia K superior a 1. Se hace notar que, cuando se reúnen las condiciones adecuadas, una asistencia en el generador de gas puede ofrecer, pues, un mejor rendimiento que una asistencia equivalente pero inyectada
 15 directamente en correspondencia con la turbina libre o con la BTP. Este modo de funcionamiento puede ser activado cuando el nivel de energía almacenada en los órganos S1 y S2 es suficiente, bien preventivamente a instancias de la tripulación, por ejemplo en situación de despegue puntual con masa elevada y/o en condición de altitud y de temperatura elevadas, o bien de manera automática a requerimiento del computador del turboeje con el fin de ofrecer un suplemento de potencia de corta duración en el régimen de emergencia OEI ("One Engine Inoperative"),
 20 por ejemplo en caso de caída de la velocidad de la turbina libre por debajo de un cierto umbral o de detección de pérdida de potencia en otro turboeje.

Con referencia a la figura 5, se ha representado una fase de vuelo de crucero económico monomotor.

- 25 Cuando se reúnen las condiciones que facultan este modo, lo cual, entre otras cosas, conlleva un nivel suficiente de energía almacenada en los órganos S1 y/o S2, la aviónica transmite al computador de la turbina (TAG2 en la figura) una consigna de paso a modo de reserva.

- 30 En una primera variante representada en la figura 5, calificada como variante "superralentí", el computador de TAG2 reduce el caudal de combustible y regula el régimen del generador de gas a un valor de consigna bajo, permitiendo desincronizar la turbina de potencia de la BTP (por tanto, la potencia suministrada al helicóptero es nula) y ofreciendo un bajo consumo. Simultáneamente, la máquina eléctrica G/D2 y el convertidor asociado CVS2 quedan inhibidos en orden a no extraer potencia del generador de gas de la TAG2.

- 35 La máquina eléctrica G/D1 y su convertidor CVS1 pasan a modo "generador" (si no era ya así); los dos buses CC quedan conectados eléctricamente por intermedio de la reconfiguración del órgano de corte 120. La energía extraída del generador de gas TAG1 es utilizada para mantener la carga de los órganos de almacenamiento S1 y S2: esta función de mantenimiento de la carga se puede realizar de manera continua o bien, por el contrario, discontinua y secuencial en cada uno de los dos órganos.

- 40 En una segunda variante, representada en la figura 6, el computador de la turbomáquina TAG2 corta el caudal del combustible y regula el régimen del generador de gas a un valor de consigna. Al estar apagada la cámara de combustión de TAG2, el consumo de combustible es nulo y la turbina libre se desincroniza de la BTP. Simultáneamente, la máquina eléctrica G/D2 y el convertidor asociado CVS2 pasan a modo motor con la consigna de velocidad definida por el regulador y correspondiente a la ventana de encendido ideal de la cámara de combustión. El generador de gas pasa a autorrotación y, tras unos segundos, su velocidad se estabiliza en esta consigna, estando apagada la cámara de combustión. La máquina eléctrica G/D1 y su convertidor CVS1 pasan a modo "generador", si no era ya así.

- 45 Los dos buses CC quedan conectados eléctricamente por intermedio de la reconfiguración del órgano de corte 120. La energía extraída del generador de gas de la turbomáquina TAG1 es utilizada para mantener la carga de los órganos de almacenamiento S1 y S2 y para alimentar la máquina eléctrica G/D2 por mediación del convertidor de potencia CVS2. Este último aspecto constituye una asistencia prolongada al generador de gas de la turbomáquina TAG2, denominada modo "virador".

- 50 En una variante representada en la figura 7, el computador mantiene la alimentación de combustible a la turbomáquina TAG2, y se aporta una asistencia prolongada al giro del generador de gas de la misma, por el mismo principio que el presentado en la figura 6. A tal efecto, el computador regula el régimen del generador de gas a un valor de consigna, en orden a optimizar el funcionamiento de la turbina y para minimizar el consumo de combustible. En tal modo de funcionamiento, denominado "superralentí asistido", CVS2 y G/D2 funcionan en modo motor.

Durante estas fases de funcionamiento, el conjunto eléctrico 100 permanece autónomo frente a la red de a bordo.

- 55 La salida del vuelo de crucero económico monomotor puede hacerse de 2 maneras diferentes. En primer lugar, con

referencia a la figura 8, cuando el re arranque de la TAG2 no presenta carácter de emergencia, ésta se re arranca a requerimiento de la aviónica por intermedio de la operativa normal: en primera instancia, los dos buses CC son aislados galvánicamente por intermedio de la reconfiguración del órgano de corte eléctrico 120.

5 Si la turbomáquina TAG2 se mantenía inicialmente en reserva, cámara de combustión encendida (modo “superralentí” o “superralentí asistido”), la máquina eléctrica G/D2 es gobernada en orden a suministrar un par motor con el fin de asistir, puntualmente, con el concurso de la energía almacenada en el órgano de almacenamiento S2, la aceleración del generador de gas. Simultáneamente, el computador de la turbomáquina TAG2 aumenta el caudal de combustible según una ley predefinida. Si la turbomáquina TAG2 se mantenía inicialmente en reserva, cámara de combustión apagada (modo “virador”), el computador inicia una secuencia de arranque análoga a la descrita
10 anteriormente, con la diferencia de que el generador de gas de la turbomáquina TAG2 ya está impulsado dentro de la ventana de encendido ideal. Cuando se detecta el encendido de la cámara de combustión, se aumenta el par proporcionado por la máquina eléctrica G/D2 y el computador de la turbomáquina TAG2 aumenta el caudal de combustible según una ley predefinida. En ambos casos, cuando el régimen NG sobrepasa un umbral de autonomía, la asistencia eléctrica es cortada y la turbomáquina TAG2 acelera por sus propios medios hasta el régimen de vuelo.

15 Se hace notar que una secuencia análoga permite arrancar las turbomáquinas cuando el helicóptero está en tierra, antes del despegue, siendo la diferencia que el generador de gas de las turbomáquinas se halla inicialmente parado por completo. Las turbomáquinas son arrancadas habitualmente de manera secuencial, una después de otra. Una vez arrancadas las dos turbomáquinas, y antes del despegue, se recargan los órganos de almacenamiento S1 y S2 según la operativa descrita más (véase la figura 3).

20 Con referencia a la figura 9, en ciertas condiciones de vuelo económico monomotor, la tripulación puede necesitar rápidamente la potencia de la turbomáquina TAG2: puede ser el caso, por ejemplo, en caso de pérdida de potencia en la turbomáquina TAG1, o bien en caso de necesidad imprevista de potencia que precisa de la potencia de las dos turbomáquinas y que, por tanto, justifica una rápida salida del modo monomotor (evitación de obstáculo, etc.). En este caso, se procede a un re arranque por intermedio de la operativa de emergencia, con el objetivo de que la
25 turbomáquina TAG2 alcance su régimen de vuelo e incluso su régimen OEI (régimen *One Engine Operative*, por régimen en situación de emergencia con un solo motor funcionando) en un breve límite de tiempo.

En primera instancia, los dos buses CC son aislados galvánicamente por intermedio de la reconfiguración del órgano de corte eléctrico 120. Si la turbomáquina TAG2 se mantenía inicialmente en reserva, cámara de combustión encendida (modo “superralentí” o “superralentí asistido”), la máquina eléctrica G/D2 es gobernada en orden a
30 suministrar un par motor con el fin de asistir puntualmente la aceleración del generador de gas, siendo esta asistencia de un nivel sensiblemente más elevado que para la operativa de re arranque normal. Simultáneamente, el computador de la turbomáquina TAG2 aumenta el caudal de combustible según una ley predefinida, optimizada también ésta para un rápido re arranque de la turbina.

35 Si la turbomáquina TAG2 se mantenía inicialmente en reserva, cámara de combustión apagada (modo “virador”), el computador dispara el encendido de la cámara de combustión, operación esta que está facilitada por el hecho de que el movimiento giratorio del generador de gas ya está impulsado dentro de la ventana de encendido ideal. Seguidamente, al igual que antes, el computador procede a una petición de asistencia eléctrica puntual a la aceleración del generador de gas y aumenta el caudal de combustible según una ley predefinida, optimizada también ésta para un rápido re arranque de la turbina.

40 En ambos casos, la asistencia eléctrica puntual en el generador de gas es susceptible de verse prolongada más allá del umbral de velocidad de corte del arrancador utilizado para la operativa de arranque normal, con el fin de minimizar la duración de aceleración de la turbomáquina hacia el régimen de vuelo o el régimen OEI.

Una vez en tierra el helicóptero, antes de cortar las turbinas, puede ser juicioso recargar los órganos de almacenamiento del dispositivo de hibridación eléctrica con el fin de que estos estén listos en el arranque ulterior.
45 Esta operativa se puede efectuar al paso obligatorio al régimen “ralentí tierra” utilizado para la homogeneización de las temperaturas de las turbomáquinas antes de la detención.

Con referencia a la figura 10, se presenta una variante.

El conjunto eléctrico autónomo 101 es similar al conjunto eléctrico autónomo 100 anteriormente presentado, pero un único órgano de almacenamiento S sustituye a los órganos de almacenamiento S1 y S2. Está dimensionado, por
50 ejemplo, para encargarse del arranque de emergencia de una sola turbomáquina. La ventaja, entonces, es una ganancia prácticamente igual a 2 en cuanto a masa y a compacidad. En modo recarga (funcionamiento bimotor), uno de los dos convertidores de potencia CVS1 o CVS2 es designado como “maestro” por el computador de supervisión y es el encargado de la recarga del órgano de almacenamiento S. El órgano de reconfiguración 121 permite unir el órgano de almacenamiento S al convertidor CVS2 y aislar galvánicamente el conjunto S-CVS2-G/D2
55 del conjunto CVS1-G/D1 o, por el contrario, unir el órgano de almacenamiento S al convertidor CVS1 y aislar galvánicamente el conjunto S-CVS1-G/D1 del conjunto CVS2-G/D2, para las fases de carga del órgano S por una u otra de las turbomáquinas o de asistencia puntual a una turbomáquina.

Asimismo, el órgano de reconfiguración 121 está en disposición de mantener eléctricamente unido el conjunto CVS2(G/D2)-CVS1(G/D1) para las fases de vuelo monomotor que conllevan la alimentación de una de las máquinas eléctricas pilotada como motor por la otra pilotada como generador (modo “virador” y modo “superralentí asistido”).

Con referencia a la figura 11, se presenta otra variante.

5 El conjunto eléctrico 102 esta vez no es autónomo frente a la red de a bordo. Efectivamente, la unión eléctrica entre la máquina eléctrica G/D1 y el convertidor CVS1 toma la red de a bordo. El órgano de almacenamiento eléctrico S es único y está dedicado a la asistencia puntual de la turbomáquina TAG2 por intermedio del convertidor CVS2 y la máquina eléctrica G/D2. Puede ser cargado por el convertidor y la máquina eléctrica G/D1 o por el convertidor CVS2 y la máquina eléctrica G/D2, especialmente en función de la posición del órgano de reconfiguración 122. La turbomáquina TAG1 no se lleva a un régimen de reserva durante el vuelo de crucero económico. Por el contrario, la turbomáquina TAG2 puede ser llevada a régimen de reserva con cámara de combustión encendida (modo “superralentí asistido”) o cámara de combustión apagada (modo “virador”), proviniendo entonces la energía eléctrica necesaria para la asistencia prolongada al generador de gas de la turbomáquina TAG1, por intermedio de G/D1, CVS1, CVS2 y G/D2, o por intermedio de ALT1, CVS1, CVS2 y G/D2 (ver ALT1 en relación con la figura 1). En este segundo caso, G/D1 puede ser sustituido por un arrancador simple, no gobernado.

El órgano de reconfiguración 122 permite unir el órgano de almacenamiento S al convertidor CVS2 y aislar galvánicamente el conjunto S-CVS2-G/D2 del conjunto CVS1-red de a bordo o, por el contrario, unir el órgano de almacenamiento S al convertidor CVS1 y aislar galvánicamente el conjunto S-CVS1-G/D1 del conjunto CVS2-G/D2, para las fases de carga del órgano S o de asistencia puntual a la turbomáquina TAG2.

20 Con referencia a la figura 12, se presenta otra variante. La turbomáquina TAG1 dispone de un tablero de accesorios que incluye tomas de movimiento para dos máquinas eléctricas, en el presente caso, una máquina eléctrica arrancador D1 y una máquina eléctrica generador G1. La máquina D1, utilizada para el arranque normal del turboeje TAG1, está alimentada por la red de a bordo, mientras que la máquina G1 está unida al convertidor CVS1. El resto del esquema eléctrico es similar al de la figura 9. El órgano de almacenamiento S, único, está dedicado a la asistencia puntual de la turbomáquina TAG2.

El órgano de reconfiguración 123 permite unir el órgano de almacenamiento S al convertidor CVS2 y aislar galvánicamente el conjunto S-CVS2-G/D2 del conjunto CVS1-G1 o, por el contrario, unir el órgano de almacenamiento S al convertidor CVS1 y aislar galvánicamente el conjunto S-CVS1-G1 del conjunto CVS2-G/D2-TAG2, para las fases de carga del órgano S por una u otra de las turbomáquinas o de asistencia puntual a la turbomáquina TAG2.

El órgano de reconfiguración 123 está en disposición asimismo de mantener unido el conjunto CVS2(G/D2)-CVS1(G1) para las fases de vuelo que conllevan la alimentación de la máquina eléctrica G/D2 por la máquina eléctrica G1.

El conjunto constituido a partir de los elementos G1, CVS1, 123, S, CVS2 y G/D2 es un conjunto eléctrico autónomo, referencia 103. Es autónomo frente a la red de a bordo.

Con referencia a la figura 13, se presenta otra variante.

El conjunto eléctrico 104 comprende un convertidor CVS1 unido a la red de a bordo. Comprende, además, un convertidor CVS2 unido a unos órganos de conmutación 130 para unirlo, bien a la máquina eléctrica G/D1 unida a la turbomáquina TAG1, o bien a la máquina eléctrica G/D2 unida a la turbomáquina TAG2. Queda excluido que las dos máquinas eléctricas G/D1 y G/D2 estén unidas al mismo tiempo al convertidor CVS2.

Un órgano de reconfiguración 124, por otra parte, permite unir el único órgano de almacenamiento S al convertidor CSV1 para su carga mediante la red de a bordo, o al convertidor CVS2 para la asistencia puntual a una de las turbomáquinas TAG1 y TAG2, en función de la posición del órgano de conmutación 130. El órgano de almacenamiento S, asimismo, puede estar unido a la vez a los dos convertidores CVS1 y CVS2. El órgano de reconfiguración 124 permite unir el convertidor CVS1 al convertidor CVS2 para permitir la asistencia prolongada al generador de gas de la turbomáquina unida al convertidor CVS2 por el órgano de conmutación 130 (especialmente el modo de reserva con cámara de combustión apagada y mantenimiento del generador de gas dentro de la ventana de encendido preferente, es decir, el modo “superralentí” y el modo de reserva con cámara encendida, es decir, el modo “superralentí asistido”).

Recordemos que la red de a bordo se alimenta mediante uno o varios alternadores accionados, indirecta o directamente, por al menos una de las turbomáquinas TAG1 o TAG2 y que, cuando una de ellas está apagada, la otra es necesariamente la que alimenta de energía de manera prolongada la red de a bordo.

La invención no queda limitada a las formas de realización presentadas, sino que engloba todas las variantes dentro del ámbito del alcance de las reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Aeronave con al menos dos turbomáquinas con turbina libre, que comprende un dispositivo de asistencia (100; 101; 102; 103; 104), comprendiendo dicho dispositivo de asistencia al menos dos turbomáquinas (TAG1, TAG2) con turbina libre, comprendiendo el dispositivo una máquina eléctrica arrancador (D1) y una máquina eléctrica generador (G2), efectuando la máquina eléctrica arrancador (D1) una asistencia prolongada del generador de gas de una primera turbomáquina (TAG1) con energía producida por la máquina eléctrica generador (G2) impulsada por la segunda turbomáquina (TAG2), comprendiendo el dispositivo de asistencia, además, al menos un órgano de almacenamiento eléctrico (S1; S) unido eléctricamente a dicha máquina eléctrica arrancador (D1) para aportar una asistencia puntual a dicho generador de gas, caracterizada por que el dispositivo de asistencia comprende un primer convertidor de potencia (CVS1) y un segundo convertidor de potencia (CVS2), estando la máquina eléctrica arrancador (D1) alimentada por el primer convertidor de potencia (CVS1) que le permite intercambiar energía con el órgano de almacenamiento (S1; S) para la asistencia puntual, y que le transmite energía suministrada por el segundo convertidor de potencia (CVS2) para la asistencia prolongada,

5

10

15

comprendiendo el dispositivo de asistencia, adicionalmente, un computador para cortar el caudal de combustible al generador de gas durante un período determinado en la asistencia prolongada y para mantener dicho generador de gas a una velocidad reducida que facilita un reencendido de dicho generador de gas.
2. Aeronave según la reivindicación 1, en la que un órgano de corte permite aislar galvánicamente los dos convertidores (CVS1, CVS2) uno del otro, permaneciendo el órgano de almacenamiento (S1; S) unido al primer convertidor (CVS1).

20
3. Aeronave según una de las reivindicaciones 1 a 2, en la que la primera máquina eléctrica (G1/D1) también es un generador.

25
4. Aeronave según una de las reivindicaciones 1 a 3, en la que la segunda máquina eléctrica (G2) es impulsada por el generador de gas de la segunda turbomáquina (TAG2).

30
5. Aeronave según una de las reivindicaciones 1 a 4, en la que un órgano de conmutación (120; 121; 122; 123; 124) permite unir el segundo convertidor (CVS2) al órgano de almacenamiento eléctrico (S1; S).

35
6. Aeronave según una de las reivindicaciones 1 a 5, en la que el segundo convertidor (CVS2) está alimentado por una máquina eléctrica generadora (G2) accionada por el generador de gas de una segunda turbomáquina (TAG2) de la aeronave.

40
7. Aeronave según una de las reivindicaciones 1 a 6, en la que el órgano de almacenamiento eléctrico (S1; S) se puede utilizar para asistir una ocasional aceleración o desaceleración gobernada de dicho generador de gas en condición de vuelo bimotor.

45
8. Aeronave según una de las reivindicaciones 1 a 7, que comprende un elemento de almacenamiento (S1, S2) por turbomáquina (TAG1, TAG2) para participar en las aceleraciones puntuales de los generadores de gas de una u otra de las turbomáquinas (TAG1, TAG2).

50
9. Aeronave según una de las reivindicaciones 1 a 8, en la que el computador mantiene el caudal de combustible al generador de gas durante un período determinado en la asistencia prolongada y reduce la velocidad del generador de gas en orden a minimizar el consumo de combustible.

55
10. Aeronave según una de las reivindicaciones 1 a 9, en la que el órgano de almacenamiento eléctrico (S1; S) comprende un supercondensador, un condensador híbrido, una batería de ión litio o un volante de inercia que comprende un convertidor integrado corriente continua / corriente alterna.

60
11. Aeronave según una de las reivindicaciones 1 a 10, en la que el órgano de almacenamiento eléctrico (S1; S) se recarga por extracción de energía del generador de gas de la primera o de la segunda turbomáquina (TAG1; TAG2) en el transcurso de períodos durante los cuales dicho generador de gas se alimenta con combustible.

65

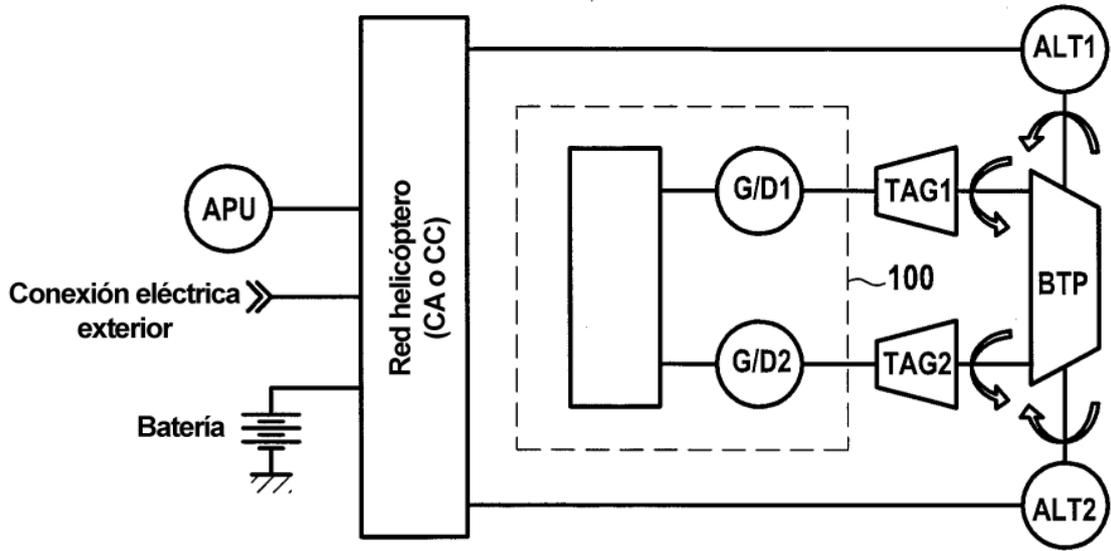


FIG.1

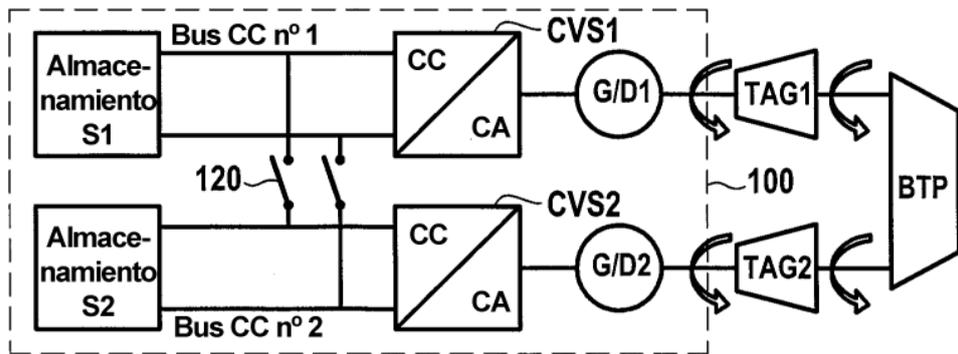


FIG.2

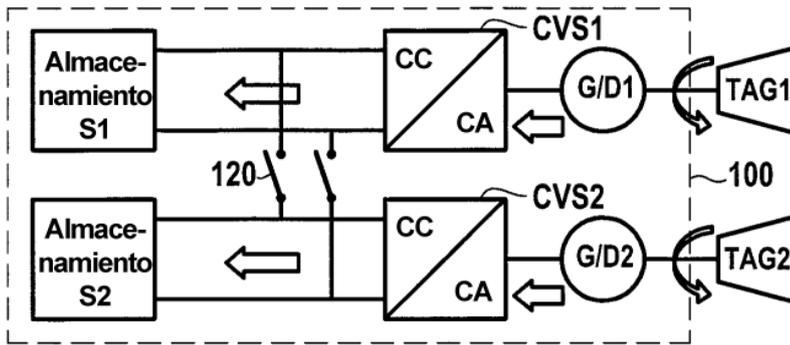


FIG.3

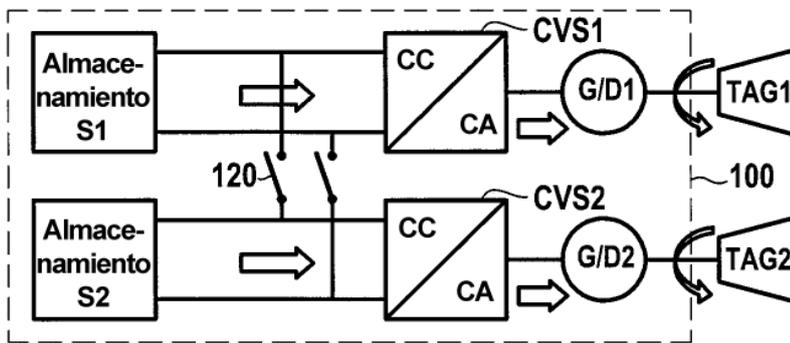


FIG.4

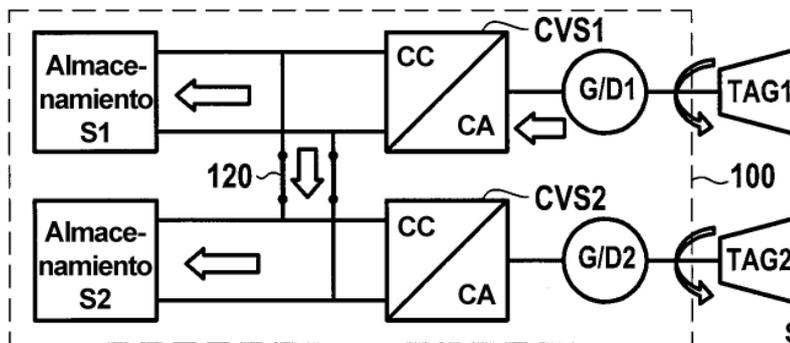


FIG.5

Superralentí

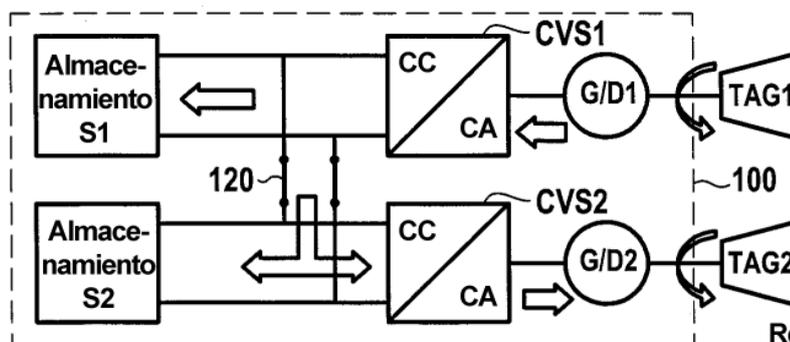
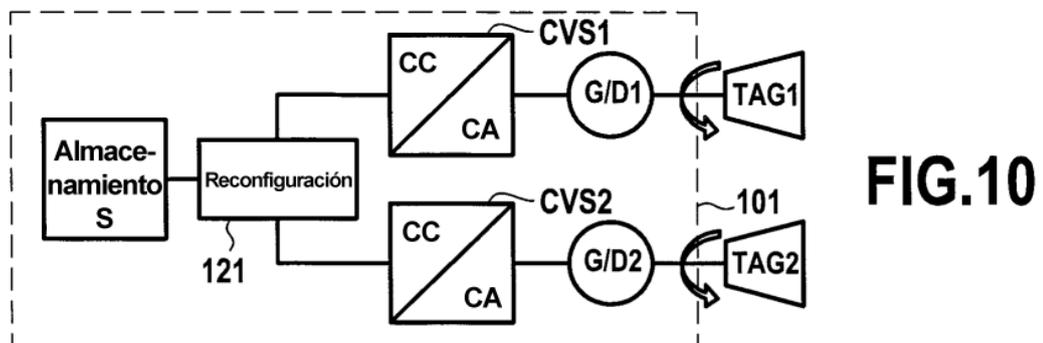
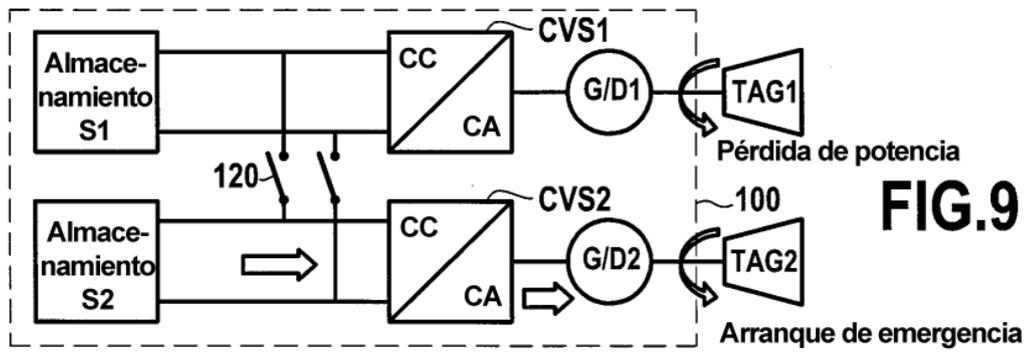
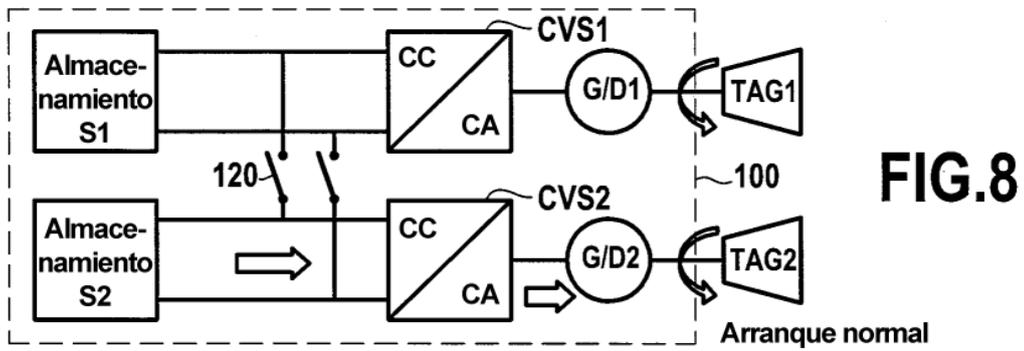
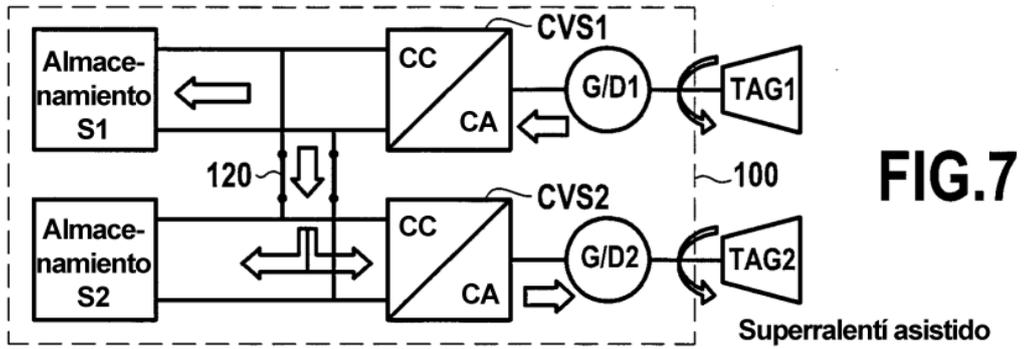


FIG.6

Reserva



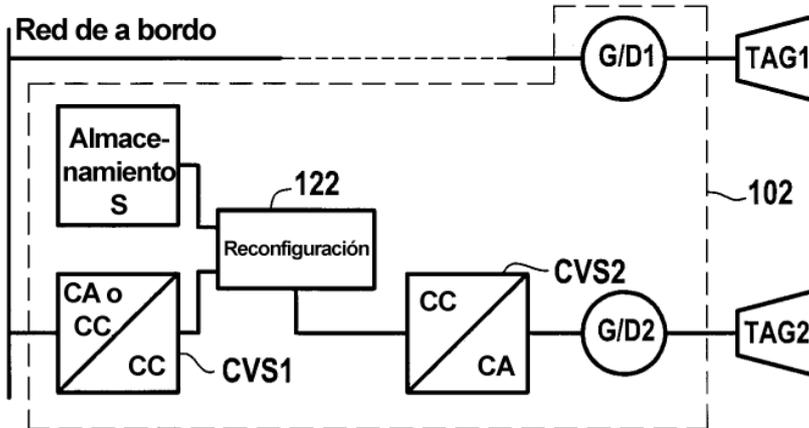


FIG.11

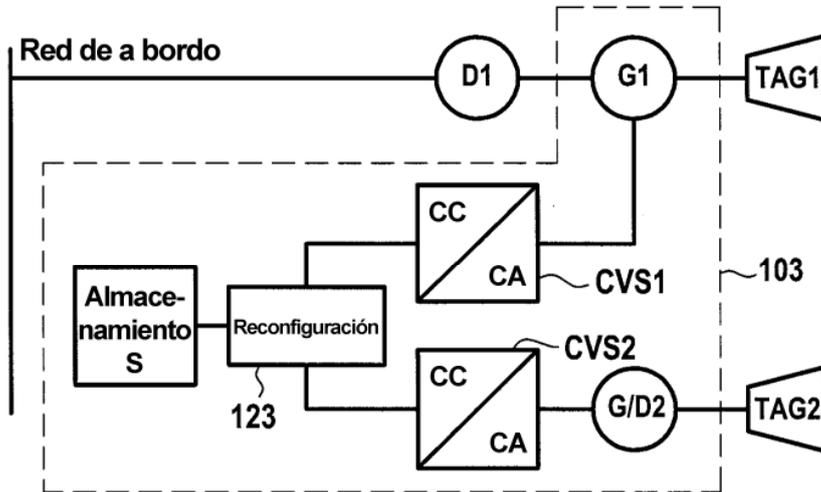


FIG.12

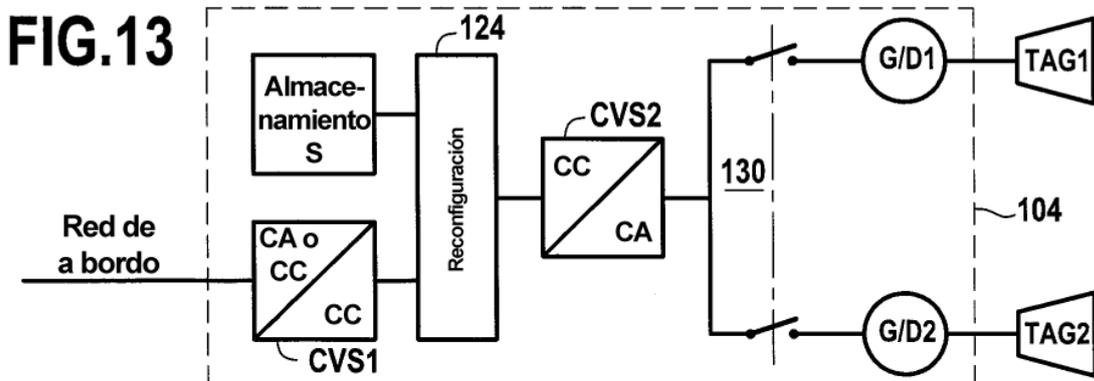


FIG.13