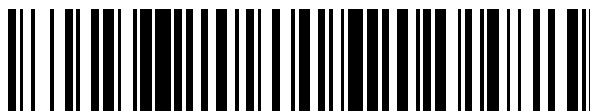


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 638 282**

51 Int. Cl.:

F02C 7/268 (2006.01)

F02C 9/44 (2006.01)

F02C 6/20 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **28.10.2011 PCT/FR2011/052532**

87 Fecha y número de publicación internacional: **10.05.2012 WO12059671**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **28.10.2011 E 11824269 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **05.07.2017 EP 2635782**

54 Título: **Procedimiento de optimización del consumo específico de un helicóptero bimotor y arquitectura de bimotor para su puesta en práctica**

30 Prioridad:

03.03.2011 FR 1151717
04.11.2010 FR 1059065

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
19.10.2017

73 Titular/es:

SAFRAN HELICOPTER ENGINES (100.0%)
B.P. 2
64510 Bordes, FR

72 Inventor/es:

MARCONI, PATRICK y
THIRIET, ROMAIN

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 638 282 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Procedimiento de optimización del consumo específico de un helicóptero bimotor y arquitectura de bimotor para su puesta en práctica

Dominio técnico

- 5 El invento se refiere a un procedimiento de optimización del consumo específico, en abreviatura Cs, de un helicóptero equipado con dos turbomotores, así como a una arquitectura de bimotor, equipada con un sistema de regulación para la puesta en práctica de este procedimiento.

10 De manera general, en régimen de crucero, los turbomotores funcionan a niveles de potencia pequeños, por debajo de su potencia máxima continua, en abreviatura PMC (iniciales de « Potencia Máxima Continua »). Esta potencia en crucero es igual a aproximadamente el 50% de su potencia máxima de despegue, en abreviatura PMD (iniciales de « Potencia Máxima de Despegue »). Estos pequeños niveles de potencia entrañan un consumo específico del orden de un 30% superior al Cs a la PMD, y por tanto un sobreconsumo de carburante en régimen de crucero.

15 Un helicóptero está equipado con dos turbomotores, concebido cada uno de manera sobredimensionada para poder mantener el helicóptero en vuelo en caso de avería del otro motor. En estos regímenes de funcionamiento dedicados a la gestión de un motor inoperante, llamados regímenes OEI (iniciales de « One Engine Inoperative » en terminología inglesa), el motor válido proporciona una potencia bastante más allá de su potencia nominal para permitir al helicóptero hacer frente a una situación peligrosa y luego proseguir su vuelo. Ahora bien cada régimen está definido por un nivel de potencia y una duración máxima de utilización. El caudal de carburante inyectado en la cámara de combustión del turbomotor válido es entonces aumentado sensiblemente en régimen OEI para proporcionar este incremento de potencia.

Estado de la técnica

25 Estos turbomotores sobredimensionados son penalizadores en masa y el consumo de carburante. A fin de reducir este consumo en régimen de crucero, es posible parar uno de los turbomotores. El motor activo funciona entonces a un nivel de potencia más elevado y por tanto a un nivel de Cs más favorable. Sin embargo, esta práctica es contraria a las reglas de certificación actuales y los turbomotores no están concebidos para garantizar un índice de fiabilidad de un nuevo arranque compatible con las normas de seguridad.

Un helicóptero con múltiples motores según la técnica anterior está divulgado en el documento US3093968.

30 Así, la duración de nuevo arranque del turbomotor en espera es típicamente del orden de 30 segundos. Esta duración puede revelarse insuficiente según las condiciones de vuelo, por ejemplo a baja altura de vuelo con un fallo parcial del motor inicialmente activo. Si el motor en espera no vuelve a arrancar a tiempo, el aterrizaje con el motor en dificultad puede revelarse crítico.

Más generalmente, la utilización de un sólo turbomotor incluye riesgos en todas las circunstancias de vuelo donde es necesario disponer de un incremento de potencia que impone, en términos de seguridad, poder disponer de los dos turbomotores.

35 Exposición del invento

El invento pretende reducir el Cs para tender hacia el Cs a la potencia PMD, preservando las condiciones de seguridad mínima de potencia a proporcionar para cualquier tipo de misión, por ejemplo para una misión que incluya una fase de búsqueda a baja altitud.

40 Para lograr esto, el invento prevé disponer de una bi-motorización en unión con medios particulares aptos para garantizar nuevos arranques fiables.

45 Más precisamente, el presente invento tiene por objeto un procedimiento de optimización del consumo específico de un helicóptero equipado con dos turbomotores que incluyen cada uno un generador de gas provisto de una cámara de combustión. Al menos uno de los turbomotores es apto para funcionar sólo en régimen de vuelo estabilizado llamado continuo, estando el otro motor entonces en régimen llamado de súper ralenti a potencia nula apto para pasar a modo de aceleración del generador de gas de este motor por un accionamiento compatible con un nuevo arranque de urgencia. Este nuevo arranque de urgencia es realizado, en caso de fracaso de al menos una tentativa previa de nuevo arranque convencional, por una asistencia mecánica de urgencia al generador de gas, producida por una energía autónoma embarcada y dedicada a este nuevo arranque. En caso de avería de un turbomotor utilizado en funcionamiento sólo, el otro turbomotor en súper ralenti es vuelto a arrancar por la asistencia de urgencia.

50 El régimen de rotación del generador de gas del turbomotor al súper ralenti queda sensiblemente inferior al régimen de rotación del generador de gas al ralenti usualmente aplicado a los turbomotores.

Un régimen continuo se define por una no limitación de duración y no se refiere por tanto a las fases transitorias de despegue, de vuelo estacionario y de aterrizaje. Por ejemplo, para una misión de búsqueda en naufragos, un régimen

continuo se refiere a la fase de vuelo de crucero hacia la zona de búsqueda y a la fase de vuelo a baja altitud en la zona de búsqueda por encima del agua y a la fase de vuelo en crucero de retorno hacia la base.

5 Sin embargo, una utilización selectiva de los turbomotores según el invento, en función de las fases y de las condiciones de vuelo, distintas de las fases transitorias, permite obtener prestaciones optimizadas en términos de consumo Cs con potencias próximas a la PMD pero inferiores o iguales a la PMC, haciendo frente al mismo tiempo a los casos de avería y de urgencia por medios de nuevo arranque seguros del turbomotor en súper ralentí.

10 Una salida de régimen de súper ralentí hacia un régimen activo de tipo « bimotor » es provocada de manera llamada « normal » cuando un cambio de régimen de vuelo impone el paso de uno a dos motores, por ejemplo cuando el helicóptero pasa de un régimen de crucero a un vuelo estacionario, o de manera llamada « de urgencia » en caso de avería del motor o de condiciones de vuelo difíciles.

Según modos de puesta en práctica particulares:

- el régimen de súper ralentí es elegido entre un régimen de mantenimiento en rotación del motor con la cámara de combustión encendida, un régimen de mantenimiento en rotación del motor con la cámara de combustión apagada y un régimen de rotación nula del motor con la cámara de combustión apagada;

15 - a la salida « normal » del régimen de súper ralentí, estando la cámara encendida, una variación del caudal de carburante según una ley de protección contra el bombeo y el embalaje térmico arrastra al generador de gas del turbomotor en aceleración hasta el nivel de potencia bimotor o,

20 - estando la cámara apagada, un accionamiento activo arrastra al generador de gas en rotación según una velocidad posicionada previamente en una ventana de encendido, en particular según una ventana de velocidades del orden de la décima parte de la velocidad nominal y luego, una vez encendida la cámara, el generador de gas es acelerado como precedentemente o,

- estando apagada la cámara, el generador de gas es arrastrado por un equipo eléctrico propio de este generador, este equipo lo arranca y lo acelera hasta que su velocidad de rotación esté en una ventana de encendido de la cámara y luego, una vez encendida la cámara, el generador de gas es de nuevo acelerado como precedentemente;

25 - en régimen de súper ralentí en cámara apagada, puede ser desencadenada una ignición complementaria de la cámara de combustión, es decir además de una ignición convencional;

- a la salida de urgencia de un régimen de súper ralentí con la cámara apagada, estando el generador de gas a su velocidad de rotación en la ventana de encendido de la cámara de combustión, la cámara es encendida y luego el generador de gas es acelerado por el dispositivo de asistencia de urgencia;

30 - al proporcionar los turbomotores potencias máximas desiguales, el turbomotor de menor potencia funciona sólo cuando la potencia total solicitada es inferior a su PMC, en particular durante el régimen de vuelo a baja altitud de tipo fase de búsqueda;

35 - las potencias de los turbomotores presentan una relación de heterogeneidad de potencia al menos igual a la relación entre la potencia del régimen OEI más elevado del turbomotor de menor potencia y la potencia PMD del turbomotor más potente;

- la relación de heterogeneidad está comprendida entre 1,2 y 1,5 para cubrir un conjunto de misiones tipo; de preferencia, estas relación es al menos igual a la relación entre la potencia del régimen OEI más elevado del turbomotor de menor potencia y la potencia PMD del turbomotor más potente;

40 - una ignición de efecto casi instantáneo, complementaria de un encendido convencional con bujías, puede ser desencadenada para encender la cámara de combustión a la salida de urgencia;

- la energía de asistencia mecánica, a la salida de urgencia de un régimen de súper ralentí, es elegida entre una energía de naturaleza hidráulica, pirotécnica, anaeróbica, eléctrica, mecánica y neumática;

- la asistencia de urgencia es desacoplada después del nuevo arranque del motor válido;

45 - la asistencia de urgencia es de preferencia de uso excepcional, pudiendo su activación ser seguida de una acción de mantenimiento con vistas a su reemplazamiento.

Según modos de puesta en práctica ventajosos:

50 - Dos turbomotores que definen potencias PMD en el despegue, proporcionan potencias sensiblemente diferentes que presentan una relación de heterogeneidad de potencias al menos igual a la relación entre la potencia del régimen OEI más elevado del turbomotor de menor potencia y la potencia PMD del turbomotor más potente; siendo uno de los turbomotores apto para funcionar sólo en régimen continuo, el otro motor está entonces en espera a potencia nula y cámara de combustión apagada, quedando siempre mantenido en

rotación por el accionamiento con vistas a un nuevo arranque de urgencia;

- los dos turbomotores funcionan juntos durante las fases transitorias de despegue, de vuelo estacionario y de aterrizaje;
- el turbomotor de menor potencia funciona sólo cuando la potencia total solicitada es inferior o igual a su PMC.

5 El invento se refiere igualmente a una arquitectura de bimotor equipada con un sistema de regulación para la puesta en práctica de este procedimiento. Tal arquitectura incluye dos turbomotores equipados cada uno con un generador de gas y una turbina libre que transmite la potencia disponible hasta las potencias máximas disponibles. Cada generador de gas está equipado con medios aptos para activar al generador de gas a la salida del régimen de súper ralentí, incluyendo
10 medios de arrastre en rotación y medios de aceleración del generador de gas, medios de ignición de efecto casi instantáneo, complementarios de los medios convencionales de encendido con bujías, y un dispositivo de asistencia mecánica de urgencia que incluye una fuente de energía autónoma embarcada. El sistema de regulación controla los medios de accionamiento y los dispositivos de asistencia de urgencia de los generadores de gas en función de las condiciones y de las fases de vuelo del helicóptero según un perfil de misión previamente registrado en una memoria de este sistema.

15 Ventajosamente, el invento puede suprimir la existencia de regímenes OEI sobre el turbomotor de mayor potencia.

Según modos preferidos de realización:

- los medios de accionamiento activos de un generador de gas pueden ser elegidos entre un arrancador eléctrico que equipa este generador de gas, alimentado por una red de a bordo o un arrancador/generador que equipa el otro generador de gas, un generador eléctrico accionado por una caja de transferencia de potencia, conocida bajo la
20 abreviatura BTP, o directamente por la turbina libre del otro turbomotor, y un dispositivo de accionamiento mecánico acoplado a esta BTP o a esta turbina libre;

- los medios de encendido complementarios pueden ser elegidos entre un dispositivo con bujías de incandescencia (bujías « glow plug » en terminología inglesa), de radiación láser y un dispositivo pirotécnico;

- la fuente autónoma embarcada es elegida entre fuentes de alimentación hidráulica, pirotécnica, neumática, de
25 combustión anaeróbica, eléctrica, (en particular por una batería dedicada o súper-condensadores), y mecánica, en particular por una cadena de potencia mecánica unida al rotor.

Breve descripción de las figuras

Otros aspectos, características y ventajas del invento aparecerán en la descripción que sigue, relativa a modo de realización particulares, en referencia a los dibujos adjuntos que representan, respectivamente:

30 En la fig. 1, un diagrama que representa un ejemplo de perfil de potencia solicitada en el curso de una misión que incluye una fase de búsqueda y dos fases de crucero;

En la fig. 2, un esquema simplificado de un ejemplo de arquitectura de bimotor según el invento, y

En la fig. 3, un diagrama de mandos de un sistema de regulación según el invento en función de las condiciones de vuelo durante una misión de perfil ilustrado por la fig. 1.

35 Descripción detallada

Los términos « motor » y « turbomotor » son sinónimos en el presente texto. En el modo de realización ilustrado, los motores tienen potencias máximas diferenciadas. Este modo permite ventajosamente suprimir los regímenes OEI sobre el turbomotor de mayor potencia, lo que minimiza la diferencia de masas entre los dos motores. Para simplificar el lenguaje, el motor más potente o motor sobredimensionado puede igualmente ser designado por el motor « grande » y el motor de menor potencia por el motor « pequeño ».

40 El diagrama ilustrado en la fig. 1 representa la variación de potencia total requerida P_w en función del tiempo « t » para llevar a cabo una misión de recuperación de naufragos con ayuda de un helicóptero bimotor. Esta misión incluye seis fases principales:

- una fase de despegue « A » que utiliza la potencia máxima PMD;

45 - una fase de vuelo de crucero « B » hasta la zona de búsqueda efectuada a un nivel de potencia inferior o igual a la PMC;

- una fase de búsqueda « C » en la zona de búsqueda a baja altitud por encima del agua que puede efectuarse a potencia y por tanto a velocidad de vuelo minimizando el consumo horario a fin de maximizar el tiempo de exploración;

- una fase de recuperación de los naufragos « D » en vuelo estacionario que necesita una potencia del orden de la desplegada en el despegue;

- una fase de retorno a la base « E », comparable al vuelo de crucero de ida « B » en términos de duración, de potencia y de consumo; y

- una fase de aterrizaje « F », que necesita una potencia ligeramente superior a la potencia en fase de crucero « B » o « E ».

5 Tal misión recubre el conjunto de las fases que pueden desarrollarse clásicamente durante un vuelo de helicópteros. La fig. 2 ilustra esquemáticamente un ejemplo de arquitectura de bimotor de helicóptero que permite optimizar el consumo Cs.

10 Cada turbomotor 1, 2 incluye clásicamente un generador de gas 11, 21 y una turbina libre 12, 22 alimentada por el generador de gas para proporcionar potencia. En el despegue y en régimen continuo, la potencia proporcionada puede alcanzar valores máximos predeterminados, respectivamente PMD, y PMC. Un generador de gas se compone clásicamente de compresores de aire « K » en unión con una cámara de combustión « CC » del carburante en el aire comprimido que entregan gases que proporcionan energía cinética, y turbinas de expansión parcial de estos gases « TG » que arrastran en rotación los compresores a través de los árboles de transmisión « AE ». Los gases accionan igualmente las turbinas libres de transmisión de potencia. En el ejemplo, las turbinas libres 12, 22 transmiten la potencia a través de una BTP 3 que centraliza el suministro de potencia a las cargas y accesorios (toma del movimiento del rotor, bombas, alternadores, dispositivo arrancador/generador, etc.).

15 Las potencias máximas PMD y PMC del turbomotor 1 son sensiblemente superiores a las que el turbomotor 2 es capaz de proporcionar: el turbomotor 1 está sobredimensionado en potencia con relación al turbomotor 2. La relación de heterogeneidad entre los dos turbomotores, que corresponde a la relación entre la potencia del régimen OEI más elevada del turbomotor 2 y la potencia máxima PMD del turbomotor 1, es igual a 1,3 en el ejemplo. La potencia de un turbomotor hace aquí referencia a la potencia intrínseca que puede proporcionar como máximo este turbomotor a un régimen dado.

20 Alternativamente, los dos turbomotores 1 y 2 pueden ser idénticos y las potencias máximas PMD y PMC de estos turbomotores son entonces igualmente idénticas.

Cada turbomotor 1, 2 está acoplado a medios de accionamiento E1 y E2 y a dispositivos de asistencia de urgencia, U1 y U2.

25 Cada medio de accionamiento E1, E2 en rotación del generador de gas respectivo 11, 21, está aquí constituido por un arrancador alimentado respectivamente por un dispositivo arrancador/generador que equipa el otro turbomotor. Y cada dispositivo de asistencia de urgencia U1, U2 incluye ventajosamente, en este ejemplo, bujías de incandescencia « glow plug » como dispositivo de encendido de efecto casi instantáneo, en complemento de las bujías convencionales, y un cartucho de propergol que alimenta una micro-turbina anexa como medio mecánico de aceleración de los generadores de gas. Este dispositivo de encendido complementario puede igualmente ser utilizado a la salida normal de cambio de régimen de vuelo, o a la salida de urgencia del régimen de súper ralentí.

30 En funcionamiento, estos medios de accionamiento E1, E2, los dispositivos de asistencia de urgencia U1, U2 y los mandos de los turbomotores 1 y 2 son gestionados por medios de activación de un sistema de regulación 4, bajo el control del dispositivo de mando digital general de la motorización conocido bajo el acrónimo FADEC 5 (iniciales de « Full Authority Digital Engine Control » en terminología inglesa).

35 Un ejemplo de gestión operado por el sistema de regulación 4, en el marco de un perfil de misión tal como se ha presentado anteriormente y registrado en una memoria 6 entre otros, está ilustrado en la fig. 3. El sistema 4 selecciona entre un conjunto de modos de gestión M0 los modos de gestión adaptados al perfil de la misión seleccionada en la memoria 6, aquí cuatro modos de gestión para la misión retenida (de perfil ilustrado por la fig. 1): un modo M1 concerniente a las fases transitorias, un modo M2 que se refiere a los vuelos en régimen continuo - de crucero y de fase de búsqueda -, un modo M3 relativo a las averías del motor y un modo M4 de gestión de los nuevos arranques de urgencia de los motores en régimen de súper ralentí.

45 Esta misión incluye como fases transitorias las fases A, D y F, respectivamente de despegue, de vuelo estacionario y de aterrizaje. Estas fases son gestionadas por el modo M1 de funcionamiento convencional en bimotor en el que los turbomotores 1 y 2 están los dos en funcionamiento (etapa 100), de manera que el helicóptero dispone de una potencia elevada, que puede ir hasta su PMD. Los dos motores funcionan al mismo nivel de potencia relativo con respecto a su potencia nominal. Los casos de avería de uno de los motores son gestionados de manera convencional, por ejemplo armando los regímenes OEI del «pequeño» turbomotor 2 de menor potencia en el caso de la avería del otro turbomotor.

50 El vuelo continuo corresponde, en la misión de referencia, a las fases del vuelo de crucero, B y E, y a la fase C de búsqueda a baja altitud. Estas fases son gestionadas por el modo M2 que prevé el funcionamiento de un turbomotor mientras que el otro turbomotor está en régimen de súper ralentí y mantenido en rotación en cámara apagada por medios de accionamiento, a una velocidad de encendido situada en su ventana preferente.

55 Así, en las fases de crucero B y E, el turbomotor 1 funciona y el otro turbomotor 2 es mantenido en rotación por su arrancador utilizado como medio de accionamiento E2 y alimentado por el arrancador/generador del turbomotor 1. La rotación es regulada sobre una velocidad de encendido de cámara preferente (etapa 200). Esta configuración corresponde a la necesidad de potencia que, en estas fases de crucero, es inferior a la PMC del motor « grande » 1 y superior a la del motor « pequeño » 2. Paralelamente a la consideración del consumo Cs esta solución es igualmente

ventajosa pues el motor grande 1 funciona a un nivel de potencia relativa más elevada que en modo convencional, con los dos motores en funcionamiento. Cuando los motores son idénticos, la necesidad de potencia en estas fases de crucero no puede exceder de la PMC de los motores.

5 En la fase de búsqueda C, el turbomotor « pequeño » 2 de menor potencia funciona sólo pues es capaz de proporcionar por sí sólo la necesidad de potencia. En efecto, la necesidad es entonces sensiblemente inferior a la potencia PMC del turbomotor sobredimensionado 1 pero también inferior a la PMC del motor « pequeño » 2. Pero sobre todo, el consumo Cs es menor pues este motor «pequeño » 2 funciona a un nivel de potencia relativo más elevado que aquel al que habría funcionado el turbomotor 2. En esta fase C, el turbomotor 1 es mantenido en régimen de súper ralenti, por ejemplo en rotación por el arrancador utilizado como medio de accionamiento E1 a una velocidad de encendido de cámara preferente (etapa 201).

Alternativamente, en el caso de motores de la misma potencia, sólo funciona uno de los dos motores, siendo mantenido el otro en régimen de súper ralenti.

Ventajosamente, el modo M2 gestiona también el nuevo arranque convencional del motor en régimen de súper ralenti cuando se aproxima al final de las fases B, E o C. Si este nuevo arranque convencional falla, se bascula al modo M4.

15 El modo M3 gestiona los casos de avería del motor utilizado reactivando el otro motor por su dispositivo de asistencia de urgencia. Por ejemplo cuando el turbomotor sobredimensionado 1, utilizado en funcionamiento sólo durante las fases de vuelo de crucero B o E, se avería, el motor « pequeño » 2 es rápidamente reactivado a través de su dispositivo de asistencia de urgencia U2 (etapa 300). De manera similar, si el motor « pequeño » 2 sólo en funcionamiento de las de la fase de búsqueda C se avería, el motor « grande » 1 es reactivado rápidamente a través de sus dispositivo de asistencia de urgencia U1 (etapa 301).

Este modo M3 gestiona igualmente en la duración de las fases de crucero o de búsqueda cuando el motor previsto inicialmente al funcionamiento se avería y es reemplazado por el otro motor reactivado:

25 - en el caso de las fases de crucero B y E, el dispositivo de asistencia de urgencia U2 es desacoplado, siendo armados los regímenes OEI del motor « pequeño » 2 conforme a las certificaciones de seguridad (etapa 310) en caso de motores diferenciados;

- para la fase de búsqueda C (etapa 311), el dispositivo de asistencia de urgencia U1 es desacoplado, siendo la PMD del motor sobredimensionado 1 al menos igual a la potencia del régimen OEI más elevado del motor « pequeño » 2 en caso de motores diferenciados.

30 Cuando las condiciones de vuelo resultan súbitamente difíciles, un nuevo arranque rápido del motor en régimen de súper ralenti por activación de su dispositivo de asistencia puede ser oportuno para disponer de la potencia de dos turbomotores. En el ejemplo, este dispositivo es de naturaleza pirotécnica y se compone de un cartucho de propergol que alimenta una micro-turbina.

35 Estos casos son gestionados por el modo de nuevo arranque de urgencia M4. Así, ya sea durante las fases de vuelo de crucero B y E (etapa 410) o de búsqueda C (etapa 411), durante las que un solo turbomotor 1 o 2 funciona, el funcionamiento del otro turbomotor 2 o 1 es provocado por la activación del dispositivo de asistencia pirotécnica respectivo, U2 o U1, solamente en caso de fracaso de los medios clásicos de nuevo arranque U0 (etapa 400). Las condiciones de vuelo son entonces aseguradas por el funcionamiento del helicóptero como bimotor.

El presente invento no está limitado a los ejemplos descritos y representados. En particular el invento se aplica tanto con turbomotores de potencias diferenciadas como iguales.

40 Además, otros regímenes de súper ralenti distintos de los regímenes ya evocados más arriba - a saber un mantenimiento en rotación del motor ya esté la cámara apagada o encendida, estando la velocidad de rotación ventajosamente en la ventana de encendido si la cámara está apagada, o una velocidad de rotación nula con la cámara apagada, siendo entonces la puesta en rotación producida ventajosamente por el propio arrancador del motor alimentado por la red de a bordo - pueden ser definidos: en la cámara encendida con una velocidad de rotación nula del motor, o aún con una cámara en espera de encendido o parcialmente encendida con una velocidad de rotación nula o no nula del motor concernido.

Además, el sistema de regulación puede prever más o menos cuatro modos de gestión. Por ejemplo, otro modo o un modo suplementario de gestión puede ser la toma en consideración de las condiciones geográficas (montañas, mar, desierto, etc.).

50 Es igualmente posible añadir otros modos de gestión, por ejemplo por fase de vuelo o por estructura (motores, medios de accionamiento, dispositivo de asistencia de urgencia) en función de los perfiles de las misiones.

Por otra parte, al menos uno de los dispositivos de asistencia pueden no ser de uso único, a fin de permitir al menos otro nuevo arranque por este dispositivo en el curso de la misma misión.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de optimización del consumo específico de un helicóptero equipado con dos turbomotores (1, 2) que incluyen cada uno un generador de gas (11, 21) provisto de una cámara de combustión (CC), caracterizado por que al menos uno de los turbomotores (1, 2) es apto para funcionar sólo en régimen de vuelo continuo (B, E, C), estando el otro motor (2, 1) entonces en régimen llamado de súper ralentí a potencia nula apto para pasar a modo de aceleración del generador de gas de este motor (2, 1) por medios de accionamiento (E1, E2) compatibles con un nuevo arranque en salida de urgencia, por que este nuevo arranque de urgencia es realizado, en caso de fracaso de al menos una tentativa previa de nuevo arranque convencional (U0), por una asistencia mecánica de urgencia (U2, U1) al generador de gas (21, 11) del turbomotor en súper ralentí (2, 1), producida por una energía autónoma embarcada y dedicada a este nuevo arranque, y por que en caso de avería de un turbomotor (1, 2) utilizado en funcionamiento sólo, el otro turbomotor en súper ralentí (2, 1) es vuelto a arrancar por la asistencia de urgencia (U2, U1).
2. Procedimiento de optimización según la reivindicación 1, en el que el régimen de súper ralentí es elegido entre un régimen de mantenimiento en rotación del motor (1, 2) con la cámara de combustión (CC) encendida, un régimen de mantenimiento en rotación del motor (1, 2) con la cámara de combustión (CC) apagada y un régimen de rotación nula del motor (1, 2) con la cámara de combustión (CC) apagada.
3. Procedimiento de optimización según la reivindicación precedente, en el que, a la salida normal del régimen de súper ralentí, estando la cámara encendida, una variación del caudal de carburante según una ley de protección contra el bombeo y el embalaje térmico acciona el generador de gas (11, 12) del turbomotor (1, 2) en aceleración hasta un nivel de potencia de bimotor.
4. Procedimiento de optimización según la reivindicación 2, en el que a la salida normal de súper ralentí, estando la cámara apagada, medios de accionamiento (E1, E2) accionan al generador de gas (11, 21) en rotación según una velocidad posicionada previamente en una ventana de encendido y luego, una vez encendida la cámara (CC), y el generador de gas (11, 21) es acelerado hasta el nivel de potencia bimotor.
5. Procedimiento de optimización según la reivindicación 2, en el que a la salida normal de súper ralentí, estando apagada la cámara (CC), el generador de gas (11, 21) es accionado por un equipo eléctrico propio de este generador, este equipo lo arranca y lo acelera hasta que su velocidad de rotación esté en una ventana de encendido de la cámara (CC) y luego, una vez encendida la cámara, el generador de gas (11, 12) es acelerado por una variación del caudal de carburante hasta el nivel de potencia de bimotor.
6. Procedimiento de optimización según la reivindicación 2, en el que, a la salida de urgencia de un régimen de súper ralentí, en cámara (CC) apagada, estando el generador de gas (11, 21) a su velocidad de rotación en la ventana de encendido de la cámara de combustión (CC), la cámara (CC) es encendida y luego el generador de gas es acelerado por el dispositivo de asistencia de urgencia.
7. Procedimiento de optimización según una cualquiera de las reivindicaciones 4 a 6, en el que una ignición de efecto casi instantáneo, complementaria de un encendido convencional con bujías, es desencadenada para encender la cámara de combustión (CC) a la salida de urgencia.
8. Procedimiento de optimización del consumo específico de un helicóptero equipado con dos turbomotores (1, 2) según la reivindicación 1, que define potencias PMD en el despegue, en el que los turbomotores (1, 2) proporcionan potencias sensiblemente diferentes que presentan una relación de heterogeneidad de potencias al menos igual a la relación entre la potencia del régimen OEI más elevado del turbomotor de menor potencia (2) y la potencia PMD del turbomotor más potente (1), por que al menos uno de los turbomotores (1, 2) es apto para funcionar sólo en régimen continuo (B, E, C), estando el otro motor (2, 1) entonces en espera a potencia nula y cámara de combustión apagada, quedando siempre mantenido en rotación por los medios de accionamiento (E2, E1) con vistas a un nuevo arranque de urgencia.
9. Procedimiento de optimización según la reivindicación precedente, en el que los turbomotores (1, 2) funcionan juntos durante las fases transitorias de despegue, de vuelo estacionario y de aterrizaje.
10. Procedimiento de optimización según una cualquiera de las reivindicaciones 8 o 9, en el que el turbomotor de menor potencia (2) funciona sólo cuando la potencia total solicitada es inferior o igual a su PMC.
11. Arquitectura de bimotor equipada con un sistema de regulación (4) para la puesta en práctica del procedimiento según una cualquiera de las reivindicaciones precedentes, caracterizada por que incluye dos turbomotores (1, 2) equipados cada uno con un generador de gas (11, 21) y una turbina libre (12, 22) que definen potencias máximas disponibles (PMD, PMC), por que cada generador de gas (11, 21) está equipado con medios de accionamiento (E1, E2) aptos para activar al generador de gas (11, 21) a la salida del régimen de súper ralentí, incluyendo medios de arrastre en rotación (AE) y medios de aceleración del generador de gas, y de un dispositivo de asistencia mecánica de urgencia (U1, U2) que incluyen medios de ignición de efecto casi instantáneo, complementarios de los medios convencionales de encendido con bujías, y medios mecánicos de aceleración del generador de gas (11, 21) por una fuente autónoma embarcada, y por que el sistema de regulación (4) controla los medios de accionamiento (E1, E2) y los dispositivos de asistencia de urgencia (U1, U2) de los generadores de gas (11, 21) en función de las condiciones y de las fases de vuelo (A a F) del helicóptero según un perfil de misión previamente registrado en una memoria (6) de este sistema (4).

- 5 12. Arquitectura de bimotor según la reivindicación precedente, en la que los medios de accionamiento (E1, E2) de un generador de gas (11, 21) son elegidos entre un arrancador eléctrico que equipa este generador de gas, alimentado por una red de a bordo o un arrancador/generador que equipa el otro generador de gas (21, 11), un generador eléctrico, arrastrado por una caja de transmisión de potencia (3), o directamente por la turbina libre (22, 12) del otro turbomotor (2, 1), y un dispositivo de accionamiento mecánico acoplado a esta BTP (3) o a ésta turbina libre (12, 22).
13. Arquitectura de bimotor según una de las reivindicaciones 11 o 12 caracterizada por que los medios de accionamiento (E1, E2) son aptos para mantener el generador de gas (11, 21) en rotación, con la cámara de combustión apagada.

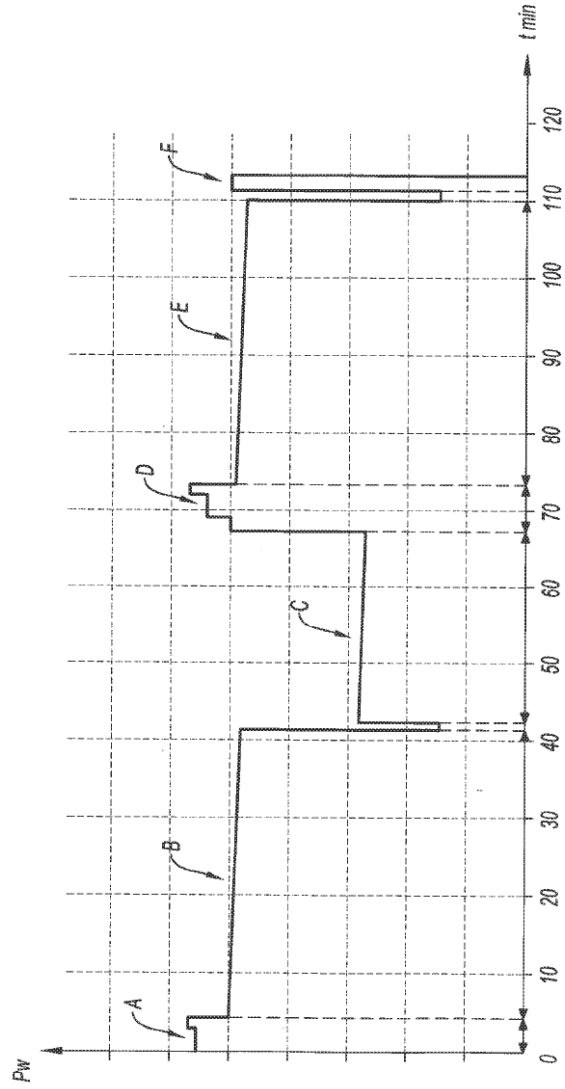


Fig. 1

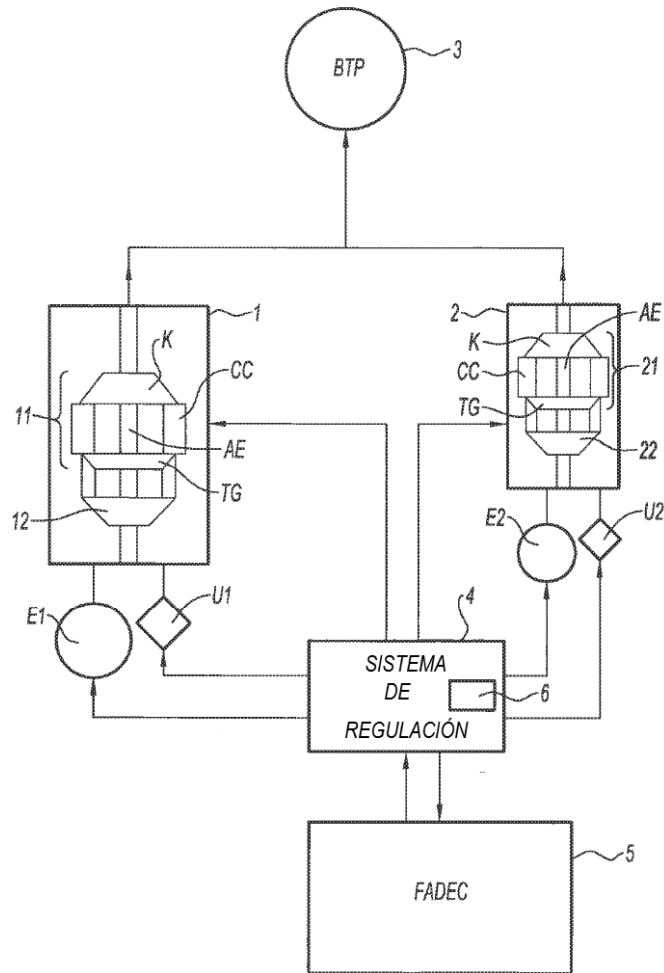


Fig. 2

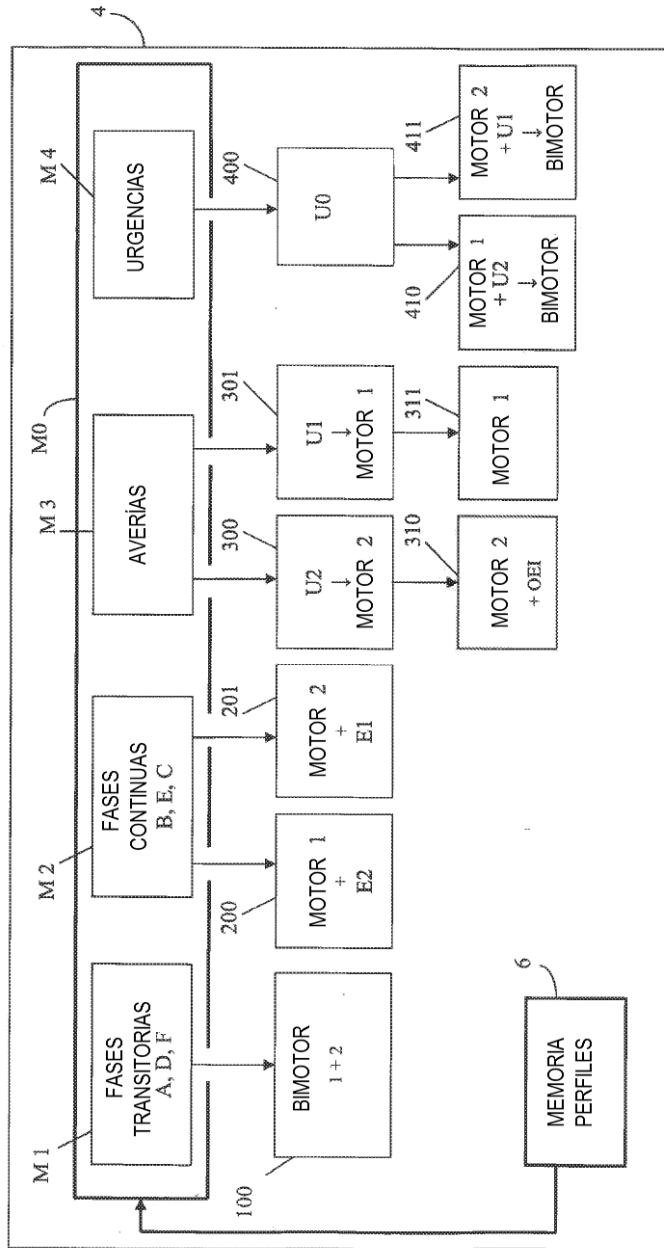


Figura 3