

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 626 180**

51 Int. Cl.:

F02C 6/08 (2006.01)

B64D 13/06 (2006.01)

B64D 41/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **23.08.2011 PCT/FR2011/051944**

87 Fecha y número de publicación internacional: **01.03.2012 WO12025688**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.08.2011 E 11761654 (0)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **26.04.2017 EP 2609311**

54 Título: **Procedimiento de optimización de la operabilidad de motorización de una aeronave y grupo de potencia autónomo de puesta en práctica**

30 Prioridad:

25.08.2010 FR 1056764

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

24.07.2017

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

HAILLOT, JEAN-MICHEL

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 626 180 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 de la operabilidad de motorización de una aeronave y grupo de potencia autónomo de puesta en práctica

Ámbito técnico

5 La invención concierne a un procedimiento de optimización de la operabilidad de la motorización de una aeronave, así como a un grupo de potencia principal apto para poner en práctica un procedimiento de este tipo.

La invención se aplica a la motorización de aeronaves, es decir esencialmente tanto a la motorización de aviones (reactores, turborreactores, turbopropulsores), como a la motorización de helicópteros (turbomotor).

10 Un motor de aeronave comprende, clásicamente, y de manera simplificada, un conjunto de compresor-cámara de combustión-turbina que forma un generador de gases. Después de su combustión, los gases calientes se expanden en la turbina que arrastra mecánicamente el compresor por medio de un árbol de alta presión (en abreviatura HP) o cuerpo HP, y proporcionan energía potencial.

15 En el caso de un avión, esta energía potencial genera la energía de propulsión en forma de empuje, ya sea directamente (en los reactores) o bien indirectamente por medio del cuerpo de baja presión BP (en los turborreactores de soplante o los turbopropulsores de hélice). En el caso de un helicóptero, esta energía de propulsión es transmitida a las alas giratorias por intermedio de una caja de transmisión de potencia (conocida generalmente con la denominación BTP). Las turbomáquinas distribuyen energía en el tiempo correspondiente a un nivel de transmisión de potencia instantánea.

20 Los caudales de aire en el compresor y la turbina pueden provocar, en ciertas condiciones de funcionamiento, el fenómeno denominado de bombeo del compresor que hace ascender los gases calientes del generador de gases hacia la entrada de aire del compresor y puede conducir a las consecuencias más graves (caída brusca de la sustentación, inversión de empuje, rotura de las palas, destrucción del motor). Es necesario por tanto guardar margen de bombeo. Dicho fenómeno debe ser evitado en el ámbito aeronáutico.

25 Una línea de bombeo puede ser trazada para cada fase de vuelo en función de la relación de presión de entrada/salida de aire y del caudal de aire. La línea de funcionamiento del motor debe permanecer por debajo de esta línea de bombeo para evitar en particular cualquier pérdida de empuje. La separación entre la línea de funcionamiento y la línea de bombeo, denominada margen del bombeo, se reduce cuando la velocidad del cuerpo HP es baja.

30 El margen de bombeo es tanto más reducido cuanto que las tomas mecánicas en los cuerpos HP son efectuadas para alimentar los equipos eléctricos e hidráulicos (alternadores, bombas, etc). Las especificaciones actuales tienden hacia un aumento sensible de estas tomas. Ahora bien, un margen de bombeo suficiente debe poder permitir una aceleración del cuerpo HP cuando se demande una maniobra de motor y al aire en función de las circunstancias del vuelo.

35 Un funcionamiento similar está previsto para los turbomotores de helicópteros. Sin embargo, en régimen de avería de un motor (abreviadamente OEI, iniciales de « One Engine Inoperative » en terminología inglesa), se demanda al cuerpo HP del motor operativo una aceleración rápida.

Estado de la técnica

40 De manera general, la importancia de las demandas de tomas mecánicas limitan las capacidades de aceleración de los motores durante las fases transitorias, es decir la operabilidad de la fuente motriz. Para obtener las aceleraciones deseadas, sería útil aumentar el margen de bombeo por una línea de funcionamiento más baja. Sería igualmente posible tomar aire del motor principal. Pero entonces, tanto en un caso como en el otro, el rendimiento global de la turbomáquina resulta sensiblemente afectado.

45 Siendo la aeronave un sistema aislado, la única solución es limitar temporalmente las demandas de toma mecánica del cuerpo HP. Pero las consecuencias pueden ser funestas en el material y en las funciones ejercidas por los equipos (acondicionamiento de aire de la cabina, tren de aterrizaje, etc). Véanse por ejemplo los documentos US 5 239 830 A, EP 1 630 099 A2.

Exposición de la invención

50 La invención está destinada a suprimir la exigencia de toma mecánica de los motores durante las fases transitorias a fin de optimizar la operabilidad del conjunto motor durante estas fases. Para hacer esto, se proporciona una aportación de potencia, en particular durante estas fases, por una fuente suplementaria de potencia no directamente propulsora de clase motor. Una generación de potencia es denominada de clase motor cuando la arquitectura y la eficiencia de esta generación de potencia es apta para la certificación de motor para utilización durante todas las fases de vuelo, del mismo modo que una generación de potencia proporcionada por un motor principal de aeronave.

De modo más preciso, la presente invención tiene por objeto un procedimiento de optimización de la operabilidad de la motorización de una aeronave que comprende motores principales como fuentes de motorización principales. Dicha optimización consiste, con la ayuda de una fuente de potencia principal de clase motor como fuente de motorización, en proporcionar la totalidad de la energía no propulsora y, durante las fases transitorias de los motores, en proporcionar además parcialmente una potencia suplementaria al cuerpo HP de los motores principales. Las fases transitorias de los motores recubren de modo más particular las fases de aceleraciones, los casos de avería y el funcionamiento en modo ralentí.

De acuerdo con modos de puesta en práctica preferidos, la potencia proporcionada al cuerpo HP de los motores principales es distribuida por un generador eléctrico que equipa a la fuente de potencia principal en unión con un arrancador eléctrico de los motores principales convertido en motor – como durante el arranque en el suelo de los motores principales – o por toma de aire comprimido de la fuente de potencia principal en unión con un arrancador de aire de los motores principales.

En particular, la fuente de potencia principal puede aportar potencia al cuerpo HP de los motores principales a fin de proporcionar tasas de aceleraciones más elevadas con eventualmente un ralentí regulado a un nivel inferior al ralentí nominal.

De modo más particular en aplicación avión, en fase de descenso de vuelo como fase transitoria, la fuente de potencia principal proporciona potencia al cuerpo HP de los motores principales. Se obtiene así una operabilidad optimizada, en términos de capacidad de aceleración máxima, por un aumento del margen de bombeo de los motores principales en una fase de vuelo en la que este margen sería como mínimo sin aportación de potencia suplementaria, con una línea de funcionamiento lo más próxima al bombeo.

De modo más particular en aplicación helicóptero, en caso de avería de un motor principal, la fuente de potencia principal proporciona la potencia eléctrica al cuerpo HP del motor principal operativo para que este último pueda disponer de una capacidad de aceleración tal que su margen de bombeo sea suficiente. Se preserva, así, el margen de bombeo con una operabilidad entonces optimizada.

Por tanto en aplicación aeronave, en fase estabilizada como en fase transitoria, la fuente de potencia principal proporciona potencia al cuerpo HP de los motores principales.

La invención se refiere igualmente a un grupo de potencia principal, en lo que sigue GPP, apto para optimizar la operabilidad de la motorización de una aeronave de acuerdo con el procedimiento anterior. Tal grupo de potencia principal tiene por base un grupo de potencia de tipo grupo auxiliar de potencia, en abreviatura GAP (o APU, iniciales de « Auxiliary Power Unit », en terminología inglesa), hecho fiable para ser de clase motor y combinado con medios de regulación del aire comprimido en cabina.

Los GAP equipan habitualmente las aeronaves para alimentar en el suelo los diferentes equipos consumidores de energía (potencias eléctrica, neumática e hidráulica, acondicionamiento de aire), y arrancar los motores principales. Cuando un motor se avería, ciertos GAP están suficientemente asegurados para poder ser arrancados de nuevo durante el vuelo a fin de intentar volver a arrancar el motor que falla y/o de proporcionar una parte de la energía eléctrica a los equipos en vuelo.

Un GAP se compone clásicamente de un generador de gases y de medios de arrastre de los equipos (compresor de carga, bombas de carburante e hidráulica, generador eléctrico y/o arrancador/generador eléctrico, etc), o por medio de una caja de transferencia de potencia, con una adaptación de las velocidades de rotación. Una toma de aire en salida del compresor de carga o del compresor de entrada sirve para el arranque neumático de los motores principales.

La utilización de un GAP incluso asegurado durante las fases de vuelo para proporcionar energía no propulsora es considerado a priori como irrealista debido a un rendimiento de energía desfavorable con respecto a los motores principales: hacer funcionar un GAP durante toda la duración del vuelo es consumidor de carburante.

Ahora bien, transformado en grupo de potencia de clase motor para proporcionar la energía neumática estrictamente necesaria a la cabina en utilización permanente, una aeronave que integra tal grupo presenta entonces un balance favorable y permite optimizar la operabilidad de la motorización de la aeronave.

A este respecto, en una aeronave que comprende equipos consumidores de energía, en particular una cabina renovada de aire y regulada en temperatura y/o en presión con la ayuda de un sistema de regulación ECS, motores principales de generación de potencia y una unidad de control de vuelo, un grupo de potencia principal de acuerdo con la invención – integrado en un compartimiento aislado por un tabique cortafuego de las otras zonas de la aeronave y equipado con una entrada de aire exterior y una tobera de salida – comprende un grupo de potencia de clase motor del tipo anteriormente descrito equipado con un generador de gases y con una turbina de potencia de arrastre de equipos que comprende un compresor de carga. El compresor de carga está acoplado, por medio de un mando de regulación que comunica con la unidad de control, al sistema ECS a fin de proporcionar la energía neumática necesaria a la cabina.

De acuerdo con modos de realización particulares:

- el grupo de potencia principal está acoplado a una estructura de recuperación que comprende una turbina de recuperación de energía de arrastre de los equipos con la turbina de potencia y acoplada, en entrada de aire, a la salida de la cabina para refrigerar, en salida de aire, los equipos, estando el compresor de carga integrado en esta estructura de recuperación como proveedor de energía neumática a la cabina;
 - la turbina de recuperación eyecciona un flujo de aire en salida en el compartimiento del grupo de potencia principal que, después de haber refrigerado los equipos y accesorios contenidos en el compartimiento trasero, es evacuado a la tobera de escape por un efecto de trompa inducido por la velocidad de eyección de los gases del flujo de aire caliente de la turbina de potencia.
- En estas condiciones, la recuperación de energía en salida de la cabina – en forma de presión y/o de temperatura – está optimizada por la proximidad de la fuente de potencia principal, al tiempo que garantiza una salida de flujo de aire en salida de cabina con una contra-presión controlada en la cabina. Además, vincular la recuperación de energía a una fuente de generación de potencia principal, y no a un simple compresor o un alternador, permite absorber sobrevelocidades, que pueden activarse en caso de avería, gracias a la inercia producida por el efecto de masa de los componentes de la fuente de generación de potencia y del conjunto de los consumidores.

Además, la recuperación de energía en salida de la cabina puede ser efectuada completando la energía potencial contenida en el flujo de aire de salida de cabina con la energía térmica utilizada para refrigerar sistemas dedicados a equipos de la aeronave antes de ser nuevamente enriquecido por el intercambio térmico entre los citados flujos de aire.

20 Breve descripción de las figuras

Otros aspectos, características y ventajas de la invención se pondrán de manifiesto en la descripción no limitativa que sigue, relativa a modos de realización particulares, refiriéndose a los dibujos anejos que representan respectivamente:

- en la figura 1, un gráfico de las variaciones de la línea de funcionamiento de un motor de aeronave;
- en las figuras 2a y 2b, dos esquemas de repartición de las energías propulsoras y no propulsoras, especialmente en fase transitoria (véase la figura 2b), proporcionadas por los motores principales y el grupo de potencia principal de una aeronave en vuelo nominal;
- en la figura 3, un esquema de repartición de las energías en caso de avería de un motor de helicóptero; y
- en la figura 4, un diagrama de bloques de un ejemplo de grupo de potencia principal de acuerdo con la invención en un compartimiento trasero de aeronave, en unión con una cabina de aeronave equipada con un sistema de control medioambiental ECS.

Descripción detallada de modos de realización

En todas las figuras, los elementos idénticos o semejantes, que ejercen una misma función, están identificados con signos de referencia idénticos o semejantes.

- Refiriéndose a la figura 1, el gráfico de las variaciones de la línea de funcionamiento LF de un motor de aeronave está representado en un sistema de referencia de relación de presiones de aire P/P en función del caudal de aire corregido D para una fase de vuelo dada. El caudal de aire es denominado corregido para permitir una representación gráfica significativa que integra las influencias de los diferentes parámetros intervinientes. En este sistema de referencia están añadidas una línea de bombeo LP y las líneas de funcionamiento LF, LF2 del motor. La línea de funcionamiento LF permanece por debajo de esta línea de bombeo LP para evitar cualquier pérdida de empuje. El margen de bombeo MP de separación entre la línea de funcionamiento y la línea de bombeo disminuye con la velocidad (o el caudal de aire) del cuerpo HP del motor, por ejemplo entre la velocidad máxima N_M y la velocidad de ralentí N_R permitidas para esta fase de vuelo.

- Un margen de bombeo reducido aumenta el rendimiento del motor pero puede comprender riesgos de bombeo si la línea de funcionamiento se aproxima demasiado cerca a la línea de bombeo. Por ejemplo, durante una aceleración a partir de la velocidad de ralentí N_R , los puntos de funcionamiento Pf1 en transitorio describen en el gráfico la línea de funcionamiento LF1 de N_R a N_M . La disminución de margen de bombeo MP a lo largo de esta línea LF1 es debida a la inyección de carburante en la cámara de combustión necesaria para la aceleración del cuerpo HP. La posición del punto Pf1 representada en el gráfico corresponde al margen de bombeo mínimo. Tomas mecánicas en el cuerpo HP para alimentar equipos (véase la flecha PM) reducen igualmente el margen de bombeo. Las especificaciones actuales tienden hacia un aumento sensible de estas tomas, que aumentan sensiblemente los riesgos de bombeo.

Maniobras de motor y al aire durante aceleraciones son entonces delicadas de gestionar. Por otra parte, las tomas de aire (véase la flecha PA) por ejemplo a nivel del compresor del motor, para proporcionar energía a otros equipos (acondicionamiento de aire de la cabina, etc) aumentan el margen de bombeo. La línea de funcionamiento pasa

entonces de la línea LF a la línea LF2, este paso implica una pérdida de rendimiento a caudal constante como está ilustrado por la lecha P_R .

Una operabilidad optimizada es realizada por una aportación de potencia que proviene de una fuente principal, en términos de capacidad de aceleración maximizada: tal aportación permite aumentar la potencia distribuida al árbol del cuerpo HP por provisión simultánea de potencia por inyección de carburante en la cámara de combustión y de potencia que proviene del grupo GPP. Esta aportación simultánea aumenta la tasa de aceleración del cuerpo HP, conservando el margen de bombeo MP de los motores principales en una fase de vuelo en la que este margen sería mínimo sin aportación de potencia suplementaria, con una línea de funcionamiento LF lo más próxima al bombeo. Además, esta aportación suplementaria permite disminuir la velocidad de ralentí N_R a margen de bombeo idéntico en fase transitoria. Además, tal aportación permite en fase estabilizada mantener un nivel de ralentí N_{R0} inferior al determinado por la capacidad de autonomía del generador de gases.

En ausencia de grupo de potencia principal, cada motor principal proporciona, a igualdad de condiciones nominales, energía propulsora E_p y energía no propulsora E_{np} . Como aparece en detalle en lo que sigue, un GPP puede proporcionar la totalidad o una parte de la energía no propulsora entre cada motor principal y el GPP. Este GPP distribuye igualmente algunos por cientos de energía propulsora por provisión de potencia al cuerpo HP de los motores principales en las fases transitorias, en particular en caso de avería de un motor principal.

En referencia a la figura 2a, que se refiere a un estado inicial en vuelo estabilizado de una aeronave, la energía no propulsora E_{np} es proporcionada a los equipos 100 por los motores principales 200, MP1 y MP2, así como por el grupo GPP 1 según una equipartición $E_{np}/3$. Esta equipartición es igualmente preconizada para definir los puntos de dimensionamiento de las turbomáquinas. En fase de descenso, durante la cual los motores principales no son solicitados, es preferible que la energía no propulsora sea proporcionada principalmente o totalmente por el grupo GPP.

En variante (véase la figura 2b), la energía no propulsora E_{np} es proporcionada solamente por el grupo GPP 1 en vuelo nominal a fin de permitir a los medios de conmutación (en particular los contactores eléctricos), en caso de avería de un motor, disponer de tiempo de reacción suficiente. En efecto, los tiempos de respuesta durante las aceleraciones que haya que proporcionar por un solo motor pueden ser insuficientes si este motor no moviliza toda su potencia (véase en lo que sigue el caso de avería de motor).

Por otra parte, el empuje $300 (2xE_p)$ en vuelo nominal es proporcionado a partes iguales por cada uno de los motores principales. El grupo GPP 1 puede distribuir una proporción de energía propulsora kxE_p por provisión de potencia a cada uno de los cuerpos HP de los motores, pudiendo alcanzar k algunos por cientos.

En caso de avería de un motor MP2 en una aeronave, en particular un helicóptero equipado con un grupo GPP 1, como está ilustrado en el ejemplo de la figura 3, el motor 200 operativo restante MP1 está configurado en primer lugar para proporcionar toda la energía propulsora: su parte de provisión de energía no propulsora E_{np} a los equipos 100 pasa entonces de $E_{np}/3$ (sin avería del otro motor, véase la figura 2a) a $0xE_{np}$, y su provisión de energía propulsora pasa de E_p a $2xE_p$ para dar todo el empuje 300. El grupo GPP 1 está configurado después para proporcionar toda la energía no propulsora E_{np} , pasando de $E_{np}/3$ a E_{np} . Ventajosamente el grupo GPP 1 continúa proporcionando una proporción kxE_p de energía propulsora al cuerpo HP del motor operativo con un coeficiente k adaptado y una tasa de aceleración tales que el margen de bombeo del motor operativo sea suficiente. En transitorio, el coeficiente adaptado tiene un valor k_t y el grupo GPP proporciona entonces una energía propulsora transitoria k_tE_{pt} al cuerpo HP del motor operativo MP1 que proporciona todo el empuje $2xE_{pt}$.

En el caso de una aeronave en fases de vuelo transitorias (véase la figura 2b), en particular para un avión, el grupo GPP 1 distribuye energía propulsora transitoria k_tE_{pt} , con un coeficiente k_t , al cuerpo HP de cada uno de los motores principales 200 que proporcionan $1xE_{pt}$, siendo $2xE_{pt}$ la energía propulsora total que haya que distribuir en fase transitoria. El grupo GPP proporciona también la totalidad de la energía no propulsora, o sea E_{np} , además de la energía $2k_tE_{pt}$.

La potencia proporcionada al cuerpo HP de los motores principales es distribuida por el generador, en este caso un alternador, que equipa el grupo GPP en unión con el arrancador eléctrico de los motores principales convertido en motor, como durante el arranque en el suelo de los motores principales.

En particular, el grupo GPP aporta potencia a cuerpo HP de los motores principales a fin de efectuar aceleraciones con un nivel de ralentí regulado lo más bajo posible.

Refiriéndose a la figura 4 de un diagrama de bloques esquematizado, un grupo GPP 1 está dispuesto en un compartimiento trasero 2 situado aguas abajo de la aeronave 3. La cabina de los pasajeros 4 está situada más aguas arriba y acoplada al compartimiento trasero 2 por medio de un compartimiento intermedio 5. Un tabique de presurización 6 separa la cabina 4 del compartimiento intermedio y un tabique cortafuego 7 aísla el compartimiento intermedio 5 del compartimiento trasero 2, equipado con una entrada de aire exterior 21 y con una tobera de salida 22.

ES 2 626 180 T3

5 El grupo GPP 1 comprende un motor 10 de tipo APU pero de clase motor, combinado con una estructura de recuperación de energía. El motor auxiliar se compone de un generador de gases o cuerpo HP 11, que comprende un compresor de entrada 110 de un flujo de aire F1 que proviene de la entrada de aire 21, una cámara de combustión 111 y una turbina 112 de arrastre del compresor 110 por un árbol HP 113. Este generador de gases está acoplado en entrada a un canal de circulación de aire K1 montado en la entrada de aire exterior 21 y, en salida, a una turbina de potencia 12 que libera un flujo de aire caliente F2, típicamente de aproximadamente 500 °C a 600 °C.

La estructura de recuperación de energía está centrada en una turbina de recuperación 13 en unión con un dispositivo de insonorización 14, a fin de evitar el ascenso de los ruidos aerodinámicos fuera del compartimiento, en particular a la cabina.

10 Esta turbina de recuperación 13 está acoplada a la turbina de potencia 12 para arrastrar equipos 100 – mecánicos, neumáticos (compresores), eléctricos (alternadores) y/o hidráulicos (bombas) – en particular un compresor de carga 15 y un arrancador/generador 16, por medio de una caja de transferencia de potencia 17 en el ejemplo. Esta caja 17 está equipada con reductores y reenvíos (no representados) adaptados para la transmisión de potencia. La turbina de potencia 12 proporciona su potencia a la caja 17 por medio de un árbol 121, siendo este árbol pasante en el ejemplo ilustrado. Alternativamente este árbol puede ser no pasante o un árbol exterior por una caja de reducción apropiada (no representada). Esta caja está equipada ventajosamente con una rueda libre para su desconexión en las fases de no recuperación, por ejemplo en el caso de puerta de cabina de avión abierta.

20 El compresor de carga 15 alimenta de aire un sistema de control medioambiental denominado sistema ECS 41 de la cabina 4 para transmitirla, por medio de un mezclador de reciclaje 42, aire comprimido que proviene de la entrada de aire exterior 21 por un ramal K11 del canal K1. El compresor de carga 15 es regulado por un mando de regulación 19 que comunica con la unidad de control (no representada) a fin de proporcionar la energía neumática necesaria a la cabina. En variante, el compresor de entrada 110 puede servir de compresor de carga 15 por una toma de aire apropiada.

25 Al menos una válvula variable 40, denominada de regulación de presión en cabina, hace circular el flujo de aire F3 de la salida 43 de la cabina 4 a la estructura de recuperación de energía por medio de un canal K2. Ventajosamente, el canal K2 pasa al compartimiento intermedio 5 para que el flujo de aire F3 refrigere las electrónicas de potencia 50 de un armario 51 – estando dedicados estos accesorios a diferentes sistemas de funcionamiento de la aeronave (tren de aterrizaje, etc.), naturalmente no operativos cuando la puerta de la cabina está abierta. A la salida del compartimiento 5, el flujo de aire F3 tiene una temperatura de aproximadamente 40 °C.

30 La estructura de recuperación comprende en este ejemplo un intercambiador térmico 18 equipado con un circuito primario C1, unido en entrada a la salida del flujo de aire caliente F2 y en salida a la tobera 22 – pasando entonces el flujo F2 típicamente de una temperatura del orden de 550 °C a 300 °C – y con un circuito secundario C2 unido en entrada al flujo de aire F3 que proviene de la cabina 4 y en salida a la turbina de recuperación 13. El flujo F3 tiene entonces una temperatura sensiblemente más elevada que en la entrada (aproximadamente 40 °C), por ejemplo del orden de 150 °C. A la salida de la turbina de recuperación 13, el flujo de aire F3 es dispersado en el compartimiento trasero 2 para refrigerar los equipos 100 (aproximadamente 40 °C) y después recuperado en forma de flujo F'3, por reflexión sobre las paredes 200 del compartimiento, en la tobera 22. La recuperación tiene lugar por un efecto de trompa inducido, en la entrada agrandada 221 de esta tobera, por la velocidad de eyección de los gases del flujo de aire caliente F2 de la turbina de potencia 12 a la salida del intercambiador 18.

40

REIVINDICACIONES

- 5 1. Procedimiento de optimización de la operabilidad de la motorización de una aeronave que comprende motores principales (200) como fuentes de motorización principales, caracterizado por que el mismo consiste, con la ayuda de una fuente de potencia principal (1) de clase motor apta para la certificación de motor para utilización durante todas las fases de vuelo como fuente de motorización, en distribuir la totalidad de la energía no propulsora (E_{np}) y, durante las fases transitorias de los motores, en proporcionar además parcialmente una potencia suplementaria (k_{Ep} , k_{Ept}) al cuerpo de alta presión HP de los motores principales (200) y aumentar el margen de bombeo de los motores principales (200).
- 10 2. Procedimiento de optimización de acuerdo con la reivindicación 1, en el cual la potencia proporcionada al cuerpo HP de los motores principales (200) es distribuida por un generador eléctrico que equipa a la fuente de potencia principal en unión con un arrancador eléctrico de los motores principales (200) convertido en motor.
3. Procedimiento de optimización de acuerdo con la reivindicación 1, en el cual la potencia proporcionada al cuerpo HP de los motores principales (200) es distribuida por toma de aire comprimido en la fuente de potencia principal en unión con un arrancador de aire de los motores principales (200) convertido en motor.
- 15 4. Procedimiento de optimización de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 3, en el cual la fuente de potencia principal (1) aporta potencia al cuerpo HP de los motores principales (200) a fin de proporcionar tasas de aceleración más elevadas.
5. Procedimiento de optimización de acuerdo con la reivindicación 4, en el cual las tasas de aceleración más elevadas están asociadas a un ralentí (N_{R0}) regulado a un nivel inferior al ralentí nominal (N_R).
- 20 6. Procedimiento de optimización de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 5, en el cual, tanto en fase estabilizada como en fase transitoria, la fuente de potencia principal (1) proporciona potencia por aportaciones de energía correspondientes a la fase (k_{Ep} , k_{Ept}) al cuerpo HP de los motores principales (200).
7. Procedimiento de optimización de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 6, en el cual, en caso de avería de un motor principal, la fuente de potencia principal (1) proporciona potencia (k_{Ep} , k_{Ept}) al cuerpo HP del motor principal operativo (MP1) para que este último pueda disponer de una tasa de aceleración tal que su margen de bombeo (MP) sea suficiente.
- 25 8. Grupo de potencia principal de aeronave (3) de puesta en práctica del procedimiento de optimización de la operabilidad de la motorización de una aeronave que comprende motores principales (200) como fuentes de motorización principales, consistiendo el procedimiento, con la ayuda de una fuente de potencia principal (1) de clase motor apta para la certificación de motor para utilización durante todas las fases de vuelo como fuente de motorización, en liberar la totalidad de la energía no propulsora (E_{np}) y, durante las fases transitorias de los motores, en distribuir además parcialmente una potencia suplementaria (k_{Ep} , k_{Ept}) al cuerpo de alta presión HP de los motores principales (200) y aumentar el margen de bombeo de los motores principales (200), comprendiendo el grupo de potencia principal equipos consumidores de energía (100), una cabina (4) renovada de aire y regulada en temperatura y/o en presión con la ayuda de un sistema de regulación ECS (41), motores principales de generación de potencia y una unidad de control de vuelo, estando integrado el grupo de potencia principal en un compartimiento (2) aislado por un tabique contrafuego (7) de las otras zonas (5) de la aeronave equipado con una entrada de aire exterior (21) y con una tobera de salida (22), caracterizado por que el mismo comprende un grupo de potencia de clase motor (10) como fuente de potencia principal (1) equipado con un generador de gases (11) y con una turbina de potencia (12) de arrastre de equipos (100) que comprende un compresor de carga (15), estando acoplado este compresor de carga, a través de un mando de regulación (19) que comunica con la unidad de control, al sistema ECS (41) a fin de proporcionar la energía neumática necesaria a la cabina (4).
- 30 9. Grupo de potencia principal de acuerdo con la reivindicación precedente, caracterizado por que el mismo está acoplado a una estructura de recuperación que comprende una turbina de recuperación de energía (13) de arrastre de los equipos (100) con la turbina de potencia (12) y acoplada, en entrada de aire, a la salida de la cabina (4) para refrigerar, en salida de aire, los equipos (100), estando el compresor de carga (15) integrado en esa estructura de recuperación como proveedor de energía neumática a la cabina (4).
- 35 10. Grupo de potencia principal de acuerdo con la reivindicación precedente, en el cual la turbina de recuperación (13) eyecta un flujo de aire (F3) en salida en el compartimiento (2) del grupo de potencia principal (1) que, después de haber refrigerado los equipos y accesorios contenidos en el compartimiento trasero (2), es evacuado (F'3) a la tobera de escape (22) por un efecto de trompa inducido por la velocidad de eyección de los gases del flujo de aire caliente (F2) procedente de la turbina de potencia (12).
- 40 45 50

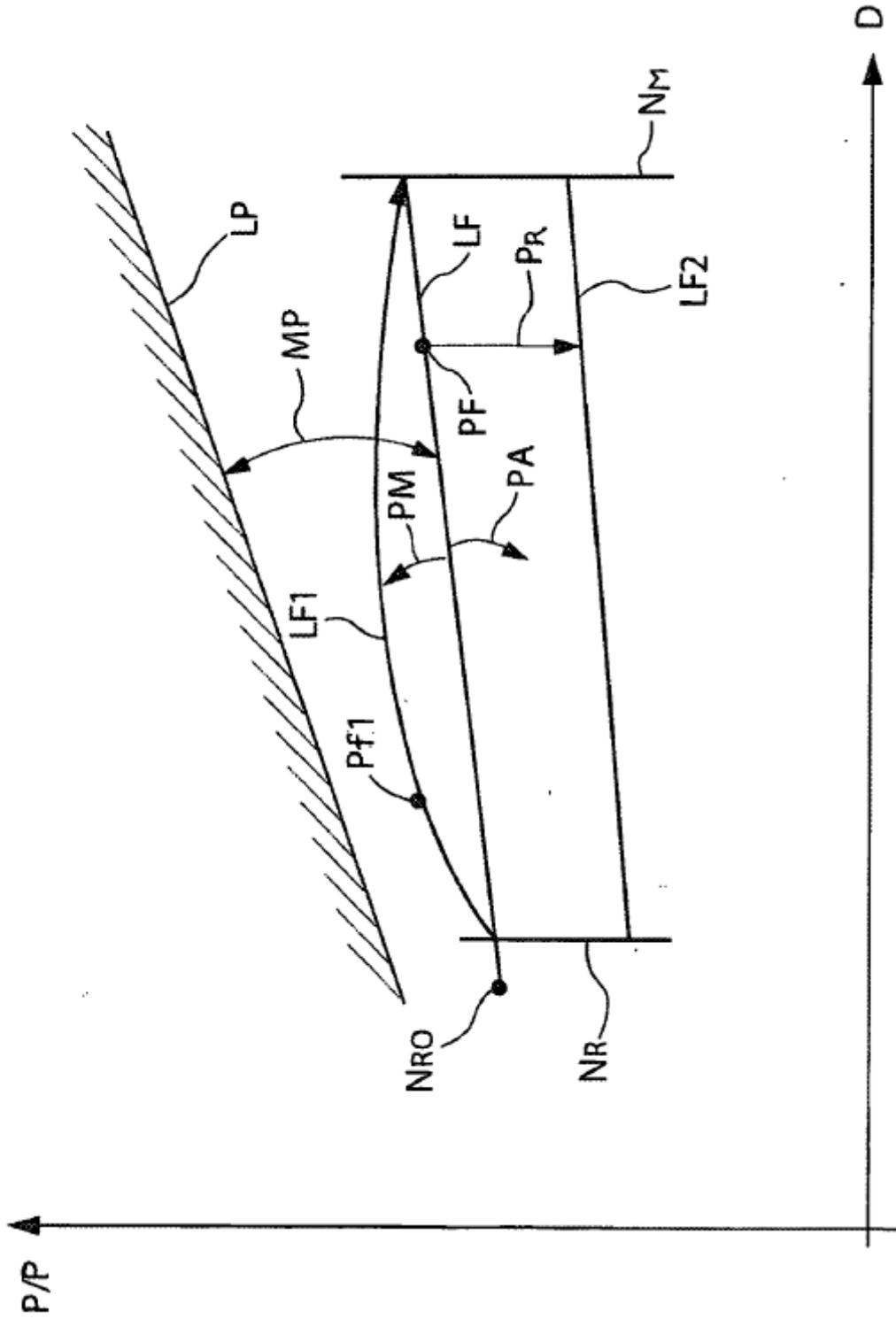


Fig.1

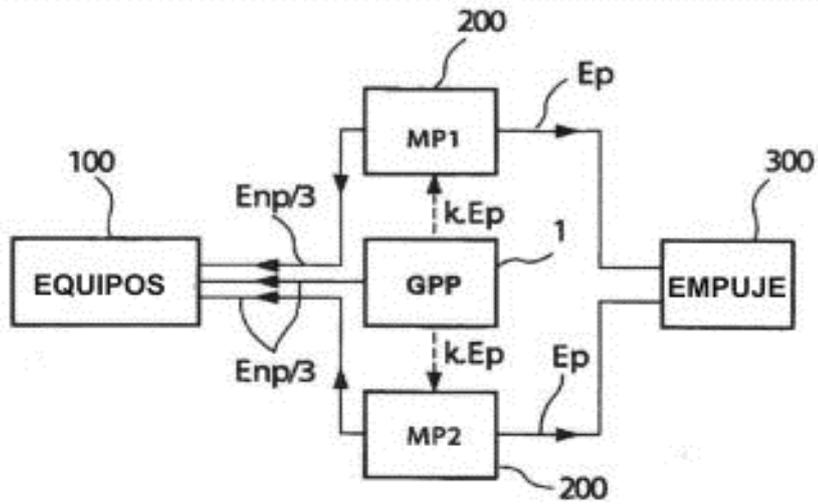


Fig.2a

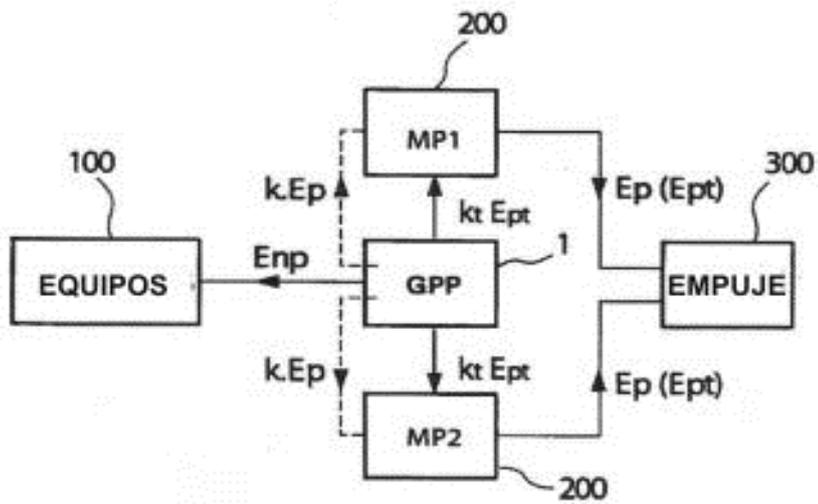


Fig.2b

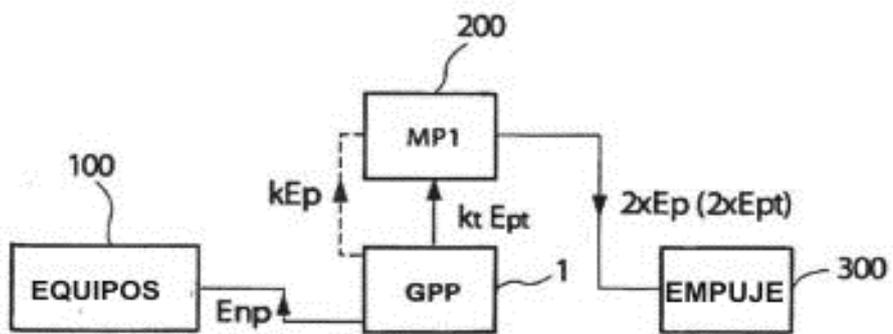


Fig.3

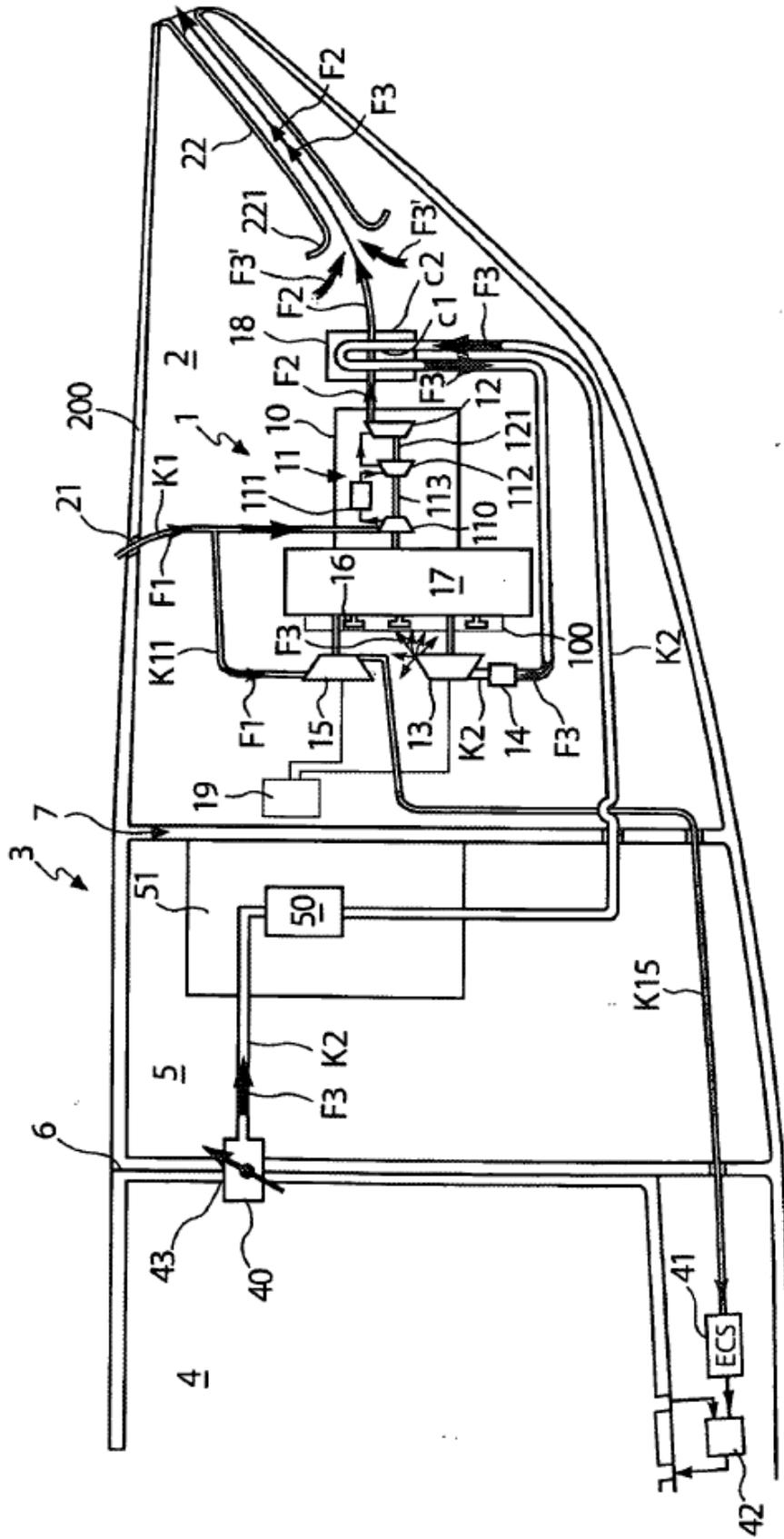


Fig.4