

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 618 904**

51 Int. Cl.:

B64D 13/06 (2006.01)

B64D 41/00 (2006.01)

F02C 7/32 (2006.01)

B64D 31/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **23.08.2011 PCT/FR2011/051943**

87 Fecha y número de publicación internacional: **01.03.2012 WO2012025687**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.08.2011 E 11761653 (2)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **22.02.2017 EP 2609012**

54 Título: **Procedimiento de optimización del rendimiento energético global de una aeronave y grupo de potencia principal de puesta en práctica**

30 Prioridad:

25.08.2010 FR 1056761

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

22.06.2017

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

HAILLOT, JEAN MICHEL

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 618 904 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 rendimiento energético global de una aeronave y grupo de potencia principal de puesta en práctica

Ámbito técnico

5 La invención concierne a un procedimiento de optimización del rendimiento global de la energía proporcionada a bordo de una aeronave, pudiendo ser esta energía propulsora o no propulsora, así como a un grupo de potencia principal de puesta en práctica de tal procedimiento.

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

10 Clásicamente, en una aeronave, la cabina que acoge a los pasajeros está climatizada y/o presurizada. Una entrada de aire de la cabina está conectada a un sistema de control ambiental ECS (iniciales de « Environmental Control System » en terminología británica) que regula el caudal, la temperatura y/o la presión del aire en unión, eventualmente, con un circuito de reciclado entre el sistema ECS y la cabina.

Estado de la técnica

15 Es conocido recuperar energía entre el aire en salida de cabina, que presenta una presión y una temperatura elevadas – típicamente 0,8 bares y 24 °C -, y el aire fuera de la aeronave, de presión y temperatura sensiblemente inferiores – típicamente 0,2 bares y -50 °C -. Por ejemplo, el documento de patente US 5 482 229 propone aumentar la temperatura del aire que proviene de un canal de salida de la cabina a través de un intercambiador térmico, atravesado por aire que circula por un canal que sale de un compresor de motor de la aeronave y acoplado al sistema ECS de la cabina. El aire que proviene de la cabina, recalentado por el paso a través del intercambiador, arrastra entonces a una turbina de una unidad de conversión de potencia que proporciona energía mecánica o eléctrica a accesorios de funcionamiento (bombas, compresor de carga, alternadores, etc), antes de ser arrojado fuera de la aeronave.

25 Sin embargo tal configuración no permite utilizar el aire a la salida de cabina de manera fiable. En efecto, la presión de este aire es regulada en cabina a un cierto nivel, por ejemplo a 0,8 bares, y las variaciones de presión entre el interior y el exterior de la aeronave – por ejemplo 0,8 bares en el interior y 0,2 bares en exterior cuando la aeronave asciende o está a altura elevada – inducen pérdidas de carga y fenómenos intrusos: la regulación no puede hacerse correctamente porque la presión en la cabina es superior al valor de regulación inicial y los transitorios de presión inaceptables para el oído de los pasajeros. El aire no puede escaparse correctamente porque la turbina crea en cualquier instante contrapresiones de bloqueo de aire en salida de cabina. En estas condiciones, la turbina de la unidad de conversión no puede ser operativa, en particular durante las fases transitorias de subida en altura y en altura elevada.

35 Además, el intercambiador térmico no es operativo en el suelo cuando la puerta de la cabina está abierta. Esta arquitectura necesita entonces una instalación térmica con un intercambiador suplementario acoplada a un circuito de aire exterior.

Por otra parte, en caso de avería de un equipo arrastrado por la unidad de conversión, esta última arranca en sobrevelocidad.

40 Además, la utilización de aire que proviene de un compresor de motor de la aeronave es penalizante en términos de balance energético, por el despilfarro en las canalizaciones debido a la distancia entre el intercambiador y la salida del motor. Además, la potencia proporcionada en el despegue por los motores al sistema ECS está sobreestimada con respecto a sus necesidades de energía. En efecto, el punto de dimensionamiento de la provisión de potencia al sistema ECS es determinado a la velocidad mínima del cuerpo HP (alta presión) del motor principal, para ser siempre capaz – incluso en ralentí – de proporcionar la potencia suficiente al sistema ECS.

45 De manera general, los motores principales están dimensionados para poder proporcionar, puntualmente, una potencia propulsora importante, por ejemplo en el despegue de la aeronave, es decir a velocidad elevada del cuerpo HP, mientras que en las otras fases los mismos proporcionan una potencia propulsora media o mínima, por ejemplo en descenso, es decir a velocidad baja del cuerpo HP. La potencia propulsora se refiere esencialmente al empuje proporcionado por los reactores de los aviones y a la potencia mecánica proporcionada por los turbopropulsores de los aviones y los turbomotores de los helicópteros. Este sobredimensionamiento de provisión de potencia provoca en general un sobreconsumo específico, en las fases de vuelo distintas al ralentí. Véanse por ejemplo los documentos US 3 965 673 A, EP 1 630 099 A2.

Exposición de la invención

La invención se refiere de modo preciso a limitar el consumo específico por una adecuación entre el dimensionamiento en provisión de potencia y las necesidades reales en potencia del sistema ECS de la cabina y de modo más general de la aeronave, a fin de suprimir las provisiones de potencia inútiles.

- 5 La invención se refiere igualmente a proporcionar energía de manera suficientemente fiable para hacer frente a los casos de avería de aeronave que corren el riesgo de provocar sobrevelocidades. Otro objetivo de la invención es favorecer la asociación de un gran número de medios consumidores de energía no propulsora, en particular los consumidores eléctricos, mecánicos y/o hidráulicos, para conservar en todas las fases de vuelo un balance global energético positivo entre la provisión de energía y el consumo frente a las configuraciones conocidas, en particular en fase transitoria. Además, la presente invención va a poder permitir recuperar energía térmica a la salida de la cabina sin riesgo de contrapresión perjudicial para la regulación, con intercambio térmico optimizado.

- 10 Para hacer esto, la invención consiste, en la proximidad de la salida de cabina, en proporcionar energía, en particular energía neumática a la cabina, por una generación de potencia de clase motor. Una generación de potencia es denominada de clase motor cuando la arquitectura de esta generación de potencia es apta para la certificación del motor de utilización durante todas las fases de vuelo, de la misma manera que una generación de potencia proporcionada por un motor principal.

De modo más preciso, la presente invención tiene por objeto un procedimiento de optimización del rendimiento global de la energía proporcionada a bordo de una aeronave de acuerdo con la reivindicación 1.

- 20 La generación de potencia principal permite adaptar la aportación de energía neumática según la estricta necesidad de la cabina, mientras que los motores principales proporcionaban inútilmente una potencia sensiblemente superior a la estricta necesaria, típicamente dos veces superior: los mismos están sobredimensionados en balance energético neumático porque su dimensionamiento está ajustado al régimen mínimo del cuerpo HP del motor principal. No compitiendo la aportación de energía neumática a los motores principales de acuerdo con la invención, estos presentan un rendimiento sensiblemente mejorado y el rendimiento global se encuentra entonces igualmente mejorado sensiblemente.

- 25 Por otra parte, el rendimiento térmico global de una generación de potencia principal así dimensionada es sensiblemente igual al de los motores principales para la provisión de potencia no propulsora, en fase de descenso o en fase nominal de vuelo, típicamente del orden del 20%. Se aplica entonces un equirreparto de las potencias eléctricas sin penalidad significativa de consumo. Al contrario, en fase de ascenso, se privilegiará la provisión de energía eléctrica por los motores principales porque el rendimiento de los motores principales es superior debido a una velocidad más elevada del cuerpo de alta presión (HP) que el de una generación de potencia principal.

Además, la contribución de una generación de potencia principal suplementaria proporciona una redundancia de medios motores y por tanto refuerza la tolerancia a las averías y la disponibilidad de la aeronave.

- 30 La invención se refiere igualmente a un grupo de potencia principal, en lo que sigue GPP, de acuerdo con la reivindicación 2, apto para optimizar el rendimiento energético global de acuerdo con el procedimiento anterior. Tal grupo de potencia principal tiene por base un grupo de potencia de tipo grupo auxiliar de potencia, abreviadamente GAP (o APU, iniciales de « Auxiliary Power Unit », en terminología inglesa), viabilizado para ser de clase motor y combinado a una estructura de recuperación de energía.

- 35 Los GAP equipan habitualmente a 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 se avería un motor, ciertos GAP están suficientemente asegurados para poder ser rearranacados durante el vuelo a fin de intentar rearrancar el motor averiado y/o de proporcionar una parte de la energía eléctrica a los equipos en vuelo.

- 40 Un GAP se compone clásicamente de un generador de gas – que comprende al menos un compresor de entrada, una cámara de combustión y al menos una turbina de potencia – así como medios de arrastre directo de los equipos (compresor de carga, bombas de carburante e hidráulica, generador eléctrico y/o arrancador/generador eléctrico, etc), o a través de una caja de transferencia de potencia con una adaptación de las velocidades de rotación. Una toma de aire a la salida del compresor de carga o del compresor de entrada sirve para el arranque neumático de los motores principales.

- 45 La utilización de un GAP incluso asegurado durante todas las fases de vuelo para proporcionar energía no propulsora es considerada 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 presenta un consumo suplementario de carburante.

- 50 Ahora bien, transformado en grupo de potencia de clase motor para proporcionar energía neumática a la estricta necesidad de la cabina en utilización permanente, una aeronave que integre tal grupo presenta entonces un balance favorable.

A este respecto, en una aeronave que comprenda equipos consumidores de energía, en particular una cabina renovada de aire y regulada en temperatura y/o 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 antifuego 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 descrito anteriormente equipado con un generador de gas y con una turbina de potencia de arrastre de equipos que comprende un compresor de carga. El compresor de carga está acoplado, a través 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.

10 De acuerdo con modos de realización particulares:

- el grupo de potencia principal está acoplado a una estructura de recuperación que comprende al menos 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;

15 - el compresor de carga comprende un difusor de aire de ajuste variable que comprende palas de orientación controlada por el mando de regulación apto para adaptar estrictamente el caudal de aire a la provisión de presión y de caudal demandada por ECS en cada fase de vuelo;

20 - una variación del ajuste del difusor del compresor de carga induce una variación del caudal de aire con una relación de presión sensiblemente constante: se satisface así la adecuación provisión/necesidad sin despilfarro significativo;

- el compresor de carga está acoplado directamente a la turbina de potencia, a fin de evitar cualquier pérdida de energía por una transferencia de potencia distinta a la mecánica;

- el generador de gas comprende un compresor de entrada que puede servir de compresor de carga;

25 - la turbina de recuperación es una turbina, preferentemente centrípeta, con distribuidor de ajuste variable que comprende palas de orientación controlada por el mando de regulación;

- al menos un sensor de presión regula la apertura y el cierre de las palas del difusor y del distribuidor en unión con el mando de control;

30 - la turbina de recuperación eyecta un flujo de aire en salida hacia 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;

- la turbina de recuperación está acoplada a un dispositivo de insonorización para evitar la subida de los ruidos aerodinámicos a la cabina;

35 - las posiciones de ajuste lo mas abiertas posibles pueden ir más allá de la apertura completa en posición radial denominada posición cero;

- una regulación de ajuste variable, entre una apertura total en el suelo y un cierre progresivo del flujo de aire con la subida en altura, puede ser automatizada por el mando de regulación en función de la presurización en cabina.

40 De manera general, se ha tenido en cuenta que la pérdida de capacidad de provisión de energía del grupo principal, que aumenta con la altura, es al menos parcialmente compensada en vuelo por una optimización de las posiciones de los ajustes variables de la turbina de recuperación en posición lo más cerrada compatible con las contrapresiones en salida de cabina y del compresor de carga en la posición lo más abierta posible.

45 El nivel en potencia termodinámica compatible con las exigencias de vuelo del grupo principal está minimizado: aunque en el suelo las posiciones apropiadas de los ajustes variables penalizan el rendimiento de la turbina de recuperación y del compresor de carga, el grupo de potencia principal así dimensionado en potencia termodinámica es entonces capaz de proporcionar suficientemente energía en el suelo. Se ha preferido así optimizar los rendimientos en vuelo. El rendimiento global de este compresor o de esta turbina de recuperación, en todo el ámbito de vuelo, se ve entonces optimizado por la presencia de un difusor y/o de un distribuidor de ajustes variables.

De acuerdo con otros modos de realización ventajosos:

50 - están previstos medios de transmisión de potencia de las turbinas de potencia y de recuperación a los equipos mecánicos, hidráulicos y/o eléctricos de la aeronave, en particular en forma de una caja de transferencia de potencia;

- la estructura de recuperación comprende un intercambiador térmico que presenta dos circuitos de intercambio térmico, un circuito primario unido, en entrada, a la salida del flujo de aire caliente de la turbina de potencia y, en salida, a la tobera de escape, y un circuito secundario unido, en entrada, a una salida de flujo de aire de la cabina y, en salida, a la turbina de recuperación;

- 5 - el distribuidor de ajuste variable de la turbina de recuperación, acoplado a medios de regulación, es apto para orientar el flujo de aire que proviene del intercambiador, en particular durante las fases transitorias de la aeronave así como en altura – refiriéndose las fases transitorias a las fases de despegue, de ascenso, de descenso y de aterrizaje -.

10 En estas condiciones, la recuperación de energía en salida de cabina – en forma de presión y/o de temperatura – se optimiza por la proximidad de la fuente de potencia principal, al tiempo que se garantiza una salida de flujo de aire en salida de cabina con una contrapresión 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 a un alternador, permite absorber sobrel velocidades, 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.

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

Breve descripción de las figuras

20 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 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 ambiental ECS;
- 25 - en la figura 2, una vista en corte esquematizada de un ejemplo de turbina de recuperación centrípeta provista de un distribuidor de ajuste variable del grupo de potencia principal;
- en la figura 3, una vista en corte esquematizada de un ejemplo de compresor de carga provisto de un distribuidor de ajuste variable del grupo de potencia principal, y
- 30 - en la figura 4, un gráfico de la potencia proporcionada a una aeronave en función del rendimiento térmico de las fuentes de potencia al cual se han llevado el punto nominal y el punto de dimensionamiento.

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 derivados.

35 Refiriéndose a la figura 1 de un diagrama de bloques esquematizado, un grupo de potencia principal 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 a través de un compartimiento intermedio 5. Un tabique de presurización 6 separa la cabina 4 del compartimiento intermedio y un tabique antifuego 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.

40 El grupo de potencia principal 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 gas 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 gas está acoplado en entrada a un canal de circulación de aire K1 montado en la entrada de aire exterior 21 y, en salida, 45 a una turbina de potencia 12 que proporciona un flujo de aire caliente F2, típicamente aproximadamente de 500 °C a 600 °C.

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

50 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, a través de una caja de transferencia de potencia 17 en el ejemplo. Esta caja 17 está equipada con reductores y con reenvíos (no representados) adaptados para la transmisión de potencia. La

turbina de potencia 12 proporciona su potencia a la caja 17 a través 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 carcasa de reducción apropiada (no representada). Esta carcasa está ventajosamente equipada 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).

5 El compresor de carga 15 alimenta de aire a un sistema de control ambiental denominado sistema ECS 41 de la cabina 4 para transmitirle, a través de un mezclador de reciclado 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.

10 Al menos una válvula variable 40, denominada de regulación de presión en la cabina, hace circular el flujo de aire F3 de la salida 43 de la cabina 4 a la estructura de recuperación de energía a través de un canal K2. Ventajosamente, el canal K2 pasa por el 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. El distribuidor de ajuste variable puede reemplazar ventajosamente a las válvulas reguladoras de presión a la salida de la cabina.

15 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. En 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 a 40 °C) y recuperado después 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 ensanchada 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.

20 La turbina de recuperación 13 es detallada refiriéndose a la vista en corte esquematizada de la figura 2. La turbina de recuperación es una turbina centrípeta equipada con una cámara anular 131 de llegada de aire (flujo F3). Este aire es orientado después por el distribuidor de ajuste variable 136. La turbina 133 comprende un impulsor fijo 132. El flujo de aire F3 en salida es tratado acústicamente y difundido al compartimiento trasero 2 para acondicionar en temperatura los equipos 100 y otras accesorios (incendio, gatos, etc.) no representados. Alternativamente, pueden ser utilizados otros tipos de turbinas: axial o mixta (inclinada).

25 El distribuidor 136 está constituido por palas orientables 134 de ajuste variable que guían el flujo de aire que proviene del intercambiador 18 y acelera su salida. Estas palas son de ajuste variable y su orientación es adaptada por el mando de regulación 19 durante las fases transitorias de la aeronave así como en altura. En funcionamiento, un sensor de presión 135 regula la apertura y el cierre de las palas 134 del distribuidor 132 en unión con el mando 19.

30 El compresor de carga 15 es detallado en lo que sigue en relación con la vista en corte esquematizada de la figura 3. Este compresor de carga toma de nuevo una estructura semejante a la de la turbina de recuperación pero invertida con respecto a la circulación del flujo de aire F1: cámara anular 151 – difusor variable 156 que comprende palas orientables 154 – y un compresor centrífugo 153 equipado con palas fijas 152. Las palas orientables 154 de ajuste variable son gobernadas por el mando de regulación 19, en particular durante las fases transitorias y en altura. Un sensor de presión 155 regula la orientación de las palas 154 a través del mando 19 para respetar las características definidas por el sistema ECS, a saber un caudal de aire 151 adaptado para la provisión de presión y de caudal demandada (véase la flecha F1).

35 En un ejemplo concreto, la necesidad de potencia neumática, para un sistema ECS de un avión clásico, es típicamente de 180 kW. Un motor principal está dimensionado para proporcionar estos 180 kW en ralentí mientras que en funcionamiento normal proporciona 360 kW en la casi totalidad de las fases de vuelo. Un grupo de potencia principal de acuerdo con la invención está dimensionado entonces para proporcionar los 180 kW de potencia neumática estrictamente suficientes para responder a las necesidades del sistema ECS.

40 La provisión de potencia por el grupo de potencia principal de acuerdo con la invención no se limita a la provisión de energía neumática. Este grupo puede en efecto proporcionar potencia al cuerpo HP de los motores principales a través de un arrancador/generador 16 de los motores principales utilizado en modo motor.

45 Así, con un balance total de las necesidades de potencia neumática (180 kW) para el sistema ECS, hidráulica (60 kW) para los gatos y eléctrica (180 kW) para los alternadores, bombas, etc., o sea típicamente 420 kW para el conjunto, la utilización de un compresor de carga, de una turbina de recuperación y/o de un intercambiador de acuerdo con una estructura de recuperación de la invención permite disminuir sensiblemente la pérdida de energía

que sería generada por la utilización exclusiva de motores principales para estos puestos: un compresor de carga con difusor de ajuste variable permite por ejemplo un ahorro de 180 kW, una turbina de recuperación de ajuste variable puede generar típicamente un ahorro de 90 kW y un intercambiador un ahorro de 15 kW a 20 kW, o sea en total de 285 kW a 290 kW. Los motores principales contribuyen entonces al conjunto (420 kW) de estas provisiones de potencia fuera de la potencia neumática (180 kW) solamente con un tercio, o sea aproximadamente 80 kW, es decir una provisión sensiblemente inferior a la del grupo de potencia principal que en este ejemplo le proporciona entonces 150 kW (70 kW y un tercio de los 240 kW, o sea 80 kW para alimentar respectivamente energía neumática y eléctrica/hidráulica).

Habida cuenta de un rendimiento de grupo de potencia principal (típicamente un 20%) similar al de un motor principal en las fases de vuelo otras que en ascenso o en caso de avería de uno de los motores, e inferior al de un motor principal (40%) en plena utilización (fase de ascenso u otro motor en avería), un equirreparto de provisión de energía entre los motores, sea éste un motor principal o el grupo de potencia principal, permite optimizar el rendimiento global que cubre todas las fases de vuelo, en funcionamiento nominal o en caso de avería: por ejemplo el equirreparto de provisión de energía hidráulica y eléctrica es de 1/3, 1/3, 1/3 para dos motores principales y un grupo de potencia principal en funcionamiento, y de 1/2, 1/2 en caso de avería de un motor principal.

Además, el equirreparto permite optimizar el rendimiento del conjunto de las fuentes de potencia que forman una turbina como está ilustrado, en la figura 4, por el gráfico G de variación de rendimiento térmico en función de la potencia P_w proporcionada por un motor. Al gráfico se han llevado:

- el punto de dimensionamiento de potencia (P_d)₀ de la turbomáquina, este punto de dimensionamiento es establecido en las condiciones más severas de demanda de potencia (en general en caso de avería de un motor o un despegue particularmente difícil);

- el punto nominal (P_n)₀ de la turbomáquina sin el grupo de potencia principal, y el punto nominal (P_n)₁ de la turbomáquina con el grupo principal en equirreparto.

La variación de rendimiento térmico relacionada con el consumo de carburante, es optimizada cuando la turbomáquina integra el grupo de potencia principal por las razones siguientes. Sin grupo de potencia principal, la variación D_0 de rendimiento entre los puntos (P_n)₀ y (P_d)₀ es superior a la variación D_1 entre los puntos (P_n)₁ y (P_d)₀ cuando la aeronave integra un grupo de potencia principal, pero con potencias proporcionadas sensiblemente más bajas. Esta situación traduce la optimización obtenida con el equirreparto por minimización del desvío entre el punto nominal y el punto de dimensionamiento. En efecto, la primera D_0 corresponde al paso del 50% al 100% (correspondiente al 200% que haya que proporcionar en caso de avería) de potencia proporcionada por un motor que pase de condiciones normales a las condiciones de dimensionamiento, o sea un 50% de desvío. La segunda variación D_1 corresponde al paso de un 33% (1/3 más exactamente) al 50% para pasar de los primeros a los segundos tipos de condiciones. Con un grupo de potencia principal, la turbomáquina presenta una disminución de potencia que haya que proporcionar de 1/3 o sea del 33% para el conjunto de los motores principales, con un rendimiento global (correspondiente a la variación de rendimiento) aumentado en el desvío ($D_0 - D_1$). Este ejemplo no tiene en cuenta la posibilidad de desconexión de carga que puede ser aplicada en caso de avería. Sea con o sin desconexión de carga, el rendimiento mejora.

La exposición anterior se refiere al funcionamiento de un grupo de potencia principal. No se ha citado el caso de avería de este grupo, pero naturalmente es posible prever, en esta eventualidad, otros equipos de emergencia que pueden sustituir a este grupo por ejemplo en modo degradado, en particular al menos uno de los dos motores principales que proporcionarán entonces una potencia suplementaria, o un APU de reserva, o equivalente o una combinación de estas fuentes.

Por otra parte, el equirreparto que se cita en la presente exposición significa que las fuentes de potencia están concebidas para permitir tal equirreparto en las condiciones presentadas. Las exigencias físicas y reglamentarias, en particular mecánicas, que hay que tener en cuenta permiten solamente, en general, tender en la medida de lo posible hacia las condiciones ideales de equirreparto.

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de optimización del rendimiento global de la energía proporcionada a bordo de una aeronave (3), pudiendo ser esta energía propulsora o no propulsora, estando equipada la aeronave con una cabina de pasajeros (4) con flujo de aire (F3) regulado, y con fuentes de potencia que comprenden motores principales, caracterizado por que tal optimización consiste en prever, en un entorno situado en la proximidad de la cabina (4), al menos un grupo de potencia de clase motor (10), apto para la certificación de motor de utilización durante todas las fases de vuelo, dimensionado como otra fuente de potencia de generación única de energía neumática para la cabina (4) y de generación como mucho parcial de energías propulsora, hidráulica y/o eléctrica para el resto de la aeronave (3) y para minimizar el desvío entre el punto nominal ((Pn)1, (Pn)0) de las fuentes de potencia en situación de funcionamiento de estas fuentes y el punto de dimensionamiento ((Pd)0) de las contribuciones en energía no propulsora de estas fuentes en situación de avería de un motor principal, por un equirreparto de las contribuciones de potencia de los motores principales y del grupo de potencia de clase motor (10) en funcionamiento nominal y en caso de avería de un motor principal.
2. Grupo de potencia principal (1) de puesta en práctica del procedimiento de optimización de acuerdo con la reivindicación 1 en una aeronave (3) que comprende 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 el grupo de potencia principal integrado en un compartimiento (2) aislado por un tabique antifuego (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), apto para la certificación de motor de utilización durante todas las fases de vuelo, equipado con un generador de gas (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), y por que las contribuciones de potencia de los motores principales y del grupo de potencia de clase motor (10) se reparten de manera igual en funcionamiento nominal y en caso de avería de un motor principal.
3. Grupo de potencia principal de acuerdo con la reivindicación precedente, caracterizado por que el mismo está acoplado a una estructura de recuperación que comprende al menos 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 esta estructura de recuperación como proveedor de energía neumática a la cabina (4).
4. Grupo de potencia principal de acuerdo con la reivindicación precedente, en el cual la turbina de recuperación (13) eyecta un flujo de aire en salida hacia 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) hacia 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).
5. Grupo de potencia principal de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 2 a 4, en el cual el compresor de carga (15) comprende un difusor de aire (152) de ajuste variable que comprende palas de orientación (154) controlada por el mando de regulación (19) apto para adaptar estrictamente el caudal de aire a la provisión de presión y de caudal demandada por ECS (41) en cada fase de vuelo.
6. Grupo de potencia principal de acuerdo con la reivindicación precedente, en el cual una variación de ajuste del difusor (152) del compresor de carga (15) induce una variación de caudal de aire con una relación de presión sensiblemente constante.
7. Grupo de potencia principal de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 2 a 6, en el cual el compresor de carga (15) está acoplado directamente a la turbina de potencia (12).
8. Grupo de potencia principal de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 2 a 7, en el cual el generador de gas (11) comprende un compresor de entrada (110) apto para servir de compresor de carga (15).
9. Grupo de potencia principal de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 3 a 8, en el cual la turbina de recuperación (13) es una turbina centrípeta con distribuidor (132) de ajuste variable que comprende palas de orientación (134) controlada por el mando de regulación (19).
10. Grupo de potencia principal de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 3 a 9, en el cual al menos un sensor de presión (155, 135) regula la apertura y el cierre de las palas (154, 134) del difusor (152) y del distribuidor (132) en unión con el mando de regulación (19).
11. Grupo de potencia principal de acuerdo con la reivindicación precedente, en el cual las posiciones de ajuste de las palas (134, 154) lo más abiertas posibles pueden ir más allá de la plena apertura en posición radial denominada posición cero.

12. Grupo de potencia principal de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 10 y 11, en el cual una regulación del ajuste variable de las palas (134, 154), entre una apertura total en el suelo y un cierre progresivo del flujo de aire con la subida en altura, está automatizada por el mando de regulación (19) en función de la presurización en cabina (4).
- 5 13. Grupo de potencia principal de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 2 a 12, en el cual están previstos medios de transmisión de potencia (17) de las turbinas de potencia (12) y de regulación (13) a los equipos (100) mecánicos, neumáticos, hidráulicos y/o eléctricos de la aeronave (3).
14. Grupo de potencia principal de acuerdo con la reivindicación precedente, en el cual los medios de transmisión de potencia están previstos en forma de una caja de transferencia de potencia (17).
- 10 15. Grupo de potencia principal de acuerdo con una cualquiera de las reivindicaciones 3 a 14, en el cual la estructura de recuperación comprende un intercambiador térmico (18) que presenta dos circuitos de intercambio térmico, un circuito primario (C1) unido, en entrada, a la salida del flujo de aire caliente (F2) de la turbina de potencia (12) y, en salida, a la tobera de escape (22), y un circuito secundario (C2) unido, en entrada, a una salida de flujo de aire (F3) de la cabina (4) y, en salida, a la turbina de recuperación (13).

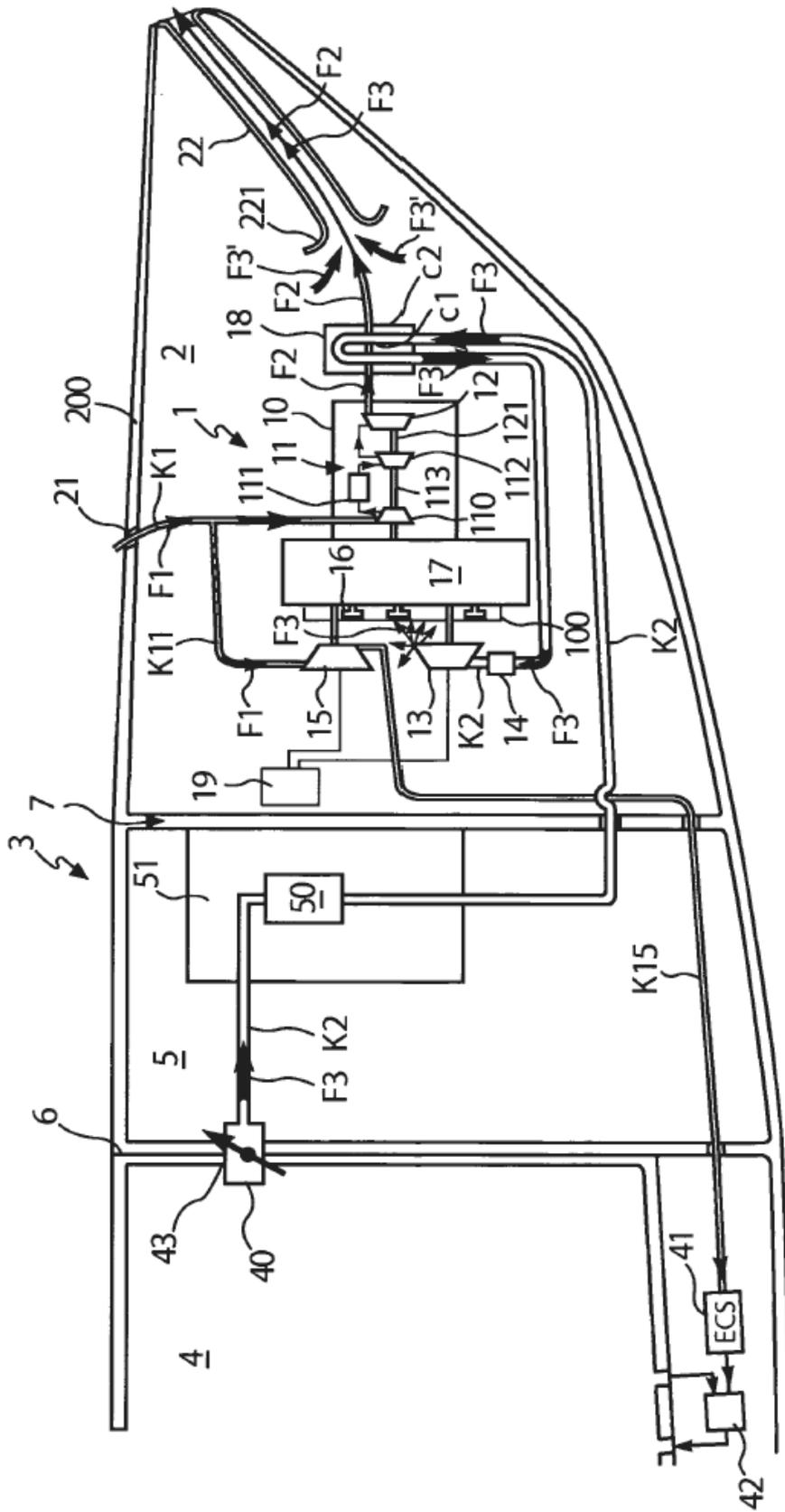


Fig.1

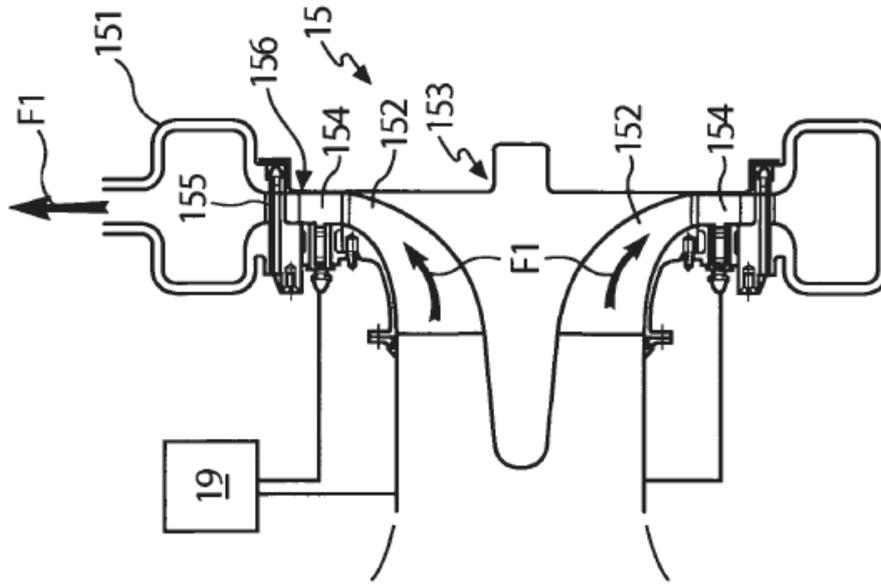


Fig.2

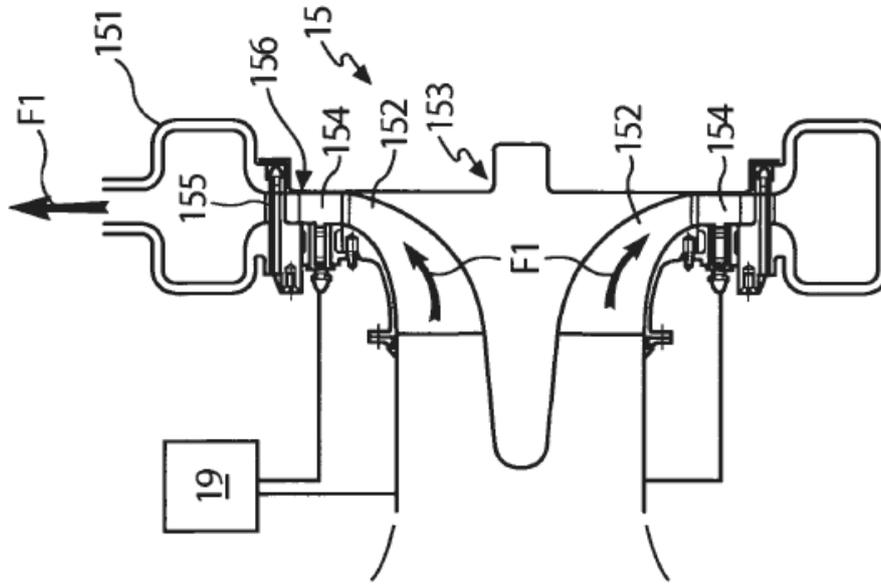


Fig.3

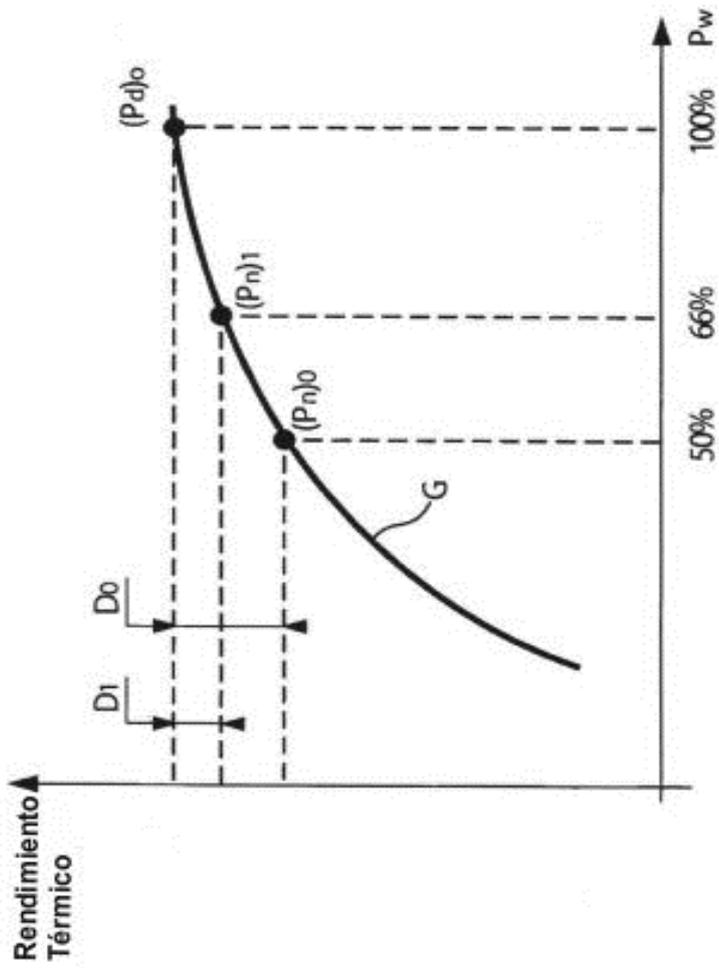


Fig.4