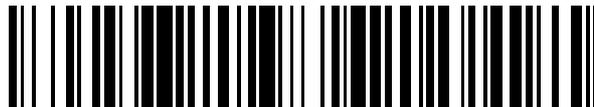


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 686 682**

51 Int. Cl.:

F02C 6/20 (2006.01)

F02C 9/44 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **03.10.2014 PCT/FR2014/052508**

87 Fecha y número de publicación internacional: **16.04.2015 WO15052413**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **03.10.2014 E 14787237 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **25.07.2018 EP 3055531**

54 Título: **Procedimiento de optimización del consumo específico de un helicóptero bimotor**

30 Prioridad:

09.10.2013 FR 1359766

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

19.10.2018

73 Titular/es:

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

72 Inventor/es:

**MARCONI, PATRICK y
THIRIET, ROMAIN**

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 686 682 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

Ámbito técnico

5 La presente invención se refiere a un procedimiento de optimización del consumo específico de un helicóptero bimotor, es decir, de un helicóptero equipado con dos turboejes.

Estado de la técnica anterior

10 De manera general, en régimen de crucero, los turboejes funcionan a bajos niveles de potencia, por debajo de su potencia máxima continua, de modo abreviado, PMC. Esta potencia en régimen de crucero es igual a aproximadamente el 50 % de su potencia máxima de despegue, de modo abreviado PMD (iniciales de "Potencia Máxima de Despegue"). Estos bajos niveles de potencia conllevan un consumo específico Cs del orden del 30 % superior al Cs a la PMD y, por tanto, un sobreconsumo de combustible en régimen de crucero.

15 Un helicóptero va equipado con dos turboejes, diseñados cada uno de ellos de manera sobredimensionada para poder mantener en vuelo el helicóptero en caso de avería del otro motor. En estos regímenes de funcionamiento dedicados a la gestión de un motor inoperativo, denominados regímenes OEI (iniciales de "One Engine Inoperative" en terminología inglesa), el motor válido suministra una potencia muy superior a su potencia nominal para permitir que el helicóptero afronte una situación peligrosa y pueda luego proseguir su vuelo. Ahora bien, cada régimen está definido por un nivel de potencia y una duración máxima de utilización. El gasto de combustible inyectado en la cámara de combustión del turboeje válido resulta incrementado entonces sensiblemente en régimen OEI para suministrar este suplemento de potencia.

20 Estos turboejes sobredimensionados penalizan la masa y el consumo de combustible. Con objeto de reducir este consumo en régimen de crucero, es posible detener uno de los turboejes. 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 va en contra de las actuales reglas de certificación, y los turboejes no están diseñados para garantizar un porcentaje de fiabilidad de re arranque compatible con las normas de seguridad.

25 De este modo, la duración de re arranque del turboeje en reserva típicamente es del orden de treinta segundos. Esta duración puede resultar ser insuficiente según las condiciones de vuelo, por ejemplo a escasa altura de vuelo con un fallo parcial del motor activo inicialmente. Si el motor en reserva no re arranca a tiempo, el aterrizaje con el motor comprometido puede resultar ser crítico.

30 Más generalmente, la utilización de un solo turboeje conlleva riesgos en todas las circunstancias de vuelo en que es preciso disponer de un suplemento de potencia que impone, en lo que a seguridad respecta, poder disponer de los dos turboejes.

35 La firma solicitante ya ha propuesto, en la solicitud FR-A1-2967133, un procedimiento de optimización del consumo específico de un helicóptero equipado con dos turboejes cada uno de los cuales incluye un generador de gas dotado de una cámara de combustión. Al menos uno de los turboejes es apto para funcionar solo, en régimen de vuelo estabilizado llamado continuo, estando entonces el otro turboeje en régimen llamado de superralentí a potencia nula apto para pasar a modo de aceleración del generador de gas de ese turboeje mediante una impulsión compatible con un re arranque de salida de emergencia.

40 El régimen de giro del generador de gas del turboeje en superralentí no deja de ser sensiblemente inferior al régimen de giro del generador de gas al ralentí aplicado usualmente en los turboejes. En ralentí, la turbina libre del turboeje tiene mantenida su velocidad de giro por el sistema de regulación del turboeje en su valor nominal, mientras que, en superralentí, la turbina libre está desacoplada del rotor del helicóptero y ya no gira a su velocidad de giro nominal.

45 Un régimen continuo se define por una ausencia de limitación de duración y, por tanto, no atañe a las fases transitorias de despegue, de vuelo estacionario y de aterrizaje. Por ejemplo, para una misión de búsqueda de naufragos, un régimen continuo se refiere a la fase de vuelo de crucero hacia la zona de búsqueda, a la fase de vuelo a baja altitud en la zona de búsqueda por encima de las aguas y a la fase de vuelo en crucero de regreso hacia la base. Por razones de seguridad, preferentemente los dos turboejes funcionan conjuntamente durante las fases transitorias de despegue, de vuelo estacionario y de aterrizaje.

50 Sin embargo, una utilización selectiva de los turboejes, en función de las fases y de las condiciones de vuelo, distintas a las fases transitorias, permite obtener unas prestaciones optimizadas en cuanto a consumo Cs con potencias cercanas a la PMD pero inferiores o iguales a la PMC, al tiempo que se afrontan los casos de avería y de emergencia mediante unos medios de re arranque seguros del turboeje en superralentí.

Una salida de régimen de superralentí hacia un régimen activo de tipo "bimotor" se desencadena de manera llamada "normal" cuando un cambio de régimen de vuelo obliga al paso de uno a dos motores, por ejemplo cuando el helicóptero va a pasar de un régimen de crucero a un vuelo estacionario, o de manera llamada "de emergencia" en

caso de avería en motor o de condiciones de vuelo repentinamente difíciles.

En la antedicha solicitud anterior, el régimen de superralentí se selecciona de entre un régimen de mantenimiento del giro del motor con la cámara de combustión encendida, un régimen de mantenimiento del giro del motor con la cámara de combustión apagada y un régimen de giro nulo del motor con la cámara de combustión apagada.

- 5 Cuando la cámara de combustión está apagada, ésta no es alimentada con combustible. Por lo tanto, el consumo de combustible de un turboeje en régimen de superralentí de este tipo puede ser sensiblemente nulo. El giro del árbol del generador recae en unos medios de impulsión.

La presente invención propone un perfeccionamiento en el caso en que el generador de gas del turboeje en régimen de superralentí tiene encendida su cámara de combustión.

- 10 En efecto, la firma solicitante ha comprobado que la temperatura de funcionamiento y el consumo de combustible del generador de gas son particularmente importantes en régimen de superralentí con cámara encendida. El mantenimiento del giro del árbol del generador de gas únicamente recae en la alimentación de combustible a la cámara de combustión de este generador, que, de este modo, se enciende y alimenta la turbina de alta presión (AP) del generador. Esta turbina suministra un trabajo mecánico relativamente importante para arrastrar el compresor, lo
15 que se traduce en una temperatura de entrada de la misma y una temperatura en la cámara relativamente importantes. La temperatura de funcionamiento en superralentí es cercana a la de despegue. Puesto que el gasto de gases circulantes por el generador es menor en superralentí, el generador está relativamente más caliente que en despegue, lo cual puede plantear problemas de refrigeración y, por tanto, de vida útil de los componentes.

La presente invención aporta una solución simple, eficaz y económica a este problema.

20 **Explicación de la invención**

- La invención propone a tal efecto un procedimiento de optimización del consumo específico de un helicóptero equipado con dos turboejes cada uno de los cuales incluye un generador de gas dotado de una cámara de combustión, siendo apto cada uno de estos turboejes para funcionar solo, en régimen de vuelo continuo, estando
25 entonces el otro turboeje en régimen llamado de superralentí a potencia nula apto para pasar a modo de aceleración del generador de gas de ese turboeje mediante una impulsión compatible con un re arranque de salida de emergencia, caracterizado por que este régimen de superralentí se obtiene con la cámara de combustión del generador de gas encendida, y por que este régimen de superralentí está asistido por una impulsión mecánica giratoria del árbol del generador de gas a este régimen, al objeto de reducir la temperatura de funcionamiento y el consumo de combustible de este generador de gas.

- 30 De acuerdo con la invención, este régimen de superralentí (régimen de giro no nulo con cámara encendida) es asistido inyectando una potencia mecánica en el generador de gas con el propósito de reducir significativamente la temperatura de funcionamiento y el consumo de combustible a este régimen, lo cual especialmente permite minimizar las emisiones de quemados. En efecto, la inyección de una potencia mecánica en el árbol del generador de gas disminuye el trabajo mecánico que tiene que suministrar la turbina AP para arrastrar el compresor, lo que se
35 traduce en una disminución de la temperatura de entrada de la misma y, así, de todas las temperaturas observadas aguas abajo de la turbina hasta el escape, que tiene un efecto beneficioso en la vida útil de los componentes expuestos a estas temperaturas, inclusive en la proximidad inmediata del motor. Esta disminución de la temperatura también conduce a una disminución de la temperatura en la cámara de combustión y del consumo de combustible.

- 40 El régimen de superralentí se puede corresponder aproximadamente con el 10 al 40 % del régimen nominal del generador de gas. Por lo tanto, el régimen de superralentí es diferente de los usuales regímenes de ralentí (ralentí vuelo y ralentí tierra) que generalmente se corresponden con el 70 al 80 % del régimen nominal del generador de gas.

La asistencia del régimen de superralentí preferentemente es continua, es decir, el árbol del generador de gas recibe el movimiento giratorio todo el tiempo que dure el régimen de superralentí, y ello sin interrupción.

- 45 La impulsión mecánica se realiza, por ejemplo, mediante un motor eléctrico, un dispositivo de impulsión mecánica acoplado al otro generador de gas o al rotor del helicóptero, o un dispositivo de impulsión mecánica funcionando con una fuente de energía tal como una fuente hidráulica, o neumática. El motor eléctrico puede ser un arrancador con el que esté equipado el generador de gas y alimentado por una red de a bordo o un arrancador/generador con el que esté equipado el otro generador de gas. El dispositivo de impulsión mecánica puede estar acoplado a una caja de
50 engranajes, conocida con la abreviatura BTP, o directamente a la turbina libre del otro generador.

Descripción de las figuras

- Se comprenderá mejor la invención y se irán poniendo de manifiesto otros detalles, características y ventajas de la invención con la lectura de la siguiente descripción llevada a cabo a título de ejemplo no limitativo y con referencia a la única figura, que es un esquema simplificado de un ejemplo de arquitectura bimotor para la puesta en práctica del
55 procedimiento según la invención.

Descripción detallada

Los términos “motor” y “turboeje” son sinónimos en el presente texto. En la forma de realización ilustrada, los motores tienen potencias máximas diferenciadas. Esta realización permite ventajosamente eliminar los regímenes OEI en el turboeje de potencia más grande, lo cual minimiza la diferencia de masas entre los dos motores. Para simplificar el lenguaje, el motor más potente o motor sobredimensionado se puede designar también por el motor “grande” y el motor de menor potencia, por el motor “pequeño”.

La figura ilustra esquemáticamente un ejemplo de arquitectura bimotor de helicóptero que permite optimizar el consumo específico Cs.

Convencionalmente, cada turboeje 1, 2 incluye un generador de gas 11, 21 y una turbina libre 12, 22 alimentada por el generador de gas para suministrar potencia. En despegue y en régimen continuo, la potencia suministrada puede alcanzar unos valores máximos predeterminados, respectivamente PMD y PMC. Un generador de gas convencionalmente consta de compresores de aire “K” en conjunción con una cámara de combustión “CC” del combustible en el aire comprimido que proporcionan unos gases que suministran energía cinética, y de turbinas de expansión parcial de estos gases “TG” que arrastran en su giro los compresores por intermedio de árboles de impulsión “AE”. Los gases arrastran asimismo las turbinas libres de transmisión de potencia. En el ejemplo, las turbinas libres 12, 22 transmiten la potencia por intermedio de una BTP 3 que centraliza el suministro de potencia a las cargas y accesorios (toma de movimiento del rotor, bombas, alternadores, dispositivo arrancador/generador, etc.).

Las potencias máximas PMD y PMC del turboeje 1 son sensiblemente superiores a las que es capaz de suministrar el turboeje 2: el turboeje 1 está sobredimensionado en potencia con respecto al turboeje 2. La relación de heterogeneidad entre los dos turboejes, que se corresponde con la relación entre la potencia del régimen OEI más elevado del turboeje 2 y la potencia máxima PMD del turboeje 1, es igual a 1,3 en el ejemplo.

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

Cada turboeje 1, 2 está acoplado a unos medios de impulsión E1 y E2 y a unos dispositivos de asistencia de emergencia, U1 y U2.

Cada medio de impulsión E1, E2 del giro del generador de gas respectivo 11, 21 está constituido, en el presente caso, por un arrancador respectivamente alimentado por un dispositivo arrancador/generador con que está equipado el otro turboeje. Y cada dispositivo de asistencia de emergencia U1, U2 incluye ventajosamente, en este ejemplo, bujías de incandescencia “glow-plug” como dispositivo de encendido de efecto cuasi instantáneo, como complemento de las bujías convencionales, y un cartucho de propulsante que alimenta una microturbina anexa como medio mecánico de aceleración de los generadores de gas. Este dispositivo de encendido complementario puede ser utilizado igualmente a la salida normal de cambio de régimen de vuelo, o a la salida de emergencia del régimen de superalentí.

En funcionamiento, estos medios de impulsión E1, E2, los dispositivos de asistencia de emergencia U1, U2 y los mandos de los turboejes 1 y 2 están gestionados por unos medios de activación de un sistema de regulación 4, bajo el control del dispositivo de gobierno general de la motorización conocido por el acrónimo FADEC 5 (iniciales de “Full Authority Digital Engine Control” en terminología inglesa).

El sistema de regulación 4 comprende una memoria 6 en la que se almacenan modos de gestión propios de diferentes perfiles de misión. El sistema 4 selecciona, de entre estos modos de gestión, aquellos que se adecuan al perfil de la misión en curso, tales como, por ejemplo, un modo M1 concerniente a las fases transitorias, un modo M2 referente a los vuelos en régimen continuo –crucero y fase de búsqueda–, un modo M3 relativo a las averías en motor, y un modo M4 de gestión de los rearranques de emergencia de los motores en régimen de superalentí.

En las fases transitorias (modo M1), tales como en despegue, en vuelo estacionario y en aterrizaje, los turboejes 1 y 2 están ambos en funcionamiento, de modo que el helicóptero dispone de una elevada potencia, que puede llegar a su PMD. Los dos turboejes funcionan al mismo nivel de potencia relativo con respecto a su potencia nominal. Los casos de avería en uno de los motores se gestionan de manera convencional, por ejemplo habilitando los regímenes OEI del turboeje “pequeño” o del turboeje válido en el caso de la avería del otro turboeje.

El modo M3 gestiona el caso de avería en el motor utilizado reactivando el otro motor mediante su dispositivo de asistencia de emergencia. Por ejemplo, cuando el turboeje sobredimensionado 1, utilizado funcionando en solitario durante las fases de vuelo de crucero, sufre una avería, el motor “pequeño” 2 es reactivado rápidamente por intermedio de su dispositivo de asistencia de emergencia U2. De manera similar, si el motor “pequeño” 2 funcionando en solitario durante la fase de búsqueda sufre una avería, el motor “grande” 1 es reactivado rápidamente por intermedio de su dispositivo de asistencia de emergencia U1. Análogamente ocurre cuando los motores son de idéntica potencia.

5 Cuando las condiciones de vuelo se hacen difíciles súbitamente, puede ser oportuno un rápido re arranque del motor en régimen de superralentí, mediante activación de su dispositivo de asistencia, para disponer de la potencia de dos turboejes. En el ejemplo, este dispositivo es de naturaleza pirotécnica y consta de un cartucho de propulsante que alimenta una microturbina. Estos casos los gestiona el modo de re arranque de emergencia M4. De este modo, ya sea durante las fases de vuelo de crucero o bien de búsqueda, durante las cuales solo funciona un turboeje 1 ó 2, el funcionamiento del otro turboeje 2 ó 1 se desencadena mediante la activación del correspondiente dispositivo de asistencia pirotécnico, U2 o U1, solamente en caso de fallo de los medios convencionales de re arranque. Se garantiza entonces la seguridad de las condiciones de vuelo mediante el funcionamiento bimotor del helicóptero.

10 El vuelo continuo se corresponde, en la misión de referencia, con las fases de vuelo de crucero y de búsqueda a baja altitud. Estas fases las gestiona el modo M2 que prevé el funcionamiento de un turboeje mientras que el otro turboeje está en régimen de superralentí y mantenido en giro con su cámara de combustión encendida.

15 Esta configuración se corresponde con 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, en consideración al consumo Cs, esta solución es asimismo ventajosa ya que el motor grande 1 funciona a un nivel de potencia relativa más elevado 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.

20 En la fase de búsqueda C, el turboeje "pequeño" 2 de menor potencia funciona solo, ya que es capaz de suministrar por sí solo la necesidad de potencia. En efecto, la necesidad es entonces sensiblemente inferior a la potencia PMC del turboeje sobredimensionado 1, pero también inferior a la PMC del motor "pequeño" 2. Pero, sobre todo, el consumo Cs es menor, ya que este motor "pequeño" 2 funciona a un nivel de potencia relativa más elevado que aquel al que habría funcionado el turboeje 2. En esta fase C, el turboeje 1 se mantiene en régimen de superralentí, por ejemplo en giro mediante el arrancador utilizado como medio de impulsión E1 a una velocidad de encendido de cámara preferente.

25 Alternativamente, en el caso de motores de igual potencia, funciona uno solo de los dos motores, manteniéndose el otro en régimen de superralentí.

De acuerdo con la invención, el generador de gas del turboeje en régimen de superralentí es asistido por la impulsión mecánica giratoria de su árbol AE, al objeto de reducir la temperatura de funcionamiento y el consumo de combustible.

30 En el caso representado, la impulsión del árbol AE del generador de gas 21 se realiza por medio de su arrancador (medio de impulsión E2) que se alimenta mediante el arrancador/generador (medio de impulsión E1) del otro generador de gas 11. Como se ha indicado en lo anterior, los medios de impulsión E1, E2 están gestionados por los medios de activación del sistema de regulación 4. La inyección de una potencia mecánica en el árbol AE del generador de gas 21 disminuye el trabajo mecánico que tiene que suministrar su turbina TG para arrastrar el compresor K, lo que se traduce en una disminución de la temperatura de entrada de la misma, así como de la temperatura en la cámara de combustión CC. El giro del generador es conservado a la vez mediante la impulsión mecánica y un gasto de combustible de alimentación de la cámara, pudiendo este último ser relativamente reducido con respecto a la técnica anterior, lo cual limita el consumo de combustible.

35

REIVINDICACIONES

1. Procedimiento de optimización del consumo específico de un helicóptero equipado con dos turboejes (1, 2) cada uno de los cuales incluye un generador de gas (11, 21) dotado de una cámara de combustión (CC) y de una turbina libre (12, 22) apta para impulsar un rotor del helicóptero, siendo apto cada uno de estos turboejes (1, 2) para funcionar solo, en régimen de vuelo continuo, estando entonces el otro turboeje (2, 1) en régimen llamado de superralentí a potencia nula apto para pasar a modo de aceleración del generador de gas de ese turboeje (2, 1) mediante una impulsión compatible con un re arranque de salida de emergencia, estando la turbina libre (22, 12) de dicho turboeje (2, 1) en régimen de superralentí desacoplada del rotor del helicóptero, caracterizado por que este régimen de superralentí se obtiene con la cámara de combustión (CC) del generador de gas encendida, y por que este régimen de superralentí está asistido por una impulsión mecánica giratoria del árbol (AE) del generador de gas a este régimen, al objeto de reducir la temperatura de funcionamiento y el consumo de combustible de este generador de gas.
5
2. Procedimiento de optimización según la reivindicación 1, caracterizado por que la asistencia es continua sin interrupción todo el tiempo que dure el régimen de superralentí.
10
3. Procedimiento de optimización según la reivindicación 1 ó 2, caracterizado por que el régimen de superralentí se corresponde con el 10 al 40 % aproximadamente del régimen nominal del generador de gas a este régimen.
15
4. Procedimiento de optimización según una de las reivindicaciones anteriores, caracterizado por que la impulsión mecánica se realiza mediante un motor eléctrico, un dispositivo de impulsión mecánica acoplado al otro generador de gas o al rotor del helicóptero, o un dispositivo de impulsión mecánica funcionando con una fuente de energía tal como una fuente hidráulica, o neumática.
20

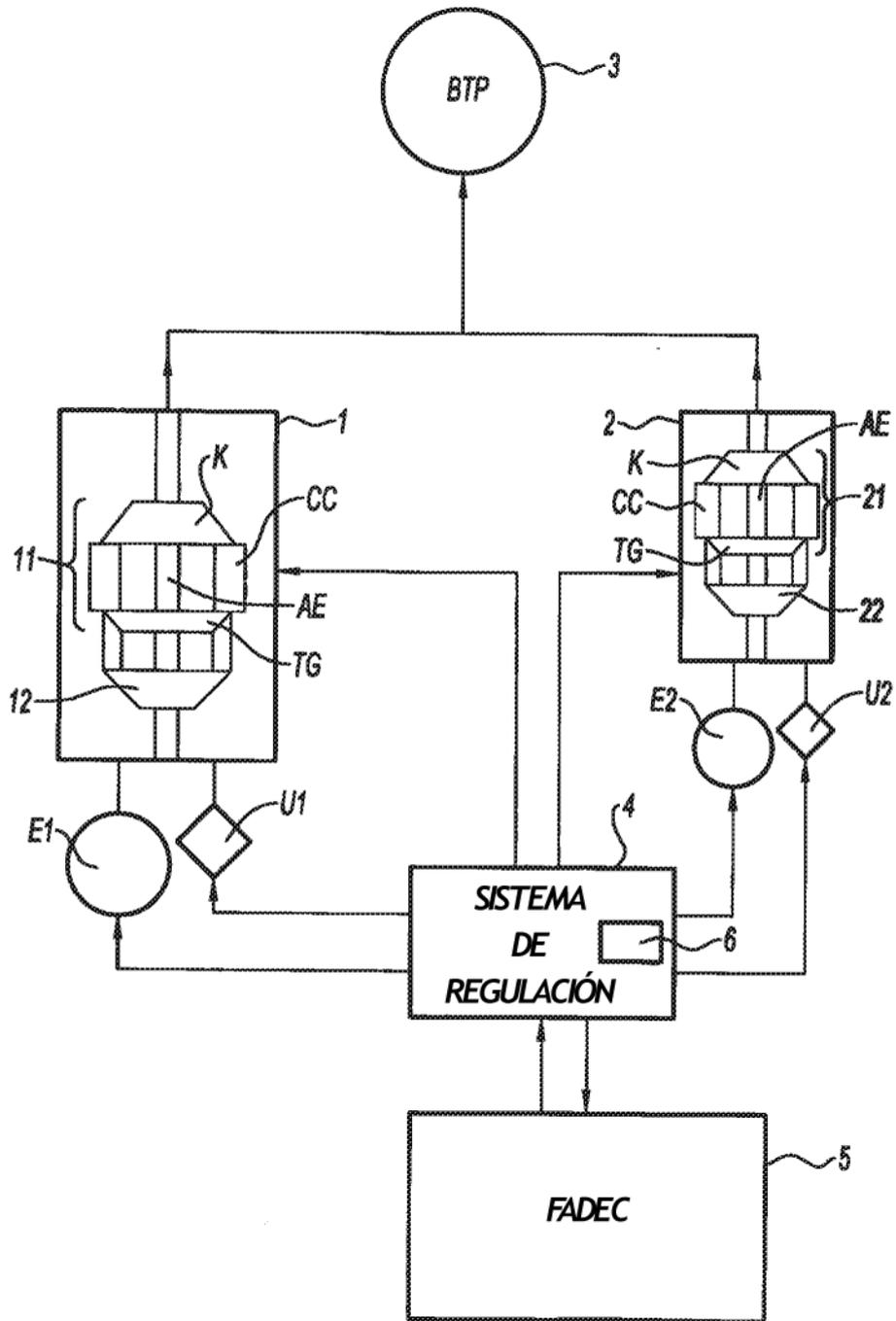


Fig. 1