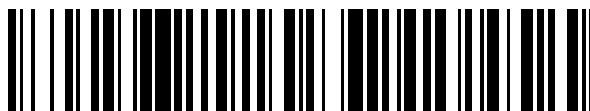


19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 449 693**

51 Int. Cl.:

**F02C 9/26** (2006.01)

**F02C 9/28** (2006.01)

**F02C 9/46** (2006.01)

**F01D 19/00** (2006.01)

**G01M 15/14** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **18.10.2010 E 10766057 (3)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **04.12.2013 EP 2491365**

54 Título: **Prueba de no apagado para cámara de combustión de turbomáquina**

30 Prioridad:

**19.10.2009 FR 0957303**

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

**20.03.2014**

73 Titular/es:

**TURBOMECA (100.0%)  
64510 Bordes, FR**

72 Inventor/es:

**COURTIE, PHILIPPE ROGER;  
ETCHEPARE, PHILIPPE y  
VERDIER, HUBERT PASCAL**

74 Agente/Representante:

**DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto**

**ES 2 449 693 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

Prueba de no apagado para cámara de combustión de turbomáquina

El campo de la presente invención es el de la termodinámica aplicada a las turbomáquinas y, más en particular, el del funcionamiento de las turbomáquinas aeronáuticas.

5 Las turbomáquinas se constituyen clásicamente a partir de uno o varios compresores que comprimen aire aspirado en una entrada de aire, de una cámara de combustión donde se quema combustible mezclado con el aire, de una o varias turbinas que extraen una parte de la potencia generada por la combustión para arrastrar el o los compresores y de una tobera de salida por la que se expulsan los gases producidos.

10 Las turbomáquinas aeronáuticas son utilizadas en un amplio campo de vuelo, en el que debe estar garantizado su funcionamiento para asegurar la seguridad de la tripulación y la de los eventuales pasajeros. En concreto, se impone la necesidad de evitar que el turboreactor de un avión o el turbomotor de un helicóptero se apague en el transcurso de una maniobra operada por el piloto. Cabe el riesgo de que se produzca tal apagado de la llama en la cámara de combustión, por ejemplo, cuando el piloto efectúa una maniobra de reducción rápida del empuje o de la potencia suministrada. Este tipo de maniobra puede ser efectuado en situación de emergencia cuando el piloto, en un avión, 15 quiere disminuir bruscamente su velocidad o, en un helicóptero, trata de desacelerar bruscamente para, por ejemplo, evitar un obstáculo que súbitamente descubre frente a él (maniobra llamada "quick stop" o desaceleración rápida).

En funcionamiento normal, la regulación del motor está prevista para pilotar el gasto de combustible que se inyecta en la cámara de combustión y evitar tal apagado. Pero en caso de fallo de esta regulación o de evoluciones en las características físicas de las piezas del motor, tal apagado no queda excluido. Un defecto de este tipo puede 20 acontecer con el envejecimiento del motor, el cual genera evoluciones en los juegos o en el tamaño de los orificios de admisión de aire, o en el sistema de inyección y de regulación del combustible. Esto redundaría entonces en una cantidad de aire admitida en la cámara que es superior a la esperada o en una cantidad de combustible inyectada en la cámara que es inferior a la esperada y, consecuentemente, en una disminución de la riqueza de la mezcla.

En una maniobra de desaceleración rápida, la brusca reducción del gasto de combustible que se inyecta en la 25 cámara de combustión redundaría en una modificación instantánea de la riqueza de la mezcla. En efecto, la reducción del gasto de combustible es prácticamente inmediata cuando se gobierna el cono de mando del gasto de combustible hacia el cierre, mientras que la reducción del gasto de aire sigue el decrecimiento de la velocidad de giro del árbol motor, cuya evolución viene limitada por la inercia del rotor y, por lo tanto, no es instantánea. La riqueza evoluciona bruscamente de su valor nominal hacia un valor empobrecido, el cual tan sólo tenderá a volver a 30 hacerse nominal cuando se haya estabilizado el régimen del motor en su nuevo valor. Ahora bien, la estabilidad de una llama en una cámara de combustión tan sólo queda garantizada si la riqueza de la mezcla se mantiene comprendida entre dos valores extremos, un valor llamado de apagado rico y un valor llamado de apagado pobre.

En el caso de una maniobra de emergencia de tipo quick stop, si el motor falla por una de las causas anteriormente 35 apuntadas, cabe entonces la posibilidad de que la riqueza caiga por debajo del valor de apagado pobre y que el motor se apague. Para comprobar la aptitud de un motor para resistir a este fenómeno de apagado en esas maniobras de emergencia, a día de hoy sólo una prueba en el banco de ensayo permite efectuar el pertinente diagnóstico. Más aún, esta sólo se practica a la recepción de los motores nuevos. En lo sucesivo, los motores ya no son inspeccionados, salvo en una revisión general. Por lo tanto, si las características del motor evolucionan, el riesgo de un fallo pasa completamente desapercibido en su normal utilización, pues al no ser las reducciones 40 normales de régimen tan intensas como la acarreada por una de las citadas maniobras de emergencia, la riqueza de la mezcla no desciende hasta alcanzar el límite de apagado pobre. Cabe entonces la posibilidad de que el motor se apague si el piloto tiene que efectuar esa maniobra de emergencia, es decir, en un momento en el que lo necesita especialmente.

La presente invención tiene por finalidad subsanar estos inconvenientes al proponer un método, realizable con la 45 aeronave en tierra, de inspección del correcto funcionamiento del motor para los casos en que fuera necesario efectuar una maniobra de desaceleración rápida en vuelo. Este método permite además evaluar si la cámara de combustión ha soportado degradaciones eventuales.

A tal efecto, la invención tiene por objeto un procedimiento de inspección según la reivindicación 1. Una prueba 50 similar se encuentra descrita en H. Li et al. "Active control of lean blowout in a swirl-stabilized combustor using a tunable diode laser", Proc. Combustion Institute 31, (2007).

La prueba consiste en observar un apagado eventual de la cámara de combustión en esa maniobra y en concluir si el motor es apto para soportar una maniobra de desaceleración rápida en vuelo.

De manera preferente, el decrecimiento se realiza de manera automática mediante el computador del motor, con el accionamiento por parte del piloto o de un mecánico de un mando dedicado, asociado a dicho computador.

55 Así se tiene la seguridad de que el decrecimiento realizado sigue perfectamente el decrecimiento nominal de la

prueba. Se limita asimismo la complejidad de realización del ensayo para los pilotos y/o mecánicos.

Ventajosamente, el régimen del motor al principio de la inspección se modula en función de las condiciones de temperatura y de presión del lugar de ejecución de dicha inspección de correcto funcionamiento.

5 De manera aún más ventajosa, el índice de decrecimiento del gasto de combustible en el transcurso de la inspección se modula en función de las condiciones de temperatura y de presión del lugar de ejecución de dicha inspección de correcto funcionamiento.

Esto permite tener en cuenta las características peculiares del lugar en el que se desarrolla la prueba y, por tanto, efectuarla en condiciones representativas del funcionamiento de la cámara de combustión.

10 La invención se refiere asimismo a un procedimiento de determinación del valor límite del decrecimiento del gasto de combustible, según la reivindicación 5, a partir del cual se produce el apagado de la cámara de combustión de una turbomáquina aeronáutica, mediante la sucesiva realización de varias inspecciones tales y como se han descrito anteriormente, aumentándose cada vez los índices de decrecimiento aplicados con relación a la inspección anterior.

De manera preferente, el gasto de combustible inyectado en la cámara de combustión se adapta en función del límite de apagado hallado según el anterior procedimiento.

15 La invención se refiere finalmente a un computador de regulación del gasto de combustible inyectado en una turbomáquina aeronáutica, en el que se implanta un módulo de realización de uno de los procedimientos antes descritos, y a una turbomáquina aeronáutica que incluye tal computador.

20 Se comprenderá mejor la invención y aparecerán con mayor claridad otros propósitos, detalles, características y ventajas de la misma en el transcurso de la descripción explicativa detallada subsiguiente de una forma de realización de la invención dada a título de ejemplo meramente ilustrativo y no limitativo, con referencia al dibujo esquemático que se acompaña.

En la figura 1 se representa la velocidad del generador de gases (NG), la consigna de gasto (WF) pilotada por el computador y el tope de gasto mínimo impuesto por el computador (WFMIN), a lo largo de una prueba de no apagado.

25 La consigna de gasto es el valor del gasto demandado por el computador al sistema de regulación que actúa sobre la posición del dosificador de combustible. El valor de gasto mínimo es un valor mínimo, definido en el computador, que fija un tope inferior para la consigna de gasto transmitida por el computador. El apagado o el no apagado de la cámara de combustión en el caso de una rápida reducción del régimen está ligado al correcto posicionamiento de este valor mínimo.

30 La evolución de los parámetros en la figura 1 está descompuesta en tres fases, referenciadas con  $\phi 1$ ,  $\phi 2$  y  $\phi 3$ . La fase 1 corresponde a una fase de preparación de la prueba, en cuyo transcurso el piloto registra un régimen especificado de antemano (típicamente el 90 % del valor a pleno gas) y espera a que este régimen se estabilice. Esta estabilización es supervisada por el computador, el cual, hasta que esta no sea efectiva, no autoriza el inicio de la fase 2. La fase 2 corresponde al disparo de la prueba mediante el computador, como respuesta a una solicitud del piloto o del mecánico, y la fase 3 corresponde al retorno al funcionamiento normal, en ralentí, después de la prueba. 35 El disparo de la fase 2 viene acompañado de una reducción calibrada del valor de la consigna de gasto mínimo WFMIN por debajo de su valor tal y como es definido por el computador en la utilización normal.

40 En el transcurso de la fase 1, al hallarse el régimen estable al 90 %, la consigna de gasto transmitida por el computador es constante una vez que se ha estabilizado el régimen, e igual al gasto necesario para mantener este valor del régimen; el valor de la consigna de gasto mínimo, que corresponde al decrecimiento máximo que autorizaría el computador en caso de reducción brusca del régimen del motor, es también estable e igual a su valor en funcionamiento normal.

45 Cuando el computador dispara la prueba, esto redundará en una reducción brusca de la consigna de gasto y el envío de la misma como valor de consigna de gasto mínimo que está programado en el computador para la prueba y que está posicionado voluntariamente, como se indica anteriormente, en un valor inferior al que tiene en funcionamiento normal. Este valor reducido de la consigna de gasto mínimo es precisamente el que se pretende someter a prueba, es decir, aquel para el cual se quiere comprobar la ausencia de apagado del motor en una maniobra de emergencia. El régimen del motor decrece rápidamente, en relación con la inercia de sus piezas en movimiento, y se estabiliza, en el caso representado en la figura 1 donde en efecto no se produce apagado, a un valor dado, inferior al de ralentí.

50 La fase 3 corresponde al retorno a las condiciones normales, materializándose la conclusión de la prueba en un aumento de la consigna de gasto, hacia su valor correspondiente al ralentí. El aumento de la consigna de gasto conlleva un incremento del régimen del motor hacia el ralentí, donde se estabiliza nuevamente. Por su parte, el valor de la consigna de gasto mínimo, aparte de oscilaciones transitorias, se mantiene constante.

Para dar respuesta al problema planteado, la invención propone implantar en el computador del motor, que gobierna

en todo momento el gasto de combustible inyectado en la cámara de combustión, un módulo cuya activación dispara un procedimiento específico de prueba de no apagado, que se realizará en tierra, con el motor en marcha, por ejemplo en un punto fijo, es decir, durante la inspección de correcto funcionamiento del motor efectuada en cada vuelo, antes del despegue.

- 5 Esta prueba consiste en efectuar una disminución programada de la cantidad de combustible inyectada, para así simular el decrecimiento del gasto en una maniobra de emergencia, tal como un quick stop, y en reproducir unas condiciones de riqueza cercanas a las que existirían en esa maniobra. La reducción de la cantidad de combustible inyectada se efectúa modificando bruscamente la consigna de gasto WF transmitida por el computador al sistema de regulación que pilota la posición del dosificador y dando instantáneamente a esta consigna WF un valor mínimo de  
10 consigna predefinido WFMIN. Este decrecimiento se efectúa hasta un valor WFMIN que es inferior a la consigna de gasto mínimo puesta en práctica en funcionamiento normal, al objeto de simular la riqueza mínima por la que pasaría la cámara de combustión del motor en una maniobra de tipo quick stop. Este valor de consigna de gasto mínimo utilizado para la prueba lo define la oficina de estudios al diseñar el motor, basándose en los cálculos del funcionamiento de la cámara, o bien basándose en registros efectuados en vuelo de ensayo en una aeronave. Se  
15 modula en función de las condiciones en las que se efectúa esta prueba, como por ejemplo la altitud del aeródromo donde se sitúa la aeronave, las condiciones atmosféricas, etc. Esta modulación del valor dado a la consigna de gasto mínimo WFMIN que se ostentará en el transcurso de la prueba se centra, entre otros, en el valor del régimen del motor fijado al principio de la prueba de no apagado.

- 20 El procedimiento se desarrolla de la forma siguiente: en función de una periodicidad prescrita por el manual de vuelo o el manual de mantenimiento, el piloto inicia la maniobra simulada de desaceleración rápida, mediante una acción sobre un mando específico asociado al computador del motor. Este último inicia entonces el decrecimiento programado mediante el envío de una consigna de gasto WF igual al valor de consigna de gasto mínimo WFMIN predefinido para la prueba, lo cual redundará en el desplazamiento, en el sentido del cierre, del cono de mando del  
25 gasto de combustible, y el piloto comprueba si hay o no apagado de la cámara de combustión. Si no hay apagado, se considera que el motor está en condiciones nominales y puede tener lugar el siguiente vuelo. El piloto sabe así que el motor se halla sano frente al riesgo de desaceleración rápida y que puede efectuar sin riesgo una maniobra de emergencia de este tipo, si en vuelo se presentara la necesidad.

- 30 Si hay apagado durante la prueba en tierra, esto significa que el motor no está en sus condiciones normales de funcionamiento y que conviene prever una operación de mantenimiento antes de darle autorización para retomar el vuelo. Tal operación de mantenimiento, que estará especificada en el manual de utilización del motor, puede incluir por ejemplo un desmontaje del motor y su envío a taller. Se buscará la causa del mal funcionamiento tanto en el ámbito de un mal funcionamiento del sistema de regulación y de inyección del combustible como en el ámbito de una degradación de las prestaciones de la cámara, por ejemplo por su envejecimiento.

- 35 Se pueden proponer asimismo análisis complementarios en el contexto de esta prueba de no apagado: es concebible realizar una búsqueda del límite de apagado mediante varios ensayos y luego, en función del valor hallado para la consigna de gasto mínimo de combustible WFMIN garantizador del no apagado, adaptar las leyes de funcionamiento en el computador para tener en cuenta pérdidas comprobadas de prestaciones. Queda limitado entonces el máximo decrecimiento del gasto de combustible fijado por el computador para una utilización normal con el fin de garantizar la ausencia de apagado; en consecuencia, el motor puede seguir siendo utilizado sin riesgo y sin  
40 que sea necesario desmontarlo e instalar un motor sano en la aeronave.

**REIVINDICACIONES**

1. Procedimiento de inspección en tierra de la función de evitación de apagado de la llama de un sistema de regulación del gasto de combustible inyectado en la cámara de combustión de una turbomáquina aeronáutica, siendo pilotado dicho sistema por un computador que le transmite una consigna (WF) del valor del gasto que ha de inyectarse, siendo dicho valor superior a un valor mínimo (WFMIN) predefinido por dicho computador para evitar los riesgos de apagado en caso de maniobra de reducción rápida de la consigna de gasto, caracterizado porque incluye la realización, en la turbomáquina en funcionamiento y a partir de un régimen determinado, de una reducción del gasto de combustible según un decrecimiento programado para alcanzar un valor de consigna de gasto inferior al valor mínimo correspondiente al funcionamiento en tierra considerado, seguida de la comprobación del no apagado de la cámara de combustión.
2. Procedimiento según la reivindicación 1, en el que el decrecimiento se realiza de manera automática mediante el computador del motor, con el accionamiento por parte del piloto o de un mecánico de un mando dedicado, asociado a dicho computador.
3. Procedimiento según una de las reivindicaciones 1 ó 2, en el que el régimen del motor al principio de la inspección se modula en función de las condiciones de temperatura y de presión del lugar de ejecución de dicha inspección de correcto funcionamiento.
4. Procedimiento según una de las reivindicaciones 1 a 3, en el que el decrecimiento del gasto de combustible en el transcurso de la inspección se modula en función de las condiciones de temperatura y de presión del lugar de ejecución de dicha inspección de correcto funcionamiento.
5. Procedimiento de determinación del valor límite del decrecimiento del gasto de combustible a partir del cual se produce el apagado de la cámara de combustión de una turbomáquina aeronáutica mediante la sucesiva realización de varias inspecciones según una de las reivindicaciones 1 a 4, aumentándose cada vez los decrecimientos aplicados con relación a la inspección anterior.
6. Procedimiento de regulación del gasto de combustible inyectado en la cámara de combustión de una turbomáquina aeronáutica en el que el gasto de combustible se adapta en función del límite de apagado hallado según el procedimiento de la reivindicación 5.
7. Computador de regulación del gasto de combustible inyectado en una turbomáquina aeronáutica en el que se halla implantado un módulo de realización de un procedimiento según una de las reivindicaciones anteriores.
8. Turbomáquina aeronáutica que incluye un computador según la reivindicación anterior.

30

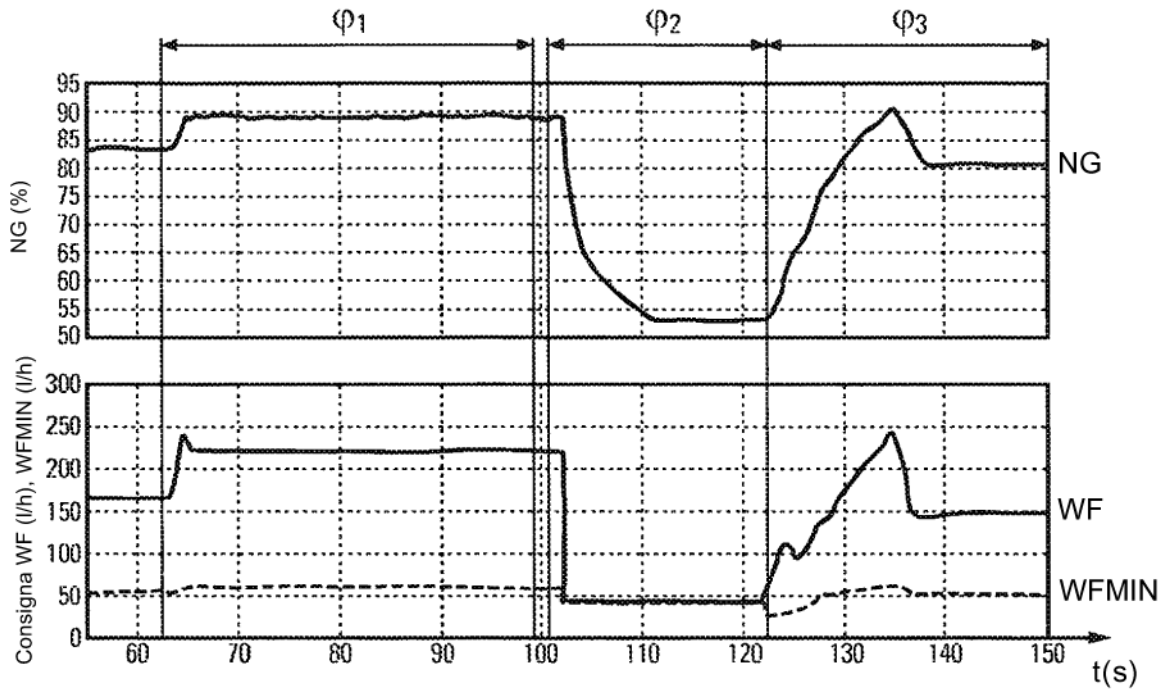


Fig. 1