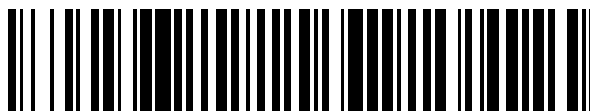


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 701 548**

51 Int. Cl.:

B64D 37/32 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **02.12.2014** **E 14195867 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **14.11.2018** **EP 2915750**

54 Título: **Sistema de generación de gas inerte a bordo**

30 Prioridad:

06.12.2013 GB 201321614

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

22.02.2019

73 Titular/es:

EATON INTELLIGENT POWER LIMITED (100.0%)
30 Pembroke Road
4 Dublin, IE

72 Inventor/es:

MASSEY, ALAN

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 701 548 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

Sistema de generación de gas inerte a bordo

La presente invención se refiere a un aparato y método para la generación a bordo de gas inerte en una aeronave a fin de facilitar la inertización de los tanques de combustible y otras áreas a bordo de la aeronave.

5 En esta memoria descriptiva, se emplea terminología ampliamente aceptada y la expresión "generación de gas inerte" significa la generación de una atmósfera carente de oxígeno o "enriquecida en nitrógeno" (NEA). Es bien conocido el uso de uno o más filtros o "módulos de separación de aire" (ASM) que separan el suministro de aire de entrada en una parte de aire enriquecida en nitrógeno (NEA) y una parte enriquecida en oxígeno (OEA).

10 Los sistemas actuales de inertización del tanque de combustible, que incluyen compresores centrífugos para impulsar el aire de la cabina, requieren generalmente intercambiadores de calor de compresión posterior para reducir el aire comprimido a una temperatura de 71°C (160°F) a los fines del suministro a un módulo de separación de aire. Este esquema requiere un sistema de enfriamiento de aire de impacto que comprende una entrada NACA, conductos, un ventilador, una válvula de control de temperatura, un intercambiador de calor y una salida para liberar el aire de enfriamiento. En la Figura 1 de los dibujos adjuntos se muestra una arquitectura típica del sistema de inertización del tanque de combustible que utiliza aire de cabina como fuente de aire. Esto muestra un compresor de dos etapas que comprende dos compresores con interenfriamiento, y un intercambiador de calor de compresión posterior que enfría el suministro de aire al módulo de separación de aire por debajo de aproximadamente 71°C. Tanto el enfriador intermedio como el intercambiador de calor requieren generalmente un circuito de enfriamiento de aire de impacto que comprende una entrada NACA, conductos, un sensor de temperatura y una salida para liberar el aire de enfriamiento. El peso del equipo y el volumen requerido para contenerlo, junto con las múltiples penetraciones del casco, imponen severas restricciones al diseñador de la aeronave. Además, estos factores impiden el ajuste posterior de dicho equipo a una aeronave existente.

15 La tecnología del ASM ha evolucionado mediante el uso del rediseño de las rutas de flujo de aire entrante y la fracción de NEA, y también el uso de fibras y resinas de alta temperatura para los componentes del módulo de separación de aire, de modo que existen módulos de separación de aire capaces de filtrar aire con una temperatura de entrada de hasta aproximadamente 150°C (300°F).

25 Hemos descubierto que es posible proporcionar un sistema mucho más simplificado para la generación de gas inerte que recibe aire de la cabina, lo comprime a través de un compresor de una sola etapa y luego lo suministra a un ASM sin necesidad del compresor de dos etapas, el enfriador intermedio y el intercambiador de calor de compresión posterior y sus respectivos circuitos de enfriamiento de la disposición convencional. Por lo tanto, el sistema funciona a una temperatura más alta, pero a presiones más bajas que las utilizadas anteriormente. La temperatura de funcionamiento más alta mejora el rendimiento del módulo de separación de aire, que compensa la presión de funcionamiento más baja para mantener el rendimiento de separación anterior.

30 El documento WO 2013/079454 del solicitante describe un sistema de generación de gas inerte a bordo para una aeronave, que comprende un compresor configurado para recibir aire residual de la cabina y suministrar aire comprimido a un módulo de separación de aire configurado para separar el aire en una fracción de aire enriquecida en nitrógeno y una fracción de aire enriquecida en oxígeno; el aire comprimido pasa del compresor al módulo de separación de aire directamente, sin enfriamiento activo.

35 La expresión "sin enfriamiento activo" se utiliza para significar que el flujo corriente abajo del compresor al módulo de separación de aire no pasa a través de un intercambiador de calor que requiere la provisión de un flujo secundario de enfriamiento, desde una fuente externa. Sin embargo, no excluye la posibilidad de enfriar el propio compresor, por ejemplo, mediante aletas de enfriamiento, el paso externo de un líquido refrigerante, como una parte adicional de aire de la cabina, o una mezcla de estas características.

40 En esta disposición ya no se requieren el compresor de dos etapas, el enfriador intermedio y el intercambiador de calor de compresión posterior. Esto significa que el sistema de generación de gas inerte no requiere que se suministre aire de impacto al enfriador intermedio o enfriador de compresión posterior, por lo que se elimina la necesidad de múltiples penetraciones en el casco, las entradas y salidas asociadas y los conductos, lo que hace que la disposición sea adecuada para el ajuste posterior.

45 Según la invención, la disposición incluye un controlador que responde a la variación en la temperatura del aire residual de la cabina para ajustar o bien la velocidad de funcionamiento o la relación de presión del compresor a fin de mantener el aire comprimido suministrado al módulo de separación de aire a la temperatura predeterminada.

50 El compresor puede ser accionado por cualquier motor principal adecuado, como un motor eléctrico suministrado desde el sistema eléctrico de la aeronave, o por medio de una turbina o por la potencia del eje.

Preferiblemente, el compresor opera con una relación de presión de entre 1,5 y 3,5, e idealmente alrededor de 2,5, de manera que la temperatura de suministro no exceda la temperatura máxima de funcionamiento del módulo de separación de aire.

5 Preferiblemente, en uso, el compresor funciona para suministrar aire comprimido al ASM a una temperatura mayor que 80°C y hasta 150°C (300°F).

Una realización puede incluir un sensor de temperatura para controlar la temperatura del aire residual de la cabina, y un controlador que responda a dicho sensor de temperatura para controlar o bien la velocidad de funcionamiento o la relación de presión de dicho compresor a fin de mantener el aire comprimido suministrado al módulo de separación de aire a dicha temperatura predeterminada.

10 El sistema de generación de gas inerte a bordo puede incluir medios para enfriar la fracción de NEA; esto puede comprender un intercambiador de calor enfriado por un refrigerante adecuado, que puede comprender, por ejemplo, combustible de la aeronave o aire de cabina.

15 En otro aspecto, esta invención proporciona un método de generación de gas inerte a bordo con las características de la reivindicación 9, que comprende suministrar aire de cabina a un compresor de una etapa, pasar aire comprimido de dicho compresor a un módulo de separación de aire y obtener de dicho módulo de separación de aire una fracción de NEA de dicho aire comprimido, sin enfriamiento activo de ese aire comprimido entre el compresor y el módulo de separación de aire.

La invención se describirá a continuación, únicamente a modo de ejemplo, con referencia a los dibujos adjuntos, donde:

20 La Figura 1 es un diagrama de bloques de una disposición de la técnica anterior de un sistema de inertización de tanques de combustible de la aeronave, y

La Figura 2 es un diagrama de bloques de un sistema de inertización de tanques de combustible de la aeronave según esta invención.

25 Con referencia a la Figura 2, el aire residual filtrado de la cabina se suministra desde la cabina de la aeronave a un compresor de una etapa 10. El compresor de una etapa generalmente recibe aire de la cabina a una temperatura de hasta 24°C y puede funcionar a una presión de 2,5 con una eficiencia isoentrópica del 70%. El compresor de una etapa suministra aire comprimido a un módulo de separación de aire (ASM) 12 a una temperatura de hasta 150°C. La fracción de NEA del ASM 12 pasa a través de una válvula de control 14 al tanque de combustible de la aeronave 16. Si es necesario, la fracción de NEA del módulo de separación de aire se puede enfriar con los medios adecuados que se muestran esquemáticamente en 18. Por ejemplo, puede enfriarse por el combustible de la aeronave mediante un intercambiador de calor adecuado. El calor transferido desde el NEA al combustible de la aeronave puede usarse de manera beneficiosa para precalentar el combustible de la aeronave cuando sale del tanque para pasar al motor de la aeronave. Esto puede mejorar el rendimiento del motor y, además, proporcionar antihielo.

30 En otra disposición, el NEA puede ser enfriado por un intercambiador de calor adecuado externo al tanque de combustible con refrigerante adecuado, por ejemplo, una parte adicional de aire de la cabina.

35 El compresor 10 también puede incluir refrigeración integral, como indica esquemáticamente el 8.

40 Un sensor de temperatura 20 instalado en la entrada del compresor suministra una señal de temperatura a un controlador 22 que controla la velocidad del motor 24 que impulsa el compresor, para garantizar que la temperatura del fluido que sale del compresor se controle a un nivel constante, generalmente 150°C. En funcionamiento, si varía la temperatura del aire de la cabina suministrado al compresor, el controlador ajusta la velocidad del compresor y, en consecuencia, su relación de presión para mantener una temperatura sustancialmente constante para el ASM 12. Se apreciará que un sistema de control alternativo detectará la temperatura en la salida del compresor y ajustará en consecuencia la velocidad del motor que impulsa el compresor.

45 En la realización anterior, el compresor puede ser un compresor centrífugo, un compresor de desplazamiento positivo rotativo o cualquier otro compresor adecuado.

Las realizaciones descritas en la presente proporcionan una reducción significativa en los costos del sistema, el peso y el espacio, y también aumentan la eficiencia, confiabilidad y disponibilidad del sistema.

REIVINDICACIONES

- 1.** Un sistema de generación de gas inerte a bordo para una aeronave, que comprende un compresor (10) configurado para recibir aire residual de la cabina y suministrar aire comprimido a un módulo de separación de aire (12) configurado para separar el aire en una fracción de aire enriquecida en nitrógeno y una fracción de aire enriquecida en oxígeno; el aire comprimido pasa del compresor al módulo de separación de aire directamente, sin enfriamiento activo, que se caracteriza porque el sistema de generación de gas inerte a bordo comprende además un controlador (22) que responde a la variación en la temperatura del aire residual de la cabina, configurado para ajustar o bien la velocidad de funcionamiento o la relación de presión del compresor a fin de mantener el aire comprimido suministrado al módulo de separación de aire (12) a la temperatura predeterminada y porque el compresor (10) está configurado para ser controlado por el controlador (22) y suministrar aire comprimido al módulo de separación de aire (12) a esa temperatura predeterminada.
- 2.** Un sistema de generación de gas inerte a bordo según la reivindicación 1, en donde el compresor incluye una carcasa y un dispositivo de refrigeración para dicha carcasa.
- 3.** Un sistema de generación de gas inerte a bordo según la reivindicación 1 o reivindicación 2, en donde el compresor (10) funciona con una relación de presión de entre 1,5 y 3,5.
- 4.** Un sistema de generación de gas inerte a bordo según la reivindicación 3, en donde el compresor (10) funciona con una relación de presión de 2,5.
- 5.** Un sistema de generación de gas inerte a bordo según la reivindicación 1, que incluye un sensor de temperatura (20) para controlar la temperatura del aire residual de la cabina, y un controlador (22) que responda a dicho sensor de temperatura para controlar o bien la velocidad de funcionamiento o la relación de presión de dicho compresor (10) a fin de mantener el aire comprimido suministrado al módulo de separación de aire (12) a dicha temperatura predeterminada.
- 6.** Un sistema de generación de gas inerte a bordo según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, que incluye un dispositivo de refrigeración (18) para enfriar la fracción de NEA.
- 7.** Un sistema de generación de gas inerte a bordo según la reivindicación 6, en donde dicho dispositivo de refrigeración (18) comprende un intercambiador de calor que tiene una ruta refrigerante para recibir el combustible de la aeronave.
- 8.** Un sistema de generación de gas inerte a bordo según la reivindicación 6, en donde dicho dispositivo de refrigeración (18) comprende un intercambiador de calor que tiene una ruta refrigerante para recibir el aire de la cabina.
- 9.** Un método de generación de gas inerte a bordo mediante un sistema de generación de gas inerte a bordo según la reivindicación 1, que comprende suministrar aire de cabina a un compresor (10), pasar aire comprimido de dicho compresor a un módulo de separación de aire (12) y obtener de dicho módulo de separación de aire una fracción de NEA de dicho aire comprimido, sin enfriamiento activo de ese aire comprimido entre el compresor y el módulo de separación de aire

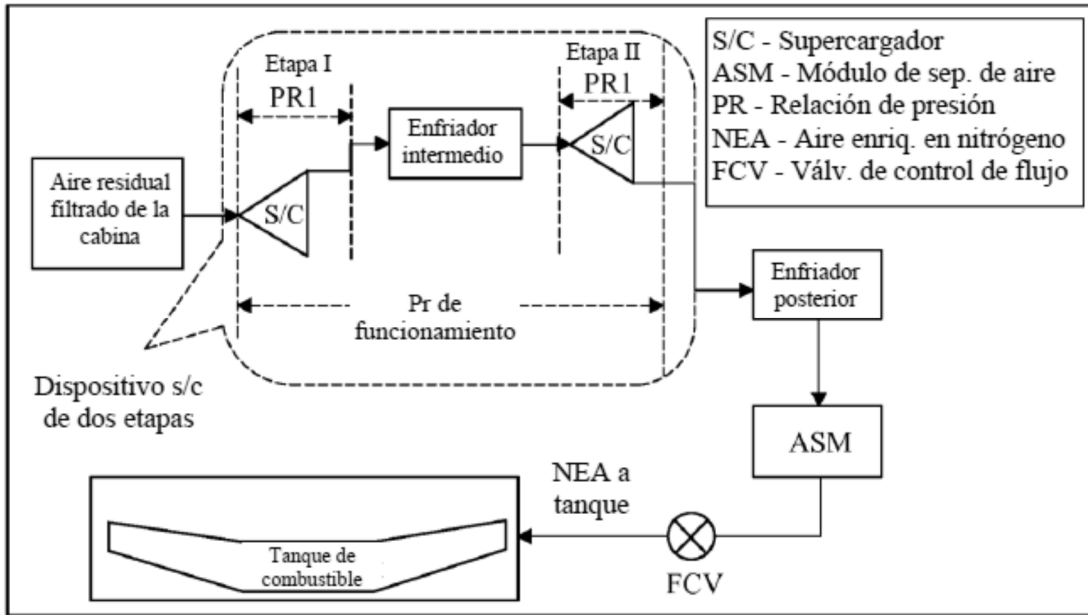


Fig. 1

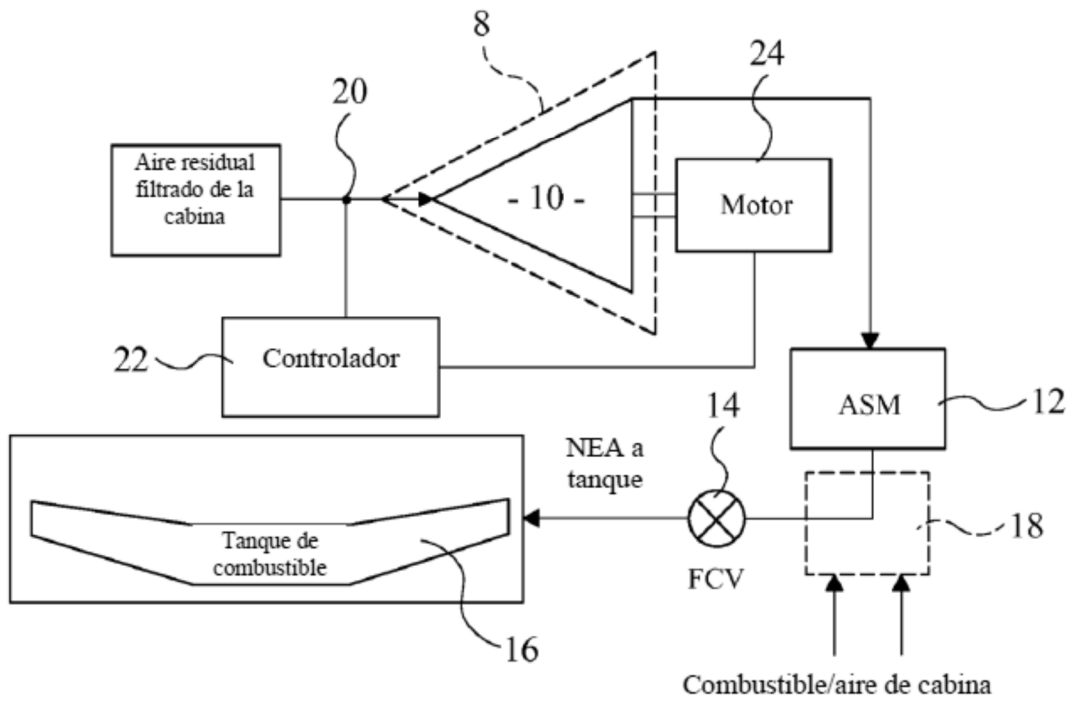


Fig. 2