

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 644 809**

51 Int. Cl.:

B64D 37/32 (2006.01)

B64D 13/06 (2006.01)

B01D 51/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **27.11.2012** **PCT/EP2012/073656**

87 Fecha y número de publicación internacional: **06.06.2013** **WO13079454**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.11.2012** **E 12798247 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **02.08.2017** **EP 2785592**

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

30 Prioridad:

29.11.2011 IN 3415DE2011

03.02.2012 GB 201201891

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
30.11.2017

73 Titular/es:

EATON LIMITED (100.0%)

**P.O. Box 554 Abbey Park Southampton Road
Titchfield Fareham, Hampshire PO14 9ED, GB**

72 Inventor/es:

MASSEY, ALAN ERNEST;

DAS, ALOK;

JOSHI, MAHESH PRABHAKAR y

MAHALTATKAR, KARTIKEYA KRISHNOJI

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 644 809 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

Esta invención está relacionada con un sistema de generación de gas inerte a bordo para generación de gas inerte a bordo de una aeronave para facilitar la inertización de los tanques de combustible y otras zonas a bordo de la aeronave.

En esta memoria descriptiva se emplea la terminología ampliamente aceptada con la expresión 'generación de gas inerte' que significa la generación de una atmósfera con oxígeno agotado o 'atmósfera enriquecida con nitrógeno' (NEA). En los últimos años el movimiento hacia el uso de composites en la construcción de alas de aeronave ha significado que las temperaturas dentro de los tanques de combustible sea mayor que la de las alas de material convencional debido a la menor conducción térmica del composite. Así hay una necesidad incluso mayor de inertización eficaz de los tanques de combustible de aeronave en alas de composite debido a las mayores temperaturas experimentadas. Se conoce bien cómo usar uno o más filtros o 'módulos de separación de aire' (ASM, del inglés *air separation module*) que permiten la separación de un suministro de aire de entrada a una parte de aire enriquecida con nitrógeno (NEA, del inglés *Nitrogen Enriched Air*) y una parte de aire enriquecida con oxígeno (OEA, del inglés *Oxygen Enriched Air*). Con el fin de hacer funcionar eficientemente módulos de separación de aire, es necesario que sean suministrados con aire de entrada a una presión relativamente alta (típicamente $2,76 \times 10^5$ Pa manométricos (40 psig) o más). Es posible que funcionen a menores presiones pero esto significaría que se requerirían más módulos de separación de aire con el consiguiente aumento de peso y complejidad, lo que no es deseable. A modo de ilustración, si el aire suministrado a un ASM está a $1,03 \times 10^5$ Pa manométricos (15 psig), entonces se requieren diez ASM, pesando cada uno aproximadamente 27 kg. Pero si el aire de entrada está a $3,86 \times 10^5$ Pa manométricos (56 psig) únicamente se necesitan dos ASM para proporcionar la capacidad NEA necesaria. En el pasado, los módulos de separación de aire han sido suministrados con aire de purga a alta presión del grupo de potencia principal de la aeronave. Este se purga del compresor, se enfría, filtra y luego se suministra al ASM o los ASM. Este sistema trabaja bien pero hay una creciente demanda en los fabricantes de aeronave para reducir el consumo específico de combustible (SFC, del inglés *Specific Fuel Consumption*) de la aeronave. Se sabe que purgar aire a alta presión desde el compresor tiene un efecto adverso en el SFC y por tanto ahora hay una tendencia para cesar el uso de aire de purga a alta presión de modo que se puedan optimizar las prestaciones del motor térmico. Esto significa que se tiene que encontrar una fuente alternativa de fluido para suministrar al módulo de separación de aire y a una elevada presión por las razones dadas anteriormente.

El documento US2005/0247197, que está considerado la técnica anterior, describe un sistema de generación de gas inerte para generar gas inerte en un vehículo que tiene un tanque de combustible y un respiradero de tanque de combustible que incluye una entrada para recibir un flujo de gas desde una fuente de gas, un intercambiador de calor aguas abajo de la entrada y en comunicación de fluidos con la entrada para enfriar gas recibido desde la entrada, y un módulo de separación de gas aguas abajo del intercambiador de calor para separar gas recibido desde el intercambiador de calor a un flujo de gas enriquecido con nitrógeno y un flujo de gas enriquecido con oxígeno.

El documento US2006/0117956 describe un sistema de generación de gas inerte a bordo que use dos compresores o fases dispuestos en serie para proporcionar aire comprimido al módulo de separación de aire. Con el fin de proporcionar altas presiones al módulo de separación de aire, mientras se afrontan las severas restricciones impuestas por limitaciones de diseño de álabes de rotor de compresor, el documento US2006/0117956 proporciona un sistema en el que dos compresores centrífugos funcionan en serie. El aire comprimido de la segunda fase se pasa a un módulo de separación de aire, pero se proporciona un respiradero entre el segundo compresor de fase y el módulo de separación de aire para permitir que sea aumentado el flujo desde el segundo compresor, lo que da como resultado que el segundo compresor tiene una mayor presión de salida mientras se usa el mismo diseño de álabes de rotor de compresor. Aunque esto proporciona al compresor centrífugo un intervalo de funcionamiento más amplio de flujos de salida, significa que el rendimiento de funcionamiento es muy bajo con caudales bajos. Como la aeronave funciona en crucero durante la mayor parte de su funcionamiento, esto significa que la mayor parte del tiempo la disposición de compresor centrífugo está funcionando muy por debajo de su rendimiento de funcionamiento óptimo. Así las características inherentes de un compresor centrífugo están adaptadas todas para el régimen de funcionamiento y variaciones en los caudales y presiones necesarios durante la ciclo de ascensión, crucero y descenso de una aeronave y han tenido como resultado soluciones innecesariamente complejas tales como las presentadas anteriormente, que únicamente abordan parcialmente los asuntos. Como se señala, el ASM funciona eficazmente en presiones por encima de $2,76 \times 10^5$ Pa manométricos (40 psig). Presiones más bajas necesitan un ASM más grande o varios ASM (y por lo tanto mayor peso) para una tarea dada, mientras que presiones más altas pueden superar la máxima presión de trabajo del ASM. El requisito de flujo para un sistema de inertización varía con la fase de vuelo. El descenso requiere el máximo caudal de NEA ya que es necesario que el sistema de inertización vuelva a presurizar los tanques de combustible para igualar las presiones de tanque y ambiente. El crucero requiere caudales mínimos ya que el caudal de NEA únicamente se requiere para constituir el aumento del volumen de espacio vacío creado por la quema de combustible. La relación entre máximo flujo en descenso y flujo en crucero es típicamente hasta 6:1 dependiendo del tipo de aeronave, la altitud de crucero y la tasa de descenso. Esto no encaja bien con las características de compresor centrífugo típico que tienen un intervalo de flujo muy estrecho limitado por el límite de inestabilidad y el límite de 'estrangulación' de difusor. En un compresor

centrífugo el flujo se puede aumentar aumentando la velocidad pero la presión generada aumenta según el cuadrado de la velocidad, y la potencia requerida aumenta según el cubo de la velocidad. La presión adicional debe ser regulada para evitar daño al ASM. Esto le hace muy ineficiente en el intervalo de flujo requerido por un sistema de inertización.

- 5 Por otro lado, se ha encontrado que las características de un compresor de tipo desplazamiento positivo son muy adecuadas para proporcionar las grandes variaciones de flujo, porque proporcionan un caudal generalmente proporcional con la velocidad, a una presión suficiente para suministrar la presión requerida por el ASM y sin los sustanciales aumentos de presión a mayores caudales, lo que puede reducir la vida del ASM. Por lo tanto hemos diseñado un sistema de generación de gas inerte a bordo que está pensado para obviar algunos de los problemas encontrados con sistemas basados en compresor centrífugo.

10 Por consiguiente, en un aspecto, esta invención proporciona un sistema de generación de gas inerte a bordo para uso en una aeronave que tiene una fuente de aire a baja presión, dicho sistema de generación de gas incluye un compresor de desplazamiento positivo que tiene una entrada para recibir una parte de dicho aire a baja presión, y una salida en comunicación de flujo con un módulo de separación de aire, el compresor de desplazamiento positivo incluye además unos medios de enfriamiento integrados proporcionados internamente del compresor para enfriar el aire comprimido entregado por dicho compresor.

Preferiblemente el compresor de desplazamiento positivo es un dispositivo rotatorio que proporciona un flujo sustancialmente constante y continuo durante el uso.

Preferiblemente una parte de la salida del compresor se pasa a la entrada del mismo.

- 20 La expresión 'aire a baja presión' usada en esta memoria significa aire que está por debajo de la presión de entrada requerida por el módulo de separación de aire, está generalmente a una presión menor de $2,76 \times 10^5$ Pa manométricos (40 psig) y típicamente en el intervalo de $1,38 \times 10^5$ a $20,7 \times 10^5$ Pa manométricos (20 psig a 30 psig). En un esquema el aire a baja presión puede ser aire de purga a baja presión de motor térmico. En otro esquema el aire a baja presión puede ser aire de impacto.

- 25 En una disposición, con el fin de proporcionar al menos parte de la potencia para impulsar el compresor, el sistema de generación de gas puede incluir una turbina para recibir y expandir una parte del aire de cabina. La turbina puede ser conectada en impulsión a dicho compresor de desplazamiento positivo para proporcionar impulsión mecánica directa. En cambio, o adicionalmente, la turbina puede ser conectada en impulsión a un generador eléctrico.

- 30 En una configuración impulsada por motor, un motor eléctrico se puede conectar en impulsión a dicho compresor de desplazamiento positivo, que convenientemente recibe energía eléctrica de dicho generador o una disposición de almacenamiento de energía asociada con el mismo. Además, dicho motor eléctrico puede ser conectable para recibir energía eléctrica de un suministro eléctrico de aeronave. El motor puede proporcionar toda la potencia necesaria, o una parte de la misma, siendo proporcionado el equilibrio por potencia de árbol, por ejemplo de una turbina como anteriormente.

- 35 Convenientemente se puede proporcionar un controlador de potencia para recibir selectivamente energía eléctrica de dicho generador (o una disposición de almacenamiento eléctrico asociada con el mismo), y energía eléctrica del suministro eléctrico de aeronave, y para suministrar de manera controlada energía eléctrica a dicho motor eléctrico.

- 40 El sistema de generación de gas inerte puede incluir un intercambiador de calor en el camino de flujo entre dicho compresor de desplazamiento positivo y dicho módulo de separación de aire, el intercambiador de calor tiene pasos de calentamiento y enfriamiento para fluido, pasándose el aire desde dicho compresor de desplazamiento positivo a lo largo de dicho paso de enfriamiento para reducir de ese modo la temperatura del aire suministrado a dicho módulo de separación de aire. El intercambiador de calor puede recibir aire de impacto relativamente frío desde un conducto de aire de impacto. El sistema puede incluir un conducto para suministrar aire de cabina al paso de calentamiento de dicho intercambiador de calor y un conducto para suministrar dicho aire calentado desde el paso de calentamiento del intercambiador de calor a la entrada de dicha turbina. En este caso se puede proporcionar una válvula para suministrar selectivamente aire de impacto o aire de cabina relativamente fríos a dicho intercambiador de calor.

En incluso otro aspecto, esta invención proporciona un método para hacer funcionar un sistema de generación de gas inerte a bordo en una aeronave que tiene una fuente de aire a baja presión (p. ej. aire de impacto o aire de purga a baja presión de motor térmico), que comprende las etapas de:

- 50 suministrar una parte de dicho aire a baja presión a un compresor de desplazamiento positivo, que tiene unos medios de enfriamiento integrados proporcionados internamente del compresor, y

suministrar aire comprimido y enfriado desde dicho compresor de desplazamiento positivo a un módulo de separación de aire.

- 55 La invención también se extiende a una aeronave que incorpora un sistema de generación de gas inerte a bordo como se presenta anteriormente.

Si bien la invención ha sido descrita anteriormente, se extiende a cualquier combinación o subcombinación inventivas de cualquiera de las características descritas en esta memoria solas o conjuntamente con otras.

A modo de ejemplo únicamente, ahora se describirán ciertas realizaciones específicas de la invención, haciendo referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

5 La figura 1 es un diagrama de bloques de una primera realización de sistema de generación de gas inerte a bordo según esta invención;

La figura 2 es un diagrama de bloques de una segunda realización de sistema de generación de gas inerte a bordo según esta invención;

10 La figura 3 es un diagrama de bloques de una tercera realización de sistema de generación de gas inerte a bordo según esta invención;

Las figuras 4 y 5 son diagramas de bloques de una cuarta realización de sistema de generación de gas inerte a bordo según esta invención;

15 La figura 6 es una visión general de una quinta realización de sistema de generación de gas inerte a bordo según esta invención que incorpora el uso de un sobrealimentador de alta presión con una disposición de enfriamiento interna;

La figura 7 es una vista más detallada de la quinta realización de la figura 6, y

La figura 8 es un diagrama de bloques de una sexta realización de sistema de generación de gas inerte a bordo según esta invención.

20 Las realizaciones descritas más adelante emplean un compresor amplificador de desplazamiento positivo de velocidad variable impulsado mecánicamente y/o eléctricamente para suministrar aire a presión y flujo adecuados a un módulo de separación de aire para inertizar los tanques de combustible de la aeronave. Una turbina de recuperación de energía se combina con el compresor para reducir el consumo de potencia eléctrica usando suministro de aire de cabina para compresor y turbina.

25 Las realizaciones hacen uso de aire de cabina de pasajeros que es proporcionado por el sistema de control ambiental de aeronave (ECS, del inglés *Environmental Control System*) que requiere potencia de los motores de propulsión y aumenta el consumo específico de combustible del motor térmico. Tras haber circulado a través de la cabina el aire es ventilado a la atmósfera a través de válvulas de ventilación al exterior como producto de desecho. Usar este aire con el propósito de inertizar el tanque de combustible no provoca aumento adicional del Consumo Específico de Combustible (SFC) ya que este ha sido pagado por el ECS. La presión en cabina es típicamente 0,758 u 0,827 Pa (11 o 12 psi) absolutos a altitud de crucero, que es demasiado baja para que el módulo de separación de
30 aire (ASM) que separa el aire en aire enriquecido con nitrógeno (NEA) y aire enriquecido con oxígeno (OEA) y que como se observa típicamente funciona a presiones que superan los $2,76 \times 10^5$ Pa manométricos (40 psig). Desde el ASM el OEA es ventilado al exterior como producto de desecho y el NEA es pasado a los tanques de combustible para proporcionar una atmósfera de espacio vacío inerte. Las realizaciones siguientes usan una turbina para generar potencia durante la fase de crucero usando aire de cabina 'gratis' para proporcionar potencia a un compresor de
35 desplazamiento positivo de velocidad variable.

En la primera realización, ilustrada en la figura 1, se suministra aire de cabina (típicamente a $0,76 \times 10^5$ Pa (11 Psia)) a un módulo de turbocompresor 10 con una parte del aire de cabina suministrada a una turbina de recuperación de energía 12, con la salida de la turbina 12 ventilada al exterior. El árbol de salida 14 de la turbina se conecta ya sea directamente o por medio de una caja de engranajes o motor 16 al árbol de entrada 18 de un compresor 20. La parte de aire de cabina comprimido suministrada desde el compresor se pasa el paso de enfriamiento de un intercambiador de calor 22 y de ahí a un módulo de separación de aire 24. El NEA desde el módulo separador de
40 aire 24 es suministrado entonces a los tanques de combustible de aeronave para inertizar. El OEA es ventilado al exterior. El intercambiador de calor 22 recibe aire de impacto relativamente frío que pasa a lo largo del paso de calentamiento del intercambiador de calor y entonces es ventilado al exterior. El compresor 20 es un compresor de desplazamiento positivo o bomba diseñados para tener una relación de presión entre 2 y 4. Se puede usar cualquier forma adecuada de compresor de desplazamiento positivo o bomba, similar a los usados como sobrealimentadores para motores de combustión interna y que típicamente puede basarse en una bomba de desplazamiento positivo tipo Roots modificada de un tipo que no incluye generación de presión interna. El compresor de desplazamiento
45 positivo puede ser un dispositivo monofase o multifase. Un ejemplo de un dispositivo adecuado es un sobrealimentador de sistema de vórtice doble (TVS, del inglés *Twin Vortex System*) tipo Roots disponible en Eaton Corporation. En esta realización, el uso de un compresor de desplazamiento positivo puede proporcionar los altos caudales requeridos para el descenso, sin el aumento substancial en la presión de salida que es inherente en un compresor centrífugo. Además, en algunas realizaciones la potencia para el compresor puede ser suministrada al menos parcialmente por energía 'gratis' desde la descarga del aire de cabina que será descargado de cualquier
50 manera por el sistema de control ambiental de cabina.

Haciendo referencia a la figura 2, la segunda realización es estrechamente similar a la primera realización y se usarán referencias similares. Aquí la impulsión de salida de la turbina de recuperación de energía 12 es suministrada a un generador 26 que suministra potencia eléctrica a un controlador 28 que también puede recibir potencia eléctrica desde el suministro de energía de aeronave. El controlador 28 suministra potencia eléctrica a un motor 30 que impulsa el árbol de impulsión 18 del compresor de desplazamiento positivo 20. El controlador de potencia eléctrica combina y acondiciona la potencia producida por el generador de turbina 26 con la del suministro de la aeronave y controla la velocidad del compresor según sea necesario para los requisitos de crucero y descenso.

Haciendo referencia ahora a la figura 3, la tercera realización es generalmente similar a la segunda realización en varios aspectos y se usarán referencias similares. Como anteriormente, se usa aire de cabina para impulsar una turbina de recuperación de energía 12 que impulsa el generador 26 que suministra potencia eléctrica al controlador 28. Una parte adicional del aire de cabina es suministrada al compresor de desplazamiento positivo 20. En la tercera realización, sin embargo, la parte de aire de cabina a suministrar a la turbina se pasa inicialmente a través del intercambiador de calor 22, en lugar de aire de impacto. Esto aumenta la temperatura y así la entalpía de la parte de aire de cabina suministrada a la turbina y mejora la extracción de potencia para una temperatura dada de salida de turbina, mientras se enfría la parte suministrada al módulo separador de aire 24. La mayor temperatura de entrada del aire de cabina suministrado a la turbina también puede mitigar la formación de hielo de la turbina. Conforme la aeronave desciende, la relación de presión entre la cabina y la atmósfera se reduce con la reducción de altitud. Esto da como resultado menor potencia de turbina y, por medio del controlador 28, el compresor 20 toma una cantidad de potencia cada vez mayor del suministro eléctrico de aeronave. En el suelo la diferencia de presión de cabina/ambiente es cero por lo que toda la potencia requerida por el compresor debe ser suministrada por el suministro eléctrico de aeronave. Se proporciona una válvula 32 aguas arriba del intercambiador de calor de modo que durante el descenso, y en el suelo, la válvula 32 puede hacerse funcionar para que cambie el aire de enfriamiento para el paso de calentamiento desde aire de cabina a aire de impacto. Como alternativa, se puede incorporar un ventilador (no se muestra) en el sistema para amplificar el caudal de la parte de aire de cabina al intercambiador de calor cuando la presión diferencial de cabina es insuficiente para proporcionar el flujo de enfriamiento necesario.

Un importante beneficio de las diversas realizaciones descritas en esta memoria es que reducen el SFC a altitud de crucero, donde la economía de aeronave es lo más crítica. El descenso es un periodo relativamente corto en el que el consumo de potencia es menos crítico y, en cualquier caso, puede haber disponible suficiente potencia ya que no se demandan grandes cargas eléctricas (p. ej. hornos de cocina) en la fase de descenso, por lo el uso de potencia eléctrica para impulsar el compresor no impone restricciones en el tamaño de generador eléctrico de aeronave.

Haciendo referencia ahora a la figura 4, se muestra en forma esquemática una realización adicional según esta invención en la que el aire de desecho de cabina, tras cribado, se pasa a una disposición de compresor de desplazamiento positivo multifase que comprende un compresor de desplazamiento positivo de primera fase 40 que recibe una parte del aire de cabina y lo comprime antes de que pase por medio de un enfriador intermedio 42 a un compresor de desplazamiento positivo de segunda fase 44. La relación de presión típica en cada compresor de desplazamiento positivo está en el intervalo de 1:4 a 1:6 para aire de cabina. El aire de cabina comprimido desde el compresor de segunda fase 44 se pasa por medio de un enfriador posterior 46 al módulo de separación de aire 48. La fracción NEA pasa por medio de una válvula de control de flujo 50 al tanque de combustible 52.

Haciendo referencia ahora a la figura 5, se muestra una disposición más detallada de la disposición de la figura 4, en la que componentes similares reciben numerales de referencia similares. El aire de desecho de cabina pasa por medio de un módulo de cribado 54 y una válvula de aislamiento de suministro 56 a un compresor de desplazamiento positivo 40 que como anteriormente puede comprender un compresor de desplazamiento positivo monofase o multifase. El compresor se muestra siendo impulsado por un motor 58 pero igualmente puede ser impulsado al menos parcial o totalmente por potencia de árbol suministrada, p. ej., desde una turbina de expansión (no se muestra). Desde el compresor de desplazamiento positivo 40 el aire de cabina comprimido pasa por medio de una válvula de retención de suministro 60 a un intercambiador de calor 46 para pasar a lo largo del paso de enfriamiento del mismo. Un sensor de temperatura 62 monitoriza la temperatura del aire en la salida del intercambiador de calor 46 antes de que pase a un filtro de partículas 64, un convertidor 66 de ozono y de ahí al módulo de separación de aire 48. En la salida del módulo de separación de aire 48 hay una válvula de control de flujo 68 que controla el flujo de la fracción NEA al tanque de combustible 52. El contenido de oxígeno, la presión y el caudal son detectados por sensores respectivos 70, 72, 74.

En algunas situaciones tales como cuando la aeronave está en el suelo o vuela a baja velocidad la presión de aire de impacto puede ser insuficiente para impulsar flujo a través del intercambiador de calor y en tales condiciones se puede usar un eyector. Así una parte del aire desde el compresor 40 puede ser tomado del camino entre la válvula de retención de suministro 60 y el intercambiador de calor 46. El flujo tomado pasa a un eyector 76 que funciona para atraer una corriente de enfriamiento de aire de impacto a través del intercambiador de calor 46 por medio de una válvula de control 78 y expulsa el flujo al exterior por medio de una válvula de control 80 de eyector de impacto. Como alternativa se puede proporcionar un ventilador para atraer la corriente de aire de impacto a través del intercambiador de calor 46.

5 Haciendo referencia ahora a las realizaciones ilustradas en las figuras 6 a 8, en estas disposiciones, se proporciona un sobrealimentador de alta presión con una disposición de enfriamiento interna para asegurar que, aunque se use un sobrealimentador o compresor monofase, la temperatura del aire comprimido entregada de ese modo no supere la temperatura de entrada máxima permitida al ASM. Con tecnología actual, la temperatura de entrada máxima típica está en la región de 77 °C, aunque este valor puede aumentar conforme se desarrolle la tecnología ASM. En las realizaciones siguientes, componentes similares reciben numerales de referencia similares y no se describen en detalle de nuevo.

10 Haciendo referencia a la figura 6, aire a baja presión en forma de uno o más de aire de desecho de cabina, aire de impacto o aire de purga a baja presión cribados se suministran a un compresor monofase 40 que tiene una disposición de enfriamiento interna que comprende un intercambiador de calor enfriado por aire de desecho de cabina, aire de impacto u otros fluidos disponibles, para proporcionar aire comprimido a una temperatura por debajo de la temperatura de entrada máxima del ASM 48. La fracción de NEA desde el ASM pasa a través de una válvula de control de flujo 50 al tanque de combustible 52.

15 Haciendo referencia ahora a la figura 7, el compresor 40 es impulsado por un motor 58 como anteriormente. Cuando la concentración de gas inerte en el tanque de combustible es alta y el sistema de inertización está al ralentí, la salida de aire comprimido del compresor 40 puede ser desviada y usada para otras aplicaciones, incluidas, pero sin limitación, presurización de un compartimento de agua a bordo; aplicaciones neumáticas tales como funcionamiento de un inversor de empuje, y proporcionar aire a alta presión para arrancar un motor térmico.

20 Haciendo referencia ahora a la realización de la figura 8, esta es ampliamente similar a la realización de la figura 7 pero incluye un camino de realimentación que recicle aire enfriado desde el compresor 40 de nuevo a su entrada para enfriar el flujo. En este esquema la recirculación de gas frío implica tomar flujo de entrega, enfriarlo e inyectarlo a presión de entrega a la cámara de entrega de máquina para reducir el calor de la compresión.

REIVINDICACIONES

1. Un sistema de generación de gas inerte a bordo para uso en una aeronave que tiene una fuente a bordo de aire a baja presión, dicho sistema de generación de gas incluye un compresor de desplazamiento positivo (20, 40) que tiene una entrada para recibir una parte de dicho aire a baja presión, y una salida en comunicación de flujo con un módulo de separación de aire (24, 48), el compresor de desplazamiento positivo incluye además unos medios de enfriamiento integrados proporcionados internamente del compresor para enfriar el aire comprimido entregado por dicho compresor.
2. Un sistema de generación de gas inerte a bordo según la reivindicación 1, en donde dicho compresor de desplazamiento positivo (20, 40) es un compresor monofase.
3. Un sistema de generación de gas inerte a bordo según la reivindicación 1 o la reivindicación 2, en donde dichos medios de enfriamiento integrales comprenden un intercambiador de calor enfriado por aire de desecho de cabina, aire de impacto u otros fluidos disponibles.
4. Un sistema de generación de gas inerte a bordo según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde una parte de la salida enfriada de dicho compresor (20, 40) es pasada a la entrada del mismo.
5. Un sistema de generación de gas inerte a bordo según cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en donde la salida de dicho módulo de separación de aire (24, 48) puede ser dirigida para suministrar potencia y/o presión a uno o más de otros componentes de aeronave.
6. Una aeronave que incorpora un sistema de generación de gas inerte a bordo según cualquier reivindicación anterior.
7. Un método para hacer funcionar un sistema de generación de gas inerte a bordo en una aeronave que tiene una fuente de aire a baja presión, que comprende las etapas de:

suministrar una parte de dicho aire a baja presión a un compresor de desplazamiento positivo (20, 40), que tiene unos medios de enfriamiento integrados proporcionados internamente del compresor, y

suministrar aire comprimido y enfriado desde dicho compresor de desplazamiento positivo (20, 40) a un módulo de separación de aire (24, 48).

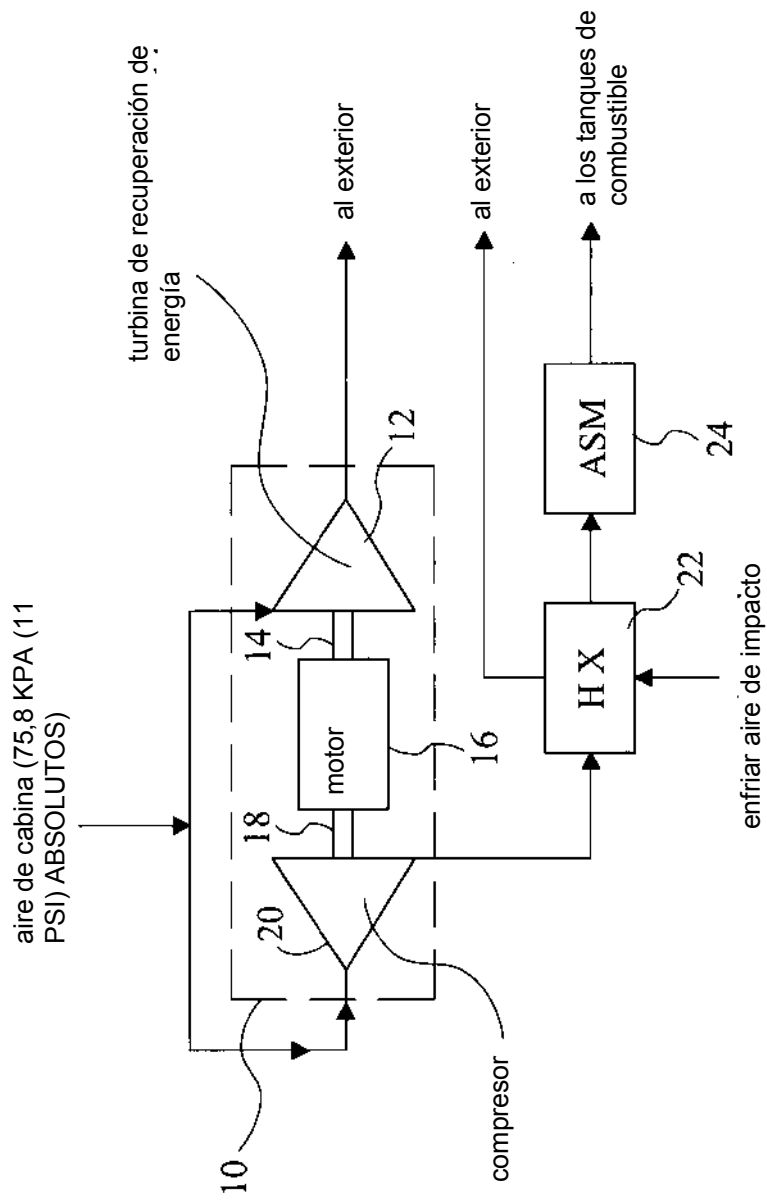


Fig. 1

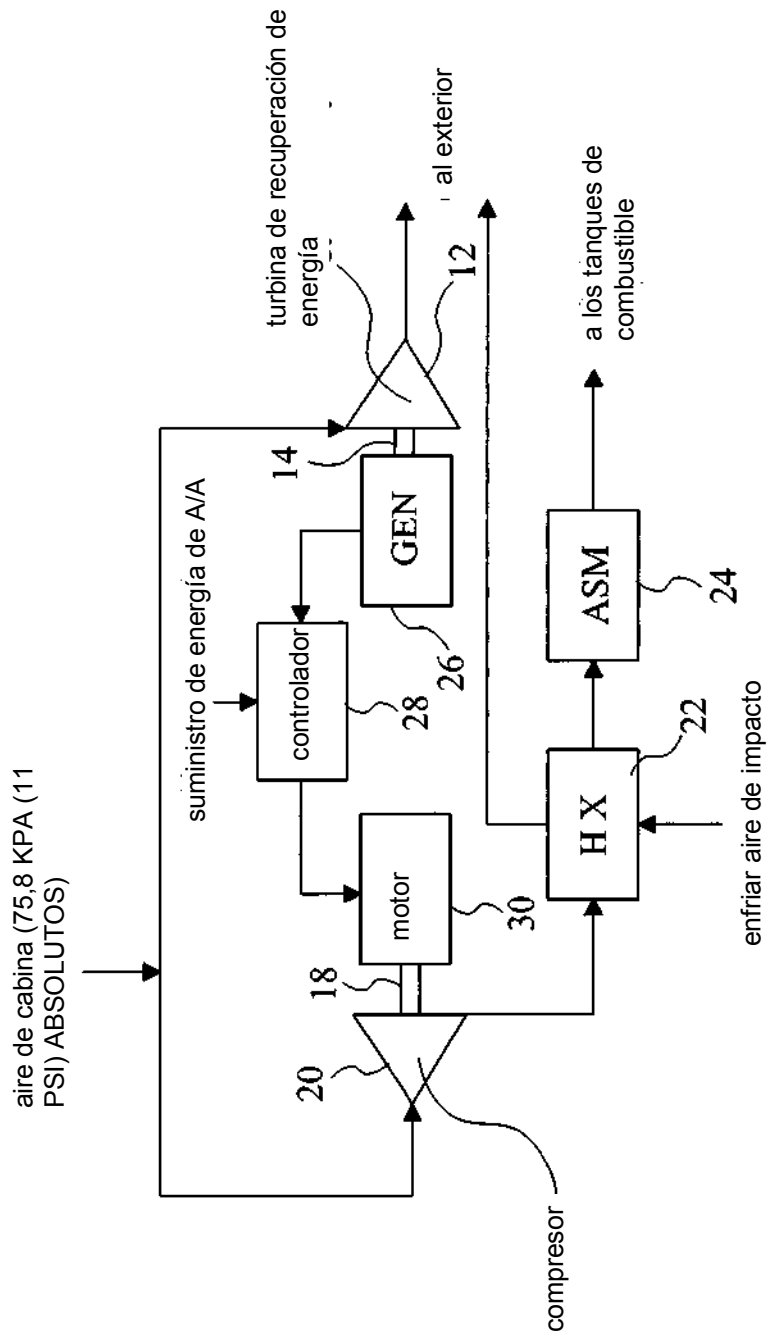


Fig. 2

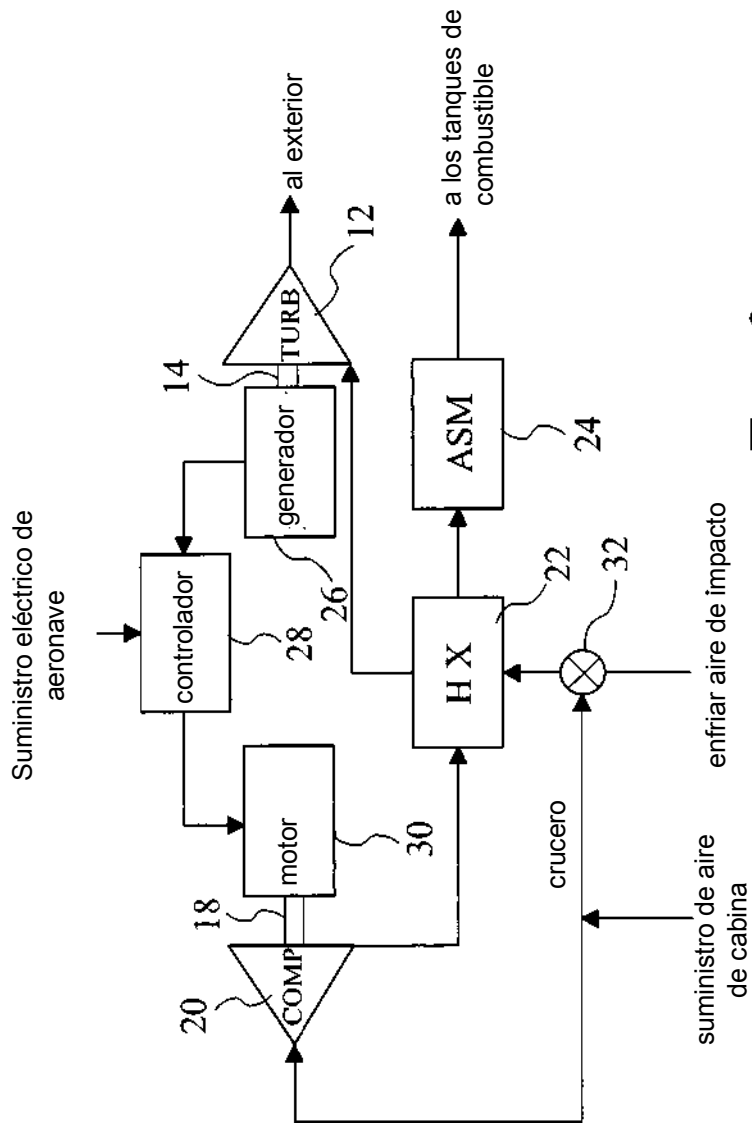


Fig. 3

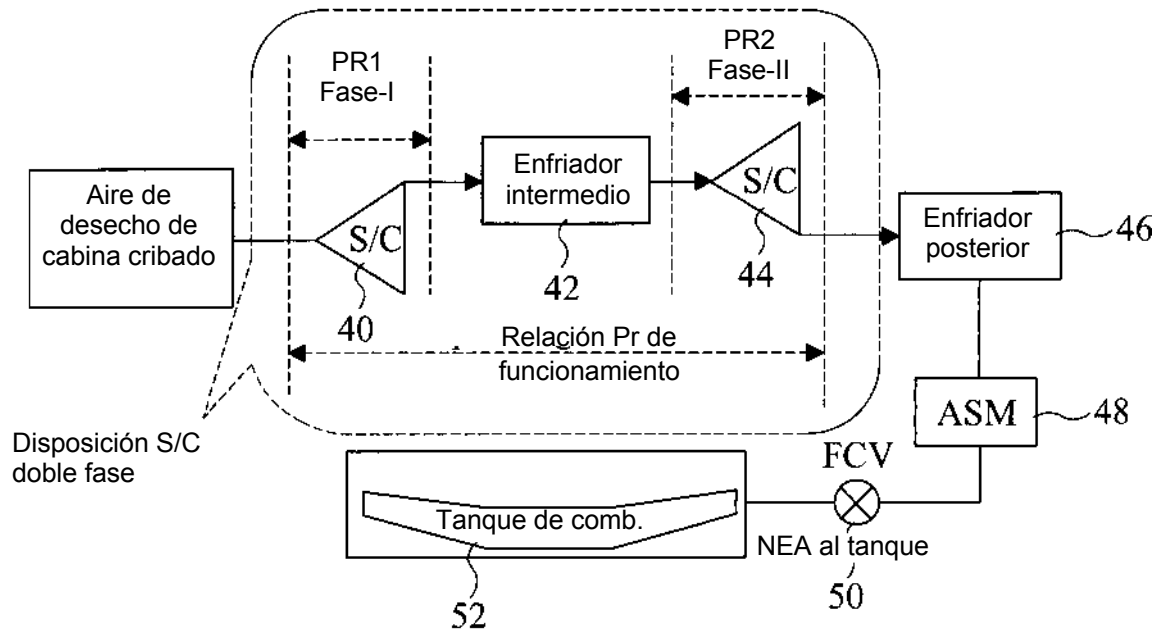


Fig. 4

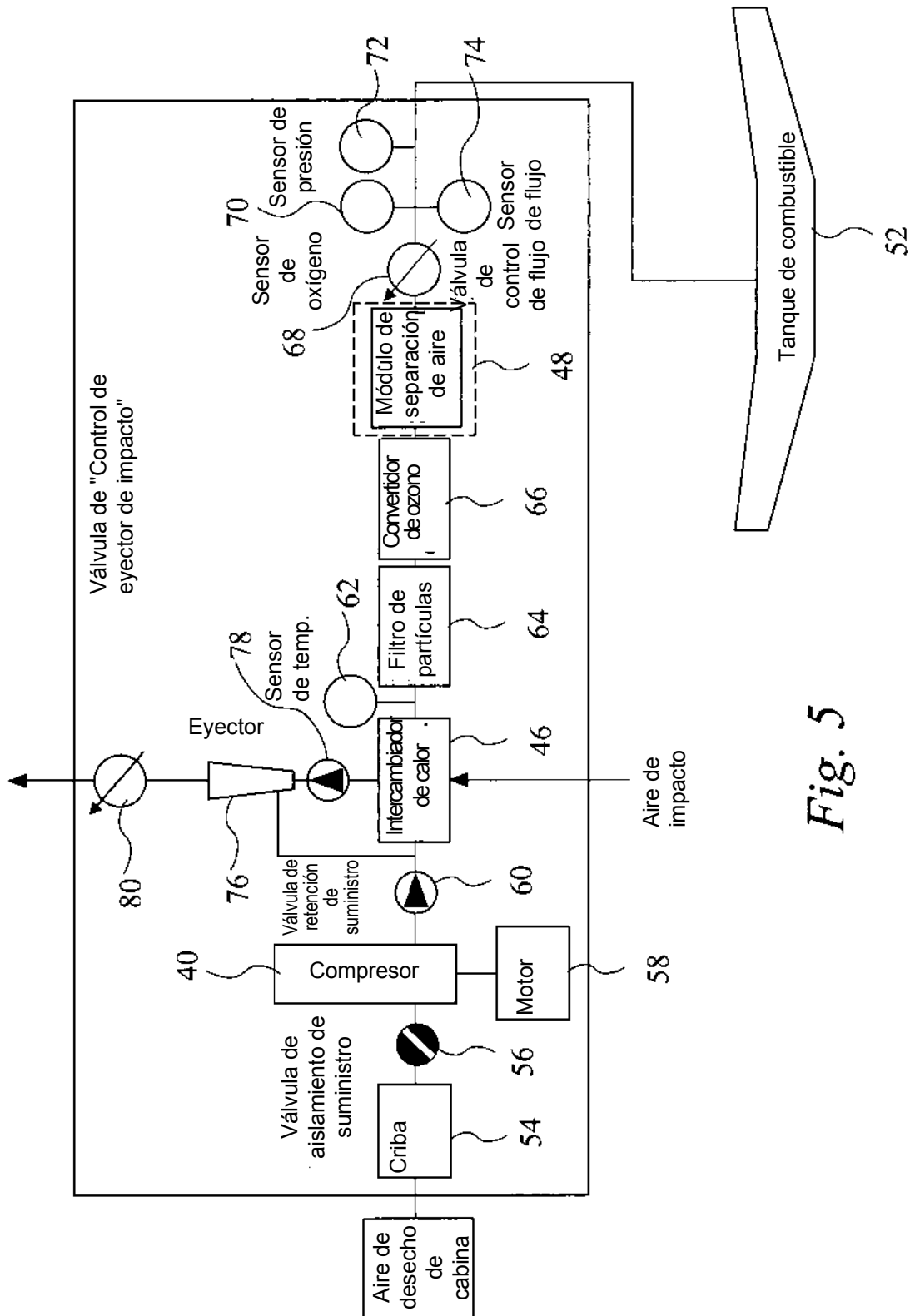


Fig. 5

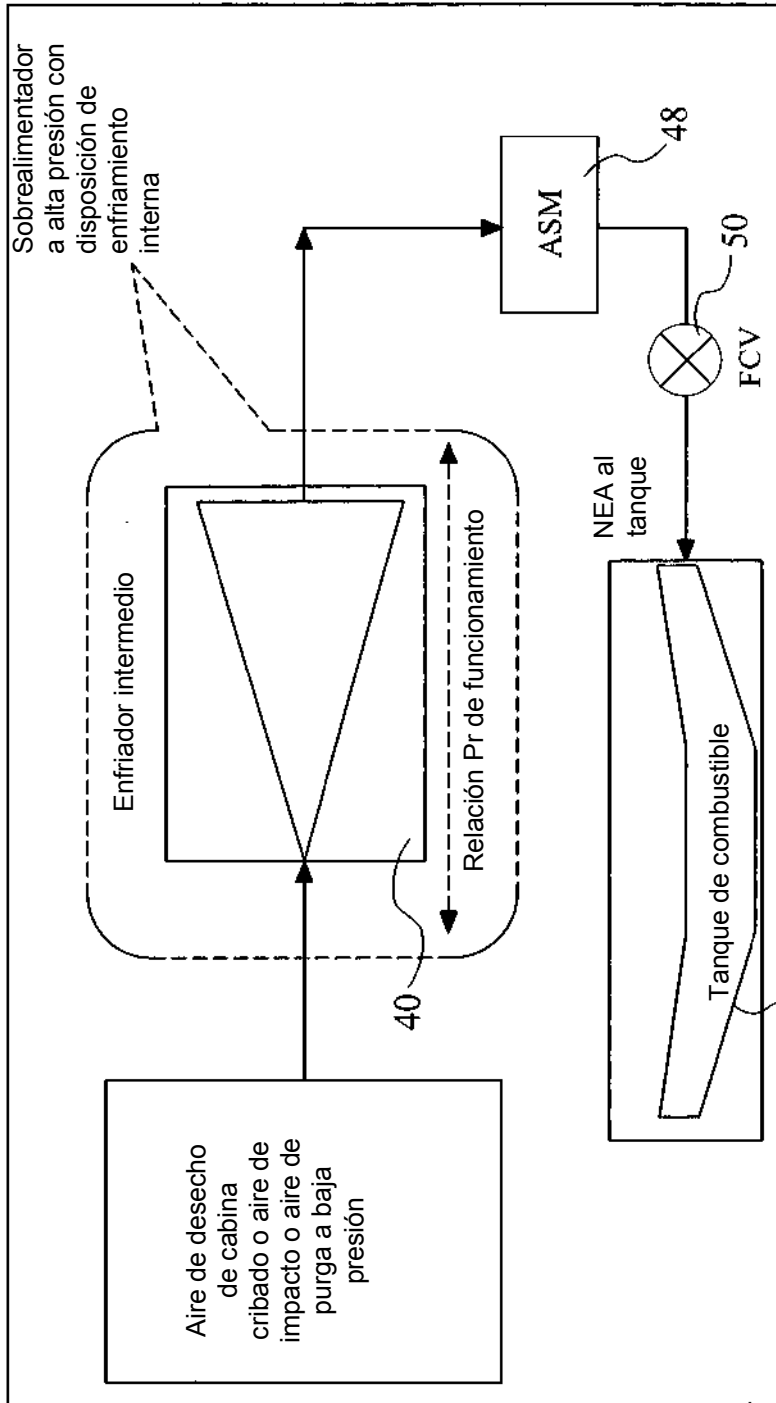


Fig. 6

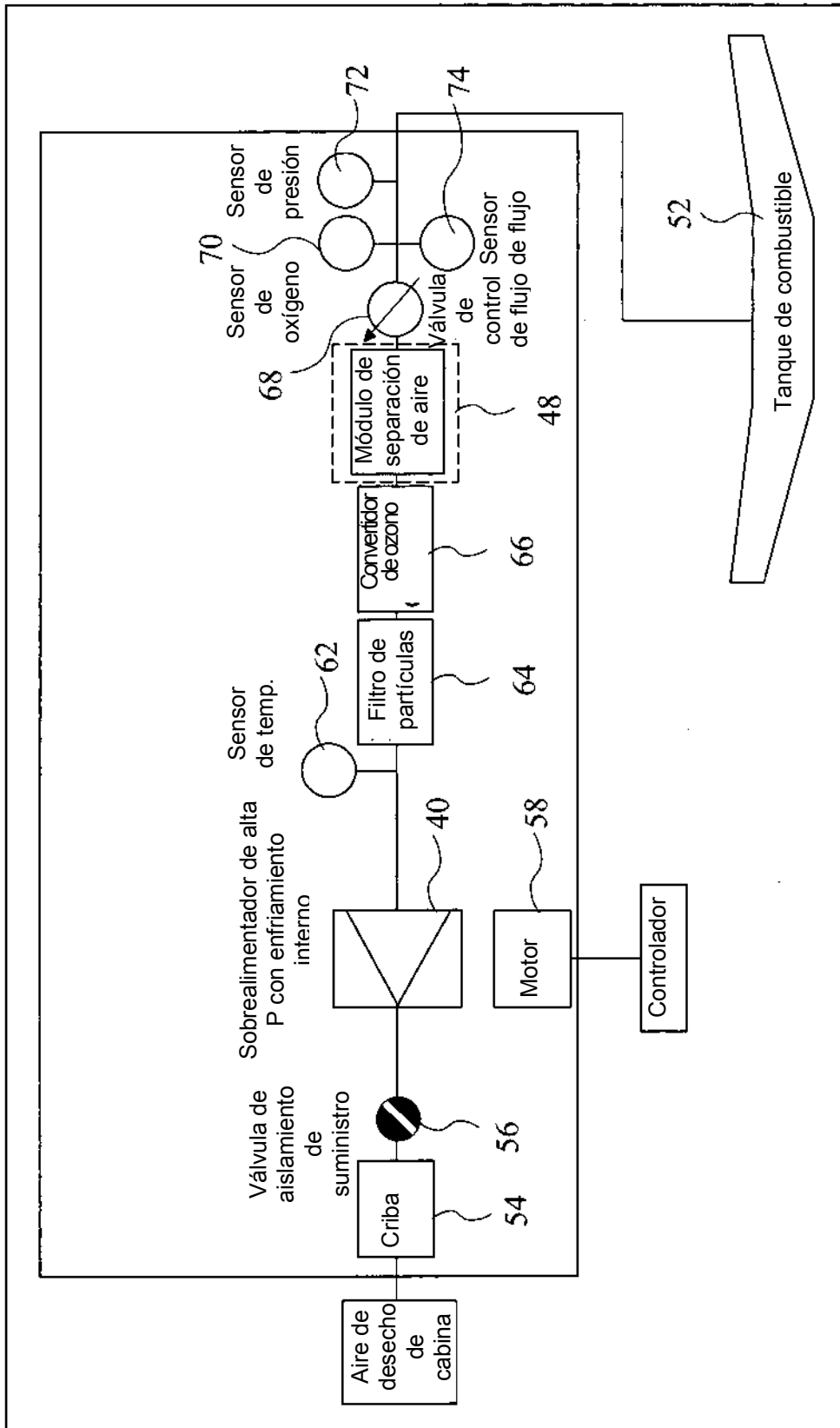


Fig. 7

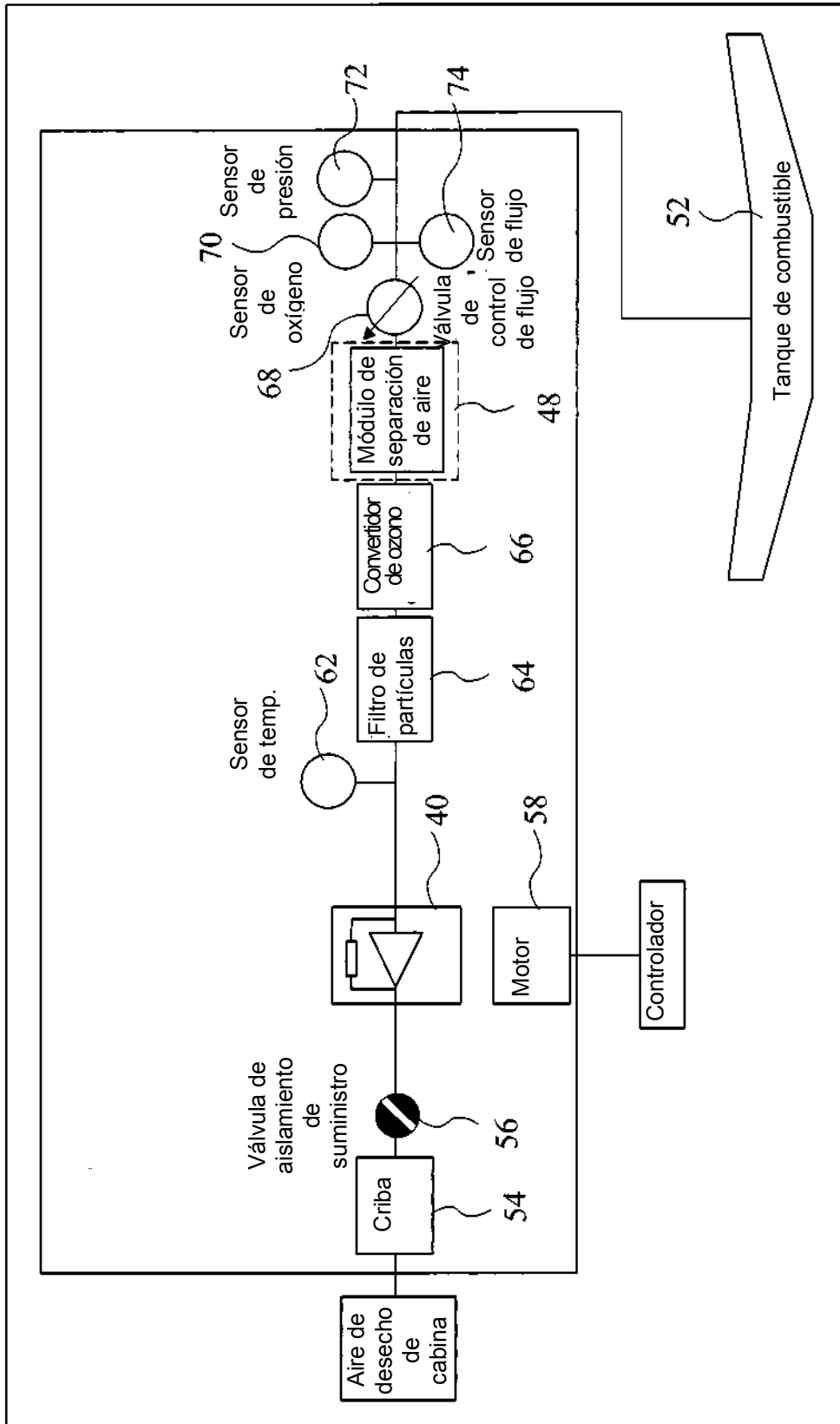


Fig. 8