

19



OFICINA ESPAÑOLA DE  
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 608 795**

51 Int. Cl.:

**B64D 37/00** (2006.01)

**B64C 27/04** (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **18.04.2013 PCT/IB2013/002579**

87 Fecha y número de publicación internacional: **20.02.2014 WO14027250**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **18.04.2013 E 13821930 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **09.11.2016 EP 2838795**

54 Título: **Sistemas de suministro de combustible de aeronave**

30 Prioridad:

**18.04.2012 GB 201206831**

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

**17.04.2017**

73 Titular/es:

**EATON LIMITED (100.0%)  
P.O. Box 554 Abbey Park Southampton Road  
Titchfield Fareham, Hampshire PO14 9ED, GB**

72 Inventor/es:

**WOOD, JOHN, HENRY**

74 Agente/Representante:

**DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto**

ES 2 608 795 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**

Sistemas de suministro de combustible de aeronave

5 Esta invención se ha realizado con apoyo del gobierno a través del contrato número N00019-06-C-0081 concedido por el Departamento de Marina – Comandancia de Sistemas Aéreos Navales. El gobierno tiene ciertos derechos en la invención.

Esta invención se refiere a sistemas de suministro de combustible de aeronave y a métodos asociados para suministrar combustible desde el tanque de combustible a la planta de potencia de una aeronave, en particular, aunque no exclusivamente, a sistemas de suministro de combustible de helicóptero.

10 En un esquema de helicóptero típico, un tanque de combustible está situado en una porción inferior del helicóptero y la principal planta de potencia que impulsa el rotor del helicóptero está situada en una porción superior del helicóptero. El combustible es absorbido a través de una tubería de combustible desde el tanque de combustible por medio de una bomba de succión situada junto a la planta de potencia principal. Esta configuración de succión es la preferida, ya que disminuye el riesgo de incendio en caso de que se produzcan daños en la tubería de combustible entre el tanque y la bomba, ya que el diferencial de presión significa que se absorbe aire en la tubería de combustible en lugar de pulverizar combustible hacia fuera de la tubería, lo que sería el caso si la bomba estuviese situada en el tanque de combustible, de modo que constituiría un peligro potencial. Sin embargo, a medida que los helicópteros se hacen más grandes la distancia vertical entre la bomba de combustible y el tanque aumenta, lo que significa que aumenta el poder de succión necesario. Además, particularmente en helicópteros militares, a medida que las maniobras que puede llevar a cabo el helicóptero se hacen más extremas, existe el riesgo de que una combinación entre la distancia vertical del combustible entre la bomba y el tanque, y la elevada aceleración experimentada durante maniobras extremas lleve a que la presión absoluta en la entrada a la bomba de succión puede acercarse o ser menor que la presión de vapor verdadera del combustible. Esto puede provocar la aparición de vapor de combustible, y la salida de aire disuelto de la solución, y si la proporción entre gas y/o vapor y combustible líquido en la entrada de la bomba supera la capacidad de la bomba, puede ocurrirse que se interrumpa o restrinja significativamente el flujo de combustible a la planta de potencia, lo que provocaría una pérdida de potencia en el motor o un fallo del motor.

El documento WO2009/139801 describe un sistema de suministro de combustible para una aeronave con todas las características del preámbulo de la reivindicación 1.

30 Por tanto, hemos desarrollado un sistema de suministro de combustible para una aeronave que mantiene los beneficios de supervivencia del sistema de alimentación de succión pero que mantiene una presión suficiente en la entrada a la planta de potencia para al menos reducir la posibilidad de formación de aire excesivo y/o vapor que podría afectar al rendimiento de la bomba de combustible. Está basado en haberse dado cuenta de que la presión en la entrada a la bomba aguas abajo es una presión absoluta que puede ser menor que la presión atmosférica circundante y que un diferencial de presión positivo entre la presión del combustible y la atmósfera fuera de la tubería no es necesaria en la mayoría de los casos, si no todos.

La presente invención proporciona un sistema de suministro de combustible y un método para suministrar combustible para una aeronave definidos por las características de las reivindicaciones 1 y 12 respectivamente.

40 En consecuencia, en un aspecto esta invención proporciona un sistema de suministro de combustible para una aeronave para el suministro durante el uso de combustible desde un tanque de combustible a una planta de potencia de la aeronave, comprendiendo dicho sistema de suministro de combustible:

un conducto de flujo de combustible a lo largo del cual durante el uso el combustible puede fluir desde dicho tanque a dicha planta de potencia, teniendo el conducto de flujo de combustible un extremo aguas abajo adyacente a la planta de potencia y un extremo aguas arriba adyacente al tanque de combustible,

45 una bomba aguas abajo asociada a dicha planta de potencia para absorber fluido a lo largo de dicho camino de flujo para suministrarla a dicha planta de potencia durante el uso,

una bomba aguas arriba dispuesta en, o asociada a, dicho tanque de combustible y operable para bombear fluido a lo largo de dicho conducto de fluido,

un sensor de presión para monitorizar la presión de entrada a dicha bomba aguas abajo, y

50 un controlador de sistema de combustible en función de dicho sensor de presión para controlar dicha bomba aguas arriba para mantener la presión en la entrada a dicha bomba aguas abajo en, o por encima de, una presión umbral predeterminada.

Aunque se ha diseñado principalmente para helicópteros, se debe entender que el sistema de control también puede ser beneficioso a bordo de otra aeronave, por ejemplo, una aeronave de transporte militar.

La bomba aguas arriba puede ser una bomba de alimentación operada para presurizar el suministro de combustible

a la bomba aguas abajo para asegurar que la presión de entrada a la bomba de succión aguas abajo es suficiente para un funcionamiento adecuado de la misma.

5 En algunas disposiciones, la presión absoluta en la entrada de la bomba aguas arriba se detecta y utiliza en un bucle de control que controla el funcionamiento de la bomba aguas arriba. Por ejemplo, en un esquema el controlador del sistema de combustible controla la bomba aguas abajo para mantener la presión absoluta en la entrada a dicha bomba aguas abajo en un margen prestablecido por encima de un valor de la verdadera presión de vapor para el combustible. El valor de la verdadera presión de vapor puede ser un valor fijo representativo de un valor en el rango de las verdaderas presiones de vapor para el combustible para todo el rango de operaciones que se predice para la aeronave. Alternativamente, puede determinarse un valor variable de la verdadera presión de vapor basándose en uno o más parámetros tales como, por ejemplo, la temperatura del combustible y el tipo de combustible. Por tanto, el sistema puede incluir datos que proporcionan valores de la verdadera presión de vapor para diferentes combinaciones de temperatura de combustible y tipo de combustible, que luego se utilizan para determinar un valor adecuado de la verdadera presión de vapor.

15 En otras realizaciones puede implementarse un sistema adaptativo que en lugar de controlar la bomba aguas arriba basándose en una medida directa de la presión absoluta en la entrada de la bomba aguas abajo, mide la presión en la salida de la bomba aguas abajo (o la subida de presión en la bomba aguas abajo) y el controlador del sistema de combustible puede aumentar o disminuir la presurización provocada por la bomba aguas arriba en respuesta a disminuciones o aumentos en dicha presión medida. De este modo, el sistema de suministro de combustible puede operar de una manera auto-adaptativa para asegurar que la presión en la entrada de la bomba aguas abajo es suficiente para un funcionamiento adecuado de la bomba aguas abajo.

20 En consecuencia, en otro aspecto, esta invención proporciona un sistema de suministro de combustible para una aeronave para suministrar durante el uso combustible desde un tanque de combustible a una planta de potencia de una aeronave, comprendiendo dicho sistema de suministro de fuel:

25 un conducto de flujo de combustible a lo largo del cual durante el uso puede fluir el combustible desde dicho tanque hacia dicha planta de potencia, teniendo el conducto de flujo de combustible un extremo aguas abajo adyacente a la planta de potencia y un extremo aguas arriba adyacente al tanque de combustible,

una bomba aguas abajo asociada a dicha planta de potencia para absorber fluido a lo largo de dicho camino de flujo para suministrarlo a dicha planta de potencia durante el uso,

30 una bomba aguas arriba dispuesta en, o asociada a, dicho tanque de combustible y operable para bombear fluido a lo largo de dicho conducto de fluido,

un sensor de presión para monitorizar una presión adyacente a dicha bomba aguas abajo, y

un controlador de sistema de combustible en función de dicho sensor de presión para controlar dicha bomba aguas arriba en respuesta a variaciones en la presión medida adyacente a dicha bomba aguas abajo.

35 El sensor de presión puede medir la presión aguas debajo de la bomba aguas abajo o puede medir el aumento de presión en la bomba.

40 Preferiblemente, la bomba aguas arriba puede estar controlada para presurizar el flujo hacia la bomba aguas abajo una magnitud variable. Por ejemplo, dicha bomba aguas arriba puede incluir un accionamiento mediante un motor de velocidad variable controlado por un controlador de motor de velocidad variable, y el controlador del sistema de combustible puede controlar el controlador del motor de velocidad variable de modo que la bomba aguas arriba suministre suficiente presión para mantener la presión en la entrada a dicha bomba aguas abajo en, o por encima de, dicho umbral predeterminado.

Aunque la bomba aguas arriba puede estar situada en un punto intermedio entre el tanque de combustible y la bomba aguas abajo, es preferible que la bomba aguas arriba esté situada en dicho tanque de combustible.

45 Aunque son posibles accionamientos de tipo eléctrico u otros, es preferido que la bomba aguas abajo sea accionada por dicha planta de potencia.

En muchas disposiciones de helicóptero típicas el tanque de combustible está situado en una porción inferior del helicóptero y la planta de potencia está situada en una porción superior del mismo, aunque el sistema puede usarse con otras configuraciones donde altas aceleraciones G provocan una reducción local de la presión del combustible.

50 Puede disponerse un sensor de presión de salida en la salida de la bomba aguas abajo, y el controlador del sistema de combustible puede adicionalmente operar en función de dicho sensor de presión de salida de la bomba para ajustar dicha presión umbral. El sensor de presión de salida de la bomba típicamente detecta la presión manométrica de la salida de la bomba. Esto puede usarse, por ejemplo, para compensar la cavitación u otros efectos que reducen la altura en la bomba aguas abajo.

En otro aspecto, esta invención proporciona un método para suministrar combustible a lo largo de un camino de flujo

desde un tanque de combustible a una planta de potencia principal de una aeronave, que comprende:

proporcionar una bomba aguas abajo asociada a dicha planta de potencia y operar dicha bomba aguas abajo para suministrar combustible a dicha planta de potencia,

proporcionar una bomba aguas arriba asociada a dicho tanque de combustible,

5 monitorizar la presión absoluta en la entrada a dicha bomba aguas abajo, y

operar dicha bomba aguas arriba para presurizar el flujo hacia la bomba aguas abajo si dicha presión absoluta detectada cae por debajo de un umbral establecido.

Aunque la invención se ha descrito arriba, se extiende a cualquier combinación inventiva de las características descritas anteriormente o en la siguiente descripción o dibujos.

10 La invención puede llevarse a cabo de varios modos y, únicamente a modo de ejemplo, se describirá ahora una realización preferida específica de la misma, haciéndose referencia a los dibujos adjuntos, en los que:

La Figura 1 es una vista esquemática de un sistema de suministro de combustible de helicóptero de acuerdo con esta invención, y

La Figura 2 es un diagrama de bloques que ilustra un bucle de control para su uso en el sistema de la Figura 1.

15 Haciendo referencia inicialmente a la Figura 1, se muestra un helicóptero 10 que incluye una planta 12 de potencia para accionar el rotor (no mostrado). La planta 12 de potencia está montada en una porción superior del fuselaje del helicóptero y recibe combustible desde una bomba 14 de combustible principal (aguas abajo) que es, en esta realización, accionada por un árbol 16 de potencia de despegue desde la planta 12 de potencia. Se suministra combustible a la bomba 14 de combustible principal por medio de la tubería 18 de combustible que se extiende  
20 desde un tanque 20 de combustible en una porción inferior del fuselaje del helicóptero. Es necesario remarcar que existe una altura "H" significativa que separa la bomba del tanque de fuel. Cuando aumenta el tamaño del helicóptero, esta altura también aumenta, lo que significa que la magnitud de la succión requerida para superar la altura y hacer pasar el fluido al motor aumenta. Una bomba 22 aguas arriba (de alimentación) está dispuesta en el tanque de combustible y conectada a la tubería de suministro de combustible en una unión 24 en T. La otra rama de la T pasa a una entrada 26 de succión que incluye una válvula 28 de no-retorno a través de la cual el combustible es aspirado si el flujo saliente de la bomba aguas arriba es nulo o bajo, pero que se cierra cuando la bomba aguas arriba está suministrando mayores flujos.

La bomba 22 aguas arriba es operable para presurizar el flujo en la tubería de combustible a la bomba aguas abajo y para compensar por una caída en la presión en la tubería 18 de combustible cuando el helicóptero lleva a cabo maniobras extremas que dan como resultado elevadas aceleraciones G que incrementan de manera significativa la caída de presión debida a la altura. Se dispone un transductor 30 de presión absoluta en la entrada a la bomba aguas abajo que monitoriza la presión absoluta del combustible en la línea en este punto. Un controlador 32 de sistema de combustible monitoriza la presión absoluta medida y controla la velocidad rotacional de la bomba 22 aguas arriba para presurizar el combustible suministrado en la tubería 18 de combustible de manera suficiente de modo que la presión absoluta en la entrada a la bomba 14 aguas abajo no caiga por debajo de un umbral predeterminado. Por tanto, si la presión absoluta detectada cae por debajo del umbral, el controlador 32 de sistema de combustible provoca que la bomba 22 rote a una velocidad suficiente como para generar una presión suficiente para mantener la presión adecuada. La presión umbral se establece de acuerdo con un valor de la presión de vapor del combustible calculado o asignado de otro modo. Esto puede significar un valor estándar fijo que no varía con las condiciones ambientales y de operación, o bien puede ajustarse el valor verdadero de la presión de vapor según variaciones en la verdadera presión de vapor con otros parámetros tales como tipo de combustible y temperatura del combustible, etc. El controlador típicamente puede operar para provocar que la bomba aguas arriba funcione para asegurar que la presión absoluta en el suministro a la bomba aguas abajo nunca caiga por debajo del valor correspondiente a una verdadera presión de vapor más un margen de, por ejemplo, 5 psia.

45 Nuestros cálculos indican que, para combustibles típicos, la presurización hasta un valor de aproximadamente la verdadera presión de vapor más 5 psia todavía dará como resultado una presión menor que la ambiental a altitudes de hasta 6705,6 metros (22000 pies). Esto significa que, si la línea de combustible se fractura o agujerea en un lugar entre las bombas aguas arriba y aguas abajo, la presión en la línea de combustible en la mayoría, si no todas, las posiciones estará por debajo de la presión ambiente y por tanto no existirá el peligro de que la aeronave pierda combustible. En ciertos extremos de la altitud y las maniobras esperadas puede haber incursiones transitorias en las que la presión interna local supere la presión ambiente pero esto sólo es probable durante períodos de tiempo muy cortos, de modo que cualquier pérdida de combustible sólo duraría el período transitorio, limitando así la duración de cualquier peligro; también pueden ayudar a minimizar las pérdidas de combustible en estas circunstancias otras medidas, tales como recubrimientos auto-cicatrizantes.

55 Se apreciará que en otras condiciones de vuelo, por ejemplo vuelo horizontal al nivel del mar, no será necesaria la bomba accionada por el motor eléctrico de velocidad variable para suministrar presión. En este estado, la bomba de

alimentación sería accionada según un estado de espera al ralentí con realimentación de velocidad para verificar la disponibilidad del sistema o puede directamente apagarse, absorbiéndose entonces el combustible a través de la válvula 28 anti-retorno. Sin embargo, tan pronto como la presión de la interfaz del motor caiga durante maniobras debido al aumento en la altura efectiva desde el tanque al motor, la bomba será acelerada por el controlador para devolver la presión absoluta al valor requerido.

Otro sensor 34 de presión puede disponerse en el lado de suministro de la bomba aguas abajo para monitorizar la presión de combustible en ese punto. Por ejemplo, si se produce cavitación de la bomba principal, esto conduciría a una caída en la presión en el lado de suministro de la bomba. Esto puede ser compensado por el controlador del motor, por ejemplo, incrementando el valor de la presión absoluta enviada al controlador o incrementando el valor del margen a más de 5 psia. De este modo, se provoca que la bomba aguas arriba aumente de manera incremental la magnitud de la presurización, de modo que la presión en la entrada a la bomba aguas abajo aumente y reduciendo de ese modo la probabilidad de que se produzca cavitación.

Haciendo referencia ahora a la Figura 2, se ilustra un bucle de control que puede ser implementado por el controlador del motor. El umbral de presión absoluta (que se calcula basándose en la verdadera presión de vapor del combustible que se utiliza con un margen típicamente de 5 psia) se compara en 40 con la medida de presión de entrada sobrealimentada detectada por el transductor 30 de presión absoluto. Esto genera un error que es entonces amplificado en 42 y utilizado como entrada a un controlador 44 de motor de velocidad variable que controla la velocidad de un motor 46 eléctrico que acciona la bomba 22 aguas arriba en el tanque 20 de combustible. La velocidad de la bomba proporciona una tasa de flujo másico/presión particular dependiendo del flujo másico al motor según se indica en 48. La presión ambiente tiene un efecto auditivo con la aceleración (principalmente en la dirección vertical (GZ)), la densidad del combustible, y la altitud de la aeronave, todos los cuales tienen un efecto en la presión en la entrada de la bomba aguas abajo. El bucle de control ilustrado en la Figura 2 por tanto asegura que se mantiene la presión de entrada de la bomba de sobrealimentación a lo largo de todo el rango de condiciones de operación que experimenta el helicóptero.

El controlador 32 del sistema de fuel puede operar el sistema de fuel según varios modos de operación diferentes. Para cebarlo, la bomba de combustible aguas arriba en el tanque de combustible puede ser accionada en bucle abierto a su máxima presión de operación, después del mantenimiento o en el arranque de la planta de potencia para llenar las líneas de alimentación que han sido vaciadas de combustible, para comprimir cualquier resto de aire dentro del sistema y suministrar combustible sólido a la bomba aguas abajo. La operación de cebado puede también utilizarse durante el vuelo como un arranque en vuelo. En un modo de prueba previo al vuelo, puede introducirse una secuencia de demanda de presión para verificar la capacidad del sistema. Para un "test integrado" continuo (BIT, Built In Test), puede monitorizarse el nivel del error de presión determinado en 40. En un modo de combate, pueden desactivarse ciertos modos tales como el control adaptativo y el auto-arranque en vuelo. En un modo de fallo, una perforación de la tubería 18 de combustible conducirá a la admisión de aire, y el correspondiente aumento en la presión detectada por el detector 30 de presión absoluta podría utilizarse para indicar un evento de perforación y en consecuencia provocar que el sistema se apague. Sin embargo, una característica de esta realización es que unas pérdidas no detectadas no son peligrosas y no es necesaria lógica de control activa para apagar el sistema.

Como se ha remarcado anteriormente, para el control adaptativo, puede usarse un transductor 34 de presión para detectar la cavitación transitoria de la bomba (14) aguas abajo y modificando de manera incremental el bucle de control para provocar que la presión a la entrada de la bomba 14 aguas abajo aumente mediante el aumento de la presurización aplicada por la bomba 22 aguas arriba.

Por tanto, en lugar de controlar la velocidad de la bomba aguas arriba basándose en la detección de la presión absoluta, el controlador del sistema de combustible puede detectar solamente la presión de salida de la bomba aguas abajo y controlar la bomba aguas arriba de modo que esta presión de salida se mantenga. El sistema de control de la Figura 2 puede adaptarse de modo que la presión de salida detectada se utilice como punto de consigna para el bucle de control.

**REIVINDICACIONES**

1. Un sistema de suministro de combustible para una aeronave (10) para suministrar, en uso, combustible desde un tanque (20) de combustible a una planta (12) de potencia de una aeronave, comprendiendo dicho sistema de suministro de combustible:
- 5 un conducto (18) de flujo de combustible a lo largo del cual, en uso, puede fluir el combustible desde dicho tanque (20) hacia dicha planta (12) de potencia, teniendo el conducto (18) de flujo de combustible un extremo aguas abajo adyacente a la planta de potencia y un extremo aguas arriba adyacente al tanque de combustible,
- una bomba (14) aguas abajo asociada a dicha planta (12) de potencia para absorber fluido a lo largo de dicho camino de flujo para suministrarlo a dicha planta de potencia durante el uso,
- 10 una bomba (22) aguas arriba dispuesta en, o asociada a, dicho tanque (20) de combustible y operable para bombear fluido a lo largo de dicho conducto (18) de flujo, caracterizada por
- un sensor de presión para monitorizar una presión adyacente a dicha bomba (14) aguas abajo, y
- un controlador (32) de sistema de combustible que funciona en función de dicho sensor de presión para controlar dicha bomba (22) aguas arriba en respuesta a variaciones en la presión medida adyacente a dicha bomba
- 15 aguas abajo.
2. Un sistema de suministro de combustible de acuerdo con la reivindicación 1, donde el controlador (32) del sistema de combustible funciona en función de dicho sensor (30) de presión para controlar dicha bomba (22) aguas arriba para mantener la presión en la entrada a dicha bomba (14) aguas abajo en o por encima de una presión umbral predeterminada.
- 20 3. Un sistema de suministro de combustible de acuerdo con la reivindicación 2, donde el controlador (32) del sistema de combustible funciona en función de dicho sensor (30) de presión para controlar la bomba (22) aguas arriba para mantener la presión absoluta en la entrada a dicha bomba (14) aguas abajo en un margen prestablecido por encima de una verdadera presión de vapor para el combustible.
4. Un sistema de suministro de combustible de acuerdo con la reivindicación 1, donde el verdadero valor de la
- 25 presión de vapor es un valor prestablecido.
5. Un sistema de suministro de combustible de acuerdo con la reivindicación 1, donde el verdadero valor de la presión de vapor es un valor variable basado en uno o más parámetros que incluyen la temperatura del combustible y el tipo de combustible.
6. Un sistema de suministro de combustible de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes,
- 30 donde dicha bomba (14) aguas abajo incluye un motor (46) de velocidad variable controlado por un controlador (44) de motor de velocidad variable, y el controlador (32) del sistema de combustible controla el controlador (42) del motor de velocidad variable de modo que la bomba (22) aguas arriba suministre suficiente presión para mantener la presión en la entrada a dicha bomba (14) aguas abajo en, o por encima de, dicho umbral predeterminado.
7. Un sistema de suministro de combustible de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes,
- 35 donde dicha bomba (22) aguas arriba está situada en dicho tanque (20) de combustible.
8. Un sistema de suministro de combustible de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, donde dicha bomba (14) aguas abajo es accionada por dicha planta (12) de potencia.
9. Un sistema de suministro de combustible de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes,
- 40 donde el tanque (20) de combustible está situado en una porción inferior del helicóptero (10) y la planta (12) de potencia está situada en una porción superior del mismo.
10. Un sistema de suministro de combustible de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, que además incluye un sensor (34) de presión de salida de bomba en la salida de dicha bomba (14) aguas abajo, y donde el controlador (32) del sistema de combustible funciona adicionalmente en función de dicho sensor (34) de presión de salida de bomba para ajustar dicha presión de umbral.
- 45 11. Un sistema de suministro de combustible de acuerdo con la reivindicación 8, donde dicho sensor (34) de presión de salida de bomba detecta la presión manométrica en la salida de dicha bomba (14) aguas abajo.
12. Un método de suministrar combustible a lo largo de un camino de flujo desde un tanque de combustible hasta una planta de potencia principal de una aeronave, que comprende:
- 50 proporcionar una bomba aguas abajo asociada a dicha planta de potencia y operar dicha bomba aguas abajo para suministrar combustible a dicha planta de potencia,

## ES 2 608 795 T3

proporcionar una bomba aguas arriba asociada a dicho tanque de combustible, caracterizado por monitorizar la presión adyacente a dicha bomba aguas arriba, y

operar dicha bomba aguas arriba para presurizar el flujo hacia la bomba aguas debajo de acuerdo con la presión monitorizada.

5 13. Un método de acuerdo con la reivindicación 12, que comprende:

monitorizar la presión absoluta en la entrada a dicha bomba aguas abajo, y

operar dicha bomba aguas arriba para presurizar el flujo hacia la bomba aguas abajo si dicha presión absoluta detectada cae por debajo de un umbral preestablecido.

