



República Federativa do Brasil
Ministério do Desenvolvimento, Indústria
e do Comércio Exterior
Instituto Nacional da Propriedade Industrial

(21) PI 0722233-5 A2



(22) Data de Depósito: 29/11/2007
(43) Data da Publicação: 03/06/2014
(RPI 2265)

(51) Int.Cl.:
B64F 1/28

(54) Título: APARELHO E MÉTODO PARA
ABASTECER UM SISTEMA DE TANQUE DE
AERONAVE

(57) Resumo:

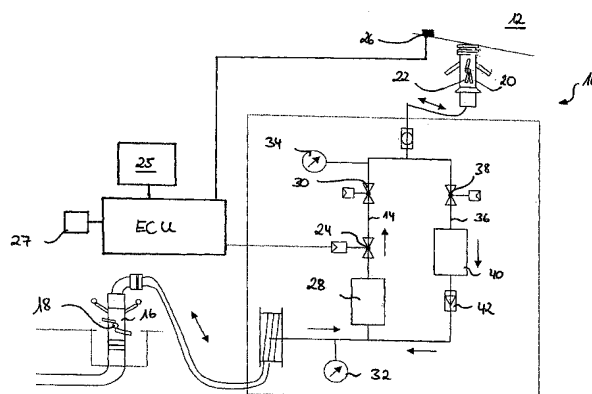
(73) Titular(es): Airbus Operations GMBH

(72) Inventor(es): Jürgen Hintze, Jürgen Lohmann

(74) Procurador(es): Momsen, Leonardos & Cia

(86) Pedido Internacional: PCT EP2007010380 de
29/11/2007

(87) Publicação Internacional: WO 2009/068066de
04/06/2009



“APARELHO E MÉTODO PARA ABASTECER UM SISTEMA DE TANQUE DE AERONAVE”

A invenção diz respeito a um aparelho e a um método para abastecer um sistema de tanque de aeronave, em particular durante realização
5 de um teste de vazamento do tanque.

Durante a montagem final de uma aeronave, é realizado um teste de vazamento do tanque de maneira a testar a operação adequada dos tanques da aeronave. Em particular, o teste é realizado para descobrir vazamentos no sistema de tanque. O teste de vazamento do tanque
10 tipicamente envolve gerar um nível de pressão predefinido nos tanques que pode até mesmo exceder um nível de pressão máximo admissível durante operação normal da aeronave. Um aumento da pressão nos tanques acima do nível predefinido, por exemplo, por causa de defeitos de componentes individuais, ou por causa de defeitos na montagem do sistema de tanque,
15 entretanto, podem levar a situações críticas de segurança.

A presente invenção diz respeito ao problema de prover um aparelho e um método para abastecer um sistema de tanque de aeronave, em particular durante realização de um teste de vazamento do tanque, que permite aumentar a segurança durante a operação de abastecimento.

No contexto da presente invenção, o termo "abastecimento" não deve ser restrito a uma operação de encher os tanques da aeronave com combustível. Em vez disso, uma operação de "abastecimento" no sentido da presente invenção pode incluir a etapa de encher os tanques da aeronave com combustível, uma etapa de manter o combustível nos tanques por um período
20 de tempo predeterminado e também uma etapa de desabastecimento dos tanques da aeronave, isto é, uma etapa de remover o combustível dos tanques da aeronave. Além disso, o termo "combustível" não deve ser interpretado de uma maneira a ser restrita a combustíveis de aeronave típicos, como, por exemplo, querosene. Em vez disso, o termo "combustível" no sentido da
25

presente invenção deve também incluir fluidos substitutos, que preferivelmente têm um ponto de fulgor $> 100\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Para solucionar o problema exposto, o aparelho inventivo para abastecimento de um sistema de tanque de aeronave, em particular durante
5 realização de um teste de vazamento do tanque, compreende uma linha de suprimento de combustível para suprir combustível no sistema de tanque de aeronave. A linha de suprimento de combustível pode, por exemplo, ser uma tubulação flexível de qualquer comprimento desejado que seja feita de um material resistente a combustível. O combustível pode ser um combustível de
10 aeronave típico, como, por exemplo, querosene, ou um fluido substituto. Além disso, o aparelho inventivo compreende pelo menos um sensor de pressão para detectar uma pressão no sistema de tanque de aeronave e para prover um sinal indicativo da pressão no sistema de tanque de aeronave. Preferivelmente, para maior confiabilidade, é provida uma pluralidade de
15 sensores de pressão, por exemplo, dois ou quatro sensores de pressão.

Uma unidade de controle eletrônico do aparelho inventivo é adaptada para receber e processar o sinal do sensor de pressão e para gerar um sinal de interrupção de emergência, se a pressão no sistema de tanque de aeronave exceder um primeiro nível predeterminado. Finalmente, um
20 dispositivo de interrupção de emergência é provido que é controlado pela unidade de controle eletrônico e que é adaptado para interromper o suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave em resposta ao sinal de interrupção de emergência da unidade de controle eletrônico. O dispositivo de interrupção de emergência pode, por exemplo, ser uma válvula
25 automática, disposta na linha de suprimento de combustível, que interrompe o suprimento de combustível para o sistema de tanque de aeronave por meio da linha de suprimento de combustível, se a pressão no sistema de tanque de aeronave durante o abastecimento do sistema de tanque exceder o primeiro nível predeterminado. O aparelho inventivo garante confiavelmente que a

pressão no sistema de tanque de aeronave durante o abastecimento do sistema de tanque durante realização de um teste de vazamento do tanque não excede o nível predeterminado. Em decorrência disto, a segurança geral durante a realização do teste pode ser significativamente melhorada. Além disso, danos
5 no sistema de tanque e na aeronave por causa do excesso de pressão de combustível no sistema de tanque podem ser evitados.

Preferivelmente, uma primeira extremidade da linha de suprimento de combustível é conectável a um reservatório de combustível por meio de um primeiro elemento de acoplamento. O reservatório de
10 combustível pode ser um reservatório estacionário. A primeira extremidade da linha de suprimento de combustível do aparelho inventivo, entretanto, pode também ser conectável a um reservatório de combustível móvel, por exemplo, um veículo de abastecimento. O primeiro elemento de acoplamento preferivelmente é provido com uma válvula que pode ser operável
15 manualmente, por exemplo, por meio de uma alavanca adequada. No seu estado fechado, a válvula impede o suprimento de combustível do reservatório de combustível na linha de suprimento de combustível, ao passo que a válvula, no seu estado aberto, permite que combustível seja suprido do reservatório na linha de suprimento de combustível. Similarmente, o segundo
20 elemento de acoplamento pode também ser provido com uma válvula que pode ser manualmente operável, por exemplo, por meio de uma alavanca adequada. No seu estado fechado, a válvula impede o suprimento de combustível da linha de suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave, ao passo que a válvula, no seu estado aberto, permite que
25 combustível seja suprido da linha de suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave.

A unidade de controle eletrônico pode adicionalmente ser adaptada para gerar um sinal de alerta, se a pressão no sistema de tanque de aeronave exceder um segundo nível predeterminado. Durante o abastecimento

do sistema de tanque de aeronave, mediante realização de um teste de vazamento do tanque na aeronave, o segundo nível de pressão predeterminado pode ser selecionado menor que o primeiro nível predeterminado, mas maior que o nível de pressão no sistema de tanque de aeronave em condições de teste normais. O sinal de alerta pode ser transmitido a um dispositivo de saída de sinal de alerta, por exemplo, uma corneta e/ou uma luz de alerta, que serve para produzir um sinal visível e/ou acústico em resposta ao sinal de alerta da unidade de controle eletrônico. Ao produzir um sinal de alerta visível e/ou acústico, a atenção do operador do aparelho inventivo é voltada para o fato de que uma pressão em excesso é detectada no sistema de tanque de aeronave. O operador então é alertado e pode tomar as medidas necessárias, por exemplo, empurrar manualmente um botão de interrupção de emergência no caso de um aumento de pressão indesejado adicional no sistema de tanque de aeronave.

Uma modalidade preferida do aparelho inventivo inclui um dispositivo de suprimento de ar comprimido para suprir ar comprimido ao sistema de tanque de aeronave. Em particular, o ar comprimido é suprido no sistema de tanque de aeronave depois de enchimento do sistema de tanque com combustível até um nível predeterminado, por exemplo, 90 %. O dispositivo de suprimento de ar comprimido supre ar comprimido no sistema de tanque de aeronave até que a pressão no sistema de tanque de aeronave, isto é, a soma da pressão estática do combustível e a pressão de ar acima da superfície do combustível que é medida por meio do sensor de pressão atinge um nível predefinido. O nível de pressão predefinido no sistema de tanque de aeronave pode ser na faixa de 300 a 400 mbar, de preferência aproximadamente 350 mbar. Este nível de pressão é particularmente adequado para detectar vazamentos no sistema de tanque de aeronave.

Em uma modalidade preferida da presente invenção, o sensor de pressão é adaptado para ser conectado removivelmente em uma válvula de dreno de água provida no sistema de tanque de aeronave. O sensor de pressão

pode ser adaptado para ficar disposto dentro de um alojamento de uma válvula de dreno de água provida no sistema de tanque de aeronave. Alternativamente, o sensor de pressão pode ser adaptado para ser conectado a uma parte externa da válvula de dreno de água.

5 A válvula de dreno de água normalmente fica disposta no fundo dos tanques da aeronave e acessível pelo lado de fora da aeronave para permitir a remoção da água da condensação dos tanques da aeronave. Pela provisão de um sensor de pressão que pode ser inserido no alojamento da válvula de dreno de água depois de simplesmente remover o corpo da válvula
10 de dreno de água, o sensor de pressão pode ser facilmente instalado pelo lado de fora da aeronave. Uma instalação do sensor de pressão no sistema de tanque de aeronave pode ser assim omitida. Uma vez que a válvula de dreno de água normalmente fica disposta no ponto mais inferior do sistema de tanque, o posicionamento do sensor dentro do alojamento desta válvula
15 também permite uma medição confiável e exata particular da pressão dentro do tanque.

 O dispositivo de interrupção de emergência pode ser adicionalmente adaptado para controlar a vazão e/ou pressão do combustível suprido no sistema de tanque de aeronave. Para maior segurança,
20 preferivelmente um dispositivo de interrupção de emergência mecânico que pode ser pneumaticamente atuável é usado. Entretanto, é também possível usar um dispositivo de interrupção de emergência, por exemplo, na forma de uma válvula controlada eletromagneticamente com uma seção transversal variável. O dispositivo de interrupção de emergência então pode também ser
25 controlado em resposta aos respectivos sinais de controle providos pela unidade de controle eletrônico.

 Um primeiro manômetro preferivelmente fica disposto na linha de suprimento de combustível à montante do dispositivo de interrupção de emergência. O primeiro manômetro permite determinar a pressão de

combustível na linha de suprimento de combustível que é provida por uma bomba tipicamente disposta nas proximidades do reservatório. Um segundo manômetro pode ser disposto na linha de suprimento de combustível à jusante do dispositivo de interrupção de emergência. O segundo manômetro permite
5 monitorar a pressão de combustível na linha de suprimento de combustível que é controlada por meio do dispositivo de interrupção de emergência.

Em uma modalidade preferida, o aparelho inventivo compreende adicionalmente uma válvula de suprimento de combustível disposta na linha de suprimento de combustível. No seu estado aberto, a
10 válvula de suprimento de combustível permite o suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave e, no seu estado fechado, a válvula de suprimento de combustível impede o suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave. A válvula de suprimento de combustível pode ser uma
15 válvula operável manualmente que, por exemplo, fica disposta na linha de suprimento de combustível à jusante do dispositivo de interrupção de emergência. A presença da válvula de suprimento de combustível aumenta ainda mais a segurança do sistema como um todo. Além disso, durante desabastecimento do sistema de tanque de aeronave, a válvula de suprimento de combustível é fechada, de forma que a descarga de combustível do sistema
20 de tanque de aeronave na linha de suprimento de combustível pode ser evitada confiavelmente.

Um primeiro filtro pode ficar disposto na linha de suprimento de combustível, por exemplo, à montante do dispositivo de interrupção de emergência. O primeiro filtro pode ser provido com um dispositivo de
25 detecção de pressão diferencial de maneira a detectar entupimento ou outro mau funcionamento do primeiro filtro. A presença do primeiro filtro garante que impurezas particuladas no combustível não são introduzidas nos tanques da aeronave. Isto é particularmente importante, se o combustível suprido no sistema de tanque de aeronave com propósitos de teste for reutilizado diversas

vezes e assim contiver mais impurezas do que combustível fresco.

Se o aparelho inventivo for usado com propósitos de teste, por exemplo, para realizar testes de vazamento em um sistema de tanque de aeronave, o aparelho preferivelmente compreende adicionalmente uma linha de desabastecimento para desabastecer o sistema de tanque de aeronave. Depois do término de um teste de vazamento, a aeronave pode então ser desabastecida por meio da linha de desabastecimento. O combustível pode ser redirecionado para o reservatório de combustível e reutilizado para testes posteriores. Preferivelmente, a linha de desabastecimento ramifica da linha de suprimento de combustível, de forma que somente uma conexão fluídica do sistema do aparelho inventivo no reservatório de combustível e somente uma conexão fluídica do sistema de linha do aparelho inventivo no sistema de tanque de aeronave é necessária.

O aparelho pode compreender adicionalmente um dispositivo de exaustão para exaurir o sistema de tanque de aeronave. Por exemplo, o dispositivo de exaustão compreende uma linha de exaustão na qual fica disposta uma válvula de exaustão. Se o aparelho inventivo for usado para realizar um teste de vazamento do tanque da aeronave, o dispositivo de exaustão é usado para exaurir o sistema de tanque de aeronave durante o abastecimento do sistema de tanque e, em particular, antes do desabastecimento do sistema de tanque de aeronave no final de um teste.

Uma válvula de desabastecimento pode ficar disposta na linha de desabastecimento que, em um primeiro estado, é adaptada para permitir o desabastecimento do sistema de tanque de aeronave e que, em um segundo estado, é adaptada para impedir o desabastecimento do sistema de tanque de aeronave. Como a válvula de suprimento de combustível, a válvula de desabastecimento pode ser uma válvula operável manualmente. Mediante desabastecimento dos tanques da aeronave, a válvula de desabastecimento pode então ser aberta, ao passo que a válvula de suprimento de combustível é

fechada, de forma que o combustível removido dos tanques da aeronave seja redirecionado para o reservatório de combustível por meio da linha de desabastecimento.

5 Um segundo filtro pode ficar disposto na linha de desabastecimento, por exemplo, à jusante da válvula de desabastecimento. Como o primeiro filtro, um segundo filtro pode ser provido com um dispositivo de detecção de pressão diferencial de maneira a detectar entupimento ou outro mau funcionamento do segundo filtro. A presença do
10 segundo filtro garante que impurezas particuladas que podem ser lavadas dos tanques da aeronave, em particular se aeronaves recém-montadas, forem abastecidas por meio do aparelho inventivo, não são introduzidas no reservatório de combustível. Isto é particularmente importante, se o combustível suprido no sistema de tanque de aeronave com propósitos de teste tiver que ser reutilizado diversas vezes.

15 Finalmente, uma válvula de retenção pode ficar disposta na linha de desabastecimento. Preferivelmente, a válvula de retenção fica disposta na linha de desabastecimento à jusante da válvula de desabastecimento e do segundo filtro. Durante o desabastecimento dos tanques da aeronave, a válvula de retenção impede que combustível escoe
20 através da linha de desabastecimento de forma que o combustível seja suprido no sistema de tanque de aeronave exclusivamente por meio da linha de suprimento de combustível.

O método inventivo para abastecer um sistema de tanque de aeronave, em particular durante a realização de um teste de vazamento do
25 tanque, compreende as etapas de suprir combustível no sistema de tanque de aeronave por meio de uma linha de suprimento de combustível, detectar a pressão no sistema de tanque de aeronave e prover um sinal indicativo da pressão no sistema de tanque de aeronave por meio de um sensor de pressão. O sinal do sensor de pressão é processado por meio de uma unidade de

controle eletrônico de maneira a gerar um sinal de interrupção de emergência, se a pressão no sistema de tanque de aeronave durante o abastecimento do sistema de tanque de aeronave exceder um primeiro nível predeterminado. O dispositivo de interrupção de emergência é controlado por meio da unidade de controle eletrônico de maneira a interromper o suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave em resposta ao sinal de interrupção de emergência da unidade de controle eletrônico.

A unidade de controle eletrônico gera adicionalmente um sinal de alerta, se a pressão no sistema de tanque de aeronave exceder um segundo nível predeterminado. O sinal de alerta pode ser transmitido a um dispositivo de saída de sinal de alerta, por exemplo, uma corneta e/ou uma luza de alerta, que produz um sinal visível e/ou acústico em resposta ao sinal de alerta da unidade de controle eletrônico. Durante abastecimento do sistema de tanque de aeronave ao realizar o teste de vazamento do tanque na aeronave, o segundo nível de pressão predeterminado pode ser selecionado menor que o primeiro nível predeterminado, mas maior que o nível de pressão no sistema de tanque de aeronave em condições de teste normais.

Uma modalidade preferida do método inventivo para abastecer um sistema de tanque de aeronave, que é particularmente adequado para realizar um teste de vazamento em um sistema de tanque da aeronave, envolve a etapa de encher o sistema de tanque de aeronave com combustível até um nível de combustível predeterminado. Preferivelmente, os tanques da aeronave são abastecidos até que os tanques sejam cheios até 90 %. Em seguida, ar comprimido é suprido no sistema de tanque de aeronave até que a pressão no sistema de tanque de aeronave, isto é, a soma da pressão estática do combustível e a pressão de ar acima da superfície do combustível atinja um nível predefinido. O nível de pressão predefinido no sistema de tanque de aeronave pode ser na faixa de 300 a 400 mbar, de preferência aproximadamente 350 mbar. Este nível de pressão é particularmente

adequado para detectar vazamentos no sistema de tanque de aeronave.

Depois do enchimento dos tanques da aeronave com combustível e ar comprimido, a pressão no sistema de tanque de aeronave pode ser mantida no nível predefinido, isto é, de preferência
5 aproximadamente 350 mbar por um período de tempo predeterminado. Em uma modalidade preferida do método inventivo, a pressão é mantida por uma hora.

Preferivelmente, o método inventivo de abastecer um sistema de tanque de aeronave compreende adicionalmente a etapa de conectar de
10 forma removível o sensor de pressão em uma válvula de dreno de água provida no sistema de tanque de aeronave.

Além disso, o método pode compreender a etapa de controlar o dispositivo de interrupção de emergência de maneira a controlar a vazão e/ou a pressão do combustível suprido no sistema de tanque de aeronave.

15 O suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave pode ser controlado por meio de uma válvula de suprimento de combustível disposta na linha de suprimento de combustível que, em um primeiro estado, permite o suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave e que, em um segundo estado, impede o suprimento de
20 combustível no sistema de tanque de aeronave.

O método inventivo preferivelmente compreende a etapa de filtrar o combustível suprido no sistema de tanque de aeronave por meio da linha de suprimento de combustível de maneira a evitar a introdução de impurezas particuladas no sistema de tanque.

25 Além disso, o método inventivo pode compreender a etapa de desabastecer o sistema de tanque de aeronave por meio de uma linha de desabastecimento que deriva da linha de suprimento de combustível. Antes do desabastecimento do sistema de tanque de aeronave o sistema de tanque de aeronave pode ser exaurido.

O desabastecimento do sistema de tanque de aeronave pode ser controlado por meio de uma válvula de desabastecimento na linha de desabastecimento que, em um primeiro estado, permite o desabastecimento do sistema de tanque de aeronave e que, em um segundo estado, impede o desabastecimento do sistema de tanque de aeronave.

Preferivelmente, o combustível desabastecido do sistema de tanque de aeronave por meio da linha de desabastecimento é filtrado de maneira a impedir a descarga de impurezas particuladas do sistema de tanque de aeronave no reservatório de combustível.

A presente invenção agora é explicada com detalhes com referência ao desenho esquemático mostrando uma modalidade preferida de um aparelho inventivo para abastecer um sistema de tanque de aeronave.

Um aparelho 10 para abastecer um sistema de tanque de aeronave 12 que é em particular adequado para realizar um teste de vazamento no sistema de tanque de aeronave 12 compreende uma linha de suprimento de combustível 14 para suprir combustível no sistema de tanque de aeronave 12. Uma primeira extremidade da linha de suprimento de combustível 14 é conectada a um reservatório de combustível estacionário (não mostrado no desenho) por meio de um primeiro elemento de acoplamento 16. Uma bomba (não mostrada no desenho) disposta nas proximidades do reservatório serve para distribuir combustível do reservatório no sistema de tanque de aeronave 12 por meio da linha de suprimento de combustível 14. O primeiro elemento de acoplamento 16 é provido com uma válvula operável manualmente 18. No seu estado fechado, a válvula 18 impede o suprimento de combustível do reservatório de combustível na linha de suprimento de combustível 14, ao passo que a válvula 18 no seu estado aberto permite que combustível seja suprido do reservatório na linha de suprimento de combustível 14.

Uma segunda extremidade da linha de suprimento de

combustível 14 é conectada no sistema de tanque de aeronave 12 por meio de um segundo elemento de acoplamento 20. Similar ao primeiro elemento de acoplamento 16, o segundo elemento de acoplamento 20 também é provido com uma válvula operável manualmente 22. No seu estado fechado, a válvula 22 impede o suprimento de combustível da linha de suprimento de combustível 14 no sistema de tanque de aeronave, ao passo que a válvula 22 no seu estado aberto permite que combustível seja suprido da linha de suprimento de combustível 14 no sistema de tanque de aeronave 12.

O aparelho 10 inclui adicionalmente um dispositivo de suprimento de ar comprimido para suprir ar comprimido ao sistema de tanque de aeronave 12. O dispositivo de suprimento de ar comprimido não está representado no desenho e inclui uma fonte de ar comprimido conectada no sistema de tanque de aeronave 12 por meio de uma linha de suprimento de ar. Uma válvula de suprimento de ar fica disposta na linha de suprimento de ar que, no seu estado fechado, impede o suprimento de ar no sistema de tanque de aeronave 12 e que, no seu estado aberto, permite que ar comprimido seja suprido no sistema de tanque de aeronave 12.

Um dispositivo de interrupção de emergência 24 formado por uma válvula mecânica com uma seção transversal variável fica disposto na linha de suprimento de combustível 14. A válvula atuável pneumaticamente formando o dispositivo de interrupção de emergência 24 é adaptada para variar a vazão e/ou pressão do combustível suprido no sistema de tanque de aeronave 12 por meio da linha de suprimento de combustível 14 variando-se a seção transversal da válvula. O dispositivo de interrupção de emergência 24 é conectado na unidade de controle eletrônico ECU que é adicionalmente conectada a um painel de controle 25 provido com um botão de interrupção de emergência e uma unidade de exibição.

Um sensor de pressão 26 serve para medir a pressão no sistema de tanque de aeronave 12. O sensor de pressão 26 é disposto de forma

removível dentro de um alojamento de uma válvula de dreno de água provida no sistema de tanque de aeronave 12. A válvula de dreno de água fica disposta no fundo do sistema de tanque de aeronave 12 e acessível pelo lado de fora da aeronave. O sensor de pressão 26 assim pode ser inserido no alojamento da válvula de dreno de água depois da remoção do corpo da válvula de dreno de água. Sinais gerados pelo sensor de pressão 26 que são indicativos da pressão no sistema de tanque de aeronave 12 são transmitidos para a unidade de controle eletrônico ECU. A unidade de controle eletrônico ECU é adaptada para processar os sinais recebidos do sensor de pressão 26 para controlar um dispositivo de saída de sinal de alerta 27 e o dispositivo de interrupção de emergência 24 na dependência dos sinais de pressão providos na unidade de controle eletrônico ECU pelo sensor de pressão 26.

Um primeiro filtro 28 fica disposto na linha de suprimento de combustível 14 à montante do dispositivo de interrupção de emergência 24. O primeiro filtro 28 é provido com um dispositivo de detecção de pressão diferencial de maneira a detectar entupimento ou outro mau funcionamento do primeiro filtro 28. O primeiro filtro 28 serve para impedir que impurezas particuladas no combustível sejam introduzidas no sistema de tanque de aeronave 12.

Além disso, uma válvula de suprimento de combustível operável manualmente 30 fica disposta na linha de suprimento de combustível à jusante do dispositivo de interrupção de emergência 24. Em um primeiro estado aberto, a válvula de suprimento de combustível 30 permite o suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave 12 e, em um segundo estado fechado, a válvula de suprimento de combustível 30 impede o suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave 12.

Um primeiro manômetro 32 fica disposto na linha de suprimento de combustível 14 à montante do dispositivo de interrupção de emergência 24. O primeiro manômetro 32 permite determinar a pressão de

combustível na linha de suprimento de combustível 14 que é provida pela bomba disposta nas proximidades do reservatório. Um segundo manômetro 34 fica disposto na linha de suprimento de combustível 14 à jusante do dispositivo de interrupção de emergência 24. O segundo manômetro 34
5 permite monitorar a pressão de combustível na linha de suprimento de combustível 14 que é controlada por meio do dispositivo de interrupção de emergência 24 em resposta ao sinal de controle provido pela unidade de controle eletrônico ECU.

O aparelho 10 destinado a ser usado com propósito de teste de
10 válvula de tanque compreende adicionalmente uma linha de desabastecimento 36 para desabastecer o sistema de tanque de aeronave 12. Por meio da linha de desabastecimento 36 que ramifica da linha de suprimento de combustível 14, combustível pode ser direcionado do sistema de tanque de aeronave 12 de volta para o reservatório onde ele pode ser armazenado e reutilizado para
15 testes posteriores.

Além disso, o dispositivo de exaustão para exaurir o sistema de tanque de aeronave 12 durante desabastecimento do sistema de tanque 12 e, em particular, antes do desabastecimento do sistema de tanque de aeronave 12, é provido (não mostrado no desenho). O dispositivo de exaustão
20 compreende uma linha de exaustão conectada no sistema de tanque de aeronave 12 no qual uma válvula de exaustão, ou válvula de segurança de sobrepressão e uma válvula de segurança de subpressão são dispostas. Além disso, o dispositivo de exaustão compreende um dispositivo de conexão para conectar um dispositivo de exaustão em uma estação de teste de pressão de ar
25 por meio de uma respectiva tubulação.

A válvula de desabastecimento operável manualmente 38 fica disposta na linha de desabastecimento 36. Em um primeiro estado aberto, a válvula de desabastecimento 38 permite o desabastecimento do sistema de tanque de aeronave 12 e, em um segundo estado fechado, a válvula de

desabastecimento 38 impede o desabastecimento do sistema de tanque de aeronave 12.

Para evitar a descarga de impurezas particuladas do sistema de tanque de aeronave 12 no reservatório, um segundo filtro 40 fica disposto na
5 linha de desabastecimento 36 à jusante da válvula de desabastecimento 38. Como o primeiro filtro 28, o segundo filtro 40 também é provido com um dispositivo de detecção de pressão diferencial de maneira a detectar entupimento ou outro mau funcionamento do segundo filtro 40.

Finalmente, uma válvula de retenção 42 fica disposta na linha
10 de desabastecimento 36 à jusante da válvula de desabastecimento 38 e o segundo filtro 40. Durante abastecimento dos tanques da aeronave 12, a válvula de retenção 42 impede que combustível escoe através da linha de desabastecimento 36 de forma que o combustível é suprido no sistema de tanque de aeronave 12 exclusivamente por meio da linha de suprimento de
15 combustível 14.

Para realizar um teste para descobrir vazamentos no sistema de tanque 12 da aeronave, a primeira extremidade da linha de suprimento de combustível 14 é conectada no reservatório de combustível por meio do primeiro elemento de acoplamento 16. A segunda extremidade da linha de
20 suprimento de combustível 14 é conectada no sistema de tanque de aeronave 12 por meio do segundo elemento de acoplamento 20. As válvulas 18, 22 providas no primeiro e segundo elementos de acoplamento 16, 20 são manualmente postas nos seus estados abertos para permitir o suprimento de combustível do reservatório na linha de suprimento de combustível 14 e o
25 suprimento de combustível da linha de suprimento de combustível 14 no sistema de tanque de aeronave 12, respectivamente.

Um corpo da válvula de dreno de água é removido do alojamento da válvula de dreno de água disposta no fundo do sistema de tanque de aeronave 12. Em seguida, o sensor de pressão 26 é inserido no

alojamento da válvula pelo lado de fora da aeronave para detectar a pressão no sistema de tanque de aeronave 12.

Para iniciar o teste, a válvula de suprimento de combustível 30 é manualmente aberta, ao passo que a válvula de desabastecimento 38 e a válvula de suprimento de ar provida são mantidas nos seus estados fechados. A válvula de exaustão é mantida no seu estado aberto. A bomba é ativada de forma que combustível seja distribuído do reservatório de combustível no sistema de tanque de aeronave 12 por meio da linha de suprimento de combustível 14. A válvula de retenção 42 provida na linha de desabastecimento 36 impede que combustível escoe através da linha de desabastecimento 36 durante a operação de abastecimento. O primeiro filtro 28 provido na linha de suprimento de combustível 14 garante que impurezas particuladas no combustível sejam impedidas de ser introduzidas no sistema de tanque de aeronave 12.

Os tanques da aeronave 12 são abastecidos até que os tanques 12 sejam cheios até 90 %. Em seguida, a válvula de suprimento de combustível 30 e a válvula de exaustão são fechadas, ao passo que a válvula de suprimento de ar é aberta de maneira a suprir ar comprimido ao sistema de tanque de aeronave 12 até que a pressão no sistema de tanque de aeronave 12, isto é, a soma da pressão estática do combustível e a pressão de ar acima da superfície do combustível atinja um nível predefinido de aproximadamente 350 mbar. Em seguida, a válvula de suprimento de ar é fechada e a pressão é mantida no nível predefinido de aproximadamente 350 mbar por uma hora. Durante esta fase de manutenção de pressão, a pressão no sistema de tanque de aeronave 12 é continuamente ajustada, em que as operações de ajuste de pressão podem envolver uma reabertura da válvula de suprimento de ar e o suprimento de ar comprimido adicional no sistema de tanque de aeronave 12.

Durante o abastecimento dos tanques da aeronave 12, o dispositivo de interrupção de emergência 24 controla a vazão e/ou a pressão

do combustível suprido no sistema de tanque de aeronave 12 por meio da linha de suprimento de combustível 14. O dispositivo de interrupção de emergência 24 é controlado pela unidade de controle eletrônico ECU dependendo de sinais de pressão providos na unidade de controle eletrônico ECU pelo sensor de pressão 26. Os valores de pressão detectados pelo sensor de pressão 26 são continuamente exibidos na unidade de exibição do painel de controle 25. A pressão de combustível na linha de suprimento de combustível 14 que é provida pela bomba disposta nas proximidades do reservatório pode ser monitorada por meio do primeiro manômetro 32. O segundo manômetro 34 permite monitorar a pressão de combustível na linha de suprimento de combustível 14 à jusante do dispositivo de interrupção de emergência 24.

Se a pressão no sistema de tanque de aeronave 12 durante o abastecimento do sistema de tanque de aeronave 12 exceder um primeiro nível predeterminado, a unidade de controle eletrônico ECU controla o dispositivo de interrupção de emergência 24 de maneira a interromper imediatamente o suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave 12. Em outras palavras, a válvula que forma o dispositivo de interrupção de emergência 24 é automaticamente fechada, se a unidade de controle eletrônico ECU durante a operação de abastecimento prover um sinal de interrupção de emergência para o sistema elétrico 24 que indica que a pressão no sistema de tanque de aeronave 12 excede o primeiro nível predeterminado.

Se a pressão no sistema de tanque de aeronave 12 durante o abastecimento do sistema de tanque de aeronave 12 não exceder o primeiro nível predeterminado, mas um segundo nível predeterminado que é selecionado menor que o primeiro nível predeterminado, mas maior que o nível de pressão no sistema de tanque de aeronave 12 em condições de teste normais, a unidade de controle eletrônico ECU gera um sinal de alerta e provê este sinal de alerta ao dispositivo de saída de sinal de alerta 27. Ao receber o sinal de alerta da unidade de controle eletrônico ECU, o dispositivo de saída

de sinal de alerta 27 produz um sinal de alerta visível e/ou acústico para chamar a atenção do operador do aparelho 10 para o fato de que um excesso de pressão é detectado no sistema de tanque de aeronave 12. O operador então é alertado e pode tomar as medidas necessárias, por exemplo, empurrar
5 manualmente o botão de interrupção de emergência provido no painel de controle 25 no caso de um aumento de pressão indesejado adicional no sistema de tanque de aeronave 12.

Durante o suprimento de ar comprimido no sistema de tanque de aeronave 12, o segundo nível de pressão predeterminado que serve como
10 um valor de patamar para decidir se um sinal de alerta é gerado pela unidade de controle eletrônico ECU é selecionado para ser uma variável dependente do tempo. O valor desta variável dependente do tempo é derivado de uma curva de pressão nominal dependente do tempo indicando a pressão nominal, isto é, a soma nominal da pressão de combustível estática e a pressão de ar
15 acima da superfície do combustível durante suprimento de ar comprimido no sistema de tanque de aeronave 12. Em particular, durante o suprimento de ar comprimido no sistema de tanque de aeronave 12, o segundo nível de pressão predeterminado é selecionado para ser sempre ligeiramente mais alto que um valor de pressão nominal dependente do tempo associado.

20 Durante a fase de manutenção da pressão, o segundo nível de pressão predeterminado é selecionado ligeiramente maior que o valor de pressão nominal durante esta fase, isto é, 350 mbar. Selecionando-se apropriadamente o valor do segundo nível de pressão predeterminado, também durante o suprimento de ar comprimido no sistema de tanque de
25 aeronave, e durante a fase de manutenção da pressão, sinais de alerta visíveis e/ou acústicos são produzidos pelo dispositivo de saída de sinal de alerta 27 em resposta aos respectivos sinais de alerta da unidade de controle eletrônico ECU.

Depois da manutenção da pressão no sistema de tanque de

aeronave 12 no nível predefinido de aproximadamente 350 mbar por uma hora, a válvula de exaustão é aberta. Em seguida, a válvula de desabastecimento 38 é manualmente aberta, enquanto a válvula de suprimento de combustível 30 é mantida no seu estado fechado. O sistema de tanque de aeronave 12 então pode ser desabastecido por meio da linha de desabastecimento 36. O combustível removido do sistema de tanque de aeronave 12 é filtrado por meio do segundo filtro 40 e em seguida redirecionado para o reservatório, onde ele pode ser armazenado e reutilizado para testes posteriores.

REIVINDICAÇÕES

1. Aparelho (10) para abastecer um sistema de tanque de aeronave (12), em particular durante a realização de um teste de vazamento de tanque, caracterizado pelo fato de que compreende:

5 - uma linha de suprimento de combustível (14) para suprir combustível ao sistema de tanque de aeronave (12);

 - pelo menos um sensor de pressão (26) para detectar uma pressão no sistema de tanque de aeronave (12) e para prover um sinal indicativo da pressão no sistema de tanque de aeronave (12);

10 - uma unidade de controle eletrônico (ECU) para processar o sinal do sensor de pressão (26) e para gerar um sinal de interrupção de emergência, se a pressão no sistema de tanque de aeronave (12) exceder um primeiro nível predeterminado; e

 - um dispositivo de interrupção de emergência (24) que é
15 controlado pela unidade de controle eletrônico (ECU) e que é adaptado para interromper o suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave (12) em resposta ao sinal de interrupção de emergência da unidade de controle eletrônico (ECU).

 2. Aparelho de acordo com a reivindicação 1, caracterizado
20 pelo fato de que a unidade de controle eletrônico (ECU) é adicionalmente adaptada para gerar um sinal de alerta, se a pressão no sistema de tanque de aeronave (12) exceder um segundo nível predeterminado, e em que o aparelho (10) compreende adicionalmente um dispositivo de saída de sinal de alerta (27) para produzir um sinal visível e/ou acústico em resposta ao sinal de alerta
25 da unidade de controle eletrônico (ECU).

 3. Aparelho de acordo com a reivindicação 1 ou 2, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente um dispositivo de suprimento de ar comprimido para suprir ar comprimido ao sistema de tanque de aeronave (12).

4. Aparelho de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 3, caracterizado pelo fato de que o sensor de pressão (26) é adaptado para ser conectado de forma removível em uma válvula de dreno de água provida no sistema de tanque de aeronave (12).

5 5. Aparelho de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 4, caracterizado pelo fato de que um primeiro manômetro (32) fica disposto na linha de suprimento de combustível (14) à montante do dispositivo de interrupção de emergência (24) e um segundo manômetro (34) fica disposto na linha de suprimento de combustível (14) à jusante do dispositivo de
10 interrupção de emergência (24).

6. Aparelho de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 5, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente uma válvula de suprimento de combustível (30) disposta na linha de suprimento de combustível (14).

15 7. Aparelho de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 6, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente um primeiro filtro (28) disposto na linha de suprimento de combustível (14).

8. Aparelho de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 7, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente uma linha de
20 desabastecimento (36) que ramifica da linha de suprimento de combustível (14) para desabastecer o sistema de tanque de aeronave (12).

9. Aparelho de acordo com a reivindicação 8, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente um dispositivo de exaustão para exaurir o sistema de tanque de aeronave (12).

25 10. Aparelho de acordo com a reivindicação 8 ou 9, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente uma válvula de desabastecimento (38) disposta na linha de desabastecimento (36) que, em um primeiro estado, é adaptada para permitir o desabastecimento do sistema de tanque de aeronave (12) e que, em um segundo estado, é adaptada para

impedir o desabastecimento do sistema de tanque de aeronave (12).

11. Aparelho de acordo com qualquer uma das reivindicações 8 a 10, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente um segundo filtro (40) disposto na linha de desabastecimento (36).

5 12. Método para abastecer um sistema de tanque de aeronave (12), em particular durante realização de um teste de vazamento de tanque, caracterizado pelo fato de que compreende as etapas de:

- suprir combustível no sistema de tanque de aeronave (12) por meio da linha de suprimento de combustível (14);

10 - detectar uma pressão no sistema de tanque de aeronave (12) e prover um sinal indicativo da pressão no sistema de tanque de aeronave (12) por meio de um sensor de pressão (26);

- processar o sinal do sensor de pressão (26) por meio de uma unidade de controle eletrônico (ECU) e gerar um sinal de interrupção de emergência, se a pressão no sistema de tanque de aeronave (12) exceder um primeiro nível predeterminado; e

15 - controlar um dispositivo de interrupção de emergência (24) por meio da unidade de controle eletrônico (ECU) de maneira a interromper o suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave (12) em resposta ao sinal de interrupção de emergência da unidade de controle eletrônico (ECU).

13. Método de acordo com a reivindicação 12, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente as etapas de:

25 - gerar um sinal de alerta por meio da unidade de controle eletrônico (ECU), se a pressão no sistema de tanque de aeronave (12) exceder um segundo nível predeterminado; e

- produzir um sinal visível e/ou acústico em resposta ao sinal de alerta da unidade de controle eletrônico (ECU) por meio de um dispositivo de saída de sinal de alerta (27).

14. Método de acordo com a reivindicação 12 ou 13, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente as etapas de:

- encher o sistema de tanque de aeronave (12) com combustível até um nível de combustível predeterminado; e

5 - suprir ar comprimido ao sistema de tanque de aeronave (12) até que a pressão no sistema de tanque de aeronave (12) atinja um nível predefinido.

15 15. Método de acordo com qualquer uma das reivindicações 12 a 14, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente a etapa de manter a pressão no sistema de tanque de aeronave (12) no nível predefinido por um período de tempo predeterminado.

15 16. Método de acordo com qualquer uma das reivindicações 12 a 15, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente a etapa de conectar de forma removível o sensor de pressão (26) em uma válvula de dreno de água provida no sistema de tanque de aeronave (12).

20 17. Método de acordo com qualquer uma das reivindicações 12 a 16, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente a etapa de controlar o suprimento de combustível no sistema de tanque de aeronave (12) por meio de uma válvula de suprimento de combustível (30) disposta na linha de suprimento de combustível (14).

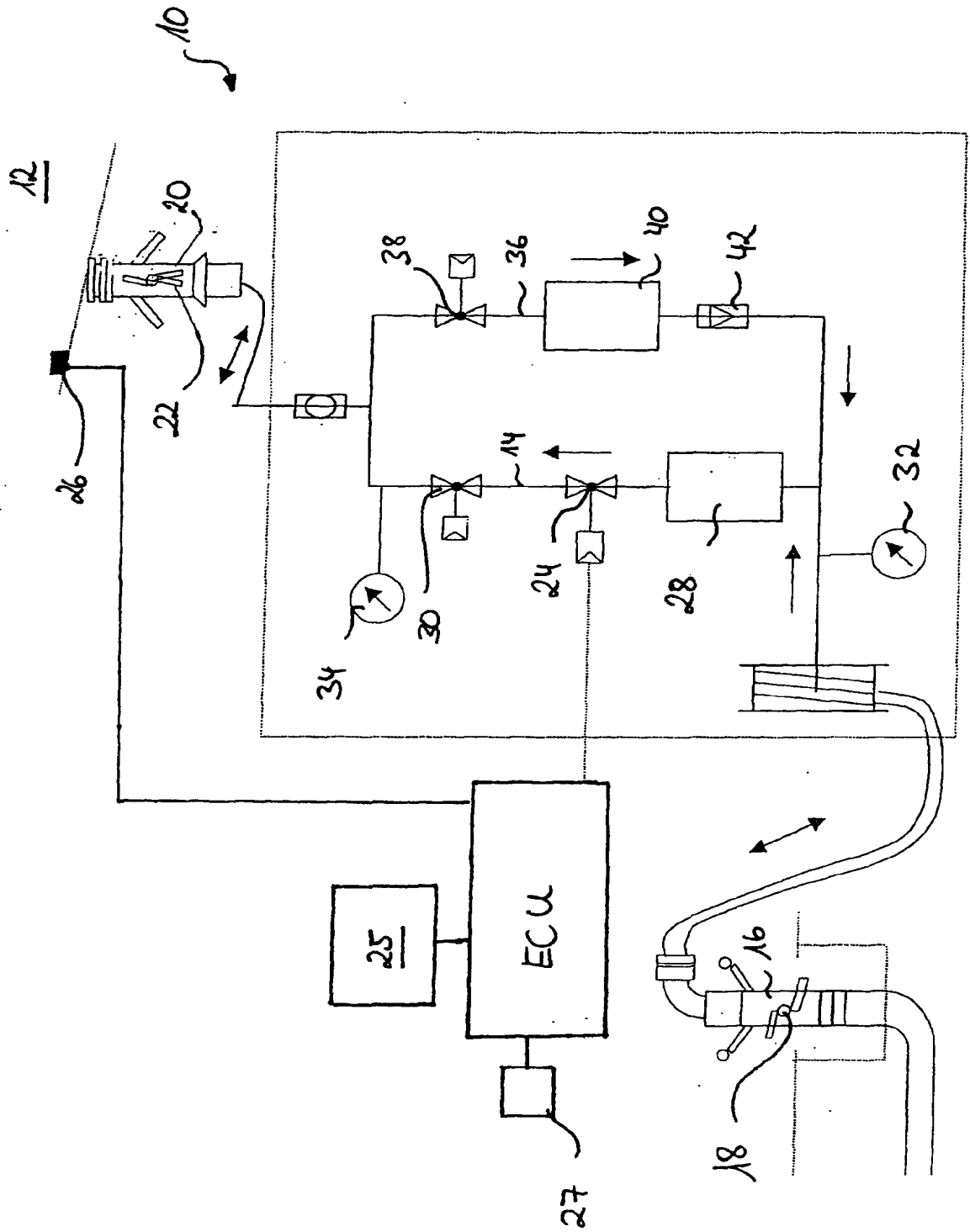
 18. Método de acordo com qualquer uma das reivindicações 12 a 17, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente a etapa de filtrar o combustível suprido no sistema de tanque de aeronave (12) por meio da linha de suprimento de combustível (14).

25 19. Método de acordo com qualquer uma das reivindicações 12 a 18, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente a etapa de desabastecer o sistema de tanque de aeronave (12) por meio de uma linha de desabastecimento (36) que ramifica da linha de suprimento de combustível (14).

20. Método de acordo com a reivindicação 19, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente a etapa de exaurir o sistema de tanque de aeronave (12) antes do desabastecimento do sistema de tanque de aeronave (12).

5 21. Método de acordo com a reivindicação 19 ou 20, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente a etapa de controlar o desabastecimento do sistema de tanque de aeronave (12) por meio de uma válvula de desabastecimento (38) disposta na linha de desabastecimento (36) que, em um primeiro estado, permite o
10 desabastecimento do sistema de tanque de aeronave (12) e que, em um segundo estado, impede o desabastecimento do sistema de tanque de aeronave (12).

22. Método de acordo com qualquer uma das reivindicações 19 a 21, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente a etapa de
15 filtrar o combustível desabastecido do sistema de tanque de aeronave (12) por meio da linha de desabastecimento (36).



FIGURA

RESUMO**“APARELHO E MÉTODO PARA ABASTECER UM SISTEMA DE TANQUE DE AERONAVE”**

É descrito um aparelho (10) para abastecer uma aeronave, em particular durante realização de um teste de vazamento do tanque na aeronave, que compreende uma linha de suprimento de combustível (14) para suprir combustível a um sistema de tanque de aeronave (12), pelo menos um sensor de pressão (26) para detectar a pressão no sistema de tanque de aeronave (12) e para prover um sinal indicativo da pressão no sistema de tanque de aeronave (12), uma unidade de controle eletrônico (ECU) para processar o sinal do sensor de pressão (26) e para gerar um sinal de interrupção de emergência, se a pressão no sistema de tanque de aeronave (12) exceder um primeiro nível predeterminado, e um dispositivo de interrupção de emergência (24) que é controlado pela unidade de controle eletrônico (ECU) e que é adaptado para interromper o suprimento de combustível para o sistema de tanque de aeronave (12) em resposta ao sinal de interrupção de emergência da unidade de controle eletrônico (ECU).