



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

**(21) PI 0718462-0 A2**



\* B R P I 0 7 1 8 4 6 2 A 2 \*

(22) Data de Depósito: 12/11/2007  
(43) Data da Publicação: 03/12/2013  
(RPI 2239)

(51) Int.Cl.:  
B64D 37/34

**(54) Título:** SISTEMA DE REMOÇÃO DE ÁGUA

**(57) Resumo:**

**(30) Prioridade Unionista:** 13/11/2006 GB 06 22564.3

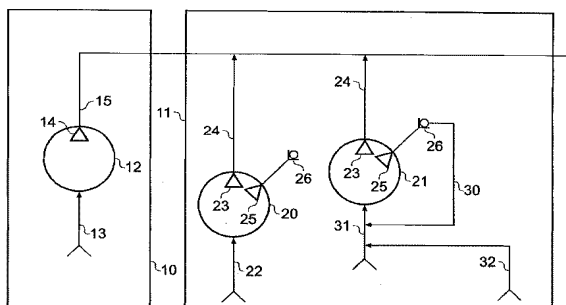
**(73) Titular(es):** Airbus Uk Limited

**(72) Inventor(es):** Andrew Minty

**(74) Procurador(es):** Dannemann, Siemsen, Bigler & Ipanema Moreira

**(86) Pedido Internacional:** PCT GB2007050686 de 12/11/2007

**(87) Publicação Internacional:** WO 2008/059288de 22/05/2008



Relatório Descritivo da Patente de Invenção para "**SISTEMA DE REMOÇÃO DE ÁGUA**".

Campo da Invenção

5 A presente invenção refere-se a um método e aparelho para a remoção de água de um tanque de combustível.

Antecedentes da Invenção

10 A Patente U.S. Nº 4809934 descreve um sistema para a eliminação de água a bordo dos tanques de combustível de aeronaves. A água é arrastada para uma bomba de jato e dispersada em um tanque de combustível para consumo pelas turbinas das aeronaves. Um problema com a disposição da Patente U.S. Nº 4809934 é que a água só será totalmente removida quando o tanque de combustível estiver vazio. Além disso, a água dispersada no tanque de combustível pode criar "neve" ou causar a formação de gelo no tanque a baixas temperaturas. Além disso, apenas uma única bomba de  
15 combustível é fornecida, e, sendo assim, não haverá redundância em caso de avaria da bomba.

Sumário da Invenção

Um primeiro aspecto da presente invenção provê um sistema de bombeamento de combustível e remoção de água compreendendo: primeira  
20 e segunda bombas de combustível, cada qual disposta de modo a coletar o combustível do mesmo tanque de combustível e bombear o mesmo para uma turbina; e um tubo de remoção de água que se acopla a uma entrada de água no tanque de combustível para a primeira bomba, sendo que a primeira bomba é disposta de modo a bombear o combustível para a turbina  
25 em uma proporção maior do que a segunda bomba, a menos que a primeira bomba falhe.

Um segundo aspecto da presente invenção provê um método de remoção de água de um tanque de combustível utilizando o sistema do primeiro aspecto, o método compreendendo a alimentação de água para a primeira bomba com o tubo de remoção de água; o bombeamento de combustível para a turbina com a primeira bomba em uma proporção maior do que a  
30 segunda bomba, e o bombeamento de combustível para a turbina com a

segunda bomba em uma proporção maior do que a primeira bomba no caso de falha da primeira bomba.

5 A segunda bomba provê um elemento de redundância no caso de falha da primeira bomba. A disposição da primeira bomba no sentido de bombear o combustível para a turbina em uma proporção maior do que a segunda bomba garante que a segunda bomba não interfira com a função de remoção de água da primeira bomba.

10 Diversas técnicas podem ser empregadas no sentido de garantir que a primeira bomba bombeie o combustível para a turbina em uma proporção maior do que a segunda bomba. Em uma modalidade, a primeira bomba de combustível inclui ainda uma saída recirculante com uma válvula que se fecha a uma primeira pressão; e a segunda bomba de combustível inclui ainda uma saída recirculante com uma válvula que se fecha a uma  
15 segunda pressão, que é inferior à primeira pressão. Em uma outra modalidade, as bombas têm respectivos tubos de saída que são acoplados em paralelo um ao outro, e a primeira bomba de combustível tem uma pressão de saída maior do que a segunda bomba de combustível. Outras técnicas para se alcançar um resultado similar podem ser previstas.

20 A água pode ser injetada na primeira bomba por meio de uma bomba eletricamente alimentada. No entanto, esta bomba introduz o problema do roteamento de cabos de força elétrica para o tanque de combustível. Por conseguinte, de preferência a água é injetada na primeira bomba por meio de uma bomba de jato. A utilização de uma bomba de jato (em vez de uma bomba eletricamente alimentada) significa que nenhuma força elétrica  
25 adicional se faz necessária, com cabos auxiliares, e aspectos de controle e segurança.

30 A bomba de jato pode ser provida em um tubo de entrada da bomba que acopla uma entrada de combustível à primeira bomba, ou em um tubo de recirculação que recircula o combustível a partir de uma saída da primeira bomba para uma entrada da primeira bomba. No primeiro caso, a proporção de escoamento da água é proporcional à proporção de escoamento do combustível no tubo de entrada da bomba, e, como um resultado

da concentração de água no tubo de entrada da bomba se mantém relativamente constante, independentemente da proporção de escoamento de combustível. Este último caso pode ser preferido em alguns casos, uma vez que não há necessidade de se fazer nenhum estrangulamento no tubo de entrada da bomba, e nenhuma outra construção se faz necessária no tubo de entrada da bomba.

5 A bomba de jato pode incluir um estrangulamento de venturi com a saída do tubo de remoção de água posicionado adjacente ao estrangulamento de venturi. De maneira alternativa, a bomba de jato pode incluir um tubo de indução.

A primeira bomba de combustível pode incluir uma saída e um tubo recirculante que acopla a saída recirculante a uma entrada da primeira bomba. A saída recirculante pode ser usada para "descalibrar" a bomba, e ao invés de abrir para o tanque de combustível, a saída recirculante utiliza um tubo recirculante para acoplar o refluxo para a entrada da bomba. Isso garante que a água injetada na bomba não seja redistribuída para o tanque de combustível. A saída recirculante pode também ser utilizada para suprir força motriz para uma bomba de jato, como descrito acima.

15 O método e o sistema do primeiro e segundo aspectos da presente invenção podem ser úteis em um tanque de combustível de aeronave, ou em qualquer outro tipo de tanque de combustível no qual água é propensa a se recolher.

Durante a decolagem e subida de um avião, as taxas de combustível são relativamente elevadas de modo que a água possa ser rapidamente removida do tanque de combustível durante estas fases do voo. Por conseguinte, de preferência o tubo de remoção de água é disposto de modo a recolher a água de uma ou mais entradas de água, o tanque de combustível tem uma região no fundo do tanque onde a água se aloja durante a decolagem ou subida, e pelo menos uma das entradas de água se localiza adjacente à região de modo a coletar a água durante a decolagem ou subida.

30 Um terceiro aspecto da presente invenção provê um sistema de remoção de água instalado em um tanque de combustível de aeronave e

disposto de modo a recolher a água de uma ou mais entradas de água e alimentar a mesma para uma turbina da aeronave, o tanque de combustível tendo uma primeira região na parte inferior do tanque onde a água se aloja durante a decolagem ou subida, sendo que pelo menos uma das entradas de água se localiza adjacente à primeira região a fim de coletar a água durante a decolagem ou subida.

Um quarto aspecto da presente invenção provê um método de remoção de água do tanque de combustível de uma aeronave, o método compreendendo a coleta da água de um lençol de água no fundo do tanque de combustível durante a decolagem ou subida e a alimentação da água para uma turbina da aeronave.

De preferência, o tanque de combustível tem uma segunda região no fundo do tanque onde a água se aloja quando a aeronave se encontra no solo, e o sistema não tem entradas de água localizadas adjacente à segunda região.

Normalmente, a primeira região é deslocada para a parte de trás do tanque de combustível com relação ao sentido de locomoção da aeronave.

#### Breve Descrição dos Desenhos

A seguir, serão descritas modalidades da presente invenção com referência aos desenhos em anexo, nos quais:

a figura 1 mostra uma aeronave;

a figura 2 mostra parte do sistema de combustível da aeronave;

a figura 3 é uma vista detalhada da bomba de remoção de água;

a figura 4 mostra parte de um sistema de combustível alternativo, sem nenhum tubo de recirculação sobre a bomba de remoção de água;

a figura 5 é uma vista detalhada do tanque de combustível e da bomba de remoção de água da figura 4;

a figura 6 mostra uma variante de um tubo de indução, e

a figura 7 é uma vista em planta mostrando parte de um outro sistema de combustível alternativo.

#### Descrição Detalhada das Modalidades

Com referência à figura 1, uma aeronave 1 compreende uma

fuselagem 2 carregando um par de asas, a asa esquerda sendo rotulada com o numeral 3. Cada asa carrega uma turbina, a turbina esquerda sendo rotulada com o numeral 4 na figura 1. A turbina inclui uma bomba de combustível de alta pressão (não-mostrada) que exige uma pressão mínima de entrada, tipicamente da ordem de 34,47 a 68,94 kPa (5 a 10 psig).

O combustível para cada turbina é armazenado em um tanque central e em um ou mais tanques laterais, nas asas. Nos exemplos a seguir indicados nas figuras 2 a 7, apenas um único tanque de asa é descrito, mas, na prática, existem outros tanques laterais, nas asas.

10 A figura 2 é um diagrama esquemático que mostra o tanque central 10 e um tanque de asa 11 para a asa esquerda 3.

O tanque central 10 tem uma bomba de combustível eletricamente impulsionada 12, com um tubo de entrada 13 para a coleta do combustível a partir do tanque 10, e uma saída 14, que incorpora uma válvula de retenção a fim de impedir o refluxo para a bomba, acoplada em série a um tubo de combustível 15 que se conduz para a turbina 4.

O tanque de asa 11 compreende um par de bombas de combustível eletricamente impulsionadas 20, 21, que são semelhantes em construção (e sendo também similares à bomba de combustível 12), motivo pelo qual serão utilizados os mesmos numerais de referência para partes equivalentes. Cada bomba de combustível 20, 21 inclui um tubo de entrada 22, 31 para recolher o combustível do tanque, e uma saída principal 23 que incorpora uma válvula de retenção a fim de impedir um refluxo para a bomba. A saída principal 23 é acoplada em série a um tubo de saída 24. Os tubos de saída 24, por sua vez, são acoplados ao tubo de combustível 15 em paralelo um ao outro, e em paralelo à bomba 12 no tanque central 10. Cada bomba 20, 21 também tem uma saída recirculante 25 que é acoplada ao tubo de entrada 22, 31 em paralelo à saída principal e à válvula de retenção 23. A saída recirculante 25 se conduz a uma válvula compensadora de pressão 26 que se abre quando a pressão do combustível fica superior a 165,47 kPa (24 psig). A válvula 26 compreende um elemento carregado a mola que se encaixa em um assento de válvula e se abre contra a força elástica quando a

pressão é superior a 165,47 kPa (24 psig). Sendo assim, o ponto de pressão no qual a válvula de abre pode ser regulado por meio do ajuste do grau de compressão da mola. A válvula 26 fixada à segunda bomba 20 se abre para o tanque de combustível, mas a válvula 26 fixada à primeira bomba (de remoção de água) 21 se conduz a um tubo de recirculação 30, que recircula o refluxo para o tubo de entrada 31.

Os tanques são operados em sequência como se segue.

1. O tanque central é somente usado quando o vôo for mais demorado que cerca de 2 horas. Se não for usado, o tanque fica vazio e a bomba 12 não é ligada, uma vez que todo o combustível é suprido a partir dos tanques das asas.

2. Quando as turbinas são ligadas antes da decolagem, a bomba do tanque central 12 e as bombas dos tanques das asas 20, 21 ficam em funcionamento. A pressão do suprimento de combustível da bomba do tanque central 12 é de cerca de 275,79 kPa (40 psig), o que faz com que as válvulas de escape 26 automaticamente se abram por completo a fim de "descalibrar" as bombas dos tanques de asa 20, 21. Isto é, com a bomba do tanque central operacional, as válvulas de escape 26 se abrem e fluem a partir do tanque central que tem precedência sobre o fluxo dos tanques das asas, uma vez que as bombas de asa 20, 21 simplesmente recirculam o combustível. As válvulas de retenção 23 impedem qualquer o fluxo de qualquer combustível de maior pressão do tanque central para os tanques de asa.

3. Ao decolar, a bomba de tanque central 12 é desligada, a válvula de escape 26 sobre a primeira bomba 21 se fecha automaticamente em resposta à queda de pressão, e todo o combustível é suprido a partir do tanque de asa. Duas bombas de 20, 21 são providas no tanque de asa para fins de redundância. Ou seja, se uma das bombas não funcionar, em seguida, a outra bomba por si só será capaz de bombear combustível à proporção requerida durante a decolagem e subida. Pouco tempo após a decolagem, a bomba do tanque central 12 é ligada e a válvula de escape 26 sobre a primeira bomba se abre novamente de modo a permitir uma total recirculação

no tanque de asa de modo que as turbinas sejam abastecidas exclusivamente a partir do tanque central. Quando o tanque central se encontra vazio, a pressão no tubo de combustível 15 cai, fazendo com que a válvula de escape 26 se feche outra vez automaticamente. O abastecimento de combustível  
5 então continua a partir do tanque de asa, e a bomba do tanque central 12 é desligada novamente.

Um problema com a bomba recirculante 20 é que qualquer água alimentada para a bomba será atomizada e redistribuída para o tanque de asa 11, criando "neve" ou causando formação de gelo no tanque nas baixas  
10 temperaturas observadas na altitude. Quando a aeronave se encontra em uma altitude de cruzeiro, a temperatura externa é muito baixa e a temperatura do tanque se esfriará a menos que o ponto de congelamento da água em aproximadamente 30 minutos. Depois que a água se congela, não é possível remover a mesma do tanque até que a aeronave se descongele.

15 O tubo de remoção de água 32 mostrado na figura 2 recolhe a água do reservatório de óleo do tanque de asa 11 e injeta a mesma para o tubo de entrada 31 da bomba 21. Um duto de recirculação 30 impede que esta água recircule para o tanque de asa 11, e potencialmente provoca os problemas de "neve" ou formação de gelo, descritos acima.

20 O sistema de remoção de água é mostrado em detalhes na figura 3. O tubo de entrada 31 tem uma entrada de combustível 36 (incorporando um filtro) no corpo do tanque de combustível, e uma bomba de jato que compreende um venturi 33 que se estende ao redor da circunferência do tubo de entrada da bomba. O venturi 33 é posicionado a montante da junção  
25 do conector em Y 34 onde o tubo de recirculação 30 encontra o tubo de entrada 31. O tubo de remoção de água 32 tem uma entrada de água 35 no reservatório de óleo do tanque de combustível, e um orifício de saída na garganta do venturi 33. A baixa pressão na garganta do venturi 33 suga a água de entrada de água 35 para o tubo de entrada da bomba 31 e injeta a  
30 mesma para um fluxo principal. Ao injetar a água para o tubo de entrada da bomba 31 em uma junção (ou seja, na saída da garganta do venturi 33) a jusante da entrada de combustível 36, o sistema garante que a água seja

liberada diretamente para a bomba 21.

O uso do efeito Venturi garante que a água seja liberada a uma taxa proporcional ao fluxo de combustível através do tubo de entrada da bomba. O Venturi 33 é concebido apenas para sugar uma quantidade significativa de água nos altos fluxos durante a decolagem e subida. Como um resultado, a concentração da água é automaticamente limitada a um nível aceitável para a turbina.

O tubo de recirculação 30 impede que qualquer água que foi aspirada seja distribuída de volta para o tanque 11. Uma vez que a junção 34 fica a jusante do venturi 33, o tubo de recirculação 30 também limita o fluxo através do venturi 33 para o fluxo da bomba que sai do tanque de asa. Durante a decolagem e subida, este será predominantemente um fluxo de turbina.

O sistema de remoção de água mostrado nas figuras 3 é totalmente automático e alimentado pela ação hidráulica do combustível no tubo de entrada 31. Como um resultado, não há necessidade de se rotear energia elétrica ou tubos de dados do tanque de combustível para o sistema de remoção de água.

As desvantagens do sistema da figura 3 são:

- o desempenho da primeira bomba 21 pode ser reduzido em comparação ao da segunda bomba 20;
- o desempenho da válvula de sequência 26 sobre a bomba 21 pode ser reduzido em comparação ao da válvula de sequência 26 sobre a bomba 20;
- o tubo de recirculação 30 pode ser de um tamanho e complexidade tais que um ajuste se torne difícil.

O sistema de combustível mostrado nas figuras 4 a 6 resolve estes problemas. O sistema de combustível mostrado nas figuras 4 a 6 é semelhante ao mostrado na figura 2, e suas características semelhantes recebem os mesmos numerais de referência. No sistema das figuras 4 a 6, o tubo de recirculação 30 é omitido, e a válvula de sequência 26' sobre a primeira bomba 21 recircula o combustível para o tanque (similar à válvula de

sequência 26 sobre a segunda bomba 20). O sistema de remoção de água emprega um par de tubos de remoção 32a, 32b, que são posicionados lado a lado na garganta da bomba de jato venturi 33, conforme mostrado na figura 5.

5                   A água tende a se alojar na região mais baixa, na parte inferior 43 do tanque de asa, e esta região muda em função da orientação da aeronave. A região mais baixa, quando a aeronave está no solo, é indicada com o numeral 42 na figura 6. No exemplo da figura 6, a parte inferior do tanque de asa é curvada de modo que a região 42 fique na direção do centro do

10 tanque de asa. Na decolagem, a aeronave arremete para cima em um ângulo agudo de modo que o lençol de água se movimenta para uma região diferente indicada no numeral 41 na figura 6, a qual se desloca para a parte de trás do tanque de água com relação à direção de deslocamento do avião. Durante a subida, o ângulo fica menos acentuado, e o lençol de água se

15 movimenta para a região 40, também deslocada para a parte de trás do tanque de asa com relação ao sentido da viagem da aeronave, mas por em uma menor extensão que na região 41. A entrada 35 do tubo de remoção 32a fica posicionada adjacente à região 40, e a entrada 35b do tubo de remoção 32b fica posicionada adjacente à região 41. Isso garante que a água

20 só seja coletada durante a decolagem e subida, quando a válvula de sequência 26' se encontra fechada. Quando a aeronave está no solo, a válvula de sequência 26' se abre (uma vez que a bomba de tanque central libera combinação de maior pressão), mas nenhuma água será coletada e recirculado no tanque. Isto se dá porque não existe nenhuma entrada de remoção

25 adjacente à região 42 onde a água tende a se juntar quando a aeronave está no solo.

O ajuste de pressão da válvula de sequência 26' fixada à bomba de remoção de água 21 é fixado acima do da válvula de sequência 26 sobre a bomba 20. Isso garante que apenas a bomba 21 libere combustível durante

30 a decolagem e subida, a menos que a bomba falhe, em cujo caso a bomba 20 assumirá. As válvulas de sequência 26 do sistema da figura 2 também têm esse ajuste de pressão diferencial.

Ao liberar combustível durante a decolagem e subida a partir apenas da bomba de remoção de água 21, a quantidade de água liberada para a turbina é maximizada. Isto porque a maior parte (entre 70 % e 95 %) do fluxo coletado pela bomba 21 será liberada para a turbina, e somente  
5 uma pequena quantidade (entre 5 % e 30 %) será recirculada no tanque. Em contrapartida, quando ambas as válvulas de sequência 26,26' são abertas durante a decolagem e subida, neste caso, uma quantidade menor (entre 35 % e 46 %) do fluxo coletado pela bomba 21 será liberada para a turbina, e o restante (entre 54 % e 65 %) será recirculado no tanque.

10 Uma variante de interface de bomba de jato entre os tubos de remoção de água e o tubo de entrada da bomba é mostrada na figura 6. Neste caso, as paredes do tubo de entrada da bomba 31 são paralelas (ou seja, não há Venturi) e os tubos de remoção 32a, 32b se alimentam para um tubo de indução 50 que atravessa a parede do tubo de entrada da bomba 31  
15 e se curva em um ângulo 90° na direção do fluxo. O tubo de indução 50 cria um estrangulamento no tubo 31, o que resulta em uma menor pressão na saída do tubo 50. Esta pressão reduzida arrasta a água a partir do tubo de indução 50 para o centro do tubo 31 em função do efeito Venturi.

O tanque central 10 pode ter um sistema de remoção de água  
20 (não-mostrado) do tipo descrito na Patente U.S. Nº 4809934 ou do tipo acima descrito, com referência às figuras 4 a 6 (mas sem a saída de recirculação).

O sistema de combustível apresentado na figura 7 é semelhante ao mostrado nas figuras 2 e 4, e suas características similares recebem os  
25 mesmos numerais de referência. Observa-se que a figura 7 vem a ser uma vista em planta com a direção X (isto é, a direção de viagem) da aeronave apontando verticalmente para baixo, em contraste com a figura 6, que é uma vista lateral com a direção X (não-mostrada) apontando horizontalmente para a esquerda.

30 No caso da figura 7, um sistema de remoção de combustível para o tanque central 10 é mostrado. O sistema de remoção de combustível compreende um conjunto de três entradas de remoção ligadas a uma bomba

de jato 61. O fluxo motriz para a bomba de jato 61 é provido por um tubo 60 que se ramifica para fora a partir do tubo de combustível 15 e alimenta o combustível de volta para o tubo de entrada 13.

Os tubos de saída 24 a partir das bombas 20, 21 são acoplados um ao outro, em paralelo a uma junção 68 a montante da junção 69 com o tubo de combustível principal.

A região mais baixa, quando a aeronave se encontra no solo, é indicada com o numeral 64 na figura 7. Na decolagem e subida, a aeronave arremete para cima em um ângulo agudo de modo que o lençol de água se movimente para trás para uma região diferente 65 deslocada para a parte de trás do tanque de água 11 com relação à direção da locomoção X da aeronave. Isso garante que a água só seja coletada durante a decolagem e subida, quando a válvula de sequência 26' se encontra fechada. Quando a aeronave está no solo, a válvula de sequência 26' fica aberta, mas sem que nenhuma água seja coletada e recirculada no tanque. Isto se dá porque não existe nenhuma entrada de remoção adjacente à região 64 onde a água tende a se juntar quando a aeronave está no solo.

Em contrapartida às modalidades das figuras 2 e 4, nas quais a bomba de jato é formada no tubo de entrada da bomba 31, uma bomba de jato separada 70 é usada com o seu fluxo motor sendo provido por um tubo recirculante 66 que recircula o combustível de volta para o tubo de entrada 31. Isto significa que nenhuma construção se faz necessária no tubo de entrada de combustível 31.

A saída 74 do tubo de recirculação tubo 66 vem a ser o tanque de combustível a montante da entrada de combustível 72, mas fica suficientemente adjacente à entrada de combustível 72 (e orientada para a entrada de combustível 72) de modo a que a maior parte do fluxo a partir do tubo recirculante 66 seja coletada pela entrada de combustível 72. De maneira alternativa, a saída do tubo recirculante 66 pode ser no tubo de entrada 31 a jusante da entrada de combustível 72.

Um tubo 73 alimenta combustível a partir de ambas as bombas 20, 21 para um tanque de asa externo, a fim de prover um fluxo motor para

os tubos de remoção de combustível (não-mostrados).

Um tubo de alimentação por gravidade 74 alimenta combustível para a turbina pela ação da gravidade no caso de ambas as bombas 20 e 21 falharem.

5                    Nas modalidades descritas acima, as bombas 20, 21 são idênticas e têm a mesma pressão de saída. A primeira bomba 21 é configurada para bombear combustível para a turbina em uma proporção maior do que a segunda bomba 20 por meio do ajuste da válvula de sequência a uma pressão maior. Em uma outra modalidade da presente invenção, as válvulas de  
10 sequência 26, 26' podem ser completamente omitidas, e a primeira bomba 21, neste caso, é uma bomba maior com uma pressão de saída maior do que a segunda bomba 20. Esta diferença de pressão de saída tem um efeito semelhante ao das válvulas de sequência diferentemente reguladas: isto é, garante que pouco ou nenhum combustível seja alimentado para a turbina  
15 pela segunda bomba 20, a menos que a primeira bomba 21 falhe.

Embora a presente invenção tenha sido descrita acima com referência a uma ou mais modalidades preferidas, será apreciado que várias alterações ou modificações podem ser feitas sem se afastar do âmbito de aplicação da presente invenção, tal como definido nas reivindicações em  
20 apenso.

## REIVINDICAÇÕES

1. Bombeamento de combustível e sistema de remoção de água compreendendo:

5 - uma primeira e segunda bombas de combustível, cada qual disposta de modo a coletar combustível do mesmo tanque de combustível e bombear o mesmo para uma turbina; e

10 - um tubo de remoção de água que acopla a entrada de água no tanque de combustível à primeira bomba, sendo que a primeira bomba é disposta de modo a bombear combustível para a turbina em uma proporção maior do que a segunda bomba, a menos que a primeira bomba falhe.

15 2. Sistema de acordo com a reivindicação 1, compreendendo ainda um tubo de entrada da bomba que acopla uma entrada de combustível à primeira bomba, sendo que o tubo de remoção de água acopla a entrada de água ao tubo de entrada da bomba através de uma junção a jusante da entrada de combustível.

20 3. Sistema de acordo com a reivindicação 2, no qual o tubo de entrada da bomba tem um estrangulamento, e a junção se localiza adjacente ao estrangulamento, por meio de que a ação hidráulica do combustível no tubo de entrada da bomba arrasta água a partir da remoção da água para o tubo de entrada da bomba por meio de um efeito Venturi.

4. Sistema de acordo com a reivindicação 3, no qual a junção compreende uma abertura no estrangulamento do tubo de entrada da bomba.

25 5. Sistema de acordo com a reivindicação 3 ou 4, no qual o estrangulamento do tubo de entrada da bomba se estende ao redor da circunferência do tubo de entrada da bomba.

6. Sistema de acordo com qualquer uma das reivindicações 2 a 5, no qual o tubo de remoção de água passa por uma parede do tubo de entrada da bomba.

30 7. Sistema de acordo com a reivindicação 1, compreendendo ainda:

- um tubo de entrada da bomba que acopla uma entrada de

combustível à entrada da bomba da primeira bomba, sendo que o tubo de remoção de água tem uma saída no tanque de combustível, que fica adjacente à entrada de combustível e orientada para a entrada de combustível.

5 8. Sistema de acordo com qualquer reivindicação precedente, no qual a primeira bomba de combustível compreende ainda uma saída recirculante, e o sistema compreende ainda um tubo recirculante que acopla a saída recirculante à entrada da bomba.

10 9. Sistema de acordo com qualquer reivindicação precedente, no qual a primeira bomba de combustível compreende ainda uma saída recirculante com uma válvula que se fecha a uma primeira pressão, e no qual a segunda bomba de combustível compreende ainda uma saída recirculante com uma válvula que se fecha a uma segunda pressão que é inferior à primeira pressão.

15 10. Sistema de acordo com qualquer reivindicação precedente, no qual as bombas têm respectivos tubos de saída que são acoplados em paralelo um ao outro, e a primeira bomba de combustível tem uma pressão de saída maior do que a segunda bomba de combustível.

11. Sistema de acordo com qualquer reivindicação precedente, no qual a turbina é uma turbina de avião.

20 12. Sistema de acordo com a reivindicação 11, no qual o tubo de remoção de água é disposto de modo a recolher a água de uma ou mais entradas de água, o tanque de combustível tem uma região no fundo do tanque onde a água se aloja durante a decolagem ou subida, e pelo menos uma das entradas de água se localiza adjacente à região de modo a coletar  
25 água durante a decolagem ou subida.

13. Método de remoção de água de um tanque de combustível utilizando o sistema de acordo com qualquer reivindicação precedente, o método compreendendo as etapas de:

30 - alimentar água para a primeira bomba com o tubo de remoção de água;

- bombear combustível para a turbina com a primeira bomba a uma proporção maior que a segunda bomba; e

- bombear combustível para a turbina com a segunda bomba a uma proporção maior que a primeira bomba no caso de falha da primeira bomba.

5 14. Método de remoção de água de um tanque de combustível de aeronave, o método compreendendo as etapas de:

- coletar a água de um reservatório de água no fundo do tanque de combustível durante uma decolagem ou subida, e

- alimentar a água para uma turbina da aeronave.

10 15. Sistema de remoção de água instalado no tanque de combustível de uma aeronave e dispostos de modo a recolher a água de uma ou mais entradas de água e alimentar a mesma para uma turbina da aeronave, o tanque de combustível tendo uma primeira região no fundo do tanque onde a água se aloja durante a decolagem ou subida, sendo que pelo menos uma das entradas de água se localiza adjacente à primeira região de modo a co-  
15 letar água durante uma decolagem ou subida.

16. Sistema de acordo com a reivindicação 15, no qual a primeira região é deslocada para a parte de trás do tanque de combustível com relação à direção de deslocamento da aeronave.

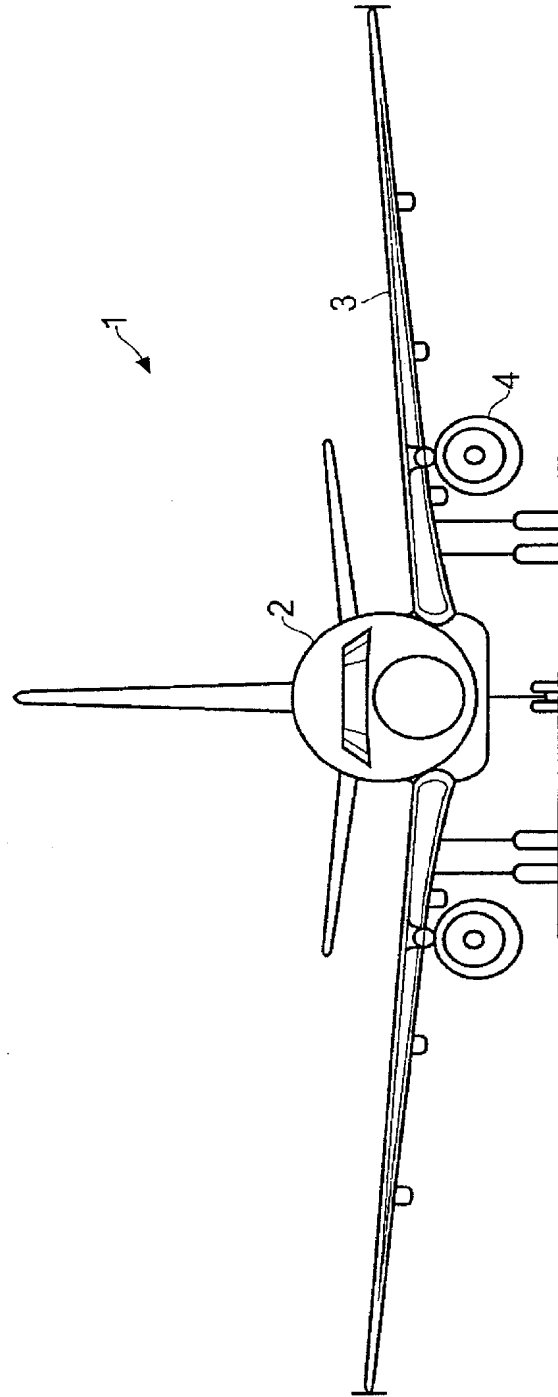


FIG. 1

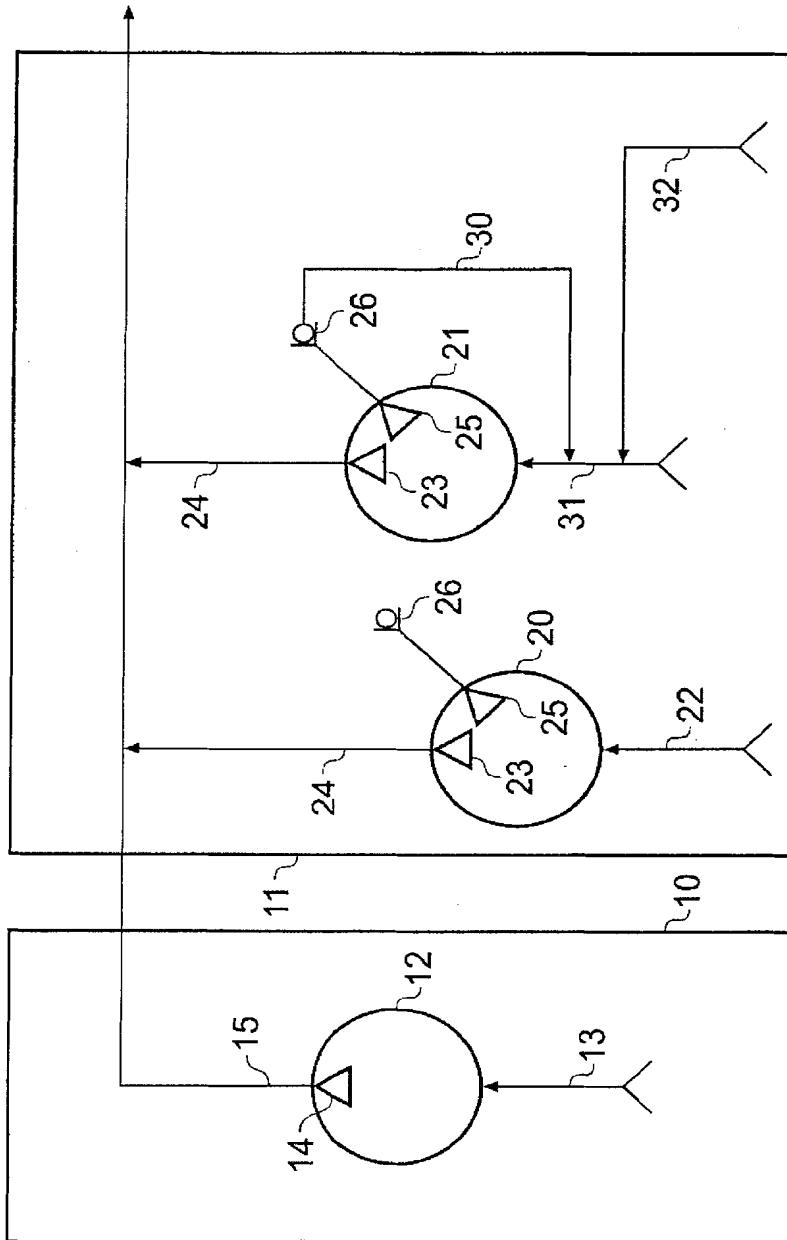


FIG. 2

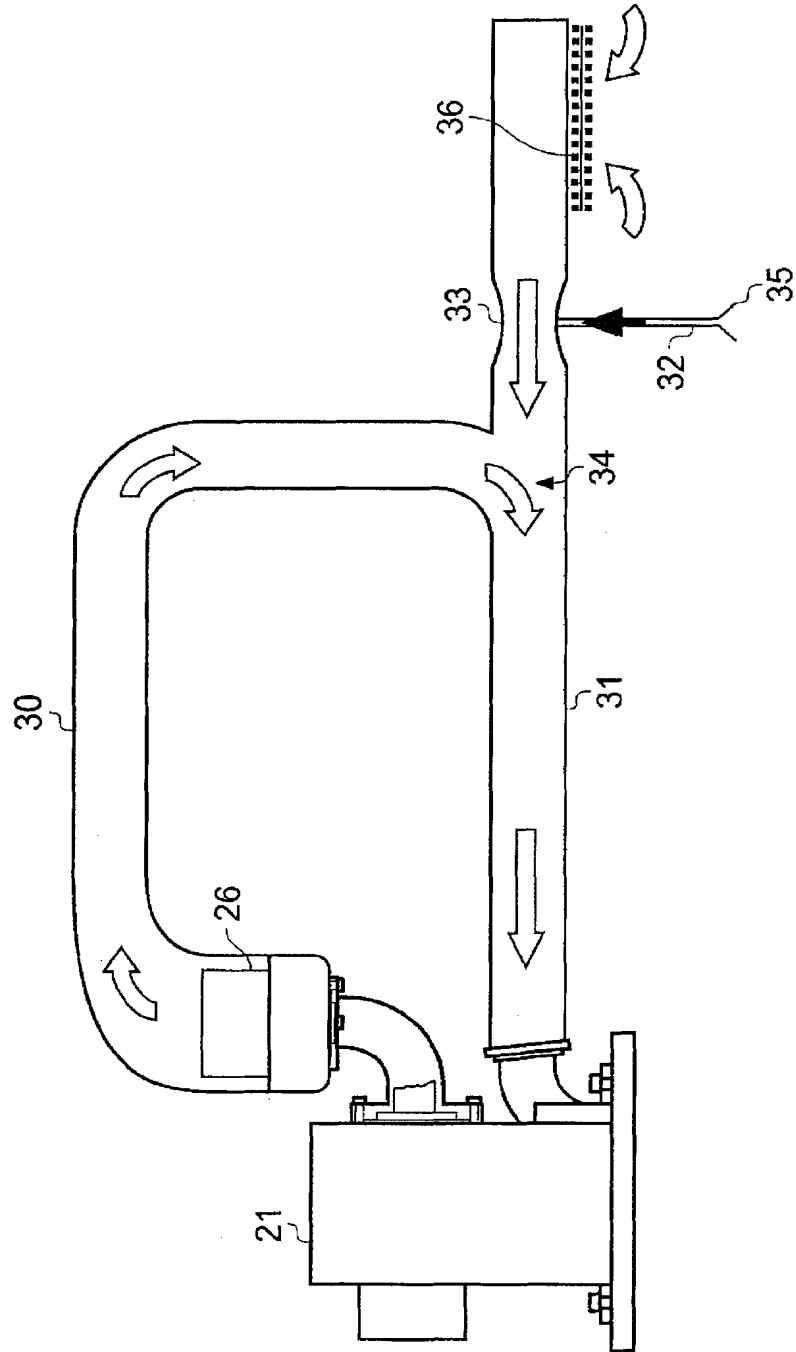


FIG. 3

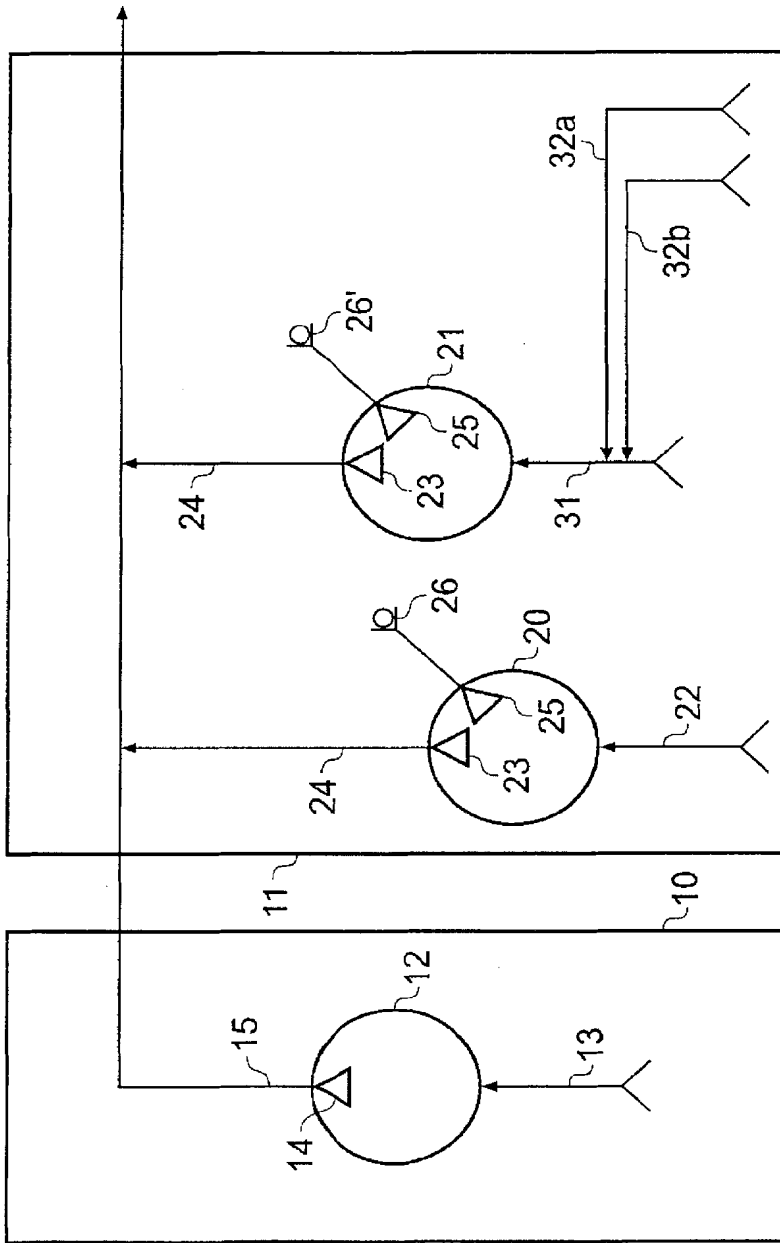
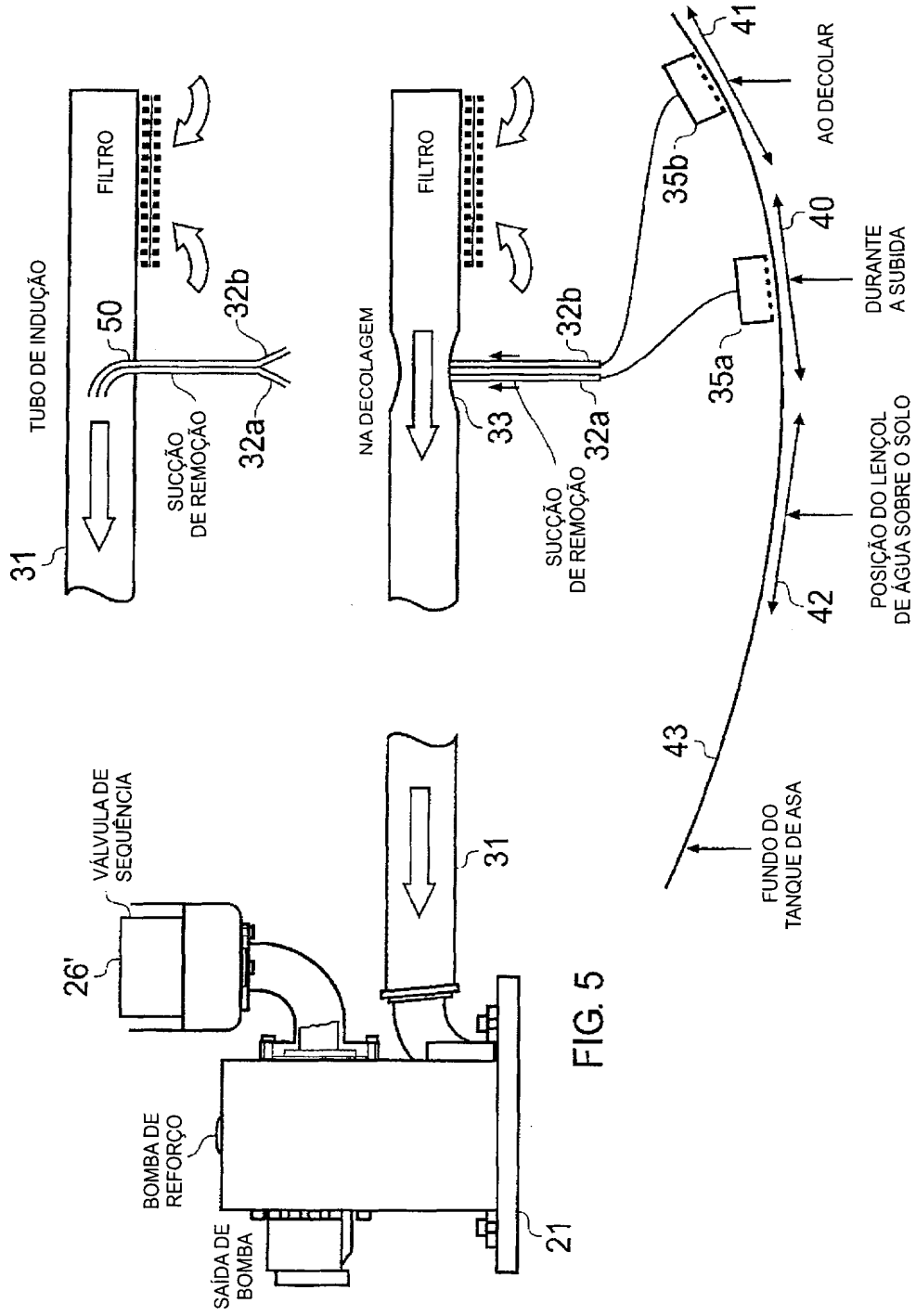


FIG. 4





## RESUMO

Patente de Invenção: "**SISTEMA DE REMOÇÃO DE ÁGUA**".

A presente invenção refere-se a um bombeamento de combustível e sistema de remoção de água para o bombeamento do combustível de um tanque de combustível para uma turbina, o sistema compreendendo:

5 uma primeira e segunda bombas de combustível (20, 21), cada qual tendo uma entrada da bomba (22, 31) para a coleta de combustível a partir do tanque de combustível; e um tubo de remoção de água (32) que acopla a entrada de água à entrada da bomba (31) da primeira bomba (21). A primeira

10 bomba (21) é configurada de modo a bombear combustível para a turbina a uma proporção maior do que a segunda bomba, a menos que a primeira bomba falhe. Um método de remoção de água do tanque de combustível de uma aeronave, o método compreendendo a coleta da água de um lençol de água no fundo do tanque de combustível durante a decolagem ou subida, e

15 a alimentação da água para uma turbina da aeronave.