



República Federativa do Brasil
Ministério da Economia
Instituto Nacional da Propriedade Industrial

(11) PI 0800191-0 B1



(22) Data do Depósito: 20/02/2008

(45) Data de Concessão: 08/01/2019

(54) Título: MÉTODO PARA GERIR UM CONTROLE DE DIREÇÃO DE UM TREM DE ATERRAGEM DE AERONAVE

(51) Int.Cl.: G05D 1/02; B64C 25/04.

(30) Prioridade Unionista: 27/02/2007 FR 07 01410.

(73) Titular(es): MESSIER-BUGATTI-DOWTY.

(72) Inventor(es): DAVID FRANK.

(57) Resumo: MÉTODO PARA GERIR UM CONTROLE DE DIREÇÃO DE UM TREM DE ATERRAGEM DE AERONAVE. A invenção refere-se um método para gerir um controle de direção de um trem de aterragem de aeronave provido de pelo menos uma roda direcionável por meio do controle de direção, compreendendo as seguintes etapas: - monitorar um ou vários parâmetro(s) de rolagem (51; 54, 64, 59, 61) da aeronave para determinar se dita aeronave entra em uma situação de reboque; - ajustar o controle de direção em um modo de direção livre da roda direcionável, se a aeronave entrar na situação de reboque; - ativar o controle de direção de modo que da roda direcionável tenha uma direção angular controlada por meio do controle de direção se a aeronave deixar dita situação de reboque.

“MÉTODO PARA GERIR UM CONTROLE DE DIREÇÃO DE UM TREM DE ATERRAGEM DE AERONAVE”

A invenção refere-se um método para gerir o controle de direção de roda de uma aeronave.

5 ANTECEDENTES DA INVENÇÃO

Em aeroportos, aeronaves são freqüentemente rebocadas por tratores, mais particularmente na vizinhança de terminais de vôo. Para esta finalidade, é conhecido conectar uma aeronave a um trator usando uma barra fixada em um ponto de fixação posicionado no trem de aterragem auxiliar da aeronave, mais precisamente na parte inferior do último, que suporta uma barra ou rodas. O reboque da aeronave usando um trator especialmente adaptado para rebocar a aeronave diretamente por meio das rodas do trem de aterragem auxiliar é também conhecido. Para permitir que a parte inferior do trem de aterragem seja direcionável para seguir os movimentos impostos pelo trator, é importante desacoplar tal parte inferior do restante da aeronave em rotação.

Um tal desacoplamento pode ser obtido pelo desacoplamento dos braços do sistema de ligação de torque que conecta a parte inferior com o elemento de direção de roda, cuja função consiste em dirigir uma barra ou rodas em resposta a um comando de direção dado pelo piloto. Tal método tem a desvantagem de requerer a intervenção de um operador em terra tão próximo ao trem de aterragem auxiliar quanto possível, o que pode ser perigoso o se o piloto indevidamente ativar o elemento de direção. Além disto, é algumas vezes difícil conectar os braços do sistema de ligação de torque uns com os outros, quando o reboque é completado. Em adição, o operador no solo pode esquecer de conectar os braços do sistema de ligação de torque ao completar o reboque.

Tal desacoplamento pode também ser obtido pelo desativamento do controle de direção, ou seja, por colocar o controle de

direção em um modo de direção livre, em que o elemento de direção se torna passivo e deixa a rotação da parte inferior do trem de aterragem livre, o que evita a separação dos braços do sistema de ligação de torque. Neste último caso, o trem de aterragem auxiliar é geralmente equipado com uma alavanca de neutralização que é ativada por um operador no solo para colocar o controle de direção em um modo de direção livre. Então, novamente, o operador tem que chegar tão próximo ao trem de aterragem auxiliar quanto possível para ativar a alavanca de neutralização. Além disto, uma alavanca é suportada por um elemento de neutralização posicionado sobre o trem de aterragem auxiliar, em uma área descoberta expostas às más condições do tempo e a vibrações, o que pode conduzir a um mal funcionamento da alavanca ou do dispositivo de contração associado. Então, o reboque pode ser realizado quando o controle de direção não foi colocado no modo de direção livre, de modo que o controle de direção não neutralizado tenta se opor a qualquer direção da barra causada por meio do trator rebocando a aeronave para manter as rodas na direção solicitada por meio do controle de direção, o que pode conduzir à deterioração da barra de reboque e de seu gancho sobre o trem de aterragem auxiliar, e, em qualquer caso, a uma fadiga sem uso do elemento de direção. Além disto, o operador pode simplesmente esquecer de ativar o elemento de neutralização, o que pode resultar nas mesmas desvantagens.

Para remediar estas desvantagens, foi ensinado posicionar a alavanca de neutralização sob uma cobertura, ou seja, diretamente na cabina da aeronave. Assim, o próprio piloto ativa a alavanca de neutralização para colocar o elemento de direção no modo de direção livre com vistas a permitir o reboque da aeronave. Todavia, o piloto pode também se esquecer de ativar a alavanca de neutralização, o que pode resultar nas mesmas desvantagens. Além disto, quando o piloto não está na aeronave, um segundo operador tem que assumir os controles para ativar a alavanca, o que não é prático.

OBJETIVO DA INVENÇÃO

A invenção tem como objetivo oferecer uma outra solução, que torna possível evitar as desvantagens acima mencionadas.

BREVE DESCRIÇÃO DA INVENÇÃO

5 Para atingir este objetivo, a invenção provê um método para gerir o controle de direção de pelo menos uma roda direcionável de um trem de aterragem de aeronave consistindo em:

- monitorar pelo menos um parâmetro de rolagem de aeronave para determinar se a aeronave entra em uma situação de reboque ou deixa
10 uma situação de reboque,

- colocar automaticamente o controle de direção em um modo de direção livre se a aeronave entrar em dita situação de reboque;

- reativar automaticamente o controle de direção se a aeronave deixar dita situação de reboque.

15 Assim, o controle de direção é automaticamente colocado no modo de direção livre quando uma situação de reboque é identificada, de modo que se um reboque está sendo realizado, ele pode ser executado sem o risco de danificar o controle de direção. O controle é então automaticamente reativado tão logo a aeronave deixa a situação de reboque, de modo que o
20 piloto tem certeza de que tem acesso ao controle de direção durante um taxiamento da aeronave.

O método, assim, torna possível eliminar a alavanca e todas as desvantagens conectadas com a utilização de tal alavanca: falta de confiabilidade, possível supervisão pelo operador... Tal método torna ainda
25 possível evitar qualquer intervenção pelo operador sobre o trem de aterragem propriamente dito que não o enganchamento possível da barra de reboque que é uma garantia de segurança.

De acordo com uma primeira forma de concretização, a situação de reboque corresponde a uma situação de reboque potencial em que

é provável que a aeronave seja rebocada. Preferivelmente, tal situação corresponde à detecção do seguinte evento: a aeronave parou por algum tempo e o controle de frenagem não foi ativado por algum tempo.

De acordo com um aspecto particular da invenção, o controle de direção é ativado novamente em resposta à detecção de um evento sinalizando o final da situação de reboque, e preferivelmente na ocorrência de pelo menos um dos seguintes eventos:

- o empuxe de motor excede um predeterminado limiar;
- a velocidade de rolagem da aeronave excede um predeterminado limiar;
- a velocidade angular de direção controlada excede um predeterminado limiar;
- o controle de frenagem é ativado.

Assim, o controle de direção é automaticamente ativado novamente tão logo um evento sinalizando o final de uma situação de reboque seja detectado, de modo que o piloto tem certeza que tem a autoridade sobre o controle de direção.

BREVE DESCRIÇÃO DOS DESENHOS

A invenção será entendida quando da leitura da descrição abaixo e com referência às figuras dos desenhos anexos, dentre as quais:

- a figura 1 é uma vista de um trem de aterragem auxiliar no qual uma barra de reboque foi fixada;
- a figura 2 é um diagrama hidráulico de um controle hidráulico de direção equipando o trem de aterragem da figura 1;
- a figura 3 é um diagrama de uma lógica para a passagem do controle de direção para o modo de direção livre, de acordo com uma primeira forma de concretização do método da invenção;
- a figura 4 é uma outra variação da lógica da figura 3;
- a figura 5 é o diagrama da lógica para a passagem do controle

de direção to um modo de direção livre de acordo com uma segunda forma de concretização do método da invenção.

DESCRIÇÃO DETALHADA DA INVENÇÃO

Com referência à figura 1, um trem de aterragem auxiliar de aeronave inclui uma caixa 1 que é diretamente conectada com a estrutura de aeronave e em que uma barra 2 é montada para deslizar em uma maneira telescópica e constitui um amortecedor com a caixa. A barra 2 porta, em sua parte inferior, duas rodas 3. A caixa 1 inclui um elemento de direção 4 incluindo um colar 5 que é montado para girar ao redor da caixa 1 e ativado por meio de elevadores de direção 6. O colar 5 é conectado com a barra 2 por meio do sistema de ligação de torque 7 compreendendo dois braços articulados, de modo que a angular posição da barra 2 é determinada pela posição angular do colar 5. Para direcionar as rodas 3, é suficiente controlar os elevadores de direção 6 para girar o colar 5, que aciona a barra 2 em rotação por meio do sistema de ligação de torque 7. Para controlar os elevadores de direção 6, a aeronave é provida com um circuito hidráulico de suprimento de elevador, ilustrado na figura 2 que, em resposta à instrução do piloto, seletivamente supre os elevadores de direção 6 para girar o colar 5 e assim para direcionar as rodas 3.

O circuito hidráulico inclui um bloco de conexão hidráulica 10 simbolicamente ilustrado em linhas tracejadas, que é conectado com a linha de pressão e com uma linha de retorno do circuito hidráulico da aeronave através de uma válvula 11 controlada por meio de um computador 50. O bloco de conexão hidráulica 10 inclui quatro portas de saída, acopladas duas a duas, a fim de seletivamente suprir as quatro câmaras dos dois elevadores de direção 6 através de válvulas rotativas 12. O bloco de conexão hidráulica 10 inclui uma servo-válvula 13 que é controlada por meio do computador 50 para distribuir a pressão para os elevadores de direção 6 em resposta à instrução de direção do piloto. Duas portas de saída, dentre as saídas do bloco de conexão

hidráulica 10, são associadas com uma segunda saída 15 da servo-válvula 13.

O bloco de conexão hidráulica 10 inclui válvulas de curto-circuito 16 para curto-circuitar as saídas 14, 15 quando o bloco de conexão hidráulica 10 não é alimentado (o que significa quando válvula 11 está na posição de retorno). A posição de curto-circuito torna possível, durante uma direção formada das rodas, por exemplo durante uma operação de reboque, transferir o fluido hidráulico das câmaras de elevadores 6, cujo volume diminui, em direção às câmaras de elevadores 6, cujo volume aumenta. A diferença em volume é absorvida por um acumulador 17 conectado com um ponto central entre válvulas de curto-circuito 16.

As válvulas de curto-circuito 16 são hidraulicamente conectadas (ver a linha 20 em pequenos pontos) para ser fechadas quando o bloco de conexão hidráulica 10 é pressurizado, de modo que ambas saídas 14, 15 são então isoladas. Para compensar a diferença no volume de fluido hidráulico, é provido suprir qualquer uma das saídas 14, 15 por meio do acumulador 16 através de válvulas de retenção 18. Além disto, válvulas de alívio de pressão 19 tornam possível enviar para o acumulador 17 um sobrefluxo de fluido hidráulico dos elevadores 6 através de qualquer uma das saídas 14, 15.

Para manter o acumulador 17 sob pressão e prevenir que ele se esvazie para o circuito de retorno, o bloco de conexão hidráulica inclui uma válvula calibrada 15, posicionada na linha de retorno do bloco de conexão hidráulica 10. Esta válvula calibrada 15 ainda torna possível manter a instalação do bloco de conexão hidráulica 10 e dos elevadores 6 na pressão de calibração, a qual está acima da pressão de retorno, que evita qualquer cavitação na conexão de bloco 10 e nos elevadores 6. Quando o bloco de conexão hidráulica 10 está sob pressão, uma linha de suprimento 21 torna possível, através de um restritor 22, encher o acumulador 17 no caso em que o último está parcialmente vazio.

Tudo isto é bem conhecido e é lembrado para fornecer o contexto da invenção.

A invenção tem como objetivo colocar o controle de direção em um modo de direção livre em resposta à detecção pelo computador 50 de uma situação de reboque em que a aeronave é rebocada ou é provável que esteja sendo rebocada, e para reativar o controle de direção quando a aeronave deixa a situação de reboque ou não está nesta situação. Uma tal situação é detectada pela monitoração de um ou vários parâmetro(s) de rolagem (na prática, sinais que podem ser combinados de acordo com uma lógica predeterminada), tal como uma velocidade de aeronave, uma instrução de frenagem, a velocidade angular de direção de roda,...

Na verdade, neste caso, a direção livre pode ser obtida por meio de pelo menos um dos dois seguintes meios:

- o computador 50 fornece uma instrução para a válvula 11 para colocá-la na posição de retorno. O bloco de conexão hidráulica 10 não é mais submetido à pressão da aeronave e as válvulas de curto-circuito 16 são colocadas em uma posição de curto-circuito. Quando a aeronave é rebocada, o que pode conduzir a uma rotação forçada do colar 5, uma transferência de fluido entre as câmaras de elevador 6, cujo volume é reduzido, e as câmaras de elevadores 6, cujo volume aumenta, ocorre através das válvulas de curto-circuito 16, e a diferença em volume sendo armazenada ou fornecida pelo acumulador 17. Isto deve ser referido doravante como retorno do bloco e conexão hidráulica de direção.

- ou o computador 50 fornece uma instrução para a servo-válvula 13 de modo que permanece na posição neutra seja qualquer que for a instrução de direção do piloto. A válvula 11 permanece na posição de pressurização, de modo que o bloco de conexão hidráulica 10 é ainda suprido e as válvulas de curto-circuito 16 permanecem fechadas. Todavia, quando a aeronave é rebocada, o que pode conduzir a uma rotação forçada do colar 5,

uma transferência de fluido entre as câmaras de elevador 6, cujo volume é reduzido e as câmaras de elevador 6, cujo volume aumenta, ocorre através das válvulas de retenção 18 e das válvulas de alívio de pressão 19, a diferença em pressão sendo armazenada ou fornecida por meio do acumulador 17. De acordo com uma provisão particular, se a servo-válvula é do tipo de ancoragem, as transferências de fluidos têm lugar parcialmente pelo menos através dos orifícios existentes entre o cursor da servo-válvula e sua luva, quando o cursor é mantido na posição neutra, o que previne uma elevação de pressão no bloco de conexão hidráulica e na operação das válvulas de alívio de pressão 19. A neutralização da servo-válvula, assim, permite a direção livre das rodas 3. Estes meios serão chamados daqui por diante como neutralização das servo-válvulas.

Opcionalmente, ambos meios podem ser usados simultaneamente.

De acordo com uma primeira forma de concretização do método da invenção ilustrada na figura 3, o computador 50 monitora um sinal de parada de aeronave 51, o qual é 1, se a aeronave está parada (ou taxiando a uma velocidade residual muito baixa), e 0 se a aeronave está se movimentando. O sinal de parada 51 é enviado para um confirmador de borda de elevação 52 cuja saída se altera para 1, quando o sinal de parada 51 permaneceu 1 por um certo tempo T1, da ordem de poucos segundos. A saída do confirmador de borda de elevação 52 é enviada para uma primeira porta E 53.

Além disto, o computador monitora um sinal de frenagem controlado 54, por exemplo, a pressão do piloto sobre a barra do leme de direção ou qualquer outra instrução de frenagem a partir de, por exemplo, o computador de frenagem da aeronave. O sinal de frenagem 54 é 1, se o controle de frenagem for ativado. O sinal de frenagem 54 é enviado através de um inversor 55, então a saída de inversor 55 é enviada para um confirmador

de borda de elevação 56. Então, quando o controle de frenagem não mais é ativado, o sinal de frenagem se altera para 0. A saída do inversor 55 se altera para 1, enquanto a saída do confirmador de frente de elevação 56 se altera para 1, somente após um tempo T2 da ordem de poucos segundos, durante o qual a entrada do confirmador de borda de elevação 56 permaneceu em 1. A saída do confirmador de borda de elevação 56 é a segunda entrada da porta E 53.

A saída da primeira porta E 53 é a primeira entrada S de um flip-flop 57. A saída do flip-flop 57 se altera para 1, quando a primeira entrada S se altera para 1, e a saída do flip-flop 57 permanece em 1 seja qual for o subsequente valor da entrada S. A alteração para 1 da saída de flip-flop 57 significa que a aeronave está em uma situação de reboque potencial (a aeronave parou por algum tempo e os freios foram liberados por algum tempo). A alteração para 1 da saída de flip-flop 57 então causa o retorno do bloco de conexão hidráulica 10, de modo que um reboque pode opcionalmente ser executado sem o controle de direção tentando se opor à direção forçada das rodas devida ao reboque.

A saída de uma situação de reboque ou seja, a reativação do controle de direção, é executada em resposta à detecção de um evento sinalizando que a aeronave obviamente não mais está na situação de reboque. Para esta finalidade, a segunda entrada R* do flip-flop é usada, cuja alteração para 1 causa o reajuste da saída de flip-flop 57, o que resulta na colocação de volta da válvula 11 na posição para suprir o bloco de conexão hidráulica 10.

Neste caso, foi escolhido monitorar quatro eventos particulares:

- um controle de empuxe de motor além de um limiar P1;
- uma velocidade de rolagem de aeronave além de um limiar V1;
- uma velocidade de direção controlada além de um limiar 1;

- a ocorrência de uma instrução de frenagem.

Na prática, a segunda entrada R* do flip-flop 57 é composta de a saída de uma porta OU 58, as quatro entradas da qual são como segue:

1. A saída de um comparador 63 que compara o sinal de empuxe de motor 64 com um limiar P1 e que envia de volta uma saída 1, se o empuxe de motor 64 excede o limiar P1. O limiar de empuxe P1 é selecionado para ser ligeiramente maior que o empuxe em velocidade de marcha lenta do motor;

2. A saída de um comparador 62 que compara a velocidade de rolagem de aeronave 59 com relação a um limiar de velocidade V1 e envia de volta para uma saída 1, se a velocidade de rolagem de aeronave 59 excede ou é igual a um limiar de velocidade V1. O limiar V1 é, na prática, selecionado para ser a máxima velocidade de reboque autorizada.

3. A saída de um comparador 60 que compara um sinal de velocidade angular de direção controlado 61 com um limiar 1 e envia de volta para uma saída 1, se a velocidade angular de direção controlada excede o limiar 1, ou seja, se o piloto ativou um controle de ângulo de direção, através da roda ou da barra do leme de direção ou do computador propriamente dito, de modo que velocidade angular de rotação solicitada excede o limiar 1. O limiar 1 é escolhido, na prática, para ser baixo, mas preferivelmente não igual a 0, para levar em conta um ruído residual que afeta o sinal. Evidentemente, o sinal de velocidade angular de controle de direção é um sinal de velocidade absoluta que não leva em conta a direção de direção solicitada pelo piloto;

4. O sinal de frenagem controlado 54.

Quando uma das entradas da porta OU 58 se altera para 1, então sua saída se altera para 1, que resulta no reajuste da saída do flip-flop 57. A válvula 11 é então colocada de volta na posição de suprimento. O controle de direção é reativado.

Assim, quando da monitoração de um ou vários parâmetros de

rolagem da aeronave, o computador 50 detecta uma situação em que é provável que a aeronave seja rebocada e coloca o controle de direção no modo de direção livre em resposta a esta detecção, de modo que um reboque pode efetivamente ser executado sem qualquer risco de deterioração. A reativação do controle de direção é executada tão logo o computador 50 identifique um evento indicando que a aeronave obviamente deixou a situação de reboque potencial.

De acordo com uma variação ilustrada na figura 4, o retorno de bloco de conexão hidráulica é solicitado somente se o reboque sendo efetivamente executado foi detectado. De acordo com este modo de implementação, a servo-válvula é neutralizada em resposta à detecção da ocorrência de uma situação de reboque potencial e o bloco de conexão hidráulica é colocado na posição de retorno somente se foi detectado que um reboque está sendo executado. Então, quedas de pressão e pressurizações que desnecessariamente desgastam o bloco de conexão hidráulica e seus componentes, bem como ativações inúteis da válvula 11 são evitadas.

Para esta finalidade, a lógica da figura 3 é usada novamente em sua totalidade. Na figura 4, dita lógica não foi mostrada em detalhe, mas o flip-flop 57 e a porta OU 58 podem ser vistos, cujas respectivas entradas são estritamente similar às aquelas ilustradas na figura 3.

Neste caso, todavia, a saída do flip-flop 57 não somente causes o retorno do bloco de conexão hidráulica, mas, como mencionado acima, a neutralização da servo-válvula 13.

A saída do flip 57 que constitui uma das entradas de uma segunda porta E 70 é usada para solicitar a posição de retorno do bloco de conexão hidráulica 10.

A outra entrada das entradas da porta E 70 é constituída pelo seguinte sinal. O computador 50 monitora o sinal de velocidade angular efetiva de direção 71 (deve ser notado que esta velocidade angular efetiva de

direção, que é a velocidade angular em que o colar 5 gira sobre a caixa 1, em resposta ou a uma instrução de direção ou a uma direção imposta pelo trator, não deve ser misturada com o sinal de velocidade angular de direção controlada 61, que é a velocidade solicitada em ou deduzida a partir da instrução de direção dada pelo piloto ou pelo computador). O sinal de velocidade angular efetiva de direção 71 é suprido para um comparador 72 que compara a velocidade angular efetiva de direção 71 com relação a um limiar 2 e supre a uma saída 1, se a velocidade angular efetiva de direção excede este limiar. Evidentemente, o sinal aqui é um sinal absoluto de velocidade angular efetiva de direção, o qual não leva em conta a direção de direção efetiva.

A saída do comparador 72 constitui uma segunda entrada da porta E 70. Quando a velocidade angular efetiva de direção 71 é maior que o limiar 2, a segunda entrada da segunda porta E se altera para 1, o que significa, conjuntamente com o fato que nenhuma direção foi solicitada (entrada 3 da porta OU 58), que uma operação de reboque está sendo executada. Uma vez que a primeira entrada da segunda porta E 70 é ainda 1, a saída da segunda porta E 70 se altera para 1.

A saída da porta E 70 é agora a entrada S de um segundo flip-flop 76. A saída do segundo flip-flop 76 se altera para 1, quando a saída da porta E 70 se altera para 1 e permanece em 1 mesmo quando a saída da porta E se altera para 0. Agora, é a saída do flip-flop 76 que causa o ajuste do bloco de conexão hidráulica para a posição de retorno. A saída do flip-flop 76 é reajustada, quando sua segunda entrada R* se alterar para 1. Pode ser visto aqui que a entrada R* do segundo flip-flop 76 é composta do mesmo sinal que a entrada R * do primeiro flip-flip 57, isto é, a saída da porta OU 58.

Assim, de acordo com um primeiro aspecto, quando uma situação de reboque potencial é detectada, a servo-válvula 13 é somente neutralizada, o que permite uma segura operação de reboque, se for

necessária. Se nenhuma operação de reboque é executada e se um dos eventos que marcam o final da situação de reboque potencial ocorrer, então a servo-válvula é reativada, o que é feito em um tempo mínimo. Um controle de direção ativado está então muito rapidamente disponível para o piloto quando a situação de reboque potencial não mais existe. Além disto, o bloco de conexão hidráulica permanece pressurizado e, assim, nenhuma queda de pressão ou pressurização que poderia afetar sua resistência à fadiga, ocorreu. Somente se a operação de reboque for efetivamente executada, o que é indicado por meio da detecção de uma velocidade angular de rotação efetiva do colar enquanto nenhuma direção é solicitada (entrada 3 da porta OU 58) então o bloco de conexão hidráulica 10 será posicionado na situação de retorno.

O bloco de conexão hidráulica 10 estando na posição de retorno, uma intempestiva ativação da servo-válvula 13 durante o reboque não teria efeito, uma vez que o bloco de conexão hidráulica 10 não mais está sob pressão. Tal posição de retorno do bloco de conexão hidráulica 10 garante uma elevada segurança.

A invenção pode também ser implementada de acordo com uma outra lógica ilustrada na figura 5. O flip-flop 57', similar ao flip-flop 57 da lógica prévia, pode ser visto. Todavia, a primeira entrada S do flip-flop 57' é diretamente constituída do sinal da aeronave parada 51, processado por meio do confirmador de borda de elevação 52. A segunda entrada R* do flip-flop 57' é, como na lógica prévia, constituída por meio da saída da porta OU 58, que inclui exatamente as mesmas entradas.

A saída do flip-flop 57' é suprida para uma porta E 70' similar à porta E 70 da figura 4, exceto para o fato de que sua segunda entrada é agora constituída da saída de uma porta auxiliar E 78, cujas duas entradas são como segue:

1. O sinal de velocidade angular de direção controlada 61 é

submetido a um comparador 60 o qual compara a velocidade angular de direção controlada com o limiar 1. A saída do comparador 60 é enviada para um inversor 80 e a saída do inversor 80 é suprida para um confirmador de borda de elevação 81 (cujo retardo leva em conta as dinâmicas de controle de direção), cuja saída é a primeira entrada da porta auxiliar E 78;

2. O sinal de velocidade angular efetiva de direção 71 é submetido a um comparador 72 o qual compara a velocidade angular efetiva de direção com o limiar 2. A saída do comparador 62 é a segunda entrada da porta auxiliar E 78.

10 Como mencionado acima, os sinais de velocidade angular efetiva ou controlada de direção são considerados aqui como um valor absoluto.

A saída da porta E 70' é então a entrada S do segundo flip-flop 76, como na figura 5. A segunda entrada R* do segundo flip-flop é, como mencionado acima, composta de a saída da porta OU 58. A alteração para 1 da saída do segundo flip-flop 76 causa a alteração do controle de direção para o modo de direção livre, neste caso através do ajuste do bloco de conexão hidráulica para a posição de retorno.

20 A operação desta lógica é como segue. Quando a aeronave parou por um tempo T1, a saída do flip-flop 70 se altera para 1. Então, a aeronave esta em uma situação intermediária em que ela poderia ser rebocada. Todavia, esta foi escolhida aqui não para colocar o controle de direção no modo de direção livre em resposta à detecção de uma simples parada da aeronave. Na verdade, se a aeronave é subsequenteiramente rebocada retilineamente para frente, o controle de direção pode permanecer ativado o que não prejudica o reboque retilineamente para frente. Todavia, tal capacidade para ser rebocada retilineamente para frente é evidentemente não suficiente na maioria dos casos para um reboque real no qual o trator faz a aeronave girar. Então, o reboque retilineamente para frente não pode ser

considerado como uma operação de reboque real. Então, é escolhido colocar o controle de direção no modo de direção livre somente se uma operação de reboque real com voltas tiver iniciada. Por conseguinte, as seguintes condições adicionais são detectadas (através das portas E 78 e 70):

- 5 - a velocidade angular de direção controlada 61 não excedeu o limiar 1 por pelo menos o tempo T4 associado com um confirmador 81, e
- a velocidade angular efetiva de direção 71 que é, por exemplo, comunicada às rodas e ao colar pelo trator fazendo a volta excede o limiar 2.

10 Então, o controle de direção é ajustado em um modo de direção livre em resposta à detecção de uma situação de reboque verificada ou efetiva. O controle de direção permanece então sempre ativo a menos que uma verdadeira operação de reboque (que significa que ela inclui voltas) seja efetivamente executada.

15 Assim, nas várias lógicas ilustradas, um segundo número de parâmetros de rolagem é monitorado para detectar uma situação de reboque potencial ou uma situação de reboque real, e o controle de direção é desativado em resposta a esta detecção. A reativação da direção sobre controle é feita em resposta à detecção de um evento que indica que a

20 aeronave não mais está em uma situação de reboque.

 Deve ser notado que a detecção de acordo com a invenção de um evento sinalizando o final de uma situação de reboque torna possível corrigir uma falha do computador, o qual teria sido ajustado por erro o controle de direção para um modo de direção livre, enquanto a aeronave não

25 está uma situação de reboque. Na verdade, durante uma fase de rolamento não rebocado (por exemplo quando da aterragem ou durante um deslocamento autônomo sobre as pistas de rolamento do aeroporto), os sinais monitorados para a detecção de um evento sinalizando o final de uma situação de reboque são também indicativos de uma tal fase de rolagem: a saída da porta OU 58

necessariamente se altera para 1 em um momento da rolagem, por exemplo tão logo a velocidade de aeronave exceder o limiar V1, ou tão logo o empuxe dos reatores exceda o limiar P1. O flip-flop ou flip-flops é/são então reajustados, o que proporciona a reativação do controle de direção. O piloto

5 tem então a certeza de que o controle de direção será automaticamente ativado ou na completção de uma situação de reboque ou após uma indevida alteração para o modo de direção livre, de modo que o risco de não se ter disponível o controle de direção durante a fase quando pode ser necessária é muito pequeno.

10 Neste sentido, é importante notar que a situação de reboque é identificada por meio de uma combinação de parâmetros de rolagem (sinais 51, 54 nas figuras 3 e 4, sinais 51, 61, 71 na figura 5), que não é a mesma que a combinação de parâmetros de rolagem que é indicativa do final de uma situação de reboque ou da ausência desta situação (sinais 64, 59, 61, 54 nas

15 figuras 3, 4 e 5). Então, a situação da arte anterior, consistindo em usar somente um parâmetro de não rolamento (valor do sinal do sensor conectado com a alavanca) para decidir se o controle de direção deve ser ativado ou desativado, é evitada. Neste caso, indevidas desativações ou ativações podem ser obtidas se o sinal não é confiável.

20 Pela seleção, de acordo com a invenção, de duas distintas combinações de parâmetros de rolagem para identificar se a aeronave está em uma situação de reboque ou não está uma situação de reboque, a gerência do controle de direção não depende do valor de somente um sinal, se é monitorado ou obtido com portas de lógica.

25 Evidentemente, as combinações dadas aqui são dadas para finalidades de ilustração e qualquer outra combinação de parâmetros de rolagem pode ser considerada, cada da combinação sendo, se for necessário, somente um parâmetro de rolagem. A monitoração de somente um parâmetro de rolagem pode ser decidido, se o valor de tal parâmetro for suficientemente

confiável para decidir se a aeronave está uma situação de reboque ou em uma situação de não reboque.

A invenção não é limitada à descrição acima, mas, pelo contrário, abrange qualquer variação que cai no escopo das reivindicações.

5 Mais particularmente, embora a invenção tenha sido ilustrada com um controle de direção hidráulico, a invenção pode evidentemente ser aplicada a uma aeronave incluindo um controle de direção elétrico.

10 Não obstante na lógica ilustrada sejam usados sinais de velocidade angular efetiva de direção e de velocidade angular de direção controlada, tais sinais podem evidentemente ser recompostos por respectivamente derivação de sinais de ângulo efetivo de direção adequadamente filtrados e sinais de ângulo de direção controlada.

Evidentemente, os sinais usados serão submetidos a todo o processamento apropriado antes de serem processados por meio da lógica de gerência de controle de direção (filtragem, remoção de ruído), como já é
15 conhecido pelos especialistas na arte.

Eventualmente, embora tenha sido mencionado que alguns parâmetros de rolagem são monitorados para implementar a lógica descrita, um número reduzido ou um número mais importante evidentemente pode ser
20 usado. Assim, pode ser decidido, por exemplo, posicionar o controle de direção no modo de direção livre tão logo a parada da aeronave seja detectada. Um sinal de aceleração longitudinal também pode ser monitorado para reativar o controle de direção.

REIVINDICAÇÕES

1. Método para gerir um controle de direção de um trem de aterragem de aeronave provido de pelo menos uma roda direcionável através do controle de direção, caracterizado pelo fato de que compreende:

5 - monitorar pelo menos um parâmetro de rolagem (51, 54, 64, 59, 61; 51, 54, 64, 59, 61, 71) da aeronave para determinar se a aeronave entra em uma situação de reboque;

 - ajustar o controle de direção em um modo de direção livre da roda direcionável, se a aeronave entrar em dita situação de reboque;

10 - reativar os controles de direção de modo que a roda direcionável tenha uma direção angular controlada por meio do controle de direção se a aeronave deixar dita situação de reboque.

 2. Método de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que uma primeira combinação lógica de vários parâmetros de rolagem
15 é realizada para definir um evento, cuja ocorrência indica que a aeronave entra em dita situação de reboque.

 3. Método de acordo com a reivindicação 2, caracterizado pelo fato de que uma segunda combinação lógica de vários parâmetros de rolagem de aeronave, que é diferente da primeira combinação, é realizada para definir
20 um evento, cuja ocorrência indica que a aeronave deixa dita situação de reboque.

 4. Método de acordo com a reivindicação 3, caracterizado pelo fato de que a situação de reboque corresponde a uma situação de reboque potencial, em que é provável que a aeronave seja rebocada.

25 5. Método de acordo com a reivindicação 4, caracterizado pelo fato de que a aeronave entra na situação de reboque potencial, quando o seguinte evento é detectado:

- a aeronave parou por algum tempo (51, 52) e
- nenhum controle de frenagem foi ativado por algum tempo

(54, 55, 58).

6. Método de acordo com a reivindicação 5, aplicado em um controle de direção hidráulico compreendendo uma servo-válvula (13), caracterizado pelo fato de que o controle de direção é colocado no modo de direção livre por meio de neutralização da servo-válvula.

7. Método de acordo com a reivindicação 6, caracterizado pelo fato de que o controle de direção é ainda colocado na posição de retorno hidráulico se, após neutralização da servo-válvula, for detectado que a velocidade angular efetiva de direção das rodas (71, 72) está acima de um determinado limiar.

8. Método de acordo com a reivindicação 3, caracterizado pelo fato de que a situação de reboque corresponde a uma situação de reboque efetiva durante a qual um reboque está efetivamente em processo.

9. Método de acordo com a reivindicação 8, caracterizado pelo fato de que a aeronave entra na situação de reboque efetiva quando o seguinte evento é detectado:

- a aeronave parou por algum tempo (51, 52); e
- a velocidade angular efetiva de direção das rodas excede um determinado limiar (71, 72); e

20 - a velocidade angular de direção controlada das rodas não permanece acima do determinado limiar por algum tempo (61, 60, 80, 81).

10. Método de acordo com a reivindicação 3, caracterizado pelo fato de que a aeronave deixa a situação de reboque corresponde a quando o seguinte evento é detectado:

25 - o empuxe de motor excede um determinado limiar (63, 64); ou

- a velocidade de rolagem da aeronave excede um determinado limiar (59, 62); ou

- a velocidade angular de direção controlada excede um

predeterminado limiar (60, 61); ou

- o controle de frenagem foi ativado (54).

FIG.1

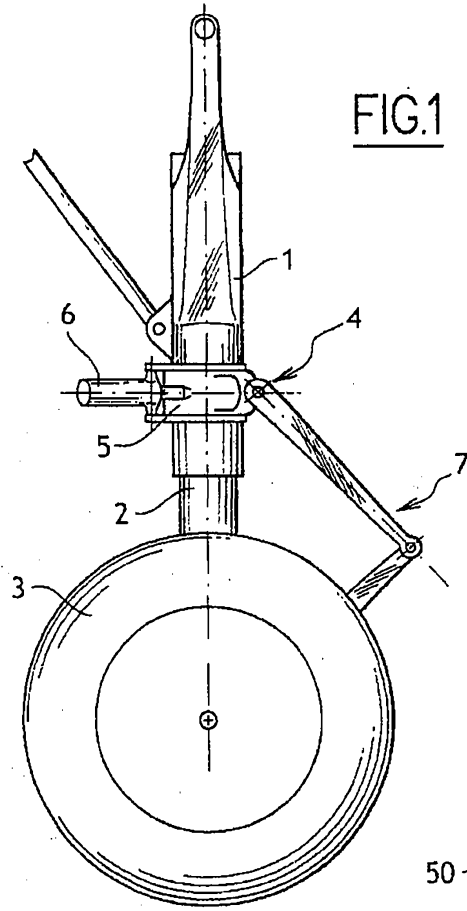


FIG.2

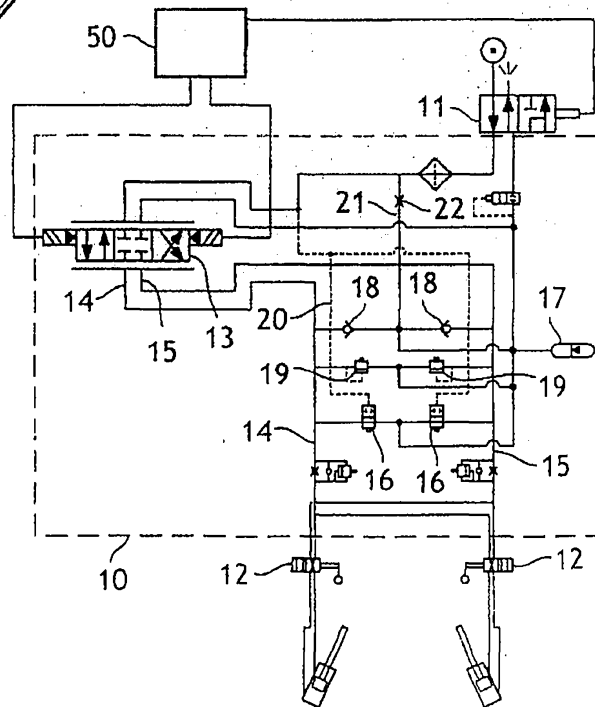


FIG.3

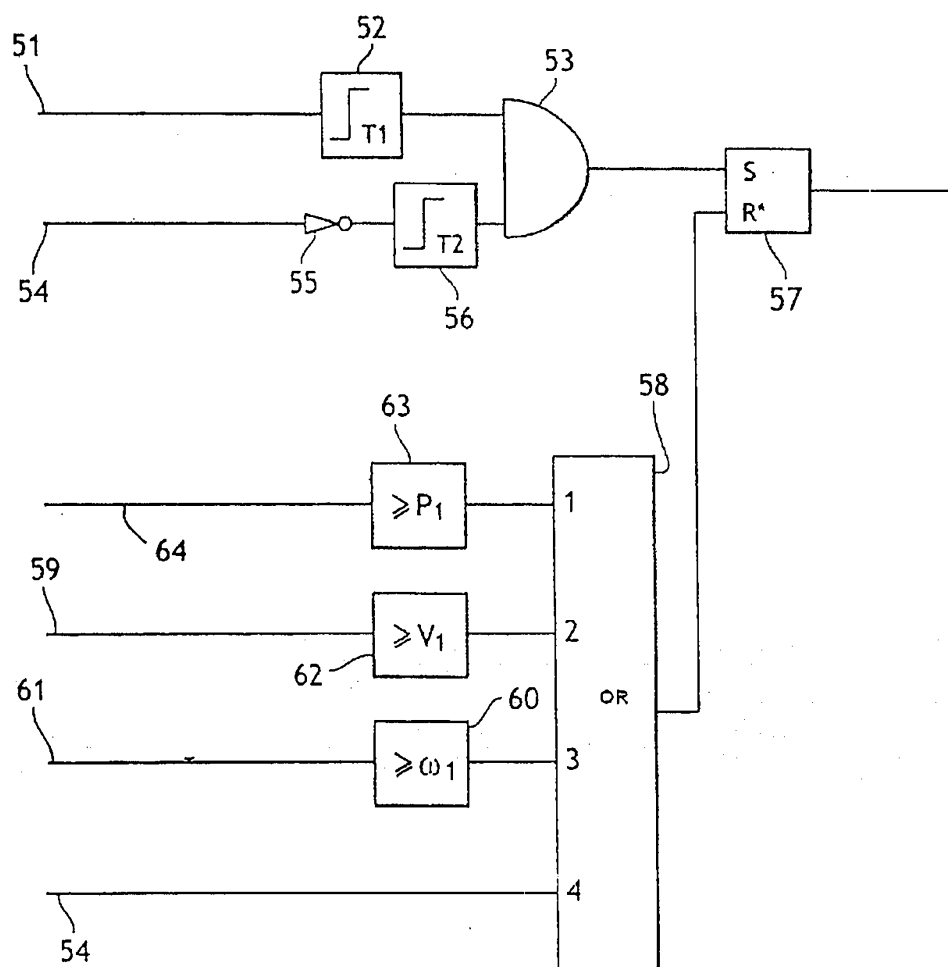


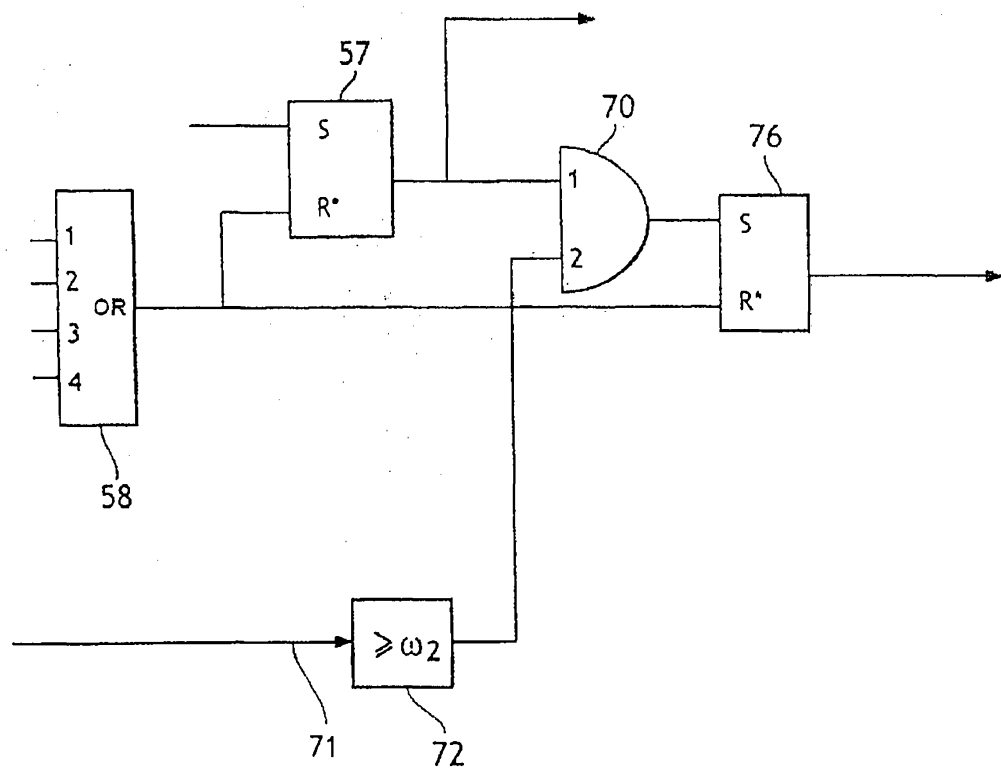
FIG.4

FIG. 5

