



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

**(21) PI 0722281-5 A2**



(22) Data de Depósito: 29/11/2007  
(43) Data da Publicação: 22/04/2014  
(RPI 2259)

(51) Int.Cl.:  
B64F 5/00  
G05B 23/02

**(54) Título:** DISPOSITIVO DE TESTE, E, MÉTODO PARA VERIFICAR A OPERABILIDADE DE UMA UNIDADE DE CONTRLE DE DIREÇÃO DE RODA DE NARIZ EM UMA AERONAVE

**(57) Resumo:**

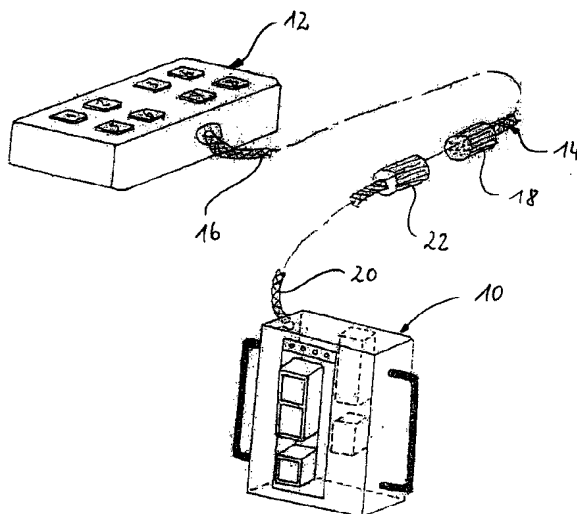
**(73) Titular(es):** Airbus France S.A.S.

**(72) Inventor(es):** Daniel Gomiero, Roger Morvan

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

**(86) Pedido Internacional:** PCT EP2007010381 de 29/11/2007

**(87) Publicação Internacional:** WO 2009/068067 de 04/06/2009



“DISPOSITIVO DE TESTE, E, MÉTODO PARA VERIFICAR A OPERABILIDADE DE UMA UNIDADE DE CONTROLE DE DIREÇÃO DE RODA DE NARIZ EM UMA AERONAVE”

5 A presente invenção refere-se a um dispositivo de teste e a um método correspondente para verificar a operabilidade de uma unidade de controle de direção de proa em uma aeronave.

10 No campo de aeronave, é necessário bloquear a função de direção de uma roda de direção frontal arranjada na proa da aeronave tão logo a aeronave corra sobre o solo com uma certa velocidade, por exemplo,, acima 70 nós. Isto significa que a roda de proa (isto é, a roda frontal) da aeronave respectiva deve ser bloqueada contra qualquer movimento de direção, mesmo se um sinal respectivo da cabine de pilotagem for recebido pelo mecanismo de direção. O controle da direção da roda de proa é realizado por uma unidade de controle de direção de proa. Por razões de segurança, as aeronaves  
15 modernas usualmente compreendem duas unidades de controle de direção de proa separadas que são usualmente acomodadas dentro de um alojamento único. Ambas as unidades de controle de direção de proa são adaptadas para controlar a direção da roda de proa bem como para monitorar a operação da direção da roda de proa. É também conhecido na técnica usar ambas as  
20 unidades de controle de direção de proa, sincronamente, em que uma unidade de direção de proa está em um modo de comando controlando a direção de proa e uma respectiva outra unidade de controle de direção de proa está em um modo de monitoração monitorando a operação da direção de proa. Depois de cada voo, a capacidade de resposta de comando e monitoração das duas  
25 unidades de controle de direção de proa é alterada, isto é, ambas as unidades de controle de direção de proa são usadas alternadamente para monitoração e controle.

É também prática comum usar uma pluralidade de sensores de velocidade a fim de monitor a velocidade atual da roda de proa. Cada sensor

de velocidade, ou pelo menos uma pluralidade dos sensores de velocidade de roda de proa, providos em uma aeronave são conectados à unidade de controle de direção de proa e transmitem sinais de saída para a mesma. Além disso, a unidade de controle de direção de proa pode também ser conectada a uma pluralidade de outros componentes da aeronave, por exemplo, para controlar o spoiler de terra, para controlar os aerofólios e o aileron e para fornecer certos estados operacionais por indicadores ópticos ou similares.

A fim de garantir alta segurança contra falha, a operabilidade das unidades de controle de direção de proa deve ser verificada a intervalos regulares. O objetivo da presente invenção é de prover um dispositivo de teste e um método correspondente para verificar a operabilidade de uma unidade de controle de direção de proa em uma aeronave de uma maneira fácil e economizadora de tempo.

Este objetivo é alcançado por um dispositivo de teste para verificar a operabilidade de uma unidade de controle de direção de proa em uma aeronave, em que a unidade de controle de direção de proa tem uma pluralidade de portas de entrada e uma pluralidade de portas de saída, em que pelo menos uma das portas de entrada da unidade de controle de direção de proa é conectável a um sensor de velocidade, que provê um sinal representando a velocidade atual da roda de proa da aeronave, e em que a unidade de controle de direção de proa emite um sinal de bloqueio a ser transmitido para um mecanismo de direção tão logo a velocidade atual detectada da roda de proa exceda um valor de velocidade de roda de proa predeterminado. O dispositivo de teste compreende uma interface de conexão a ser conectada a pelo menos uma porta de entrada da unidade de controle de direção de proa e uma unidade de simulação de velocidade de roda de proa para gerar um sinal de simulação de velocidade de roda de proa, que representa um particular valor de velocidade de roda de proa simulado excedendo o valor de velocidade predeterminado, em que o sinal de

simulação de velocidade de roda de proa gerado é transmitido para a unidade de controle de direção de proa através da interface de conexão e em que a saída da unidade de controle de direção de proa é monitorada em resposta ao sinal de simulação de velocidade de roda de proa recebido.

5 O dispositivo de teste pode ser facilmente conectado à unidade de controle de direção de proa pela conexão da interface de conexão do dispositivo de teste às respectivas portas de entrada e saída da unidade de controle de direção de proa. Preferivelmente, respectivos conectores de plugue são providos. Daqui em diante, certos procedimentos de teste podem  
10 ser realizados manualmente ou automaticamente pelo uso do dispositivo de teste.

Pode ser necessário desmontar a aeronave a partir da unidade de controle de direção de proa a fim de conectar a interface de conexão do dispositivo de teste de acordo com a invenção às respectivas portas de entrada  
15 e saída da unidade de controle de direção de proa, por exemplo, através dos conectores de plugue.

De acordo com uma forma de concretização da invenção, a unidade de controle de direção de proa compreende uma pluralidade de portas de entrada de sensor de velocidade, cada uma conectável a um sensor de  
20 velocidade separado e em que a interface de conexão compreende correspondentes portas de saída de sinal de velocidade simulado a serem conectadas às portas de entrada de sensor de velocidade da unidade de controle de direção de proa. Desta maneira, a função de todos os sensores de velocidade e a interação entre esses sensores de velocidade e a unidade de  
25 controle de direção de proa pode ser testada. É possível verificar a interação entre a unidade de controle de direção de proa e cada um dos sensores de velocidade, separadamente, pela desativação da conexão entre todos os sensores de velocidade e a unidade de controle de direção de proa e por enviar um sinal de sensor de velocidade simulado do dispositivo de teste para a

unidade de controle de direção de proa. A reação da unidade de controle de direção de proa em resposta ao sinal de sensor de velocidade simulado recebido é então monitorada.

5 A unidade de controle de direção de proa de acordo com a invenção pode compreender pelo menos um, preferivelmente dois, geradores de sinal de simulação de velocidade de roda de proa para gerar um sinal de voltagem de CA, em particular em uma faixa de frequência em torno de 2600 Hz. Um tal sinal de voltagem de CA usualmente corresponde à velocidade de 90 nós. Usualmente, o valor de velocidade de roda de proa predeterminado, 10 que é relevante para bloquear a função de direção da roda de proa, está na faixa de 70 nós. Pelo uso de dois geradores de sinal de simulação de velocidade de roda de proa, que são preferivelmente geradores de sinal, a segurança contra falha do dispositivo de teste de acordo com a invenção pode ser melhorada.

15 A fim de facilitar o uso do dispositivo de teste de acordo com a invenção, a interface de conexão pode incluir ainda uma porta de fornecimento de voltagem a ser conectada à saída de voltagem da unidade de controle de direção de proa. Desta maneira, fornecimento de voltagem adicional, isto é, externo, não é necessário.

20 Em uma outra forma de concretização, o dispositivo de teste pode compreender um indicador de fornecimento, em particular um indicador de fornecimento óptico, para indicar um fornecimento de voltagem apropriado. Além disso, é possível de acordo com a invenção que o dispositivo de teste compreenda ainda uma interface de usuário manual para 25 uma ativação manual de funções de teste do dispositivo de teste. Assim, como já indicado acima, é possível realizar predeterminados procedimentos de teste automaticamente ou verificar a operabilidade da unidade de controle de direção de proa e outros componentes a aeronave conectados à mesma manualmente.

Como já discutido na parte de introdução, usualmente os aeroportos provêm sistemas de simulação para as aeronaves. Considerando isto, de acordo com uma forma de concretização da invenção, a interface de conexão inclui portas de conexão a serem conectadas a um sistema de simulação externo, em particular a um sistema de operação de aeroporto, provendo procedimentos de simulação predeterminados baseados em parâmetros relacionados a aeroporto para simular certos cenários de operação.

De acordo com uma outra forma de concretização da invenção, a interface de conexão compreende adicionalmente pelo menos uma porta de entrada a ser conectada a uma porta de saída correspondente da unidade de controle de direção de proa para verificar a exatidão do sinal de saída provido pela unidade de controle de direção de proa em resposta ao sinal de simulação de velocidade de roda de proa. Esta saída pode incluir uma indicação óptica ou acústica.

De acordo com uma outra forma de concretização da invenção, a interface de conexão compreende adicionalmente pelo menos uma porta de saída a ser conectada a um outro componente externa interagindo com a unidade de controle de direção de proa, em que a unidade de controle de direção de proa provê um sinal de saída simulado para verificar a operabilidade do componente externo. Esta função pode ser requerida, quando uma pluralidade de componentes externos na aeronave é alimentada com sinais a partir da unidade de controle de direção de proa e controlada com base nos mesmos.

Um exemplo para um tal componente externo é a unidade de controle de spoiler de terra. Assim, de acordo com uma forma de concretização da invenção das portas de saída, a interface de conexão é adaptada a ser conectada a uma unidade de controle de spoiler de terra para verificar se a unidade de controle de spoiler de terra aciona um spoiler de terra, quando o sinal recebido indica que a velocidade de roda de proa

excedeu o valor de velocidade predeterminado. Considerando isto, é possível de acordo com a invenção que a interface de conexão inclua uma porta de saída para a unidade de controle de spoiler de terra de asa esquerda e uma outra porta de saída para a unidade de controle de spoiler de terra de asa  
5 direita, respectivamente.

Em adição ou como uma alternativa à conexão com a unidade de controle de spoiler de terra, é também possível de acordo com a invenção, que uma das portas de saída da conexão de interface seja adaptada para ser conectada a um dispositivo de monitoração de dados de aeronave para  
10 verificar se o dispositivo de monitoração de dados de aeronave processa e indica os dados simulados recebidos, apropriadamente.

Além disso, é possível que uma das portas de saída da interface de conexão seja adaptada para ser conectada a um dispositivo de controle de aileron de aerofólio para verificar se o dispositivo de controle de  
15 aileron de aerofólio controla os aerofólios e/ou o aileron apropriadamente depois de o valor de velocidade predeterminado ter sido excedido pelo sinal de simulação de velocidade de roda de proa. Considerando isto, é também possível que a interface de conexão inclua dois conjuntos de portas de saída, cada um conectável separadamente a um dentre dois dispositivos de controle  
20 de aileron de aerofólio separados, providos na aeronave, em que o dispositivo de teste é arranjado para operar os dois dispositivos de controle de aileron de aerofólio separados, sincronamente, de um tal modo que um do dispositivos de controle de aileron de aerofólio opere em um modo de comando ativado, enquanto o respectivo outro dos dispositivo de controle de aileron de  
25 aerofólio opera em um modo de monitoração.

Como já indicado em na parte introdutória, é prática comum prover uma aeronave com duas unidades de controle de direção de proa separadas. Considerando esta medida para aumentar a segurança contra falha, uma outra forma de concretização de acordo com a presente invenção provê

que a interface de conexão inclua dois conjuntos de portas de saída, cada um conectável separadamente a uma de duas unidades de controle de direção de proa separadas providas na aeronave, em que o dispositivo de teste é adaptado para operar e testar as duas unidades de controle de direção de proa separadas, sincronamente, de um tal modo que uma das unidades de controle de direção de proa opere em um modo de comando ativado, enquanto a respectiva outra das unidades de controle de direção de proa opera em um modo de monitoração, e vice-versa.

O objetivo da presente invenção é também atingido por um método para verificar a operabilidade de uma unidade de controle de direção de proa em uma aeronave, em que a unidade de controle de direção de proa tem uma pluralidade de portas de entrada e uma pluralidade de portas de saída, em que pelo menos uma das portas de entrada da unidade de controle de direção de proa é conectável a um sensor de velocidade que provê um sinal representando a velocidade atual da roda de proa da aeronave e em que a unidade de controle de direção de proa emite um sinal de bloqueio a ser transmitido para um mecanismo de direção tão logo a velocidade atual detectada da roda de proa exceda um valor de velocidade de roda de proa predeterminado. O método compreende as etapas de conectar uma interface de conexão de um dispositivo de teste, como descrito acima, to pelo menos uma porta de entrada da unidade de controle de direção de proa, gerar um sinal de simulação de velocidade de roda de proa, que representa um particular valor de velocidade de roda de proa simulado excedendo o valor de velocidade predeterminado, transmitir o sinal de simulação de velocidade de roda de proa gerado para a unidade de controle de direção de proa através da interface de conexão e monitorar a saída da unidade de controle de direção de proa em resposta ao sinal de simulação de velocidade de roda de proa recebido.

Assim, pela aplicação do método de acordo com a invenção,

pode ser verificado se a roda de proa está, na verdade, bloqueada, quando o sinal de simulação de velocidade de roda de proa exceder o valor de velocidade predeterminado.

5 O método de acordo com a presente invenção pode compreender ainda as etapas de conectar o dispositivo de teste a um sistema de simulação externo, em particular um sistema de operação de aeroporto, que provê procedimentos de simulação predeterminados, e simular certos cenários de operação com base em procedimentos de simulação predeterminados.

10 Além disso, o método de acordo com a invenção pode compreender ainda as etapas de conectar o dispositivo de teste a uma porta de saída correspondente da unidade de controle de direção de proa e verificar a exatidão do sinal de saída provido pela unidade de controle de direção de proa em resposta ao sinal de simulação de velocidade de roda de proa.

15 Como já discutido acima em vista do dispositivo de teste, o método de acordo com a invenção pode compreender ainda as etapas de conectar o dispositivo de teste a um outro componente externo controlado pela unidade de controle de direção de proa e provendo um sinal de saída simulado, que é transmitido para o componente externo, para verificar a operabilidade do componente externo.

20 Em adição ou em alternativa a isto, o método de acordo com a invenção pode compreender ainda as etapas de conectar o dispositivo de teste a uma unidade de controle de spoiler de terra e verificar se a unidade de controle de spoiler de terra ativa um spoiler de terra depois de o valor de velocidade predeterminado ter sido excedido pelo sinal de simulação de  
25 velocidade de roda de proa.

Além disso, o método de acordo com a invenção pode compreender as etapas de conectar o dispositivo de teste a um dispositivo de monitoração de dados de aeronave e verificar se o dispositivo de monitoração de dados de aeronave processa e indica os dados simulados recebidos,

apropriadamente.

De acordo com uma outra forma de concretização, o método de acordo com a invenção pode compreender as etapas de conectar o dispositivo de teste a um dispositivo de controle de aileron de aerofólio e verificar se o dispositivo de controle de aileron de aerofólio controla os aerofólios e o aileron apropriadamente, depois de o valor de velocidade predeterminado ter sido excedido pelo sinal de simulação de velocidade de roda de proa. Adicionalmente, o método de acordo com a invenção pode compreender ainda as etapas de conectar o dispositivo de teste a dois dispositivos de controle de aileron de aerofólio separados, providos na aeronave, e operar os dois dispositivos de controle de aileron de aerofólio separados, sincronamente, pelo uso do dispositivo de teste de um tal modo que um dos dispositivos de controle de aileron de aerofólio opera em um modo de comando ativado, enquanto o respectivo outro dos dispositivo de controle de aileron de aerofólio opera em um modo de monitoração, e vice-versa.

Finalmente, como já indicado acima, o método de acordo com a invenção pode compreender as etapas de conectar o dispositivo de teste a uma das duas unidades de controle de direção de proa separadas providas na aeronave e operar as duas unidades de controle de direção de proa separadas, sincronamente, pelo uso do dispositivo de teste de um tal modo que uma das unidades de controle de proa opere em um modo de comando ativado, enquanto a respectiva outra das unidades de controle de direção de proa opera em um modo de monitoração, e vice versa.

Uma forma de concretização preferida de um dispositivo de teste de acordo com a presente invenção será agora explicada em mais detalhe com referência aos desenhos anexos, nos quais:

A figura 1 mostra uma vista esquemática em perspectiva de um dispositivo de teste de acordo com a invenção conectado a uma unidade de

controle de direção de proa e

A figura 2 mostra uma vista plana superior de uma forma de concretização da interface de usuário manual do dispositivo de teste de acordo com a invenção.

5 A figura 1 mostra uma unidade de controle de direção de proa 10 e um dispositivo de teste 12 de acordo com a invenção, que são conectados um ao outro por meio de um arranjo de cabo de conexão 14. O arranjo de cabo de conexão 14 inclui duas partes. A primeira parte 16 é conectada ao dispositivo de teste e tem um conector de plugue fêmea 18. Uma segunda  
10 parte 20 do cabo de conexão 14 é conectada à unidade de controle de direção de proa 10 e inclui um correspondente conector de plugue macho 22. Os conectores de plugue 18 e 22 incluem terminais associados às portas de entrada e saída tanto da unidade de controle de direção de proa 10 quanto do dispositivo de teste 12. Ela também inclui fornecimento de energia terminais  
15 para fornecer voltagem de energia para o dispositivo de teste 12.

A figura 2 mostra uma vista plana superior da interface de usuário do dispositivo de teste 12. A interface de usuário inclui em sua terceira parte superior oito botões 24-1, 24-2, 24-3, 24-4, 24-5, 24-6, 24-7 e  
20 24-8. Com estes oito botões é possível ativar uma simulação de um dos oito sensores de velocidade providos para detectar a velocidade de roda da roda de direção de proa de uma aeronave. Por exemplo, pela compressão do botão 24-1, o primeiro sensor de velocidade associado à roda de direção de proa da aeronave é simulado, enquanto os outros sete sensores de velocidade não são simulados e desativados. Assim, é possível prover um sinal de saída  
25 simulado, gerado pelo dispositivo de teste 12, e transmiti-lo através do cabo 14 para a unidade de controle de direção de proa 10 a fim de verificar a operabilidade da unidade de controle de direção de proa 10, em particular a resposta ao sinal de saída de sensor de velocidade simulado gerado do dispositivo de teste 12.

O dispositivo de teste 12 inclui, além disso, na parte central no lado esquerdo da figura 2, indicadores ópticos 26, 28, 30, 32, 34, 36. Estes indicadores ópticos 26, 28, 30, 32, 34, 36 são usados para mostrar, se certas unidades de controle que são providas em dobro na aeronave, estão  
5 trabalhando atualmente em um modo de comando ou em um modo de monitoração. Os indicadores 26 a 36 particularmente indicam quais das Unidades de Controle de Aileron de Aerofólio (SEC) estão atualmente trabalhando em um modo de comando ou um modo de monitoração. O dispositivo de teste também simula um sinal (sinal valete) para os  
10 Computadores de Gestão de Voo (FMGC). Isto é devido ao fato de que, a fim de melhorar a segurança contra falha, as aeronaves modernas usualmente compreendem certas unidades de controle em dobro. Quando a primeira unidade de controle trabalha no modo de comando, a segunda unidade de controle tendo as mesmas funções opera no modo de monitoração e monitora  
15 a operação do sistema de controle. Depois de cada voo, por exemplo, as tarefas são trocadas uma com a outra e a unidade de controle tendo a operação do sistema monitorada comanda então o respectivo sistema e a unidade de controle tendo o sistema comandado monitora então o sistema. Assim, existe uma ordem de operação predeterminada, que também tem que ser verificada  
20 com o dispositivo de teste. Isto pode ser feito por meio dos indicadores 28 a 36. Pelo uso de interruptores 38, 40, certas unidades de controle podem ser ativadas ou desativadas. Além disso, está presente um outro indicador óptico 42 para indicar se o fornecimento de energia ao dispositivo de teste é suficiente ou não.

25 O dispositivo de teste 12 é adaptado para realizar a função de teste automaticamente por executar uma rotina predeterminada, de um tal modo que uma pessoa de operação simplesmente tenha que monitorar, se os sinais de saída confirmam o funcionamento correto da unidade de controle de direção de proa testada, ou não. Todavia, o dispositivo de teste 12 também

provê dois interruptores 44 e 46 para verificar a interação entre a unidade de controle de direção de proa 10 e uma unidade de controle de spoiler de terra manualmente. Pela ativação da interruptor 44 é possível verificar se a unidade de controle de spoiler de terra responde corretamente a um sinal que vem da  
5 unidade de controle de direção de proa, por exemplo,, para ativação do spoiler de terra no lado esquerdo. O mesmo se aplica para a interruptor 46, que é provido para uma ativação manual da unidade de controle de spoiler de terra para controlar o spoiler de terra no lado direito.

Os dois interruptores 48 e 50 têm uma função similar. Eles são  
10 associados a um dispositivo de monitoração de dados de aeronave, por exemplo,, um computador de obtenção de dados do sistema (SDAC). Este dispositivo de monitoração de dados de aeronave emite um certo sinal, por exemplo, um sinal óptico, na cabine de pilotagem da aeronave, tão logo o limite de velocidade de 70 nós tenha sido excedido pela roda de proa da  
15 aeronave. Tão logo este valor de velocidade de roda de proa predeterminado tenha sido excedido, a direção de proa deve ser bloqueada a fim de evitar um acidente. Para verificar se um dispositivo de monitoração de dados de aeronave (SDAC) reconhece corretamente um excesso deste valor de velocidade de roda de proa predeterminado, um dos dois interruptores 48 e 50  
20 deve ser ligado. E seguida, um sinal simulado correspondente é gerado pelo dispositivo de teste 12 e transmitido para o dispositivo de monitoração de dados de aeronave. Em seguida é verificado, se o dispositivo de monitoração de dados de aeronave reage apropriadamente ou não.

Sumarizando a aplicação e o uso do dispositivo de teste 12,  
25 deve ser verificado que ele é facilmente conectável à unidade de controle de direção de proa 10 e que facilita a verificar a operabilidade de certas funções implementadas diretamente na unidade de controle de direção de proa 10 ou assim iniciadas, por exemplo, pela emissão de certos sinais de controle.

## REIVINDICAÇÕES

1. Dispositivo de teste (12) para verificar a operabilidade de uma unidade de controle de direção de roda de nariz (10) em uma aeronave, em que a unidade de controle de direção de roda de nariz (10) tem uma pluralidade de portas de entrada e uma pluralidade de portas de saída, em que pelo menos uma das portas de entrada da unidade de controle de direção de roda de nariz (10) é conectável a um sensor de velocidade, que provê um sinal representando a velocidade atual da roda de nariz da aeronave, e em que a unidade de controle de direção de roda de nariz (10) emite um sinal de bloqueio a ser transmitido para um mecanismo de direção tão logo a velocidade atual detectada da roda de nariz exceda um valor de velocidade de roda de nariz predeterminado, o dispositivo de teste (12) caracterizado pelo fato de que compreende:

- uma interface de conexão (14) a ser conectada a pelo menos uma porta de entrada da unidade de controle de direção de roda de nariz (10) e

- uma unidade de simulação de velocidade de roda de nariz para gerar um sinal de simulação de velocidade de roda de nariz que representa um particular valor de velocidade de roda de nariz simulado excedendo o valor de velocidade predeterminado,

em que o sinal de simulação de velocidade de roda de nariz gerado é transmitido para a unidade de controle de direção de roda de nariz (10) através da interface de conexão (14) e em que a saída da unidade de controle de direção de roda de nariz (10) em resposta ao sinal de simulação de velocidade de roda de nariz recebido é monitorada.

2. Dispositivo de teste (12) de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que a unidade de controle de direção de roda de nariz (10) compreende uma pluralidade de portas de entrada de sensor de velocidade, cada uma conectável a sensores de velocidade separados, e em

que a interface de conexão (14) compreende correspondentes portas de saída de sinal de velocidade simulado a serem conectadas às portas de entrada de sensor de velocidade da unidade de controle de direção de roda de nariz (10).

5 3. Dispositivo de teste (12) de acordo com a reivindicação 1 ou 2, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente pelo menos um, preferivelmente dois, geradores de sinal de simulação de velocidade de roda de nariz para gerar um sinal de voltagem de CA, em particular em uma faixa de frequência de em torno de 2.600 Hz.

10 4. Dispositivo de teste (12) de acordo com uma das reivindicações 1 a 3, caracterizado pelo fato de que a interface de conexão (14) inclui uma porta de fornecimento de voltagem a ser conectada a uma saída de voltagem da unidade de controle de direção de roda de nariz (10).

15 5. Dispositivo de teste (12) de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 4, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente um indicador de fornecimento, em particular um indicador de fornecimento óptico (42), para indicar um fornecimento de voltagem apropriado.

20 6. Dispositivo de teste (12) de acordo com uma das reivindicações precedentes, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente uma interface de usuário manual (figura 2) para uma ativação manual de funções de teste do dispositivo de teste (12).

25 7. Dispositivo de teste (12) de acordo com uma das reivindicações precedentes, caracterizado pelo fato de que a interface de conexão (14) inclui portas de conexão a serem conectadas a um sistema de simulação externo, em particular um sistema de operação de aeroporto, provendo procedimentos de simulação predeterminados para simular certos cenários de operação.

8. Dispositivo de teste (12) de acordo com uma das reivindicações precedentes, caracterizado pelo fato de que a interface de

conexão (14) compreende adicionalmente pelo menos uma porta de entrada a ser conectada a uma porta de saída correspondente da unidade de controle de direção de roda de nariz (10) para verificar a exatidão do sinal de saída provido pela unidade de controle de direção de roda de nariz (10) em resposta  
5 ao sinal de simulação de velocidade de roda de nariz.

9. Dispositivo de teste (12) de acordo com uma das reivindicações precedentes, caracterizado pelo fato de que a interface de conexão (14) compreende adicionalmente pelo menos uma porta de saída a ser conectada a um outro componente externo controlado pela unidade de  
10 controle de direção de roda de nariz (10), em que a unidade de controle de direção de roda de nariz (10) provê um sinal de saída simulado para verificar a operabilidade do componente externo.

10. Dispositivo de teste (12) de acordo com a reivindicação 9, caracterizado pelo fato de que uma das portas de saída da interface de  
15 conexão (14) é adaptada a ser conectada a uma unidade de controle de spoiler de terra para verificar se a unidade de controle de spoiler de terra ativa um spoiler de terra depois de ter excedido o valor de velocidade predeterminado.

11. Dispositivo de teste (12) de acordo com a reivindicação 9, caracterizado pelo fato de que a interface de conexão (14) inclui uma porta de  
20 saída para a unidade de controle de spoiler de terra de asa esquerda e uma porta de saída para a unidade de controle de spoiler de terra de asa direita, respectivamente.

12. Dispositivo de teste (12) de acordo com uma das reivindicações 9 a 11, caracterizado pelo fato de que uma das portas de saída  
25 da interface de conexão (14) é adaptada a ser conectada a um dispositivo de monitoração de dados de aeronave para verificar se o dispositivo de monitoração de dados de aeronave processa e indica os dados simulados recebidos, apropriadamente.

13. Dispositivo de teste (12) de acordo com uma das

reivindicações 9 a 12, caracterizado pelo fato de que uma das portas de saída da interface de conexão (14) é adaptada a ser conectada a dispositivo de controle de aileron de aerofólio para verificar se o dispositivo de controle de aileron de aerofólio controla os aerofólios e o aileron apropriadamente, depois de o valor de velocidade predeterminado ter sido excedido pelo sinal de simulação de velocidade de roda de nariz.

14. Dispositivo de teste (12) de acordo com a reivindicação 13, caracterizado pelo fato de que a interface de conexão (14) inclui dois conjuntos de portas de saída, cada uma conectável separadamente a um dos dois dispositivos de controle de aileron de aerofólio separados providos na aeronave, em que o dispositivo de teste (12) é arranjado para operar os dois dispositivos de controle de aileron de aerofólio separados, sincronamente, de um tal modo que um dos dispositivos de controle de aileron de aerofólio opere em um modo de comando ativado, quando o respectivo outro dos dispositivos de controle de aileron de aerofólio opera em um modo de monitoração.

15. Dispositivo de teste (12) de acordo com uma das reivindicações precedentes, caracterizado pelo fato de que a interface de conexão (14) inclui dois conjuntos de portas de saída, cada um conectável separadamente a uma de duas unidades de controle de direção de roda de nariz separadas (10) providas na aeronave, em que o dispositivo de teste (12) é adaptado para operar as duas unidades de controle de direção de roda de nariz separadas (10), sincronamente, de um tal modo que uma das unidades de controle de direção de roda de nariz (10) opere em um modo de comando ativado, quando a respectiva outra das unidades de controle de direção de roda de nariz (10) opera em um modo de monitoração.

16. Método para verificar a operabilidade de uma unidade de controle de direção de roda de nariz (10) em uma aeronave, em que a unidade de controle de direção de roda de nariz (10) tem uma pluralidade de portas de

entrada e uma pluralidade de portas de saída, em que pelo menos uma das portas de entrada da unidade de controle de direção de roda de nariz (10) é conectável a um sensor de velocidade que provê um sinal representando a velocidade atual da roda de nariz da aeronave e em que a unidade de controle de direção de roda de nariz (10) emite um sinal de bloqueio a ser transmitido para um mecanismo de direção tão logo a velocidade atual detectada da roda de nariz exceda um valor de velocidade predeterminado de roda de nariz, caracterizado pelo fato de que compreende as etapas de:

- 10                   - conectar uma interface de conexão (14) de um dispositivo de teste (12) de acordo com uma das reivindicações precedentes a pelo menos uma porta de entrada da unidade de controle de direção de roda de nariz (10),
- gerar um sinal de simulação de velocidade de roda de nariz que representa um particular valor de velocidade de roda de nariz simulado excedendo o valor de velocidade predeterminado,
- 15                   - transmitir o sinal de simulação de velocidade de roda de nariz gerado para a unidade de controle de direção de roda de nariz (10) através da interface de conexão (14), e
- monitorar a saída da unidade de controle de direção de roda de nariz (10) em resposta ao sinal de simulação de velocidade de roda de nariz recebido.
- 20

17. Método de acordo com a reivindicação 16, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente as etapas de conectar o dispositivo de teste (12) a um sistema de simulação externo, em particular um sistema de operação de aeroporto, que provê procedimentos de simulação predeterminados, e simular certos cenários de operação com base nos procedimentos de simulação predeterminados.

18. Método de acordo com a reivindicação 16 ou 17, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente as etapas de conectar o dispositivo de teste (12) a uma porta de saída correspondente da

unidade de controle de direção de roda de nariz (10) e verificar a exatidão do sinal de saída provido pela unidade de controle de direção de roda de nariz (10) em resposta ao sinal de simulação de velocidade de roda de nariz.

5 19. Método de acordo com uma das reivindicações 16 a 18, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente as etapas de conectar o dispositivo de teste (12) a um outro componente externo controlado pela unidade de controle de direção de roda de nariz (10) e prover um sinal de saída simulado, que é transmitido para o componente externo, para verificar a operabilidade do componente externo.

10 20. Método de acordo com uma das reivindicações 16 a 19, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente as etapas de conectar o dispositivo de teste (12) a uma unidade de controle de spoiler de terra e verificar se a unidade de controle de spoiler de terra ativa um spoiler de terra depois de o valor de velocidade predeterminado ter sido excedido  
15 pelo sinal de simulação de velocidade de roda de nariz.

21. Método de acordo com uma das reivindicações 16 a 20, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente as etapas de conectar o dispositivo de teste (12) a um dispositivo de monitoração de dados de aeronave e verificar se o dispositivo de monitoração de dados de aeronave  
20 processa e indica os dados simulados recebidos apropriadamente.

22. Método de acordo com uma das reivindicações 16 a 21, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente as etapas de conectar o dispositivo de teste (12) a um dispositivo de controle de aileron de aerofólio e verificar se o dispositivo de controle de aileron de aerofólio  
25 controla os aerofólios e o aileron apropriadamente depois de o valor de velocidade predeterminado ter sido excedido pelo sinal de simulação de velocidade de roda de nariz.

23. Método de acordo com a reivindicação 22, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente as etapas de conectar o

dispositivo de teste (12) a um de dois dispositivos de controle de aileron de aerofólio separados providos na aeronave e operar os dois dispositivos de controle de aileron de aerofólio separados, sincronamente, pelo uso do dispositivo de teste (12) de um tal modo que um dos dispositivos de controle de aileron de aerofólio opere em um modo de comando ativado quando o respectivo outro dos dispositivos de controle de aileron de aerofólio opera em um modo de monitoração.

24. Método de acordo com uma das reivindicações 16 a 23, caracterizado pelo fato de que compreende adicionalmente as etapas de conectar o dispositivo de teste (12) a uma de duas unidades de controle de direção de roda de nariz separadas (10) providas na aeronave e operar as duas unidades de controle de direção de roda de nariz separadas (10), sincronamente, pelo uso do dispositivo de teste (12) de um tal modo que uma das unidades de controle de direção de roda de nariz (10) opere em um modo de comando ativado quando a respectiva outra das unidades de controle de direção de roda de nariz (10) opera em um modo de monitoração.

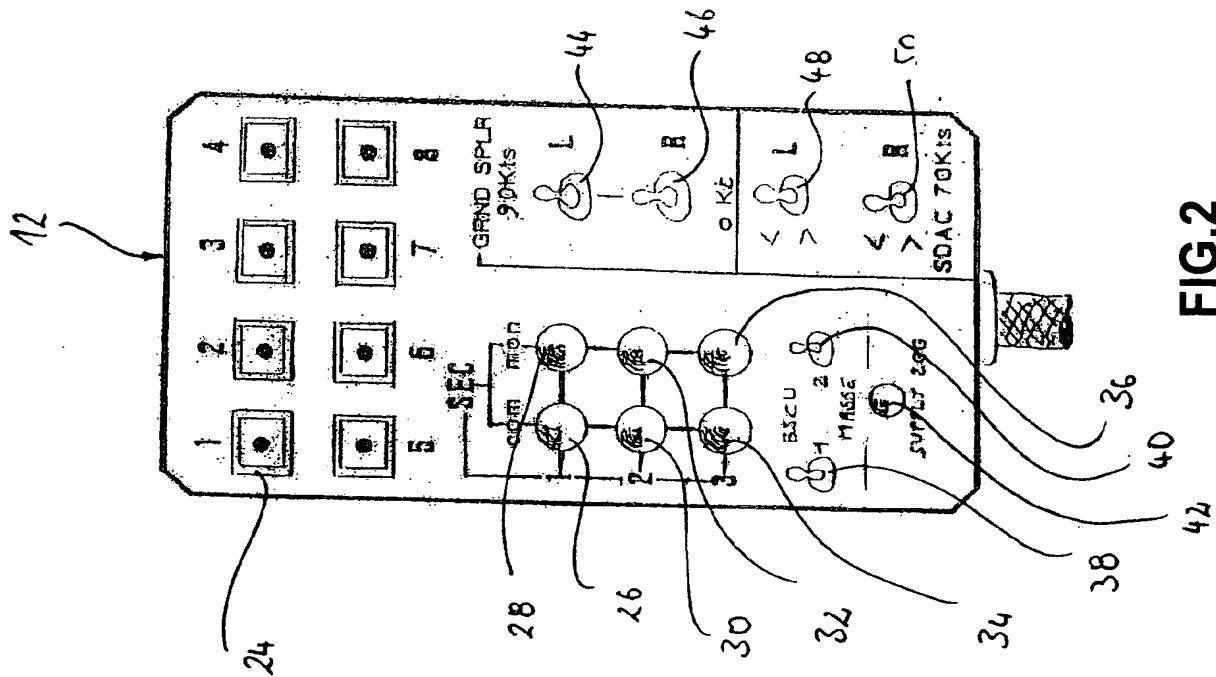


FIG.2

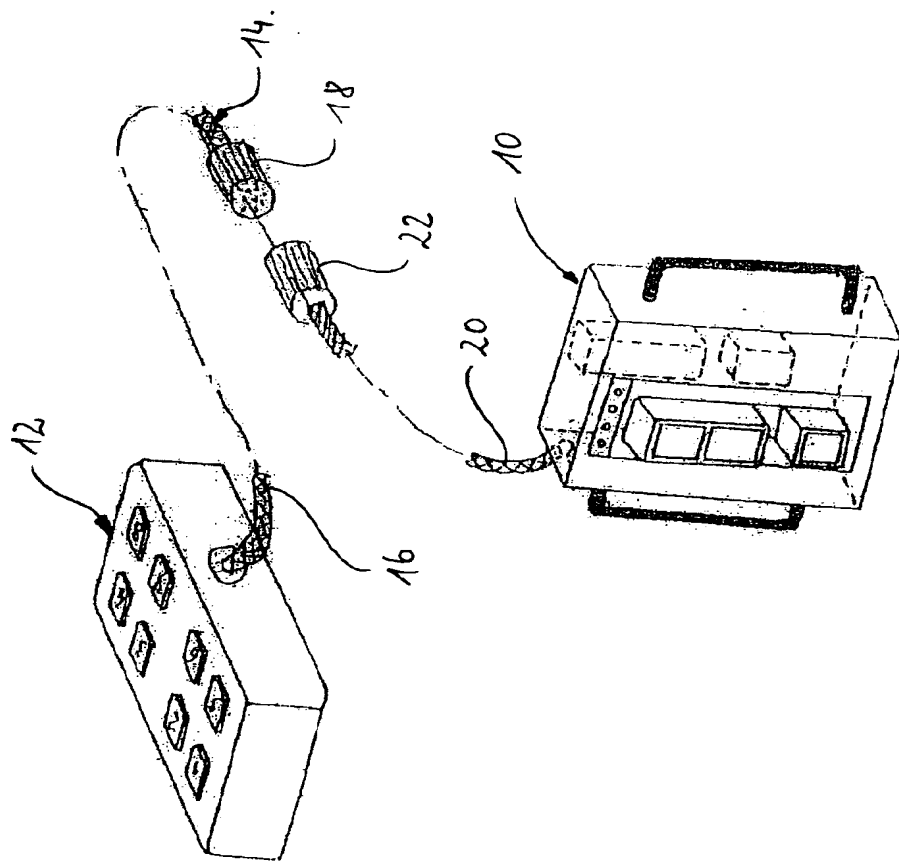


FIG.1

RESUMO

“DISPOSITIVO DE TESTE, E, MÉTODO PARA VERIFICAR A OPERABILIDADE DE UMA UNIDADE DE CONTROLE DE DIREÇÃO DE RODA DE NARIZ EM UMA AERONAVE”

5                   A invenção refere-se a um dispositivo de teste (12) para verificar a operabilidade de uma unidade de controle de direção de proa (10) em uma aeronave. A unidade de controle de direção de proa tem uma pluralidade de portas de entrada e uma pluralidade de portas de saída, em que pelo menos uma das portas de entrada da unidade de controle de direção de proa é conectável a um sensor de velocidade, que provê um sinal representando a velocidade atual da roda de proa da aeronave. A unidade de controle de direção de proa emite um sinal de bloqueio a ser transmitido para um mecanismo de direção tão logo a velocidade atual detectada da roda de proa exceda um valor de velocidade de roda de proa predeterminado. O

10                   dispositivo de teste compreende uma interface de conexão (14) a ser conectada a pelo menos uma porta de entrada da unidade de controle de direção de proa e uma unidade de simulação de velocidade de roda de proa para gerar um sinal de simulação de velocidade de roda de proa, que representa um particular valor de velocidade de roda de proa simulado

15                   excedendo o valor de velocidade predeterminado do sinal de simulação de velocidade de roda de proa gerado é transmitido para a unidade de controle de direção de proa através da interface de conexão. A saída da unidade de controle de direção de proa em resposta ao sinal de simulação de velocidade de roda de proa recebida é então monitorada.

20