



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

**(11) PI 0613231-6 B1**

**(22) Data do Depósito: 12/06/2006**

**(45) Data de Concessão: 27/02/2018**



---

**(54) Título:** MÉTODO E DISPOSITIVO PARA CONDUZIR UMA AERONAVE DURANTE SEU ROLAMENTO SOBRE O SOLO

**(51) Int.Cl.:** B64C 13/02; G05D 1/00

**(30) Prioridade Unionista:** 15/06/2005 FR 0506042

**(73) Titular(es):** AIRBUS OPERATIONS SAS

**(72) Inventor(es):** RÉMI BELLOUARD; JEAN MULLER

"MÉTODO E DISPOSITIVO PARA CONDUZIR UMA AERONAVE DURANTE SEU ROLAMENTO SOBRE O SOLO"

A presente invenção refere-se a um método e a um dispositivo para conduzir uma aeronave durante seu rolamento em solo, bem como a uma aeronave equipada com tal dispositivo.

Sabe-se que a condução de uma aeronave em solo, ou seja, o controle de guinada de dita aeronave é efetuado principalmente pelo leme de direção e pelo trem de pouso do nariz orientável, disposto próximo ao nariz deste último (comumente designada "roda do nariz"). Para essa finalidade, o leme de direção e o trem de pouso do nariz orientável são controlados por uma barra do leme de direção, à disposição do piloto. Um abaixamento para a direita, por exemplo, da barra do leme de direção transmite a intenção do piloto de produzir um momento de guinada que tende a mover o nariz da aeronave para a direita, esse momento de guinada sendo obtido por um desvio para a direita do leme de direção e do trem de pouso do nariz orientável.

Sabe-se ainda que a frenagem da aeronave em solo é garantida pelos freios instalados nas rodas das pernas do trem de pouso, bem como pelos flapes dos "spoilers" (freios aerodinâmicos) capazes de aumentar o arrasto da aeronave e de mantê-la firmemente aderida ao solo de forma a aumentar a eficácia dos freios das rodas e/ou através dos reversores de turbina, os freios de roda sendo controlados por um sistema capaz de levar em consideração os comandos procedentes do piloto ou de um dispositivo automático. Para frear a aeronave no solo, o piloto dispõe de dois pedais montados na barra do leme de direção e associados respectivamente com os freios das rodas dispostos em cada uma das laterais do eixo geométrico longitudinal da aeronave: assim, o pedal direito pode controlar os freios dispostos à direita da aeronave e o pedal esquerdo pode controlar os freios dispostos à esquerda. Caso empreenda ações de frenagem

diferentes sobre os dois pedais de freio, o piloto produz frenagem diferencial entre os conjuntos de roda dispostos em cada lateral do eixo geométrico longitudinal da aeronave, essa frenagem diferencial produzindo um momento  
5 de guinada para a aeronave.

A condução de uma aeronave em solo pode, portanto, também ser obtida através dessa frenagem diferencial. Assim, quando o piloto da aeronave deseja corrigir a trajetória lateral da aeronave no solo, ele pode atuar sobre a barra  
10 do leme de direção, para envolver o leme de direção e o trem de pouso do nariz orientável, e/ou os pedais de freio, para produzir a frenagem diferencial.

Deve-se, porém, observar que a ação sobre os pedais de freio isoladamente, sob certas condições tais como vento  
15 lateral forte, falhas no motor, etc., pode ser insuficiente para controlar a trajetória lateral da aeronave, levando-a a sair da pista de taxiamento.

Agora, essa situação pode ocorrer no caso de falha da barra do leme de direção. Especificamente, neste caso,  
20 somente os pedais de freio estão disponíveis para controle de guinada da aeronave durante seu rolamento em solo.

O objetivo da presente invenção consiste em corrigir essa desvantagem e possibilitar o aumento do momento de  
25 guinada na aeronave através de ação dissimétrica isolada sobre os pedais de freio.

Nesse intuito, de acordo com a invenção, é provido um método para conduzir uma aeronave durante seu rolamento em solo, dita aeronave compreendendo:

- 30 - um trem de pouso do nariz orientável;  
- um leme de direção, disposto na parte traseira de dita aeronave;  
- uma barra de leme de direção à disposição do piloto da aeronave, possibilitando direcionar um comando de  
35 controle combinado para dito trem de pouso do nariz orientável e para dito leme de direção, para controlar dita aeronave em guinada;

- pelo menos duas pernas do trem de pouso, simétricas entre si em relação ao ponto médio vertical longitudinal da aeronave, as rodas de ditas pernas do trem de pouso sendo equipadas com freios; e
  - 5 - dois membros de controle de frenagem à disposição de dito piloto, respectivamente associados com ditas pernas de trem de pouso e cada um produzindo um comando de frenagem para controlar os freios de roda da perna de trem de pouso associada, sendo digno de nota que:
    - 10 - é formada a diferença entre ditos comandos de frenagem;
    - dita diferença nos comandos de frenagem é transformada num comando de controle adicional para dito leme de direção e para dito trem de pouso do nariz orientável; e
    - dito comando de controle adicional é aplicado a dito
    - 15 leme de direção e a dito trem de pouso de nariz orientável, na dupla condição de que:
      - dita diferença nos comandos de frenagem seja maior que um primeiro limiar; e
      - dito comando de controle combinado direcionado por dita
      - 20 barra de leme de direção para dito leme de direção e para dito trem de pouso do nariz orientável seja menor do que um segundo limiar.
- Assim, em virtude da presente invenção, caso a barra de leme de direção falhar com suas duas alavancas (manetes)
- 25 travadas próximo à posição de ponto morto, uma ação de frenagem diferencial por parte do piloto poderá produzir uma rotação no sentido apropriado do leme de direção e do trem de pouso do nariz orientável, permitindo o controle de guinada na trajetória da aeronave em solo. Por outro
- 30 lado, se a aeronave em solo for submetida a vento cruzado forte, obrigando o piloto a controlar a trajetória da aeronave com a barra do leme de direção, e possivelmente com uma ação de frenagem diferencial, essa última não
- 35 será capaz de exercer um efeito complementar sobre a posição do leme de direção ou sobre a posição do trem de pouso do nariz orientável.
- De forma conhecida, o curso máximo de cada um de ditos

membros de controle de frenagem reside entre uma posição de ponto morto (neutra) e uma posição de frenagem máxima e, especialmente, esse curso máximo corresponde a uma rotação de ditos membros de controle de frenagem entre um  
5 ângulo de valor de rotação igual a zero (em dita posição de ponto morto) e um ângulo máximo de valor de rotação (em dita posição de frenagem máxima).

Vantajosamente, dito primeiro limiar corresponde a uma fração de dito curso máximo dos membros de controle de  
10 frenagem residindo entre um terço e dois terços e, preferivelmente, correspondente pelo menos aproximadamente à metade de dito curso máximo, ou seja, dito primeiro limiar é então igual à metade de dito ângulo máximo de valor de rotação.

15 Num modo preferido de implementação da presente invenção, para levar em conta dito primeiro limiar, antes de dita transformação num comando de controle adicional para o leme de direção, dita diferença nos comandos de frenagem é convertida numa primeira função levando o valor zero  
20 até dito primeiro limiar e aumentando, preferivelmente linearmente, para diante de dito primeiro limiar, até um valor máximo obtido para o valor máximo (igual ao ângulo máximo do valor de rotação) de dita diferença nos comandos de frenagem. Dito valor máximo de dita primeira  
25 função é igual a dito valor máximo de dita diferença nos comandos de frenagem.

De forma similar a acima citada para ditos membros de controle de frenagem, o curso rotativo máximo de cada uma das alavancas da barra do leme de direção reside entre  
30 uma posição de ponto morto (correspondendo a um ângulo zero de rotação) e uma posição correspondendo ao desvio máximo do leme de direção (correspondendo a um valor máximo de ângulo).

Preferivelmente, a transformação de dita diferença nos  
35 comandos de frenagem num comando de controle adicional para o leme de direção é obtida multiplicando-se dita primeira função por um coeficiente igual à relação de

dito curso máximo das alavancas da barra de leme de direção para dito curso máximo de ditos membros de controle de frenagem.

Para levar em consideração dito segundo limiar, dito comando de controle adicional obtido dessa forma é submetido, antes da adição a dito comando de controle combinado, a uma limitação que define, com a ajuda de dito segundo limiar, um domínio do lado de fora, onde dito comando de controle adicional é zero, e do lado de dentro onde dito comando de controle adicional possui uma autoridade limitada sobre dito leme de direção e sobre dito trem de pouso do nariz orientável. O contorno de dito domínio corresponde a uma função que é zero quando dito comando de controle combinado é igual a dito segundo limiar e que é igual a dito segundo limiar quando dito comando de controle combinado é zero e varia linearmente entre esses valores.

Dito segundo limiar corresponde a uma fração, por exemplo, de dois terços de dita trajetória máxima das alavancas da barra de leme de direção.

Como precaução, cada um de ditos comandos de frenagem é limitado antes da formação de sua diferença. Da mesma forma, é vantajoso que a soma de dito comando de controle combinado e de dito comando de controle adicional limitado seja submetida a uma limitação antes da aplicação a dito leme de direção e a dito trem de pouso do nariz orientável.

A presente invenção refere-se ainda a um dispositivo para conduzir uma aeronave durante seu rolamento em solo, dita aeronave compreendendo:

- um trem de pouso do nariz orientável;
- um leme de direção, disposto na parte traseira de dita aeronave;
- uma barra de leme de direção à disposição do piloto da aeronave, possibilitando direcionar um comando de controle combinado para dito trem de pouso do nariz orientável e para dito leme de direção, para controlar

dita aeronave em guinada;

- pelo menos duas pernas de trem de pouco, simétricas entre si em relação ao ponto médio vertical longitudinal da aeronave, as rodas de ditas pernas do trem de pouso sendo equipadas com freios; e

5 - dois membros de controle de frenagem à disposição de dito piloto, respectivamente associados com ditas pernas de trem de pouso e cada um produzindo um comando de frenagem para controlar os freios de roda da perna de  
10 trem de pouso associada.

De acordo com uma concretização preferida, o dispositivo da invenção compreende:

- meios para formar a diferença entre ditos comandos de frenagem;

15 - um gerador de função que transforma dita diferença numa função que leva o valor zero até um primeiro limiar e aumentando, para diante de dito primeiro limiar, até um valor máximo obtido para o valor máximo de dita diferença nos comandos de frenagem;

20 - meios para transformar dita função num comando de controle adicional para dito leme de direção e para dito trem de pouso do nariz orientável;

- meios de limitação capazes de limitar dito comando de controle adicional e definindo, com ajuda de um segundo  
25 limiar, um domínio do lado de fora onde dito comando de controle adicional é zero e do lado de dentro onde dito comando de controle adicional possui uma autoridade limitada sobre dito leme de direção e sobre dito trem de pouso do nariz orientável;

30 - meios para formar a soma de dito comando de controle combinado e de dito comando de controle adicional limitado por dito segundo gerador de função; e

- meios para aplicar dita soma a dito leme de direção e a dito trem de pouso do nariz orientável.

35 Os números dos desenhos em anexo elucidam a forma pela qual a invenção pode ser executada. Nesses números, referências idênticas designam elementos similares.

A Figura 1 é uma vista transversal de uma aeronave civil de grande porte à qual pode-se aplicar a presente invenção.

A Figura 2 é uma vista lateral da aeronave da Figura 1.

5 A Figura 3 é uma vista parcial de cima da aeronave civil das Figuras 1 e 2, onde somente o contorno de dita aeronave é representado, de forma a mostrar a localização de diversos trens de roda com seu dispositivo de frenagem e o dispositivo de controle de guinada em solo.

10 A Figura 4 mostra o diagrama esquemático de uma concretização representativa do dispositivo de controle de guinada em solo de acordo com a presente invenção.

As Figuras 5 e 6 são gráficos ilustrando diagramaticamente e parcialmente a operação da  
15 concretização representativa da Figura 4.

A aeronave 1, mostrada diagramaticamente nas Figuras 1 e 2 e taxiando no solo S, compreende dois pares de trens de roda 2G, 2D e 3G, 3D, respectivamente, bem como um trem de pouso do nariz orientável 4, disposto próximo ao nariz  
20 da aeronave 1 (comumente designada "roda do nariz").

Os dois trens de roda 2G e 2D, dispostos respectivamente à esquerda e à direita da aeronave 1, são simétricos entre si com respeito ao ponto médio longitudinal vertical V-V da aeronave 1. Da mesma forma, os dois trens  
25 de roda 3G e 3D, também dispostos respectivamente à esquerda e à direita da aeronave 1, são simétricos entre si com respeito a dito plano V-V. Por outro lado, os dois trens de roda 2G e 2D estão mais próximos de dito plano V-V (e, portanto, entre si) do que os trens de roda 3G e  
30 3D.

Cada roda 5 dos trens próximos 2G e 2D é equipada com um freio individual (mostrado diagramaticamente sob a referência 9 na Figura 4) e os freios individuais de cada um dos trens 2G ou 2D são controlados por um dispositivo  
35 de controle 6G ou 6D, respectivamente.

Da mesma forma, cada roda 7 dos trens distantes 3G ou 3D é equipada com um freio individual (mostrado

diagramaticamente sob a referência 10 na Figura 4) e os freios individuais de cada um dos trens 3G ou 3D são controlados por um dispositivo de controle 8G ou 8D, respectivamente.

5 Os dispositivos de controle 6G, 6D, 8G e 8D são controlados por um dispositivo de distribuição de frenagem 11, recebendo, respectivamente através das linhas 15G e 15D, comandos para frenagem à esquerda FG e à direita FD para dois transdutores 14G e 14D,  
10 respectivamente associados com dois membros à esquerda 12G e à direita 12D, à disposição do piloto.

De forma conhecida, o comando de frenagem à esquerda FG é o mais especialmente utilizado para frear as rodas 7 do trem esquerdo distante 3G e pode ser usado para frear as  
15 rodas 5 do trem esquerdo próximo 2G. Da mesma forma, o comando de frenagem à direita FD é o mais especialmente utilizado para frear as rodas 7 do trem direito distante 3D e pode ser usado para frear as rodas 5 do trem direito próximo 2D.

20 Outros membros de frenagem (não representados) são preferivelmente colocados à disposição de um co-piloto da aeronave 1.

Conforme mostrado diagramaticamente na Figura 4, ditos membros de frenagem 12G e 12D podem consistir de pedais rotativos, articulados respectivamente às extremidades  
25 livres das alavancas 13G e 13D da barra de leme de direção 13 da aeronave 1.

Quando o piloto, com seu pé esquerdo (ou direito) gira o pedal esquerdo 12G (ou o pedal direito 12D), a rotação de  
30 dito pedal é detectada pelo transdutor esquerdo 14G (ou pelo transdutor direito 14D), que produz o comando de frenagem à esquerda correspondente FG (ou o comando de frenagem à direita FD), direcionado a dito dispositivo de distribuição de frenagem 11. O ângulo de rotação  $\alpha$  de  
35 cada pedal 12G ou 12D reside entre 0 (pedal em repouso) e  $\alpha$  max (rotação máxima) e o comando de frenagem correspondente FG ou FD é dependente do valor de dito

ângulo de rotação  $\alpha$ .

De uma forma conhecida, a barra de leme de direção 13 é destinada, quando a aeronave está taxiando no solo, a controlar o leme de direção 16 da aeronave 1 (vide Figura 2) e a orientação do trem de pouso do nariz orientável da aeronave 1. Nesse intuito, dois transdutores 17G e 17D estão respectivamente associados com as duas alavancas 13G e 13D da barra de leme de direção 13, de forma a produzir comandos combinados de controle de guinada para a esquerda LGC e para a direita LDC, respectivamente. O ângulo de rotação  $\beta$  de cada alavanca 13G ou 13D da barra de leme de direção 13 reside entre 0 (alavanca em repouso) e  $\beta_{\max}$  (rotação máxima) e os comandos de controle combinados LGC e LDC são aplicados a dito leme de direção 16 e a dito trem de pouso do nariz orientável respectivamente, por meio dos dispositivos de atuação 18 e 19.

De acordo com a presente invenção, os comandos de controle de guinada LGC e LDC, provenientes respectivamente dos transdutores 17G e 17D, bem como os comandos de frenagem FG e FD, provenientes respectivamente dos transdutores 14G e 14D, são transmitidos para um dispositivo de processamento 20 capaz de produzir um comando de controle adicional D21 para o leme de direção 16 e para o trem de pouso de nariz orientável, no caso em que a frenagem diferencial é significativa, embora o comando LGC ou LDC seja fraco.

O dispositivo de processamento 20 compreende um subtrator 21 ao qual os comandos de frenagem FG e FD são alimentados, utilizando as linhas 15G e 15D, por meio dos respectivos limitadores 22G e 22D destinados a evitar a introdução de dados de entrada completamente errôneos no subtrator 21. Por exemplo, os limitadores 22G e 22D exigem que FG e FD sejam limitados entre 0 e  $\alpha_{\max}$ .

Assim, em sua saída, o subtrator 21 libera um comando de frenagem diferencial D1, por exemplo considerado positivo se FG for maior que FD e negativo no caso inverso. O

comando de frenagem diferencial D1 é direcionado a um gerador de função 23, capaz de transformar o comando de frenagem diferencial D1 numa função  $F(D1)$ , cujo exemplo é mostrado na Figura 5. Nesse exemplo, a função  $F(D1)$  é zero abaixo da metade ( $\alpha_{max}/2$ ) do curso máximo dos pedais 12G e 12D e é uma função linearmente crescente de D1 entre dita metade do curso máximo  $\alpha_{max}/2$  e o curso máximo  $\alpha_{max}$ . Para D1 igual a  $\alpha_{max}$ ,  $F(D1)$  é também  $\alpha_{max}$ .

Assim, a função  $F(D1)$  é limitada a altos comandos de frenagem diferencial acima do limiar  $\alpha_{max}/2$ . É transmitida a um conversor 24 capaz de transformá-la num comando para o leme de direção 16. Por exemplo, dito conversor 24 multiplica a função  $F(D1)$  por um coeficiente K igual à relação do desvio máximo  $\beta_{max}$  das alavancas da barra do leme de direção 13 até a rotação máxima  $\alpha_{max}$  dos pedais de freio 12G e 12D.

Na saída do conversor 24, um comando de desvio adicional D2 para o leme de direção 16 e para o trem de pouso do nariz orientável 4 é, portanto, obtido. Esse comando de desvio adicional D2 é direcionado para um limitador 25 que recebe os comandos de controle LGC e LDC provenientes dos transdutores 17G e 17D ligados à barra do leme de direção 13 e produz uma função  $LimD2$  capaz de limitar o domínio de ação do comando D2 a comandos de desvio de leme de direção fracos 16 e de limitar a autoridade dos pedais de freio 12G e 12D sobre o leme de direção 16 e sobre o trem de pouso do nariz orientável 4.

Na Figura 6 está representado um domínio de limitação representativo 26 produzido pelo limitador 25. O domínio 26 é delimitado por um contorno 27 satisfazendo uma função que é zero quando o comando de controle combinado LGC ou LGD é igual a um limiar  $2.\beta_{max}/3$  igual a dois terços do valor máximo  $\beta_{max}$  do ângulo de desvio  $\beta$  das alavancas 13G e 13D da barra de leme de direção 13, e que é igual a dito limiar  $2.\beta_{max}/3$  quando o comando de controle combinado é zero. Entre esses dois pontos, a variação do contorno 27 pode ser linear.

Fora do domínio de limitação 26, o limitador 25 zera o comando de desvio adicional D2, enquanto dentro de dito domínio o último é compelido a mudar inversamente para o comando de controle combinado LGC ou LGD.

5 Assim, em sua saída, o limitador 25 libera um comando de desvio adicional limitado D21, que é adicionado ao comando de controle combinado apropriado LGC ou LGD num somador 28.

10 A soma assim obtida é direcionada para um limitador 29, por exemplo, limitando-a ao domínio  $-\beta_{\max}$ ,  $+\beta_{\max}$ , após o que é transmitida para os dispositivos de atuação 18 e 19 do leme de direção 16 e do trem de pouso do nariz orientável 4.

15 Opcionalmente, o comando D21 pode também ser direcionado às superfícies aerodinâmicas da aeronave 1 (por exemplo flapes do spoiler, não representados) capazes de aumentar o momento de guinada, durante o movimento no solo.

20 Assim, num vento cruzado forte, o piloto da aeronave 1 controla a trajetória de movimento da aeronave 1 com a barra de leme de direção 13 e, se necessário, com uma ação de frenagem diferencial sobre os pedais 12G, 12D. Quando a barra de leme de direção 13 é altamente desviada, a frenagem diferencial não exerce nenhum efeito complementar nem sobre a posição do leme de direção 16  
25 nem sobre o trem de pouso do nariz orientável 4.

Sob as mesmas condições, se as alavancas 13G e 13D estão travadas, elas ficam próximas de sua posição de ponto morto, de forma que uma ação de frenagem diferencial atuará sobre os freios e sobre as posições do leme de  
30 direção 16 e do trem de pouso do nariz orientável 4, permitindo assim que a trajetória da aeronave 1 seja controlada.

Será observado que, em virtude da presente invenção, o comando adicional D21 é limitado de forma contínua e  
35 progressiva como uma função do comando LGC ou LGD procedente da barra de leme de direção 13, de forma tal que esse comando adicional D21 fique efetivamente igual

a zero quando o comando LGC ou LGD atingir um certo limiar ( $2.\beta_{\max}/3$ ), sempre dando prioridade ao comando LGC ou LGD.

### REIVINDICAÇÕES

1. Método para conduzir uma aeronave (1) durante seu rolamento sobre o solo (S), dita aeronave compreendendo
- um trem de pouso do nariz orientável (4);
- 5 - um leme de direção (16), disposto na parte traseira de dita aeronave (1);
- uma barra de leme de direção (13) à disposição do piloto da aeronave, possibilitando direcionar um comando de controle combinado para dito trem de pouso do nariz
- 10 orientável (4) e para dito leme de direção (16), para controlar dita aeronave em guinada;
- pelo menos duas pernas do trem de pouso (2G, 3G - 2D, 3D), simétricas entre si em relação ao ponto médio vertical longitudinal (V-V) da aeronave, as rodas (5,7)
- 15 de ditas pernas do trem de pouso sendo equipadas com freios (9, 10); e
- dois membros de controle de frenagem (12G-12D) à disposição de dito piloto, respectivamente associados com ditas pernas de trem de pouso e cada um produzindo um
- 20 comando de frenagem (FG, FD) para controlar os freios de roda da perna de trem de pouso associada, caracterizado pelo fato de:
- ser formada a diferença (D1) entre ditos comandos de frenagem (FG, FD);
- 25 - dita diferença nos comandos de frenagem (D1) ser transformada num comando de controle adicional (D2) para dito leme de direção (16) e para dito trem de pouso do nariz orientável (4); e
- dito comando de controle adicional (D2) ser aplicado a
- 30 dito leme de direção (16) e a dito trem de pouso de nariz orientável (4), na dupla condição de que:
- dita diferença nos comandos de frenagem (D1) seja maior que um primeiro limiar; e
  - dito comando de controle combinado direcionado por dita
- 35 barra de leme de direção a dito leme de direção e a dito trem de pouso do nariz orientável seja menor do que um segundo limiar.

2. Método, de acordo com a reivindicação 1, onde o curso máximo de cada um dos membros de frenagem (12G, 12D) residir entre uma posição de ponto morto e uma posição de frenagem máxima, caracterizado pelo fato de dito primeiro
- 5 limiar corresponder a uma fração de dito curso máximo residindo entre um terço e dois terços.
3. Método, de acordo com a reivindicação 2, caracterizado pelo fato de dito primeiro limiar corresponder pelo menos aproximadamente à metade de dito curso máximo de ditos
- 10 membros de frenagem (12G, 12D).
4. Método, de acordo com qualquer uma das reivindicações 2 ou 3, caracterizado pelo fato de antes da dita transformação num comando de controle adicional, dita diferença nos comandos de frenagem ser convertida numa
- 15 primeira função (F(D1)) levando o valor zero até dito primeiro limiar e aumentando para diante de dito primeiro limiar, até um valor máximo obtido para o valor máximo de dita diferença nos comandos de frenagem.
5. Método, de acordo com a reivindicação 4, caracterizado
- 20 pelo fato de dita primeira função aumentar linearmente entre dito primeiro limiar e dito valor máximo de dita diferença nos comandos de frenagem.
6. Método, de acordo com qualquer uma das reivindicações 4 ou 5, caracterizado pelo fato de dito valor máximo de
- 25 dita função ser pelo aproximadamente igual a dito valor máximo de dita diferença nos comandos de frenagem.
7. Método, de acordo com qualquer uma das reivindicações de 4 a 6, caracterizado pelo fato de a transformação da
- 30 diferença nos comandos de frenagem num comando de controle adicional para o leme de direção (16) ser obtida multiplicando-se dita primeira função por um coeficiente igual à relação de dito curso máximo das alavancas da barra do leme de direção para dito curso máximo de ditos membros de controle de frenagem.
- 35 8. Método, de acordo com a reivindicação 7, caracterizado pelo fato de dito comando de controle adicional ser submetido, antes da adição a dito comando de controle

- combinado, a uma limitação que define, com ajuda de dito segundo limiar, um domínio (26) do lado de fora, onde dito comando de controle adicional é zero, e do lado de dentro onde dito comando de controle adicional possui uma
- 5 autoridade limitada sobre dito leme de direção (16) e sobre dito trem de pouso do nariz orientável (4).
9. Método, de acordo com a reivindicação 8, caracterizado pelo fato de o contorno (27) de dito domínio (26) corresponder a uma função que é zero, quando dito comando
- 10 de controle combinado é igual a dito segundo limiar e que é igual a dito segundo limiar, quando dito segundo comando de controle combinado é zero.
10. Método, de acordo com a reivindicação 9, caracterizado pelo fato de dita função variar pelo menos
- 15 aproximadamente linearmente entre seu valor de zero e seu valor igual a dito segundo limiar.
11. Método, de acordo com qualquer uma das reivindicações de 8 a 10, caracterizado pelo fato de dito segundo limiar corresponder a uma fração do curso máximo das alavancas
- 20 da barra de leme de direção (13).
12. Método, de acordo com a reivindicação 11, caracterizado pelo fato de dito segundo limiar corresponder a dois terços do curso máximo das alavancas da barra de leme de direção (13).
- 25 13. Método, de acordo com qualquer uma das reivindicações de 1 a 12, caracterizado pelo fato de cada um de ditos comandos de frenagem submeter-se a uma limitação antes da formação de sua diferença.
14. Método, de acordo com qualquer uma das reivindicações
- 30 de 8 a 13, caracterizado pelo fato de a soma de dito comando de controle combinado e de dito comando de controle adicional limitado ser submetida a uma limitação antes da aplicação a dito leme de direção e a dito trem de pouso do nariz orientável.
- 35 15. Dispositivo para conduzir uma aeronave (1) durante seu rolamento no solo (S), dita aeronave compreendendo:
- um trem de pouso do nariz orientável (4);

- um leme de direção (16), disposto na parte traseira de dita aeronave (1);
- uma barra de leme de direção (13) à disposição do piloto da aeronave, possibilitando direcionar um comando de controle combinado para dito trem de pouso do nariz orientável (4) e para dito leme de direção (16), para controlar dita aeronave em guinada;
- pelo menos duas pernas do trem de pouso (2G, 3G - 2D, 3D), simétricas entre si em relação ao ponto médio vertical longitudinal (V-V) da aeronave, as rodas (5,7) de ditas pernas do trem de pouso sendo equipadas com freios (9, 10); e
- dois membros de controle de frenagem (12G, 12D) à disposição de dito piloto, respectivamente associados com ditas pernas de trem de pouso e cada um produzindo um comando de frenagem para controlar os freios de roda da perna de trem de pouso associada, caracterizado pelo fato de compreender:
  - meios (21) para formar a diferença (D1) entre ditos comandos de frenagem;
  - um gerador de função (23) que transforma dita diferença (D1) numa função (F(D1)) que leva o valor zero até um primeiro limiar e aumentando, para diante de dito primeiro limiar, até um valor máximo obtido para o valor máximo de dita diferença (D1) nos comandos de frenagem;
  - meios (24) para transformar dita função (F(D1)) num comando de controle adicional (D2) para dito leme de direção (16) e para dito trem de pouso do nariz orientável (4);
  - meios de limitação (25) capazes de limitar dito comando de controle adicional (D2) e definindo, com ajuda de um segundo limiar, um domínio (26) do lado de fora onde dito comando de controle adicional é zero e do lado de dentro onde dito comando de controle adicional possui uma autoridade limitada sobre dito leme de direção e sobre dito trem de pouso do nariz orientável;
  - meios (28) para formar a soma de dito comando de

controle combinado e de dito comando de controle adicional (D21) limitado por ditos meios de limitação (25); e

- meios (18, 19) para aplicar dita soma a dito leme de direção (16) e a dito trem de pouso do nariz orientável (4).

FIG.1

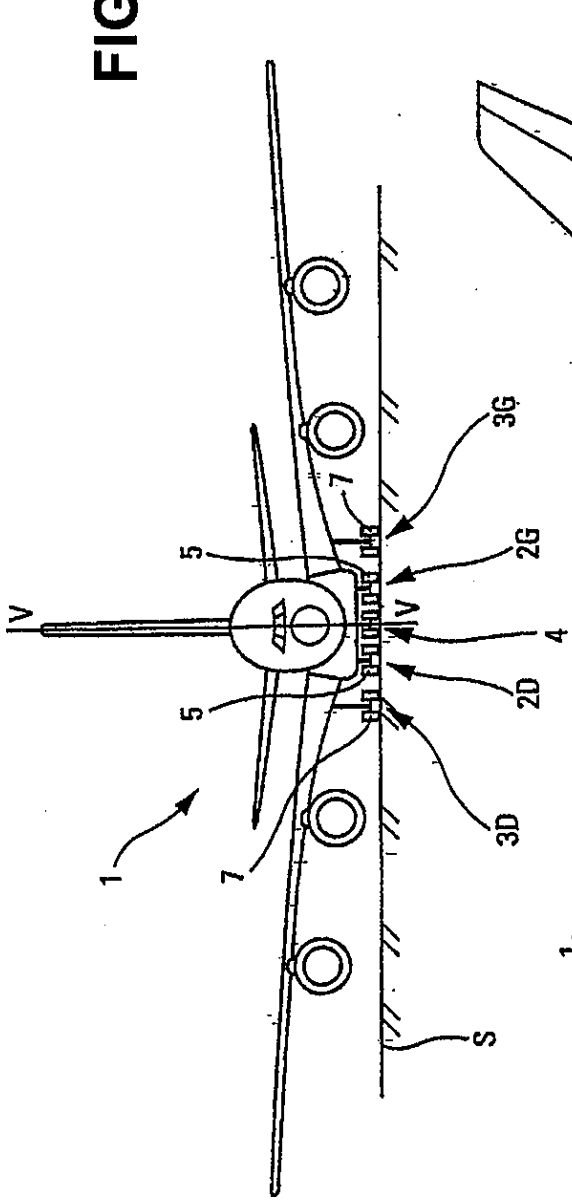
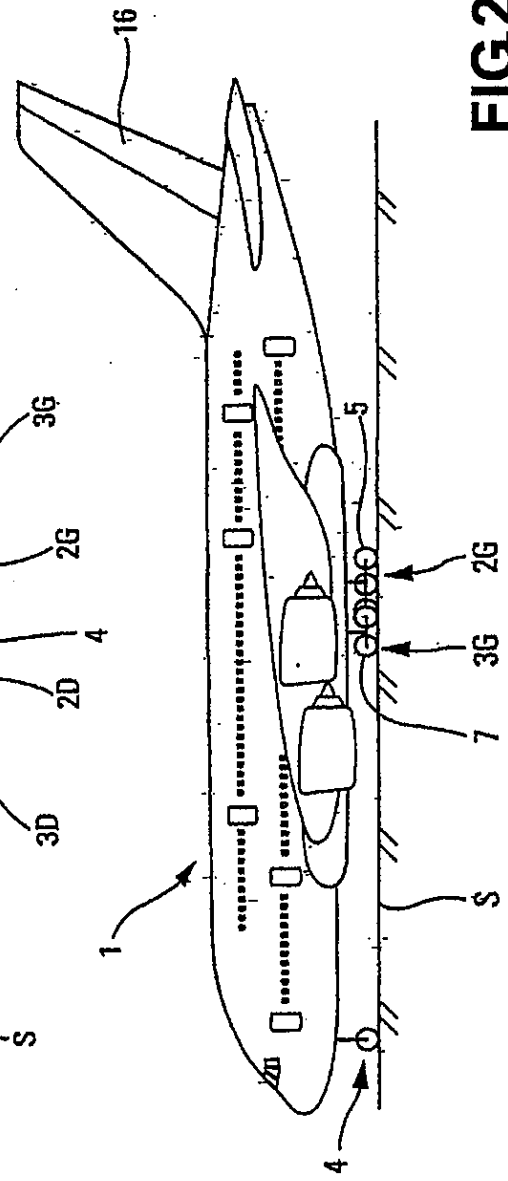


FIG.2



26  
m

2/4

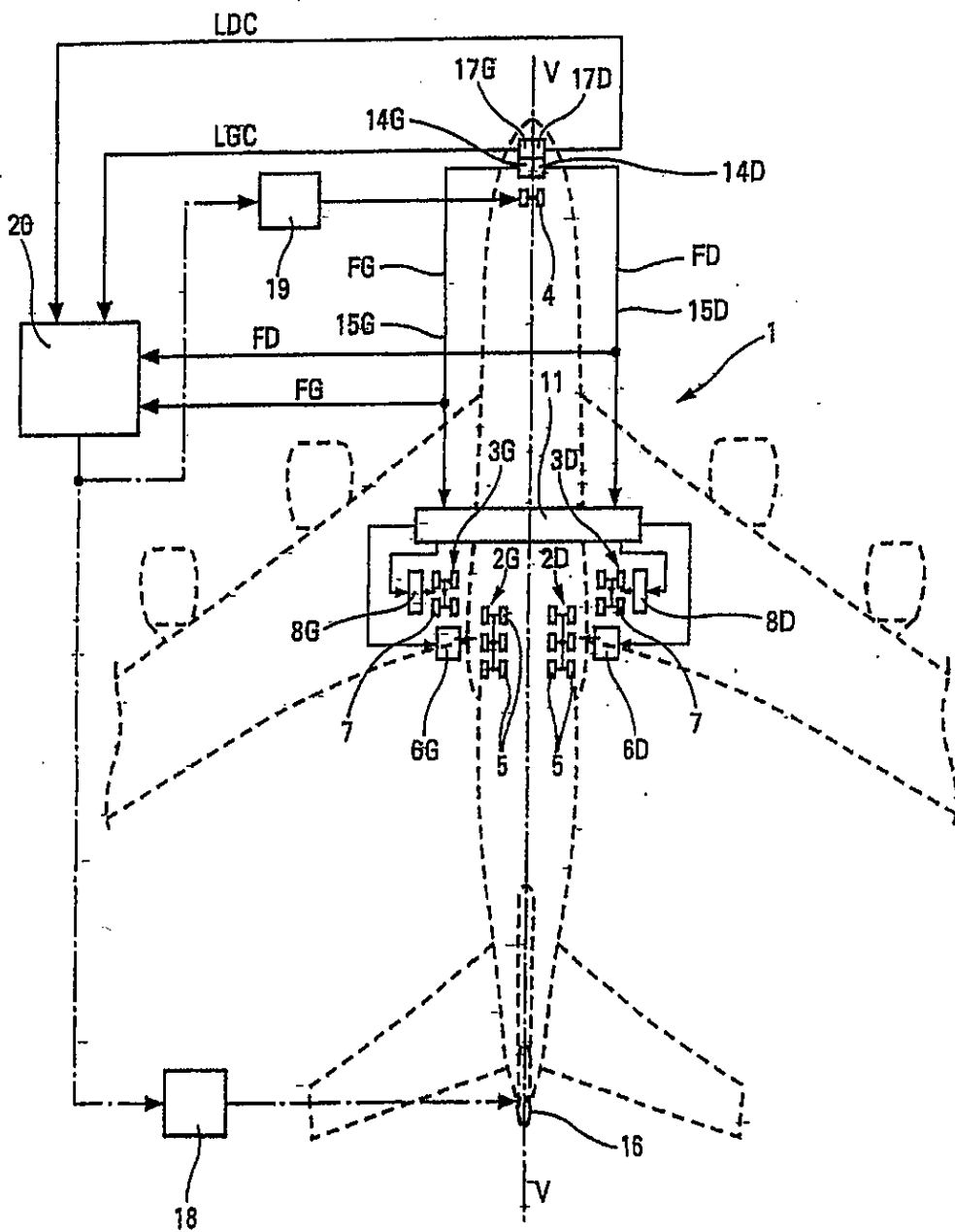


FIG.3

27  
m

3/4

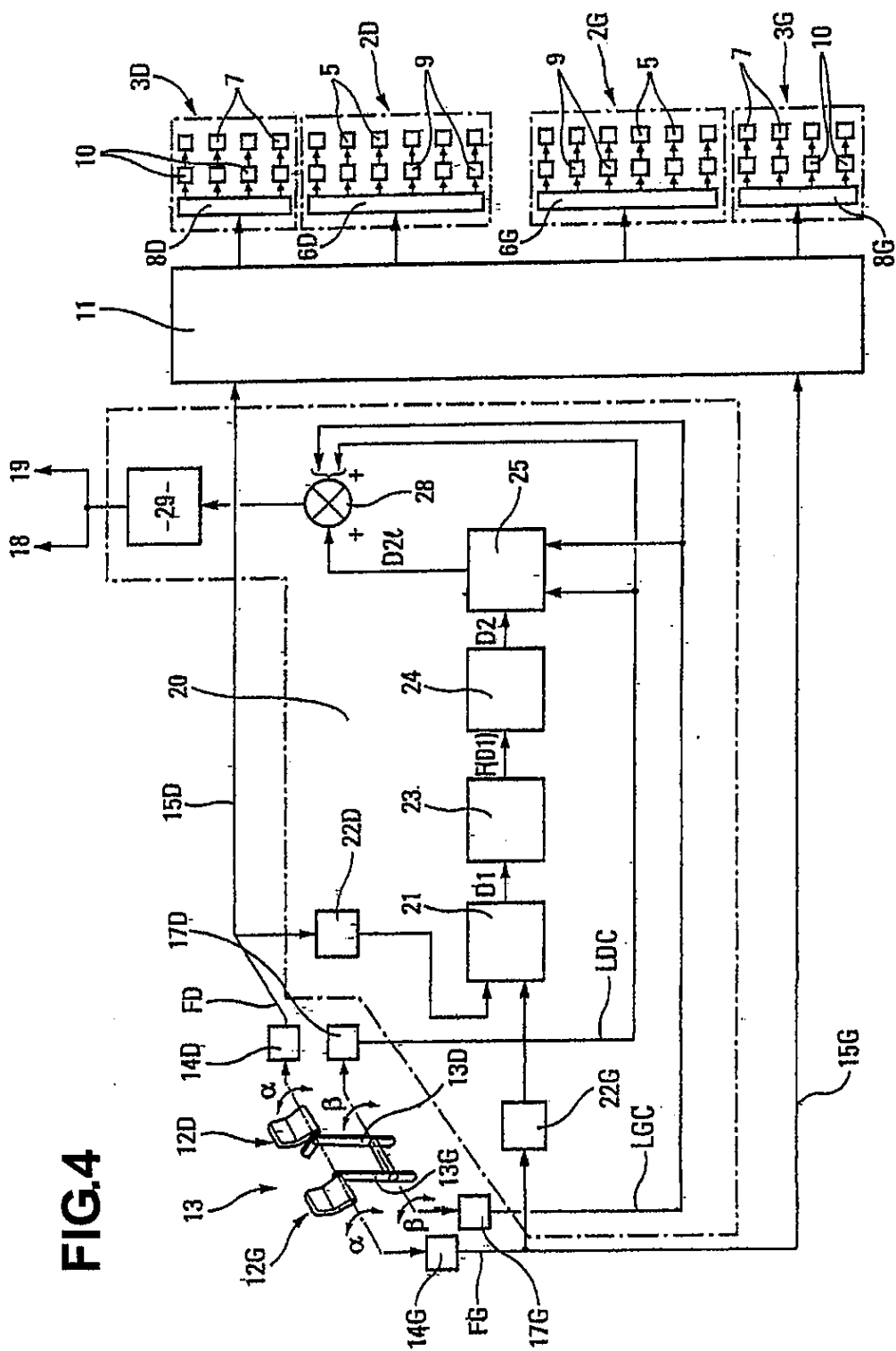


FIG. 4

4/4

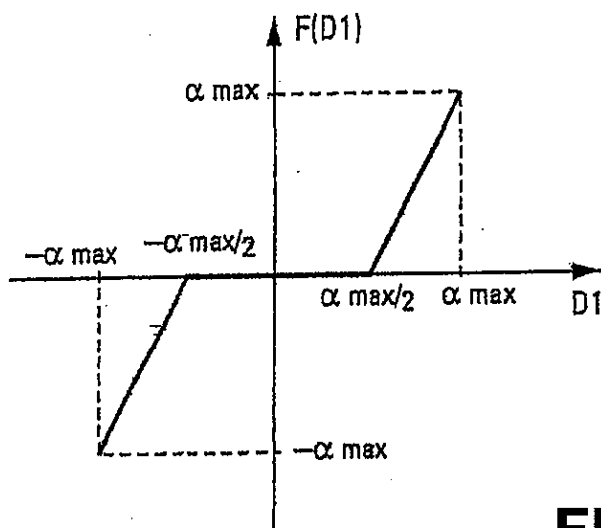


FIG.5

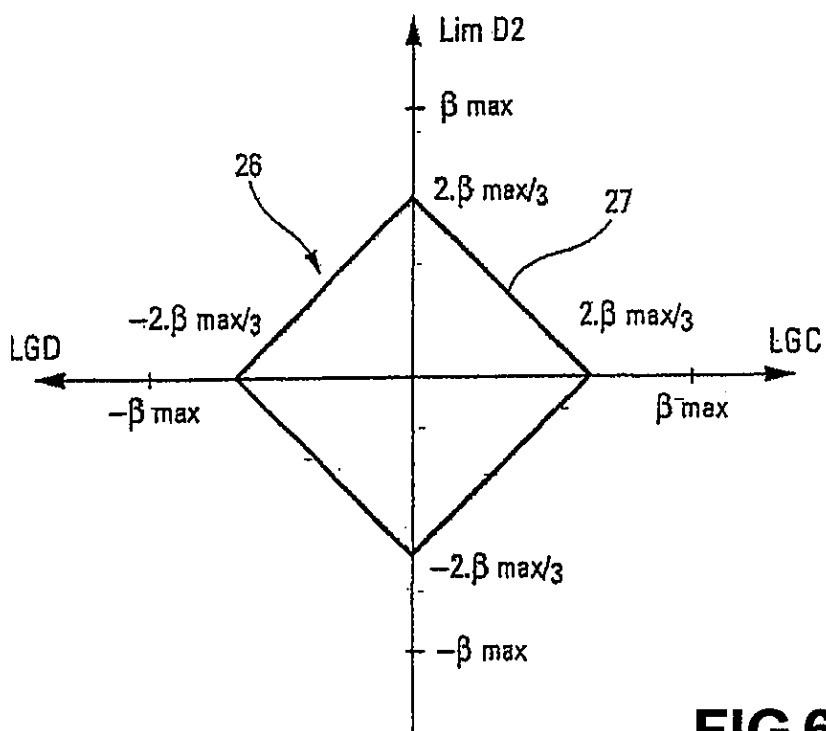


FIG.6