

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

(21) **PI0618013-2 A2**

(22) Data de Depósito: 19/10/2006
(43) Data da Publicação: 16/08/2011
(RPI 2119)



★ B R P I 0 6 1 8 0 1 3 A 2 ★

(51) *Int.Cl.:*
G05D 1/00 2006.01

(54) Título: **PROCESSO E SISTEMA DE LIMITAÇÃO DE TRANCAMENTO DE DEFLEXÃO DO LEME DE UMA AERONAVE**

(30) Prioridade Unionista: 27/10/2005 FR 0553267

(73) Titular(es): AIRBUS FRANCE

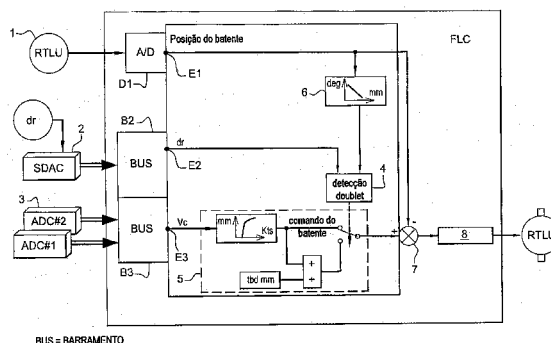
(72) Inventor(es): Didier Averseng

(74) Procurador(es): ORLANDO DE SOUZA

(86) Pedido Internacional: PCT FR2006051071 de 19/10/2006

(87) Publicação Internacional: WO 2007/048960 de 03/05/2007

(57) Resumo: PROCESSO E SISTEMA DE LIMITAÇÃO DE TRANCAMENTO DE DEFLEXÃO DO LEME DE UMA AERONAVE A invenção se refere a um processo de limitação do ângulo de deflexão de um leme de uma aeronave, comportando as operações de: determinação de um ângulo de deflexão máximo permitido em função da velocidade da aeronave, detecção de uma configuração de derrapagem da aeronave seguida de um primeiro comando de deflexão do leme com um ângulo de deflexão máximo e um primeiro sentido; aplicação de um limite do ângulo de deflexão máximo permitido. A invenção se refere também a um sistema para aplicar esse processo.



BUS = BARRAMENTO



PI0618013-2

1/13

PROCESSO E SISTEMA DE LIMITAÇÃO DE TRANCAMENTO DE DEFLEXÃO
DO LEME DE UMA AERONAVE

Domínio da invenção

A invenção se refere a um processo para limitar um
5 ângulo de deflexão do leme de uma aeronave, em certas
condições de voo, notadamente quando a aeronave está em
derrapagem e quando a deflexão do respectivo leme é
comandado com um rebatimento máximo. A invenção se refere
também a um sistema para aplicar esse processo.

10 A invenção encontra aplicações no domínio da
aeronáutica e, em particular, no domínio do comando do leme
de uma aeronave.

Estado da técnica

Em uma aeronave, o controle de direção é uma borboleta
15 móvel montada na deriva da aeronave e manobrada a partir do
posto de comando, para modificar a direção da aeronave. A
deriva constitui uma superfície relativamente importante da
aeronave, cujo papel essencial é de assegurar uma
estabilidade de rota à aeronave. A deriva está apta a
20 suportar esforços que podem ser relativamente importantes.
Todavia, esses esforços não devem ultrapassar uma certa
carga que acarretaria a ruptura da deriva. Esses esforços
dependem das condições de voo da aeronave e, notadamente,
da velocidade da aeronave. Também, para limitar esses
25 esforços sobre a deriva, existe um sistema, instalado na
maior parte das aeronaves, que permitem limitar a deflexão
do leme em certas condições de voo, isto é, limitar o
rebatimento permitido do leme. Essa limitação é obtida,
graças ao batente situados de ambos os lados do leme e cuja
30 posição é controlada por meio de macacos. A limitação do

ângulo de deflexão do leme é diretamente ligada à velocidade da aeronave. Assim, quanto mais a aeronave navegar rapidamente e mais reduzido for o rebatimento do leme, portanto mais os batentes estarão próximos do leme.

5 Ao contrário, quanto menor for a velocidade da aeronave, mais o ângulo de deflexão autorizado será elevado, portanto mais os batentes estarão afastados do leme.

Em condições normais de voo de uma aeronave, o leme de direção é utilizado na aterragem, para o alinhamento da
10 aeronave com a pista de aterragem, e à rolagem no solo da aeronave. Nesses dois casos, a aeronave está à baixa velocidade. O ângulo de deflexão permitido do leme pode, portanto, ser elevado.

Em condições anormais de voo de uma aeronave, por
15 exemplo, quando de uma pane no motor, o leme de direção pode ser utilizado para compensar a dissimetria que se instala no momento da perda de rendimento de um motor. Com efeito, quando um motor pára de funcionar, a aeronave se coloca em derrapagem e navega de lado, isto é, a aeronave
20 não está mais no eixo de voo. Então, é necessário agir sobre o leme de direção para levar a aeronave nesse eixo de voo. Nessas condições, é importante que o rebatimento permitido do leme seja suficientemente elevado para permitir essa correção da aeronave.

25 O sistema clássico de limitação do ângulo de deflexão do leme é previsto para que o piloto possa compensar os efeitos dessa pane de motor. Em outros termos, a limitação clássica é calculada, de maneira a deixar ao piloto uma autoridade suficiente para poder compensar uma dissimetria
30 gerada por uma pane de motor.

Todavia, esse sistema clássico não considera outras situações que podem necessitar dos comandos de deflexão do leme.

Com efeito, nada impede o piloto de emitir
5 sucessivamente vários comandos de deflexão do leme, em sentidos opostos, com ângulos que atingem o rebatimento máximo permitido. Por exemplo, se o piloto comandar um primeiro deflexão do leme em um primeiro sentido, por uma primeira razão, depois um segundo deflexão do leme no
10 sentido oposto por uma outra razão, depois um terceiro deflexão do leme no primeiro sentido, com ângulos de deflexão máximo, então os esforços que se referem à deriva podem se tornar tão importantes que a estrutura da aeronave permanecerá sacudida.

15 Em um outro exemplo de condições anormais de vôos, se a aeronave se colocar em derrapagem, em consequência de um comando de deflexão do leme ou de uma pane do motor, a aeronave navegará mal. Ela tem então o vento de perfil. Se, nesse momento, o piloto comandar uma deflexão do leme com
20 um ângulo máximo, para recuperar o eixo de vôo, então o leme achar-se-á em cheio no vento. As dificuldades começam a pesar muito sobre o leme. Se o piloto comandar uma nova deflexão do leme, no sentido oposto, com um ângulo máximo, então os esforços que pesam sobre a deriva poderão
25 ultrapassar as cargas para as quais a aeronave foi calculada.

Os esforços sustentados pela deriva podem então atingir e mesmo ultrapassar os limites impostos pela própria construção da aeronave. Nos casos mais graves, a
30 deriva pode se romper sob o efeito dos esforços, ou

dificuldades, e acarretar o *crash* da aeronave.

Exposição da invenção

A invenção tem exatamente por finalidade prevenir os inconvenientes das técnicas expostas anteriormente. Com
5 essa finalidade, a invenção propõe um processo e um sistema que permitem aumentar a segurança da aeronave, impedindo esse tipo de manobras, isto é, uma sucessão de deflexões do leme, em sentidos opostos, com ângulos de deflexão máximo. Para isso, o processo e o sistema da invenção asseguram uma
10 limitação do ângulo de deflexão permitido do leme, em certas condições de voo. Em outros termos, a invenção propõe diminuir a autoridade de comando do leme oferecida ao piloto para limitar os esforços sobre a deriva, quando a aeronave está em derrapagem e uma deflexão do leme é
15 comandado no sentido oposto até o ângulo máximo permitido.

De forma mais precisa, a invenção se refere a um processo de limitação do ângulo de deflexão de um leme de uma aeronave, comportando uma operação de determinação de um ângulo de deflexão máximo permitido em função da
20 velocidade da aeronave, caracterizado pelo fato de comportar as operações de:

- detecção de uma configuração de derrapagem da aeronave seguida de um primeiro comando de deflexão do leme com um ângulo de deflexão máximo e um primeiro sentido;
- 25 - aplicação de um limite do ângulo de deflexão máximo permitido.

Esse processo pode comportar uma ou várias das seguintes características:

- a detecção de uma configuração de derrapagem da
30 aeronave consiste em detectar uma deflexão do leme com um

ângulo de deflexão máximo e um segundo sentido, oposto ao primeiro sentido;

- a detecção de uma configuração de derrapagem da aeronave consiste em detectar uma aceleração lateral não nula da aeronave.

A invenção se refere também a um sistema para aplicar esse processo. Esse sistema é um sistema de limitação do ângulo de deflexão de um leme de uma aeronave, comportando:

- um dispositivo de aquisição da velocidade da aeronave;

- um dispositivo de determinação de um ângulo de deflexão máximo permitido, em função da velocidade da aeronave;

- um dispositivo de aquisição da posição comum do leme, caracterizado pelo fato de

- um dispositivo para detectar uma configuração de derrapagem da aeronave e um comando de deflexão do leme com um ângulo de deflexão máximo permitido e um primeiro sentido; e

- um dispositivo para limitar o valor do ângulo de deflexão máximo permitido.

Esse sistema pode comportar uma ou várias das seguintes características:

- o dispositivo para detectar uma derrapagem é um circuito lógico que verifica se duas deflexões sucessivos do leme, denominados doublet, têm sentidos opostos e ângulos de deflexão máximo permitidos;

- o dispositivo para detectar uma derrapagem comporta um captador de aceleração lateral;

- o dispositivo para detectar uma derrapagem comporta

um circuito lógico que verifica a existência de um comando de deflexão com um ângulo de deflexão máximo, quando a aceleração lateral detectada é não nula;

- o circuito lógico comporta duas vias de detecção
5 ligadas por uma porta ET;

- cada via de detecção comporta uma porta ET, um retardador e uma báscula;

- o limite do ângulo de deflexão máximo permitido é obtido por modificação de um comprimento de um macaco que
10 forma batente para o leme.

Breve descrição dos desenhos

A figura 1 representa um circuito lógico de detecção de um doublet, permitindo a detecção de uma configuração crítica.

15 A figura 2 representa um diagrama funcional do sistema de limitação do ângulo de deflexão do leme, de acordo com um primeiro modo de realização da invenção.

A figura 3 representa uma variante do sistema da invenção.

20 A figura 4 representa um segundo modo de realização do sistema da invenção.

Descrição detalhada de modos de realização da invenção

A invenção se refere a um processo e a um sistema que permitem reduzir rapidamente o ângulo de deflexão permitido
25 para o leme, quando a aeronave está em configuração de derrapagem e uma deflexão com um ângulo máximo é comandado no sentido oposto à posição comum do leme, isto é, a posição na qual se acha o leme, quando da derrapagem. Essa configuração será denominada na sequência configuração
30 crítica.

O ângulo de deflexão permitido corresponde ao rebatimento máximo que pode sofrer o leme, em resposta a um comando de deflexão. Esse ângulo é delimitado por dois batentes situados de ambos os lados do leme. A posição
5 desses batentes é imposta por um dispositivo denominado RTL (Rudder Travel Limitation Unit, em termos anglo-saxões).

A invenção necessita, portanto, da detecção de uma configuração crítica com a detecção de uma derrapagem da
10 aeronave, a detecção do valor máximo da RTL, a saber o valor do ângulo de deflexão máximo permitido e a detecção do valor do ângulo de deflexão em curso, correspondente à posição comum do leme. Ora, a informação de derrapagem da aeronave não é uma informação disponível na maior parte das
15 aeronaves.

Também, para determinar a existência de uma derrapagem, a invenção propõe detectar:

- seja a aplicação de duas ordens sucessivas de deflexão com rebatimento máximo em um sentido, depois no
20 outro;

- seja a existência de uma aceleração lateral da aeronave.

Esses dois modos de detecção permitem deduzir que a erro está em derrapagem.

25 Mais precisamente, o processo da invenção consiste em detectar que a aeronave está em derrapagem, com um dos modos descritos anteriormente, e que o leme atingiu seu rebatimento máximo e mudou de sentido.

Desde que dois fatos tenham sido detectados, o
30 processo da invenção considera que, por defeito, a aeronave

está em uma configuração crítica e que há um risco possível de ultrapassagem das cargas limites. O processo da invenção consiste então em reduzir o rebatimento máximo permitido do leme, a fim de se assegurar que os esforços sobre o leme não podem ultrapassar a carga limite para a qual a aeronave foi dimensionada. Dessa forma, reduz-se a autoridade do piloto sobre o leme e aumenta-se a segurança da aeronave.

O processo que acaba de ser descrito é utilizado pelo sistema da invenção. Esse sistema comporta:

- 10 - um dispositivo 3 de aquisição da velocidade de erro;
- um dispositivo 1 de determinação de um ângulo de deflexão máximo permitido em função da velocidade da aeronave;
- um dispositivo 2 de aquisição da posição comum do
- 15 leme.

Ele comporta também um circuito eletrônico para detectar uma configuração crítica e determinar o valor limite do rebatimento do leme, assim como barras de comunicação que asseguram a ligação entre as diferentes

20 calculadoras da aeronave e o circuito de detecção para fornecer, a esse circuito, os dados, retirados nas calculadoras, necessários à detecção da configuração crítica.

Na figura 2, representou-se um exemplo do sistema da

25 invenção com um circuito eletrônico, permitindo a detecção de uma configuração crítica e a limitação do ângulo de deflexão do leme. Esse circuito utiliza o primeiro modo de realização da invenção, no qual a derrapagem da aeronave é deduzida da aplicação de duas ordens sucessivas de deflexão

30 com rebatimento máximo, em um sentido, depois no outro. Um

desses sentidos é denominado primeiro sentido, o outro sentido sendo denominado segundo sentido. O circuito da figura 2 permite, portanto, detectar duas ordens de deflexão sucessivas, em sentidos opostos, até o batente.

5 Para isso, esse circuito recebe, a uma entrada E1, a posição do batente do leme, isto é, o valor do ângulo de deflexão máximo permitido p[ara a velocidade de vôo da aeronave. Esse valor é fornecido pela unidade TRLU 1, por exemplo, sob uma forma analógica. Ela é então convertida em
10 dado numérico por um desmodulador D1, antes de ser introduzida no circuito da invenção. O circuito recebe, a uma entrada E2, o valor dr da posição comum do leme, isto é, o valor do ângulo entre a posição real do leme e a posição de repouso desse leme, posição real na qual se acha
15 o leme no instante do cálculo, em outros termos o ângulo de deflexão do leme. Esse valor é fornecido, via uma barra de comunicação B2 de tipo ARINC 429, por uma calculadora 2 que gera a posição do leme, por exemplo, um concentrador de aquisição de dados SDAC (System Data Acquisition
20 Concentrator). O circuito recebe, à sua entrada E3, as informações de velocidade da aeronave. Essas informações são fornecidas, via uma barra B3, pelas calculadoras 3 que geram a velocidade da aeronave, por exemplo, as calculadoras ADC (Air Data Computer) ou ADIRU.

25 Esse circuito assegura uma comparação entre o valor da TRLU e o valor dr da posição comum do leme. Esses dois valores são valores expressos em graus. Essa comparação é realizada pelo circuito de detecção de doublet 4, representado em detalhes na figura 1.

30 Mais precisamente, a figura 1 mostra um exemplo de

circuito lógico, assegurando a detecção de um doublet, isto é, a detecção de duas ordens sucessivas de deflexão do leme com rebatimentos máximo e sentidos opostos. Esse circuito 4 de detecção de um doublet comporta uma primeira via de
5 detecção 41 e uma segunda via de detecção 42. Essas duas vias de detecção 41 e 42 são conectadas a uma porta Et lógica 43.

A primeira via 41 comporta uma porta ET 413 que assume o valor 1, quando o sentido de deflexão dr do leme é
10 positivo (entrada 411 do circuito 4) e o valor absoluto da deflexão dr é superior ou igual ao valor da RTLUI (entrada 412 do circuito 4). Essa via 41 comporta um retardador 414 que aplica um certo retardo ao valor lógico obtido na saída da porta ET 413. Esse retardo corresponde pelo menos ao
15 tempo constatado entre a ordem de deflexão do leme e a reação do leme, isto é, a mudança de posição do leme. Esse retardo é da ordem de 5 a 6 segundos. A via 41 comporta, além disso, uma báscula 415 que recebe, por um lado, o valor lógico diretamente da porta ET e, por outro lado, o
20 valor lógico proveniente do retardador 414. Essa báscula 415 permite bloquear o valor lógico 1 ou 0 recebido da porta ET 413. A via 41 do circuito conserva assim o valor lógico obtido na saída da primeira porta ET 413 durante esse tempo e de 5 a 6 segundos para se assegurar que o leme
25 teve o tempo de reagir à ordem de deflexão.

A via 41 detecta assim a existência de uma deflexão com um ângulo máximo e um primeiro sentido.

A segunda via 42 do circuito de detecção de dobro 4 comporta a porta ET 423 que assume o valor 1, quando o
30 sentido de deflexão dr do leme é negativo (entrada 421 do

circuito 4) e o valor absoluto da deflexão dr superior ou igual ao valor da RLTU (entrada 422 do circuito 4). Essa via 42 comporta um retardador 424 que aplica o valor lógico obtido na saída da porta ET 423 o mesmo retardo que o
5 retardador 414. A via 42 comporta, além disso, uma báscula 425 que permite bloquear o valor lógico 1 ou 0 recebido da porta ET 423. A via 42 do circuito conserva assim o valor lógico obtido na saída da primeira porta ET 423 durante um tempo de 5 a 6 segundos para se assegurar que o leme teve o
10 tempo de reagir à ordem de deflexão.

A via 42 detecta assim a existência de uma deflexão com um ângulo máximo e um segundo sentido.

Cada uma das vias 41 e 42 é ligada na saída à porta lógica ET 43. Quando a porta ET 43 recebe um valor lógico 1
15 sobre cada uma de suas entradas, isto significa que duas ordens deflexão em sentidos opostos e com ângulos máximos foram detectadas. Um valor lógico 1 é emitido na saída do circuito de detecção de doublet 4. Caso contrário, um valor lógico 0 é emitido na saída do circuito 4.

20 Quando a saída da porta ET 43 está em 1, isto significa que uma configuração crítica foi detectada. O circuito da figura 2 assegura então uma restrição do valor da RLTU. Um circuito de comando do batente 5 associado a um adicionador 7 e a um circuito de potência 8 assegura a
25 limitação do valor da RLTU, isto é, o ângulo de deflexão limitado autorizado.

A figura 2 acaba de ser descrita, considerando-se que o valor da RLTU é um valor angular fornecido diretamente pela unidade RLTU 1. Todavia, deve ser observado que o
30 batente do leme é realizado por meio de um macaco de tipo

mecânico. Em consequência, a informação fornecida pela unidade RTL 1 é um valor métrico, por exemplo, expresso em milímetros. O circuito da figura 2 comporta, portanto, elementos de conversão dos valores métricos em valores angulares, em particular um elemento 6 para converter os milímetros em graus. Assim, a limitação do ângulo de deflexão permitido corresponde a um alongamento em milímetros do macaco: quanto mais alongado for o macaco, mais o ângulo de deflexão permitido será limitado.

10 No exemplo da figura 2, a configuração crítica é detectada, comparando-se ângulos de deflexão do leme. Na figura 3, representou-se um exemplo de circuito, permitindo detectar uma configuração crítica, comparando-se a posição comum do leme e o comando da posição da RTL 1. Em outros termos, com esse circuito não se espera que a RTL 1 esteja no lugar. Utiliza-se diretamente o comando da RTL 1. O circuito de detecção do doublet 4 recebe, portanto, na entrada o valor dr da posição do leme e o valor do comando da RTL 1 fornecido pelo circuito de comando do batente 5.

20 Em um segundo modo de realização da invenção, considera-se que a aeronave está em derrapagem, a partir do momento em que existe um valor não nulo de sua aceleração lateral. Com efeito, na maior parte das aeronaves, existem captadores de velocidade sobre as laterais da aeronave. Esses captadores permitem detectar o valor da aceleração lateral da aeronave. Se essa aceleração não for nula, é que existirá uma derrapagem. E se uma derrapagem for detectada e se um comando do leme com um rebatimento máximo for também detectado, então a aeronave estará em uma configuração crítica. Um exemplo de circuito que permite

25
30

aplicar esse modo de realização está representado na figura 4.

Esse circuito da figura 4 é idêntico àquele da figura 2, exceto no que se refere a certos dados recebidos na entrada do circuito e no circuito de detecção de um doublet. Mais precisamente, nesse modo de realização, o circuito comporta uma entrada E10, recebendo o valor N_y da aceleração lateral da aeronave. Esse valor N_y é fornecido por uma calculadora 10 via a barra B2.

10 Nesse modo de realização, o circuito de detecção de um doublet 4 comporta uma primeira via que verifica se N_y é não nulo e se o leme está em um primeiro sentido, e uma segunda via que verifica a existência de um deflexão do leme no segundo sentido com um rebatimento máximo. Se os
15 valores lógicos das duas vias estiverem em 1, então será considerado que a aeronave está em uma configuração crítica.

Independentemente do modo de realização, o sistema da invenção pode ser implantado em uma calculadora de comando
20 de vôo da aeronave, por exemplo, a calculadora FLC (Field Limitation Computer). Essa calculadora FLC apresenta a vantagem de assegurar notadamente a determinação e o comando da RTL; ela conhece, portanto, necessariamente o valor da RTL.

REIVINDICAÇÕES

1. Processo de limitação do ângulo de deflexão do leme de uma aeronave comportando uma operação de determinação de um ângulo de deflexão máximo permitido em função da
5 velocidade da aeronave, caracterizado pelo fato de comportar as operações de:

- detecção de uma configuração de derrapagem da aeronave seguida de um primeiro comando de deflexão do leme com um ângulo de deflexão máximo e um primeiro sentido;
- 10 - aplicação de um limite do ângulo de deflexão máximo permitido.

2. Processo, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de a detecção de uma configuração de derrapagem da aeronave consistir em detectar uma
15 deflexão do leme com um ângulo de deflexão máximo e um segundo sentido.

3. Processo, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de a detecção de uma configuração de derrapagem da aeronave consistir em detectar uma
20 aceleração lateral não nula da aeronave.

4. Sistema de limitação do ângulo de deflexão do leme de uma aeronave, comportando:

- um dispositivo de aquisição da velocidade da aeronave;
- 25 - um dispositivo de determinação de um ângulo de deflexão máximo permitido, em função da velocidade da aeronave;
- um dispositivo de aquisição da posição comum do leme,

30 caracterizado pelo fato de

- um dispositivo para detectar uma configuração de derrapagem da aeronave e um comando de deflexão do leme com um ângulo de deflexão máximo permitido e um primeiro sentido; e

5 - um dispositivo para limitar o valor do ângulo de deflexão máximo permitido.

5. Sistema, de acordo com a reivindicação 4, caracterizado pelo fato de o dispositivo para detectar uma derrapagem ser um circuito lógico, verificado se duas
10 deflexões sucessivas do leme têm sentidos opostos e ângulos de deflexão máximo permitidos.

6. Sistema, de acordo com a reivindicação 4, caracterizado pelo fato de o dispositivo para detectar uma derrapagem comportar um captador de aceleração lateral.

15 7. Sistema, de acordo com a reivindicação 6, caracterizado pelo fato de o dispositivo para detectar uma derrapagem comportar um circuito lógico que verifica a existência de um comando de deflexão com um ângulo de deflexão máximo, quando a aceleração lateral detectada é
20 não nula.

8. Sistema, de acordo com qualquer uma das reivindicações 5, 6 ou 7, caracterizado pelo fato de o circuito lógico comportar duas vias de detecção ligadas por uma porta ET.

25 9. Sistema, de acordo com a reivindicação 8, caracterizado pelo fato de cada via de detecção comportar uma porta ET, um retardador e uma báscula.

10. Sistema, de acordo com qualquer uma das reivindicações 4, 5, 6, 7, 8 ou 9, caracterizado pelo fato
30 de a limitação do ângulo de deflexão máximo permitido ser

obtida por modificação de um comprimento de macaco, formando um batente para o leme.

11. Aeronave, caracterizada pelo fato de comportar um sistema de limitação do ângulo de deflexão do leme de
5 qualquer uma das reivindicações 4, 5, 6, 7, 8, 9 ou 10.

12. Aeronave, caracterizada pelo fato de comportar um sistema capaz de aplicar o processo de limitação do ângulo do leme de qualquer uma das reivindicações 1, 2 ou 3.

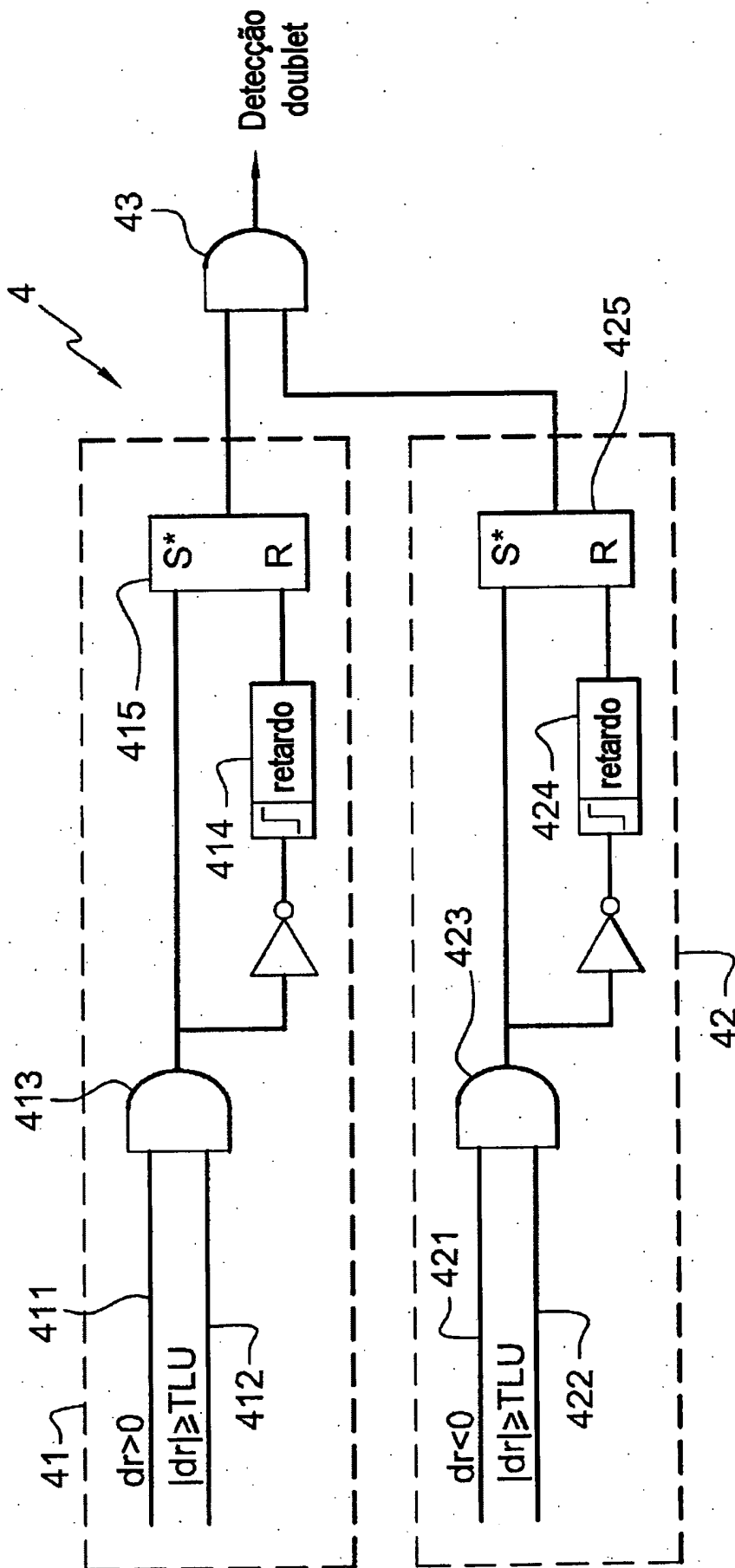


Fig. 1



Fig. 2

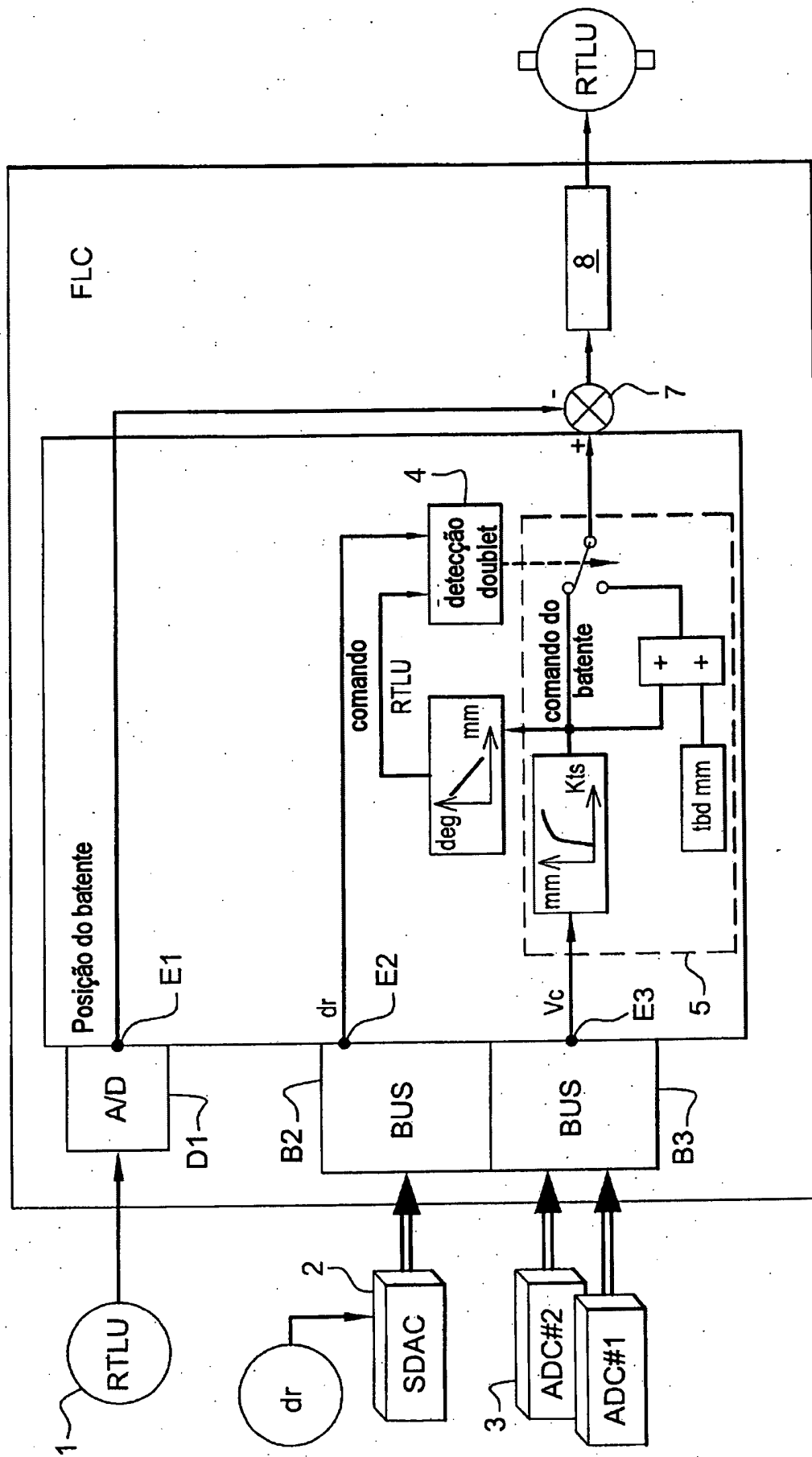


Fig. 3

BUS = BARRAMENTO

**PROCESSO E SISTEMA DE LIMITAÇÃO DE TRANCAMENTO DE DEFLEXÃO
DO LEME DE UMA AERONAVE**

A invenção se refere a um processo de limitação do ângulo deflexão de um leme de uma aeronave, comportando as
5 operações de: determinação de um ângulo de deflexão máximo permitido em função da velocidade da aeronave, detecção de uma configuração de derrapagem da aeronave seguida de um primeiro comando de deflexão do leme com um ângulo de deflexão máximo e um primeiro sentido; aplicação de um
10 limite do ângulo de deflexão máximo permitido. A invenção se refere também a um sistema para aplicar esse processo.