



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

(11) PI 0604440-9 B1

(22) Data do Depósito: 10/10/2006

(45) Data de Concessão: 10/07/2018



(54) Título: CONFIGURAÇÃO APLICADA EM SISTEMA PARA CONTROLE DA AUTORIDADE DO LEME DE UMA AERONAVE

(51) Int.Cl.: B64C 13/04; B64C 5/00

(73) Titular(es): EMBRAER - EMPRESA BRASILEIRA DE AERONÁUTICA S.A.

(72) Inventor(es): EDWIN JOSÉ MEINBERG MACEDO; LEONARDO CAVANHA ALMEIDA

"CONFIGURAÇÃO APLICADA EM SISTEMA PARA CONTROLE DA AUTORIDADE DO LEME DE UMA AERONAVE"

A presente invenção propõe aumentar a segurança, desempenho e eficiência de aeronaves com comandos de leme direcional de acionamento reversível por meio de um sistema de controle da autoridade do leme, com o propósito de facilitar o projeto e a operação do leme de aeronaves multi-motoras de comandos de vôo de acionamento manual.

Fundo da Invenção

Aeronaves convencionais possuem uma empenagem vertical e leme, que respectivamente possuem as funções de prover estabilidade (empenagem) e controle (leme) em torno do eixo direcional (vertical) da aeronave. O leme, em particular, deve ser dimensionado para prover uma capacidade de controle adequada para as tarefas normais de pilotagem dentro do envelope de vôo da aeronave, tarefas essas que incluem desde coordenação de curvas à execução de decolagens e pousos em pistas com ventos de través.

As aeronaves multi-motoras geralmente não possuem, em geral, todos os motores instalados diretamente sobre o plano de simetria da aeronave, e portanto quando a força de tração produzida por cada motor não for igual - ou seja, quando a tração for assimétrica - um momento de guinada (binário) atua sobre a aeronave devido ao produto da assimetria de tração pelo braço de alavanca dessa força. Esse binário deve ser equilibrado (contrabalanceado) pelo leme de modo a permitir que a aeronave mantenha vôo retilíneo no evento de parada parcial ou total de um motor, bem como permitir controle adequado para manobras e pouso na sequência de tal evento.

Normalmente, o leme é comandado pelo piloto por meio de pedais localizados na cabine. Sua atuação pode ser mecânica, por meio de cabos e hastes, ou servo-mecanismos que lançam mão de fonte de potência auxiliar, normalmente hidráulica, para operar. Essa opção é mais complexa, pesada e cara quando comparada comparada com a arquitetura de atuação mecânica, e seu uso é justificado por questões de cargas para atuação da superfície ou limpeza aerodinâmica, ou por requisitos de ordem funcional.

Outro aspecto importante relacionado aos comandos de vôo primários é força de reação dos pedais aos comandos (deslocamentos) executados pelo piloto. Os sistemas de atuação classificam-se em reversíveis, quando a carga aerodinâmica na superfície de comando é utilizada para prover a força de reação no pedal, e irreversíveis, quando não há realimentação da carga aerodinâmica para o piloto - nesse caso, as forças nos pedais são proporcionadas por meios artificiais tais como molas e amortecedores. Sistemas atuados com auxílio de servomecanismos podem ter características reversíveis ou irreversíveis, enquanto que os sistemas mecânicos são naturalmente reversíveis.

Classicamente, há duas alternativas quando é encontrado excesso de forças de pedal no projeto de um sistema de controle de leme (reversível) mecânico, que são:

- Substituir o sistema de atuação (reversível) mecânico por um sistema de atuação irreversível;

- Lançar mão de balanceamento aerodinâmico para reduzir o momento aerodinâmico total que atua sobre o eixo de articulação do leme, reduzindo assim o trabalho do piloto para defletir o leme em vôo.

O balanceamento aerodinâmico é feito por meio de modificações na geometria do leme e/ou adoção de dispositivos aerodinâmicos auxiliares, tais como superfícies auxiliares como por exemplo os "tabs". Entretanto, quando a demanda de redução de forças é muito grande, pode ocorrer de que a solução de balanceamento aerodinâmico apresente características de "overbalance" (i.e. balanceamento excessivo) de leme, termo utilizado para designar dois fenômenos:

- inversão no sentido de aplicação do momento de articulação resultante da superfície de controle;

- reversão da tendência natural de retorno do pedal para a posição neutra em determinadas manobras, em decorrência da combinação de baixa estabilidade direcional com grande "flutuação" (tendência do leme em alinhar-se com a direção de vôo) do leme em derrapagens.

Uma solução usual em lemes de aeronaves multi-motoras dotadas de lemes reversíveis é o uso de um conceito de

sistema conhecido como "rudder bias" (compensador automático de leme), descrito na patente inglesa GB 1.086.161. Nesta implementação, o leme é controlado mecanicamente e é aerodinamicamente balanceado de tal modo a prover operação normal (quando a tração é simétrica) com forças de pedal adequadas. Na detecção de assimetria de tração, um sistema de atuação auxiliar instalado no mecanismo do leme é operado e complementa a ação do piloto para controlar a aeronave. A patente reivindica originalmente um sistema de atuação pneumático operado por um diferencial de pressão entre tubos de pressão de gás instalados em ambos os motores; uma forma de implementação moderna é baseada normalmente em atuadores elétricos ou hidráulicos e em detecção eletrônica da assimetria de tração.

Porém, trata-se de um sistema ativo, que tem autoridade para defletir autonomamente o leme, e as falhas de sistema podem afetar seriamente a segurança de voo, tal como o disparo indevido do sistema ou comando do leme para o lado contrário ao necessário para corrigir a trajetória da aeronave.

Pode-se dizer que a motivação para encontrar uma solução alternativa ao sistema de "Rudder Bias" é desenvolver um sistema mais simples, leve, barato e principalmente seguro que resolva o conjunto de problemas mencionados. A solução é a adoção de um conceito de sistema de proteção passivo, no lugar de um sistema de controle ativo da superfície de comando, resultando em um sistema mais simples, seguro e barato.

Breve Descrição dos Desenhos

A invenção será sucintamente descrita com base nas figuras, onde:

A figura 1 mostra uma vista de tampo esquemática da configuração do sistema para leme da presente invenção;

A figura 2 apresenta um estado operacional do mesmo sistema, em uma situação de sinal de assimetria inativo;

A figura 3 exhibe outro estado operacional do sistema em uma primeira situação de sinal de assimetria ativo;

A figura 4 mostra outro estado operacional do sistema, em uma segunda situação de sinal de assimetria ativo, ou de "aeronave no chão".

Descrição Detalhada da Invenção

A presente invenção, em particular, está relacionada a sistemas mecânicos e portanto reversíveis, onde o trabalho para defletir o leme contra as cargas aerodinâmicas é exercido pela força muscular do piloto. O conceito pode ser resumido da seguinte maneira: algumas aeronaves, por características intrínsecas de projeto, necessitam de maior potência de leme para controlar a aeronave no evento da perda de um motor do que para manobras normais, quando a tração é simétrica; por outro lado, os efeitos negativos de uma flutuação exagerada do leme geralmente estão associados a condições de voo com tração simétrica. Essa afirmação abre a possibilidade de se adotar um sistema de batente de leme móvel que limite a deflexão do leme em voo com tração simétrica, suficiente para manobras normais, e permite autoridade total do leme permitindo uma maior movimentação (maior ângulo de deflexão) apenas quando necessário - ou seja, quando há uma assimetria de tração entre os motores e, para aeronaves que possuem rodas direcionáveis nos trens de pouso mecanicamente conectadas aos pedais e leme, quando estiverem manobrando no solo durante as operações de táxi.

A invenção compõe-se, basicamente, de um leme aerodinamicamente balanceado para prover forças adequadas no pedal em condições de voo mono-motoras e de um par de batentes móveis instalados no leme, cujo funcionamento é descrito como se segue: na figura 1, observa-se um desenho esquemático da configuração do sistema de batente móvel de leme da presente invenção, representando uma vista de tampo do leme L, onde o "tab", ou aba para ajuste de forças do leme está indicado com o caractere T, e a empenagem da aeronave está indicada com o caractere E. O leme L pivota em torno do eixo P, sendo comandado, ou movido, por meio do atuador A. Observa-se também a existência de pelo menos dois batentes M e M', posicionados simetricamente ou assimetricamente um em relação ao outro, junto à empenagem (E) ou em qualquer outro ponto da cadeia de comando do leme (L); os batentes M, M' estão dentro do campo de movimentação do atuador A, e são capazes de interferir no movimento do dito atuador. As linhas tracejadas representam o campo de movimentação do atuador A em relação ao

batente M', havendo a indicação de duas regiões $\delta 1$ e $\delta 2$, representando duas situações operacionais distintas do sistema da invenção. O campo de movimentação do atuador A em relação ao batente M é simétrico em relação ao campo de movimentação em relação ao batente M', tendo também as duas regiões de operação $\delta 1$, $\delta 2$ e por essa razão não foi ilustrado.

O sistema da invenção funciona baseado no monitoramento de sinais de controle, que indicam se há ou não assimetria de tração entre os motores da aeronave. Assim, a figura 2 apresenta um estado operacional do sistema, em uma situação de sinal de assimetria inativo, ou seja, quando não há assimetria de tração entre os motores. Nesta situação, os batentes M, M' permanecem em um posição dita "fechada", onde o atuador A se movimenta dentro da região $\delta 1$, correspondendo à movimentação dentro de uma região de operação "normal" sem necessidade de compensação e assimetria de tração.

A atuação dos batentes M, M' do leme L deve ser realizada mediante uma lógica que seja mais apropriada para a aeronave em questão, dependendo das particularidades de operação e da disponibilidade e qualidade de dados dos sensores. Essa lógica deve ser binária (estados de comando aberto e fechado) ou proporcional à medida da quantidade de assimetria de tração, e pode ser baseada em ao menos uma das, ou em uma combinação das, seguintes informações (sinais):

1. Tração dos motores ou outro sinal proveniente do motor (pressão, temperatura ou velocidade de rotação de eixo);
2. Velocidade de voo (*airspeed*);
3. Altitude;
4. Ângulo de derrapagem;
5. Aeronave no solo ("*weight on wheels*", *WOW* - "peso sobre as rodas").

Essas informações dão origem aos mencionados sinais de controle do sistema, quantificando-os para determinar a quantidade de movimento que cada batente (M e/ou M') executa para balancear o leme L. Assim, quando ocorre um sinal de comando de abertura de batente (M e/ou M'), o sistema executa uma das seguintes ações (a) ou (b):

a) Abrir apenas o batente (M ou M') de leme L correspondente à direção necessária para controlar a aeronave, totalmente ou em proporção à medida de assimetria de tração, conforme mostra a figura 3; neste estado operacional, o sistema está recebendo um sinal de assimetria ativo, ou seja, está ocorrendo assimetria de tração entre os motores da aeronave, com o atuador A movendo-se dentro do campo de movimentação $\delta 2$; ou

b) Abrir ambos os batentes (M e M'), totalmente ou em proporção à medida de assimetria de tração, conforme ilustra a figura 4; neste estado operacional, o sistema pode estar recebendo um sinal de assimetria ativo (assimetria de tração dos motores), e/ou um sinal de "Aeronave no solo"; aqui, também, o atuador A se move dentro do campo de movimentação $\delta 2$.

Quando um ou ambos os batentes encontram-se abertos e o sinal de comando mudar para "fechado", os batentes M, M' (um só ou ambos, quando aplicável) devem ser fechados. O procedimento para fechamento pode variar, dependendo da implementação específica do sistema.

Outro aspecto relacionado à invenção é que, se desejado, o batente de leme (M, M') na posição "fechado" pode contar opcionalmente com uma ou mais molas restauradoras ou dispositivos com função similar com a função de reduzir a flutuação aparente do leme em algumas condições de voo, ajudando assim a corrigir quaisquer características de voo indesejáveis que poderiam ser notadas de outra forma.

Tendo sido descrito um exemplo de concretização preferida, deve ser entendido que o escopo da presente invenção abrange outras possíveis variações, sendo limitada tão somente pelo teor das reivindicações apensas, aí incluídos os possíveis equivalentes.

REIVINDICAÇÕES

1. "CONFIGURAÇÃO APLICADA EM SISTEMA PARA
CONTROLE DA AUTORIDADE DO LEME DE UMA AERONAVE", atuando em um
leme (L) caracterizado pelo fato de compreender um sistema
mecânico reversível e possuidor de batentes comandados ou movidos
por um atuador (A), atuador este que funciona com base em sinais
de controle/comando, possuindo pelo menos dois batentes (M, M')
dentro do campo de movimentação do atuador (A), interferindo no
movimento do dito atuador; os mencionados sinais de controle são,
por sua vez, baseados em uma ou mais de uma das seguintes
informações da aeronave:

- Tração dos motores ou outro sinal proveniente do motor, como pressão, temperatura ou velocidade de rotação de eixo, indicando assimetria de tração entre os motores da aeronave;

- Velocidade de voo (airspeed);

- Altitude;

- Ângulo de derrapagem;

- Aeronave no solo ("weight on wheels", WOW - "peso sobre as rodas");

quando ocorre um sinal de comando de abertura de batente (M) e/ou (M'), o sistema executa uma das seguintes ações (a) ou (b):

a) Abrir apenas o batente (M) ou (M') de leme (L) correspondente à direção necessária para controlar a aeronave, onde neste estado operacional o sistema entende que está ocorrendo assimetria de tração entre os motores da aeronave;

b) Abrir ambos os batentes (M) e (M'), onde neste estado operacional o sistema entende que está ocorrendo assimetria de tração dos motores e/ou a aeronave está no solo.

2. "CONFIGURAÇÃO", de acordo com a reivindicação 1, caracterizada pelo fato de que o sistema limita a deflexão do leme em voo com tração simétrica, suficiente para manobras normais, e permite autoridade total do leme (L), permitindo uma maior movimentação (maior ângulo de deflexão) apenas quando necessário, ou seja, quando há uma assimetria de tração entre os motores e, para aeronaves que possuem rodas direcionáveis

mecanicamente conectadas aos pedais e leme, quando estiverem manobrando no solo durante as operações de táxi.

3. "CONFIGURAÇÃO", de acordo com as reivindicações 1 ou 2, caracterizada pelo fato de que as citadas informações da aeronave quantificam os sinais de controle para determinar a quantidade de movimento que cada batente (M) e/ou (M') executa para balancear o leme (L).

4. "CONFIGURAÇÃO", de acordo com as reivindicações 1, 2 ou 3, caracterizada pelo fato de que os batentes (M) e (M') estão posicionados simetricamente ou assimetricamente um em relação ao outro, junto à empenagem (E) ou em qualquer outro ponto da cadeia de comando do leme.

5. "CONFIGURAÇÃO", de acordo com as reivindicações 1, 2, 3 ou 4, caracterizada pelo fato de que quando um ou ambos os batentes encontram-se abertos e o sinal de comando mudar para "fechado", os batentes (M, M') - um só, ou ambos, quando aplicável - devem ser fechados, com o procedimento para fechamento variando dependendo da forma de implementação específica do sistema.

6. "CONFIGURAÇÃO", de acordo com as reivindicações 1, 2, 3, 4 ou 5, caracterizada pelo fato de que o batente de leme (M, M') na posição "fechado" pode contar opcionalmente com uma ou mais molas restauradoras ou dispositivos com função similar, para redução da flutuação aparente do leme (L) em algumas condições de voo, ajudando assim a corrigir quaisquer características de voo indesejáveis.

7. "CONFIGURAÇÃO", de acordo com as reivindicações 1, 2, 3, 4, 5 ou 6, caracterizada pelo fato de que a atuação dos batentes (M, M') do leme (L) ocorre mediante uma lógica apropriada para a aeronave, dependendo das particularidades de operação e da disponibilidade e qualidade de dados dos sensores de tal aeronave, tal lógica sendo binária (estados de comando aberto e fechado) ou proporcional (posição do batente do leme dada em função de combinação dos parâmetros de controle) e sendo baseada em pelo menos uma das, ou em uma combinação das, mencionadas informações da aeronave.

8. "CONFIGURAÇÃO", de acordo com qualquer uma das reivindicações anteriores, caracterizada pelo fato do sistema ser um sistema de proteção passivo.

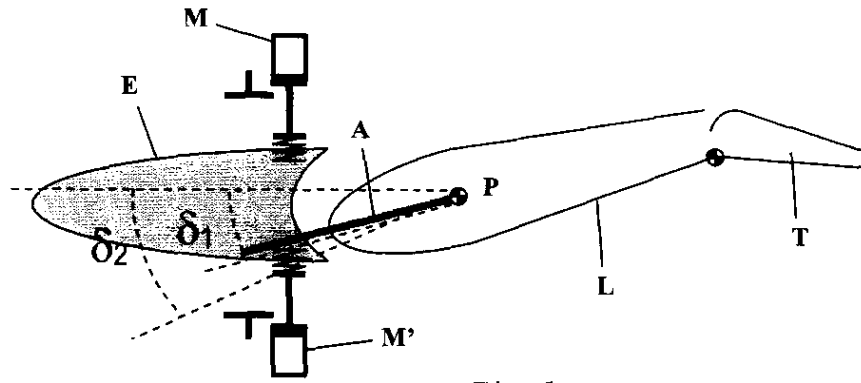


Fig. 1

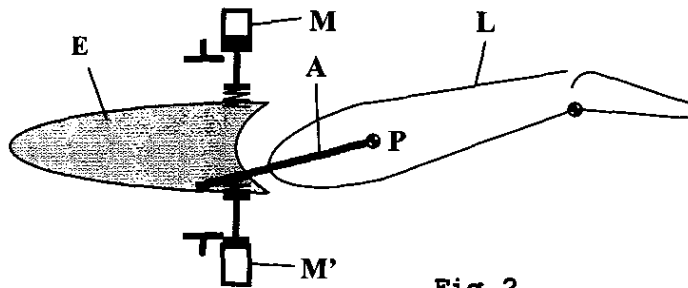


Fig. 2

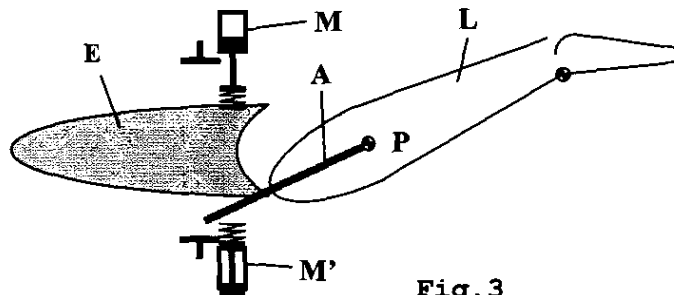


Fig. 3

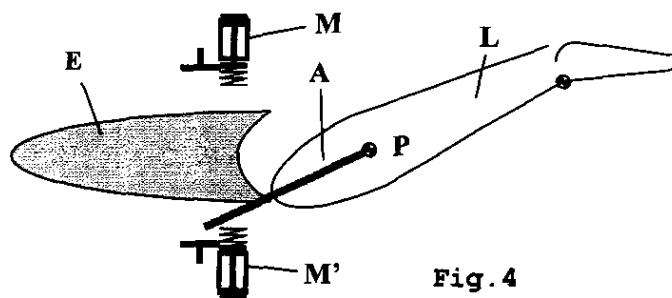


Fig. 4