

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

(21) **PI0613368-1 A2**

(22) Data de Depósito: 04/05/2006
(43) Data da Publicação: 11/01/2011
(RPI 2088)



(51) *Int.Cl.:*
G05D 1/06

(54) Título: **PROCESSO DE AUXÍLIO À DECOLAGEM DE AERONAVE**

(30) Prioridade Unionista: 10/05/2005 FR 0504662

(73) Titular(es): AIRBUS FRANCE

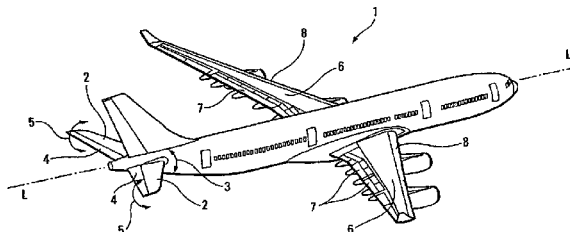
(72) Inventor(es): FRANCK DELAPLACE , GÉRARD MATHIEU,
XAVIER LE TRON

(74) Procurador(es): ANTONIO MAURICIO PEDRAS
ARNAUD

(86) Pedido Internacional: PCT FR2006001000 de 04/05/2006

(87) Publicação Internacional: WO 2006/120321 de 16/11/2006

(57) Resumo: PROCESSO DE AUXÍLIO À DECOLAGEM DE AERONAVE. O processo segundo a invenção consiste em escolher arbitrariamente um valor de referência VRref no intervalo de velocidades de rotação possíveis, fazer pivotar, para este valor VRref, o estabilizador horizontal móvel pelo menos em função da centragem, determinar a diferença existente entre este valor de referência e o valor VC da aeronave em fase de aceleração e agir, antes da rotação, sobre os profundores e/ou o estabilizador horizontal móvel da aeronave (1) para levar em conta a dita diferença.





"PROCESSO DE AUXÍLIO À DECOLAGEM DE AERONAVE"

A presente invenção refere-se a um processo de auxílio à decolagem de aeronave que permite uniformizar o comportamento da dita aeronave no decorrer das rotações de decolagem e eliminar, ou pelo menos reduzir, a influência das variações de certos parâmetros da aeronave tais como massa, configuração dos slats [hiper-sustentadores] dos bordos de ataque e dos flaps dos bordos de fuga, empuxo, velocidade no momento da rotação, etc.

Sabe-se que, anteriormente à decolagem de uma aeronave, o piloto determina um valor VR da velocidade da aeronave, dita velocidade de rotação, à qual se deve iniciar a rotação da decolagem, no final da fase de aceleração da corrida na pista de decolagem da dita aeronave. Esta velocidade de rotação VR é resultado de um cálculo de otimização da decolagem da aeronave, considerando-se tanto as características da dita aeronave (massa, empuxo, configuração dos slats e dos flaps, etc.) quanto as características da pista de decolagem (comprimento, altitude, estado, temperatura, etc.). Outrossim, esta velocidade deve estar compreendida em um intervalo de valores de velocidades imposto pelas disposições regulamentares.

Outrossim, sabe-se que certas aeronaves comportam um estabilizador horizontal com inclinação regulável. Tal estabilizador horizontal móvel é designado na técnica por uma das abreviações PHR (Plan Horizontal Réglable) ou THS (Trimmable Horizontal Stabilizer). Assim como um estabilizador horizontal fixo, o estabilizador horizontal móvel comporta profundos que formam o bordo de fuga do dito estabilizador horizontal móvel.

Um estabilizador horizontal móvel pode ser pivotado no sentido de cabrar ou de picar e é utilizado em certas fases do voo. Por exemplo, durante a decolagem da aeronave e anteriormente à rotação, é comum fazer pivotar o dito estabilizador horizontal móvel, por ação do piloto

ou de um sistema automático, de um ângulo de ataque de valor predeterminado. O valor teórico ótimo do ângulo de ataque do estabilizador horizontal móvel depende de vários parâmetros da aeronave, tais como a posição longitudinal do centro de gravidade, a massa total na decolagem, a configuração dos slats dos bordos de ataque e dos flaps dos bordos de fuga, o empuxo, a velocidade à qual é feita a rotação, etc.

O valor real do ângulo de ataque é importante, pois condiciona o comportamento do avião durante a rotação. Se o valor real deste ângulo de ataque estiver muito cabrador, pode ocasionar uma decolagem espontânea sem intervenção do piloto com eventual toque de cauda, ou, ao contrário, se estiver muito picador, pode ocasionar uma decolagem penosa prejudicando o desempenho da aeronave.

Em regra geral, na decolagem, o valor do ângulo de ataque do estabilizador horizontal móvel corresponde a um momento cabrador, o que é notadamente o caso quando o centro de gravidade da aeronave está deslocado longitudinalmente em direção ao nariz da aeronave: de fato, neste caso é difícil levantar o nariz da aeronave no momento da rotação e o estabilizador horizontal móvel deve criar um momento cabrador elevado. Contudo, quando o centro de gravidade está deslocado longitudinalmente para trás, a aeronave tende a levantar facilmente e o estabilizador horizontal móvel cria apenas um pequeno momento de arfagem, que pode ser cabrador ou picador.

Como foi mencionado acima, o valor teórico ótimo do ângulo de ataque do estabilizador horizontal móvel na decolagem depende de vários parâmetros. Assim para uma regulação precisa da inclinação do dito estabilizador horizontal móvel, é necessário levar em consideração a totalidade, ou pelo menos uma grande parte, destes parâmetros, o que acarreta regulações complicadas.

A presente invenção tem por objeto remediar estes inconvenientes.

Para este fim, segundo a invenção, o processo de auxílio

à decolagem de aeronave comportando um estabilizador horizontal móvel ao qual se articulam profundores, segundo o qual:

- predetermina-se:

- 5 • um valor VR da velocidade da aeronave, dita velocidade de rotação, à qual se deve iniciar a rotação de decolagem no final da fase de aceleração durante a corrida sobre o solo da dita aeronave e,
- o intervalo regulamentar dos valores de velocidade
10 ao qual deve pertencer a dita velocidade de rotação VR; e
- aplica-se à dita aeronave um comando de arfagem de auxílio à decolagem fazendo pivotar o dito estabilizador horizontal móvel de um ângulo de valor predeterminado, é notável pelo fato de:
- 15 - anteriormente à dita fase de aceleração, escolher-se arbitrariamente, no dito intervalo regulamentar de valores de velocidade, uma velocidade de referência VRref, inferior à dita velocidade de rotação VR, e determinar-se, para esta velocidade de referência VRref,
- 20 o dito valor predeterminado do ângulo de ataque do dito estabilizador horizontal móvel pelo menos em função da posição longitudinal do centro de gravidade da dita aeronave na decolagem; e
- durante a dita fase de aceleração:
- 25 • medir-se a velocidade VC da dita aeronave;
- determinar-se continuamente a diferença variável existente entre a dita velocidade medida VC e a dita velocidade de referência VRref; e
- efetuar-se uma correção variável do dito comando de
30 arfagem de auxílio à decolagem em função da dita diferença de velocidades.

Na rotação, pode-se continuar a fazer a correção por algum tempo durante a subida da aeronave, ou estacioná-la ao valor que atinge no momento da rotação para um valor
35 da velocidade VC pelo menos aproximadamente igual à velocidade de rotação VR.

Assim, segundo a presente invenção, anteriormente à

rotação, o ângulo de ataque do estabilizador horizontal móvel pode ter dependido apenas de um número limitado de parâmetros entre os citados acima, sendo pelo menos um deles a posição longitudinal do centro de gravidade da aeronave, também chamado "centragem", que é importante e conhecido com precisão. Obtém-se assim uma grande simplificação da regulagem do pivotamento do dito estabilizador horizontal móvel.

Evidentemente, o valor do dito ângulo de ataque assim obtido é apenas um valor simplificado de convenção que poderia ter como consequência modificar, de uma decolagem para outra, o comportamento da aeronave durante a rotação uma vez que um ou mais parâmetros não considerados por este valor de convenção varia(m), o que perturbaria o piloto e poderia ocasionar um toque de cauda da aeronave. Contudo, segundo a presente invenção, este inconveniente é eliminado pela correção aplicada antes do início da rotação e fazendo intervir a diferença entre VC e VRref, o que permite, também, uniformizar o comportamento da aeronave na decolagem eliminando ou pelo menos reduzindo a influencia das variações dos parâmetros não considerados. A este propósito, notar-se-á que VRref é independente do piloto.

Assim, a presente invenção permite utilizar um valor simplificado de convenção para o ângulo de ataque do dito estabilizador horizontal móvel, evitando as complicações acarretadas quando se leva em conta os vários parâmetros que intervêm no valor teórico deste ângulo de ataque e permitindo uma uniformização do comportamento da aeronave em suas decolagens sucessivas.

A correção do dito comando de arfagem de auxílio à decolagem pode ser obtida pela ação seja do dito estabilizador horizontal móvel, seja dos ditos profundos, ou ainda em parte por ação do dito estabilizador horizontal móvel e em parte por ação dos ditos profundos.

Por outro lado, a dita diferença de velocidade existente

entre os ditos valores VC e VRref pode ser estimada seja por seu quociente, seja por sua subtração.

Uma vez que, de maneira geral, para um efeito igual, quanto maior é a velocidade da aeronave, mais no sentido de picar deve ser o comando de arfagem da mesma na decolagem, o resultado é que se a velocidade VC da aeronave for superior à velocidade de referência VRref, a correção do dito comando de arfagem de auxílio à decolagem deve se traduzir por uma ação de picar, e que, inversamente, se a velocidade VC da aeronave for inferior à dita velocidade de referência VRref, a correção do dito comando de arfagem de auxílio à decolagem deve acarretar um aumento da ação de cabrar, sendo a dita correção nula quando a velocidade VC for igual à velocidade de referência VRref.

No entanto, compreender-se-á facilmente que não é pertinente modificar a ação do estabilizador horizontal móvel quando a velocidade VC da aeronave for muito inferior à velocidade de referência VRref. Outrossim, na maioria das vezes, é inútil efetuar tal modificação enquanto a velocidade VC for inferior a VRref ou a uma velocidade um pouco inferior (por exemplo, de 10 kts) a VRref.

Para simplificar a prática da invenção, escolhe-se, vantajosamente, como velocidade de referência VRref a velocidade mínima do intervalo de velocidades de rotação ao qual deve pertencer a dita velocidade de rotação real para respeitar as disposições regulamentares.

Este valor mínimo, e portanto a velocidade VRref, pode então ser igual ao produto $K \times VS_{lg}$, no qual K é um coeficiente superior a 1 função do empuxo e VS_{lg} é a velocidade à qual a dita aeronave estola quando está em vôo horizontal com configuração dos slats dos bordos de ataque e dos flaps dos bordos de fuga semelhante à utilizada para a decolagem.

Notar-se-á que a equação de sustentação à velocidade de estol VS_{lg} escreve-se:

$$M \times g = 0,5 \times \rho \times (VS1g)^2 \times Czmax \times S$$

expressão na qual M é a massa da aeronave, g é a aceleração da gravidade, ρ é a densidade do ar, $Czmax$ é o coeficiente de sustentação máximo e S a superfície de referência. Conseqüentemente, segundo a equação, a velocidade de estol $VS1g$ depende da massa da aeronave, da altitude (pela densidade ρ), da configuração dos slats e dos flaps (pelo coeficiente $Czmax$) e da posição longitudinal do centro de gravidade da aeronave (também pelo coeficiente $Czmax$).

O coeficiente K do produto $K \times VS1g$ depende da relação entre o empuxo da aeronave na decolagem e o peso da dita aeronave. Portanto depende do nível de empuxo comandado na decolagem e indiretamente da altitude e da temperatura (pelo empuxo) e da massa da aeronave. O valor médio do coeficiente K é da ordem de 1,06.

Apesar de, como foi mencionado acima, a diferença variável existente entre as ditas velocidades VC e $VRref$ poder ser estimada pelo seu quociente, é particularmente vantajoso estimá-la pela sua subtração, do tipo $VC - VRref$, ou seja $VC - K \times VS1g$ levando-se em conta a particularidade acima.

De fato, a diferença $VC - K \times VS1g$ dá uma indicação sobre a qualidade da rotação da aeronave - rápida ou difícil - (o momento cabrador gerado pelo estabilizador horizontal móvel e os profundores depende do quadrado da velocidade no momento da rotação) e, portanto, permite agir em conseqüência.

No caso em que se aciona o estabilizador horizontal móvel, o dito valor predeterminado do ângulo de ataque deste último é modificado de um ângulo de correção variável ΔiH , do tipo:

$$\Delta iH = K1 \times (VC - K \times VS1g)$$

expressão na qual $K1$ é um coeficiente que depende da velocidade de referência $VRref$, da posição longitudinal do centro de gravidade e da configuração dos flaps dos bordos de fuga e dos slats dos bordos de ataque, podendo

apresentar o coeficiente K1, por exemplo, um valor médio da ordem de 0,16 graus de ângulo por nó de velocidade.

Da mesma forma, a se acionar os profundores, estes serão pivotados de um ângulo suplementar de correção variável

5 $\Delta\delta q$ cujo valor é do tipo:

$$\Delta\delta q = K2 \times (VC - K \times VS1g)$$

expressão na qual K2 é um coeficiente que também depende da velocidade de referência VRref, da posição longitudinal do centro de gravidade, da configuração dos
10 flaps dos bordos de fuga e dos slats dos bordos de ataque, e do empuxo na decolagem.

Se, para a aeronave em questão, no que se refere ao comando de arfagem, o estabilizador horizontal móvel é n vezes mais eficaz que os ditos profundores, K2 é
15 escolhido n vezes maior que K1.

A prática do processo segundo a presente invenção é especialmente simples, notadamente quando se utilizam os profundores. De fato, basta então modificar, durante a fase de rotação, a curva característica da aeronave que
20 determina o pivotamento dos profundores em função da ordem de pivotamento comandada. Como será descrito abaixo, várias modificações desta curva característica são possíveis para pôr a invenção em prática.

As figuras anexas mostrarão bem como a invenção pode ser
25 realizada. Nestas figuras, referências idênticas designam elementos semelhantes.

A figura 1 mostra, em perspectiva esquemática, um avião jumbo civil comportando um estabilizador horizontal móvel.

30 A figura 2 ilustra em três fases sucessivas usuais a decolagem do dito avião.

As figuras 3A e 3B mostram um exemplo de posicionamento usual do estabilizador horizontal móvel e dos profundores, respectivamente antes e a partir da rotação
35 de decolagem.

As figuras 4A a 4C, 5A a 5C, 6A a 6D e 7A a 7D ilustram respectivamente exemplos de prática do processo segundo a

presente invenção.

A figura 8 mostra um exemplo de gráfico conhecido, usual, ilustrando a variação do ângulo de ataque dos profundos de um avião em função da ordem de pivotamento comandada.

5 As figuras 9 e 10 mostram variantes do diagrama da figura 8 para pôr em prática os dois exemplos do processo da invenção, ilustrados respectivamente pelas figuras 4A a 4C e 6A a 6D.

10 O avião jumbo 1, mostrado esquematicamente na figura 1, apresenta um eixo longitudinal L-L e comporta um estabilizador horizontal 2 móvel em inclinação, como está ilustrado pela seta dupla 3. No bordo traseiro do dito estabilizador horizontal móvel 2, estão articulados profundos 4 que podem se movimentar em relação ao dito

15 estabilizador 2, como ilustrado pelas setas duplas 5.

Outrossim, sobre as asas 6, o avião 1 comporta flaps de bordo de fuga 7 e slats de bordo de ataque 8.

Na técnica conhecida, quando o avião 1 pousado na pista de decolagem 9 se prepara para a decolagem, determina-se,

20 em função de pelo menos alguns dos parâmetros mencionados acima, por um lado, a velocidade VR à qual deverá ser iniciada a rotação da decolagem e que deve pertencer a um intervalo de valores de velocidades imposto por disposições regulamentares e, por outro lado, um valor

25 iH_1 do ângulo de ataque iH do estabilizador horizontal móvel 2 e regula-se a inclinação do mesmo neste valor iH_1 (geralmente no sentido de cabrar) em relação ao dito eixo longitudinal L-L (figura 3A), de maneira que o dito estabilizador horizontal móvel 2 seja apto a exercer

30 durante a decolagem uma ação de arfagem de auxílio à decolagem apropriada.

Na figura 2, foram ilustradas as três fases usuais I, II e III pelas quais passa o avião 1 durante a decolagem.

Na fase I, o avião 1 corre na pista de decolagem 9

35 acelerando para atingir a velocidade de rotação predeterminada VR.

Durante esta fase de aceleração I, os flaps de bordo de

fuga 7 e os slats de bordo de ataque 8 estão estendidos de maneira usual (não representados), o estabilizador horizontal móvel 2 é inclinado de um ângulo $iH1$ e os profundos 4 estão, por exemplo, em sua posição
 5 prolongando aerodinamicamente o dito estabilizador horizontal móvel 2. Nesta configuração usual ilustrada pela figura 3A, o conjunto do dito estabilizador horizontal móvel 2 e dos profundos 4 gera uma força aerodinâmica no sentido de cabrar produzindo um momento
 10 de arfagem cabrador para o avião 1.

Sempre de maneira usual, quando a velocidade VC do avião 1 atinge a velocidade de rotação VR (fase II na figura 2), o piloto aciona os profundos 4 para dar-lhes uma inclinação no sentido de cabrar, definida por um valor
 15 $\delta q1$ do ângulo de ataque δq em relação ao estabilizador horizontal móvel 2 (figura 3B). O conjunto do dito estabilizador horizontal móvel 2 e dos profundos 4 gera então uma força aerodinâmica no sentido de cabrar e um momento de arfagem cabrador respectivamente superiores
 20 aos gerados na disposição da figura 3A e aptos a provocar a decolagem do avião 1.

Durante a decolagem, o estabilizador horizontal móvel 2 é mantido em sua posição inclinada definida pelo ângulo $iH1$ com os profundos 4 pivotados no sentido de cabrar do
 25 ângulo $\delta q1$ (figura 3B).

Após a estabilização do avião 1 numa trajetória inclinada (fase III na figura 2), a inclinação do estabilizador horizontal móvel 2 é comandada pelas leis do comando de
 30 vôo, voltando os profundos 4 em sua posição de prolongamento aerodinâmico do dito estabilizador 2.

A se considerar agora o processo de auxílio à decolagem segundo a presente invenção, quando o avião 1 está em preparação de decolagem, não somente se determina a velocidade de rotação VR, mas também se escolhe
 35 arbitrariamente, no dito intervalo de valores de velocidades imposto pelas disposições regulamentares que rege a aviação civil, uma velocidade de referência VRref

inferior a VR e determina-se, para esta velocidade de referência arbitrária VRref, o valor predeterminado iH2 do ângulo de ataque iH do dito estabilizador horizontal móvel 2 (figuras 4A, 5A, 6A, 7A), em função de um número limitado de parâmetros comportando pelo menos a posição longitudinal do centro de gravidade CG ao longo do eixo L-L, obtida pelo cálculo da distância cg do dito centro de gravidade em relação a uma origem O (figura 2). Em seguida, durante a fase de aceleração II, mede-se a velocidade VC do avião 1 correndo sobre o solo, acelerando, e determina-se a diferença variável existente entre os valores VC e VRref (seja pelo quociente VC/VRref, seja pela subtração VC-VRref) e corrige-se, antes do início da rotação, a ação de arfagem exercida pelo estabilizador horizontal móvel 2 pivotado do ângulo iH2, como mostrado abaixo, em relação às figuras 4A a 4C, 5A a 5C, 6A a 6D e 7A a 7D.

Para simplificar a prática da invenção, esta última determina, em um modo de realização vantajoso, que a velocidade de rotação de referência VRref seja escolhida igual à menor velocidade deste intervalo de velocidades de rotação imposto pelas disposições regulamentares para o avião 1 nas condições de decolagem.

Nestas condições, a velocidade de rotação de referência VRref pode ser escolhida igual ao produto $K \times VS1g$, no qual K é um coeficiente superior a 1 função do empuxo e VS1g é a velocidade à qual a dita aeronave 1 estola quando está em vôo horizontal com configuração dos slats dos bordos de ataque 8 e dos flaps dos bordos de fuga 7 semelhante à utilizada para a decolagem.

Este coeficiente K depende da relação entre o empuxo do avião 1 na decolagem e o peso do dito avião. Seu valor médio é da ordem de 1,06.

A correção de comando de arfagem variável segundo a presente invenção pode ser realizada por ação sobre o estabilizador horizontal móvel 2, por ação sobre os profundores 4 ou por ação sobre o estabilizador

horizontal móvel 2 e os profundores 4.

No exemplo da prática do processo segundo a presente invenção, ilustrado nas figuras 4A, 4B e 4C, a correção é somente efetuada pelos profundores 4. Neste exemplo, não se realiza nenhuma correção (no sentido de cabrar) enquanto a velocidade VC do avião 1 é inferior à velocidade de referência VRref ou a uma velocidade próxima desta velocidade de referência VRref (por exemplo VRref-10kts), permanecendo o estabilizador horizontal móvel 2 e os profundores 4 em sua posição de origem representada na figura 4A (comparável a figura 3A). Em compensação, quando a velocidade VC aumenta e atinge a dita velocidade de referência (ou a dita velocidade próxima), os profundores 4 são acionados, no sentido de picar, de um ângulo de correção $\Delta\delta q_1$ (figura 4B) tal que:

$$\Delta\delta q_1 = K_2 \times (VC - K \times VS_{1g})$$

expressão na qual K2 é um coeficiente que depende da velocidade de referência VRref, da posição longitudinal cg do centro de gravidade CG, da configuração dos flaps dos bordos de fuga 7 e dos slats dos bordos de ataque 8 e do empuxo na decolagem. Assim que a velocidade VC do avião 1 atinge a velocidade de rotação VR (superior a VRref = K x VS1g) o piloto aciona os profundores 4 no sentido de cabrar de um ângulo δq_2 , que se acrescenta algebricamente à correção $\Delta\delta q_1$, estacionada no valor $K_2 \times (VR - K \times VS_{1g})$ (figura 4C).

O exemplo das figuras 5A, 5B e 5C corresponde ao das figuras 4A, 4B e 4C, sendo a correção segundo a invenção realizada por comando do estabilizador horizontal móvel 2. Quando a velocidade VC do avião 1 aumenta e atinge a velocidade de referência VRref ou uma velocidade próxima (VRref-10kts), o estabilizador horizontal móvel 2 é acionado (a partir da situação da figura 5A idêntica à da figura 4A) no sentido de picar (ver figura 5B) de um ângulo de correção Δi_{H1} , tal que:

$$\Delta i_{H1} = K_1 \times (VC - K \times VS_{1g})$$

expressão na qual K1 é um coeficiente que depende da

velocidade de referência VR_{ref} , da posição longitudinal cg do centro de gravidade CG e da configuração dos flaps dos bordos de fuga 7 e dos slats dos bordos de ataque 8. Seu valor médio é da ordem de $0,16^\circ/kt$. Em seguida, no momento da rotação ($VC = VR$), os profundos 4 são acionados como anteriormente no sentido de cabrar do ângulo δq_2 , enquanto o estabilizador horizontal móvel 2 está inclinado do ângulo $iH_2 - \Delta iH_1$ (figura 5C), estando o dito ângulo de correção ΔiH_1 estacionado no valor $K_1 \times (VR - K \times V_{Slg})$.

Nos exemplos das figuras 4A a 4C, por um lado, e 5A a 5C, por outro lado, se o dito estabilizador horizontal móvel 2, no que se refere ao comando de arfagem, é n vezes mais eficaz que os ditos profundos 4, K_2 é igual a n vezes K_1 .

Nas figuras 6A a 6D, representou-se uma variante do exemplo das figuras 4A a 4C. Nesta variante, as figuras 6A, 6C e 6D são similares às figuras 4A, 4B e 4C, respectivamente. A diferença entre estes dois exemplos de prática do processo da invenção reside no fato que, entre um limite de velocidade SV inferior a VR_{ref} (por exemplo igual a 80 kts) e VR_{ref} , realiza-se uma correção no sentido de cabrar (figura 6B) fazendo pivotar os profundos 4 de um ângulo de correção $\Delta \delta q_2$ igual a $K_2 \times (VC - K \times V_{Slg})$. Assim, se o piloto decide efetuar a rotação quando a velocidade VC é inferior a VR_{ref} , as superfícies aerodinâmicas traseiras 2, 4 estão em uma posição adequada para auxiliar a rotação. Se VC torna-se superior a VR_{ref} , aplica-se então um momento picador como ilustrado na figura 6C, antes de efetuar a rotação à velocidade VR (figura 6D).

Da mesma forma, nas figuras 7A a 7D, representou-se uma variante do exemplo das figuras 5A a 5C, sendo as figuras 7A, 7C e 7D respectivamente similares às figuras 5A, 5B e 5C. A diferença entre estes dois exemplos reside no fato que, entre o limite de velocidade SV (inferior a VR_{ref}) e VR_{ref} , realiza-se uma correção no sentido de cabrar

(figura 7B) fazendo pivotar o estabilizador horizontal móvel 2 de um ângulo de correção $\Delta iH2$ igual a $K1 \times (VC - K \times VS1g)$, com a mesma finalidade que a descrita a propósito de $\Delta \delta q2$ na figura 6B. Se VC torna-se superior a VRref, aplica-se então um momento picador como ilustrado na figura 7C, antes de efetuar a rotação à velocidade VR (figura 7D).

No que foi explanado acima, compreender-se-á facilmente que a correção de arfagem segundo a presente invenção pode ser posta em prática por combinação das ações do estabilizador horizontal móvel 2 e dos profundores 4.

As variantes do processo segundo a presente invenção que utilizam os profundores 4 (figuras 4A a 4C e figuras 6A a 6D) são especialmente simples de colocar em prática no avião 1.

De fato, sabe-se que, como ilustrado na figura 8, a curva característica do avião 1, que determina, num sistema de eixos ortogonais, o ângulo de ataque δq dos profundores 4 em função da ordem de pivotamento δm no manche, comporta um trecho picador P, geralmente linear, e um trecho cabrador C, também geralmente linear, estando os ditos trechos picador e cabrador ligados um ao outro em um ponto neutro N para o qual $\delta q = 0$ e $\delta m = 0$. Assim, para uma variação da ordem de pivotamento δm no sentido de picar entre 0 e um valor máximo $+\delta m_{max}$ (e inversamente entre $+\delta m_{max}$ e 0), o pivotamento no sentido de picar dos profundores 4 varia entre 0 e um valor máximo $+\delta q_{max}$ (e inversamente entre $+\delta q_{max}$ e 0). Da mesma forma, para uma variação da ordem de pivotamento δm no sentido de cabrar entre 0 e um valor máximo $-\delta m_{max}$ (e inversamente entre $-\delta m_{max}$ e 0), o pivotamento no sentido de cabrar dos profundores 4 varia entre 0 e um valor máximo $-\delta q_{max}$ (e inversamente entre $-\delta q_{max}$ e 0).

No exemplo de prática da invenção ilustrado na figura 9, modificou-se a curva característica C, P conhecida, como mostrado na figura 8, acrescentando-se o ângulo de correção $\Delta \delta q$ (representando $\Delta \delta q1$ das figuras 4B, 4C, 6C,

6D assim como $\Delta\delta q_2$ da figura 6D) tanto no trecho picador P quanto no trecho cabrador C. Obtém-se assim uma curva característica modificada C1, P1, própria à presente invenção e resultando de uma translação de amplitude $\Delta\delta q$ em direção a $+\delta q_{\max}$, paralelamente ao eixo δq . O ponto neutro N também sofre a mesma translação, de maneira que o ponto N1 resultante não é mais neutro uma vez que para a abscissa $\delta m = 0$, a ordenada é igual a $\Delta\delta q$.

No segundo exemplo de prática ilustrado na figura 10, acrescenta-se o ponto do trecho cabrador C definido pelas coordenadas $(-\delta m_3, -\delta q_3)$ que corresponde ao ângulo de ataque δq_2 utilizado para a rotação. Por exemplo, $-\delta m_3$ e $-\delta q_3$ são respectivamente iguais a dois terços de $-\delta m_{\max}$ e $-\delta q_{\max}$. Neste exemplo, o trecho cabrador modificado comporta, entre $-\delta m_3$ e 0, uma primeira parte C21 que sofreu como o trecho cabrador C1 da figura 9, uma translação de amplitude $\Delta\delta q$ em direção a $+\delta q_{\max}$, paralelamente ao eixo δq , e uma segunda parte C22, inclinada, que une o ponto de coordenadas $(-\delta m_3, -\delta q_3 + \Delta\delta q)$ ao ponto de coordenadas $(-\delta m_{\max}, -\delta q_{\max})$. Neste segundo exemplo, o ponto neutro N é deslocado para N2 (semelhantemente a N1) e o trecho picador P2 da curva característica modificada é inclinado e une o ponto N2 ao ponto de coordenadas $(+\delta m_{\max}, +\delta q_{\max})$.

Evidentemente, os dois exemplos de curvas características modificadas mostrados nas figuras 9 e 10 não são limitativos, podendo ser consideradas muitas outras modificações da curva característica C, P.

No caso usual em que o avião 1 comporta um computador (não representado) no qual é armazenada uma lei de decolagem, é vantajoso que o dito processo segundo a presente invenção seja incorporado à dita lei.

Qualquer que seja a maneira de prática do processo segundo a presente invenção, na rotação, pode-se continuar a fazer a correção por algum tempo, ou estacioná-la no valor que ela atinge para um valor da velocidade VC pelo menos aproximadamente igual à

velocidade de rotação VR.

REIVINDICAÇÕES

1. Processo de auxílio à decolagem de aeronave, comportando um estabilizador horizontal móvel (2) ao qual se articulam profundores (4), segundo o qual:
 - 5 - predetermina-se:
 - um valor VR da velocidade da aeronave (1), dita velocidade de rotação, à qual se deve iniciar a rotação de decolagem no final da fase de aceleração durante a corrida sobre o solo da dita aeronave e,
 - 10 • o intervalo regulamentar dos valores de velocidade ao qual deve pertencer a dita velocidade de rotação VR; e
 - aplica-se à dita aeronave (1) um comando de arfagem de auxílio à decolagem fazendo pivotar o dito estabilizador horizontal móvel (2) de um ângulo (iH) de valor
 - 15 predeterminado, caracterizado pelo fato de:
 - anteriormente à dita fase de aceleração, escolher-se arbitrariamente, no dito intervalo regulamentar de valores de velocidade, uma velocidade de referência VRref, inferior à dita velocidade de rotação VR, e
 - 20 determinar-se, para esta velocidade de referência VRref, o dito valor predeterminado (iH2) do ângulo de ataque (iH) do dito estabilizador horizontal móvel (2) pelo menos em função da posição longitudinal do centro de gravidade (CG) da dita aeronave na decolagem; e
 - 25 - durante a dita fase de aceleração:
 - medir-se a velocidade VC da dita aeronave;
 - determinar-se continuamente a diferença variável existente entre a dita velocidade medida VC e a dita velocidade de referência VRref; e
 - 30 • efetuar-se uma correção variável do dito comando de arfagem de auxílio à decolagem em função da dita diferença de velocidades.
 2. Processo, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de, a partir da rotação,
 - 35 continuar-se a fazer a correção durante a subida da aeronave.
 3. Processo, de acordo com a reivindicação 1,

caracterizado pelo fato de, no momento da rotação, estacionar-se a correção ao valor que atinge para um valor da velocidade VC pelo menos aproximadamente igual à velocidade de rotação VR.

- 5 4. Processo, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 3, caracterizado pelo fato de a correção do dito comando de arfagem de auxílio à decolagem ser obtida pelo intermediário do dito estabilizador horizontal móvel (2).
- 10 5. Processo, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 3, caracterizado pelo fato de a correção do dito comando de arfagem de auxílio à decolagem ser obtida pelo intermediário dos ditos profundos (4).
- 15 6. Processo, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 3, caracterizado pelo fato de a correção do dito comando de arfagem de auxílio à decolagem ser obtida em parte pelo intermediário do dito estabilizador horizontal móvel (2), e em parte pelo
- 20 intermediário dos ditos profundos (4).
7. Processo, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 6, caracterizado pelo fato de a dita diferença de velocidades existente entre os ditos valores VC e VRref ser estimada pelo quociente entre as mesmas.
- 25 8. Processo, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 6, caracterizado pelo fato de a dita diferença de velocidades existente entre os ditos valores VC e VRref ser estimada pela subtração entre as mesmas.
9. Processo, de acordo com qualquer uma das
- 30 reivindicações 1 a 8, caracterizado pelo fato de, quando a velocidade VC da aeronave é superior à velocidade de referência VRref, a correção do dito comando de arfagem de auxílio à decolagem corresponder a uma ação de picar.
10. Processo, de acordo com qualquer uma das
- 35 reivindicações 1 a 9, caracterizado pelo fato de, quando a velocidade VC da aeronave é inferior à velocidade de referência VRref, a correção do dito comando de arfagem

de auxílio à decolagem corresponder a uma ação de cabrar.

11. Processo, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 9, caracterizado pelo fato de nenhuma correção do dito comando de arfagem de auxílio à decolagem ser efetuada enquanto a velocidade VC da aeronave não for pelo menos aproximadamente igual à dita velocidade de referência VRref.

12. Processo, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 11, caracterizado pelo fato de a dita velocidade de referência VRref ser escolhida igual ao valor de velocidade mínima do dito intervalo.

13. Processo, de acordo com a reivindicação 12, aplicado a uma aeronave comportando flaps de bordo de fuga (7) e slats de bordos de ataque (8), caracterizado pelo fato de a dita velocidade de referência VRref ser igual ao produto $K \times VS_{lg}$, no qual K é um coeficiente superior a 1 e VS_{lg} é a velocidade à qual a dita aeronave (1) estola quando está em voo horizontal com configuração dos slats dos bordos de ataque (8) e dos flaps dos bordos de fuga (7) semelhante à utilizada para a decolagem.

14. Processo, de acordo com a reivindicação 13, caracterizado pelo fato de o coeficiente K depender da relação entre o empuxo da aeronave (1) na decolagem e o peso da dita aeronave.

15. Processo, de acordo com a reivindicação 14, caracterizado pelo fato de o coeficiente K apresentar um valor médio da ordem de 1,06.

16. Processo, de acordo com as reivindicações 4, 8 e 13, caracterizado pelo fato de o valor predeterminado (iH_2) do ângulo de ataque (iH) do dito estabilizador horizontal móvel (2) ser modificado de um valor de correção (ΔiH_1 , ΔiH_2), do tipo $\Delta iH = K_1 \times (VC - K \times VS_{lg})$, expressão na qual K_1 é um coeficiente que depende da velocidade de referência VRref, da posição longitudinal (cg) do centro de gravidade (CG) e da configuração dos flaps de bordo de fuga (7) e dos slats dos bordos de ataque (8).

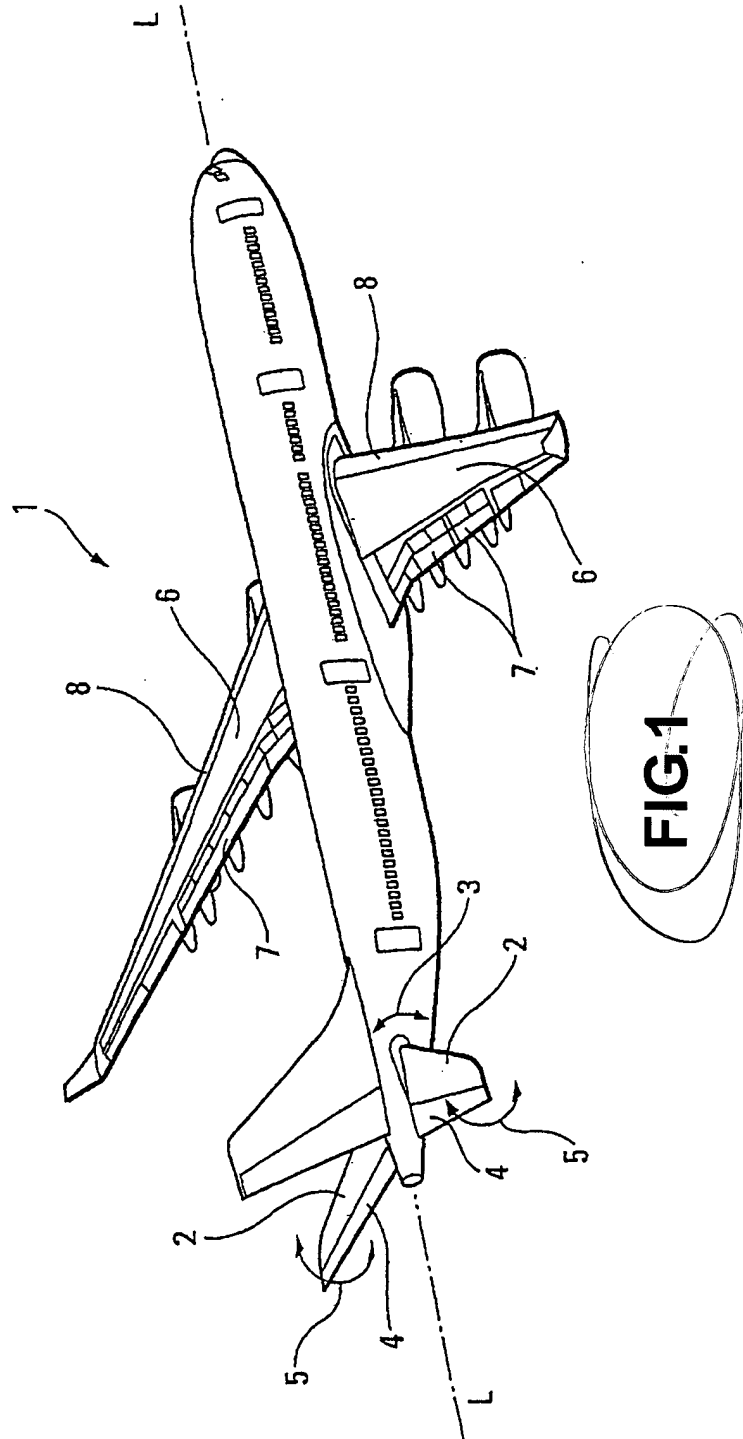
17. Processo, de acordo com a reivindicação 16,

caracterizado pelo fato de o valor médio de K_1 ser da ordem de $0,16^\circ/\text{kt}$.

18. Processo, de acordo com qualquer uma das reivindicações 5, 8 e 13, caracterizado pelo fato de os ditos profundores (4) serem pivotados de um ângulo de correção ($\Delta\delta q$) cujo valor ($\Delta\delta q_1$, $\Delta\delta q_2$) é do tipo $\Delta\delta q = K_2 \times (VC - K \times VS_{lg})$, expressão na qual K_{21} é um coeficiente que depende da velocidade de referência V_{Rref} , da posição longitudinal (cg) do centro de gravidade (CG), da configuração dos flaps de bordo de fuga (7) e dos slats dos bordos de ataque (8) e do empuxo na decolagem.

19. Processo, de acordo as reivindicações 16 e 18, aplicado a uma aeronave (1) na qual, no que se refere o comando de arfagem, o dito estabilizador móvel (2) é n vezes mais eficaz que os profundores (4), caracterizado pelo fato de K_2 ser igual a n vezes K_1 .

20. Processo, de acordo com a reivindicação 18, no qual a curva característica (C, P) referente à aeronave (1) que determina o pivotamento (δq) dos profundores (4) em função da ordem de pivotamento (δm) dos ditos profundores (4) comportar um trecho picador (P) e um trecho cabrador (C) ligados um ao outro em um ponto neutro (N), caracterizado pelo fato de modificar-se a dita curva característica (C, P) acrescentando o dito ângulo de correção $\Delta\delta q$.



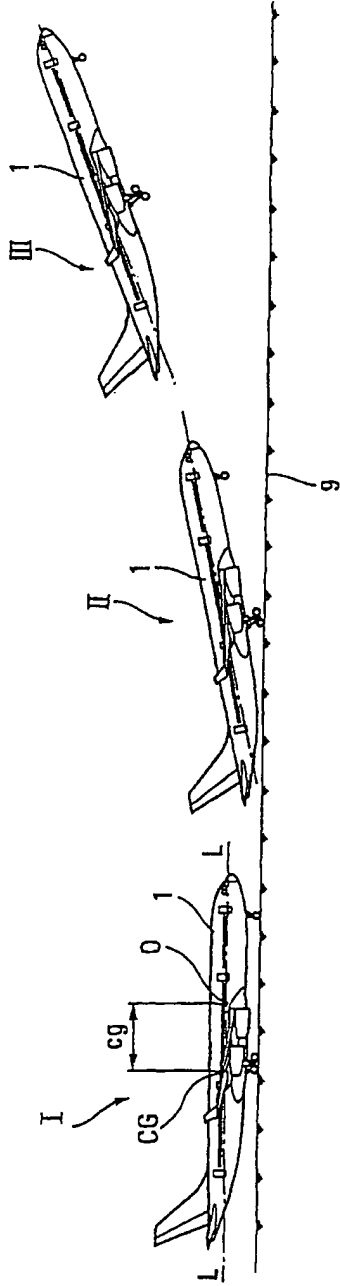


FIG. 2

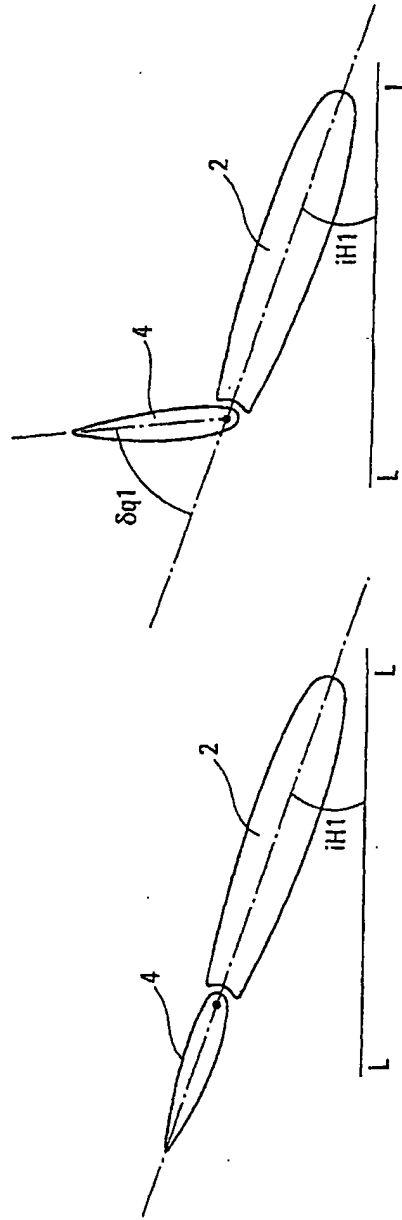


FIG. 3A

FIG. 3B

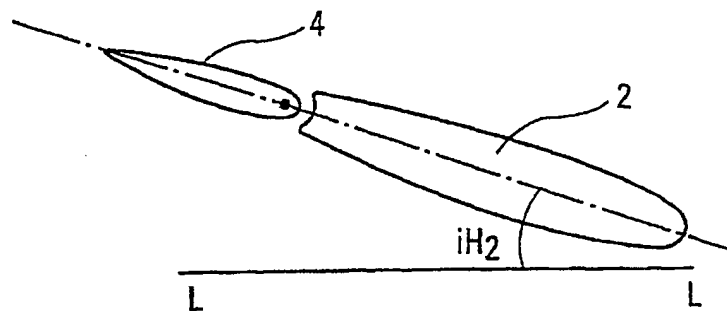


FIG. 4A

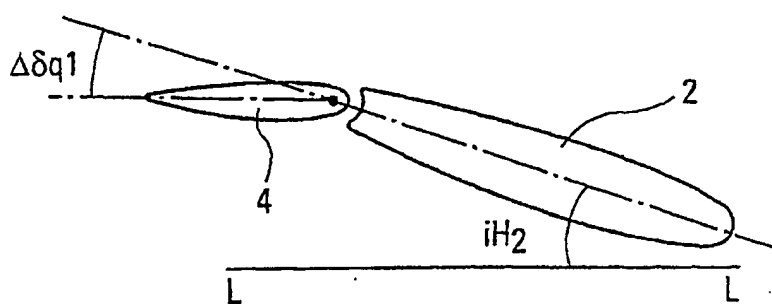


FIG. 4B

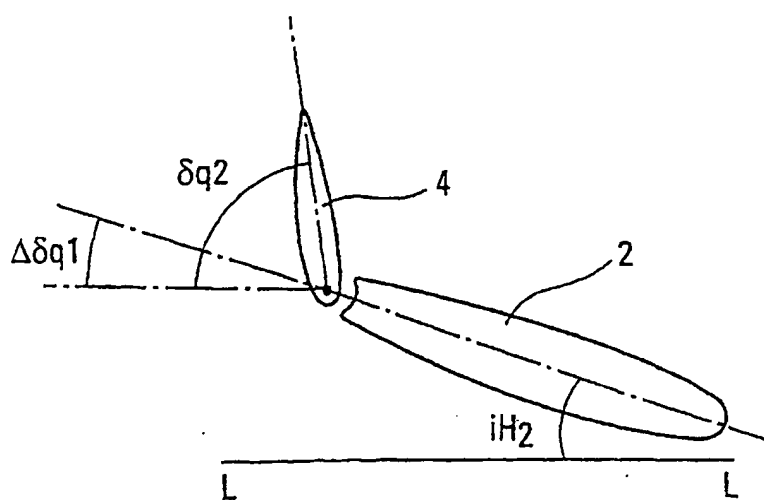


FIG. 4C

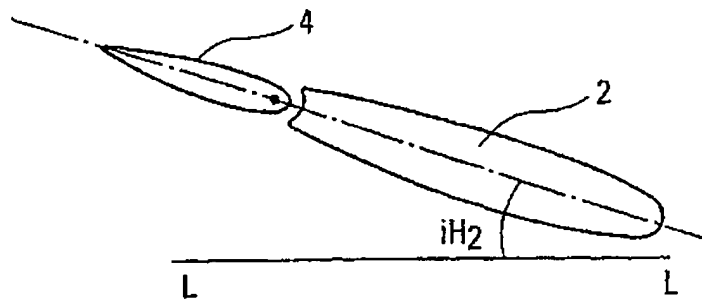


FIG. 5A

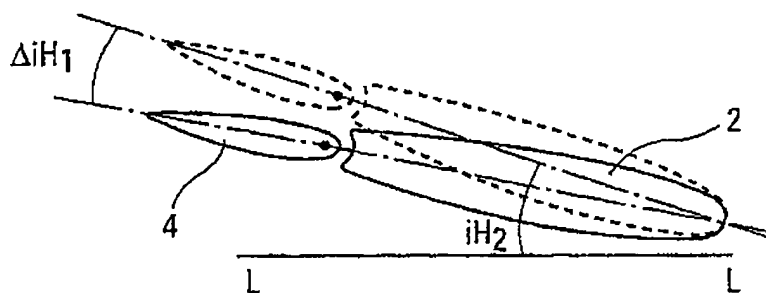


FIG. 5B

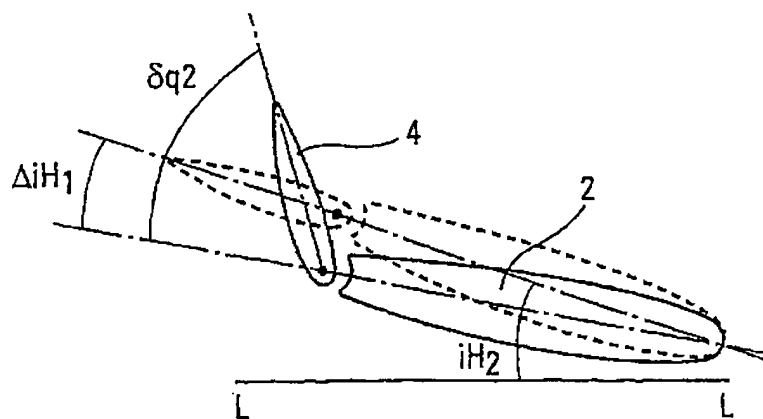


FIG. 5C

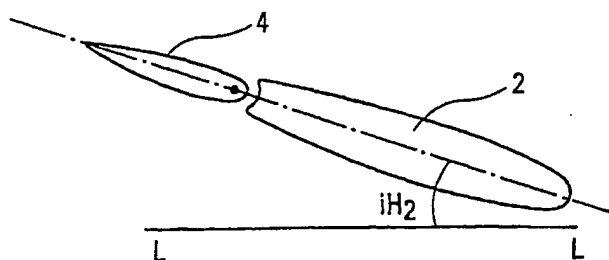


FIG. 6A

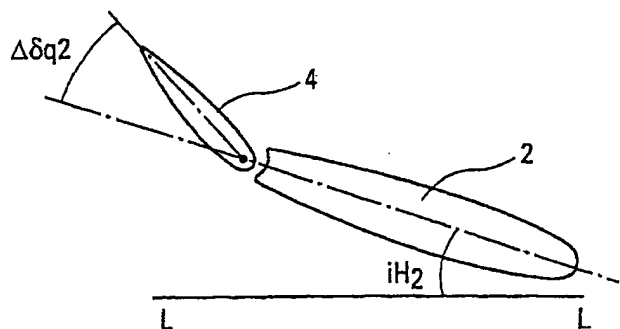


FIG. 6B

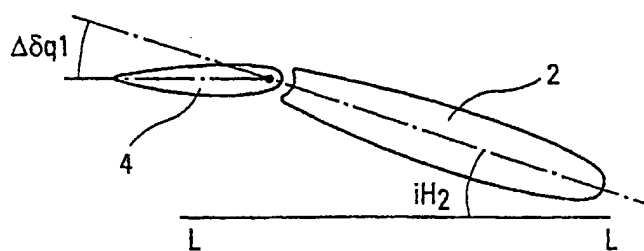


FIG. 6C

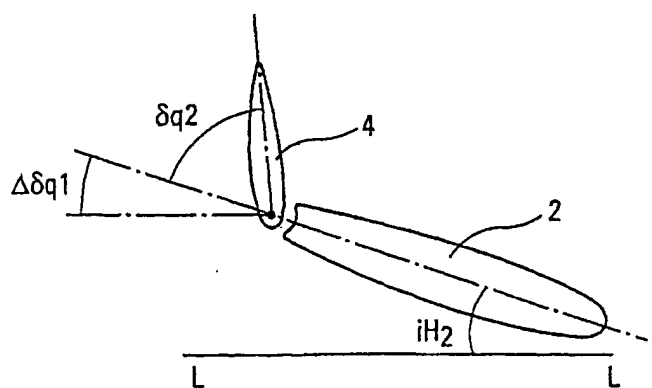


FIG. 6D

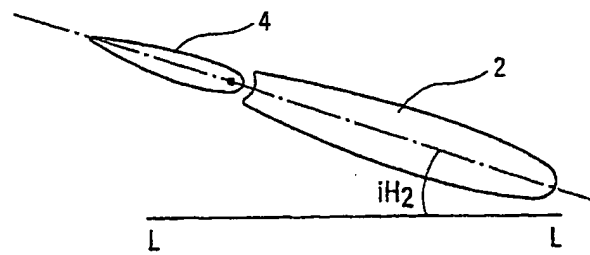


FIG. 7A

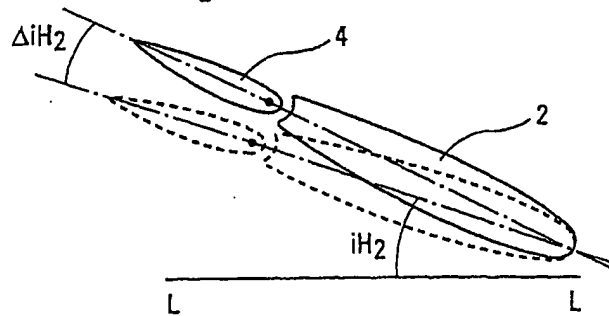


FIG. 7B

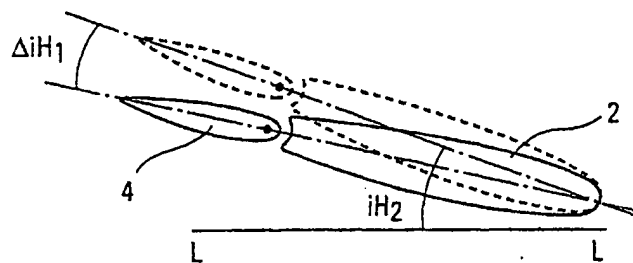


FIG. 7C

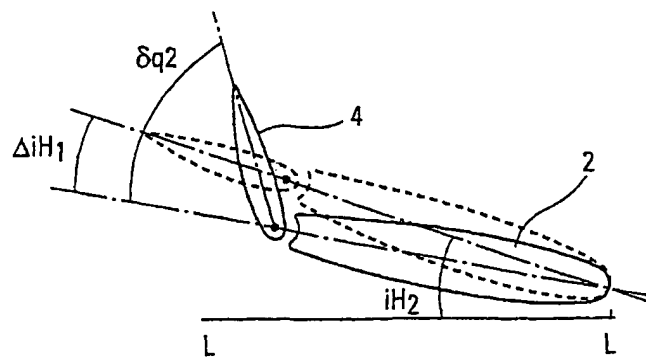


FIG. 7D

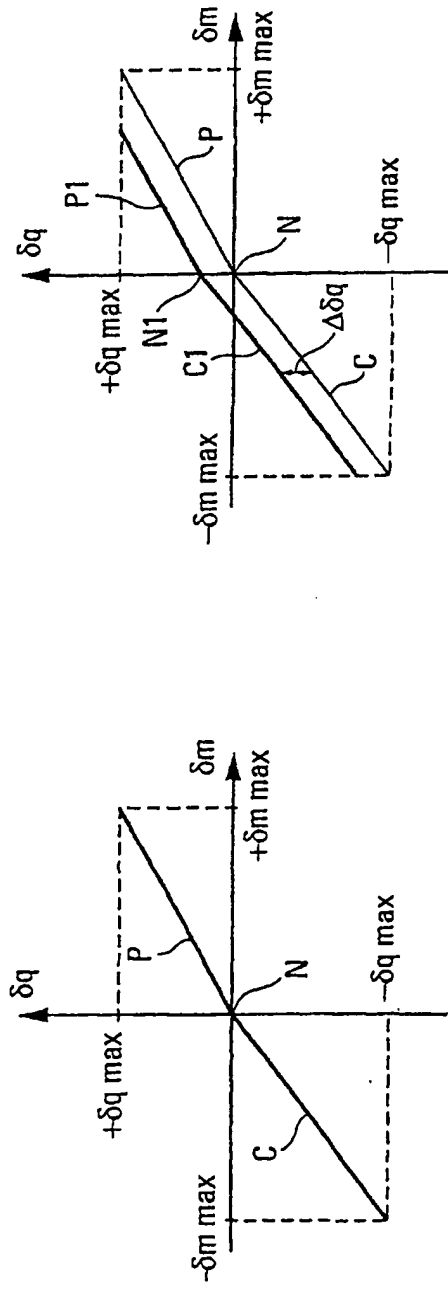


FIG.9

FIG.8

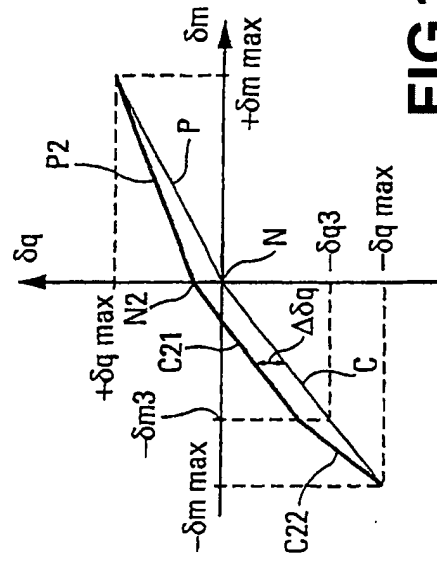


FIG.10

RESUMO

"PROCESSO DE AUXÍLIO À DECOLAGEM DE AERONAVE"

O processo segundo a invenção consiste em escolher arbitrariamente um valor de referência VRref no intervalo
5 de velocidades de rotação possíveis, fazer pivotar, para este valor VRref, o estabilizador horizontal móvel pelo menos em função da centragem, determinar a diferença existente entre este valor de referência e o valor VC da aeronave em fase de aceleração e agir, antes da rotação,
10 sobre os profundores e/ou o estabilizador horizontal móvel da aeronave (1) para levar em conta a dita diferença.