



República Federativa do Brasil
Ministério da Economia
Instituto Nacional da Propriedade Industrial

(11) PI 0814172-0 B1

(22) Data do Depósito: 24/07/2008

(45) Data de Concessão: 28/04/2020



(54) Título: FORMA PLANA DO CONJUNTO DE CAUDA DE AERONAVE

(51) Int.Cl.: B64C 5/06.

(30) Prioridade Unionista: 27/07/2007 ES P200702114.

(73) Titular(es): AIRBUS OPERATIONS, S.L..

(72) Inventor(es): JORGE PABLO VERDE PRECKLER; JOSÉ ALBERTO CABELLO MORENO.

(86) Pedido PCT: PCT EP2008059722 de 24/07/2008

(87) Publicação PCT: WO 2009/016094 de 05/02/2009

(85) Data do Início da Fase Nacional: 27/01/2010

(57) Resumo: FORMA PLANA DO CONJUNTO DE CAUDA DE AERONAVE A presente invenção refere-se a uma forma plana de um conjunto de cauda de avião que compreende bordos de ataque (21) e de fuga (22) curvilíneas, com uma configuração do conjunto de cauda do avião na qual a linha de articulação (13) é retilínea e tem uma porcentagem não-constante no que diz respeito à corda (50) em cada seção (51), sendo as longarinas dianteira (11) e traseira (12) retilíneas com uma porcentagem não-constante no que diz respeito à corda (50) em cada seção (51), ou sendo essas longarinas (11, 12) curvilíneas com uma porcentagem constante ou não-constante no que diz respeito à corda (50) em cada seção (51). Além disso, a invenção descreve uma forma plana de um conjunto de cauda de avião compreendendo bordas de ataque (21) e de fuga (22) retilíneas, na qual a linha de articulação (13) tem uma porcentagem não-constante no que diz respeito à corda (50) em cada seção (51), sendo as longarinas dianteira (11) e traseira (12) retilíneas com uma porcentagem constante ou não-constante no que diz respeito à corda (50) em cada seção (51), ou sendo essas longarinas (11, 12) curvilíneas com uma porcentagem constante ou não-constante.

Relatório Descritivo da Patente de Invenção para “**FORMA PLANA DO CONJUNTO DE CAUDA DE AERONAVE**”.

Campo da Invenção

[0001] A presente invenção refere-se à forma plana, ao formato de leme de direção e à estrutura interna dos conjuntos de cauda de aeronave, especificamente para aeronaves grandes de uso civil.

Antecedentes da Invenção

[0002] Um conjunto de cauda de aeronave é tipicamente formado a partir de uma cauda horizontal e outra cauda vertical. A cauda horizontal está a cargo do controle de passo e estabilidade da aeronave, ao passo que a cauda vertical está a cargo do controle lateral e estabilidade de tal aeronave. A forma plana de um conjunto de cauda é o contorno da projeção em seu plano, as propriedades aerodinâmicas dependendo, dessa forma, em muito dessa forma plana. O leme de direção do conjunto de cauda é a parte móvel do mesmo que permite o controle da aeronave.

[0003] A envergadura do conjunto de cauda é o tamanho do conjunto de cauda em uma direção perpendicular à corrente que é impingida, uma seção de conjunto de cauda sendo considerada como uma fatia do conjunto de cauda na direção da corrente de ar sendo impingida. A corda em uma seção específica é, portanto, o tamanho do conjunto de cauda nessa seção, a corda na raiz e a corda na ponta sendo as cordas na raiz e na ponta do conjunto de cauda, respectivamente. A distribuição de corda é a função matemática expressando a corda de acordo com a posição ao longo da envergadura. Essa função é normalmente uma função decrescente, sendo constante para o caso de conjuntos de cauda retangulares.

[0004] A elevação aerodinâmica é a força aerodinâmica suportada pelo conjunto de cauda na direção perpendicular à corrente de ar sendo impingida. A dragagem aerodinâmica é a força aerodinâmica supor-

tada pelo conjunto de cauda na direção da corrente sendo impingida.

[0005] Alguns fatores importantes a serem levados em consideração nos primeiros estágios do estudo de uma aeronave são: a área encerrada pela forma plana ou superfície total; a distância a partir do conjunto de cauda até o centro de gravidade da aeronave e a superfície do leme de direção com relação à superfície total. Uma vez que esses parâmetros são configurados, o desenho consiste em otimização do conjunto de cauda, minimização de seu peso, sua dragagem aerodinâmica seus custos de fabricação e aperfeiçoamento da eficiência do leme de direção.

[0006] Existem várias possíveis formas planas de conjunto de cauda para a aeronave. As formas planas mais simples são retangulares e trapezoidais. As asas (não conjuntos de cauda) foram historicamente fabricadas com formas planas elípticas, visto que a teoria de asa aerodinâmica prevê que essa forma plana minimiza a dragagem aerodinâmica. É atualmente sabido que uma forma plana elíptica é mais cara de se fabricar e mais pesada do que uma forma plana trapezoidal e que a perda de dragagem aerodinâmica é pequena.

[0007] Formas planas retangulares ou trapezoidais dos conjuntos de cauda são mais amplamente utilizadas devido ao fato de possuírem uma grande rigidez e simplicidade estrutural, enquanto que ao mesmo tempo são formas planas que podem ser facilmente analisadas por computador e podem ser fabricadas de forma barata. No entanto, para aplicações de alto desempenho as mesmas não fornecem um ideal multidisciplinar de peso, dragagem aerodinâmica e custos de fabricação foram levados em consideração.

[0008] A estrutura interna de um conjunto de cauda de aeronave compreende tradicionalmente duas longarinas principais, uma longarina dianteira e uma longarina traseira, distribuídas ao longo da envergadura, fechando a estrutura ou caixa de conjunto de cauda de aero-

nave. A posição das longarinas dianteira e traseira em cada seção é um percentual constante da corda em cada seção. Um percentual típico da posição da longarina dianteira seria, portanto, de 20% da corda em cada seção, ao passo que um percentual típico da posição da longarina traseira seria de 55% da corda em cada seção. Existem conjuntos de cauda com três ou mais longarinas, mas sua posição é sempre um percentual constante da corda em cada seção.

[0009] De forma similar, a linha de articulação do leme de direção (elevador ou leme de direção) possui um percentual constante ao longo da envergadura, tipicamente 70% da corda em cada seção. Devido à sua função como um eixo geométrico em torno do qual o leme de direção gira, a linha de articulação deve ser retilínea, apesar de não ser necessário que a mesma tenha um percentual constante da corda em cada seção, isso sendo o objetivo da presente patente.

[00010] A otimização multidisciplinar de um conjunto de cauda de aeronave (doravante otimização multidisciplinar) consiste na modificação de sua forma plana, do tamanho do leme de direção, de posição de sua linha de articulação e da posição de suas longarinas de forma que seu peso, sua dragagem aerodinâmica, a eficiência de seu leme de direção e seus custos de fabricação sejam otimizados simultaneamente.

[00011] O objetivo da presente patente é fornecer formas planas inovadoras, formatos de leme de direção, posição de linha de articulação e posição de longarinas, com base em uma otimização multidisciplinar e para um conjunto de cauda de aeronave.

Sumário da Invenção

[00012] O objetivo dessa invenção é otimizar um conjunto de cauda de aeronave de forma multidisciplinar. A presente invenção alcança esse objetivo por meio de uma forma plana inovadora com bordas de ataque e de fuga curvilíneas reduzindo a distribuição de momento de

dobra e, portanto, o peso. A invenção desenvolve adicionalmente uma posição percentual não constante da linha de articulação do leme de direção com relação à corda na corda nas seções. Finalmente, a invenção desenvolve adicionalmente uma estrutura interna com base nas longarinas curvilíneas ou longarinas retilíneas com uma posição percentual não constante com relação à corda nas seções.

[00013] Outras características e vantagens da presente invenção serão compreendidas a partir da descrição detalhada a seguir de uma modalidade ilustrativa de seu objetivo com relação às figuras em anexo.

Descrição dos Desenhos

[00014] A figura 1 ilustra uma vista esquemática de uma forma plana de conjunto de cauda convencional para aeronave;

A figura 2 ilustra uma vista esquemática de uma forma plana de conjunto de cauda retangular convencional para aeronave, com a borda de ataque e a borda de fuga paralelas uma à outra;

A figura 3 ilustra uma vista esquemática de uma forma plana de conjunto de cauda trapezoidal convencional para aeronave com a borda de ataque e a borda de fuga secante uma com relação à outra;

A figura 4 ilustra uma vista esquemática de uma forma plana de asa elíptica histórica para aeronave;

A figura 5 ilustra a distribuição de elevação ao longo da envergadura de conjunto de cauda de aeronave convencional com uma forma plana retangular e trapezoidal;

A figura 6 ilustra a distribuição de momento de dobra ao longo da envergadura de conjunto de cauda de aeronave convencional com uma forma plana retangular e trapezoidal;

A figura 7 ilustra a posição das longarinas no conjunto de cauda de aeronave convencional com uma forma plana trapezoidal;

As figuras 8 e 9 ilustram vistas esquemáticas das formas planas de conjunto de cauda com bordas de ataque e de fuga curvilíneas, de acordo com a presente invenção;

A figura 10 ilustra a forma plana, posição da linha de articulação do leme de direção e posição das longarinas no conjunto de cauda para aeronave de acordo com uma primeira modalidade da presente invenção;

A figura 11 ilustra a forma plana, posição da linha de articulação do leme de direção e posição das longarinas no conjunto de cauda para aeronave de acordo com uma segunda modalidade da presente invenção;

A figura 12 ilustra uma forma plana, posição da linha de articulação do leme de direção e posição das longarinas no conjunto de cauda para aeronave de acordo com uma terceira modalidade da presente invenção.

Descrição Detalhada da Invenção

[00015] Como pode ser observado na figura 1, a forma plana do conjunto de cauda de aeronave compreende uma borda de ataque 21 e uma borda de fuga 22, a distância entre a borda de ataque 21 e a borda de fuga 22 sendo definida como corda. Existe, portanto, uma corda 10 na raiz de conjunto de cauda, uma corda 10 na ponta do conjunto de cauda, e uma corda 50 em uma seção localizada a qualquer distância 51 da corda 10 da raiz, sempre com relação à direção da corrente de ar que está sendo impingida 60. A envergadura de conjunto de cauda 61 é o tamanho do conjunto de cauda em uma direção perpendicular à corrente que está sendo impingida 60.

[00016] Como observado nas figuras 2 e 3, as formas planas do conjunto de cauda de aeronave, particularmente aeronaves grandes de uso civil, possuem convencionalmente formas planas retangulares 1 ou formas planas trapezoidais 2, com borda de ataque retilínea 21 e

borda de fuga 22. Essas formas planas simplificam a estimativa das propriedades aerodinâmicas. Como observado na figura 4, as formas planas elípticas 70 também existem na técnica conhecida, formas planas essas que são aplicadas exclusivamente às asas, não aos conjuntos de cauda, o objetivo do quer era minimizar sua dragagem aerodinâmica e não otimizar de uma forma multidisciplinar.

[00017] A distribuição de elevação 4 ao longo da envergadura de conjunto de cauda 61 quando a forma plana é retangular 1, a borda de ataque 21 e a borda de fuga 22 sendo paralelas, pode ser observada na figura 5.

[00018] A parte integral da curva anterior 4, igual à área 3 encerrada sob a curva de elevação 4, fornece a elevação total do conjunto de cauda. Os conjuntos de cauda são dimensionados e projetados de acordo com a elevação total que fornecem, isso sendo uma limitação do desenho. No entanto, um formato diferente pode ser fornecido à curva de elevação anterior 4 desde que essa área 3 permaneça constante, a elevação total, portanto, sendo constante.

[00019] Por outro lado, a teoria aerodinâmica prevê que a elevação de uma seção varia de acordo com os parâmetros a seguir, entre outros:

aumenta com a corda 50 da seção 51;

diminui com a posição da seção 51 ao longo da envergadura 61, alcançando zero na ponta 40;

[00020] De acordo com a teoria de feixe unidimensional da resistência de materiais, a distribuição de momento de dobra ao longo da envergadura do conjunto de cauda 61 é obtida pela integração da distribuição de elevação 4 multiplicada pelo braço dessa elevação até a seção 51, onde o momento de dobra está sendo calculado.

[00021] De acordo com o acima exposto, a distribuição de momento de dobra resultante 6 em uma estrutura de forma plana de conjunto de

cauda de aeronave retangular 1 é a ilustrada na figura 6.

[00022] Adicionalmente, o peso estrutural de um conjunto de cauda de aeronave depende, entre outros fatores, do momento de dobra ao qual cada seção 51 é submetida. Uma forma plana com cordas maiores na raiz 10 e corda menor na ponta 40, mantendo a elevação total constante, envolve uma distribuição de momento de dobra menor visto que a distribuição de elevação está mais próxima da raiz, o peso do conjunto de cauda, portanto, reduzindo.

[00023] Uma forma comumente utilizada para alcançar o acima consiste na implementação de uma forma plana de conjunto de cauda de aeronave 2. De acordo com a elevação de uma seção 51 que é proporcional à corda 50 da seção, um conjunto de cauda trapezoidal 2 possui a distribuição de elevação 7 com elevações mais altas perto da raiz 10 e elevações menores perto da ponta 40, tal como observado na figura 5.

[00024] Da mesma forma que para o caso de um conjunto de cauda retangular 1, a distribuição do momento de dobra 9 para um conjunto de cauda trapezoidal 2 pode ser observada na figura 6.

[00025] Apesar de a tendência em uma primeira abordagem ser a ilustrada, existem outros fatores que afetam o peso, a dragagem aerodinâmica e a eficiência do leme de direção em uma proporção menor. Alguns desses fatores são os seguintes:

- a camada limite viscosa da fuselagem;
- as limitações de fabricação tecnológica;
- deformações devido ao volume;
- dragagens aerodinâmicas induzidas, parasitas e de interferência.

[00026] Todos esses fatores podem ser levados em consideração por meio dos cálculos de computador e a potência de cálculo dos computadores atuais permite até mesmo que se faça isso com formas

planas não-convencionais.

Além da otimização da forma plana do conjunto de cauda, é possível se inovar a configuração da estrutura interna do conjunto de cauda, especificamente a posição da longarina dianteira 11 e da longarina traseira 12, modificando sua posição percentual com relação à corda em cada seção otimizando o conjunto de cauda de forma multidisciplinar.

[00027] A caixa de conjunto de cauda é a estrutura interna basicamente suportando a tensão aerodinâmica. Compreende duas ou mais longarinas 11, 12 revestidas por um revestimento superior e inferior formando uma caixa fechada. Quanto maior a caixa, mais eficientemente a mesma suporta a tensão e, portanto, menor o peso, até que um limite determinado imposto pelo volume, pelos limites de fabricação e outras exigências. A complexidade da análise de uma caixa só pode ser realizada com a precisão necessária pela aviação atual por meio de cálculos computacionais. O aumento da potência computacional na última década permite o cálculo por computador do comportamento de uma caixa com longarinas curvilíneas, sendo capaz de otimizar a curvatura ideal das últimas de uma forma multidisciplinar.

[00028] Finalmente, a eficiência do leme de direção do conjunto de cauda 14 depende, entre outros fatores, do percentual no qual a linha de articulação 13 está localizada. Quanto maior o tamanho do leme de direção 14 (percentual inferior), maior a eficiência. Devido aos efeitos aerodinâmicos tridimensionais, o leme de direção 14 está no limite de sua capacidade de controle perto da ponta do conjunto de cauda 40, ao passo que o leme de direção 14 possui uma margem para a geração de maior capacidade de controle na raiz do conjunto de cauda 10. Adicionalmente, devido ao fato de a elevação incrementada total gerada pelo leme de direção depois de ser desviada ser de interesse para fins de projeto de um conjunto de cauda, como ocorre com todo o con-

junto de cauda, quanto mais perto da distribuição de elevação causada pelo leme de direção 14 está a raiz 10, menor será o momento de dobra devido à elevação e, portanto, menor será o peso do conjunto de cauda. Adicionalmente, o volume entre a longarina traseira 12 e a linha de articulação 13 está vazio, exceto pelos acionadores (tipicamente dois) acionando o desvio do leme de direção 14. O tamanho dos acionadores e a necessidade de um espaço suficiente entre a longarina traseira 12 e a linha de articulação 13 é uma restrição de desenho. Essa restrição ocorre em uma ou várias seções locais e não em todo o comprimento do conjunto de cauda, de forma que o tamanho do leme de direção 14 possa ser estendido movendo o mesmo para mais perto da longarina traseira 12 nas áreas nas quais os acionadores não estão localizados. Levando-se em consideração esses três fatores, uma linha de articulação retilínea 13 na qual o percentual com relação à corda 50 em cada seção 51 não é constante é uma variável adicional que pode ser utilizada para otimizar o conjunto de cauda de forma multidisciplinar.

[00029] Tendo apresentado o acima e levando-se em consideração o progresso feito no campo de Dinâmicas de Fluido de Computador (CFD), e no campo de computadores, a presente invenção propõe:

para as formas planas de conjunto de cauda de aeronave: novas bordas de ataques curvilíneas 21 e bordas de fugas 22 como ilustrado nas figuras 8 e 9;

para a forma e configuração do leme de direção do conjunto de cauda de aeronave: uma nova linha de articulação de leme de direção retilínea 13 com uma posição de percentual não constante com relação à corda em cada seção;

para a estrutura interna dos conjuntos de cauda de aeronave: novas longarinas dianteira 11 e traseira 12 retilíneas com uma posição percentual não constante com relação à corda em cada seção;

para a estrutura interna dos conjuntos de cauda de aeronave: novas longarinas dianteira 11 e traseira 12 curvilíneas com uma posição percentual constante com relação à corda em cada seção;

para a estrutura interna dos conjuntos de cauda de aeronave: novas longarinas dianteira 11 e traseira 12 curvilíneas com uma posição percentual não constante com relação à corda em cada seção.

[00030] De acordo com uma primeira modalidade da invenção, uma forma plana de conjunto de cauda de aeronave com bordas de ataque 21 e traseira 22 curvilíneas côncavas é proposta, uma estrutura interna de um conjunto de cauda de aeronave com longarinas dianteira 11 e traseira 12 retilíneas com um percentual não constante com relação à corda em cada seção é proposta e uma configuração de conjunto de cauda de aeronave com a linha de articulação 13 com um percentual não constante com relação à corda em cada seção é proposta, como ilustrado na figura 10. A posição de todos esses elementos pode ser fixa enquanto a otimização do conjunto de cauda de forma multidisciplinar por meio de cálculos de computador avançados.

[00031] De acordo com uma segunda modalidade da invenção, uma forma plana de conjunto de cauda de aeronave com bordas de ataque 21 e traseira 22 curvilíneas convexas é proposta, uma estrutura interna de um conjunto de cauda de aeronave com longarinas dianteira 11 e traseira 12 curvilíneas com um percentual constante com relação à corda em cada seção, ou rastreamento de uma curva percentual não constante ideal é proposto, e uma configuração de conjunto de cauda de aeronave com a linha de articulação 13 com um percentual não constante com relação à corda em cada seção é proposta, como ilustrado na figura 11. Da mesma forma que na primeira modalidade, a posição de todos esses elementos será otimizada de forma multidisciplinar por meio de cálculos de computador avançados.

[00032] De acordo com uma terceira modalidade da invenção, uma forma plana de conjunto de cauda de aeronave com bordas de ataque 21 e traseira 22 retilíneas é proposta, uma estrutura interna de um conjunto de cauda de aeronave com longarinas dianteira 11 e traseira 12 retilíneas com percentuais constantes ou percentuais não constantes com relação à corda em cada seção, ou com longarinas dianteira 11 e traseira 12 curvilíneas com percentuais constantes e não constantes com relação à corda em cada seção, uma configuração de conjunto de cauda de aeronave com uma linha de articulação 13 com um percentual não constante com relação à corda em cada seção sendo adicionalmente proposta, como ilustrado na figura 12. Da mesma forma que nas primeira e segunda modalidades, a posição de todos esses elementos será otimizada de forma multidisciplinar por meio de cálculos de computador avançados.

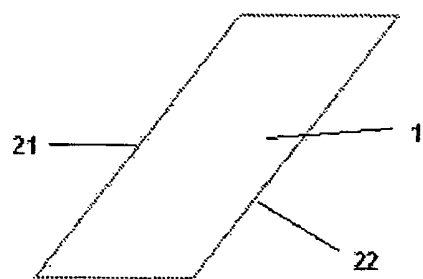
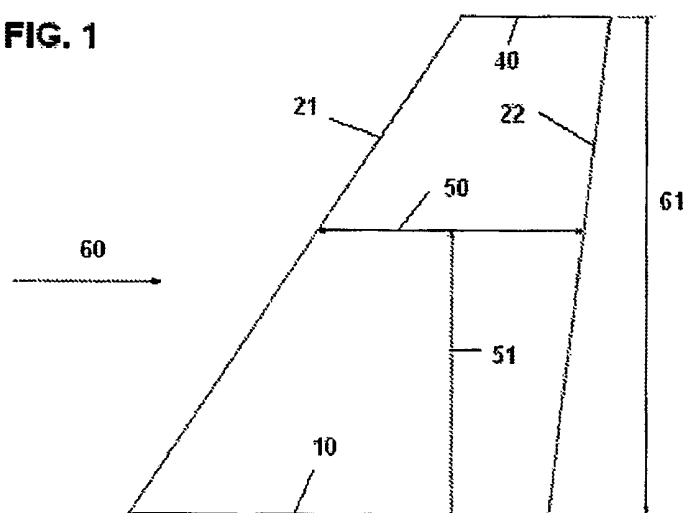
[00033] As modificações constituídas dentro do escopo definido pelas reivindicações a seguir podem ser introduzidas nas modalidades que acabaram de ser descritas.

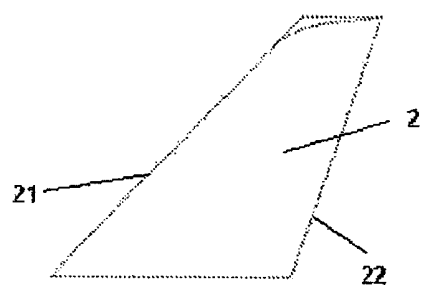
REIVINDICAÇÕES

1. Forma plana do conjunto de cauda de aeronave **caracterizado pelo fato de** que compreende bordas de ataque (21) e de fuga (22) curvilíneas e um leme (14), com uma configuração do conjunto de cauda de aeronave na qual a linha de articulação (13) do leme (14) é retilínea, o conjunto de cauda compreendendo longarinas dianteira (11) e traseira (12) curvilíneas na vista plana do conjunto de cauda de aeronave, de modo que a posição da linha de articulação (13) a medida em que a posição evolui no conjunto da cauda da aeronave ao longo da direção perpendicular à corrente de ar impingida (60) na aeronave, tem uma porcentagem não constante em relação à corda (50) em cada seção (51), cada seção (51) sendo definida em relação à corrente de ar impingida (60) na aeronave, a posição das longarinas dianteiras (11) e traseiras (12) tendo uma porcentagem constante no que diz respeito à corda (50) em cada seção (51).

2. Forma plana do conjunto de cauda de aeronave, de acordo com a reivindicação 1, **caracterizado pelo fato de** que as bordas ataque (21) e de fuga (22) são curvilíneas convexas.

3. Forma plana do conjunto de cauda de aeronave, de acordo com a reivindicação 1, **caracterizado pelo fato de** que as bordas ataque (21) e de fuga (22) são curvilíneas côncavas.

FIG. 1**FIG. 2**

**FIG. 3**

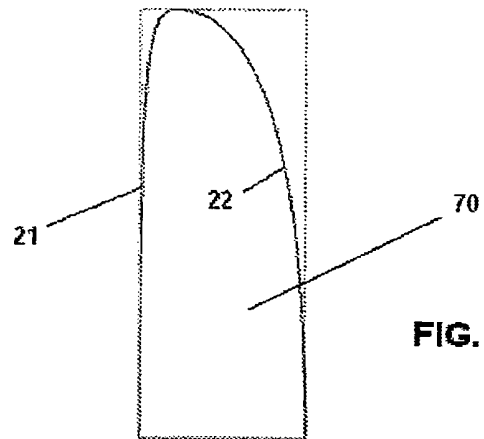


FIG. 4

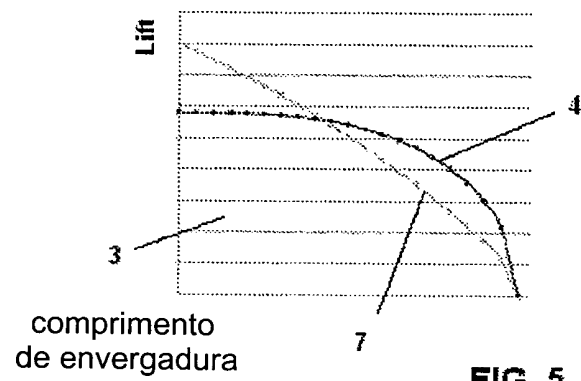


FIG. 5

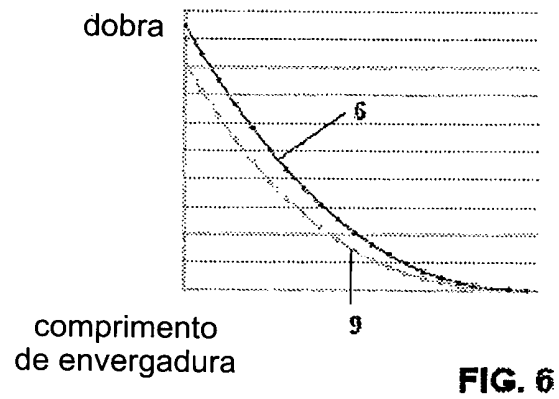
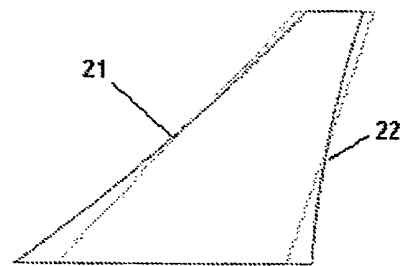
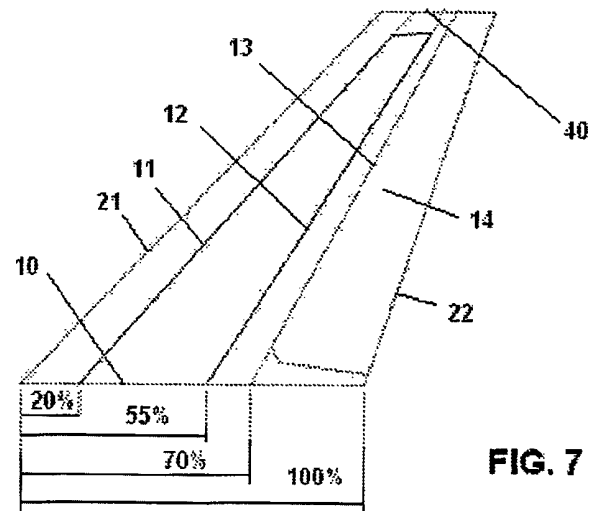


FIG. 6



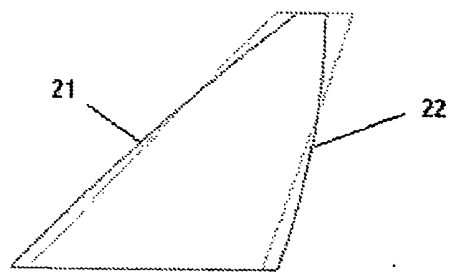


FIG. 9

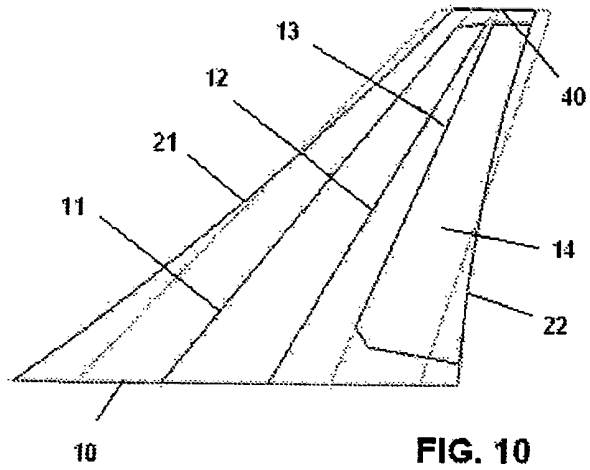


FIG. 10

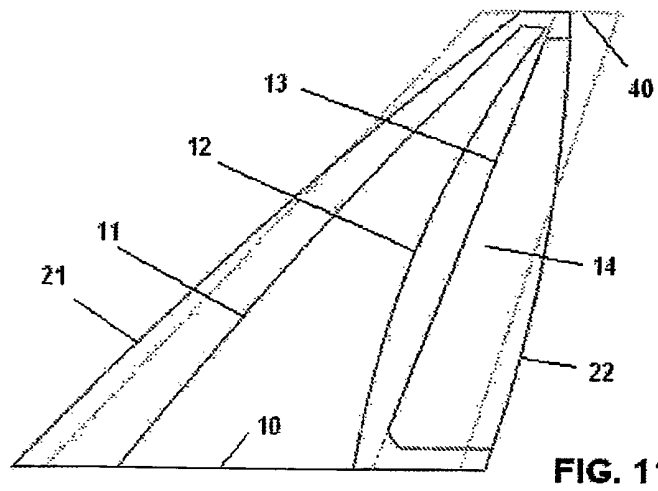


FIG. 11

