



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

(11) PI 0821753-0 B1



(22) Data do Depósito: 19/12/2008

(45) Data de Concessão: 03/12/2019

(54) Título: SUPERFÍCIE DE CONTROLE PARA UMA SUPERFÍCIE DE SUSTENTAÇÃO AERODINÂMICA DE AERONAVE

(51) Int.Cl.: B64C 9/00; B64C 9/02.

(30) Prioridade Unionista: 21/12/2007 ES P200703402.

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

(72) Inventor(es): AFONSO GONZÁLEZ GOZALBO; JORGE PABLO VERDE PRECKLER; JOSÉ ALBERTO CABELLO MORENO; RAÚL CARLOS LLAMAS SANDIN; JOSÉ LUIS COLLADO BRICEÑO.

(86) Pedido PCT: PCT EP2008067980 de 19/12/2008

(87) Publicação PCT: WO 2009/080736 de 02/07/2009

(85) Data do Início da Fase Nacional: 21/06/2010

(57) Resumo: SUPERFÍCIE DE CONTROLE PARA UMA SUPERFÍCIE DE SUSTENTAÇÃO AERODINÂMICA DE AERONAVE A presente invenção refere-se a uma superfície de controle (3) para uma superfície de sustentação aerodinâmica (2) de aeronave que compreende uma nervura de fechamento principal (9) localizada em uma extremidade da superfície de controle (3) à qual é ligada a barra de torção principal (8), a barra de torção mencionada (8) sendo ligada em sua outra extremidade a um sistema de alavanca (14) no qual atua pelo menos um atuador (15), de tal modo que possa atuar sobre a rotação da superfície de controle mencionada (3) durante o voo da aeronave. A invenção também se refere a um método de acionamento para acionar tal superfície de controle (3).

Relatório Descritivo da Patente de Invenção para "**SUPERFÍCIE DE CONTROLE PARA UMA SUPERFÍCIE DE SUSTENTAÇÃO AERODINÂMICA DE AERONAVE**".

CAMPO DA INVENÇÃO

[001] A presente invenção refere-se à configuração otimizada de uma superfície de controle de voo de aeronave.

ANTECEDENTES DA INVENÇÃO

[002] A configuração mais amplamente usada para superfícies de controle de aeronaves modernas geralmente consiste em um ou diversos elementos essencialmente planares localizados de tal modo que eles formem a borda dianteira ou a borda traseira das superfícies de sustentação aerodinâmica da aeronave. A aeronave é controlada por meio da deflexão das superfícies de controle, o que produz uma mudança na geometria externa da dita aeronave resultando em forças aerodinâmicas de direção e de magnitude adequadas para executar o controle.

[003] A mudança da forma aerodinâmica exigida para controlar a aeronave é geralmente conseguida por meio da rotação das ditas superfícies de controle em torno de uma articulação ou eixo de rotação fixado com relação à superfície de sustentação aerodinâmica à qual elas pertencem. Há outras configurações e métodos para executar o controle, por exemplo, por meio da deformação elástica de toda a superfície de sustentação, um método usado pelos irmãos Wright no primeiro avião, conforme descrito no documento US821393, por meio de uma completa rotação da superfície de sustentação, conforme descrito no documento US6089503, por meio de deformação da superfície de sustentação ou controle causada por mudanças nas propriedades do material, conforme descrito nos documentos US6209824B1, US5662294, ou por meio de rajadas de ar ou gases de escape do motor, tal como no caso do avião AV-B Harrier ou do X-15 Norte Ameri-

cano.

[004] As configurações das superfícies de controle que consistem na rotação das ditas superfícies em torno de uma articulação foram usadas na aeronáutica na maioria dos aviões e são as únicas atualmente usadas para grandes aviões de transporte de passageiros. Os primeiros aviões a usar esta configuração de superfície de controle, bem como a maioria dos aviões de peso leve hoje, usam um sistema de cabo e polia para transmitir as ações de controle do piloto, seja diretamente usando a força exercida pelo piloto ou através de um servossistema que aerodinamicamente amplifica a força do piloto. Os sistemas de cabo e polia movem as superfícies de controle através de um sistema de alavanca que converte os movimentos lineares dos cabos em rotações das superfícies de controle. Este método de acionamento para acionar as superfícies de controle é adequado para aeronaves de peso leve ou aquelas de um tamanho maior que voam em velocidades relativamente baixas (muito menores do que as velocidades próximas à velocidade do som nas quais as aeronaves comerciais atualmente voam), devido ao fato de as forças que os cabos podem transmitir serem relativamente baixas e de as forças aerodinâmicas que atuam sobre as superfícies de controle, e que têm que compensar as forças dos cabos, linearmente aumentarem com a área da dita superfície de controle e com o quadrado da velocidade de voo. O sistema de cabo e polia tem limitações adicionais devido à flexibilidade inerente do sistema, formado por longos cabos com uma seção pequena, o que poderá levar a instabilidades aeroelásticas, se for aplicado em grandes superfícies de controle, além de introduzir um retardo na operação das superfícies de controle e uma possível falta de resposta dos controles de voo, quando o avião voar em altas velocidades, tudo isto devido à extensão do sistema de cabos introduzido pelas cargas aerodinâmicas.

[005] Com o desenvolvimento da tecnologia aeronáutica, foi ne-

cessário desenvolver novos métodos de acionamento para acionar as superfícies de controle de voo particularmente adaptadas a grandes aviões que voam em velocidades crescentemente maiores, geralmente acionados por motores de reação. A solução adotada consistia em usar servoatuadores, necessários para exercer forças de controle elevadas exigidas a fim de mover grandes superfícies de controle em altas velocidades de voo e colocar os atuadores mencionados em uma posição tal que eles pudessem transmitir as forças de controle diretamente para as superfícies de controle, representativas de um leme, ou para uma típica instalação de aileron ou elevador.

[006] A configuração da típica instalação de aileron ou profundor anterior tem a desvantagem evidente de exigir uma carenagem aerodinâmica para o atuador, o que é uma fonte indesejada de arrasto aerodinâmico. Por outro lado, esta configuração tem a vantagem de a borda dianteira da superfície de controle estar muito próxima à longarina traseira da superfície de sustentação à qual ela é associada (geralmente a asa ou os estabilizadores), permitindo, portanto, que seja usada a máxima área seccional das respectivas caixas de torção, o que resulta em um aumento na rigidez das ditas caixas, particularmente, a rigidez torsional e adicionalmente, quando aplicável, no volume máximo do tanque de combustível no caso de uma asa ou estabilizador horizontal.

[007] A configuração representativa de um leme, típica para um leme de avião comercial moderno, não exige uma carenagem aerodinâmica para o atuador, embora, no entanto, tenha a desvantagem de significativamente reduzir o espaço disponível entre a caixa de torção da superfície de sustentação e a superfície de controle. Em todos os casos, isto envolve uma redução indesejada da rigidez torsional de ambos os elementos (caixa de torção principal e superfícies de controle aerodinâmico). A separação entre a longarina traseira da caixa de

torção e a borda dianteira da superfície de controle exige igualmente a instalação de carenagens aerodinâmicas flexíveis e relativamente grandes que não contribuem para a rigidez ou resistência da superfície de sustentação, além de introduzirem grandes cargas de flexão sobre as nervuras da caixa de torção na base dos encaixes de articulação, tudo isto sendo indesejável.

[008] A redução da área da seção da caixa de torção da superfície de sustentação, imposta pela separação necessária e anteriormente descrita a fim de instalador o atuador, geralmente resulta em um aumento de peso da estrutura, uma vez que revestimentos e longarinas mais espessos são exigidos a fim de restaurar a rigidez torsional desejada para considerações aerodinâmicas e aeroelásticas.

[009] O problema de deformação elástica das superfícies mencionadas sob carga aerodinâmica tem que ser solucionado em todos os sistemas de controle de voo com base na rotação das superfícies de controle. Nos sistemas de cabo e polia, nos quais as alavancas às quais são conectados os cabos de controle estão geralmente em uma extremidade das superfícies de controle, as cargas aerodinâmicas produzem deformação torsional sobre a superfície de controle tendendo a eliminar a eficácia de controle. A fim de restaurar a eficácia da superfície de controle, a rigidez torsional da superfície tem que ser aumentada, seja com o aumento da espessura de seus revestimentos estruturais (o que acrescenta peso e aumenta a inércia da superfície de controle, ambas consequências indesejadas, isto é, o peso por razões de eficiência da aeronave e inércia para tender a reduzir a velocidade na qual ocorre a agitação ou instabilidade aeroelástica dinâmica), ou com o uso de uma barra de torção próxima à borda dianteira da superfície de controle, o que também acrescenta peso, mas limita o aumento do momento de inércia da superfície.

[0010] No caso de sistemas nos quais os atuadores são conecta-

dos diretamente às superfícies de controle, os ditos atuadores são geralmente localizados aproximadamente no meio da envergadura da superfície de controle a fim de minimizar a deformação torsional, ou vários atuadores são usados em paralelo, que também provê o sistema de controle com redundância. Em qualquer caso, a colocação dos atuadores dentro da superfície aerodinâmica exige a provisão de acessos aos mesmos para inspeção, o que complica o desenho das ditas superfícies aerodinâmicas, e, no caso dos lemes, dificulta o acesso para o pessoal da manutenção.

[0011] O objetivo da presente invenção é o de solucionar os problemas anteriormente mencionados com relação à formação das superfícies de controle, particularmente aqueles associados à configuração na qual os atuadores são diretamente conectados às ditas superfícies de controle, uma vez que esta é a configuração usada para superfícies de controle em estabilizadores em aviões comerciais modernos grandes.

[0012] SUMÁRIO DA INVENÇÃO

[0013] A presente invenção se refere, portanto, a uma configuração de superfície de controle para aeronaves, na qual a dita superfície de controle é integral com uma barra de torção que gira com relação a seu eixo por meio da ação dos atuadores instalados dentro da fuselagem da aeronave em questão.

[0014] A presente invenção descreve um método de configuração e acionamento que pode ser aplicado às superfícies de controle de uma aeronave, sejam elas lemes, profundores, ailerons, flaps ou freios pneumáticos, que consiste em acionar a rotação das superfícies mencionadas por meio de uma barra de torção concêntrica com o pino de articulação da superfície de controle, a barra de torção mencionada sendo conectada por meio de uma alavanca dentro da fuselagem da aeronave a um ou a vários atuadores convencionais (hidráulicos, ele-

trohidráulicos, elétricos ou de qualquer outro tipo usado na aeronáutica), estes sendo atuadores de dupla ação, isto é, podendo exercer força em ambas as direções de seu eixo.

[0015] Devido à distribuição de forças aerodinâmicas na superfície de controle e à deformação torsional resultante, o objetivo da configuração da presente invenção é particularmente adaptado a superfícies de controle muito estreitas, de tal modo que a área encerrada pelas seções da superfície de controle que são perpendiculares ao pino de articulação seja significativamente reduzida da extremidade onde atua a barra de torção para a extremidade livre. A vantagem principal da configuração da invenção em relação às configurações clássicas é a de permitir a extração da borda dianteira da superfície de controle mais próxima à longarina traseira da caixa de torção da superfície aerodinâmica, o que reduz o tamanho e as cargas de flexão nos encaixes de articulação, permitir o aumento da área encerrada da caixa de torção da superfície de sustentação ou da superfície de controle, ou ambas ao mesmo tempo, com um aumento de rigidez torsional diretamente proporcional à dita área encerrada, todas estas vantagens sendo obtidas sem a penalidade aerodinâmica causada por uma carenagem para o atuador. Isto tudo permite o aumento do comprimento do braço de alavanca no qual atuam os servoatuadores sem a restrição geométrica imposta pelo perfil aerodinâmico, reduzindo, portanto, as forças exigidas para acionamento, o que pode resultar em uma redução de peso para os atuadores.

[0016] A configuração de acordo com a presente invenção permite igualmente, para uma caixa de torção do mesmo tamanho e forma plana das superfícies de sustentação, ter uma maior superfície de controle aerodinâmica com o possível aumento de eficiência de controle associado.

[0017] A configuração da invenção adicionalmente permite o uso

de atuadores maiores, caso necessário, uma vez que a limitação de espaço imposta pela geometria da superfície aerodinâmica é grandemente eliminada. Adicionalmente, no caso de aplicação aos lemes, a posição dos atuadores dentro da fuselagem traseira facilita as operações de manutenção.

[0018] Há vantagens adicionais associadas à geometria favorável da borda dianteira da superfície de controle em sua configuração defletida devido ao raio maior da dita borda dianteira, o que é possível de se obter com a movimentação do pino de articulação para frente, o que pode aumentar o ângulo de estol aerodinâmico que a superfície de controle pode alcançar.

[0019] O objetivo da configuração da presente invenção é também particularmente favorável para incluir um segundo pino de articulação localizado em um ponto intermediário da superfície de controle, o que dá origem à configuração de dupla articulação na superfície de controle.

[0020] Outras características e vantagens da presente invenção se tornarão evidentes a partir da seguinte descrição detalhada de uma concretização ilustrativa de seu objetivo em relação às figuras anexas.

DESCRIÇÃO DOS DESENHOS

[0021] A figura 1 representa uma vista esquemática da fuselagem traseira e dos estabilizadores e lemes de um avião comercial moderno, na qual a disposição dos atuadores e dos encaixes de articulação é esquematicamente mostrada de acordo com a técnica anterior anteriormente conhecida.

[0022] A figura 2 mostra uma vista em seção detalhada do estabilizador vertical representado na figura 1, na qual o atuador da superfície de controle e a maneira na qual o dito atuador é ligado à caixa de torção e à superfície de controle mencionada, neste caso, um leme, são esquematicamente representados de acordo com a técnica anteri-

or conhecida.

[0023] A figura 3 mostra uma vista em seção detalhada de uma superfície de sustentação, tipicamente uma asa, e de uma superfície de controle associada, neste caso, acionada de fora da superfície aerodinâmica de acordo com a técnica anterior.

[0024] A figura 4 representa uma vista esquemática da fuselagem traseira e dos estabilizadores e lemes de um avião comercial moderno, na qual a disposição dos atuadores, dos encaixes de articulação e da barra de torção da superfície de controle bem como a forma estreita considerável da superfície de controle são esquematicamente mostradas de acordo com uma concretização preferida da presente invenção.

[0025] A figura 5 mostra uma vista detalhada do estabilizador vertical representado na figura 4 que focaliza no detalhe da extremidade da superfície de controle à qual é conectada a barra de torção, na qual as duas barras de torção concêntricas, a nervura de fechamento à qual é ligada a barra de torção externa e a caixa de torção secundária da superfície de controle bem como um dos encaixes de articulação são descritos de acordo com uma concretização preferida da presente invenção.

[0026] A figura 6 representa uma vista esquemática detalhada da fuselagem traseira e dos estabilizadores e lemes de um avião comercial moderno, na qual a disposição dos atuadores e das alavancas na qual eles atuam, dos encaixes de articulação, das barras de torção principal e secundária, da caixa de torção secundária da superfície de controle, da nervura de fechamento inferior da superfície de controle bem como das nervuras de reforço intermediárias da superfície de controle e bem como a forma de estreitamento considerável da superfície de controle são esquematicamente mostradas de acordo com uma concretização preferida da presente invenção.

[0027] A figura 7 mostra uma vista em seção detalhada do estabi-

lizador vertical representado na figura 4, mas com a configuração de articulação dupla da superfície de controle, na altura de um ponto intermediário em sua envergadura, na qual um encaixe de articulação, o elemento principal da superfície de controle, uma barra de acoplamento para o acoplamento mecânico com o elemento secundário, o dito elemento secundário e o encaixe de articulação secundário são esquematicamente representados de acordo com uma concretização da presente invenção.

DESCRIÇÃO DETALHADA DA INVENÇÃO

[0028] É entendido a partir da descrição feita no antecedente da invenção e a partir da técnica anterior conhecida que é geralmente desejável que caixas de torção de superfícies de sustentação e de controle tenham uma maior área possível a fim de aumentar sua rigidez e reduzir seu peso estrutural. A configuração mostrada na figura 3, na qual o atuador 4 é localizado fora da superfície aerodinâmica 2, apresenta estas qualidades, mas à custa de um aumento no arrasto aerodinâmico devido à carenagem 17 do atuador 4. Algumas configurações do sistema de controle de voo usando cabos e polias incluem uma barra de torção na superfície de controle com uma alavanca à qual são conectados os cabos de controle, a alavanca mencionada sendo localizada dentro da fuselagem, de tal modo que a necessidade de uma carenagem aerodinâmica seja eliminada. Esta configuração pode ser observada na maioria dos lemes em aviões de peso leve hoje. Contudo, conforme explicado anteriormente, o uso de sistemas de controle com base nos cabos e polias é limitado à aeronave de peso leve ou geralmente à aeronave que voa em velocidades relativamente baixas.

[0029] O sistema de controle de voo usando servoatuadores 4 localizados dentro do contorno aerodinâmico da superfície de sustentação 2 e que são conectados diretamente às superfícies de controle 3, tal como no exemplo das figuras 1 e 2, exigem espaço suficiente entre

a longarina traseira 5 da caixa de torção 13 da superfície de sustentação 2 e a borda dianteira 22 da superfície de controle 3 a fim de poder instalar os ditos servoatuadores 4, com a redução indesejada subsequente da área da caixa de torção 13 da superfície de sustentação 2. Tem que ser notado que, em grandes aviões comerciais que usam esta configuração de atuadores, há geralmente dois ou mais atuadores, geralmente conectados a diferentes circuitos hidráulicos, para cada superfície de controle, para a finalidade de prover o sistema de controle com redundância no caso de falha de um dos atuadores ou de seu circuito hidráulico, esta tolerância de falha sendo uma exigência essencial no desenho de sistemas de controle de voo modernos.

[0030] A presente invenção foi desenvolvida para fins de obter uma configuração de superfícies de controle com rigidez torsional máxima da superfície de sustentação, o que é desejável a fim de reduzir o peso estrutural da mesma, mas sem a penalidade de arrasto aerodinâmico associada à carenagem 17 da figura 3 e mantendo a redundância no sistema de controle pelo menos no mesmo nível como nos sistemas de controle com diversos atuadores atualmente em uso, tais como aqueles mostrados na figura 1.

[0031] As características da presente invenção serão melhor entendidas com a descrição de uma concretização preferida de um leme de um avião comercial moderno, conforme representado nas figuras 4, 5 e 6.

[0032] Para esta finalidade, a superfície de controle da presente invenção compreende:

- uma superfície de sustentação aerodinâmica 2 à qual é associada uma superfície de contato 3;
- uma nervura de fechamento principal 9 localizada em uma extremidade da superfície de controle 3 à qual é ligada uma barra de torção principal 8, a barra mencionada 8 sendo integralmente ligada

em sua outra extremidade a um sistema de alavanca 14 no qual pelo menos dois servoatuadores de dupla ação 15 supridos por sistemas de força independente atuam, os ditos servoatuadores 15 trabalhando simultaneamente em condições normais, de tal modo que, no caso de falha de um deles ou do sistema de força que o alimenta, o servoatuador de operação disponha de força suficiente para acionar a superfície de controle por conta própria, provendo assim a presente configuração com redundância no sistema de acionamento.

[0033] A fim de aumentar a redundância e a tolerância a danos estruturais, o sistema de controle compreende uma barra de torção secundária 11, concêntrica com a barra principal 8, localizada dentro desta e igualmente conectada integralmente com o sistema de alavanca 14 e com uma nervura de fechamento secundária 28 da superfície de controle 3. Em condições normais, o momento torsional exigido a fim de mover a superfície de controle 3 é transmitido pela barra de torção principal 8 para a nervura de fechamento 9. No caso de a dita barra de torção principal 8 ou nervura de fechamento principal 9 falhar, o momento torsional será transmitido pela barra de torção secundária 11 para a nervura de fechamento secundária 28, provendo assim o sistema de controle com um grau adicional de tolerância à falha estrutural.

[0034] A superfície de controle 3 é enrijecida internamente por pelo menos duas longarinas 12 que, juntamente com o revestimento 19, forma uma caixa de torção contínua provendo a superfície de controle 3 com a rigidez torsional exigida para considerações aerodinâmica e aeroelástica.

[0035] Os revestimentos 19 e as longarinas 12 da superfície de controle bem como a barra de torção principal 8 e a barra de torção secundária 11 são preferivelmente fabricados de um material formado de fibras altamente rígidas e resistentes, tal como fibra de carbono ou materiais nanotecnológicos, tais como nanotubos de carbono, e resina

sintética, epóxi, por exemplo, e uma grande porção de ditas fibras é orientada nas direções próximas a 45 e 135 graus com relação ao pino de articulação, conforme mostrado em detalhes 29 da figura 5.

[0036] A superfície de controle 3 é ligada à longarina traseira 5 da barra de torção 13 da superfície de sustentação 2 através de diversos encaixes de articulação 6 ligados a pinos removíveis na superfície de controle, este método sendo conhecido e geralmente aplicado em superfícies de controle.

[0037] A forma da superfície de controle 3 é preferivelmente conforme mostrado na figura 4, na qual pode ser observado que a borda traseira 21 da dita superfície de controle é curvada e a superfície de controle se torna significativamente mais estreita com o afastamento da fuselagem 1, diferentemente da prática comum representada na figura 1, que, além de outras possíveis vantagens aerodinâmicas ou qualidades de voo, resulta em uma distribuição de forças aerodinâmicas, a resultante das quais está mais próxima à fuselagem 1 e, portanto, à barra de torção e às alavancas de acionamento 14, isto sendo benéfico para fins de rigidez e de transmissão de carga. Além disso, a geometria mostrada na figura 4, tanto da superfície de sustentação 2 como da superfície de controle 3, apresenta problemas para instalação dos atuadores em uma configuração clássica, tal como aquela da figura 1, devido ao espaço exigido entre a longarina traseira da superfície de sustentação 5 e a borda dianteira da superfície de controle 22.

[0038] De acordo com outra concretização preferida do objetivo da configuração da presente invenção, é acrescentado um pino de articulação secundário 27, conforme mostrado na figura 7, de tal modo que a superfície de controle seja dividida em um elemento principal 24 e um elemento secundário 25, a rotação dos quais é mecanicamente limitada por uma barra de acoplamento 26 disposta conforme indicado na figura 7. A presente invenção é particularmente favorável para im-

plementar esta configuração de dupla articulação devido ao fato de a dita configuração de dupla articulação produzir cargas aerodinâmicas que são maiores do que aquelas da configuração de articulação única clássica, exigindo, portanto, atuadores maiores, a instalação dos quais dentro da fuselagem, conforme proposto pela presente invenção, é menos problemática do que no caso clássico da figura 1.

[0039] De acordo com outro aspecto, a presente invenção se refere a um método de acionamento para acionar a superfície de controle anteriormente descrita 3 na qual a dita superfície de controle 3 é acionada através de pelo menos uma barra de torção 8 à qual pelo menos dois servoatuadores de dupla ação 15 são conectados por meio de um sistema de alavanca 14.

[0040] As modificações compreendidas dentro do escopo definido pelas seguintes reivindicações podem ser introduzidas nas concretizações preferidas que foram recém-descritas.

REIVINDICAÇÕES

1. Superfície de controle (3) para uma superfície de sustentação aerodinâmica (2) de aeronave incluindo pelo menos dois atuadores (15), compreendendo uma nervura de fechamento principal (9) localizada em uma extremidade da superfície de controle (3) à qual é ligada uma barra de torção principal (8), a barra de torção mencionada (8) sendo ligada em sua outra extremidade a um sistema de alavanca (14) no qual pelo menos dois atuadores (15) atuam, de modo que seja possível atuar na rotação da superfície de controle mencionada (3) durante o voo da aeronave, **caracterizada pelo fato de que** a barra de torção (8) é integralmente ligada ao sistema de alavanca (14), a superfície de controle (3) também compreende uma barra de torção secundária (11), concêntrica com a barra de torção principal (8), localizada dentro da barra de torção mencionada (8) e integralmente conectada com o sistema de alavanca (14) e com uma nervura de fechamento secundária (28) da superfície de controle (3).

2. Superfície de controle (3) para uma superfície de sustentação aerodinâmica (2) de aeronave, de acordo com a reivindicação 1, **caracterizada pelo fato de que** os atuadores (15) são atuadores de dupla ação, podendo exercer força em ambas as direções de seus eixos.

3. Superfície de controle (3) para uma superfície de sustentação aerodinâmica (2) de aeronave, de acordo com a reivindicação 1 ou 2, **caracterizada pelo fato de que** os atuadores (15) são servoatuadores.

4. Superfície de controle (3) para uma superfície de sustentação aerodinâmica (2) de aeronave, de acordo com a reivindicação 3, **caracterizada pelo fato de que** os atuadores (15) trabalham simultaneamente em condições normais, de modo que, no caso de uma falha em um deles, o servoatuador de operação possa acionar a superfície

de controle por iniciativa própria.

5. Superfície de controle (3) para uma superfície de sustentação aerodinâmica (2) de aeronave, de acordo com qualquer uma das reivindicações anteriores, **caracterizada pelo fato de que** a barra de torção principal (8) é fabricada de material formado de fibras altamente rígidas e resistentes.

6. Superfície de controle (3) para uma superfície de sustentação aerodinâmica (2) de aeronave, de acordo com a reivindicação 5, **caracterizada pelo fato de que** a barra de torção principal (8) é formada de fibra de carbono.

7. Superfície de controle (3) para uma superfície de sustentação aerodinâmica (2) de aeronave, de acordo com qualquer uma das reivindicações anteriores, **caracterizada pelo fato de que** compreende pelo menos duas longarinas (12) que internamente enrijecem a superfície de controle mencionada (3).

8. Superfície de controle (3) para uma superfície de sustentação aerodinâmica (2) de aeronave, de acordo com qualquer uma das reivindicações anteriores, **caracterizada pelo fato de que** a barra de torção secundária (11) é fabricada de material formado de fibras altamente rígidas e resistentes.

9. Superfície de controle (3) para uma superfície de sustentação aerodinâmica (2) de aeronave, de acordo com a reivindicação 8, **caracterizada pelo fato de que** a barra de torção secundária (11) é formada de fibra de carbono.

10. Superfície de controle (3) para uma superfície de sustentação aerodinâmica (2) de aeronave, de acordo com qualquer uma das reivindicações anteriores, **caracterizada pelo fato de que** ainda compreende um pino de articulação secundário (27), de modo que a superfície de controle mencionada (3) seja dividida em um elemento principal (24) e um elemento secundário (25), a rotação dos quais é

restringida por uma barra de acoplamento (26).

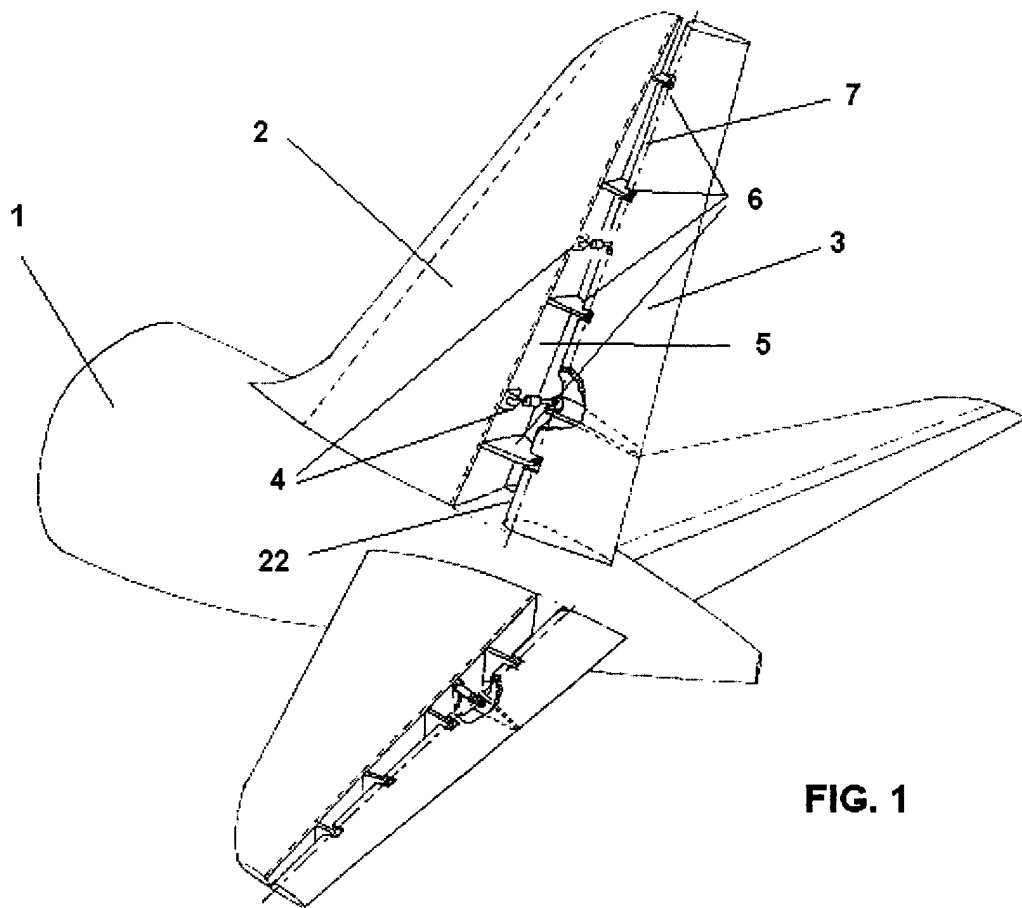


FIG. 1

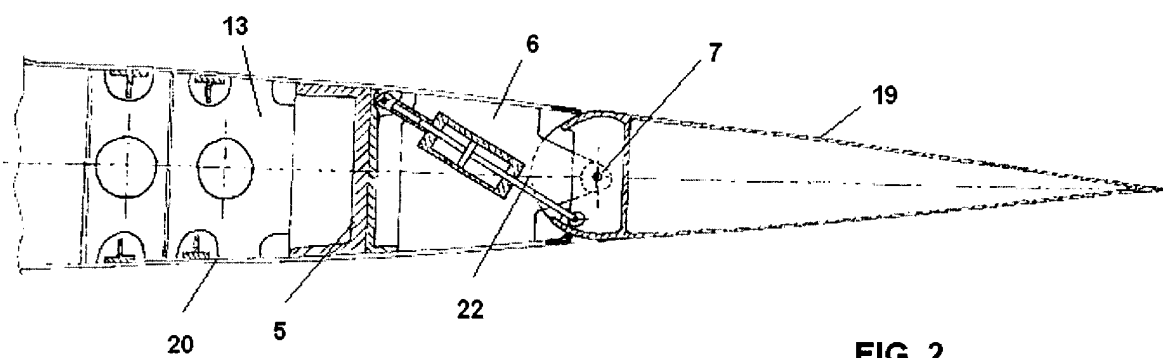
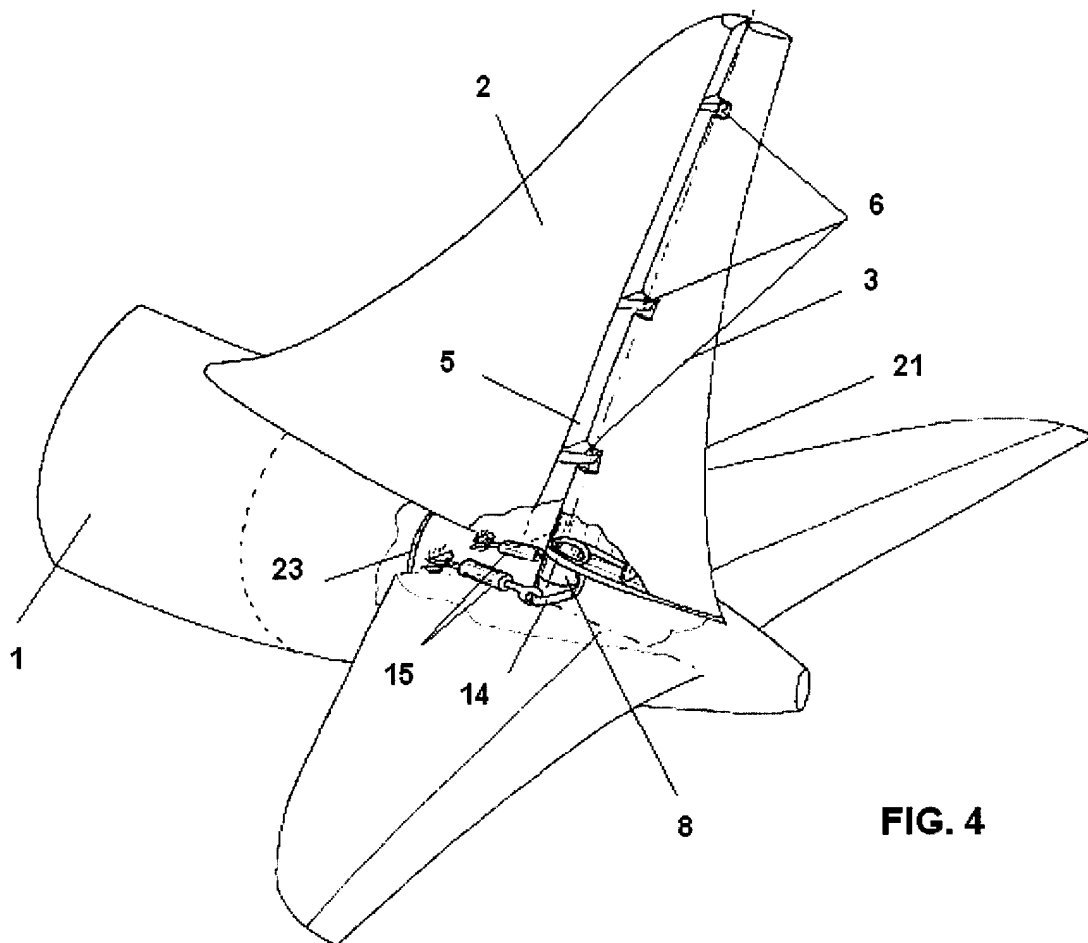
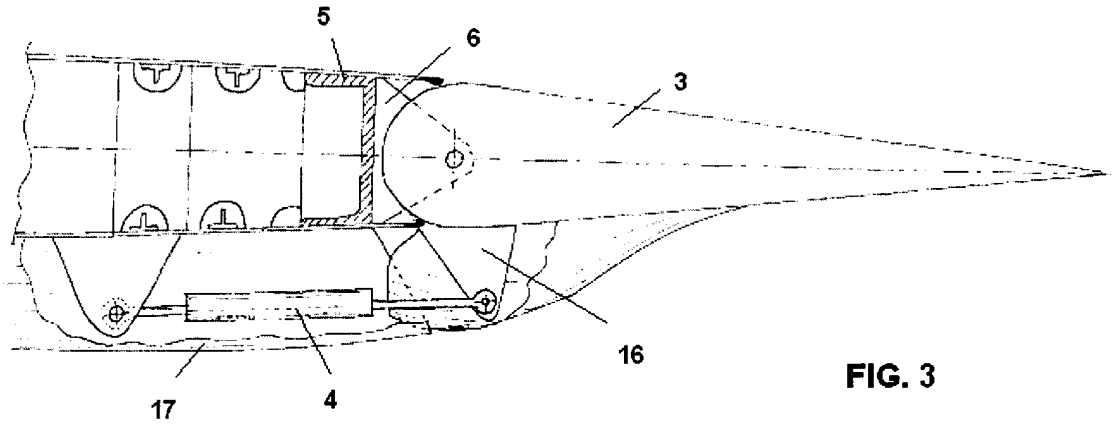


FIG. 2



3/4

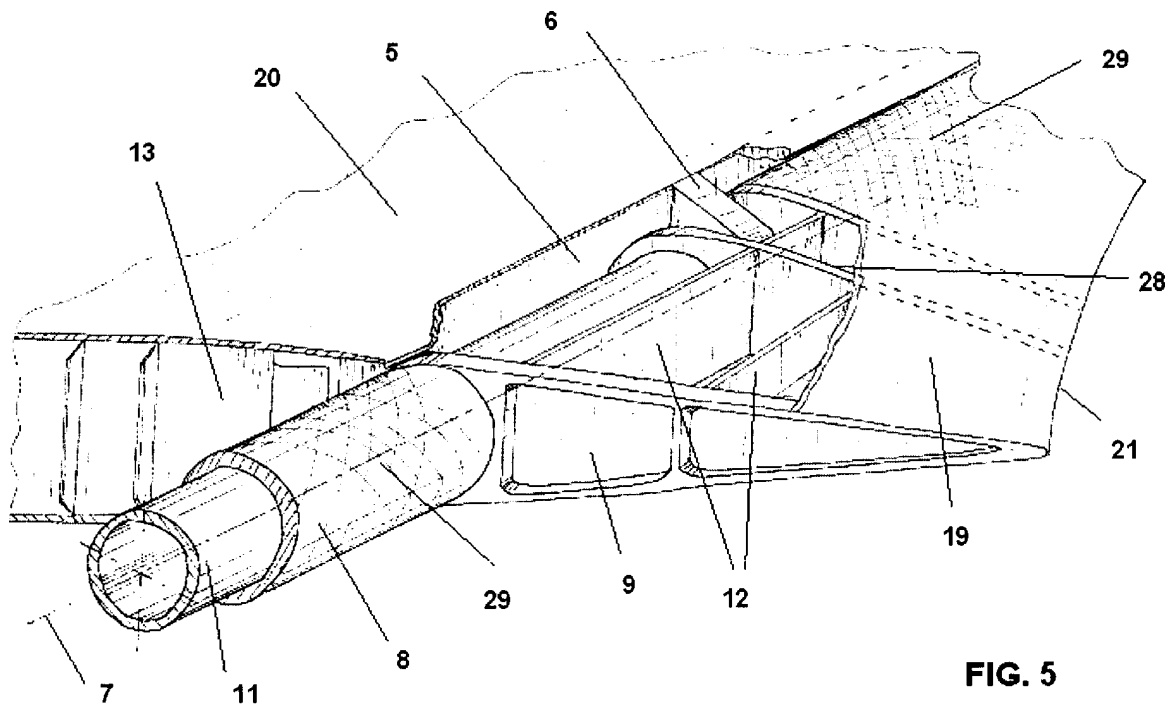


FIG. 5

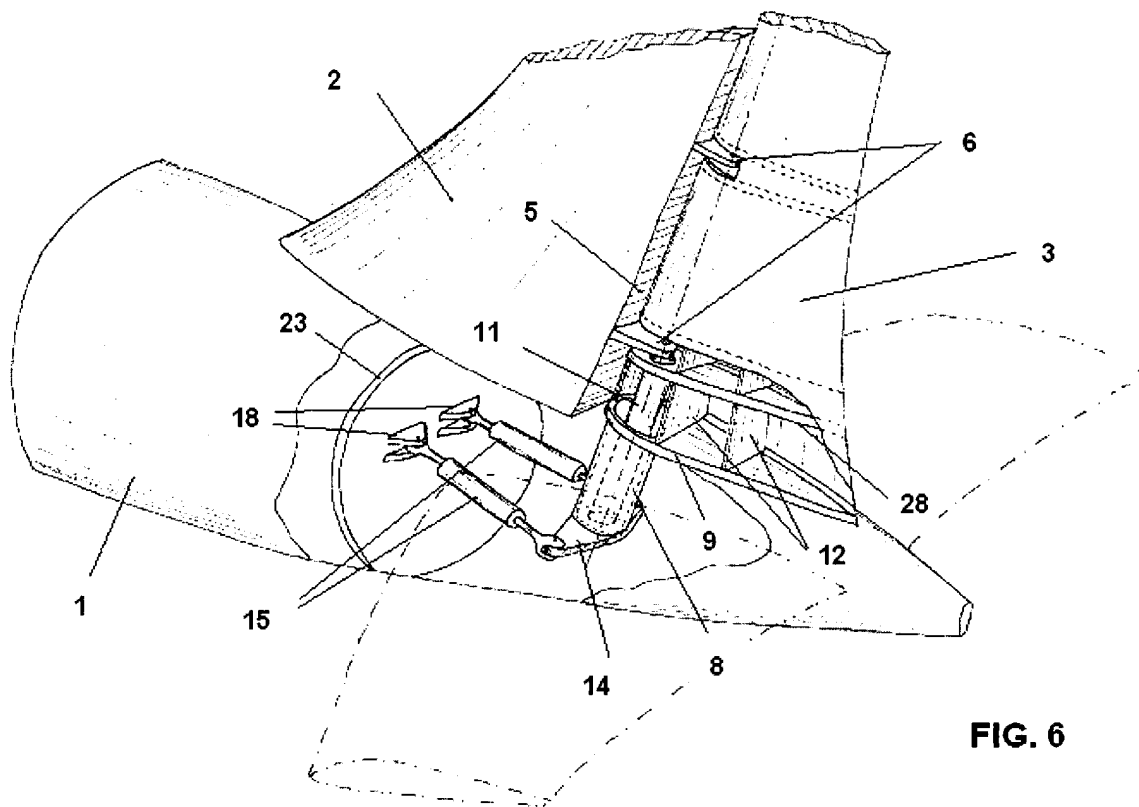


FIG. 6

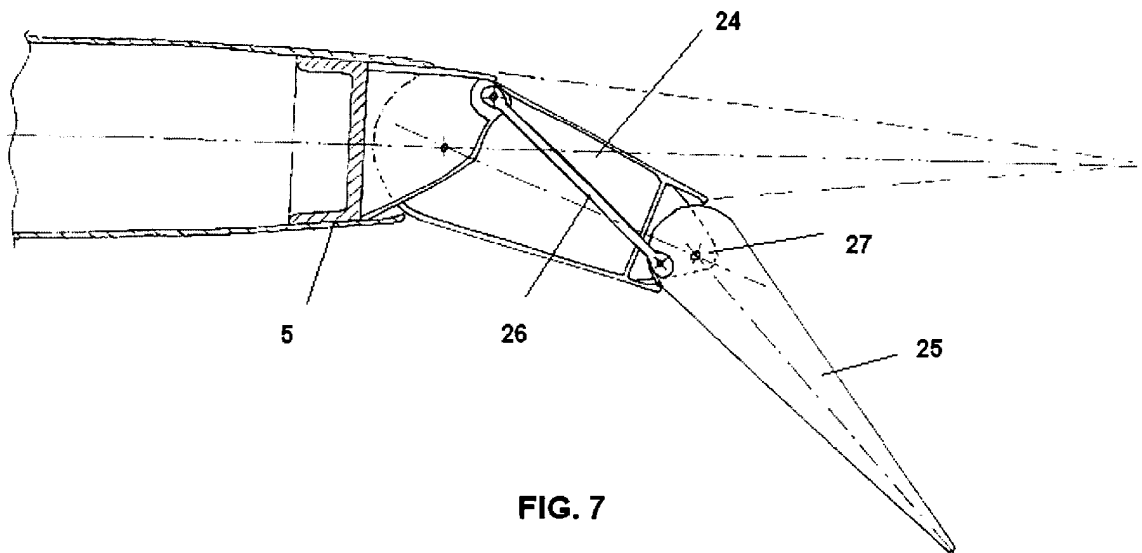


FIG. 7