



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

(21) **PI 1100601-3 A2**

(22) Data de Depósito: 17/01/2011
(43) Data da Publicação: 25/09/2012
(RPI 2177)



(51) *Int.Cl.:*
B64D 31/00

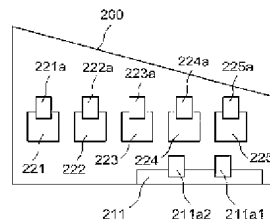
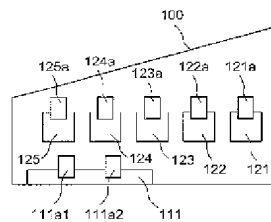
(54) **Título:** SISTEMA DE CONTROLE DE VOO PARA UMA AERONAVE

(30) **Prioridade Unionista:** 18/01/2010 FR 1050302

(73) **Titular(es):** Airbus Operations

(72) **Inventor(es):** Antoine Maussion, Arnaud Lecanu, Laurent Andrieu, Marc Fervel

(57) **Resumo:** SISTEMA DE CONTROLE DE VOO PARA UMA AERONAVE. A presente invenção refere-se a um sistema de controle de voo para uma aeronave que compreende as superfícies de controle (111, 211, 331, 431, 541, 121-225) e os atuadores associados às ditas superfícies de controle para controlar as funções de voo de rolamento, guinada, arfagem e freio aerodinâmico da aeronave. Todos os atuadores (111a1-211a2, 121a-225a) associados às superfícies de controle que controlam ao menos uma dentre as ditas funções de voo consistem em atuadores eletromecânicos. Uma parte das ditas superfícies de controle associadas aos atuadores eletromecânicos consiste em superfícies de controle divididas (111, 211, 331, 431, 541), sendo que cada uma das ditas superfícies de controle divididas é composta de ao menos duas superfícies independentes (113,114,.....545).



Relatório Descritivo da Patente de Invenção para **"SISTEMA DE CONTROLE DE VOO PARA UMA AERONAVE"**.

Campo técnico

A presente invenção refere-se ao campo de controle de voo para
5 uma aeronave e, mais especificamente, os controles de voo primário.

Estado da técnica anterior

As aeronaves modernas têm sistemas de controle de voo em
que as ações mecânicas sobre componentes para pilotagem (manche, barra
de direção, etc.) e/ou informações a partir do piloto automático são converti-
10 das em sinais analógicos que são transmitidos para atuadores que manobram as superfícies de controle possibilitando que a rotação da aeronave seja controlada em torno de seus três eixos.

Atualmente, os atuadores mais amplamente usados na aeronáutica consistem em servo-controles hidráulicos "S/C". Um servo-controle hidráulico consiste em um atuador conectado a um sistema hidráulico do avião
15 através de tubos que vêm a partir do quadro hidráulico do avião. Este compreende uma servo-válvula que direciona a pressão hidráulica, fornecida pelas bombas hidráulicas do avião, para mover a haste do atuador que é conectada a uma superfície de controle, por exemplo, um aileron, um elevador, um leme ou um freio aéreo.

O sistema hidráulico do avião pode compreender vários circuitos hidráulicos que compreendem reservatórios, bombas, filtros, coletores de alta pressão e baixa pressão, etc., que fornecem uma pluralidade de atuadores hidráulicos que são controlados por meio de sinais elétricos analógicos.

O circuito hidráulico pode ser suprido por meio de uma "EDP" hidro-mecânico (Engine Driven Pump - bomba acionada por motor) diretamente conectada à caixa de acessórios (caixa de engrenagem de redução) disponível em cada um dos motores, ou por meio de uma "EMP" (Electric Motor Pump - bomba a motor elétrico).

Os atuadores eletro-hidráulicos do tipo "EBHA" (Electrical Backup Hydraulic Actuator - atuador elétrico de reserva do sistema hidráulico) e "EHA" (Electro-Hydrostatic Actuator - atuador eletro-hidrostático) têm surgi-

dos nas últimas gerações de aeronave.

Um EBHA consiste em um atuador híbrido que utiliza a energia elétrica e hidráulica. Este consiste em um servo-controle hidráulico ao qual tem sido adicionado uma bomba elétrica local, o qual torna possível fornecer a pressão hidráulica para o atuador no evento de perda do circuito hidráulico principal. É conectado tanto ao sistema hidráulico como ao sistema elétrico da aeronave. A principal fonte de energia é fornecida pelo sistema hidráulico. No evento de um defeito no sistema hidráulico, a bomba elétrica local é comutada por meio de sinais elétricos para suprir e controlar o atuador.

Um atuador eletro-hidrostático EHA é conectado à rede elétrica da aeronave e não é conectado ao sistema hidráulico. Este produz localmente sua própria pressão hidráulica por meio de um reservatório e uma bomba eletro-hidráulica autônoma, a qual gera a energia hidráulica necessária para mover a haste de atuação.

A arquitetura de controle de voo da aeronave atual compreende vários circuitos hidráulicos.

A figura 11 ilustra a arquitetura usada em um avião do tipo A320, a qual compreende três circuitos hidráulicos 1601, 1602, 1603 supridos por dois motores independentes 1610, 1620 do avião, a arquitetura é chamada de 3H. Cada circuito compreende um reservatório para um fluido hidráulico, uma ou mais bombas e tubos hidráulicos conectados a atuadores específicos (não representados). Cada um de dois circuitos 1602, 1601 é pressurizado por uma EDP e o terceiro circuito 1603 é pressurizado por uma EMP.

Mais especificamente, a energia é recebida a partir do primeiro motor 1610 por meio de uma primeira EDP hidro-mecânica 1611, a qual assegura a pressurização do fluido do primeiro circuito 1601.

Da mesma forma, a energia é recebida a partir do segundo motor 1620 por uma segunda EDP hidro-mecânica 1621, a qual assegura a pressurização do fluido do segundo circuito 1602. O segundo circuito 1602 também pode ser suprido por uma EMP eletromecânica 1622, a qual assegura, alternativamente com a segunda bomba EDP hidro-mecânica 1621, na terra quando o motor está parado, a pressurização do fluido do segundo cir-

cuito 1602, para a abertura da porta de carregamento, por exemplo.

Adicionalmente, a energia é recebida a partir do primeiro motor 1610 e/ou segundo motor 1620 por meio de um gerador elétrico que supre, através de um barramento elétrico, uma bomba EMP eletro-mecânica 1613
5 ou 1623 que assegura a pressurização do fluido do terceiro circuito 1603. O terceiro circuito também pode ser suprido por um aerogerador RAT de apoio 1633.

As asas 1100, 1200 e a empenagem que compreende um plano horizontal 1300, 1400 e um plano vertical 1500 também são representados
10 nesta figura.

O sistema de controle de voo primário é constituído de dois ailerons 1111, 1211 e dez freios aéreos 1121 a 1225 sobre as asas, dois elevadores (ou controles de altura) 1331, 1431 no plano horizontal, e um leme 1541 no plano vertical (ou estabilizador vertical).

15 As superfícies de controle são controladas por atuadores hidráulicos (não representados) conectados a diferentes circuitos hidráulicos 1601, 1602, e 1603. Em particular, cada um dentre os ailerons 1111, 1211 e elevadores 1331, 1431 é controlado por dois atuadores hidráulicos. O leme 1541 é controlado por três atuadores hidráulicos. Cada um dos dez freios aéreos
20 1121 a 1225 é controlado por um único atuador hidráulico.

Outra arquitetura (não representada) se refere a um avião do tipo A380, o qual compreende quatro motores, uma EDP por motor e dois circuitos hidráulicos, isto é, duas EDP por circuito, aos quais são adicionadas 2 EMP por circuito. Dois circuitos elétricos completam as fontes de energia
25 para os atuadores. A arquitetura é chamada de 2H2E.

Uma aeronave deste tamanho necessita de um número maior de superfícies de controle. Deste modo, o avião A380 compreende seis ailerons, dezesseis freios aéreos, quatro controladores de altura e dois estabilizadores verticais.

30 Estes tipos de avião utilizam atuadores hidráulicos do tipo S/C, EHA ou EBHA. Estes atuadores hidráulicos compreendem um macaco hidráulico potente e podem mover facilmente as menores às maiores superfí-



cies de controle de um avião. Seu princípio de operação, o qual tem como base o deslizamento (empurrar/puxar) de um pistão suave em uma câmara, os tornam intrinsecamente insensíveis ao emperramento, em outras palavras, sua probabilidade de emperramento é bem abaixo de 10^{-9} por hora de voo, isto é, extremamente improvável em termos de segurança aérea. Isto é de grande importância devido ao fato de que o emperramento de determinadas superfícies em extensão é considerado, em termos de segurança aérea, como catastrófico, em outras palavras, a probabilidade de tal evento precisa ser abaixo de 10^{-9} por hora de voo. O qual consiste sempre no caso do uso de um atuador hidráulico.

No entanto, os componentes de geração hidráulica (bombas, reservatórios, coletores, linhas de influxo, linhas de pressurização, conectores, etc.) têm um impacto importante sobre o equilíbrio de massa geral do avião.

Adicionalmente, a instalação de tubos hidráulicos em um avião consiste em uma tarefa delicada e dispendiosa devido aos alinhamentos precisos das conexões que precisam ser respeitados, as normas de distribuição que precisam ser respeitadas em relação aos outros sistemas (proteção) e os testes de verificação de estanquidade que precisam ser realizados.

Além disso, a manutenção de um sistema hidráulico que exige a abertura do circuito hidráulico requer longas operações, precisando, assim, de uma imobilização prolongada do avião e dispendiosa por causa da necessidade de isolar o circuito aberto, proteger outros sistemas contra qualquer contato com o fluido, pressurizar novamente e purgar após a intervenção e realizar testes para verificar a estanquidade.

Atualmente, existem atuadores EMA eletromecânicos completamente livre de hidráulica, os quais exigem somente uma fonte elétrica para seu suprimento de energia. Um EMA pode ser do tipo linear que compreende, em particular, esferas ou parafusos de esferas, ou em vez disto pode ser do tipo giratório que compreende engrenagens de redução e mancais.

Todavia, um atuador EMA pode emperrar com uma probabilidade maior do que 10^{-9} por hora de voo. O que se deve ao fato de que, até agora, os atuadores EMA têm sido somente instalados em alguns freios aé-

reos de determinados tipos de aviões equipados com um grande número de freios aéreos. Por exemplo, o Boeing em seu B787 têm instalado atuadores EMA nas asas somente para dois pares dentre sete pares de freios aéreos.

O objetivo da presente invenção consiste em propor um sistema
5 de controle de voo confiável, sólido e simples que supere as desvantagens mencionadas anteriormente, em particular, que não precisa recorrer a uma instalação complexa ou operações de manutenção dispendiosas, restritivas e dispendiosas.

Descrição da invenção

10 A presente invenção é definida por um sistema de controle de voo para uma aeronave que compreende superfícies de controle e atuadores associados às ditas superfícies de controle para o controle de funções de voo de rolamento, guinada, arfagem e freio aerodinâmico da aeronave, sendo
15 que todos os atuadores associados às superfícies de controle que controlam ao menos uma dentre as ditas funções de voo consistem em atuadores eletromecânicos, sendo que uma parte das ditas superfícies de controle associadas aos atuadores eletromecânicos consiste em superfícies de controle divididas, sendo que cada uma das ditas superfícies de controle divididas é composta de ao menos duas superfícies independentes.

20 A dita parte das superfícies de controle divididas pode compreender elevadores divididos e/ou lemes divididos e/ou ailerons divididos. Cada elevador dividido pode ser composto de duas superfícies de elevador independentes. Cada leme dividido pode ser composto de duas superfícies de leme independentes. Cada aileron dividido pode ser composto de duas superfícies de aileron independentes.
25

Alternativamente, cada um dentre os elevadores divididos e/ou lemes e/ou ailerons pode ser composto de três superfícies independentes.

Vantajosamente, cada uma das superfícies independentes de uma superfície de controle dividida é controlada por ao menos um atuador
30 eletromecânico.

Em particular, cada uma das superfícies independentes de uma superfície de controle dividida pode ser controlada por ao menos dois atua-



dores eletromecânicos que compreendem ao menos dois atuadores eletromecânicos que funcionam de maneira simultânea.

De acordo com uma modalidade particular da invenção, cada uma das superfícies independentes de ao menos um grupo das superfícies de controle divididas é controlado por um único atuador eletromecânico, em que ao menos uma superfície independente pertence ao dito grupo de superfícies de controle divididas que compreendem meio de equilíbrio.

Cada superfície de controle que pertence às superfícies de controle de freio aéreo, que controlam a função de freio aerodinâmico do avião, pode ser controlada por um único atuador eletromecânico.

Vantajosamente, o dito atuador eletromecânico é configurado de acordo com uma transmissão não reversível, sendo que a não reversibilidade do dito atuador eletromecânico é assegurada por um dispositivo para transformar um movimento rotacional em um movimento de translação.

De acordo com uma variável, cada superfície de controle que pertence às superfícies de controle de freio aéreo, que controlam a função de freio aerodinâmico do avião, pode ser controlada por ao menos dois atuadores eletromecânicos.

Vantajosamente, todos os atuadores eletromecânicos associados às superfícies de controle que controlam ao menos duas das ditas funções de voo são idênticos.

A invenção também se refere a um avião dotado de um sistema de controle de voo de acordo com qualquer uma das características anteriores.

25 Breve descrição dos desenhos

A figura 1 representa uma parte de um sistema de controle de voo primário, de acordo com a invenção;

As figuras 2A a 3D ilustram as superfícies de controle divididas, de acordo com a invenção;

30 As figuras 4A a 4D ilustram as diferentes modalidades de distribuição e dimensionamento de atuadores EMA, de acordo com a invenção;

As figuras 5A a 8B ilustram as diferentes modalidades de divisão

e distribuição de atuadores EMA, de acordo com a invenção;

A figura 9 ilustra uma modalidade da arquitetura de controle de voo em um avião convencional do tipo médio alcance, de acordo com a invenção;

5 A figura 10 ilustra a distribuição de atuadores por circuito elétrico, de acordo com o exemplo da figura 9; e

A figura 11 representa uma arquitetura de um sistema de controle de voo primário, conhecido a partir da técnica anterior.

Descrição detalhada das modalidades específicas

10 A idéia básica da invenção consiste no uso cada vez mais de EMA (Electro Mechanical Actuators - atuadores eletromecânicos) para os controles de voo primário para uma aeronave, graças à sinergia entre os atuadores agrupados em conjunto em zonas relacionadas definidas da aeronave e, se adequado, graças a uma configuração particular das superfícies
15 de controle de voo.

O sistema de controle de voo primário de uma aeronave compreende as superfícies de controle e os atuadores associados às superfícies de controle para o controle das funções de voo dentre rolamento, guinada, arfagem e freio aerodinâmico.

20 De acordo com a invenção, todos os atuadores associados às superfícies de controle que controlam ao menos uma função de voo entre as funções de voo de rolamento, guinada, arfagem e freio aerodinâmico consistem em atuadores eletromecânicos EMA.

Os atuadores eletromecânicos tornam possível ter uma aeronave
25 ve mais elétrica mediante a eliminação de ao menos uma parte do meio hidráulico em relação aos atuadores associados à função em questão. Deve-se observar que cada função de voo é assegurada por uma zona relacionada da aeronave, a qual torna possível eliminar ao menos uma parte da distribuição hidráulica nesta zona, enquanto que ao mesmo tempo reduz o dimensionamento da parte que gera a energia hidráulica. Isto torna possível
30 reduzir o peso da aeronave, facilitar a manutenção e reduzir os custos. Se exigido, isto torna possível ter uma única referência de atuadores eletrome-



cânicos para ao menos uma função de voo. Além disso, os atuadores eletromecânicos são mais confiáveis do que os atuadores eletro-hidrostáticos (EHA) e atuadores elétricos de reserva para sistemas hidráulicos (EBHA), devido ao fato de que compreendem menos partes mecânicas e não compreendem qualquer parte hidráulica.

Deve-se observar que qualquer combinação possível de duas, três ou quatro funções de voo também pode ser assegurada pelos atuadores eletromecânicos.

A figura 1 representa uma parte do sistema de controle de voo primário em relação, em particular, às funções de voo de rolamento e freio aerodinâmico, de acordo com uma modalidade da invenção.

Uma asa de bombordo 100 e uma asa de estibordo 200 são representadas nesta figura. A asa de bombordo 100 compreende um aileron de bombordo 111 e cinco freios aéreos de bombordo 121 a 125, e a asa de estibordo 200 compreende um aileron de estibordo 211 e cinco freios aéreos de estibordo 221 a 225. Cada um dentre os ailerons 111, 211 e/ou freios aéreos 121 a 125, 221 a 225 é controlado por ao menos um atuador eletromecânico 111a1, 111a2, 211a1, 211a2 e 121a a 225a.

Deve-se observar que a probabilidade de emperramento de um atuador EMA é na ordem de 10^{-7} ou até 10^{-8} por hora de voo e, consequentemente, a probabilidade de um emperramento simultâneo de dois atuadores independentes (em outras palavras, sobre duas superfícies de controle independentes) é bem abaixo de 10^{-9} por hora de voo e, deste modo, extremamente improvável.

Adicionalmente, a consequência do emperramento de um aileron permanece aceitável para a segurança do avião, devido ao fato de que a extensão do emperramento do aileron pode ser compensada, enquanto que ao mesmo tempo mantém-se a autoridade necessária sobre o eixo geométrico do rolamento, graças ao outro aileron ainda disponível e, se adequado, aos freios aéreos.

Adicionalmente, a consequência do emperramento de um freio aéreo permanece menor e pode ser facilmente compensada pelos outros

freios aéreos ainda disponíveis.

Deste modo, o exemplo da figura 1 mostra que a função de freio aerodinâmico e/ou função de rolamento de voo pode ser assegurada pelos atuadores EMA, possibilitando que a parte hidráulica nos centros e/ou extremidades das asas 100 e 200 seja eliminada. Vantajosamente, no caso onde ambas as funções são asseguradas pelos atuadores EMA, então, é possível eliminar toda a parte hidráulica das asas 100 e 200 do avião.

Uma vez que as necessidades elétricas dos aviões estejam continuamente crescendo, os geradores elétricos a bordo são cada vez mais numerosos e potentes. Além disso, a introdução de geradores elétricos dissimilares torna possível considerar eletricamente como uma fonte de energia confiável. Finalmente, as restrições impostas pelos circuitos hidráulicos (peso, dificuldades de manutenção devido à presença de um fluido, etc.) solicitam que os circuitos hidráulicos sejam substituídos por circuitos elétricos.

Deste modo, é muito vantajoso generalizar o uso de atuadores EMA para substituir os atuadores hidráulicos. Todavia, os atuadores EMA têm uma sensibilidade ao emperramento muito maior do que a das contrapartes hidráulicas.

Com a finalidade de resolver este problema de emperramento de atuadores EMA, a presente invenção propõe a divisão de ao menos uma parte das superfícies de controle do sistema de controle de voo primário. Mais especificamente, a invenção propõe que ao menos uma parte das superfícies de controle associadas aos atuadores eletromecânicos sejam superfícies de controle divididas, sendo que cada uma das superfícies de controle divididas é composta de ao menos duas superfícies rápidas mecanicamente independentes.

A divisão das superfícies de controle torna possível, no evento de emperramento de um atuador, se ter superfícies rápidas funcionais suficientes tanto para agir contra as tensões induzidas pela superfície de emperramento como para continuar a controlar o avião. Além disso, determinado o tamanho reduzido de cada superfície independente, o emperramento de uma destas superfícies gera menos penalidade do arrasto aerodinâmico do

que o emperramento de uma superfície de controle de única peça. Além disso, o corte das superfícies de controle em superfícies independentes torna possível reduzir a energia dos atuadores e, deste modo, utilizar os atuadores de tamanho pequeno que podem ser facilmente integrados na empenagem e no aerofólio da aeronave ou do avião.

Os exemplos ilustrados nas figuras 2A a 3D mostram que a parte das superfícies de controle divididas pode compreender ailerons divididos e/ou elevadores divididos e/ou lemes divididos.

O exemplo da figura 2A mostra que cada aileron pode ser cortado em duas superfícies independentes. Mais especificamente, esta figura mostra que o aileron de bombordo 111 é composto de duas superfícies independentes 113 e 114 e que o aileron de estibordo 211 também é composto de duas superfícies independentes 213 e 214.

De acordo com uma variável, a figura 2B mostra que cada um dentre o aileron de bombordo 111 e estibordo 112 pode ser cortado em três superfícies independentes (respectivamente, 113 a 115 e 213 a 215).

Deste modo, mediante a divisão dos ailerons 111, 211 em superfícies independentes 113 to 215, as consequências de emperramento de uma destas superfícies são reduzidas, enquanto que ao mesmo tempo elimina-se a parte hidráulica correspondentes.

A figura 2C mostra, no entanto, que cada aileron 111, 211 pode não ser cortado e em vez disto permanece na forma de peça única (conforme ilustrado no exemplo da figura 1).

A figura 3A mostra que cada elevador pode ser cortado em duas superfícies independentes. Mais especificamente, esta figura mostra a parte de bombordo 300 e estibordo 400 do plano horizontal da empenagem que compreende os elevadores de bombordo 331 e de estibordo 431. O elevador de bombordo 331 é composto de duas superfícies de elevador independentes 333 e 334. Semelhantemente, o elevador de estibordo 431 é composto de duas superfícies de elevador independentes 433 e 434.

De acordo com uma variável, a figura 3B mostra que cada um dos elevadores 331 e 431 pode ser respectivamente cortado em três super-

fícies independentes 333 a 335 e 433 a 435.

O corte dos elevadores 331, 431 torna possível utilizar os atuadores EMA e, conseqüentemente, eliminar a parte hidráulica a partir do plano horizontal 300, 400 da empenagem.

5 A figura 3C ilustra o plano vertical 500 da empenagem que compreende um leme 541 composto de três superfícies de leme independentes 543, 544, e 545. Vantajosamente, o leme é cortado em três superfícies independentes de eficiência igual e cada superfície independente pode ser atuada por um, dois ou até mais atuadores.

10 Deste modo, o emperramento de uma superfície independente (por exemplo, 543) ocasiona um movimento de guinada do avião. No entanto, a segunda superfície (por exemplo, 545), a qual tem a mesma eficiência no mesmo eixo geométrico, torna possível agir contra este movimento de guinada mediante o controle de sua posição na direção oposta. Além disso,
15 a terceira superfície 544 torna possível conservar um mínimo de controle de guinada.

A figura 3D ilustra uma variável da figura 3C, onde o leme 541 é composto de duas superfícies de leme independentes 543 e 544. Este tipo de corte pode ser adaptado a um avião do tipo motor único.

20 O corte dos lemes 541 torna possível utilizar os atuadores EMA e, conseqüentemente, eliminar a parte hidráulica a partir do plano vertical 500 da empenagem. Vantajosamente, quando os elevadores 331, 431 e lemes 541 são cortados, a parte hidráulica de toda a empenagem pode ser eliminada.

25 Deve-se observar que cada uma das superfícies independentes pode ser atuada por um, dois ou até mais atuadores EMA, os quais podem ser distribuídos de várias formas.

De modo geral, cada uma dentre as superfícies de controle de peça única ou superfícies independentes de uma superfície de controle divi-
30 dida é controlada por ao menos um atuador EMA.

Mais especificamente, cada uma dentre as superfícies de controle de peça única ou superfícies independentes pode ser controlada por ao

menos dois atuadores EMA, os quais podem compreender vantajosamente ao menos dois atuadores EMA que funcionam de maneira simultânea. Isto torna possível reduzir o volume dos atuadores e, deste modo, facilitar sua integração na estrutura da aeronave.

5 As figuras 4A a 4D ilustram as diferentes modalidades de distribuição e dimensionamento dos atuadores, no caso onde dois atuadores EMA são usados por superfície de controle ou superfície independente.

 A figura 4A é uma primeira modalidade que ilustra dois atuadores EMA 651a1 e 651a2 que direcionam uma superfície de controle de peça
10 única 651, sendo que cada um dentre os dois atuadores EMA 651a1 e 651a2 é capaz de assegurar sozinho o desempenho completo. Uma falha do atuador não tem, deste modo, efeito imediato sobre o desempenho do avião.

 De acordo com esta primeira modalidade, a energia disponível é de 200%, comparada à energia que é 100%. Consequentemente, a energia
15 disponível após uma falha de um atuador 651a2 é de 100%. Neste caso, o peso dos atuadores, comparado à energia exigida, é de 200% e, consequentemente, a eficiência da arquitetura que corresponde a esta modalidade é de 50%. A eficiência da arquitetura é definida como sendo a razão entre a “energia disponível no evento de falha de um atuador” e o “peso dos atuadores
20 comparado à energia exigida”.

 A figura 4B é uma segunda modalidade que consiste no uso de dois atuadores EMA de tamanho menor que funcionam de maneira simultânea, a fim de oferecer o desempenho completo no modo nominal e sob o desempenho degradado no evento da perda de um atuador.

25 Deve-se observar que a energia de um atuador necessária para o movimento de uma determinada superfície é, até primeira ordem, proporcional ao volume desta superfície. Semelhantemente, o peso do atuador é proporcional à energia deste atuador. Deste modo, uma divisão simultânea de dois atuadores EMA sobre uma mesma superfície torna possível adicionar
30 em conjunto suas energias e, deste modo, otimizar seu dimensionamento e reduzir adicionalmente seus tamanhos.

 De fato, a figura 4B ilustra dois atuadores EMA 651a3 e 651a4

que direcionam simultaneamente uma superfície de controle de peça única 651, e em que cada um dos dois atuadores EMA 651a3 e 651a4 assegura uma energia de 66%. De acordo com esta segunda modalidade, a energia disponível nominal é de 133%, comparada à energia exigida e, consequentemente, a energia disponível no evento de uma falha de um atuador 651a4 é de 66%. Neste caso, o peso dos atuadores comparado à energia exigida é de 133% e, consequentemente, a eficiência da arquitetura que corresponde a esta modalidade é de 50%.

A figura 4C é uma terceira modalidade que combina a vantagem do funcionamento simultâneo dos atuadores EMA com a vantagem da divisão das superfícies de controle.

De fato, a divisão das superfícies de controle induz poucas perdas de eficiência aerodinâmica quando um atuador falha, desde que a maioria das superfícies rápidas permaneça 100% disponível. Isto torna possível otimizar ainda mais a energia dos atuadores mediante a proposta de um modo ativo-ativo para todos os fragmentos.

Mais especificamente, a figura 4C ilustra uma superfície de controle 651 cortada em duas superfícies independentes 653 e 654. Uma primeira superfície independente 653 é direcionada por dois atuadores EMA 653a5 e 653a6 que funcionam de maneira simultânea e uma segunda superfície independente 654 é direcionada por dois atuadores EMA 654a5 e 654a6 que funcionam de maneira simultânea. Cada um dos atuadores EMA 653a5 e 654a6 assegura uma energia de 33%.

De acordo com esta terceira modalidade, a energia disponível nominal é de 66% em cada superfície independente 653 e 654, comparada à energia exigida que é de 50%. Consequentemente, a energia disponível na totalidade das superfícies no evento de falha de um atuador 654a6 é de 83%. Neste caso, o peso dos atuadores comparado à energia exigida é de 133% e, consequentemente, a eficiência da arquitetura que corresponde a esta modalidade é de 62%.

Finalmente, a figura 4D é uma variável da figura 4C que ilustra duas superfícies independentes 653 e 654. Cada uma das superfícies inde-



pendentes 653 e 654 é direcionada simultaneamente por dois atuadores
EMA 653a7, 653a8 e 654a7, 654a8, em que cada um dos atuadores EMA
653a7 a 654a8 assegura uma energia de 25%. De acordo com esta quarta
modalidade, a energia disponível nominal é de 50% em cada superfície,
5 comparada à energia exigida que também é de 50% e, conseqüentemente, a
energia disponível na totalidade das superfícies no evento de falha de um
atuador é de 75%. Neste caso, o peso dos atuadores comparado à energia
exigida é de 100% e, conseqüentemente, a eficiência da arquitetura que cor-
responde a esta modalidade é de 75%.

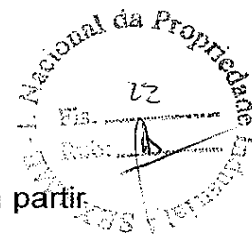
10 Estas diferentes modalidades tornam possível comparar e, deste
modo, otimizar o dimensionamento dos atuadores EMA. Obviamente, deve-
se observar que para estas modalidades não é indispensável se ter 100%
disponível da energia exigida para a manobra da superfície de controle. O
fato em que se tem disponível menos que 100% energia não evita a mano-
15 bra da superfície de controle, mas simplesmente reduz a dinâmica da mes-
ma.

Adicionalmente, somente um único atuador EMA pode ser usado
por superfície de controle ou superfície rápida. Esta segunda solução tem a
vantagem de reduzir substancialmente o número de atuadores por avião.

20 No entanto, neste caso, é vantajoso assegurar que estas super-
fícies não são submetidas á vibração no evento de ruptura da ligação do a-
tuador.

Neste caso, a superfície pode ser equilibrada, por exemplo, ao
se colocar seu centro de gravidade sobre a articulação, a fim de tornar suas
25 oscilações convergentes. Uma solução normal consiste no uso de uma cor-
da estendida, tal como, por exemplo, sobre os ailerons, controles de altura e
lemes da faixa ATR.

Por exemplo, no caso onde cada uma das superfícies indepen-
dentes de ao menos um grupo de superfícies de controle divididas é contro-
30 lada por um único atuador eletromecânico, isto pode ocorrer desde que ao
menos uma superfície independente que pertence ao grupo de superfícies
de controle divididas compreenda meio de equilíbrio.



Em geral, acima de tudo quanto mais distante superfície a partir da fuselagem do avião mais equilíbrio pode precisar. Deste modo, o meio de equilíbrio pode ser vantajosamente ajustado em cada superfície independente que pertence ao grupo de superfícies de controle divididas, a qual esta
5 situada em uma extremidade mais distante em relação á fuselagem do avião.

As figuras 5A a 8B ilustram as diferentes modalidades que mostram diferentes exemplos de distribuições de EMA em diferentes superfícies de controle divididas ou não divididas do controle de voo primário.

10 A figura 5A ilustra um aileron de bombordo de peça única 111 atuado por dois atuadores EMA 111a1 e 111a2 que funcionam simultaneamente e um aileron de estibordo de peça única 211 atuado por dois atuadores EMA 211a1 e 211a2 que funcionam simultaneamente.

15 A figura 5B ilustra um aileron de bombordo 111 composto de duas superfícies independentes 113 e 114 e um aileron de estibordo 211 composto de duas superfícies independentes 213 e 214. Cada uma das superfícies independentes 113, 114, 213, e 214 é respectivamente atuada por dois atuadores EMA 113a3-113a4, 114a3-114a4, 213a3-213a4, e 214a3-214a4, de preferência, que funcionam no modo ativo-ativo. Deste modo, de acordo
20 com esta configuração, oito atuadores EMA são usados para quatro superfícies de aileron independentes.

A figura 5C ilustra um aileron de bombordo 111 composto de três superfícies independentes 113, 114 e 115 e um aileron de estibordo 211 composto de três superfícies independentes 213, 214 e 215. Cada uma das superfícies independentes 113 to 215 é respectivamente atuada por um único atuador EMA 113a5 a 215a5. Dependendo do caso, cada uma das superfícies independentes mais distantes 115 e 215 compreende o meio de equilíbrio 116 e 216, respectivamente. Deste modo, de acordo com esta configuração, seis atuadores EMA são usados para seis superfícies de aileron independentes e dois meio de equilíbrio 116 e 216 para as duas superfícies externas 115 e 215.
25
30

A figura 6A ilustra um elevador de bombordo 331 dividido em

duas superfícies independentes 333 e 334 e um elevador de estibordo 431 dividido em duas superfícies independentes 433 e 434. Cada uma das superfícies independentes 333 a 434 é respectivamente atuada por dois atuadores EMA 333a1-333a2, 334a1-334a2, 433a1-433a2 e 434a1-434a2, de preferência, que funcionam no modo ativo-ativo. Deste modo, de acordo com esta configuração, oito atuadores EMA são usados para quatro superfícies de elevador independentes.

A figura 6B ilustra um elevador de bombordo 331 dividido em três superfícies independentes 333, 334 e 335 e um elevador de estibordo 431 dividido em três superfícies independentes 433, 434 e 435. Cada superfície independente 333 a 435 é respectivamente atuada por um único atuador EMA 333a3 a 435a3. Dependendo do caso, cada uma das superfícies independentes mais distantes 335 e 435 compreende o meio de equilíbrio 336 e 436, respectivamente. Deste modo, de acordo com esta configuração, seis atuadores EMA são usados para seis superfícies de elevador independentes e dois meio de equilíbrio 336 e 436 para as duas superfícies externas 335 e 435.

A figura 7A ilustra um leme 541 dividido em três superfícies independentes 543, 544 e 545. Cada uma das superfícies independentes 543 a 545 é respectivamente atuada por dois atuadores EMA 543a1-543a2, 544a1-544a2, e 545a1-545a2, de preferência, que funcionam no modo ativo-ativo. Deste modo, de acordo com esta configuração, seis atuadores EMA são usados para três superfícies independentes em direção.

A figura 7B é uma variável da figura 7A que mostra que cada uma das três superfícies independentes 543 a 545 é atuada por um único atuador EMA 543a, 544a e 545a, e que a superfície independente 545 mais distante da fuselagem compreende o meio de equilíbrio 546. Deste modo, de acordo com esta configuração, três atuadores EMA são usados para três superfícies de leme independentes e é suficiente utilizar o meio de equilíbrio 546 de modo único para a superfície superior independente 545.

Deve-se observar que as configurações das figuras 7A e 7B também podem ser usadas para um leme dividido em duas superfícies inde-

pendentes, conforme ilustrado na figura 3D.

A figura 8A ilustra os freios aéreos de bombordo e os freios aéreos de estibordo. Esta figura mostra, a título de exemplo, cinco freios aéreos 121 a 125 e 221 a 225, respectivamente, em cada uma das asas 100 e
5 200. Cada um dos freios aéreos 121 a 225 é atuado por um único atuador EMA 121a3 a 225a3. Se exigido, cada freio aéreo pode ser dividido em duas superfícies independentes. Deste modo, é possível, por exemplo, utilizar dez atuadores EMA para dez superfícies de freio aéreo independentes por asa.

Deve-se observar que os freios aéreos consistem em superfícies
10 rápidas que precisam permanecer imobilizadas no evento de perda de energia do atuador. A solução clássica consiste no uso de um sistema de roda de catraca ou freio sem energia.

A presente invenção propõe o uso de um atuador EMA configurado de acordo com uma transmissão não reversível. A não reversibilidade
15 do atuador EMA pode ser assegurada por um dispositivo para transformar um movimento rotacional em um movimento de translação. Este dispositivo de transformação pode compreender um parafuso de esfera não reversível ou um parafuso de esferas, ou até um simples parafuso. A irreversibilidade do dispositivo tem a vantagem de tornar possível eliminar o freio com perda
20 de energia e a roda de catraca da técnica anterior.

Deste modo, no caso de perda de energia, o atuador EMA não reversível pode manter os freios aéreos imobilizados. Isto torna possível reduzir os custos do dispositivo de transformação, enquanto que ao mesmo tempo elimina os freios sem energia ou qualquer outra função antiextensão.

A figura 8B é uma variável da figura 8A que mostra que cada freio aéreo 121 a 225 é respectivamente atuado de maneira simultânea por dois atuadores EMA 121a1-121a2 a 225a1-225a2. Por exemplo, pode ser usado entre oito e vinte freios aéreos por asa e, conseqüentemente, entre
25 dezesseis e quarenta atuadores EMA por asa.

Deve-se observar que em todos os exemplos das figuras 5A a 7B e 8B, os atuadores EMA consistem em atuadores reversíveis. Mais especificamente, nas modalidades que utilizam ao menos dois atuadores EMA

por superfície de controle de peça única ou superfície independente, os atuadores reversíveis permitem os movimentos da superfície de controle ou da superfície independente se um dos atuadores tiver falhado (exceto por emperramento). Vantajosamente, os diferentes atuadores associados a uma

5 superfície de controle são alimentados por ao menos duas fontes de energia dissimilares e segregadas, de tal modo que a probabilidade de perda de energia de todos os atuadores associados à dita superfície de controle seja menor que 10^{-9} por hora de voo. No caso do exemplo da figura 8B, este tem a vantagem de tornar possível eliminar o freio com perda de energia e a roda

10 de catraca da técnica anterior.

Obviamente, todas as combinações de configurações ilustradas nas figuras 5A a 8B podem ser consideradas. Vantajosamente, as configurações podem ser combinadas de modo que todos os atuadores eletromecânicos associados às superfícies de controle que controlam ao menos duas das

15 funções de voo sejam idênticos. Isto torna possível ajustar os mesmos atuadores eletromecânicos em todas as superfícies que necessitam de níveis de energia da mesma ordem de magnitude.

Mais especificamente, a combinação das configurações ilustradas nas figuras 5B, 6A, 7A e 8B (respectivamente, nas figuras 5C, 6B, 7B e

20 8A) torna possível ajustar o mesmo atuador EMA em todas as superfícies rápidas dos ailerons 111, 211, elevadores 331, 431 e leme 541, assim como os freios aéreos 121 a 225. Testa padronização de atuadores torna possível aumentar os volumes de produção, facilitar o desenvolvimento e manutenção e, conseqüentemente, reduzir os custos.

Além disso, a presente invenção torna possível alcançar um sistema de controle de voo primário completamente elétrico mediante o uso de atuadores EMA sobre os freios aéreos 121 a 225 e ailerons 111, 211 (divididos ou não divididos) e sobre os elevadores divididos 331, 431 e o leme 541.

A figura 9 ilustra uma modalidade da arquitetura de controle de voo de acordo com a invenção, a qual pode ser usada, por exemplo, em um avião do tipo de médio alcance convencional. Esta arquitetura compreende

30 três circuitos elétricos 601, 602 e 603 supridos por dois motores independen-

tes 610 e 620 do avião.

O primeiro e segundo motor 610 e 620 acionam respectivamente o primeiro e segundo gerador VFG (Variable Frequency Generator - gerador de frequência variável) 611 e 621 e o primeiro e segundo gerador PMG (Permanent Magnet Generator - gerador de ímã permanente) 613 e 623.

O primeiro e segundo gerador VFG 611 e 621 liberam correntes de frequência variável, respectivamente, para o primeiro e segundo circuito elétrico 601 e 602.

O primeiro e segundo gerador PMG 613 e 623 liberam correntes de frequência constante para o terceiro circuito elétrico 603.

Os geradores PMG 613 e 623 podem ser usados conjuntamente para suprir o terceiro circuito 603. Como uma variável, o terceiro circuito 603 pode ser alimentado de maneira indiferente por cada um dos geradores PMG 613 e 623.

Vantajosamente, um aerogerador elétrico de suporte RAT 633 pode ser usado para suprir o terceiro circuito 603.

O controle de voo primário sobre as asas 100, 200 e a empenagem 300, 400 e 500 do avião também são representados nesta figura.

De acordo com esta modalidade particular, o controle de voo primário compreende duas superfícies independentes 113, 114 de aileron de bombordo 111, duas superfícies independentes 213, 214 do aileron de estibordo 211, duas superfícies independentes 333, 334 de elevador de bombordo 331, duas superfícies independentes 433, 434 de elevador de estibordo 431 e três superfícies independentes 543, 544, 545 do leme 541.

O controle de voo primário também compreende cinco freios aéreos de bombordo 121 a 125 e cinco freios aéreos de estibordo 221 a 225.

Vantajosamente, cada um dos três circuitos elétricos 601, 602, 603 pode ser usado para assegurar por si próprio o controle da pilotagem do avião sob todos estes eixos geométricos.

Por exemplo, cada superfície de aileron independente pode ser controlada por dois atuadores conectados respectivamente ao primeiro e terceiro circuito elétrico 601, 603 ou ao segundo e terceiro circuito elétrico

602, 603. Os dez freios aéreos 121 a 225 podem ser controlados respectivamente por dez atuadores, sendo que quatro atuadores são conectados ao primeiro circuito elétrico 601, sendo que os quatro outros atuadores são conectados ao segundo circuito elétrico 602, e os dois atuadores finais são
5 conectados ao terceiro circuito elétrico 603. Cada uma dentre as duas primeiras superfícies de elevador independentes pode ser controlada por dois atuadores conectados respectivamente ao primeiro e terceiro circuito elétrico 601, 603 e cada uma das duas segundas superfícies de elevador independentes pode ser controlada por dois atuadores conectados respectivamente
10 ao segundo e terceiro circuito elétrico 602, 603. Finalmente, cada superfície de leme independente pode ser controlada por dois atuadores conectados respectivamente aos dois circuitos elétricos entre as três diferentes combinações de circuitos elétricos.

Mais especificamente, o primeiro circuito elétrico 601 é usado
15 para controlar um dos dois atuadores EMA associados respectivamente às superfícies externas independentes 114, 214 do aileron de bombordo e de estibordo (em outras palavras, os atuadores 114a1 e 214a1), as superfícies externas independentes 334, 434 do elevador de bombordo e de estibordo (em outras palavras, os atuadores 334a1 e 434a1) e as superfícies independentes do leme intermediária 544 e superior 545 (em outras palavras, os
20 atuadores 544a1 e 545a1). O primeiro circuito elétrico 601 também é usado para controlar os atuadores associados respectivamente aos dois freios aéreos de bombordo 121a1, 123a1 e aos dois freios aéreos de estibordo 221a1, 223a1.

O segundo circuito elétrico 602 é usado para controlar um dos
25 dois atuadores EMA associados respectivamente às superfícies internas independentes 113, 213 do aileron de bombordo e de estibordo (em outras palavras, os atuadores 113a2 e 213a2), as superfícies internas independentes 333, 433 do elevador de bombordo e de estibordo (em outras palavras, os atuadores 333a2, 433a2), e as superfícies independentes do leme inferior
30 543 e intermediária 544 (em outras palavras, os atuadores 543a2 e 544a2). O segundo circuito elétrico 602 também é usado para controlar os atuadores

122a2, 124a2, 222a2 e 224a2 associados respectivamente aos dois freios² aéreos de bombordo 122, 124 e aos dois freios aéreos de estibordo 222, 224.

O terceiro circuito elétrico 603 é usado para controlar um dos
5 dois atuadores EMA associados respectivamente às superfícies independentes interna 113, 213 e externa 114, 214 do aileron de bombordo e de estibordo (em outras palavras, os atuadores 113a3, 213a3, 114a3 e 214a3), as superfícies independentes interna 333, 433 e externa 334, 434 do elevador de bombordo e de estibordo (em outras palavras, os atuadores 333a3,
10 433a3, 334a3 e 434a3), e as superfícies independentes do leme inferior 543 e superior 545 (em outras palavras, os atuadores 543a3 e 545a3). O terceiro circuito elétrico 603 também é usado para controlar os atuadores 125a3, 225a3 associados respectivamente a um freio aéreo de bombordo 125 e um freio aéreo de estibordo 225.

15 A figura 10 ilustra a distribuição dos atuadores por circuito elétrico de acordo com o exemplo da figura 9 e mostra que os circuitos elétricos também podem suprir outros controles da aeronave.

As linhas nesta figura correspondem respectivamente aos controles de ailerons 113 a 214; freios aéreos 121 a 225; elevadores 333 a 434;
20 leme 543 a 545; atuador THSA de plano horizontal ajustável 711, 712; hipersustentadores (slats) e WTB (Wing Tip Brake - freio de ponta de asa) 721, 723; flapes e WTB 732, 733; sistema de freio 741, 743; reversores de empuxo 751, 752, MLG (Main Landing Gear - trem de pouso principal) 761, 762, NLG (Nose Landing Gear - trem de pouso de nariz) e a NWS de orientação
25 (Nose Wheel Steering - direção da roda do nariz) 773.

Mais especificamente, o primeiro circuito elétrico 601 pode ser usado para controlar os atuadores relacionados a: THSA 711 do lado bombordo, hipersustentadores (slats) e WTB 721, sistema de freio 741, reversores de empuxo 751 do primeiro motor 610 e MLG 761 do lado bombordo.

30 O segundo circuito elétrico 602 também pode ser usado para controlar os atuadores relacionados a: THSA 712 do lado estibordo, flapes e WTB 732, reversores de empuxo 752 do segundo motor 620 e MLG 762 do

lado de estibordo.

O terceiro circuito elétrico 603 também pode ser usado para controlar os atuadores relacionados a: hipersustentadores (slats) e WTB 723, flapes e WTB 733, sistema de freio 743, NLG e NWS 773.

5 A invenção também se refere a uma aeronave dotada de um sistema de controle de voo de acordo com a invenção.

Deste modo, o sistema de controle, de acordo com a invenção torna possível se ter um avião mais elétrico (eliminação do sistema hidráulico) com atuadores EMA confiáveis e menos dispendiosos, e possibilita a
10 padronização dos atuadores EMA mediante a escolha de tamanhos de painéis ou superfícies independentes equivalentes em energia exigida do atuador. Isto torna possível ajustar um mesmo atuador em todas as superfícies rápidas do avião. A divisão das superfícies de controle torna possível reduzir as demandas sobre os atuadores (em particular, em relação ao emperra-
15 mento, antiextensão e amortecimento) e torna possível utilizar os atuadores de tamanho pequeno para uma melhor integração na estrutura do avião.

REIVINDICAÇÕES

1. Sistema de controle de voo para uma aeronave que compreende as superfícies de controle (111, 211, 331, 431, 541, 121 a 225) e os atuadores associados às ditas superfícies de controle para controlar as funções de voo de rolamento, guinada, arfagem e freio aerodinâmico da aeronave, caracterizado pelo fato de que todos os atuadores (111a1-211a2, 121a-225a) associados às superfícies de controle que controlam ao menos uma dentre as ditas funções de voo sejam atuadores eletromecânicos, e em que parte das ditas superfícies de controle associadas aos atuadores eletromecânicos sejam superfícies de controle divididas (111, 211, 331, 431, 541), sendo que cada uma das ditas superfícies de controle divididas é composta de ao menos duas superfícies independentes (113,114,...,545).

2. Sistema de controle de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que a dita parte das superfícies de controle divididas compreende elevadores divididos (333, 334, 433, 434).

3. Sistema de controle de acordo com a reivindicação 2, caracterizado pelo fato de que a dita parte das superfícies de controle divididas compreende lemes divididos (543, 544, 545).

4. Sistema de controle de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 3, caracterizado pelo fato de que a dita parte das superfícies de controle divididas compreende ailerons divididos (113, 114, 115, 213, 214, 215).

5. Sistema de controle de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 4, caracterizado pelo fato de que a dita parte das superfícies de controle divididas compreende elevadores divididos e/ou lemes e/ou ailerons e em que cada elevador dividido é composto de duas superfícies de elevador independentes (333, 334, 433, 434), cada leme dividido é composto de duas superfícies de leme independentes (543, 544, 545) e cada aileron dividido é composto de duas superfícies de aileron independentes (113, 114, 213, 214).

6. Sistema de controle de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 4, caracterizado pelo fato de que a dita parte das superfícies de

controle divididas compreende elevadores e/ou lemes e/ou ailerons e em que cada uma das ditas superfícies de controle divididas é composta de três superfícies independentes.

5 7. Sistema de controle de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 6, caracterizado pelo fato de que cada uma das superfícies independentes de uma superfície de controle dividida é controlada por ao menos um atuador eletromecânico.

10 8. Sistema de controle de acordo com a reivindicação 7, caracterizado pelo fato de que cada uma das superfícies independentes de uma superfície de controle dividida é controlada por ao menos dois atuadores eletromecânicos que compreendem ao menos dois atuadores eletromecânicos que funcionam de maneira simultânea.

15 9. Sistema de controle de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 7, caracterizado pelo fato de que cada uma das superfícies independentes de ao menos um grupo de superfícies de controle divididas é controlada por um único atuador eletromecânico e em que ao menos uma superfície independente (115, 215) que pertence ao dito grupo de superfícies de controle divididas compreende meio de equilíbrio (116, 216).

20 10. Sistema de controle, de acordo com qualquer uma das reivindicações anteriores, caracterizado pelo fato de que cada superfície de controle que pertence às superfícies de controle de freio aéreo (121,...,225) que controlam a função de freio aerodinâmico do avião é controlada por um único atuador eletromecânico (121a,...,225a).

25 11. Sistema de controle de acordo com a reivindicação 10, caracterizado pelo fato de que o dito atuador eletromecânico é configurado de acordo com uma transmissão não reversível, sendo que a não reversibilidade do dito atuador eletromecânico é assegurada por um dispositivo para transformar um movimento rotacional em um movimento de translação.

30 12. Sistema de controle de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 9, caracterizado pelo fato de que cada superfície de controle que pertence às superfícies de controle de freio aéreo (121,...,225) que controlam a função de freio aerodinâmico do avião é controlada por ao menos

dois atuadores eletromecânicos (121a1, 121a2,..., 225a2).

13. Sistema de controle de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 9 e 12, caracterizado pelo fato de que todos os atuadores eletromecânicos associados às superfícies de controle que controlam ao menos
5 duas dentre as ditas funções de voo são idênticos.

14. Avião dotado de um sistema de controle de voo como qualquer uma das reivindicações anteriores.

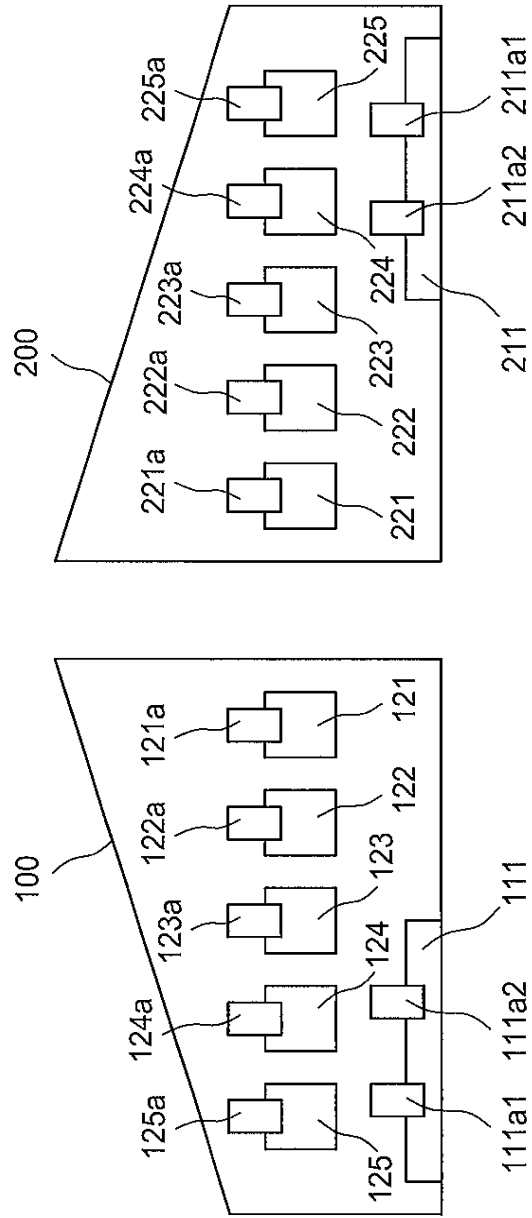


FIG. 1

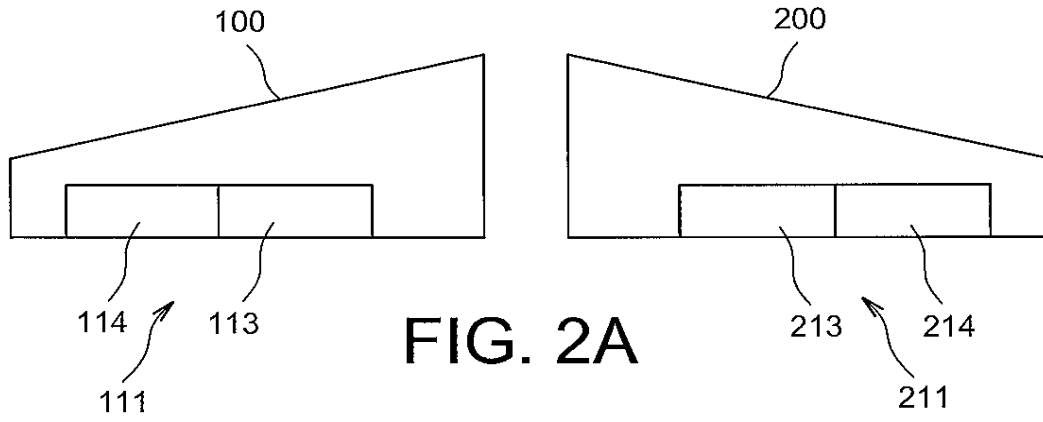


FIG. 2A

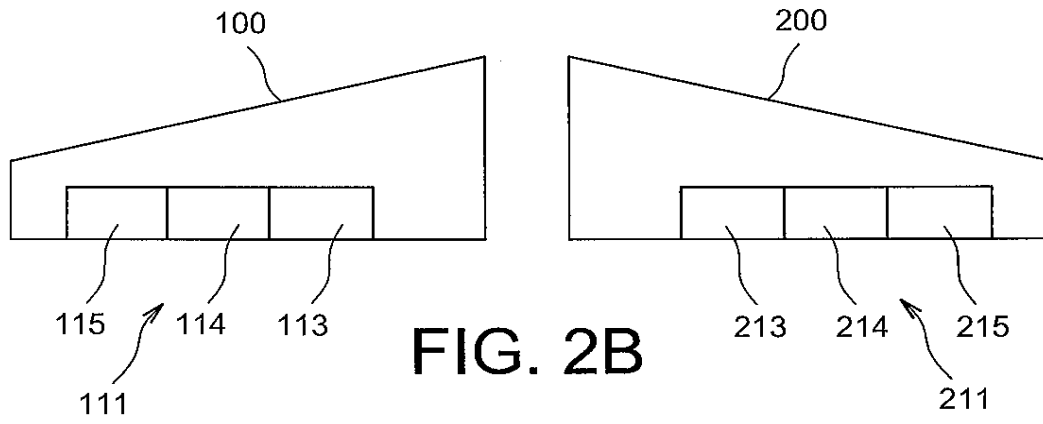


FIG. 2B

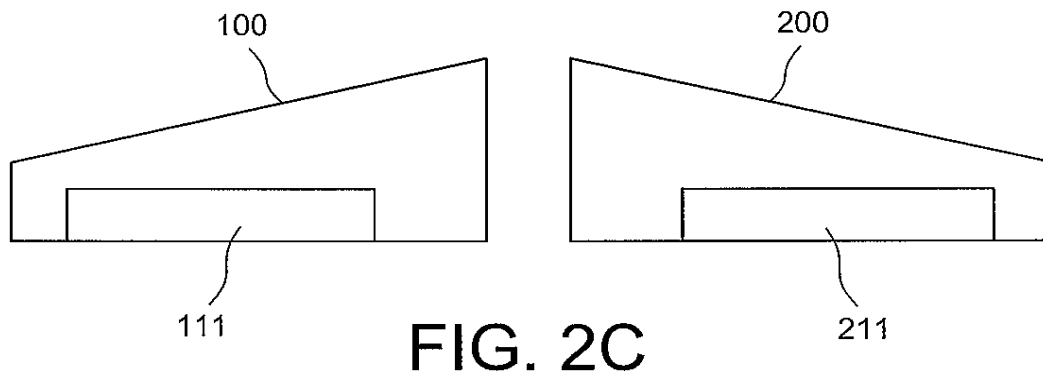
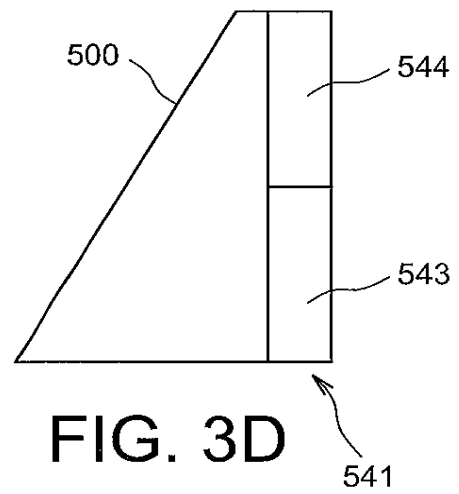
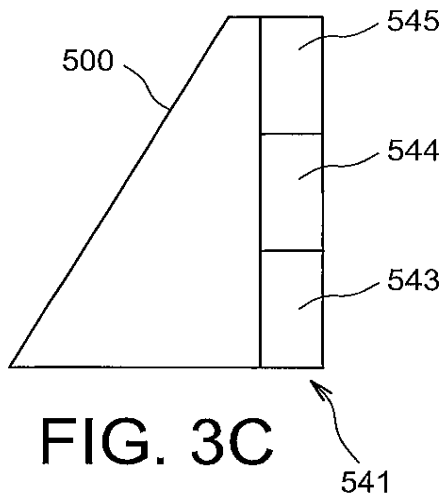
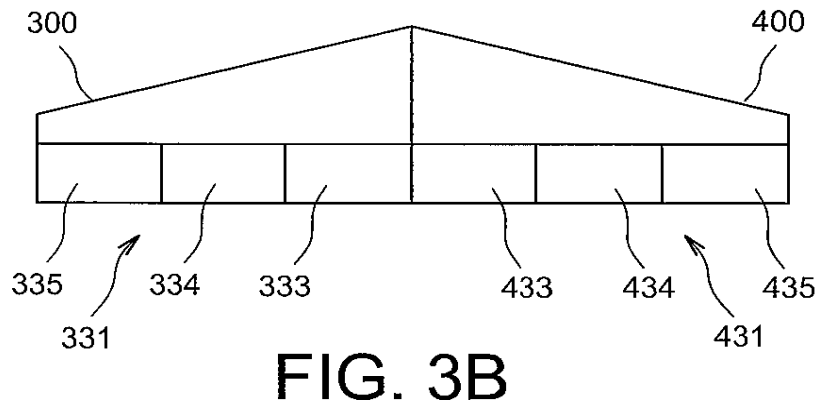
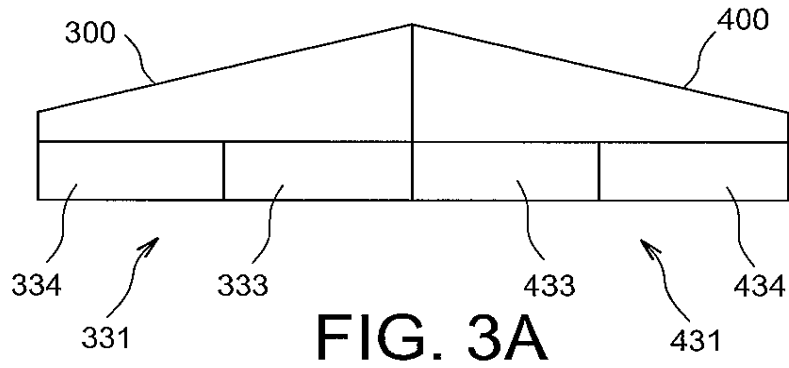


FIG. 2C



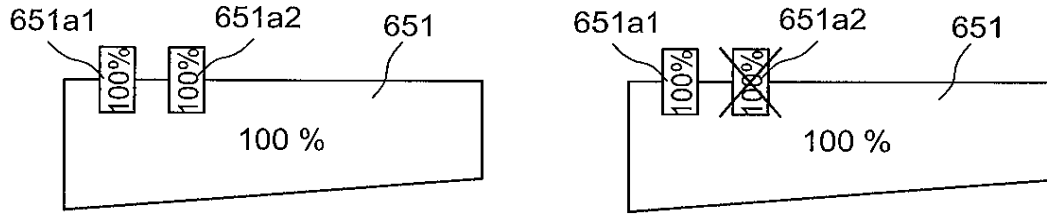


FIG. 4A

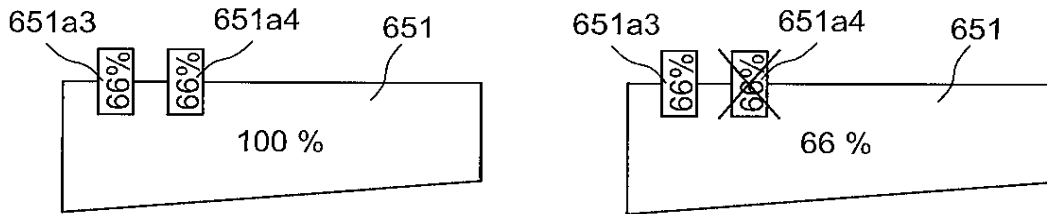


FIG. 4B

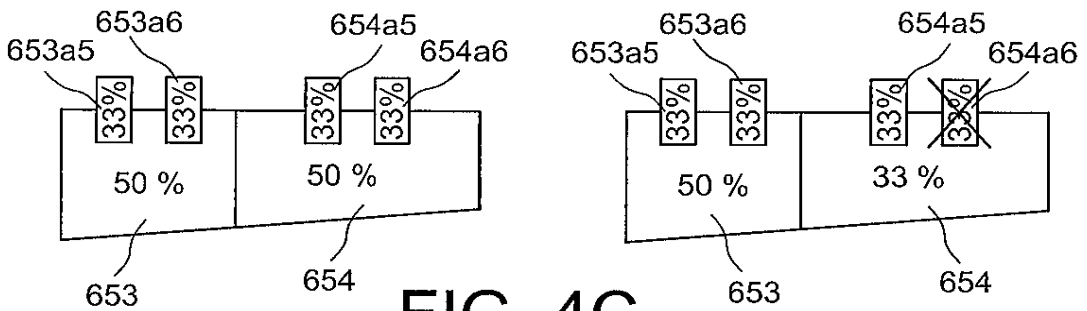


FIG. 4C

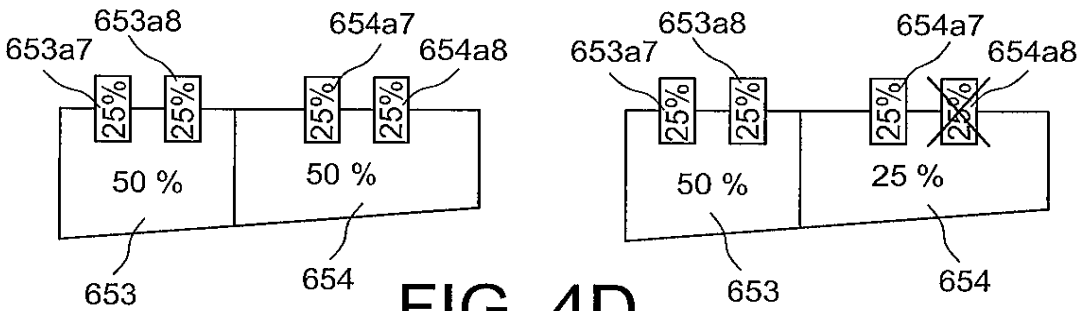


FIG. 4D

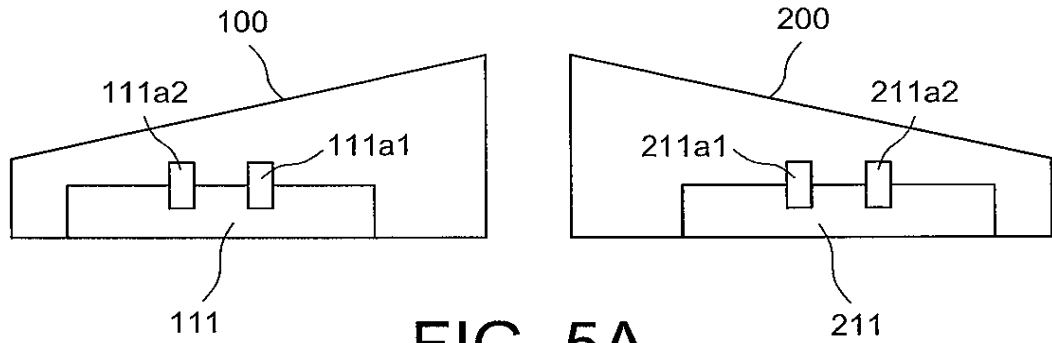


FIG. 5A

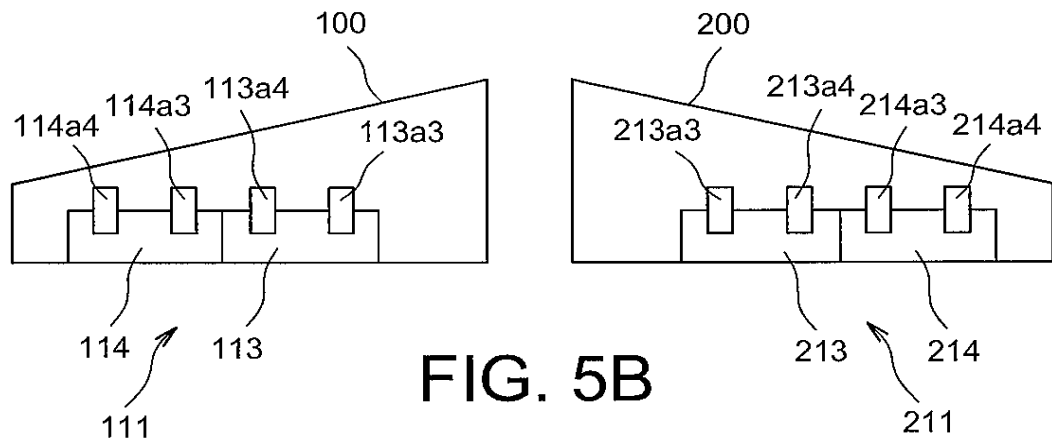


FIG. 5B

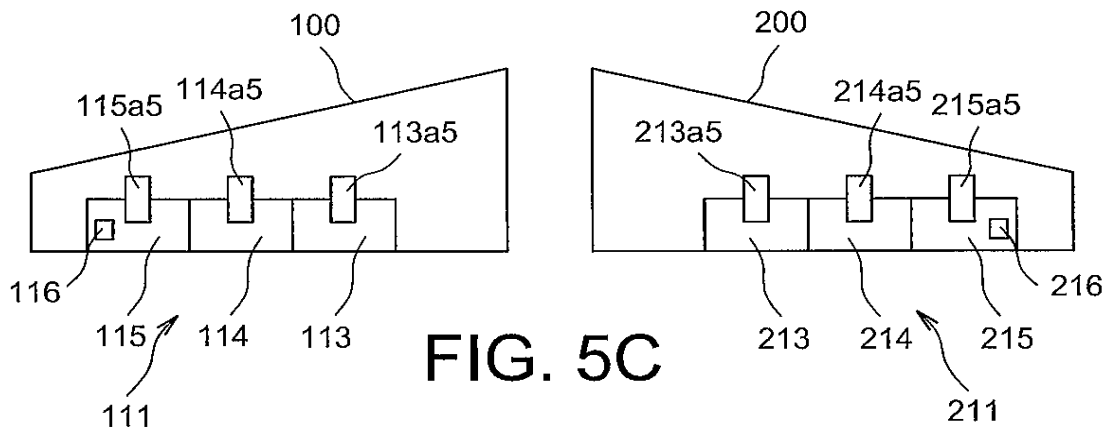
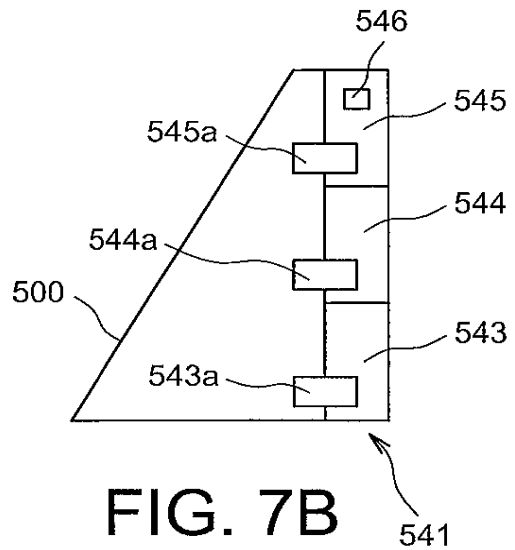
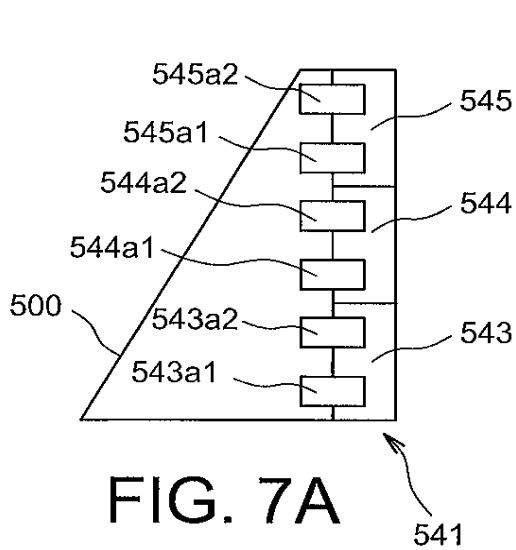
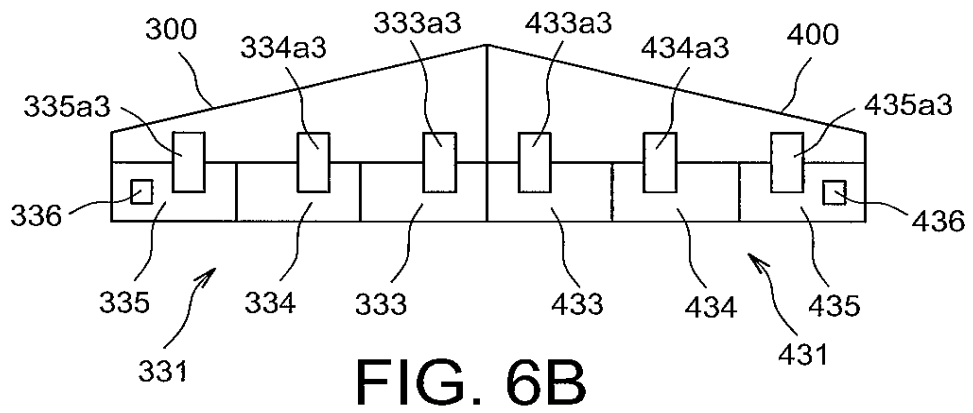
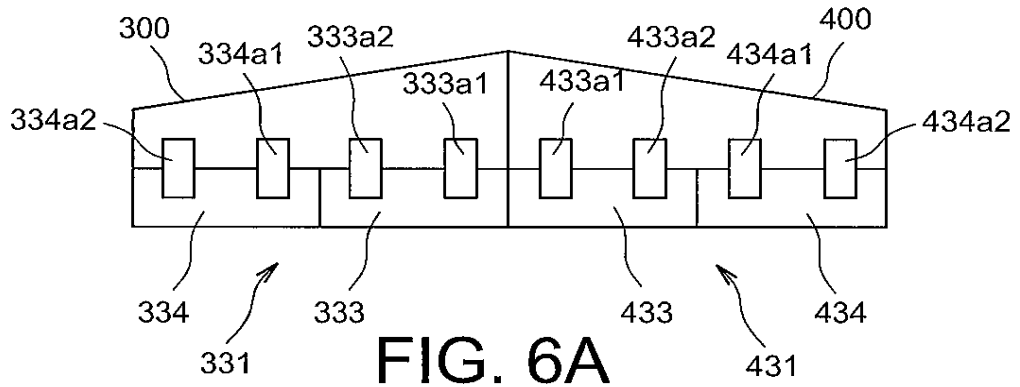


FIG. 5C



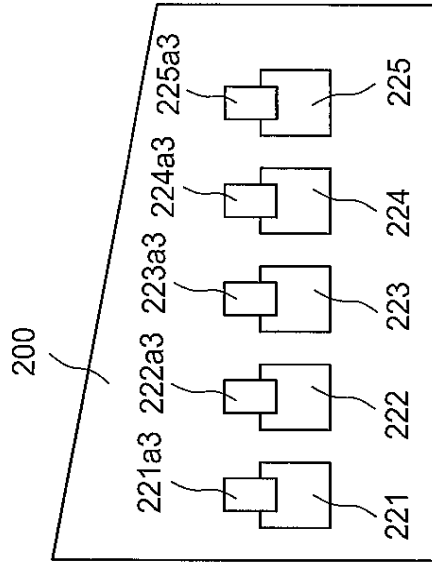
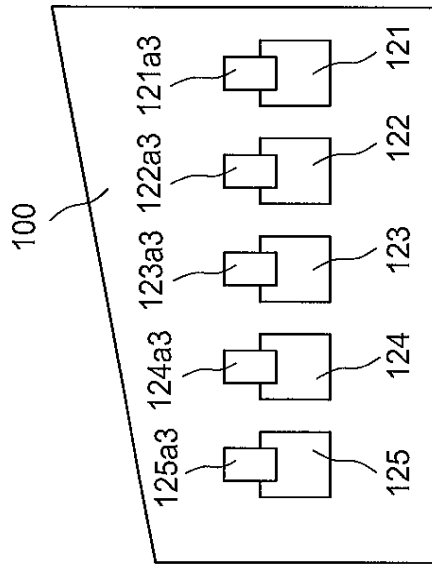


FIG. 8A

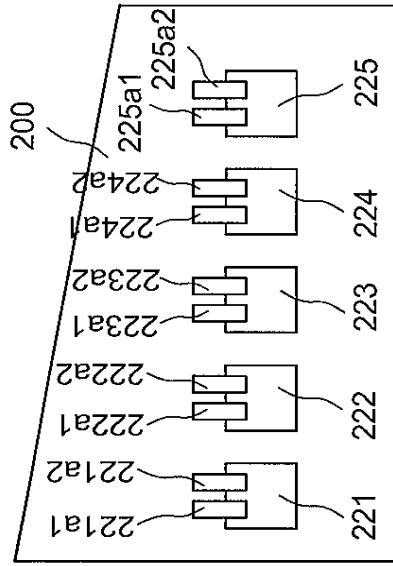
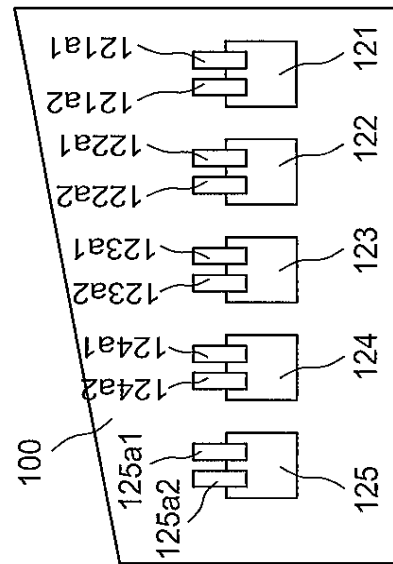


FIG. 8B

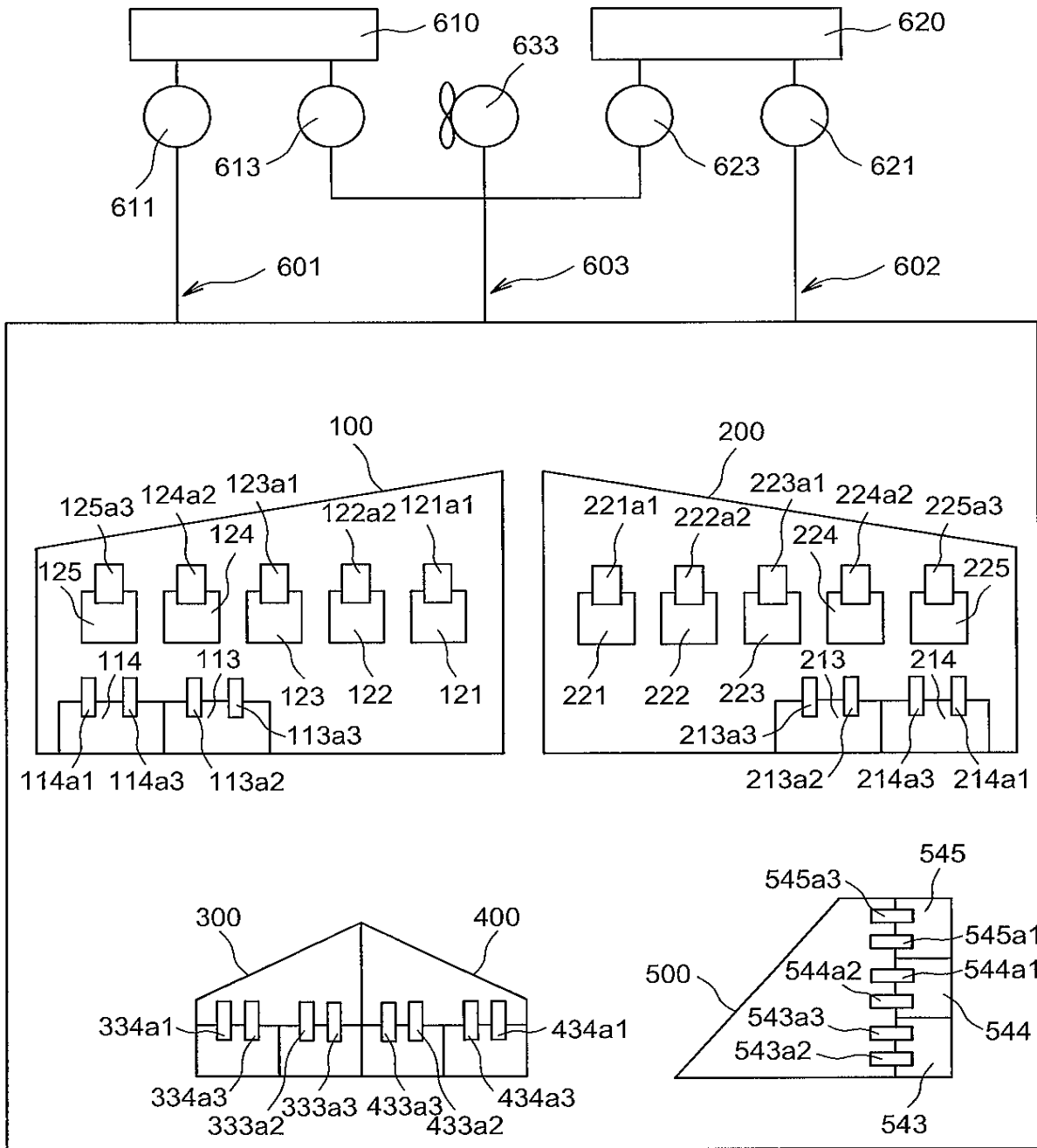


FIG. 9

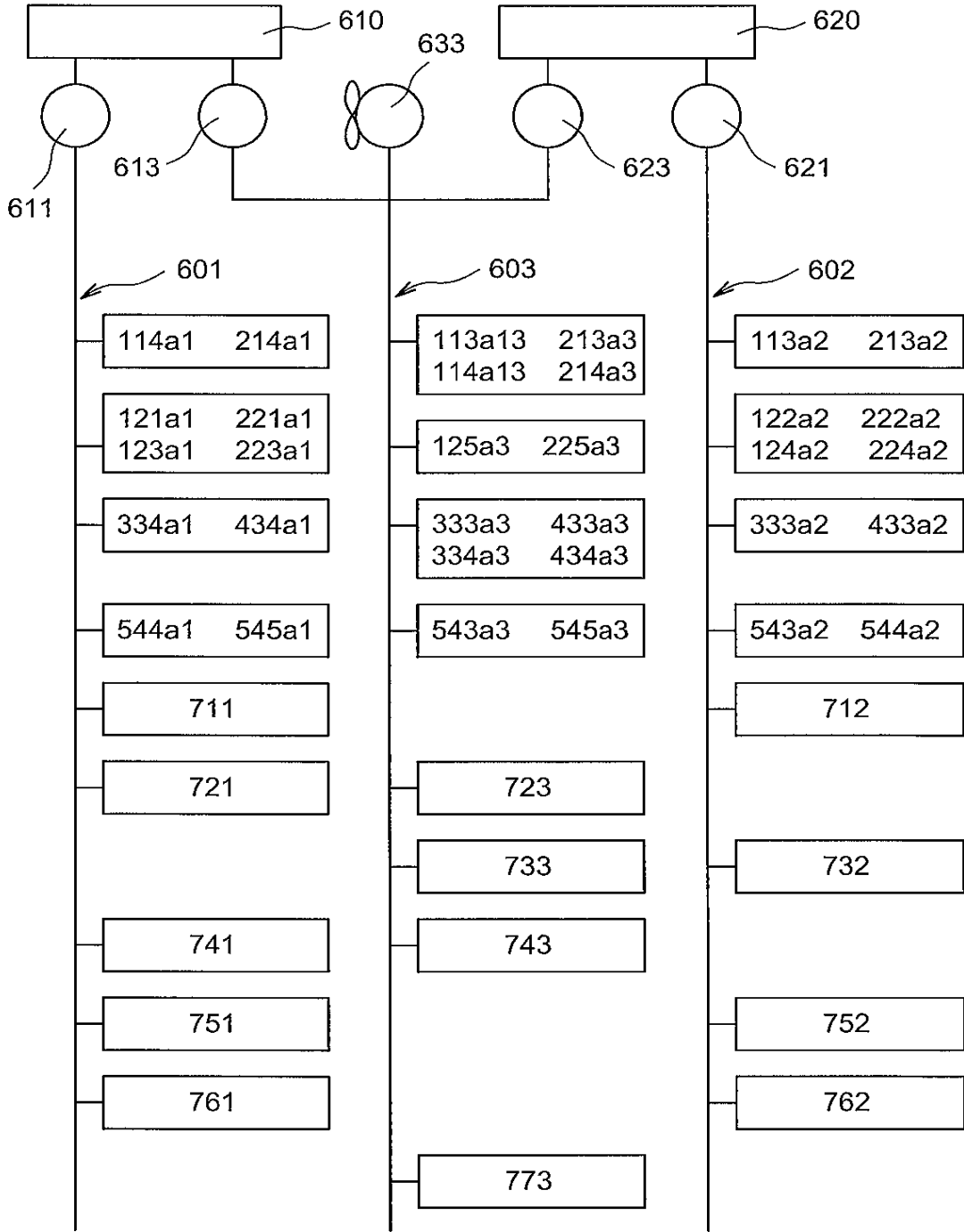


FIG. 10

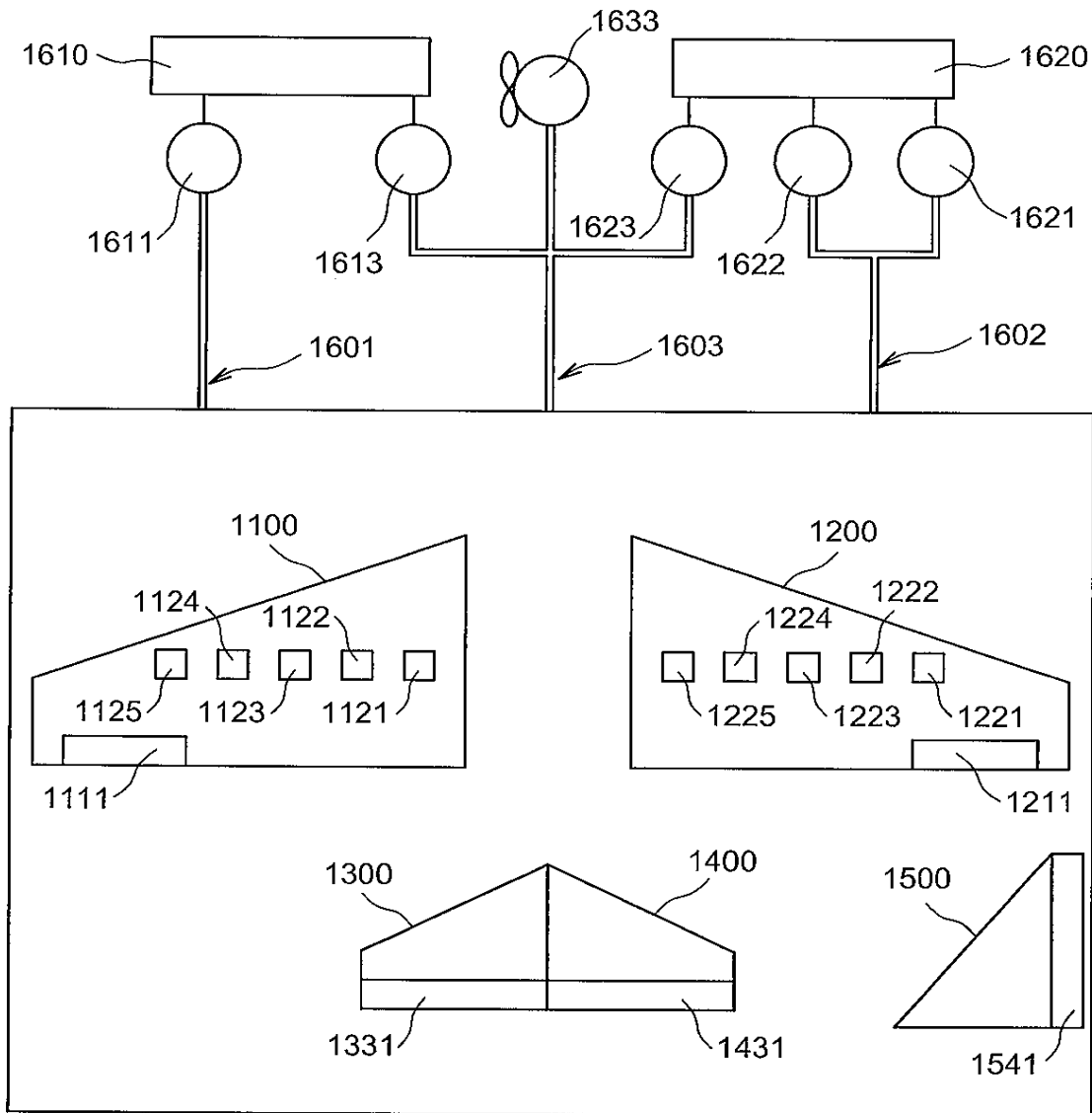


FIG. 11

RESUMO

Patente de Invenção: **"SISTEMA DE CONTROLE DE VOO PARA UMA AERONAVE"**.

A presente invenção refere-se a um sistema de controle de voo
5 para uma aeronave que compreende as superfícies de controle (111, 211,
331, 431, 541, 121-225) e os atuadores associados às ditas superfícies de
controle para controlar as funções de voo de rolamento, guinada, arfagem e
freio aerodinâmico da aeronave. Todos os atuadores (111a1-211a2, 121a-
225a) associados às superfícies de controle que controlam ao menos uma
10 dentre as ditas funções de voo consistem em atuadores eletromecânicos.
Uma parte das ditas superfícies de controle associadas aos atuadores ele-
tromecânicos consiste em superfícies de controle divididas (111, 211, 331,
431, 541), sendo que cada uma das ditas superfícies de controle divididas é
composta de ao menos duas superfícies independentes (113,114,...,545).