

(11) Número de Publicação: **PT 2551190 E**

(51) Classificação Internacional:

B64C 11/00 (2013.01) **B64C 29/00** (2013.01)
B64C 3/56 (2013.01) **B64C 3/54** (2013.01)

(12) FASCÍCULO DE PATENTE DE INVENÇÃO

(22) Data de pedido: **2011.07.29**

(30) Prioridade(s):

(43) Data de publicação do pedido: **2013.01.30**

(45) Data e BPI da concessão: **2013.11.20**
016/2014

(73) Titular(es):

AGUSTAWESTLAND S.P.A.
VIA GIOVANNI AGUSTA 520 FRAZIONE
CASCINA COSTA 21017 SAMARATE

IT

(72) Inventor(es):

JAMES WANG

IT

(74) Mandatário:

NUNO MIGUEL OLIVEIRA LOURENÇO
RUA CASTILHO, Nº 50 - 9º 1269-163 LISBOA

PT

(54) Epígrafe: AVIÃO CONVERTÍVEL

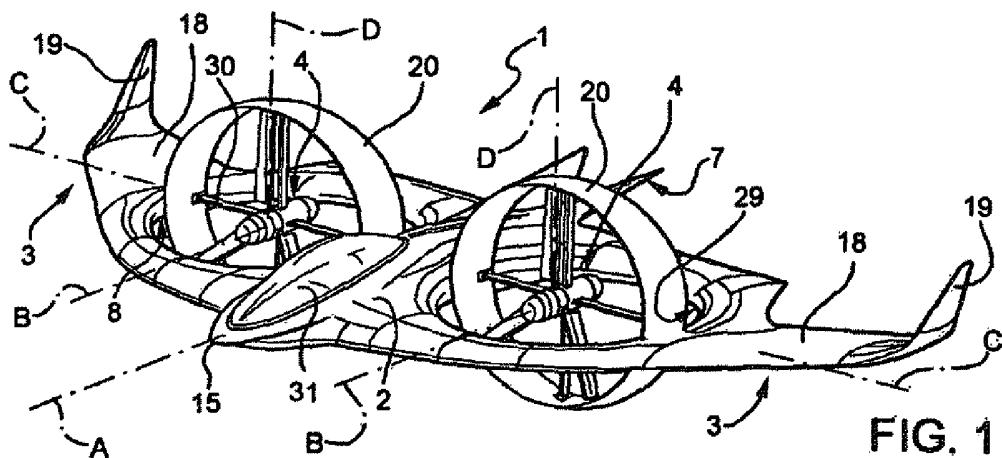
(57) Resumo:

ENCONTRA-SE DESCrito UM AVIÃO CONVERTÍVEL (1) COMPREENDENDO: UM PAR DE SEMI-ASAS (3); PELO MENOS DOIS ROTORES (4) OS QUAIS PODEM RODAR EM TORNO DOS PRIMEIROS EIXOS RELATIVOS (B) E INCLINAR SOBRE OS SEGUNDOS EIXOS RELATIVOS (C) EM CONJUNTO COM O PRIMEIRO EIXO (B) EM RELAÇÃO ÀS SEMI-ASAS (3) ENTRE UM MODO DE HELICÓPTERO E UM MODO DE AVIÃO; SENDO O PRIMEIRO EIXO (B), EM UTILIZAÇÃO, TRANSVERSAL A UMA DIREÇÃO LONGITUDINAL (A) DO AVIÃO CONVERTÍVEL (1) NO MODO DE HELICÓPTERO, E SENDO, EM UTILIZAÇÃO, SUBSTANCIALMENTE PARALELO À DIREÇÃO LONGITUDINAL (A), NO MODO DE AVIÃO; O AVIÃO CONVERTÍVEL (1) COMPREENDE AINDA, PELO MENOS DUAS ABERTURAS (8) NAS QUAIS O REFERIDO ROTOR (4) SE PODE INCLINAR, QUANDO O REFERIDO AVIÃO CONVERTÍVEL (1) SE MOVE, EM UTILIZAÇÃO, ENTRE O REFERIDO HELICÓPTERO E O REFERIDO AVIÃO.

RESUMO

"AVIÃO CONVERTÍVEL"

Encontra-se descrito um avião convertível (1) compreendendo: um par de semi-asas (3); pelo menos dois rotores (4) os quais podem rodar em torno dos primeiros eixos relativos (B) e inclinar sobre os segundos eixos relativos (C) em conjunto com o primeiro eixo (B) em relação às semi-asas (3) entre um modo de helicóptero e um modo de avião; sendo o primeiro eixo (B), em utilização, transversal a uma direção longitudinal (A) do avião convertível (1) no modo de helicóptero, e sendo, em utilização, substancialmente paralelo à direção longitudinal (A), no modo de avião; o avião convertível (1) compreende ainda, pelo menos duas aberturas (8) nas quais o referido rotor (4) se pode inclinar, quando o referido avião convertível (1) se move, em utilização, entre o referido helicóptero e o referido avião.



DESCRIÇÃO
"AVIÃO CONVERTÍVEL"

A presente invenção refere-se a um avião convertível, i.e. uma aeronave híbrida com rotores ajustáveis, capaz de assumir seletivamente uma configuração de "avião", na qual os rotores são posicionados com os seus eixos substancialmente paralelos ao eixo longitudinal da aeronave, e uma configuração de "helicóptero", na qual os rotores são posicionados com os seus eixos substancialmente verticais, transversalmente em relação ao eixo longitudinal da aeronave, de modo a combinar as vantagens de uma aeronave de asa-fixa de turbopropulsor e um helicóptero.

A capacidade de ajustar os seus rotores, conforme descrito permite a um avião convertível descolar e pousar como um helicóptero, i.e. sem a necessidade de uma pista e ao longo de trajetórias extremamente íngremes, para minimizar o ruído do solo e, por exemplo, descolar e pousar em áreas urbanas; e voar como um avião capaz de atingir e manter uma velocidade de cruzeiro de aproximadamente de 500 km/h, ou pelo menos aproximadamente maior do que os cerca de 300 km/h de velocidade de cruzeiro de um helicóptero, e uma altura de cruzeiro típica de 7 500 metros, a qual é mais ou menos o dobro de um helicóptero, e permite-lhe voar acima da maioria das formações de nuvens e perturbações atmosféricas.

Noutras palavras, em relação a um helicóptero convencional, um avião convertível tem as vantagens de quase o dobro da velocidade de cruzeiro, substancialmente o dobro do tempo e distância de voo para um determinado fornecimento de

combustível e uma carga útil, tornando-o assim mais barato de operar; e mais do dobro da altura de cruzeiro, tornando-o assim imune às condições climáticas (nuvens, turbulência) durante a maior parte do voo. Em relação a um avião convencional, por outro lado, um avião convertível tem a vantagem de ser capaz de pairar, descolar e pousar em espaços confinados, mesmo em áreas urbanas.

Atualmente, são conhecidas substancialmente duas configurações de avião convertível: "Tilt-Rotor", na qual as semi-asas permanecem substancialmente fixas, e apenas os conjuntos de rotor motor giram relativamente às semi-asas; e "Tilt-Wings", na qual a altitude do rotor é ajustada através da rotação do conjunto de sistema das semi-asas e dos rotores como um todo.

Exemplos da configuração "Tilt-Rotor" são ilustrados na US 6,220,545 ou na US-A-2009/0256026. Um exemplo da configuração "Tilt-Wings" é ilustrado no documento EP-A-1057724.

Os aviões convertíveis "Tilt-Rotor" conhecidos compreendem substancialmente uma fuselagem, um par de semi-asas que se projetam em lados laterais opostos da fuselagem, e um par de nacelas que giram em relação às respectivas semi-asas.

Cada nacela aloja um conjunto de rotor motor respetivo, o qual, por seu lado, gira em conjunto com a nacela relativamente à correspondente semi-asa.

Em particular, as semi-asas estão direitas e cada nacela encontra-se disposta substancialmente na extremidade da semi-asa correspondente.

Por conseguinte, a posição das naceles reduz as superfícies de impulsão das semi-asas.

É sentida uma necessidade dentro da indústria de aumentar a sustentação do avião convertível "Tilt-Rotor" tanto no modo de aeronave como no de helicóptero.

No que toca ao modo de avião, é sentida uma necessidade de aumentar as superfícies de impulsão do avião convertível.

No que toca ao modo de helicóptero, é sentida uma necessidade de reduzir o efeito de blindagem da asa durante o pairar em modo helicóptero. Mais precisamente, o efeito de blindagem do vento é causado pelo facto de o turbilhão descendente do rotor incidir parcialmente sobre as semi-asas, reduzindo assim, a impulsão disponível.

Além disso, é sentida uma necessidade dentro da indústria de reduzir tanto quanto possível o ruído gerado pelos rotores.

É também sentida uma necessidade dentro da indústria de aumentar muito a flexibilidade do avião convertível, em vários aspetos.

Em particular, em primeiro lugar, é sentida também uma necessidade na indústria para maximizar a eficiência aerodinâmica quando o avião convertível é operado predominantemente no modo de avião durante uma missão, e para reduzir o peso, quando o avião convertível é operado predominantemente no modo de helicóptero durante uma missão.

Em segundo lugar, é sentida uma necessidade para construir um avião convertível modular que possa facilmente mudar de uma configuração não tripulada para uma configuração tripulada.

É sentida também uma necessidade na indústria para maximizar tanto quanto possível a estabilidade do avião convertível, especialmente durante a transição entre o modo de helicóptero e avião.

Finalmente, é também sentida uma necessidade para reduzir os momentos de flexão que atuam sobre as semi-asas, devido à presença dos rotores inclináveis.

A US-A-2011/003135 divulga um avião convertível compreendendo uma fuselagem, uma asa frontal e uma asa posterior, e um par de *booms* que se estendem entre as asas e cada suportes dos rotores. Os rotores encontram-se dispostos nos lados laterais da fuselagem e cada rotor inclina-se numa área definida pelo lado da fuselagem relativo e as asas frontais e posteriores.

A US-A-6,434,768 divulga um avião convertível compreendendo uma asa e um par de rotores contra-rotativos que se podem inclinar relativamente às asas. Os rotores contra-rotativos encontram-se montados coaxialmente, e deste modo, ambos rodam e inclinam-se sobre o mesmo eixo.

A US-A-3,335,977 divulga um avião convertível e constitui o estado da técnica atual.

É um objetivo da presente invenção proporcionar um avião convertível, concebido para satisfazer, pelo menos, um dos

requisitos acima mencionados de uma maneira simples, de baixo custo.

De acordo com a presente invenção, é proporcionado um avião convertível, tal como reivindicado na reivindicação 1.

Uma forma de realização preferida, mas não limitativa, da presente invenção será descrita por meio de exemplo, fazendo referência aos desenhos anexos, nos quais:

A Figura 1 é uma vista em perspetiva de um avião convertível de acordo com a invenção, num modo de avião;

A Figura 2 é uma vista em perspetiva do avião convertível da Figura 1 num modo de helicóptero;

A Figura 3 é uma vista em perspetiva do avião convertível das Figuras 1 e 2, num modo de transição entre o modo de helicóptero e o de avião;

A Figura 4 é uma vista de topo do avião convertível das Figuras 1 a 3, numa primeira configuração operativa;

A Figura 5 é uma vista de topo do avião convertível das Figuras 1 a 3 numa segunda configuração operativa;

As Figuras 6 e 7 são secções transversais dos primeiros componentes da Figura 4 efetuados ao longo das linhas VI-VI e VII-VII da Figura 6, respetivamente;

A Figura 8 é uma vista lateral do avião convertível das Figuras 1 a 3, na segunda configuração operativa;

A Figura 9 é uma vista em perspetiva de um componente adicional do avião convertível das Figuras 1 a 4, com partes removidas para maior clareza;

A Figura 10 é uma secção transversal do quarto componente efetuado ao longo da linha X-X da Figura 9; e

As Figuras 11 a 17 são vistas em perspetiva dos respetivos componentes do avião convertível das Figuras 1 a 4, com partes removidas para maior clareza.

O número 1 nas Figuras 1 a 3 indica como um todo um avião convertível, i.e. uma aeronave híbrida capaz de ser operada seletivamente num modo de avião (Figura 1) ou num modo de helicóptero (Figura 2).

O avião convertível 1 comprehende substancialmente:

- uma fuselagem 2 alongada ao longo de uma direcção longitudinal A do avião convertível 1;
- um par de semi-asas 3 que se projetam sobre as respetivas faces laterais opostas da fuselagem 2; e
- um par de rotores 4.

Em maior detalhe, a fuselagem 2 possui uma extremidade frontal 15, uma extremidade posterior 16, as quais são opostas entre si, ao longo da direcção A e que definem extremidades opostas do avião convertível 1.

A fuselagem 2 comprehende também (Figura 6):

- uma porção frontal 12 abrigando uma cabine 31; e
- uma porção posterior 13.

Cada rotor 4 compreende substancialmente:

- um alojamento 5;
- um veio 6 apoiado pelo alojamento, rotativamente em relação ao eixo B; e
- uma ogiva 14 rotativamente integrada com o veio 6 sobre o eixo B.

Cada rotor 4 também compreende uma pluralidade de pás 27, três na forma de realização mostrada, as quais são articuladas em relação ao veio 6 por meio da interposição de um cubo 28.

Em detalhe, os rotores 4 giram sobre os eixos relativos B em direções opostas. Desta forma, o avião convertível 1 não necessita de um dispositivo anti-rotação.

Fazendo referência à Figura 6, a secção transversal da fuselagem 2 num plano paralelo à direção A e ortogonal ao eixo C possui a forma de um aerofólio 35.

Mais precisamente, o aerofólio 35 compreende:

- uma aresta frontal a qual é definida pela extremidade 15;
- uma aresta de fuga que é definida pela extremidade 16;
- uma face superior 37 que une as extremidades 15, 16; e
- uma face inferior 38 que une as extremidades 15, 16 do lado oposto da face superior 37.

As faces superior e inferior 37, 38 são, na forma de realização mostrada, ambas convexas.

As faces superior e inferior 37, 38 são, na forma de realização mostrada, simétricas relativamente a uma corda retilínea 39, que une as extremidades 15, 16.

Desta forma, um aerofólio 35 gera uma impulsão, quando o avião convertível voa com a direcção A ligeiramente inclinada em relação a um plano horizontal, devido ao facto de direcção da corrente de ar não ser paralela à corda 39. O avião convertível 1 também comprehende:

- uma cauda em forma de V 7, que se projeta para cima a partir da porção 13 da fuselagem 2; e
- uma pluralidade de equipamentos de aterragem 9 que se projetam a partir do lado inferior das semi-asas 3.

Cada rotor 4 pode também inclinar-se em conjunto com o seu eixo B respetivo em relação às semi-asas 3 respetivas. Em particular, o rotor 4 e o eixo B respetivo inclinam-se sobre um eixo C respetivo, que é ortogonal à direcção A.

Mais precisamente, os eixos B dos rotores 4 são substancialmente ortogonais à direcção A, quando o avião convertível 1 é operado no modo de helicóptero (Figura 2).

Desta forma, o avião convertível 1 é um "assim chamado" avião convertível "Tilt-Rotor".

Os eixos B dos rotores 4 são substancialmente paralelos à direcção A, quando o avião convertível 1 é operado no modo de avião (Figura 1).

De um modo vantajoso, o avião convertível 1 define um par de aberturas 8 nas quais os rotores 4 se podem inclinar,

quando o avião convertível 1 se converte do modo de helicóptero para o de avião.

Em particular, cada semi-asa 3 define uma abertura relativa 8.

Cada semi-asa 3 comprehende substancialmente (Figuras 4 e 5) :

- uma aresta frontal 10; e
- uma aresta de fuga 11 oposta à aresta 10 que interage com a corrente de ar depois da aresta 10, quando o avião convertível 1 avança ao longo da direção A.

As arestas frontais 10 convergem, nos respetivos lados opostos, em direção à fuselagem 2, quando provenientes de cauda em forma de V 7 para a extremidade 15.

Mais precisamente, a distância medida paralelamente ao eixo C entre as arestas 10 diminui ao progredir da cauda em forma de V 7 para a extremidade 15.

Cada aresta frontal 10 comprehende (Figuras 4 e 5) :

- um primeiro troço curvo 41 que se projeta lateralmente sobre um lado relativo da fuselagem 2; e
- um troço retilíneo 42 que define um prolongamento do troço 41, no lado oposto em relação à fuselagem 8.

Cada aresta de fuga 11 comprehende:

- um troço retilíneo 43 que se estende paralelamente ao eixo C, e num lado lateral relativo da cauda em forma de V 7;
- um troço curvo 44; e
- um troço retilíneo 45 oposto ao troço 44 em relação ao troço 43 e inclinado em relação ao eixo C.

Como um resultado da conformação das arestas frontais e de fuga 10, 11, as semi-asas 3 possuem uma configuração "assim chamada" de asas delta.

Os troços correspondentes 42, 45 projetam-se para cima a partir de um plano definido pela direção A e pelo eixo C, de modo a formar abas verticais 19 relativas, que se encontram dispostos em lados opostos respetivos da fuselagem 2.

Cada abertura 8 encontra-se disposta entre a fuselagem 2 e as abas verticais 19 relativas, paralelamente ao eixo C relativo e encontra-se disposta entre os troços 41, 43 paralelamente à direção A.

Cada abertura 8 prolonga-se sobre um eixo D e é, na forma de realização mostrada, circular.

Além disso, cada abertura 8 possui uma aresta 29, circular na forma de realização mostrada.

Quando o avião convertível 1 é operado no modo avião (Figura 1), os eixos B são ortogonais aos respetivos eixos

D, e os rotores 4 projetam-se do lado oposto, superior e inferior, relativamente às aberturas 8.

Os eixos B são também ortogonais aos eixos C relativos.

Quando o avião convertível 1 é operado no modo de helicóptero (Figura 2), os eixos B encontram-se paralelos aos eixos D respetivos e os rotores 4 encontram-se contidos axialmente nas aberturas 8.

Em particular, quando o avião convertível 1 é operado no modo de helicóptero, a espessura dos rotores 4 paralelos aos eixos D é menor ou igual à espessura das aberturas 8 relativas paralelas aos eixos D.

Cada semi-asa 3 comprehende (Figura 4 e 5):

- um corpo 17 que define a abertura 8; e
- um par de asas laterais 18 que se encontram ligadas de modo amovível ao corpo 17 em lados opostos respetivos da fuselagem 2.

Como resultado, o avião convertível 1 pode ser operado:

- numa primeira configuração na qual as asas 18 são ligadas e projetam-se em lados opostos da fuselagem 2, a partir do corpo 17 (Figura 4); e
- numa segunda configuração, na qual as asas 18 são removidos do corpo 17 (Figuras 5 e 8).

Mais precisamente, o corpo 17 comprehende a fuselagem 2 e a cauda em forma de V da 7 e as aberturas 8.

O corpo 17 é delimitado por troços 41, troços 43, 44 e por um par de paredes 32 que se situam num plano ortogonal ao eixo C.

A secção transversal do corpo 17, feita de um plano ortogonal ao eixo C, comprehende um par de aerofólios 60, 65 (Figura 7).

O aerofólio 60 é delimitado entre a aresta frontal 10 e uma porção frontal 47 da aresta 29 ao longo da direcção A.

O aerofólio 60 comprehende uma face superior 61 e uma face inferior 62 que unem as arestas 10 e a porção frontal 47.

O aerofólio 60 estende-se simetricamente sobre uma corda retilínea 63 que une as arestas 11 e a porção frontal 47.

As faces superiores e inferiores 61, 62 são, na forma de realização mostrada, ambas convexas.

Procedendo a partir da porção frontal 47 da aresta 29 para a aresta 10, a distância entre as faces superiores e inferiores 61, 62 medida ortogonalmente à corda 63 no início aumenta mas depois diminui.

O aerofólio 65 é delimitado entre uma porção posterior 48 da aresta 29 e a aresta de fuga 11 ao longo da direcção A.

O aerofólio 65 comprehende uma face superior 66 e uma face inferior 67 que unem a porção posterior 48 e a aresta de fuga 11.

O aerofólio 65 estende-se simetricamente sobre uma corda retilínea 68, que une a aresta 11 e a porção posterior 48.

As faces superiores e inferiores 66, 67 são, na forma de realização mostrada, ambas convexas.

Procedendo a partir da aresta 11 para a porção posterior 48 da aresta 29, a distância entre o lado superior e lado inferior 61, 62 medida ortogonalmente à corda 63 no início aumenta mas depois diminui.

Também neste caso, os aerofólios 60, 65 geram uma impulsão, quando o avião convertível voa com a direção A ligeiramente inclinada relativamente a um plano horizontal, devido ao facto de a direção da corrente de ar não ser paralela às cordas 63, 68.

Cada asa 18 compreende uma aba vertical 19 relativa e é delimitada por troços relativos 42, 45 em lados opostos.

Cada asa 18 é também delimitada por uma parede 33, no lado oposto da aba vertical 19 relativa.

A parede 33 de cada asa 18 encontra-se ligada de modo amovível a uma parede relativa 32 do corpo 17.

Cada asa 18 em particular, estende-se para trás para proporcionar estabilidade e diminuir a envergadura de modo a obter uma determinada quantidade de impulsão.

O avião convertível 1 compreende ainda um par de *flaps* 40, os quais se encontram dispostos nos respetivos troços 45 e nos lados respetivos da cauda em forma de V 7.

Os *flaps* 40 são articulados ao corpo 17 sobre um eixo H paralelo ao eixo C. Desta forma, os *flaps* 40 podem mover-se para cima e para baixo relativamente ao corpo 17 para controlar a arfagem e o rolamento durante o voo horizontal.

Devido ao fato dos rotores 4 sobressaírem das semi-asas 3, quando o avião convertível 1 é operado como uma aeronave, a velocidade do fluxo de ar que atua sobre os *flaps* 40 é particularmente elevada, aumentando assim a eficiência dos *flaps* 40.

Cada rotor 4 compreende (Figura 9):

- uma aba anelar 20 a qual aloja lâminas relativas 27, e
- uma pluralidade de raios 30, que se encontram, nas extremidades opostas relativas, interpõem-se entre a respetiva aba 20 e o alojamento 5.

Desta forma, a aba 20 e os raios 30 rodam integralmente com as lâminas 27 de cada rotor 4 sobre o eixo C relativo, quando o avião convertível 1 se move do modo de helicóptero para o de avião e vice-versa.

Pelo contrário, a aba 20 e os raios 30 encontram-se fixos em relação ao eixo B de cada rotor 4.

Mais em pormenor, cada aba 20 estende-se sobre um eixo B relativo e possui uma espessura sobre um eixo E relativo ortogonal ao eixo B relativo (Figuras 9 e 10).

Cada aba 20 comprehende (Figura 10):

- uma aresta frontal e de fuga 21, 22 as quais são opostas entre si ao longo do eixo B relativo;
- uma face superior 23 que une as arestas 21, 22; e
- uma face inferior 24 oposta à face superior 23 que une as arestas 21, 22.

Como é evidente a partir das Figuras 6 e 7, a secção transversal da aba 20 efetuada no plano definido pelos eixos E, B relativos, possui a configuração de um aerofólio 25.

Noutras palavras, a face superior 23 e a face inferior 24 são assimétricas em relação a uma corda 26, que une as arestas frontal e de fuga 21, 22.

Em detalhe, tanto a face superior 23 como a face inferior 24 são convexas.

Além disso, a espessura de aerofólio 25, i.e., a distância entre a face superior 23 e a face inferior 24, medida ortogonalmente à corda 26, no início aumenta mas depois diminui, ao se progredir da aresta frontal 21 para a aresta de fuga 22.

O avião convertível 1 comprehende:

- um par de atuadores 52 operacionalmente ligados a rotores relativos 4 e adaptados para inclinar rotores 4 sobre eixos C relativos; e
- um computador controlador de voo 49 (apenas mostrado esquematicamente na Figura 11) adaptado para controlar

os atuadores 52 independentemente uns dos outros, de modo a que os rotores 4 possam inclinar-se sobre eixos C relativos, independentemente entre si.

Cada atuador 52 comprehende, por sua vez,

- uma parte fixa 53;
- um cilindro 54 que pode deslizar paralelo à direção A relativamente à peça 53; e
- uma haste 55 que possui uma primeira extremidade 56 articulada com a cilindro 54 sobre um eixo paralelo ao eixo C, e uma extremidade 58 que se inclina integralmente em conjunto com a aba 20 do rotor 4 sobre o eixo C.

Cada atuador 52 também comprehende uma unidade de controlo 51 para controlar o movimento do cilindro 54 paralelo à direção A.

As unidades de controlo 51 são, por sua vez, controladas pelo computador controlador de voo 49 na base de uma pluralidade de parâmetros de voo e de missão.

O movimento do cilindro 54 em relação à peça fixa 53 é provocado por um motor elétrico (não-mostrado).

Além disso, cada atuador 52 comprehende uma barra 59 que se estende paralelamente ao eixo C relativo.

A barra 59 de cada atuador 52 comprehende (Figuras 11 e 12):

- uma extremidade 90 integral com a extremidade 58 de haste 55, e

- uma extremidade 91 oposta à extremidade 90 e ajustada à aba 20.

Mais precisamente, o avião convertível 1 compreende uma pluralidade de elementos de ligação 92 (apenas um dos quais é mostrado na Figura 12) para ligar os raios relativos 30 à aba 20.

Em detalhe, cada elemento de ligação 92 compreende um par de paredes 94 ajustadas ao raio relativo 30, e uma porção central 95 ajustada a uma porção periférica da aba 20 e encaixada com a extremidade 91 da barra 59.

Particularmente, cada extremidade 91 e porção central 95 correspondente são encaixadas por meio de um encaixe estriado.

Em detalhe, as porções centrais 95 e as extremidades 91 das barras 59 encontram-se parcialmente alojadas no interior de uma cavidade definida pela aba 20 (Figura 12).

Começando a partir do modo de helicóptero, cada atuador 52 pode inclinar-se em relação ao rotor 4 para a extremidade 15, ou para a extremidade 16.

Noutras palavras, durante a transição do modo de helicóptero para o de avião, cada atuador 52 pode inclinar o rotor relativo 4 para a frente ou para a retaguarda em relação ao eixo D.

Com referência às Figuras 13 a 16, o avião convertível 1 compreende um dispositivo de armazenamento de energia elétrica 70, e dois pares de máquinas elétricas 71.

Cada máquina elétrica 71 compreende, por sua vez, um estator 72 eletricamente ligado a um dispositivo de armazenamento 70, e um rotor 73 ligado ao veio 6 do rotor relativo 4. Cada motor elétrico 71 pode ser operado como:

- um motor elétrico para acionar diretamente na rotação do veio relativo 6 sobre o eixo relativo B, utilizando a energia elétrica armazenada no dispositivo de armazenamento 70; ou
- como um gerador de energia elétrica para recarregar o dispositivo de armazenamento 70, ao causar a rotação do rotor 4 utilizando energia eólica.

Em particular, os rotores 73 estão diretamente ligados aos veios 6.

Na presente descrição, a expressão "ligado diretamente" é utilizada para indicar que nenhum sistema de transmissão é interposto entre o rotor 73 e o veio 6.

Deste modo, a velocidade angular dos eixos B do veio 6 e dos rotores relativos 73 é igual.

Em pormenor, quando as máquinas elétricas 71 são operadas como motores elétricos, estas são alimentadas com corrente elétrica através do dispositivo de armazenamento 70.

Em detalhe, o estator 72 de cada máquina elétrica 71 é montado no interior do alojamento 5 do rotor relativo 4; e o rotor 73 de cada máquina elétrica 71 é suportado rotativamente pelo estator 72 (Figura 13).

O estator 72 de cada máquina elétrica 71 compreende um corpo anelar 120 alongado ao longo Banda eixos relativos a definição de uma pluralidade de assentos angularmente espaçados 121. In especial, bancos de 121 de cada máquina elétrica 71 estendem-se radialmente em relação ao respetivo eixo B.

O estator 72 compreende também um núcleo magnético 79, que define uma ranhura helicoidal 78 (não-mostrada na Figura 13, mas apenas na Figura 14).

O núcleo 79 está alojado dentro do corpo 120 e a ranhura 78 é anelar em relação ao eixo B.

O rotor 73 de cada máquina elétrica 71 compreende um par de placas anelares dispostas sobre os lados axialmente opostos em relação ao respetivo estator 72.

As máquinas elétricas 71 são, na forma de realização mostrada, máquinas elétricas sem escovas de fluxo axial, i.e. do tipo que produz um fluxo magnético que se estende predominantemente sobre o eixo B.

Cada máquina elétrica 71 compreende também:

- uma pluralidade de bobinas 75, que se encontram enrolados no núcleo 79, alojadas no interior da ranhura 78, e são alimentadas, durante a utilização, com corrente alternada pelo dispositivo de armazenamento 70; e
- uma pluralidade de magnetos permanentes 76, que se encontram angularmente unidos ao rotor 73 e axialmente interpostos entre as placas dos rotores 73 e do corpo

120, de modo a serem acionados durante a rotação sobre o eixo B relativo pelo campo magnético gerado pelas bobinas 75.

Os magnetos permanentes 76 de cada máquina elétrica 71 encontram-se angularmente equidistantes sobre o eixo B relativo.

As máquinas elétricas 71 de cada rotor 4 encontram-se dispostas em série relativamente ao veio 6. Noutras palavras, o binário total a que veio 6 se encontra submetido sobre o eixo B é igual à soma dos binários exercidos por cada motor elétrico 71.

As bobinas 75 encontram-se ligadas eletricamente ao dispositivo de armazenamento de 70, através de fios.

O dispositivo de armazenamento 70 pode compreender (Figuras 15 e 16):

- uma ou mais baterias elétricas 81; ou
- uma bateria híbrida 82 e um motor de combustão interna 83, ligado operativamente à referida bateria híbrida 82.

Na forma de realização mostrada na Figura 15, o motor de combustão interna 83 recarrega a bateria híbrida 82. Em particular, o motor de combustão interna 83 é um motor a Diesel e comprehende um tanque 84.

O avião convertível 1 também comprehende:

- um núcleo comum que comprehende, por sua vez, semi-asas 3, fuselagem 2, rotores 4 e máquina elétrica 71, e
- um módulo que comprehende o dispositivo de armazenamento 70, o qual pode ser seletivamente ligado ao referido núcleo comum.

O dispositivo de armazenamento 70 é, na forma de realização mostrada, uma bateria *Li-Ion*.

O avião convertível 1 comprehende também um controlador motor 130 (Figuras 15 e 16), que recebe energia elétrica do dispositivo de armazenamento 70 e regula a entrada de energia nas máquinas elétricas 71 para controlar o movimento dos veios 6 dos rotores 4.

Em detalhe, o controlador do motor 130 é alimentado pelo dispositivo de armazenamento 70, com uma corrente contínua, converte esta corrente contínua em corrente alternada e alimenta as máquinas elétricas 71 com corrente alternada.

As máquinas elétricas 71 podem também ser operadas como um gerador elétrico durante uma fase de travagem do veio 6 relativo. Nesta condição, as máquinas elétricas 71 geram corrente elétrica, que é armazenada dentro da bateria 81 ou da bateria 82. Noutras palavras, quando as máquinas elétricas 71, são operadas como geradores elétricos, definem meios de travagem para travar o veio 6 do rotor 4 relativo.

Além disso, o avião convertível 1 pode ser disposto no modo de avião, após a aterragem ter sido concluída.

Nestas condições, a corrente de ar que atua sobre as lâminas 27 provoca a rotação do veio 6.

Também nestas condições, as máquinas elétricas 71 são operadas como geradores elétricos e geram corrente elétrica que é armazenada no dispositivo de armazenamento 70.

Os atuadores 52 e a bateria 81 (ou 82) encontram-se dispostos na porção 13 de fuselagem 2.

A fuselagem 2 pode alojar uma paleta de carga e/ou um pacote de sensores.

O avião convertível 1 comprehende ainda, para cada rotor 4, três atuadores de comprimento variável 100, que se encontram interpostos entre o alojamento 5 e as lâminas 27 relativas (Figura 17).

Em detalhe, cada lâmina 27 (apenas mostrada esquematicamente na Figura 17) estende-se ao longo de um eixo G relativo e encontra-se unida com o cubo 28 por meio de um elemento de ligação de raiz 99 relativo.

Cada elemento de ligação 99 comprehende um apêndice em forma de C 101, que é excêntrico em relação ao respetivo eixo G.

Cada atuador 100 possui uma primeira extremidade 102 unida ao alojamento 5 e uma segunda extremidade 103 unida ao apêndice 101 da lâmina 27 relativa.

A extremidade 103 de cada atuador 100 pode também deslizar em relação à extremidade 102.

Desta forma, os atuadores 100 originam a rotação das lâminas 27 sobre o eixo G relativo.

Por conseguinte, o ângulo de ataque de cada lâmina 27 é variado.

Em particular, os atuadores 100 podem variar tanto:

- o ângulo de ataque de todas as lâminas 27 relativas, i.e. o chamado "passo coletivo";
- a variação cíclica dos ângulos de ataque das lâminas 27 relativas durante a sua rotação em torno do eixo B, i.e. o chamado "passo cíclico"; e
- variando os ângulos de passo de todas as lâminas 27 relativas para assegurar que a impulsão gerada por cada lâmina 27 é a mesma, de modo a evitar a vibração dos rotores 4, devido a um desequilíbrio de impulsão.

Cada atuador 100 também pode ser utilizado para exercer uma determinada força sobre uma lâmina 27 relativa, de modo a suprimir a vibração desta lâmina 27.

Na forma de realização mostrada, os atuadores 100 são eletromecânicos.

O avião convertível 1 pode também compreender estabilizadores e/ou lemes horizontais para aumentar a estabilidade longitudinal.

A operação do avião convertível 1 é descrita a partir de uma situação em que o avião convertível 1 é operado no modo de helicóptero e as asas 18 encontram-se ligadas ao corpo 17, que é formado por fuselagem 2 e semi-asas 3.

Esta configuração é típica da descolagem e/ou da aterragem do avião convertível 1.

As asas 18 encontram-se ligadas ao corpo 17, quando é necessário um valor de impulsão superior.

Em particular, quando o avião convertível 1 é operado no modo de helicóptero, os eixos B encontram-se ortogonais em relação à direção A e paralelos aos eixos D. Além disso, os rotores 4 e as abas 20 relativas encontram-se totalmente contidos dentro das aberturas 8 relativas. Noutras palavras, a espessura dos rotores 4 e das abas 20 encontram-se contida no interior do tamanho das aberturas 8 relativas paralelamente aos eixos D correspondentes.

Os rotores 4 giram sobre eixos C relativos em direções relativamente opostas entre si, de modo a que os binários exercidos pelos rotores 4 no avião convertível 1 sejam equilibrados.

Em pormenor, o veio 6 de cada rotor 4 é acionado em rotação sobre um eixo B relativo por um par de máquinas elétricas 71 relativas que são operadas, neste caso, como um motor elétrico.

Muito resumidamente, as bobinas 75 são alimentadas com corrente alternada pelo dispositivo de armazenamento de 70 e geram um fluxo magnético variável nos magnetos permanentes 76.

Como resultado, os magnetos permanentes 76 e, por conseguinte, o rotor 73 e os veios 6 são acionados em rotação sobre o eixo B relativo.

Os atuadores 100 são utilizados para:

- variar o ângulo de ataque de todas as lâminas 27 relativas, variando assim o chamado "passo coletivo"; e/ou
- variar a variação cíclica dos ângulos de ataque das lâminas 27 relativas durante a sua rotação sobre o eixo B, variando assim o chamado "passo cíclico".

Quando o avião convertível 1 é operado no modo de helicóptero, a guinada é controlada pela inclinação de um rotor 4 na direção da extremidade 15 da fuselagem 2 e outro rotor 4 na direção da extremidade 16 da fuselagem 2.

Desta forma, os rotores 4 geram forças respetivamente paralelas à direção A, que são iguais e opostas entre si. Como resultado, o avião convertível 1 pode guinar.

Em detalhe, o sistema de controlo de voo 49 controla os atuadores 52 que inclinam os rotores 4 relativos sobre eixos C relativos e independentemente entre si.

Cada unidade de controlo 51 controla o deslizamento decilíndro 54 paralelamente à direção A.

A translação dos cilindros 54 origina a rotação das hastas 55, e, por conseguinte dos rotores 4 relativos e abas 20 sobre eixos C relativos.

Quando é necessário operar o avião convertível 1 no modo de avião, os atuadores 52 inclinam os rotores 4 e as abas 20 relativas sobre eixos C relativos na direção da extremidade 15.

Quando o avião convertível 1 é operado no modo de avião, os rotores 4 e as abas 20 sobressaem parcialmente sobre as semi-asas 3 relativas e parcialmente sob as semi-asas 3.

Desta forma, o fluxo de ar gerado por rotores 4 incide tanto sobre a porção das semi-asas 3 dispostas sob os rotores 4 como nos *flaps* 40.

Além disso, o avião convertível 1 voa, quando operado no modo de avião, com a direção A ligeiramente inclinada em relação ao plano horizontal, de modo a que a corrente de ar defina um ângulo não nulo com as cordas 39, 63, 68 dos aerofólios respetivos 36, 60, 65.

A maioria da impulsão é proporcionada pelas asas 18. A parte restante da impulsão é fornecida pela fuselagem 2 e pelas abas 20 que canalizam os rotores 4 relativos.

As abas verticais 19 aumentam a eficiência aerodinâmica global do avião convertível 1.

Durante o voo horizontal, o rolamento e a arfagem são controlados através da rotação dos *flaps* 40 sobre o eixo H. Em detalhe, os *flaps* 40 podem ser controlados de forma independente entre si.

A cauda em forma de V 7 assegura a estabilidade longitudinal no voo horizontal, graças às suas superfícies verticais móveis não-mostradas.

Os rotores 4 podem ser travados pela utilização das máquinas elétricas 71 como geradores elétricos de corrente alternada, em vez de motores elétricos.

Deste modo, a desaceleração do rotor 4 e, portanto, dos veios 6 origina o armazenamento de energia elétrica dentro das baterias 81 (ou 82).

Caso o perfil da missão requeira que o avião convertível 1 seja operado maioritariamente no modo de helicóptero, as asas 18 podem ser desmontadas do corpo 17, sem alterar a operação anteriormente descrita do avião convertível 1.

Quando o avião convertível 1 é operado no modo de avião, pode ser movido para trás, através da inclinação de ambos os rotores 4 na direção da extremidade 16 com os eixos B substancialmente paralelos à direção A.

Quando o avião convertível 1 se encontra no solo e o dispositivo de armazenamento 70 necessita de ser recarregado, os rotores 4 encontram-se inclinados sobre os eixos C relativos numa direção voltada para a corrente do vento.

Nesta fase, a corrente do vento faz rodar os veios 6 dos rotores 4, que por sua vez, provocam a rotação dos rotores 73 das máquinas elétricas 71 em relação aos estatores 72.

Noutras palavras, as máquinas elétricas 71 são operados como geradores elétricos que recarregam dispositivo de armazenamento 70.

As vantagens do avião convertível 1, de acordo com a presente invenção tornaram-se evidentes a partir da descrição anterior.

Em particular, o avião convertível 1 define um par de aberturas de passagem 8 dentro das quais os rotores 4 se inclinam.

Desta forma, quando o avião convertível 1 é operado no modo de helicóptero, o turbilhão descendente dos rotores 4 não é substancialmente dirigido para as semi-asas 3.

Como resultado, as semi-asas 3 não sofrem substancialmente do efeito de blindagem do vento durante as operações de pairar, quando o avião convertível 1 é operado no modo de helicóptero.

Além disso, os rotores 4 inclinam-se nas aberturas 8 que são definidas pelas semi-asas 3.

Como resultado, as semi-asas 3 rodeiam o rotor 4 relativo, em vez de sobressaírem dos rotores como na solução da técnica anterior.

Desta forma, as semi-asas 3 podem ser configuradas para gerar uma quantidade considerável de impulsão, quando comparadas com a solução de avião convertível descrita na parte introdutória da presente descrição. Além disso, as abas 20 possuem um aerofólio 25, ou seja, possuem uma seção transversal que gera um impulso quando percorridas pelo fluxo de ar, quando o avião convertível 1 é operado no modo de avião e os eixos B se encontram inclinados em relação à direção A.

Finalmente, a fuselagem 2 também define um aerofólio 35 e une-se suavemente ao corpo 17, o qual, por sua vez, define aerofólios 60, 65.

Deste modo, também a fuselagem 2 e o corpo 17 contribuem para a criação de impulsão, quando o avião convertível 1 é operado no modo de avião e a direção A se encontra ligeiramente inclinada em relação a um plano horizontal. Por acaso, nestas condições, o fluxo de ar é inclinado em relação às cordas 39, 63, 68 dos respetivos aerofólios 35, 60, 65.

Deste modo, a impulsão gerada pelo avião convertível 1 é bastante aumentada, relativamente tanto ao modo de avião como ao de helicóptero, quando comparada com as soluções de aviões convertíveis descritas na parte introdutória da presente descrição.

O avião convertível 1 comprehende ainda abas 20 com rotores 4 canalizados que se inclinam em conjunto com os rotores 4 sobre os eixos C correspondentes.

Desta forma, a eficiência do rotor 4 é particularmente elevada, uma vez que para o mesmo diâmetro, o impulso de um propulsor canalizado, como o rotor 4, é maior do que o impulso de propulsor livre.

Além disso, as abas 20 são eficazes na redução do ruído gerado pelos rotores 4 relativos.

O avião convertível 1 comprehende também um par de *flaps* 40, que se encontram dispostos na aresta de fuga 11 das semi-asas 3.

Desta forma, o fluxo de ar gerado pelos rotores 4 é dirigido contra os *flaps* 40, quando o avião convertível 1 é operado no modo de avião.

Deste modo, é aumentada a velocidade do fluxo de ar nos *flaps* 40, aumentando assim a eficácia dos *flaps* 40.

As asas 18 encontram-se ligadas de modo amovível ao corpo 17. Desta forma, a configuração do voo do avião convertível 1 pode ser otimizada, dependendo da missão a ser concluída.

Em pormenor, quando o perfil da missão comprehende principalmente porções de voo horizontal, i.e. quando o avião convertível 1 é maioritariamente utilizado no modo de avião em voos de alta velocidade de cruzeiro, em vez do modo de helicóptero, as asas 18 são acopladas ao corpo 17. Desta forma, a eficiência aerodinâmica é altamente aumentada.

Pelo contrário, quando o perfil da missão requer que o avião convertível 1 seja principalmente operado no modo de helicóptero e no modo de avião, a baixas velocidades, as asas 18 são desacopladas do corpo 17. Deste modo, o peso global do avião convertível 1 é reduzido, uma vez que é requerida uma quantidade de impulsão reduzida pelo perfil da missão.

As semi-asas 3 possuem a forma de asas delta. Esta forma proporciona, quando o avião convertível 1 é operado como um avião, um centro de gravidade do avião convertível 1 perto dos eixos B, D. Desta forma, a estabilidade do avião convertível 1 é bastante melhorada em modo de avião e helicóptero e durante a transição entre estes dois modos.

As asas 18 são também prolongadas para trás. Deste modo, a envergadura das asas 18 é reduzida, mantendo a impulsão gerada pelas asas 18.

Além disso, a redução da envergadura das asas 18 é também útil para reduzir a assinatura visual do avião convertível 1.

A fuselagem 2 pode facilmente alojar uma cabine 31 e/ou uma palete de carga e/ou um pacote de sensores.

Desta forma, o avião convertível 1 possui um desenho modular, com um núcleo comum, que pode ser otimizado para diferentes funções, por exemplo de vigilância, investigação, combate a incêndios, socorro.

Finalmente, os eixos D encontram-se mais perto do centro de gravidade do avião convertível 1 (disposto na fuselagem 2) do que as pontas das semi-asas 3. Desta forma, os momentos de flexão gerados pelo peso dos rotores 4 são drasticamente reduzidos, quando comparados com os momentos de flexão gerados pelos rotores descritos na parte introdutória da presente descrição.

Claramente, podem ser efetuadas alterações ao avião convertível 1 aqui descrito e ilustrado sem, contudo, sair do âmbito da presente invenção tal como definido nas reivindicações anexas.

Em particular, cada rotor 4 pode ser substituído por um par de rotores de contra-rotação 4. Neste caso, a inércia giroscópica seria substancialmente nula e a inclinação de cada par de rotores 4 exigiria um binário reduzido sobre os eixos C.

REIVINDICAÇÕES

1. Um avião convertível (1) compreendendo:

- um par de semi-asas (3);
- pelo menos, dois rotores (4) que podem rodar sobre os primeiros eixos relativos (B) e inclinar sobre os segundo eixos relativos (C) em conjunto com os referidos primeiros eixos relativos (B) em relação às referidas semi-asas (3) entre um modo de helicóptero e um modo de avião; sendo os referidos primeiros eixos relativos (B), em utilização, transversais a uma direção longitudinal (A) do referido avião convertível (1) no referido modo de helicóptero, e sendo, em utilização, substancialmente paralelos à referida direção longitudinal (A) no referido modo de avião;
- pelo menos, duas aberturas (8) no interior das quais os referidos rotores (4) podem inclinar, quando o referido avião convertível (1) se move, em utilização, entre os referidos modos de helicóptero e avião;
- uma fuselagem (2) a partir da qual as referidas semi-asas (3) se projetam em lados opostos relativos; a referida fuselagem (2) que define uma extremidade frontal (15) do referido avião convertível (1), procedendo de acordo com uma direção de avanço dos mesmos;
- uma cauda em forma de V (7) que se projeta para cima a partir de uma porção (13) da referida fuselagem (2);

tendo cada referida semi-asa (3):

- uma respetiva aresta frontal (10), que comprehende um primeiro troço curvo (41) que se projeta lateralmente sobre um lado oposto da referida fuselagem relativa (2); e
- uma respetiva aresta de fuga (11) oposta à referida aresta frontal (10), prosseguindo ao longo da referida primeira direção (A);

cada referida extremidade superior (10) comprehende ainda um segundo troço retilíneo (42) que define uma prolongação do referido primeiro troço curvo (41) no lado oposto relativo da referida fuselagem (2);
cada aresta de fuga (11) referida comprehende:

- um terceiro troço retilíneo (43) que se estende paralelamente ao segundo eixo relativo (C) e num lado relativo da referida cauda (7);
- um quarto troço curvo (44); e
- um quinto troço retilíneo (45), oposto ao referido quarto troço (44) e inclinado em relação ao referido segundo eixo (C);

os troços correspondentes (42, 45) sobressaem para cima a partir de um plano definido pela direção A e pelo eixo C, de modo a formarem abas verticais (19) relativas as quais se encontram dispostas nos respetivos lados opostos da fuselagem (2);

cada referida abertura (8) encontra-se disposta entre a fuselagem (2) e as abas verticais (19) relativas paralelamente ao eixo C relativo, e entre os referidos primeiro e terceiro troços (41, 43) da referida semi-

asa (3) relativa, prosseguindo ao longo da referida direção (A) .

2. O avião convertível da reivindicação 1, **caracterizado por** os referidos rotores (4) se encontrarem completamente contidos dentro das referidas aberturas (8), quando o referido avião convertível (1) é operado no referido modo de helicóptero.
3. O avião convertível da reivindicação 1 ou 2, **caracterizado por** compreender pelo menos duas abas (20) que canalizam os rotores (4) relativos e que podem inclinar-se em conjunto com os referidos rotores (4) relativos em relação às referidas semi-asas (3).
4. O avião convertível da reivindicação 3, **caracterizado por** cada referida aba (20) possuir, numa secção transversal efetuada num plano paralelo ao primeiro eixo (B), a forma de um primeiro aerofólio (25); compreendendo o referido primeiro aerofólio (25);
 - mais uma aresta frontal (21);
 - mais uma aresta de fuga (22);
 - uma corda (26) que une as referidas arestas frontal e de fuga (21, 22);sendo o referido primeiro aerofólio (25) assimétrico em relação à referida corda (26).
5. O avião convertível de qualquer uma das reivindicações anteriores, **caracterizado por** cada referido rotor (4) projetar sobre a parte superior da referida semi-asa

(3), quando o referido helicóptero (1) é operado no modo de avião.

6. O avião convertível de acordo com a reivindicação 5, **caracterizado pela** secção transversal da referida semi-asa (3) efetuada num plano ortogonal ao referido segundo eixo (C) compreender:

- um segundo aerofólio (60); e
- um terceiro aerofólio (65) disposto no lado oposto da referida abertura (8) em relação ao referido segundo aerofólio (60);

sendo o referido segundo aerofólio (60) delimitado pela referida segunda aresta frontal (10) e pela terceira aresta de fuga (29; 47);

sendo o referido terceiro aerofólio (65) delimitado por uma terceira aresta frontal (29; 48) e pela referida segunda aresta de fuga (11);

as referidas terceiras arestas frontais e de fuga (29; 47, 48) delimitam a referida abertura (8) em lados opostos relativamente à referida direção (A).

7. O avião convertível da reivindicação 5 ou 6, **caracterizado por** compreender um par de *flaps* (40) móveis relativamente às semi-asas (3) relativas e definidos pela referida segunda aresta de fuga (11), procedendo ao longo da referida direção (A), de modo a que, quando o referido avião convertível (1) é operado no referido modo de helicóptero, os referidos rotores (4) geram um fluxo de ar sobre os referidos *flaps* (40).

8. O avião convertível de qualquer uma das reivindicações 5 a 7, **caracterizado pela** referida fuselagem (2) se unir suavemente com as referidas semi-asas (3) e possuir a forma, numa secção segundo um plano ortogonal ao referido segundo eixo (C), de um quarto aerofólio (35).

9. O avião convertível de qualquer uma das reivindicações anteriores, **caracterizado por** cada semi-asa (3) compreender:

- um corpo principal (17); e
- um par de asas (18) ligadas de modo amovível ao referido corpo principal (17), de modo a que o referido avião convertível (1) possa ser operado seletivamente:
- numa primeira configuração na qual as referidas asas (18) se encontram ligadas ao referido corpo principal (17); e
- numa segunda configuração na qual as referidas asas (18) se encontram desligadas do referido corpo principal (17).

10. O avião convertível da reivindicação 9, **caracterizado pelas** referidas asas (18) serem prolongadas para trás.

11. O avião convertível de qualquer uma das reivindicações 8 a 10, **caracterizado por** compreender:

- um núcleo comum compreendendo as referidas semi-asas (3), as referidas aberturas (8) e os referidos rotores (4); e

- um módulo que pode ser seletivamente alojado no interior da referida fuselagem (2);

compreendendo o referido módulo pelo menos uma cabine (31), uma palete de carga e/ou um pacote de sensores.

12. O avião convertível de qualquer uma das reivindicações anteriores, **caracterizado pelos** referidos rotores (4) compreenderem:

- um veio (6);
- uma pluralidade de lâminas (27) que rodam integralmente com o referido veio (6) sobre o referido primeiro eixo (B) e articuladas em relação ao referido veio (6) sobre os respetivos terceiros eixos (G); e
- uma pluralidade de atuadores (100) ligados às lâminas relativas (27) para provocarem a rotação das referidas lâminas (27) sobre os respetivos terceiros eixos (G) e/ou para exercerem sobre as lâminas relativas (27) uma força que é direcionada de modo a suprimir a vibração das referidas lâminas (27).

13. O avião convertível da reivindicação 12, **caracterizado pelos** referidos atuadores (100) serem eletromecânicos.

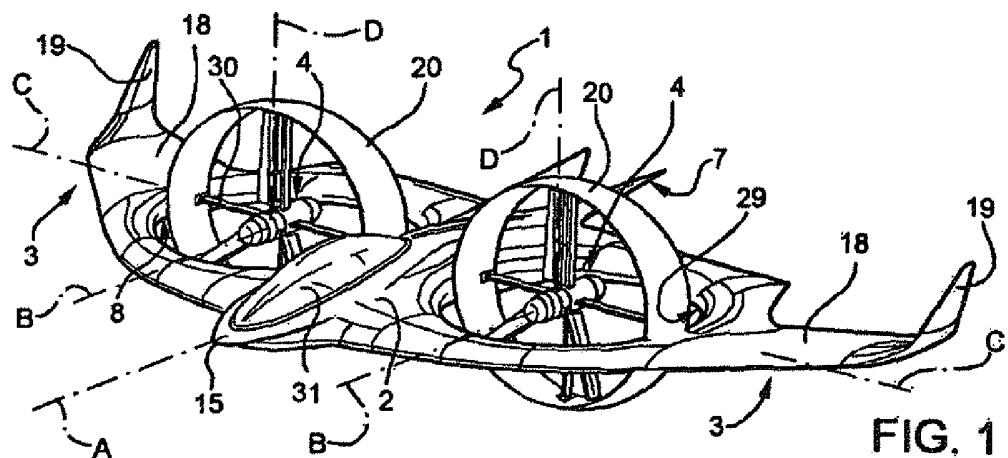


FIG. 1

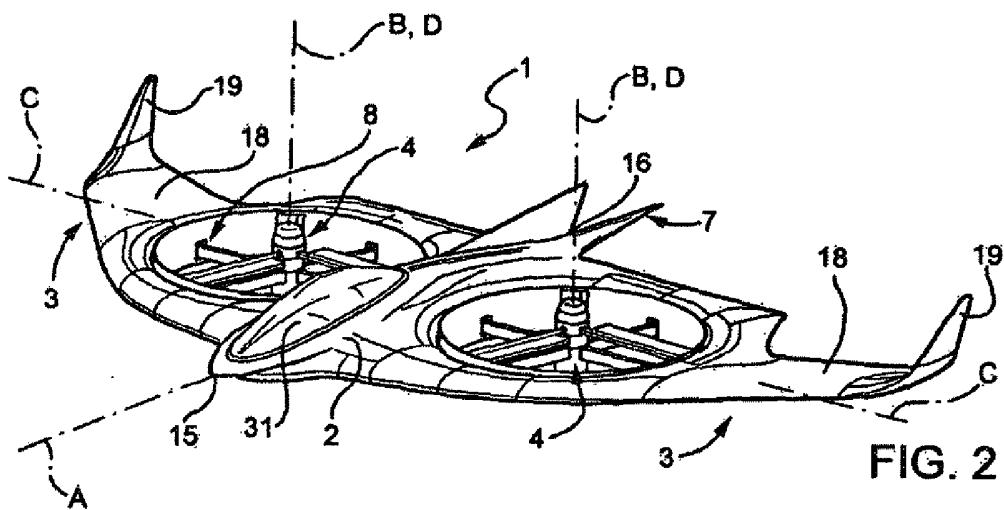


FIG. 2

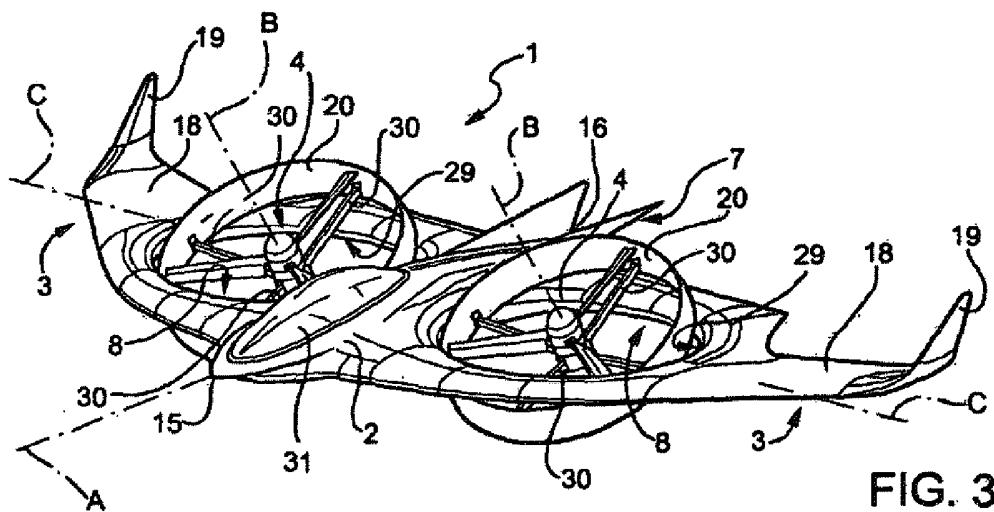
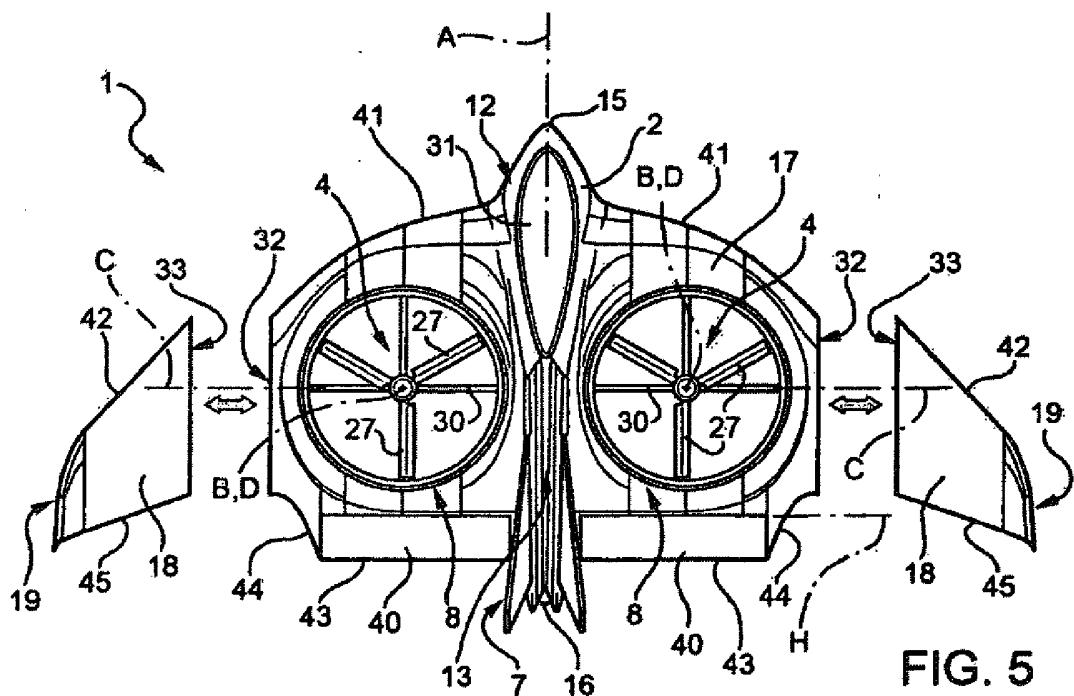
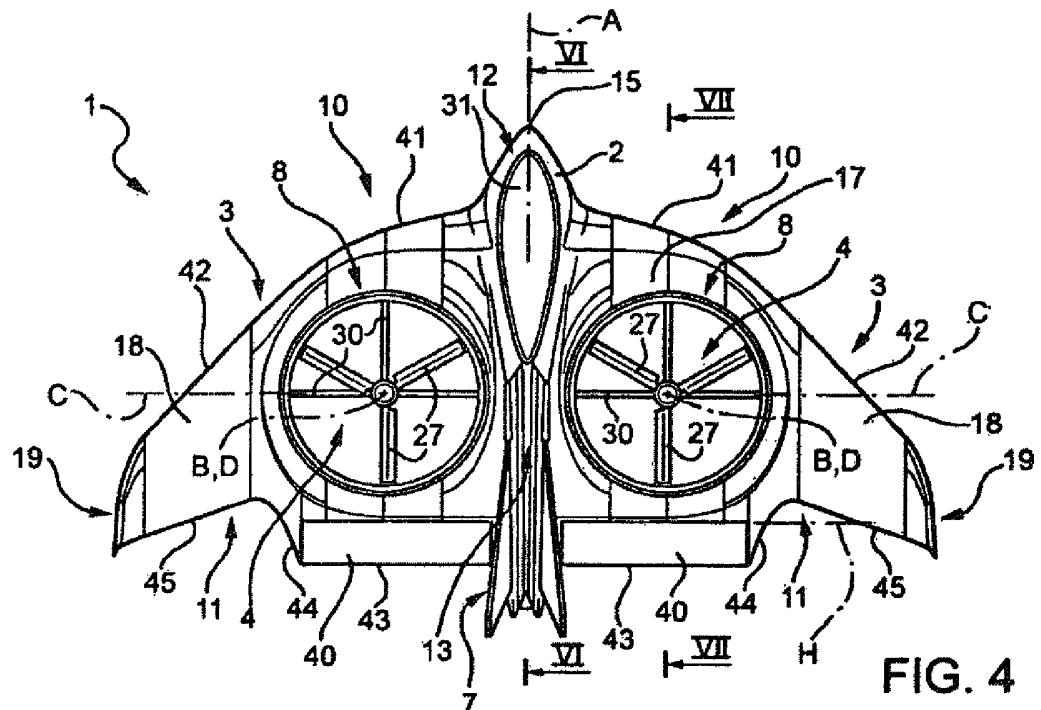
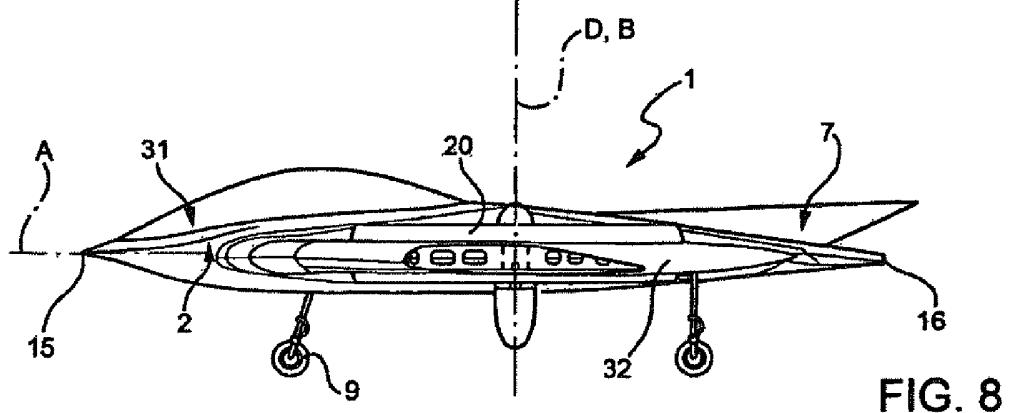
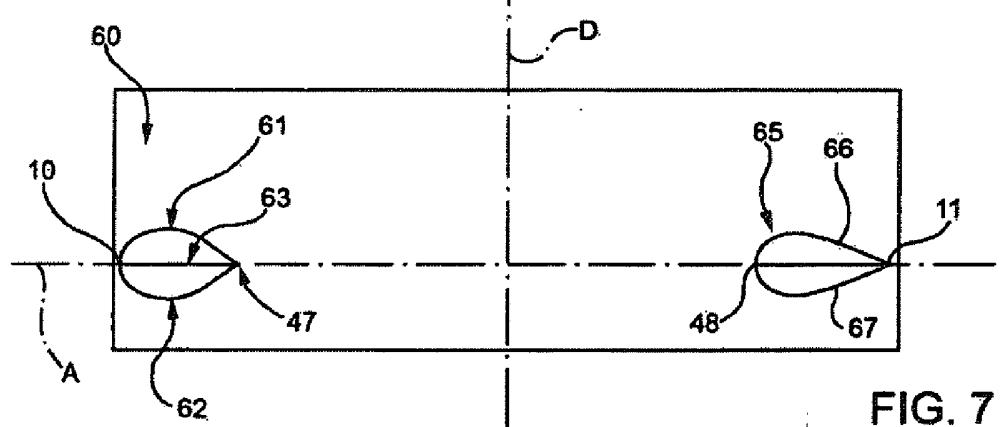
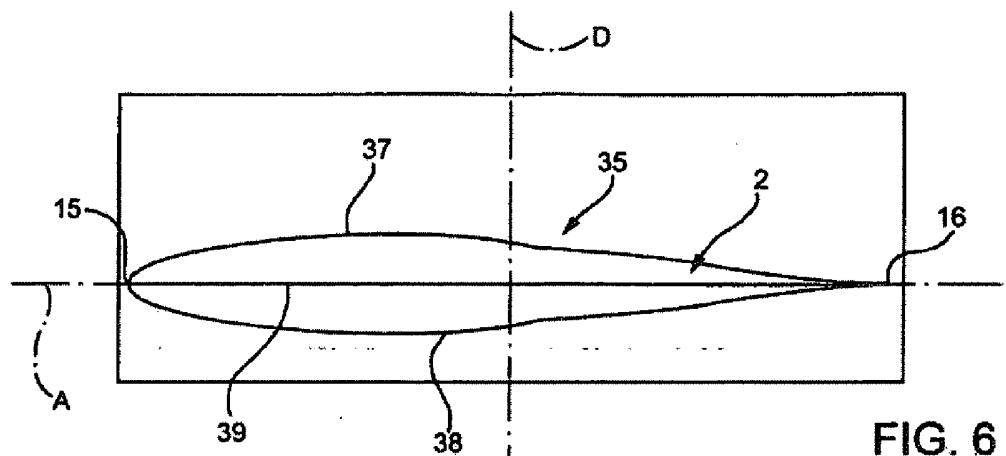


FIG. 3





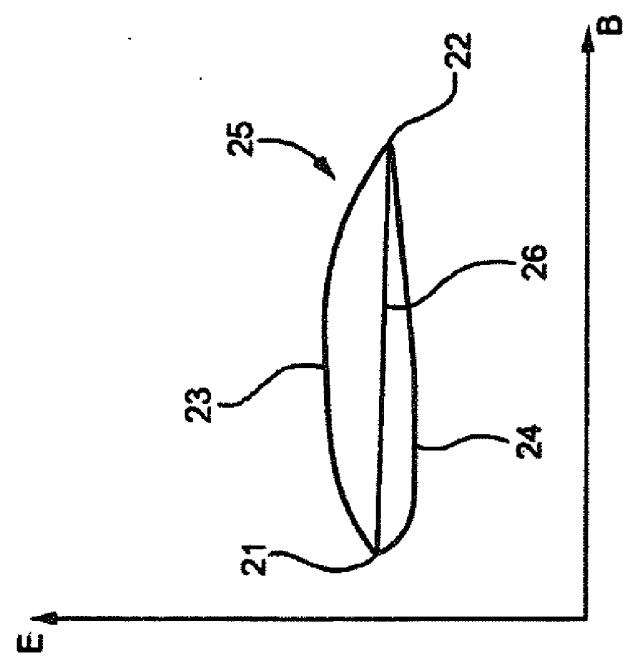


FIG. 10

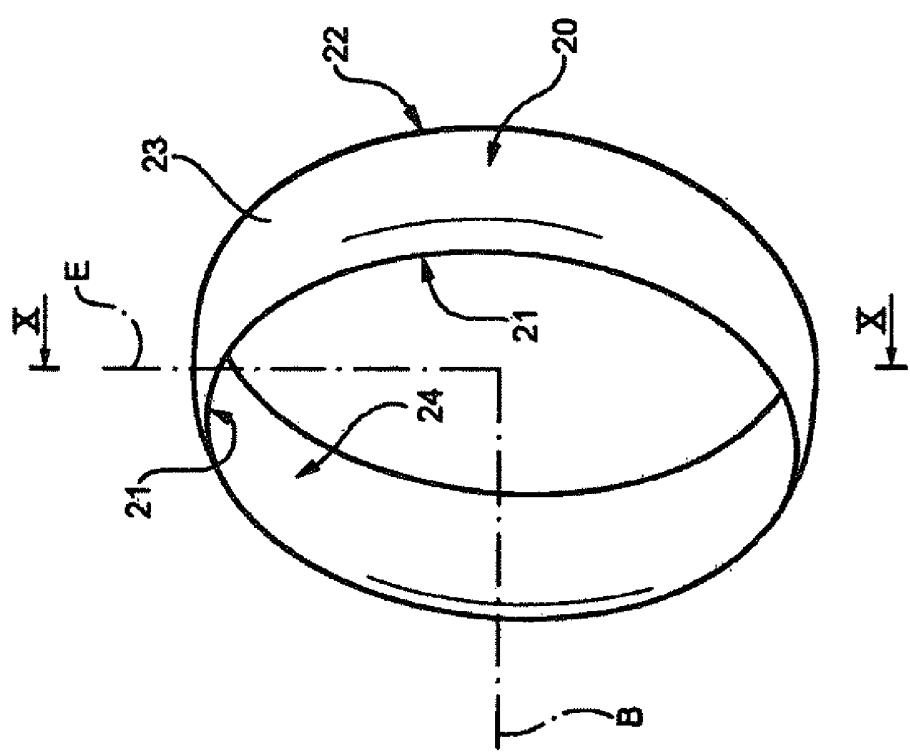


FIG. 9

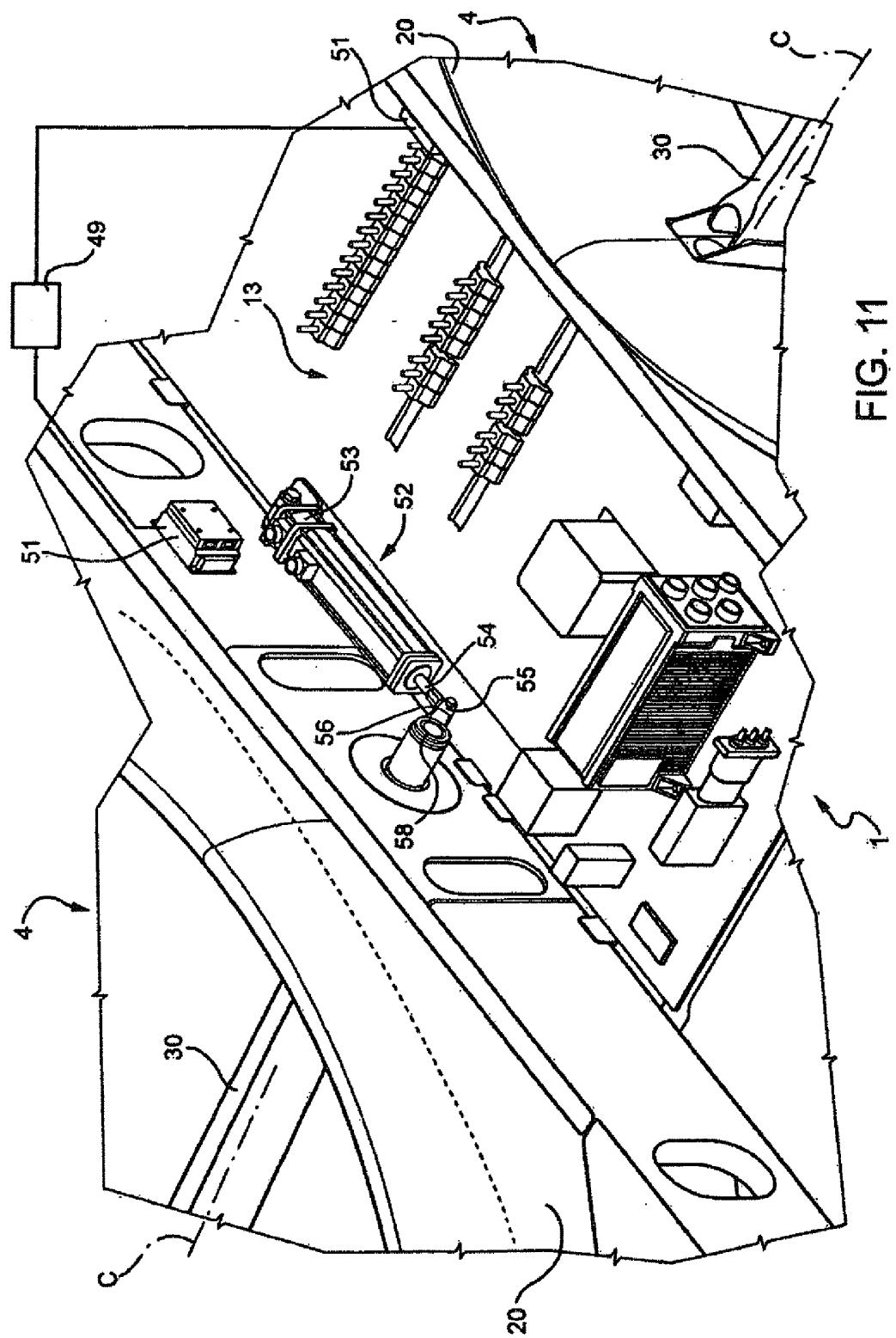
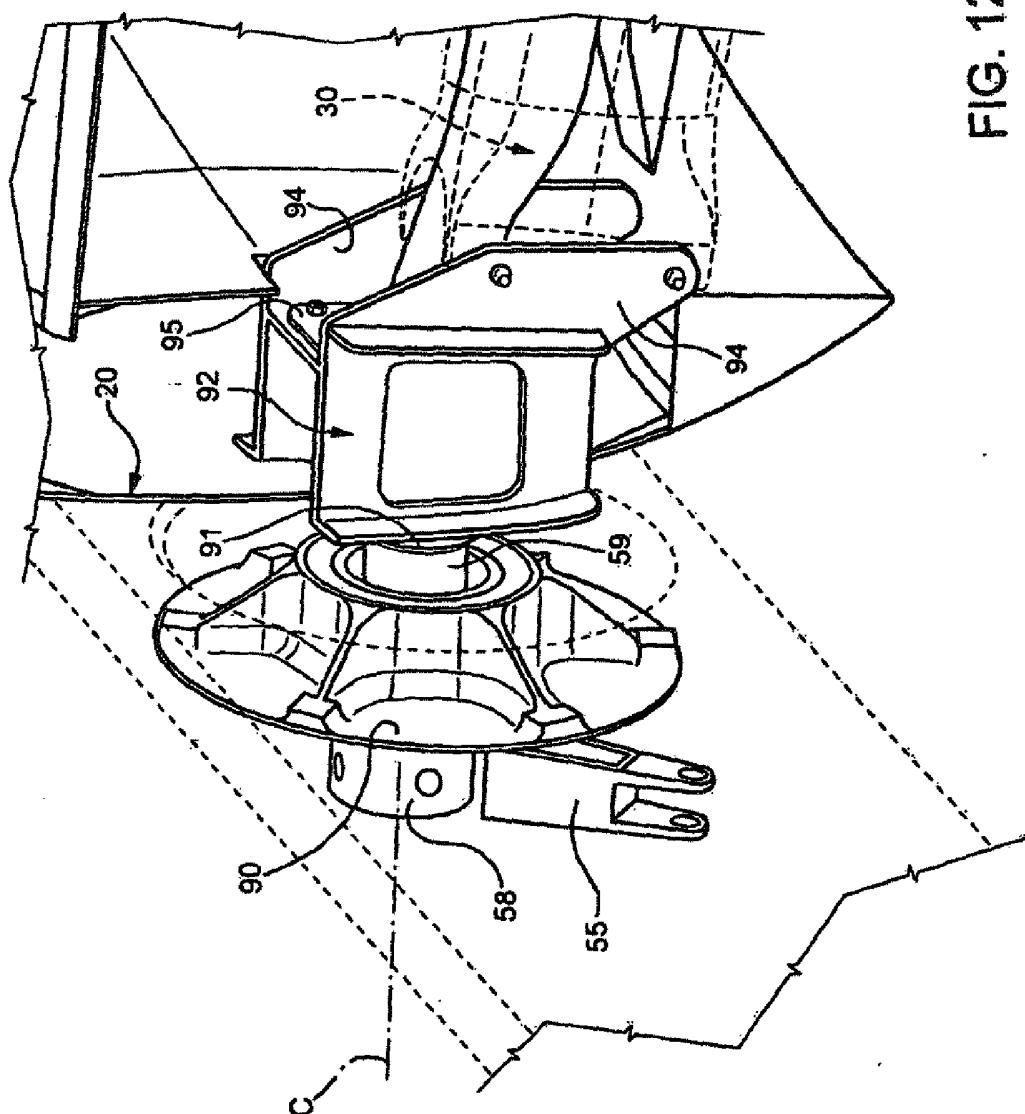


FIG. 12



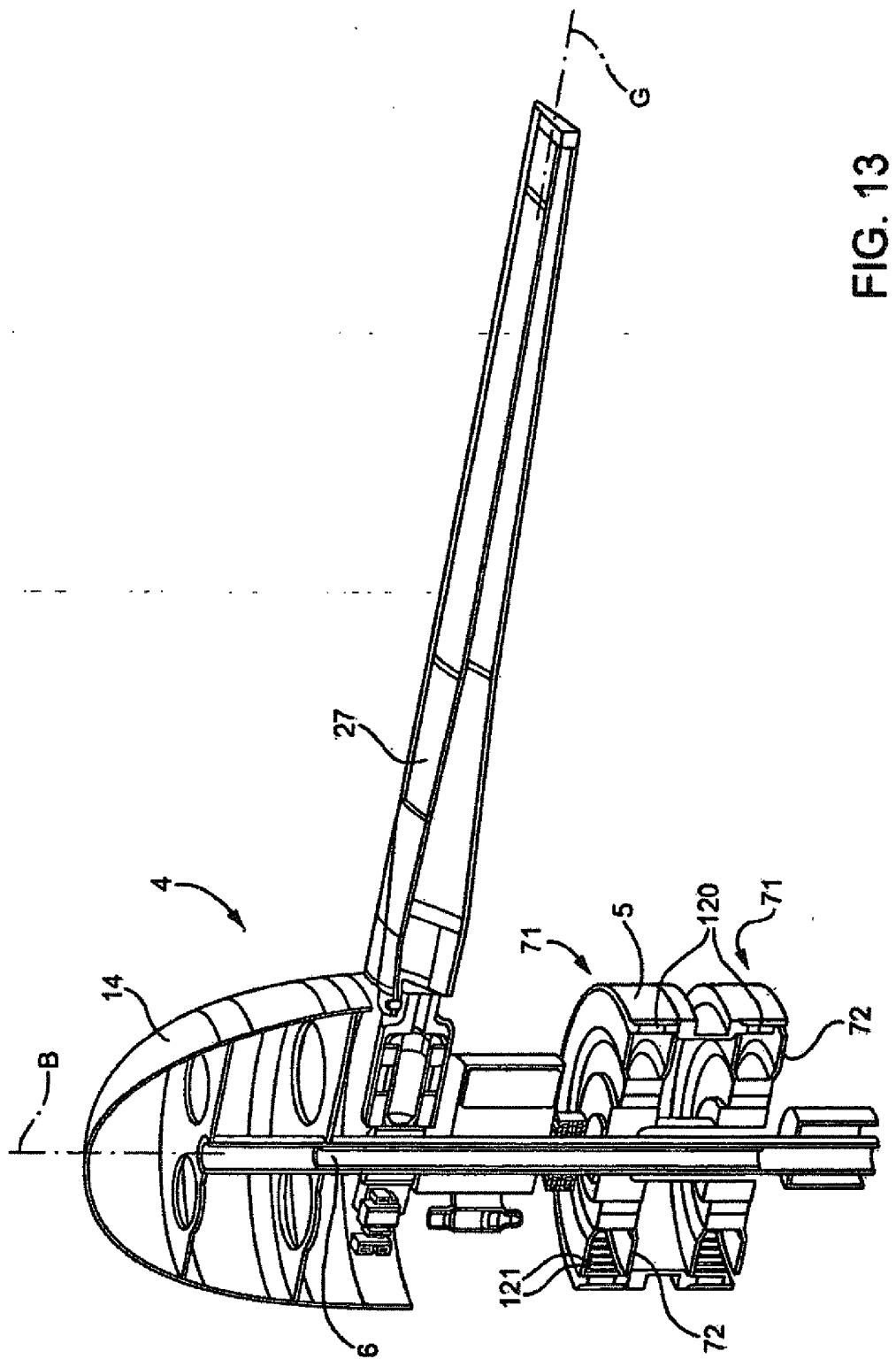


FIG. 13

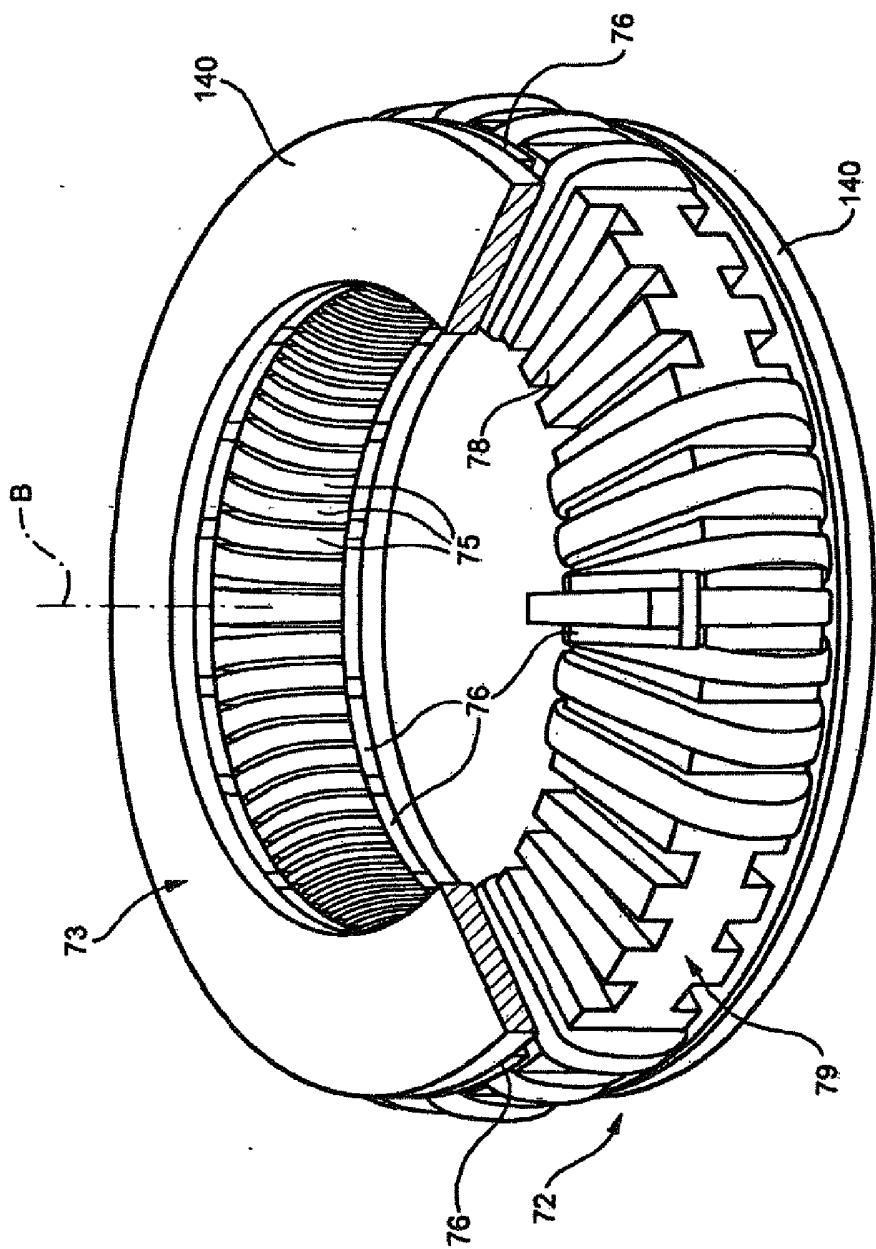


FIG. 14

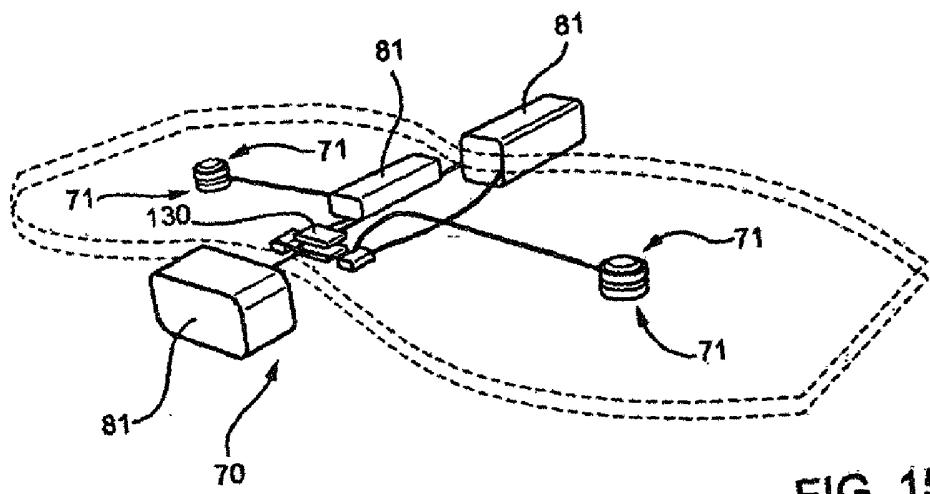


FIG. 15

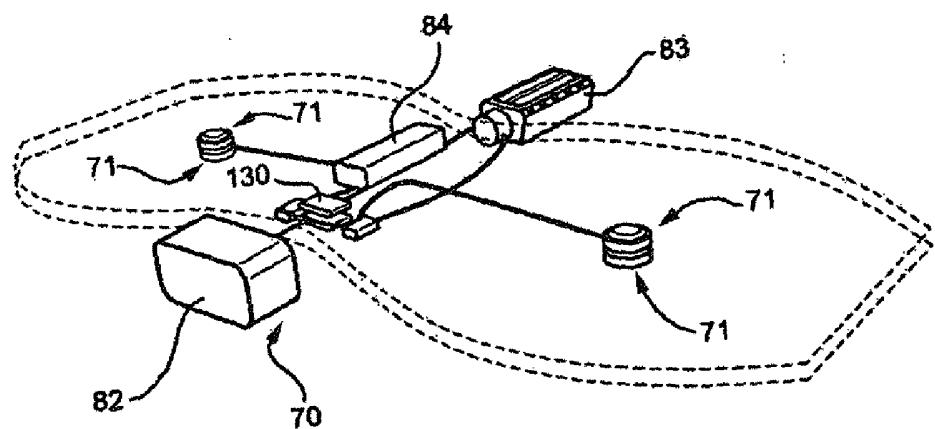


FIG. 16

FIG. 17

