



INSTITUTO NACIONAL
DA PROPRIEDADE INDUSTRIAL

(11) Número de Publicação: **PT 1551706 E**

(51) Classificação Internacional:

B64B 1/00 (2006.01) **B64B 1/06** (2006.01)
B64B 1/24 (2006.01) **B64B 1/62** (2006.01)

(12) **FASCÍCULO DE PATENTE DE INVENÇÃO**

(22) Data de pedido: 2003.08.11	(73) Titular(es): NAUTILUS S.P.A.	
(30) Prioridade(s): 2002.08.09 IT MI20021	VIA CALVINO 13 I-15057 TORTONA	IT
(43) Data de publicação do pedido: 2005.07.13	POLITECNICO DI TORINO	IT
(45) Data e BPI da concessão: 2006.07.26 012/2006	(72) Inventor(es): PIERO GILI	IT
	UGO ICARDI	IT
	ROMUALDO RUOTOLO	IT
	MANUELA BATTIPEDE	IT
	PIERCARLO VERCESI	IT
	(74) Mandatário: JOSÉ EDUARDO LOPES VIEIRA DE SAMPAIO	
	R DO SALITRE 195 RC DTO 1250-199 LISBOA	PT

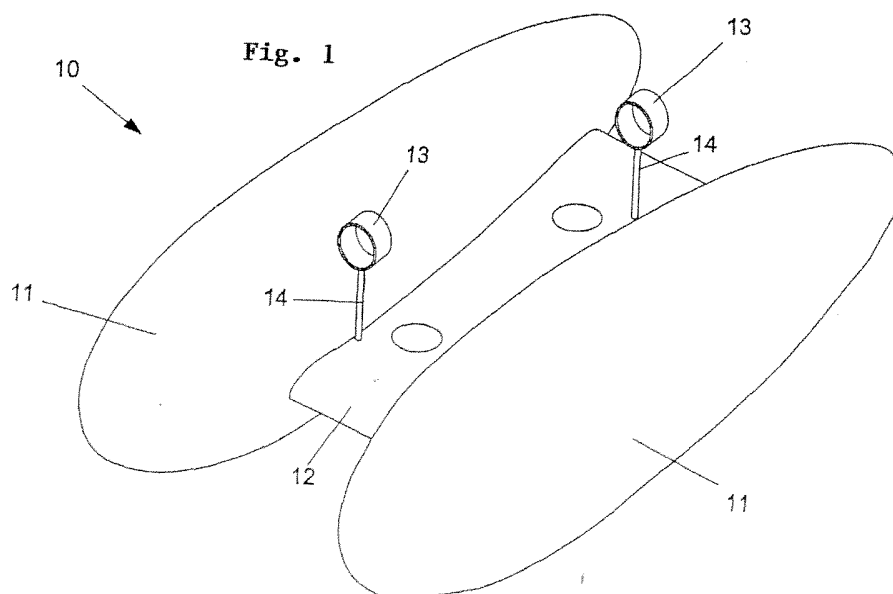
(54) Epígrafe: **DIRIGÍVEL DE CASCO DUPLO CONTROLADO POR ORIENTAÇÃO DO IMPULSO**

(57) Resumo:

Resumo

"Dirigível de casco duplo controlado por orientação do impulso"

Uma aeronave altamente manobrável com sustentação aerostática compreende, em particular, um dirigível não rígido (10) que pode ser pilotado ou rádio controlado, sendo que o dirigível (10) é sustido por hélio e compreende dois elementos fusiformes lado a lado (11) unidos por uma estrutura de ligação (12) para formar uma forma de catamarã característica, sem deflectir superfícies de controlo aerodinâmicas como sistema de comando que compreende um conjunto de vários motores eléctricos ajustáveis, cada um accionando uma hélice de oscilação longitudinal variável (13).



Descrição

"Dirigível de casco duplo controlado por orientação do impulso"

A presente invenção refere-se a uma aeronave altamente manobrável com sustentação aerostática.

Mais particularmente, a invenção refere-se a um dirigível com excelentes características de manobrabilidade e baixa sensibilidade ao vento lateral, controlado exclusivamente por meio de hélices de controlo por orientação do impulso.

Muitas actividades que são ou podem ser executadas por aeronaves na atmosfera ou com satélites para aplicações comerciais e militares, tais como a patrulha de territórios, a análise da atmosfera, culturas, solo e subsolo, análises das massas de água a diferentes profundidades, e da flora e fauna, suporte para comunicações, infomobilidade, defesa civil e polícia, estão sujeitas a limites estreitos e desvantagens consideráveis.

Estes limites são devidos principalmente à elevada velocidade necessária para a aeronave de asa fixa produzir a sustentação necessária, ou à perturbação do fluxo de ar provocada pelas lâminas rotativas da aeronave de asas rotativas, à distância excessiva normalmente existente entre a aeronave e o objecto alvo assim como ao impacto ecológico, em termos de gases de escape e ruído.

As desvantagens adicionais resultam da necessidade cada vez maior de exigências de segurança para pessoas a bordo e terceiros e os custos das aeronaves tradicionais que aumentam constantemente.

Por outro lado, os dirigíveis ainda não são largamente utilizados devido aos limites inerentes nas soluções actualmente disponíveis, que retomam aqueles desenvolvidos antes e após a Segunda Guerra Mundial, consistindo os referidos limites nomeadamente nas grandes dimensões e baixa capacidade de controlo do dirigível, o equipamento e assistência necessários em terra, a elevada sensibilidade às condições meteorológicas e a gestão da aeronave, comparável com a de uma aeronave com asas fixas.

Além disso, quase todos os dirigíveis actualmente utilizados apresentam a forma de casco clássica com três ou mais planos estabilizadores da cauda para o controlo direccional e equilíbrio longitudinal, a gôndola para acolher a carga útil central abaixo do casco e os motores para o accionamento das hélices colocados de acordo com diferentes géneros de solução (nos lados da gôndola, na área da proa, na traseira externa do casco, etc.).

Existem exemplos de dirigíveis em formas de catamarã, mas os cascos duplos encontram-se cobertos com uma única concha, ou formas esmagadas mantidas por diafragmas internos. Estes dirigíveis utilizam geralmente a rotação do eixo de hélice para munir a aeronave com um componente de propulsão

vertical consistente com a força de impulsão. Por fim, eles caracterizam-se por um sistema de comando e controlo normalizado com acção directa do piloto na propulsão do motor e nas deflexões da superfície aerodinâmica.

A patente EP 0 583 666 descreve um dirigível de acordo com o preâmbulo da reivindicação 1, que apresenta superfícies estabilizadoras fixas verticais aerodinâmicas e lemes de profundidade móveis. A patente US 5 240 206 descreve um dirigível com duas hélices montados articuladas em braços que se estendem horizontalmente no troço frontal do dirigível, assim como superfícies estabilizantes aerodinâmicas horizontais e verticais fixas no troço traseiro do dirigível.

Actualmente, quase todos os dirigíveis não são rígidos (isto é sem qualquer estrutura de suporte ou com a exigência da forma assegurada simplesmente por uma sobrepressão ligeira do gás), mas existem também exemplos de dirigíveis semirígidos, isto é com uma quilha longitudinal que sustém a gôndola e contribui para manter a forma, enquanto que dirigíveis rígidos, isto é com uma estrutura de moldagem interna, são agora praticamente inexistentes. Normalmente, os dirigíveis em funcionamento são utilizados principalmente para publicidade, objectivos científicos e para transporte de passageiros.

No mercado actual, os dirigíveis pilotados remotamente representam o veículo mais interessante para missões de exploração e monitorização a baixa altitude, e baixa

velocidade, tendo eles já provado como sendo apropriados como plataformas de câmaras e TV assim como para tarefas científicas especializadas.

De facto, a sua sustentação aerostática torna-o isento de ruído, não obstrutivo, ecológico e útil para aplicações ambientais, tal como estudos oceanográficos e da agricultura, monitorização de tráfego, pesquisas ecológicas e climáticas, inspecção de locais ecologicamente em perigo assim como estudos de variabilidade a longo prazo.

Actualmente, o dirigível pode operar como uma aeronave de asa rotativa mas beneficia da ausência de rotores, o que geralmente implica elevados custos de concepção estrutural e fortes vibrações da carga útil (câmaras e equipamento de monitorização).

O aspecto mais crucial do manuseio do dirigível convencional é a sua capacidade escassa de funcionamento em condições ambientais adversas.

Isto é devido às características do sistema de comando primário, o qual é geralmente adoptado para um dirigível convencional, juntamente com o baixo peso e grande dimensão de todo o corpo.

As superfícies aerodinâmicas, de facto, são pouco eficientes dado que elas se encontram geralmente cobertas pelo fluxo separado dos cascos e além disso, a velocidades baixas a moderadas, as deflexões da superfície aerodinâmica têm que ser muito grandes, aproximando-se muito das condições

de estrangulamento mesmo para manobras normais e rajadas fracas.

Neste contexto, as inovações principais da invenção são o melhoramento da manobrabilidade, o alargamento do envolvente de voo do dirigível convencional, e a possibilidade de flutuar tanto em condições atmosféricas normais como adversas (tais como condições de vento severas) com qualquer rota, isto é com o eixo longitudinal em qualquer direcção em relação ao vento.

Além disso, a presente invenção encontra-se propositadamente concebida para apresentar um impacto ecológico limitado, em termos de gases de escape e ruído, com um custo relativamente limitado em relação às soluções conhecidas, tal como descrito na reivindicação 1.

Vantajosamente, o dirigível da presente invenção caracteriza-se por uma arquitectura de casco duplo com uma estrutura que acolhe um plano central e hélices, sendo que a sustentação é proporcionada por um sistema híbrido que compreende o hélio para a sustentação aerostática e um sistema de hélices de eixo vertical que proporcionam o impulso vertical para manobras de subida e descida.

No voo para a frente, a força de impulsão encontra-se também reforçada pela sustentação aerodinâmica de todo o corpo.

Esta aeronave apresenta um âmbito alargado de campos de aplicação possíveis, adicionalmente às aplicações

tradicionais de publicidade e transporte. Em primeiro lugar, devido à sua capacidade considerável de manobra e controlo, é passível de ser operado em áreas limitadas ou em casos onde é necessária manter uma dada posição ou seguir um trajecto preciso, deste modo em condições atmosféricas adversas. Em segundo lugar, as dimensões globais limitadas deste dirigível tornam-no particularmente apropriado para actividades, tais como a patrulha de zonas particulares ou a gravação de condições atmosféricas e dados orográficos de certas áreas, que actualmente é efectuada principalmente com aeronaves normais, tais como aeronaves de asas fixas, normais e ultraleves, helicópteros ou satélites. Resumindo, as vantagens principais deste dirigível são as seguintes:

- baixo nível de ruído e baixo impacto do ponto de vista ecológico devido à emissão reduzida (ou quase nula) de gases de escape para a atmosfera e interferência reduzida com o ambiente que o rodeia;
- fluxo de ar para baixo muito baixo ou nulo, dado que esta aeronave não utiliza quaisquer rotores para ser sustentada;
- baixo consumo de energia, devido à elevada eficiência dos motores eléctricos, e capacidade das hélices de funcionarem com a eficiência mais elevada, devido à variabilidade da oscilação longitudinal;
- possibilidade de flutuar a baixo custo (praticamente zero com o ar calmo) em relação a outros meios

semelhantes tais como aeronaves de asas rotativas, por exemplo;

- possibilidade de operar a qualquer velocidade, mesmo muito baixa (entre zero e velocidade de funcionamento máxima);
- possibilidade de se chegar muito perto do objecto alvo.

As características e vantagens adicionais desta aeronave altamente manobrável com sustentação aerostática, objecto da presente invenção, serão mais visíveis da seguinte descrição, que se refere a uma forma de realização da invenção ilustrativa e preferida mas não restritiva, e dos desenhos anexos. As figuras representam:

Figura 1 vista geral em perspectiva da aeronave altamente manobrável com sustentação aerostática, de acordo com a presente invenção;

Figura 2 vista lateral da aeronave altamente manobrável de acordo com a figura 1;

Figura 3 vista aérea da planta da aeronave da figura 1, de acordo com a invenção;

Figura 4 vista frontal da aeronave da figura 1, de acordo com a invenção;

Figura 5 pormenores técnicos adicionais do sistema de balão compensador da aeronave altamente manobrável com sustentação aerostática, de acordo com a presente invenção;

Figuras

6A e 6B duas vistas esquemáticas do dispositivo de aterragem da aeronave, de acordo com a invenção.

Em relação às figuras acima mencionadas, a aeronave com sustentação aerostática de acordo com a invenção compreende um dirigível não rígido, geralmente assinalado com o número 10, que pode ser pilotado ou controlado via rádio.

Em formas de realização preferidas mas não restritivas da invenção, o dirigível 10 é sustentado por hélio e compreende dois elementos fusiformes 11 colocados lado a lado, unidos por uma estrutura de ligação 12, que define a forma de catamarã característica.

De modo a contribuir para a redução global do peso da estrutura global, a rigidez necessária do elemento 12 pode ser obtida também pela utilização de elementos estruturais pressurizados, apropriadamente montados no interior da estrutura de ligação 12 entre os dois elementos 11 fusiformes.

A aeronave 10 não inclui superfície de controlo de deflexão dado que o sistema de controlo compreende um conjunto de vários motores eléctricos ajustáveis, alimentados por um sistema gerador a bordo, accionando cada um, uma hélice 13.

Tendo em consideração o anteriormente mencionado, encontram-se previstas várias fontes possíveis de energia eléctrica para os motores, que compreendem baterias

recarregáveis simples (por exemplo de lítio, NiCd ou NiMH), geradores auxiliares (turbinas ou motores alternativos) colocados a bordo do dirigível 10, células de combustível ou células solares.

Tal como apresentado na figura 1, a aeronave descrita na presente especificação não utiliza superfícies de controlo aerodinâmicas deflectoras, mas o sistema de comando primário compreende as hélices 13 acima mencionadas, ajustadas de modo apropriado para obter um sistema de forças e momentos, apropriados para controlar e manobrar o dirigível em oscilação longitudinal, oscilação transversal e guinadas.

Duas destas hélices 13 já foram referidas como hélices de eixo vertical utilizadas para proporcionar impulso vertical, mas elas contribuem também, pela velocidade de rotação diferencial da popa e proa, para a oscilação longitudinal.

As outras hélices 13 encontram-se montadas em braços verticais, colocados a uma distância apropriada do centro de gravidade de todo o corpo, sendo que a rotação dos eixos da hélice no plano horizontal, juntamente com a variação da velocidade de rotação das hélices, deve permitir variar a direcção e o valor absoluto de cada hélice 13 de propulsão. Deste modo, a aeronave 10 pode ser manobrada em oscilação longitudinal, oscilação transversal e guinadas.

Devido à instabilidade intrínseca do casco, foi concebido um sistema de aumento de estabilidade para obter as

características dinâmicas desejadas, sendo que, adicionalmente, o dirigível 10 encontra-se munido com um conjunto de sistemas de controlo com capacidades de pilotagem automática, para manter as condições de voo de estado estacionário e seguir trajectos de voos específicos.

O sistema de controlo é o de pilotagem por fios e totalmente automático de acordo com o que, tanto na versão com piloto a bordo como na versão controlada via rádio, a aeronave 10 é pilotada por uma arquitectura de comando clássica do tipo helicóptero, com um manete de potência, uma haste e um dispositivo de controlo de grupo.

Este sistema de controlo automático transfere para os motores os comandos apropriados para obter a manobra exigida, tal como na flutuação transfere os comandos apropriados para manter a posição exigida.

Por fim, o sistema de controlo automático pode ser concebido com técnicas inovadoras neurais-vagas (*neural-fuzzy*).

O controlo automático de aterragem e descolagem, tal como aqueles utilizados para procedimentos de navegação e emergência, pode ser executado perfeitamente com um controlador clássico, mas o emprego de redes neurais é um dos processos (actualmente talvez o mais avançado), para obter também um nível considerável de robustez e tolerância a falhas, por isso a utilização proposta de redes neurais.

De acordo com formas de realização ilustrativas e de preferência não restritivas da presente invenção, o dirigível 10 pode assumir pelo menos duas configurações diferentes possíveis.

Num primeiro caso, na configuração com cinco ou seis motores, quatro deles são utilizados para o voo para a frente e controlo do equilíbrio longitudinal, direccional e lateral, em que o quinto (e o sexto, caso necessário) motor proporcionam a ascensão e descida rápida. Em particular, os primeiros quatro motores, com plano de hélices vertical 13, encontram-se proporcionados em braços assimétricos 14 que podem apresentar um eixo rotativo vertical e se encontram proporcionados num posto frontal e um traseiro.

A possibilidade de variar a intensidade do impulso e direcção de cada motor permite manter a condição e orientação do voo.

O quinto e sexto motores, que apresentam um disco de hélice horizontal com impulso invertível, encontram-se colocados numa posição central entre os dois elementos 11 em forma veio. Na configuração de seis motores, o impulso diferencial dos dois motores horizontais pode contribuir efectivamente para o controlo da oscilação longitudinal.

Uma segunda configuração possível do dirigível 10 proporciona a instalação de quatro motores, dois dos quais são utilizados no voo para a frente e controlo direccional e

os outros dois para ascensão e descida rápida e controlo da orientação longitudinal.

Os primeiros dois motores, com discos de hélice 13 num plano vertical, encontram-se encaixados numa barra transversal horizontal nos lados da gôndola, sendo que o seu impulso diferencial permite o controlo direccional da aeronave enquanto que os outros dois motores, que apresentam um disco de hélice horizontal com direcção de impulso invertível, encontram-se colocados numa posição central entre os dois elementos fusiformes 11, proa e popa em relação ao centro de gravidade da aeronave.

A primeira configuração descrita permite o controlo da orientação com qualquer rota, também a flutuar e na presença de vento, explorando a possibilidade de ajustar e variar apropriadamente o impulso dos quatro motores, em que com a segunda configuração, flutuar é possível somente com vento contrário enquanto que o controlo lateral é deixado à estabilidade intrínseca da aeronave, que deriva da posição do centro de gravidade abaixo do centro do volume do gás que o sustenta.

Com referência particular à figura 5, que é uma representação pormenorizada da vista da figura 3, o dirigível 10 será munido com dois sistemas 15 de balões compensadores, um para cada casco 11, para tratar das variações de orientação num âmbito predeterminado sem qualquer perda de hélio.

Os balões compensadores 15 são geridos através de um sistema pneumático *ad-hoc* que compreende tubos e válvulas, sendo que eles se encontram a comunicar como volumes de gás dos cascos 11. Em particular, os balões compensadores 15 comunicam através de uma conduta 16, que termina exactamente no plano transversal onde o centro do volume C.V se encontra. A conduta 16 encontra-se munida com duas válvulas 17 controladas de efeito simples, enquanto que os cascos 11 comunicam por meio de uma conduta 18, munida com uma válvula 19 controlada de efeito simples (fechada quando o ângulo de pranchamento não é zero) e uma válvula de admissão 20 de hélio de efeito simples, acoplada a uma abertura pequena para o casco 11 que está a encher de ar.

A entrada da conduta 16 compreende uma admissão dinâmica 23, que actua também como a abertura pequena para encher o balão compensador. No início da conduta 16 existe uma válvula unidireccional 21 ajustada para impedir a perda de ar dos balões compensadores 15, e um compressor 22 utilizado para manter a pressão do balão compensador 15.

Na extremidade da conduta 16 existe também uma saída da admissão do balão compensador, colocada exactamente no troço C.V do casco e no meio dos balões compensadores 15.

A pressão diferencial é obviamente igual para os cascos 11 e balões compensadores 15, dado que os invólucros dos balões compensadores 15 não são rígidos.

Contudo, verificou-se que a pressão diferencial na abertura das válvulas de segurança 25 dos cascos é maior do que aquela das válvulas 26 dos balões compensadores.

Estas válvulas são abertas somente quando o dirigível 10 alcança a altitude de pressão, nomeadamente a altitude à qual o gás é completamente expandido nos cascos 11.

Rigorosamente falando, a altitude de pressão é também a altitude de funcionamento máxima que pode ser alcançada sem qualquer perda de hélio (a qual, incidentalmente poderia conduzir também a uma perda de força de impulsão).

Durante a subida, em primeiro lugar o ar é liberto dos balões compensadores 15 e depois, se a altitude aumentar adicionalmente, o hélio é também liberto dos cascos 11. Durante a descida, os balões compensadores 15 são soprados utilizando a admissão dinâmica 23 e compressor 22. Ambas as válvulas 25 dos cascos são também utilizadas como dispositivos de segurança, caso ocorra uma falha e o dirigível 10 tenha que ser trazido rapidamente para terra.

Durante a fase de subida, os balões compensadores 15 esvaziam progressivamente, através das válvulas 26 a 29, sendo que obviamente a sobrepressão interna aumenta ligeiramente, sendo contudo mantida num âmbito limitado.

Durante a fase descendente, os balões compensadores 15 enchem progressivamente do sector central para os sectores externos. Deste modo, o centro de volume do ar e gás são mantidos aproximadamente numa posição longitudinal fixa e

coincidente, com o ponto da aplicação da força de impulsão mais elevado do que o centro de gravidade (benéfico para a estabilidade lateral da aeronave 10).

Este dirigível é também caracterizado pela presença de um par de dispositivos de aterragem retrácteis (figuras 6A e 6B) formados por hastes ligadas apropriadamente por parafusos deslizantes, que são quase aderentes aos envoltórios durante o voo, embora sejam movimentados para o exterior para a aterragem. A propriedade principal deste dispositivo de aterragem é que a acção de suspensão é executada directamente pelo hélio para dentro dos envoltórios.

Da descrição proporcionada, são visíveis as características do dirigível altamente manobrável com sustentação aerostática, objecto da presente invenção, e do mesmo modo as vantagens do mesmo.

Em particular, elas são representadas por:

- capacidade de manter a flutuação com qualquer rota, independentemente da direcção do vento;
- controlo completo da orientação por meio dos motores ajustáveis, sem a utilização de superfícies de controlo aerodinâmicas deflectoras;
- excelente segurança do dirigível, devido à utilização de motores eléctricos;
- redução da sensibilidade ao vento lateral, devido à forma de catamarã (existem exemplos de dirigíveis com formas

- especiais mas nenhum deles pode manter a flutuação com qualquer rota independentemente do motor);
- controlo vertical com ascensão e descida rápida com motor(es) independente(s) daquele(s) utilizado(s) para a propulsão horizontal;
 - possibilidade de controlar a estabilidade lateral diferenciando o impulso aerostático entre os dois cascos devido à ligação entre os balões compensadores e os volumes de gás dos dois cascos;
 - robustez da estrutura que liga os dois cascos, e que pode consistir em elementos tubulares de material compósito que proporciona o acolhimento e suporte para a carga;
 - peso estrutural limitado;
 - redução drástica do equipamento de suporte e pessoal durante a aterragem e descolagem.

Por fim, é também visível que podem ser efectuadas várias alterações no dirigível com sustentação aerostática em questão, sem fugir dos princípios da novidade inerente à ideia da invenção, tal como é claro que, na implementação prática da invenção, os pormenores ilustrados podem ser em quaisquer materiais, formas e dimensões de acordo com as exigências, podendo os mesmos ser substituídos por outros equivalentes técnicos.

Reivindicações

1. Aeronave altamente manobrável com sustentação aerostática, que compreende uma estrutura que inclui pelo menos dois elementos fusiformes não rígidos lado a lado (11), unidos por pelo menos um elemento de ligação (12), encontrando-se a referida aeronave também munida com um sistema de controlo do movimento e orientação com um conjunto de vários motores, dos quais pelo menos um é ajustável por rotação em redor de um eixo perpendicular ao eixo de rotação do referido motor, cada um dos quais acciona uma hélice (13) com oscilação longitudinal fixa ou variável, caracterizada por os referidos motores serem motores eléctricos, em que pelo menos uma das hélices (13) se encontra montada num braço vertical (14) que se estende do elemento de ligação (12) e colocado a uma distância do centro de gravidade de todo o corpo, e em que o referido sistema de controlo de movimento e orientação é somente do tipo por propulsão.
2. Aeronave com sustentação aerostática de acordo com a reivindicação 1, caracterizada por compreender um dirigível (10), que pode ser pilotado ou controlado por rádio, sem superfícies de controlo aerodinâmicas de deflexão e sustentado por hélio.

3. Aeronave com sustentação aerostática de acordo com a reivindicação 1, caracterizada por compreender elementos estruturais pressurizados apropriadamente montados no interior do referido elemento de ligação (12) entre os dois elementos fusiformes (11).
4. Aeronave com sustentação aerostática de acordo com a reivindicação 1, caracterizada por o referido sistema de controlo ser pilotado por fios e completamente automático, de acordo com o qual a pilotagem é executada por meio de controlo do tipo helicóptero com um manete de potência, uma haste e um controlo de grupo, sendo o referido sistema de controlo automático apropriado para transferir os comandos apropriados para os motores de modo a executar as manobras exigidas.
5. Aeronave com sustentação aerostática de acordo com a reivindicação 2, caracterizada por o referido dirigível (10) apresentar uma configuração com cinco ou seis motores, sendo que os primeiros quatro são utilizados para o voo para a frente para o controlo longitudinal, direccional e lateral, e o quinto e sexto motores são utilizados para a ascensão e descida rápida.
6. Aeronave com sustentação aerostática de acordo com a reivindicação 5, caracterizada por os referidos primeiro

quatro motores estarem munidos com discos de hélice em planos verticais e se encontrarem munidos com braços (14) que apresentam um eixo vertical, enquanto que o referido quinto e sexto motores, com um disco de hélice horizontal e direcção de impulso invertível, se encontram proporcionados numa posição central entre os referidos dois elementos fusiformes (11).

7. Aeronave com sustentação aerostática de acordo com a reivindicação 2, caracterizada por o referido dirigível (10) apresentar uma configuração com quatro motores, dois dos quais são utilizados para o voo para a frente e controlo direccional e os outros dois para ascensão e descida rápida e controlo longitudinal.
8. Aeronave com sustentação aerostática de acordo com a reivindicação 7, caracterizada por os referidos primeiros dois motores, com discos de hélice em planos verticais, se encontram proporcionados numa barra transversal horizontal, colocada nos lados da gôndola, e serem utilizados para o controlo direccional da aeronave, enquanto que os outros dois motores, que apresentam discos de hélice horizontais com direcção de impulso invertível, se encontram proporcionados numa posição central entre os referidos dois elementos fusiformes (11).

9. Aeronave com sustentação aerostática de acordo com a reivindicação 2, caracterizada por o referido dirigível (10) se encontrar munido com sistemas de balões compensadores (15), pelo menos um para cada elemento fusiformes (11), de modo a variar a altitude dentro de um âmbito predefinido sem perda de gás, encontrando-se os referidos balões compensadores (15) em intercomunicação tal como os volumes de gás dos referidos elementos fusiformes (11).

10. Aeronave com sustentação aerostática de acordo com a reivindicação 2, com um sistema de balões compensadores, caracterizada por para cada casco durante a fase de subida, os balões compensadores esvaziarem progressivamente, do sector externo para o sector central e durante a fase descendente, balões compensadores encherem progressivamente do sector central para o externo.

11. Aeronave com sustentação aerostática de acordo com a reivindicação 9, caracterizada por os referidos balões compensadores (15) comunicarem por meio de uma primeira conduta (16), munida com duas válvulas de efeito simples (17) controladas, enquanto que os referidos elementos fusiformes (11) comunicam por meio de uma segunda conduta

(18) munida com uma primeira válvula de efeito simples (19) controlada e uma segunda válvula de efeito simples (20), acoplada a uma abertura para encher os referidos elementos fusiformes (11), sendo os referidos balões compensadores (15) mantidos pressurizados por uma terceira válvula de efeito simples (21), na entrada da qual se encontra proporcionada uma admissão dinâmica (23), munida com abertura de inflação, e um compressor (22).

12. Aeronave com sustentação aerostática de acordo com a reivindicação 1, caracterizada por compreender um par de dispositivos de aterragem retrácteis formados por hastes apropriadamente ligadas por parafusos deslizantes, que são quase aderentes aos envoltórios durante o voo, enquanto são movimentados para fora, para a aterragem.

Lisboa, 20 de Outubro de 2006

Fig. 1

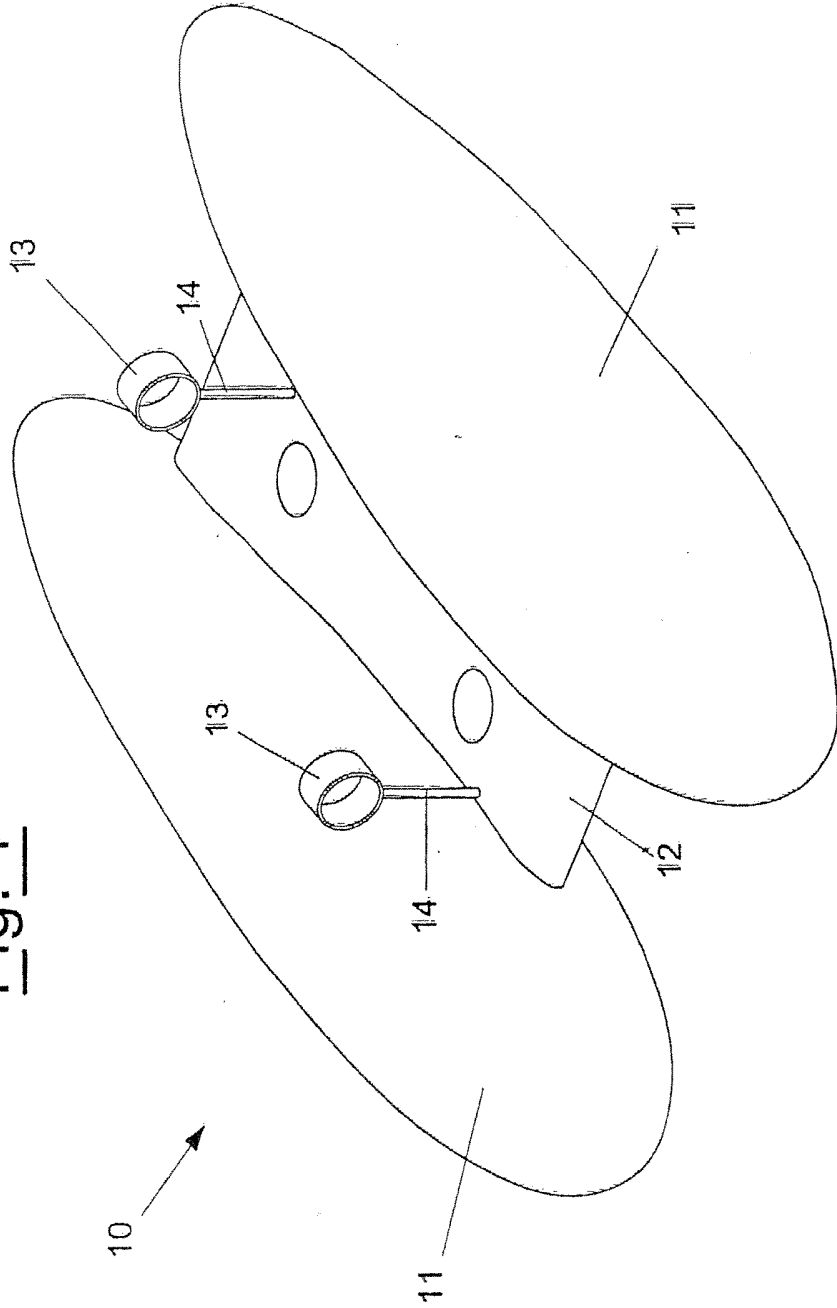


Fig. 2

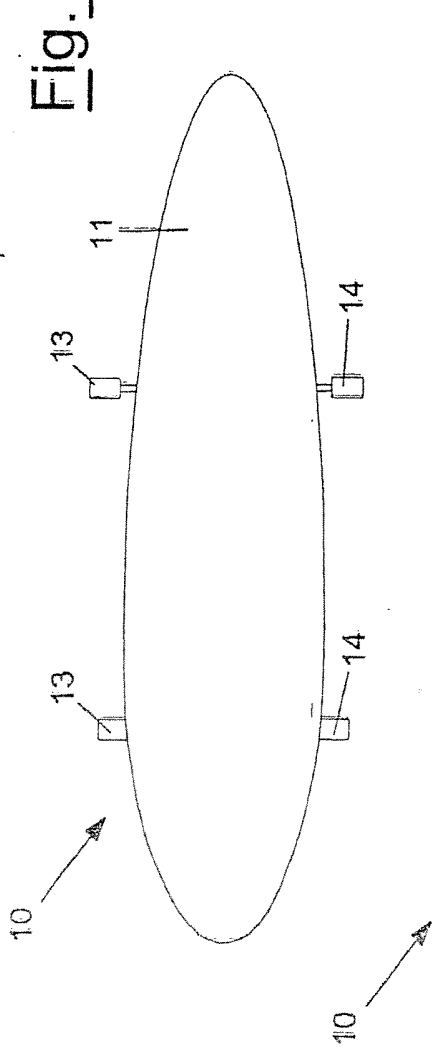


Fig. 4

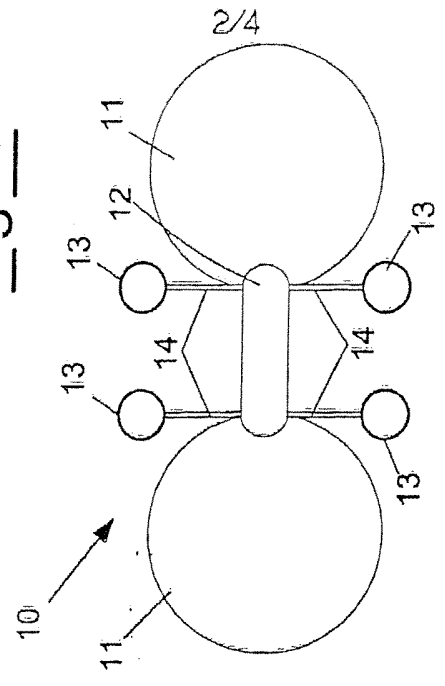


Fig. 3

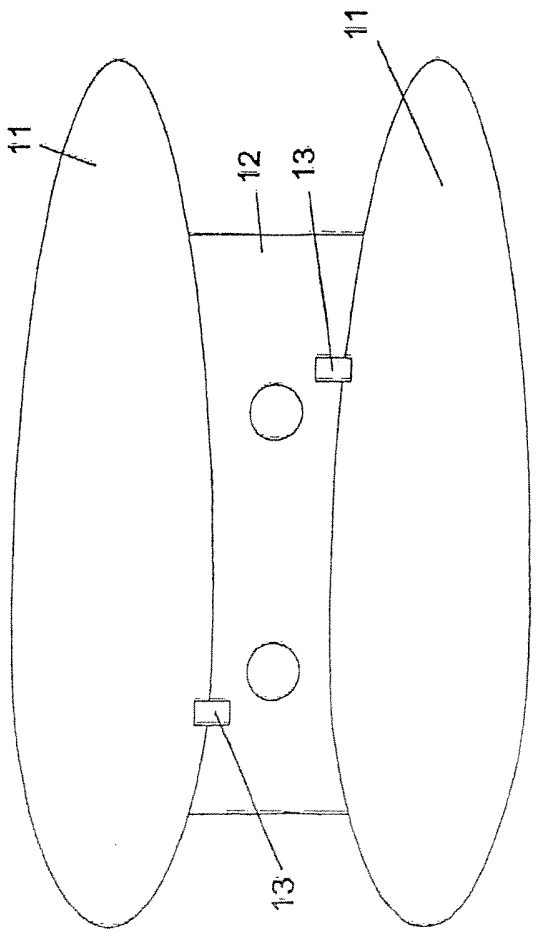


Fig 5

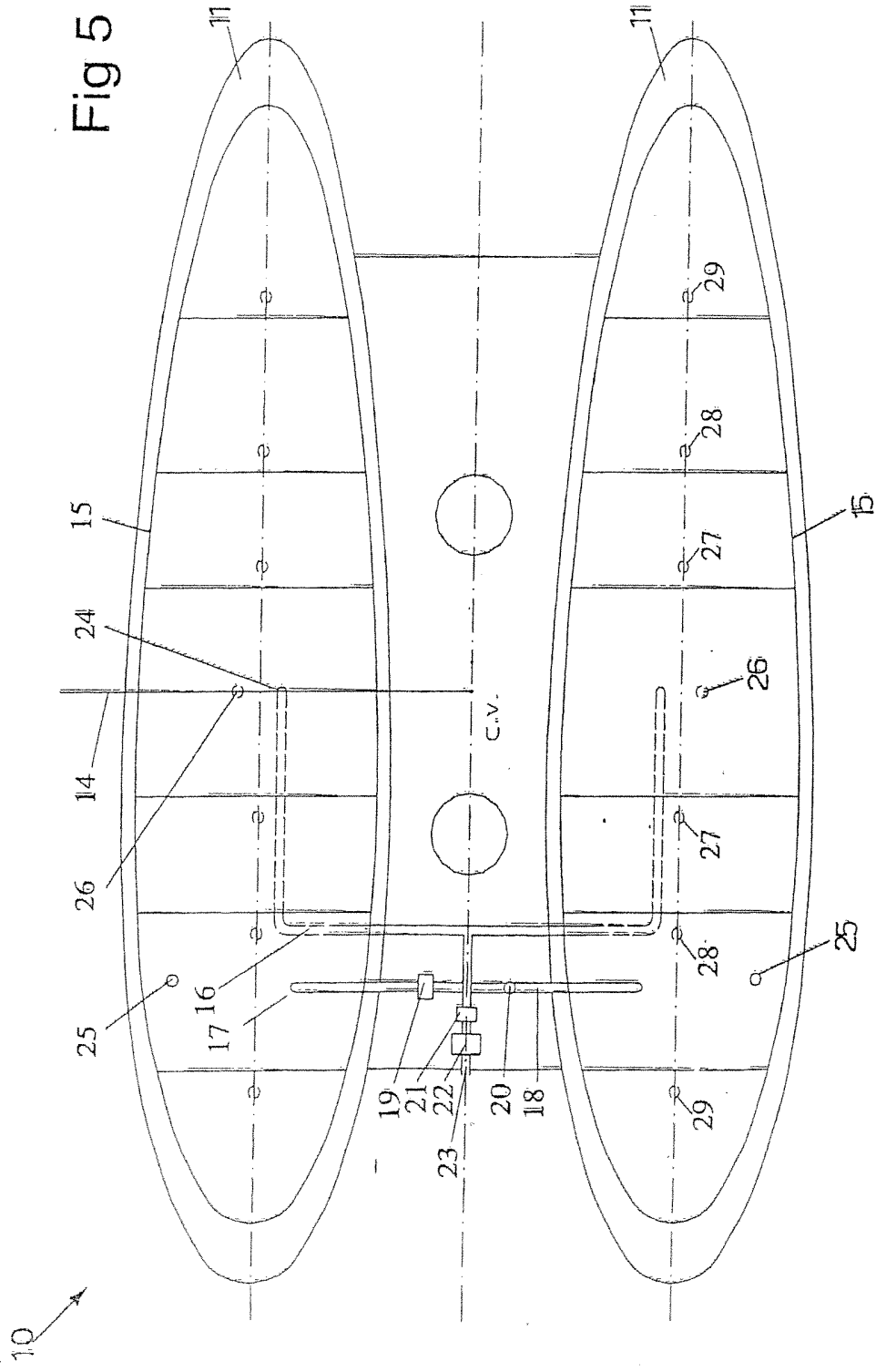


Fig 6A

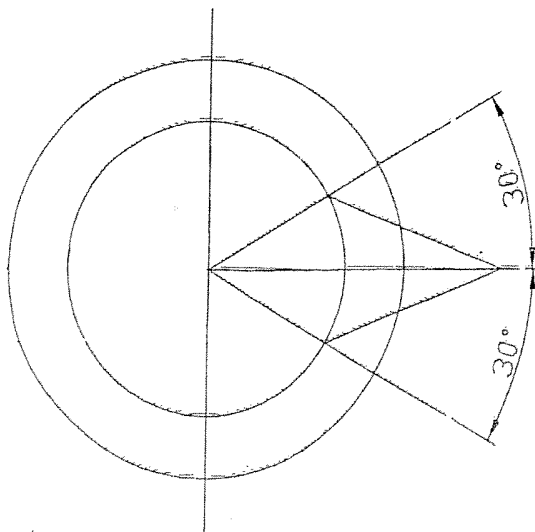


Fig 6B

