

(11) Número de Publicação: **PT 1575828 E**

(51) Classificação Internacional:
B64C 39/00 (2007.10) **B64C 29/00** (2007.10)

(12) FASCÍCULO DE PATENTE DE INVENÇÃO

(22) Data de pedido: 2003.12.18	(73) Titular(es): IAT 21 INNOVATIVE AERONAUTICS TECHNOLOGIES GMBH LEITENBAUERSTRASSE 10 4040 LINZ AT
(30) Prioridade(s): 2002.12.18 AT 18952002 2003.05.05 AT 6732003	
(43) Data de publicação do pedido: 2005.09.21	(72) Inventor(es): MEINHARD SCHWAIGER AT WOLFGANG FEICHTNER AT
(45) Data e BPI da concessão: 2008.07.23 239/2008	(74) Mandatário: PEDRO GIL DA SILVA PELAYO DE SOUSA HENRIQUES R DE SÁ DA BANDEIRA 706 2 ESQ 4000-432 PORTO PT

(54) Epígrafe: **VEÍCULO AÉREO**

(57) Resumo:

DESCRIÇÃO

"VEÍCULO AÉREO"

[0001] A invenção refere-se a um veículo aéreo de acordo com o preâmbulo da reivindicação 1.

[0002] Em concreto, um tal veículo aéreo está equipado com um sistema de órgãos de elevação especiais, que são formados como rotores, com um eixo de rotação que está basicamente disposto paralelamente ao eixo longitudinal do veículo aéreo. Dessa forma, o rotor está provido com uma quantidade de pás de rotor semelhantes a asas, que estão dispostas basicamente em dois órgãos semelhantes a asas na extremidade, de forma que durante uma rotação completa do órgão de elevação (rotor) o eixo paralelo da pá de rotor executa um movimento circular com a distância do eixo de rotação como raio, e a pá do rotor preferencialmente durante uma rotação completa pode ser mudada na sua posição. Dessa forma, em cada posição imediata da pá do rotor pode ser produzida uma acção de força definida (p. ex. força de elevação, força transversal) no veículo aéreo.

[0003] Foram feitos muitos esforços para aliar as vantagens de um avião com as de um helicóptero. De particular interesse é a característica dos helicópteros, de poderem levantar e aterrar na vertical, ou também, se for necessário, poderem ficar imóveis no ar para, por exemplo, recolherem pessoas, ou para levarem a cabo manobras especiais de transporte e montagem, ou tarefas similares. As desvantagens dos helicópteros representados são o elevado encargo técnico, especialmente no campo do comando do rotor, bem como o enorme risco de queda devido a um ligeiro contacto da asa do rotor com um obstáculo, como p. ex. copas de árvores ou precipícios. Em condições normais de funcionalidade, como no resgate alpino, são extremamente críticos, uma vez que por um lado

seria necessária uma posição tanto quanto possível próxima de p. ex. um precipício, e por outro lado uma ligeira colisão teria um resultado fatal; desta forma, só poderão ser utilizados de acordo com elevadas distâncias de segurança. Uma outra desvantagem é o elevado consumo do propulsor dos helicópteros, que se verifica mesmo em voo a pairar. Para evitar esta desvantagem, foram desenvolvidos uns aviões de descolagem e aterragem na vertical, cuja estrutura se assemelha basicamente à dos aviões, mas contudo, através de diferentes medidas técnicas, estão equipados com a capacidade de descolar e aterrar na vertical, ou pelo menos de descolarem ou aterrarem em posição muito próxima com a pista.

[0004] Uma tal solução está revelada a título de exemplo na EP 0 918 686 A. Este fascículo descreve um avião que é constituído por asas, que são basicamente formadas por rotores de fluxo cruzado. Deste modo, é possível criar uma corrente de ar no sentido vertical descendente através do correspondente desvio do jacto, para possibilitar a descolagem do veículo aéreo na vertical. O fluxo correspondente pode ser redireccionado para o voo de cruzeiro.

[0005] Uma desvantagem desta solução conhecida é, em particular, que as asas optimizadas para criarem elevação apresentam uma grande resistência ao ar, de modo que o consumo de combustível, particularmente em velocidades de cruzeiro elevadas, é demasiado elevado e que o veículo aéreo apresenta de um modo geral uma envergadura relativamente elevada. Assim, necessita de muito espaço e também, em condições reduzidas, não é utilizável ou é-o pouco.

[0006] Outros veículos aéreos são descritos na US 4,519,562 A. A solução é dispendiosa e possui uma eficiência limitada, de modo que um tal sistema não é viável. Também os rotores descritos na US 6,261,051 B não são adequados a apresentar um veículo aéreo praticável que descole na vertical.

[0007] Um outro veículo aéreo que causa a impulsão através de ventiladores de fluxo cruzado modificados é apresentado em DE 196 34 522. Para além da questão da funcionalidade adequada aparente de um tal veículo aéreo, verificam-se também aqui as desvantagens acima descritas.

[0008] Um outro veículo aéreo com um rotor de fluxo cruzado a servir de elemento de accionamento é conhecido a partir da US 6,016,992 A. Também neste caso existe uma grande área de secção transversal à direcção do voo, através do rotor de fluxo cruzado, e a necessidade de espaço é ainda semelhante à das soluções descritas acima.

[0009] Um outro veículo aéreo conhecido com a possibilidade de descolar na vertical é o revelado em US 3,361,386 A. Neste avião estão introduzidas asas de extrema variabilidade, que estão equipadas com aberturas para libertação do gás. Em resultado da má eficiência sistémica de um tal sistema, o consumo de combustível é extremamente elevado.

[0010] O estado da técnica aproximado é também o do princípio de propulsão para motas de água, o qual é conhecido como Princípio Voith-Schneider. Este sistema de comando conhecido há 75 anos diferencia-se essencialmente pelo facto de o movimento auto-basculante da pá individual, durante uma rotação total da roda do campo dianteiro se verificar numa condição cinemática um em relação ao outro. Dessa forma, é possível uma força de avanço sempre apenas na mesma direcção. Em oposição, independente de uma primeira componente de força, p. ex. componente de elevação que permanece na vertical, é provocada uma segunda componente de força na direcção transversal, em relação ao órgão de elevação rotativo de invenção aqui apresentado.

[0011] Além disso, a US 2,037,377 A e a GB 885 663 mostram veículos aéreos com rotores, que são constituídos por pás dispostas na direcção longitudinal, que estão dispostas de

forma a apoiarem-se no seu eixo. Assim, o perfil das pás tem que ser executado como um compromisso entre diferentes direcções de corrente, o que consequentemente reduz a eficiência.

[0012] A invenção contraposta refere-se a outras variantes de execução de veículos aéreos de descolagem e aterragem vertical, que estão equipados com órgãos de elevação rotativos, cujo eixo de rotação está disposto essencialmente paralelo ao eixo longitudinal do veículo aéreo.

[0013] É um objectivo da presente invenção criar um veículo aéreo que possibilite uma descolagem na vertical e uma aterragem na vertical, que no ar possa adoptar um estado estacionário, com uma mobilidade que permita executar um movimento lento para a frente, para trás, um movimento paralelo lateral para bombordo ou estibordo, bem como um movimento de rotação à volta do eixo vertical no sentido dos ponteiros do relógio e no sentido oposto, e que, ao mesmo tempo, esteja adequado a elevadas velocidades de cruzeiro. Devido à configuração escolhida para a forma geométrica exterior do veículo aéreo, deve assegurar-se a transição de um estado estacionário para um movimento para a frente com uma velocidade de cruzeiro elevada. Dessa forma deve conseguir-se particularmente uma economia de combustível mais elevada, ao mesmo tempo com uma complexidade técnica comparativamente reduzida. Uma outra reivindicação refere-se à satisfação dos padrões técnicos de segurança mais elevados que possibilitam que o próprio veículo aéreo, no caso de uma falha total no motor de propulsão, efectue uma aterragem segura. Além disso, os órgãos de elevação devem estar protegidos por uma cobertura, de modo a que, quando o veículo aéreo esteja próximo de obstáculos (p. ex. precipícios, paredes de edifícios), possa ser manobrado e a que o mesmo o contacto do veículo aéreo com um obstáculo permita evitar com segurança

uma queda, devido aos elementos de rotação do órgão de elevação estarem protegidos. É igualmente possível o piloto abandonar o avião de forma segura e livre de colisão através da cadeira de ejeção, o que constitui assim uma reivindicação adicional. Um outro objectivo da invenção é conseguir uma elevada eficiência na produção da impulsão requerida.

[0014] De acordo com a invenção, estes objectivos são conseguidos através das características da reivindicação 1. O que é importante, é que os órgãos de elevação são accionados através de, pelo menos, uma unidade motora e são constituídos por um eixo cilíndrico que é substancialmente paralelo a um eixo longitudinal do veículo aéreo. Assim, cada rotor está equipado com um número específico de pás de rotor semelhantes a asas, que estão dispostas essencialmente em duas extremidades, de modo que durante uma rotação completa dos órgãos de elevação (rotores) o eixo central da pá de rotor configura um movimento circular com a distância ao eixo de rotação como raio, e a pá do rotor, preferencialmente pode ser mudada individualmente de posição, durante uma rotação completa. Dessa forma, pode ser causada uma acção de força definida (p. ex. força ascensional, força transversal) em cada posição sucessiva da pá de rotor. Esta mudança de posição, na qual o segmento traseiro da pá de rotor é transversalmente independente do segmento dianteiro, verifica-se para conseguir uma forma de asa optimizada.

[0015] Através de uma escolha adequada da configuração dos órgãos de elevação do veículo aéreo é assim libertado o espaço por cima da cabina do piloto, de modo a que seja possível ao piloto sair do veículo aéreo através de uma cadeira de ejeção (isto não é possível, p. ex., num helicóptero).

[0016] Para a utilização militar esta configuração dos órgãos de elevação oferece uma outra possibilidade e, dessa forma, radares com o propósito de reconhecimento ou outros

aparelhos ópticos podem ser dispostos em cima do veículo aéreo. Com este veículo aéreo não é necessário abandonar uma formação de terreno protectora, sem previamente verificar e avaliar a situação por detrás da formação de terreno, através de um aparelho de reconhecimento flexível ligado ao veículo aéreo, que, p. ex., esteja na vertical em cima do veículo parado em estado estacionário, seja elevado e depois novamente descido.

[0017] A solução de acordo com a invenção permite manobrar o veículo também a velocidade de cruzeiro reduzida ou em voo a pairar, sem ter que mudar a rotação da unidade motora, uma vez que a direcção e a potência da força ascensional através do comando das pás do rotor são largamente variáveis. Dessa forma é conseguida uma capacidade de manobra extremamente grande.

[0018] Através da disposição dos órgãos de elevação paralelamente à fuselagem, podem ser conseguidas ao mesmo tempo mais vantagens. Por um lado, os órgãos de elevação podem apresentar um diâmetro relativamente grande, sem aumentar muito a área transversal à direcção de avanço, através do que se verifica uma menor necessidade de combustível mesmo em voo em cruzeiro rápido. Por outro lado, o veículo aéreo é construído de uma forma extremamente compacta e necessita não só de pouco espaço num hangar ou local afim, mas também é extremamente manobrável. Isto possibilita, por exemplo, a aterragem em clareiras ou em zonas no interior da cidade, entre obras, onde a aterragem de um helicóptero, devido ao seu diâmetro do rotor, já não seria possível. Além disso, os órgãos de elevação configurados como rotores são particularmente robustos em termos de construção e não contêm, de uma forma geral, para além das pás do rotor, mais nenhuma partes móveis, de modo que a complexidade técnica é aceitável. Ao aproximar os órgãos de elevação da fuselagem, o esforço mecânico da suspensão do rotor é muito reduzido, de modo que

uma construção em materiais leves é possível, o que, por sua vez, possibilita a economia de combustível.

[0019] Uma configuração dos elementos constitutivos individuais assim economizadora de combustível é possibilitada quando os órgãos de elevação são dispostos na parte superior da fuselagem. Adicionalmente, é conseguida, dessa forma, uma execução bastante aerodinâmica, porque a zona de sucção pode tornar-se totalmente livre e desimpedida por outros elementos constitutivos do veículo aéreo.

[0020] Uma outra variante de execução da invenção particularmente vantajosa prevê que os órgãos de elevação são accionados em direcções opostas através de turbinas de gás. Tal como com os helicópteros, ocorre, também aqui, através da utilização de turbinas de gás, um rácio particularmente interessante de potência versus peso próprio. A presente invenção apresenta ainda uma vantagem adicional, em relação aos helicópteros, de as velocidades de rotação dos órgãos de elevação rotativos serem substancialmente mais elevadas do que as dos rotores dos helicópteros, de modo que a complexidade estrutural da transmissão é reduzida significativamente. Dependendo do tamanho, finalidade e dos regulamentos de segurança, os dois rotores podem ser accionados por uma mesma turbina de gás ou cada órgão de elevação pode ser equipado com uma turbina de gás individual.

[0021] A eficiência dos órgãos de elevação pode ainda ser particularmente melhorada, de um modo tal que as pás do rotor, que estão dispostas de forma móvel no rotor, consistam de pelo menos um eixo fixo e dois segmentos de pá de rotor móveis independentes um do outro, de modo a que a geometria das pás de rotor em cada momento e cada posição sucessiva possam ser adaptadas a cada situação; dessa forma, tanto as forças de elevação como as forças laterais podem ser optimizadas e as forças de resistência podem ser minimizadas.

[0022] Velocidades de cruzeiro particularmente altas podem ser atingidas, pois podem introduzir-se adicionalmente unidades propulsoras para a produção de um impulso a jacto para a propulsão do veículo aéreo. É possível, e adequado para baixas velocidade de cruzeiro, conseguir que a impulsão seja provocada através das asas ajustáveis do rotor dos órgãos de elevação, de modo a que o veículo aéreo seja levado a uma posição descaída para a frente e a que uma força de avanço derive da força de elevação resultante. A velocidade de cruzeiro é neste caso limitada, de modo que para velocidades de cruzeiro mais elevadas são vantajosamente utilizadas unidades propulsoras adicionais. Estas podem ser, por exemplo, unidades propulsoras em paralelo. A operação de descolagem e aterragem pode então ser suportada, pois as unidades propulsoras adicionais estão dispostas de modo basculante. Por um lado, a força de elevação pode ser aumentada, se a corrente da unidade propulsora estiver dirigida para baixo na vertical e, por outro lado, a capacidade de manobra pode adicionalmente ser aumentada através do respectivo comando do ângulo de basculamento.

[0023] O consumo de combustível na descolagem na vertical ou na aterragem e em voo a pairar é largamente influenciado pela quantidade de ar movida. É assim bastante vantajoso que os órgãos de elevação se prolonguem ao longo de pelo menos 40%, preferencialmente 70%, do comprimento da fuselagem.

[0024] Deste modo, para uma determinada área de secção transversal conforme referido anteriormente, é possível atingir uma potência de elevação tão grande quanto possível dos órgãos de elevação.

[0025] A capacidade de manobra, principalmente em voo a pairar e na descolagem ou na aterragem, pode ser melhorada, pois na zona da abertura para saída do ar estão introduzidas lâminas de orientação ajustáveis. Em velocidade de cruzeiro

reduzida, a possibilidade de comando através da empenagem é fortemente diminuída, de modo a que uma capacidade de manobra suficiente ocorre através da ajustabilidade individual das pás do rotor. Para possibilitar uma rotação do veículo aéreo também em torno de um eixo vertical, é particularmente preferível nesta conexão que as pás ajustáveis do rotor estejam dispostas em dois órgãos de elevação acoplados em direcções opostas, e sejam compostas por dois segmentos que sejam independentes um do outro. Outras pás de orientação ajustáveis, que sejam basculantes em torno de um eixo transversal do veículo aéreo, possibilitam um movimento para a frente e para trás em estado a pairar, que é bastante controlável.

[0026] Além disso, é também preferível que os órgãos de elevação estejam construídos com uma cobertura exterior de protecção mecânica das pás de rotor contra uma colisão com um obstáculo. Isto significa que a cobertura é construída não só para alojamento dos rolamentos do veio do rotor, mas também de uma forma mecanicamente robusta, para proteger os órgãos de elevação de um dano, se o veículo aéreo sofrer uma colisão com um obstáculo a uma baixa velocidade relativa.

[0027] Seguidamente, a presente invenção vai ser explicada através dos exemplos de execução constantes nos desenhos. Assim, as figuras 1 a 9 e as figuras 11 a 27 mostram características gerais do veículo aéreo de acordo com a invenção, num formato esquemático parcial, e as figuras 10a a 10d as características essenciais da invenção. Detalhadamente mostram:

Fig. 1, uma visualização esquemática de uma primeira variante de execução de um veículo aéreo de acordo com a invenção numa perspectiva axonométrica;

- Fig. 2, uma vista lateral do veículo aéreo da figura 1;
- Fig. 3, um corte do veículo aéreo da figura 1, ao longo da linha A-A da figura 2;
- Fig. 4, um corte do veículo aéreo da figura 1 ao longo da linha A-A da figura 2, com a ilustração de uma cobertura aberta ou fechada dos órgãos de elevação, como previsto para uma velocidade de cruzeiro elevada;
- Fig. 5, uma vista do veículo aéreo da figura 1, de frente;
- Fig. 6, uma vista do veículo aéreo da figura 1, de cima;
- Fig.s 7 e 7b, um órgão de elevação do veículo aéreo da figura 1, esquematicamente;
- Fig.s 8, 8a e 8b, a configuração, direcção de rotação e a acção do órgão de elevação do veículo aéreo da figura 1;
- Fig.s 9, 9a e 9b, uma pá de rotor com dois segmentos móveis, numa secção transversal, na posição neutra das forças de elevação, na de elevação máxima e na de elevação negativa do veículo aéreo da figura 1;
- Fig.s 10, 10a, 10b, 10c e 10d, as incidências das pás de rotor em posições seleccionadas ao longo da direcção de orientação do órgão de elevação do veículo aéreo da figura 1;
- Fig. 11, as forças de elevação individuais dos órgãos de

elevação, para alcançar um equilíbrio estável do veículo aéreo da figura 1, no ar;

Fig.s 12a e 12b, a posição individual e total do centro de gravidade do veículo aéreo da figura 1;

Fig. 13, a posição inclinada para a frente do veículo aéreo da figura 1 para conseguir uma componente de propulsão para a frente para um movimento lento para a frente;

Fig.s 14, 14a, 14b, 14c e 14d, a disposição do componente de elevação e a incidência das pás de rotor para a produção de forças laterais, para o movimento transversal do veículo aéreo da figura 1;

Fig. 15, a produção de uma componente de forças binárias de sentidos opostos, transversais ao eixo longitudinal do veículo aéreo, para a produção de um movimento de rotação do veículo aéreo em torno do eixo vertical;

Fig.s 16, 16a, 16b e 16c, uma variante específica de um órgão de elevação com comprimento "duplo" e pás de rotor desfasáveis para a produção de diferentes forças de elevação e forças transversais do veículo aéreo da figura 1;

Fig. 17, a utilização de pás de rotor durante um voo no sentido descendente, em queda livre, através da auto-rotação dos órgãos de elevação p. ex. no caso de uma falha no motor do veículo aéreo da figura 1;

Fig.s 18 e 18a a 18g, uma variante de execução de um veículo aéreo com apenas dois órgãos de elevação, que são

impulsionados em sentidos opostos, e estão dispostos um atrás do outro num eixo central do veículo aéreo;

Fig.s 19, 19a e 19b, uma variante de execução de um veículo aéreo com um sistema de rotores de fluxos cruzados em sentidos opostos com um eixo de rotação comum;

Fig. 20, uma perspectiva esquemática de um veículo aéreo de acordo com a invenção, com a disposição de um aparelho de reconhecimento ligado de forma flexível ao veículo aéreo;

Fig. 21, uma outra variante de execução da invenção numa vista de frente;

Fig. 22, a variante de execução da figura 21 vista de cima;

Fig. 23, a variante de execução da figura 21 numa perspectiva axonométrica;

Fig. 24, uma outra variante de execução da invenção, numa vista lateral;

Fig. 25, a variante de execução da figura 24, de frente;

Fig. 26, uma representação esquemática para esclarecimento da activação das pás de rotor; e

Fig. 27, um pormenor da figura 26.

[0028] O veículo aéreo segundo as figura 1 a 6 é constituído por uma fuselagem 1 com um eixo longitudinal 1a e por quatro órgãos de elevação 2, 3, 4 e 5 dispostos paralelamente a este

eixo longitudinal 1a, preferencialmente acima da posição do centro de gravidade, e que estão protegidos por uma protecção lateral 6 contra a colisão com um obstáculo sólido. No troço posterior 9 estão localizados, de uma forma já conhecida, uma empenagem superior 11 e uma empenagem lateral 10, e preferencialmente também a unidade motora, p. ex. uma ou duas turbina(s) a gás, e a transmissão, bem como unidades motoras adicionais (que aqui não aparecem em detalhe), concretizadas como, p. ex., propulsores em paralelo, que conferem ao veículo aéreo uma velocidade de cruzeiro elevada, ou na correspondente execução basculante podem apoiar a descolagem e aterragem. Plataformas ou superfícies de apoio 12 similares apoiam o veículo aéreo no chão. Através de escoras longitudinais 13, 14, que podem ser constituídas por uma forma de secção transversal economizadora de energia ou uma estrutura optimizadora de peso, o troço posterior do veículo aéreo é ligado ao troço anterior; adicionalmente é provida uma construção estável para alojamento (que aqui não aparece em detalhe) dos órgãos de elevação 2, 3, 4, 5, numa zona intermédia, com a escora longitudinal e a protecção lateral.

[0029] Na figura 2 são visíveis as proporções de comprimento, nas quais o comprimento dos órgãos de elevação rotativos 2, 3, 4, 5 corresponde a cerca de 50% do comprimento total, preferencialmente 30 a 70%. Na figura 3 podem ver-se os órgãos de elevação rotativos 2, 3, 4, 5 em sentidos opostos à volta do eixo de rotação 7a, 7b, com a direcção de rotação 20a, 20b e as pás de rotor 8 requeridas para a produção da força de elevação. Para uma velocidade de cruzeiro elevada simultaneamente com economia de combustível, estão providenciadas as unidades motoras adicionais, que não aparecem em detalhe, e, para reduzir a resistência ao ar, os órgãos de elevação 2, 3, 4, 5, que não conseguem causar a elevação requerida a uma velocidade de cruzeiro elevada, são

cobertos, através de coberturas tipo saia específicas, economizadoras de fluxo no veículo aéreo. De acordo com a figura 4, estas coberturas tipo saia podem ser construídas como asas compactas 40a, 40b (como, p. ex., na figura 4 apresentadas em posição aberta, para uma eficácia óptima dos órgãos de elevação), ou como um sistema de lamelas 40a', 40b', 41a', 41b', que podem opcionalmente ser definidas como a uma cobertura fechada ou como uma passagem de ar desimpedida.

[0030] Conforme apresentado na figura 7, o órgão de elevação 2, 3, 4, 5 é constituído essencialmente por um eixo de rotação 7, dois discos verticais no topos 2a-2b, 3a-3b, 4a-4b, 5a-5b com diâmetro D 23b e um determinado número (preferencialmente 4 a 10) de pás de rotor 8, que são dispostas de forma móvel à volta de um eixo de auto-basculamento 8a nos dois discos verticais extremos (p. ex. 2a-2b) e que durante uma rotação completa descrevem um percurso circular 23a com o raio R 23. A profundidade da pá de rotor t 8e depende do tamanho da estrutura e corresponde a cerca de 30 a 50% do raio do percurso circular R 23, o comprimento L 8d da pá de rotor 8 corresponde preferencialmente a cerca de 25 a 35% do comprimento total do veículo aéreo. Numa condição operacional, o órgão de elevação roda à velocidade nominal (preferencialmente cerca de 750 a 3000 1/min) à volta do eixo de rotação 7 e, durante uma rotação completa, as pás de rotor 8 são dispostas, em cada posição sucessiva, individualmente em relação à tangente 23b do percurso circular 23a com o raio R 23, de modo a que na zona da posição extrema superior e inferior podem ser provocadas forças de elevação máximas e em ambas as posições extremas verticais actuam exclusivamente forças de resistência ao escoamento. A configuração preferível da direcção de rotação 20 dos órgãos de elevação no veículo aéreo é em sentidos opostos.

[0031] Na figura 8 são apresentadas em detalhe as condições

de fluxo, em que devido à geometria das pás de rotor a teoria do escoamento é substantiada, sendo consequentemente provocado, por baixo das pás de rotor apresentadas, um aumento de pressão e, por cima, uma diminuição de pressão, a uma dada velocidade relativa. As respectivas componentes de força referidas, que actuam nas pás de rotor, resultam destas duas componentes de pressão. Através da incidência respectiva das pás de rotor relativamente à tangente 23b do percurso circular 23^a, durante uma rotação completa dos órgãos de elevação 2, 3, 4, 5 à velocidade nominal, o ar atmosférico é preferencialmente induzido de cima 18a, pressionado para o interior no órgão de elevação rotativo 18b, induzido para baixo 19a e pressionado para fora 19b. Uma variante de concretização óptima é apresentada nas figuras 9, 9a e 9b. Nesta variante de concretização a pá de rotor 8 é constituída por pelo menos três elementos que são um eixo estável de auto-basculamento 8a, uma secção dianteira móvel do rotor 8b e uma extremidade móvel da pá do rotor 8c. Para uma utilização normal, a secção dianteira da pá de rotor 8b bascula com um ângulo α 21a, preferencialmente de $\pm 3^\circ$ - 10° relativamente à tangente do percurso circular 23a e a extremidade da pá de rotor 8c bascula com um ângulo β 21b, preferencialmente de $\pm 3^\circ$ - 10° relativamente à tangente do percurso circular 23a. Em caso de "auto-rotação" a extremidade da pá do rotor e a secção dianteira da pá do rotor são basculadas a $> 90^\circ$ preferencialmente cerca de 105° . De acordo com a figura 9a pode ser provocada uma componente de força vertical F_a 22 na direcção do eixo de rotação 7 do órgão de elevação, se, a uma velocidade nominal, na posição extrema superior forem utilizadas a secção dianteira da pá do rotor 8b com o ângulo $\alpha < 0^\circ$ e a extremidade da pá do rotor com o ângulo $\beta > 0^\circ$, ambos em relação à direcção da tangente 23b da órbita percurso circular 23a, e vice versa, de acordo com a figura 9b, pode

ser provocada uma componente de força vertical F_a 22 no sentido oposto na direcção do eixo de rotação 7 do órgão de elevação, se, a uma velocidade nominal, na posição superior extrema forem utilizados a secção dianteira da pá do rotor 8b com o ângulo $\alpha > 0^\circ$ e a extremidade da pá do rotor com o ângulo $\beta < 0^\circ$, ambos em relação à direcção da tangente 23b da órbita do percurso circular 23a. Na figura 10 são apresentados os dois órgãos de elevação impulsioneados em sentidos opostos para a produção de uma força de elevação máxima com utilização de velocidade nominal óptima das pás de rotor nas diferentes posições apresentadas em pormenor. A figura 10a (pormenor W da figura 10) mostra as proporções dos ângulos da secção dianteira da pá do rotor e da extremidade da pá de rotor na entrada na órbita superior depois da saída da posição vertical neutral; a figura 10b (pormenor X da figura 10) mostra as proporções dos ângulos da secção dianteira da pá do rotor e da extremidade da pá do rotor na posição extrema superior da órbita; a figura 10c (pormenor Y da figura 10) mostra as proporções dos ângulos da secção dianteira da pá do rotor e da extremidade da pá do rotor na posição superior da órbita antes da entrada na posição vertical neutral; a figura 10d (pormenor Z da figura 10) mostra as proporções dos ângulos da secção dianteira da pá do rotor e da extremidade da pá do rotor na posição extrema inferior da órbita.

[0032] Uma posição de equilíbrio estável no ar é apresentada nas figuras 11 a 12b, de forma que cada órgão de elevação individual 2, 3, 4, 5 pode provocar forças de elevação A_1 a A_4 35a, 35b, 35c e 35d e, dessa forma, um estado de equilíbrio para o centro de gravidade total S 32 da massa total m 33, ou para a parte principal do centro da gravidade 32a da massa parcial da cabina do piloto m_1 33a, com a distância do centro de gravidade parcial s_1 34a, e 32b da massa parcial da zona para trás do veículo aéreo m_2 33b, com a distância do centro de

gravidade parcial s_2 34b, e o centro de gravidade lateral s_3 34c do total do centro de gravidade S 32 da massa total m 33, pode ser produzido em cada situação. Dessa forma pode-se reagir em qualquer altura a alterações da posição de equilíbrio.

[0033] Após conseguir uma determinada posição elevada, que possa ser estabelecida através dos órgãos de elevação rotativos 2, 3, 4, 5, é possível uma transição de um estado estacionário para um movimento lento para a frente ou para trás, de modo a que o veículo aéreo adopte uma posição inclinada (figura 13) e a que uma componente de força 35a', 35b' possa derivar da força de elevação resultante 35a, 35b do órgão de elevação, possibilitando uma aceleração para a frente ou para trás, enquanto a componente de força vertical 35a'', 35b'' continua a manter o veículo aéreo em equilíbrio verticalmente.

[0034] Um movimento do veículo aéreo, transversal ao eixo longitudinal, é possível em estado estacionário através de uma utilização especial das pás de rotor na direcção da tangente 23b do percurso circular 23a das pás de rotor. Na figura 14 é apresentado um movimento transversal com a velocidade v_x 36, que é conseguido de forma que, de acordo com a figura 14a, as pás de rotor na posição da posição vertical extrema são montadas numa posição de inclinação 21 relativa, de modo que numa direcção o ar seja induzido 18a e seja pressionado para fora 19b quase transversalmente através do veículo aéreo; também aqui é aplicada a teoria do escoamento numa asa. Na figura 14b a posição da pá de rotor é colocada numa posição neutral, enquanto de acordo com a utilização da pá de rotor segundo a figura 14c uma componente de força F_q 22 a partir do eixo de rotação seria exercida no veículo aéreo e ocorreria de seguida um movimento com a velocidade v_x 36 da direita para a esquerda e conjuntamente com a visualização da figura 14d

seria exercida no veículo aéreo uma componente de força F_q 22 de sentido oposto, actuando na direcção do eixo de rotação e ocorreria de seguida um movimento com a velocidade v_x 36 da esquerda para a direita. Através da produção de um binário de sentidos opostos das componentes de força F_q 22 na região da frente e de trás do órgão de elevação, de acordo com a figura 15, pode ser conseguido um movimento de rotação 36a em estado estacionário, à volta do eixo vertical 1b do veículo aéreo, no sentido dos ponteiros do relógio ou no sentido contrário.

[0035] Os efeitos e manobras descritos tal como anteriormente podem ser alcançados se, em vez de quatro, apenas dois órgãos de elevação 2, 3 acoplados e dispostos em sentidos opostos forem instalados, sendo configurados com um comprimento duplo $2L$ 8d (figura 16). Nesta variante de execução as pás de rotor são elásticas e deformáveis à volta do eixo de auto-basculamento 8a. A secção dianteira da pá do rotor 8b e a extremidade da pá do rotor 8c podem ser movidas paralelamente nas duas extremidade ou separadamente. Na figura 16a é apresentada uma posição neutra da pá do rotor (secção II-II da figura 16), tal como ela aparece no caso de deslocamento em sentidos opostos de acordo com a figura 16b (secção I-I da figura 16) e figura 16c (secção III-III da figura 16). Dessa forma é possível, através de uma variante de execução com apenas dois órgãos de elevação que rodam em sentidos opostos, corrigir diferentes posições do centro de gravidade durante o voo, executar movimentos para a frente e para trás com velocidade de cruzeiro reduzida e conseguir executar movimentos de rotação à volta do eixo vertical.

[0036] Através de uma possibilidade de afastamento suficientemente grande do movimento auto-basculante da pá de rotor em voo descendente, no caso de p. ex. uma falha de uma unidade motora a uma altitude de voo crítica, é possível uma auto-rotação dos órgãos de elevação e dessa forma uma

aterragem segura. A figura 17 mostra o correspondente ângulo de utilização α 21 das pás de rotor e a corrente de ar relativa 41, bem como a direcção de rotação 20 dos órgãos de elevação, se o veículo aéreo cair em queda livre na direcção vertical para baixo à velocidade 40.

[0037] Uma outra variante de execução de um veículo aéreo com dois órgãos de elevação a rodarem em sentidos opostos 2, 3 é apresentada na figura 18, enquanto a figura 18a mostra uma perspectiva lateral e a figura 18b uma perspectiva frontal. Os dois órgãos de elevação que rodam em sentidos opostos estão dispostos ao longo do eixo paralelo do veículo aéreo ao longo de um eixo de rotação comum um atrás do outro. A figura 18c mostra uma secção I-I da figura 18a, na qual a armazenagem do eixo de rotação dos órgãos de elevação 2,3 e o revestimento de protecção lateral são apresentados. A figura 18d mostra a secção II-II da figura 18a e a figura 18e a secção III-III da figura 18a, onde a configuração e direcção de rotação dos dois órgãos de elevação que estão situados um atrás do outro são aparentes, na visualização para um estado estacionário habitual ou em subida. A figura 18f mostra a secção II-II da figura 18a e a figura 18g mostra a secção III-III da figura 18a na posição das pás de rotor para atingir a auto-rotação em voo em descida livre no caso, p. ex. de falha de uma unidade motora.

[0038] A figura 19 mostra uma outra variante de execução de um veículo aéreo, próprio para a descolagem e aterragem na vertical, executada com os órgãos de elevação 36, 37, 38, 39, que são formados como rotores de corrente transversal. A figura 19a mostra o esquema de um veículo aéreo deste tipo e a figura 19b uma visualização de acordo com a secção I-I da figura 19. Nesta variante de execução são utilizados os denominados rotores de corrente transversal, que são equipados com redireccionadores da corrente 6, que são dispostos de

forma ajustável e dessa forma permitem uma capacidade de manobra (movimento para a frente, movimento para trás, movimento transversal, movimento de rotação à volta do eixo vertical) quase ilimitada. Estes órgãos de elevação 36, 37, 38, 39 executados como rotores de corrente transversal, são constituídos por duas placas na extremidade, que contêm uma pluralidade de asas de rotor 36a, 37a e rodam à volta de um eixo de rotação. Numa variante de execução, para o aumento da eficiência de técnicas de corrente, está preferencialmente inserido num rotor de corrente transversal externo 36 um rotor de corrente transversal interno mais pequeno, com uma direcção de rotação em sentido contrário.

[0039] Condicionado pelo facto de por cima do veículo aéreo não se apresentarem quaisquer agregados rotativos, é possível ao piloto em caso de necessidade também sair do avião de forma livre de perigo e segura também através da cadeira de ejeção. Além disso, pode ver-se através da figura 20 por cima do veículo aéreo também um agregado específico (radar, sensor óptico,...) de tipo aparelho de reconhecimento 43, o qual em caso de necessidade, em estado estacionários do veículo aéreo, através de uma ligação flexível 44 pode ser elevado em altitude e novamente trazido para baixo. Isto faz então todo o sentido, se com o veículo aéreo no campo militar se efectuar um voo abaixo dos radares inimigos com cobertura segura no terreno ou em alinhamentos de edifícios, e para o reconhecimento da situação militar p. ex. numa formação em terreno protegida, em vez de uma "emergência" de última hora perigosa, apenas posicionar o aparelho de reconhecimento 43 na posição vertical em altitude, avaliar a situação militar e finalmente trazer o aparelho de reconhecimento com a ligação flexível de volta à fuselagem do veículo aéreo, de forma segura.

[0040] O veículo aéreo da figura 21 é constituído por uma

fuselagem 1 com um eixo longitudinal 1a e dois rotores de corrente transversal 2, 3 dispostos por cima deste eixo longitudinal. Na zona por trás da fuselagem estão previstos habitualmente uma empenagem superior e uma empenagem lateral. As plataformas 46 servem de suporte ao veículo aéreo no chão. Por trás dos rotores de corrente transversal 2, 3 na zona das empenagens 4, 5 estão dispostos dois propulsores de revestimento de corrente 47, para provocarem a necessária impulsão.

[0040] Na figura 22 pode ver-se que o comprimento L1 O veículo aéreo da figura 21 é constituído por uma fuselagem 1 com um eixo longitudinal 1a e dois rotores de corrente dos rotores de corrente transversal 2, 3 se refere a cerca de 50% do comprimento L do veículo aéreo.

[0042] Na figura 25 a construção do veículo aéreo é apresentada em maior detalhe em secções. Os rotores 2, 3 são compostos por uma pluralidade de pás 8, que estão dispostas ao longo da circunferência. Na circunferência os rotores 2, 3 estão colocados através de uma primeira superfície de orientação 49 e uma segunda superfície de orientação 50. Dessa forma, a primeira superfície de orientação 49 está formada como parte da superfície externa da fuselagem 1, enquanto a segunda superfície de orientação 50 está construída como um deflector de corrente. Através da rotação dos rotores de corrente transversal 2, 3 no sentido da seta 51 é induzida uma corrente de ar, para que o ar seja conduzido ao longo da seta 52 e encaminhado na direcção da seta 53. A zona aberta superior dos rotores 2, 3 serve dessa forma de abertura de entrada do ar 54, e a zona aberta inferior de abertura de saída do ar 55. Através do impulso da quantidade de ar atirada para baixo ocorre assim uma força de elevação do veículo aéreo, que é apresentada através da seta 56 e que consegue através dessa colocação, levantar o avião do chão.

[0043] Por baixo dos rotores 2, 3 estão dispostas pás de orientação ajustáveis, que nas variantes de execução da figura 24 são compostas pelos diversos segmentos 17a, 17b, 17c, que são independentes uns dos outros transversalmente num eixo paralelo ao eixo longitudinal do veículo aéreo. Dessa forma, pode também ser efectuada através das pás de orientação 17 uma rotação do veículo aéreo num eixo vertical 1b. É evidenciado que a pá de orientação 17 disposta na parte inferior da abertura de saída do ar 55 pode mudar a direcção do jacto de ar no sentido da seta 53. Na figura 6 da posição mostrada, uma componente de força para bombordo é causada através de uma inclinação das pás de orientação móveis 17, que é indicada através da flecha 56. No interior dos rotores de corrente transversal podem ser introduzidas pás de orientação 58 para melhorar a passagem da corrente de ar. As pás de orientação 58 podem ser dotadas de movimento, o que melhora a capacidade de manobra em eficiência elevada.

[0044] O comando dos rotores de corrente transversal 2, 3 pode ser efectuado em princípio através de motores pneumáticos, mas é preferivelmente efectuado através de turbinas de gás, o que não é mostrado nos desenhos.

[0045] Na figura 26 é visível que as pás individuais 8 estão dispostas transversalmente sobre uma barra de tracção 60 à volta de um ponto de rotação 61. As barras de tracção 60 estão armazenadas num ponto neutro 62 que pode ser movido numa direcção contrária ao eixo 63. Dessa forma, uma corrente total pode ser ajustada numa certa direcção. As pás do rotor 8 são executadas sobre a cabeça cilíndrica 64 na corrediça 65, para assegurar a respectiva estabilidade.

[0046] Na figura 27 reconhece-se que uma extremidade 66 da pá do rotor 8 é ajustável separadamente. Uma alavanca ligada à extremidade é constituída por um cone 68, que é executado numa segunda corrediça 69, de forma a que a pá do rotor 8 adopta um

perfil de asas assimétrico, o que melhora a potência de fluxo e a eficiência. Quanto mais forte for a constituição da pá do rotor 8, mais forte é a utilização da extremidade 66 e dessa forma o perfil geral da pá de rotor 8.

[0047] A presente invenção descreve um veículo aéreo, que apresenta a possibilidade de descolar e aterrar na vertical, permite uma capacidade de manobra rápida e ilimitada em estado estacionário, oferece uma elevada velocidade de cruzeiro simultaneamente com economia de combustível, possibilita que o piloto em caso de necessidade saia do veículo aéreo em segurança e que um aparelho de reconhecimento disposto de forma flexível seja colocado em cima do veículo aéreo.

Porto, 24 de Novembro de 2008

REIVINDICAÇÕES

1. Veículo aéreo compreendendo uma fuselagem (1) e pelo menos dois órgãos de elevação (2, 3, 4, 5), substancialmente cilíndricos e ocos, aplicados à fuselagem (1) e compreendendo uma pluralidade de pás de rotor (8) configuradas de modo semelhante a asas, que se prolongam na periferia dos órgãos de elevação (2, 3, 4, 5) e estão dispostas de forma móvel transversalmente em torno do seu eixo longitudinal, onde a periferia dos órgãos de elevação (2, 3, 4, 5) está parcialmente coberta por pelo menos uma superfície de orientação (49, 50) e os órgãos de elevação (2, 3, 4, 5), cada um compreendendo um eixo cilíndrico (7a, 7b) essencialmente paralelo a um eixo longitudinal (1a) do veículo aéreo, são levados a rodar à volta do seu eixo longitudinal (7a, 7b) através de pelo menos uma unidade motora, **caracterizado pelo facto de** as pás do rotor (8) serem bipartidas (8b, 8c) e terem partes anteriores (8c) que são móveis de forma independente das partes posteriores (8b) à volta de um eixo de auto-basculamento (8a) e de, através da rotação dos órgãos de elevação (2, 3, 4, 5) à volta do seu eixo longitudinal, ocorrer um movimento auto-basculante das partes anteriores das pás de rotor (8), independente das partes posteriores.
2. Veículo aéreo de acordo com a reivindicação 1, **caracterizado pelo facto de** a periferia do rotor estar parcialmente coberta por uma primeira superfície de orientação (49) e uma segunda superfície de orientação (50), de modo que são formadas uma abertura de entrada do ar (14) e uma abertura de saída do ar (15), e de uma superfície de orientação (49, 50) ser formada pelo menos parcialmente por uma superfície exterior da fuselagem (1).

3. Veículo aéreo de acordo com a reivindicação 1 ou 2, **caracterizado pelo facto de** os órgãos de elevação (2, 3, 4, 5) estarem dispostos acima da posição do centro de gravidade do veículo aéreo.
4. Veículo aéreo de acordo com uma das reivindicações 1 a 3, **caracterizado pelo facto de** os órgãos de elevação (2, 3, 4, 5) estarem dispostos numa forma cilíndrica oca e serem accionados em direcções opostas através de turbinas de gás.
5. Veículo aéreo de acordo com uma das reivindicações 1 a 4, **caracterizado pelo facto de** serem providenciadas unidades propulsoras adicionais (47) para uma velocidade de cruzeiro elevada, sendo estas unidades propulsoras equipadas com uma configuração rotativa, de modo a permitir um apoio adicional durante a descolagem, aterragem e outras manobras.
6. Veículo aéreo de acordo com uma das reivindicações 1 a 5, **caracterizado pelo facto de** o veículo aéreo estar configurado com dois órgãos de elevação (2, 3), colocados um atrás do outro ao longo do eixo longitudinal (1a) do veículo aéreo e programados para rodarem em direcções opostas.
7. Veículo aéreo de acordo com uma das reivindicações 1 a 5, **caracterizado pelo facto de** o veículo aéreo estar configurado com dois órgãos de elevação (2, 3), cujos eixos centrais estão situados paralelamente e justapostos.
8. Veículo aéreo de acordo com uma das reivindicações 1 a 5, **caracterizado pelo facto de** o veículo aéreo estar

configurado com quatro órgãos de elevação (2, 3, 4, 5), em que cada dois órgãos de elevação (2, 3, 4, 5) rodam em direcções opostas e estão dispostos paralelamente um em relação ao outro.

9. Veículo aéreo de acordo com uma das reivindicações 1 a 8, **caracterizado pelo facto de** no interior dos órgãos de elevação (2, 3, 4, 5) estar inserida pelo menos uma pá de orientação (18), preferencialmente configurada para ser ajustável.
10. Veículo aéreo de acordo com uma das reivindicações 1 a 14, **caracterizado pelo facto de** na zona da abertura de saída do ar (15) estarem inseridas pás de orientação ajustáveis, compostas por dois, ou preferencialmente três segmentos (17a, 17b, 17c), de modo a possibilitar uma rotação sobre um eixo vertical (1b).
11. Veículo aéreo de acordo com uma das reivindicações 1 a 10, **caracterizado pelo facto de**, por baixo dos órgãos de elevação (2, 3, 4, 5), estarem inseridas pás de orientação (17) ajustáveis, que permitem um movimento para a frente ou para trás em estado estacionário.
12. Veículo aéreo de acordo com uma das reivindicações 1 a 11, **caracterizado pelo facto de** as pás do rotor (8) dos órgãos de elevação (2, 3, 4, 5) individuais serem ajustáveis individualmente, de modo a poderem gerar forças de elevação e forças laterais, de modo a poderem compensar diferentes centros de gravidade.
13. Veículo aéreo de acordo com uma das reivindicações 1 a 12, **caracterizado pelo facto de** os órgão de elevação (2, 3, 4,

5) estarem equipados com coberturas (40, 41), configuradas como coberturas compactas ou como um sistema de lamelas, que, por um lado, permitem uma passagem do ar desimpedida e reduzem perdas de corrente para uma velocidade de cruzeiro elevada, onde a eficiência dos órgão de elevação (2, 3, 4, 5) é limitada.

14. Veículo aéreo de acordo com uma das reivindicações 1 a 13, **caracterizado pelo facto de** os órgãos de elevação (2, 3, 4, 5) estarem equipados lateralmente com uma cobertura protectora (6), que permite uma passagem do ar desimpedida, no caso de ser necessário proteger os órgãos de elevação (2, 3, 4, 5) rotativos contra colisão com um obstáculo sólido.

Porto, 24 de Novembro de 2008

RESUMO

"VEÍCULO AÉREO"

A invenção refere-se a um veículo aéreo compreendendo uma fuselagem (1) e pelo menos dois órgãos de elevação (2, 3, 4, 5) substancialmente cilíndricos e ocos, aplicados à fuselagem (1) e compreendendo uma pluralidade de pás de rotor (8) que se prolongam na periferia dos órgãos de elevação (2, 3, 4, 5), estando a periferia dos órgãos de elevação (2, 3, 4, 5) parcialmente coberta por pelo menos uma superfície de orientação (49, 50). O objectivo da invenção é providenciar um veículo aéreo com um grau extremamente elevado de manobrabilidade, dimensões compactas e economia de combustível, para o que os órgãos de elevação (2, 3, 4, 5) são accionados por pelo menos uma unidade motriz e compreendem respectivamente um eixo cilíndrico que é substancialmente paralelo ao eixo longitudinal (1a) do veículo aéreo.

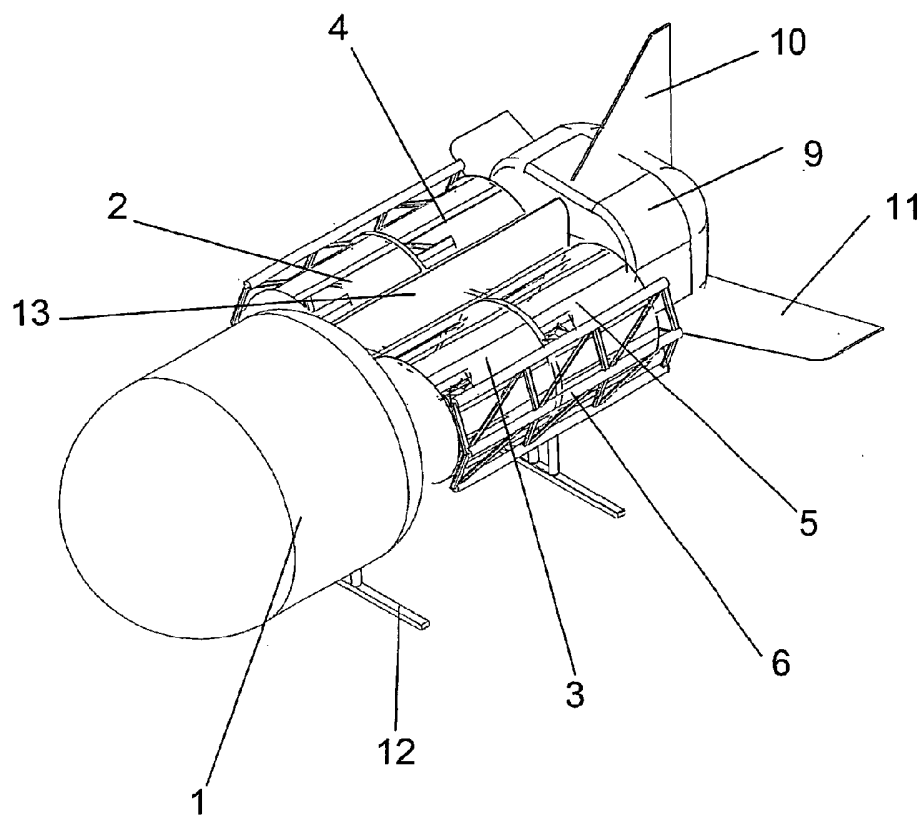


Fig. 1

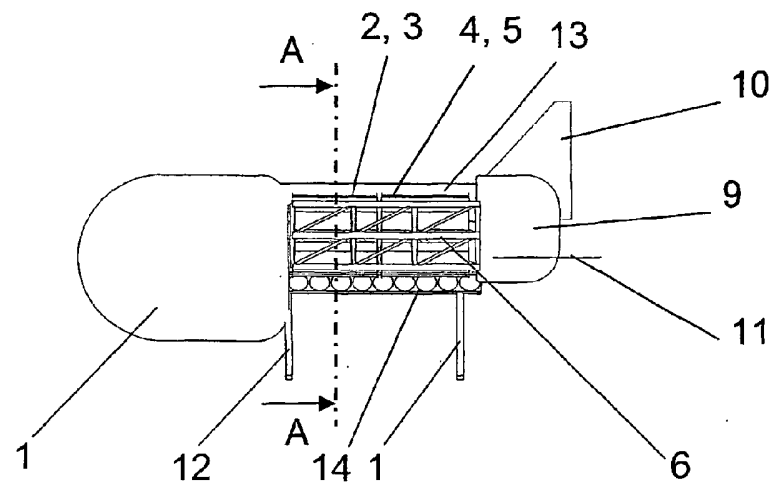


Fig. 2

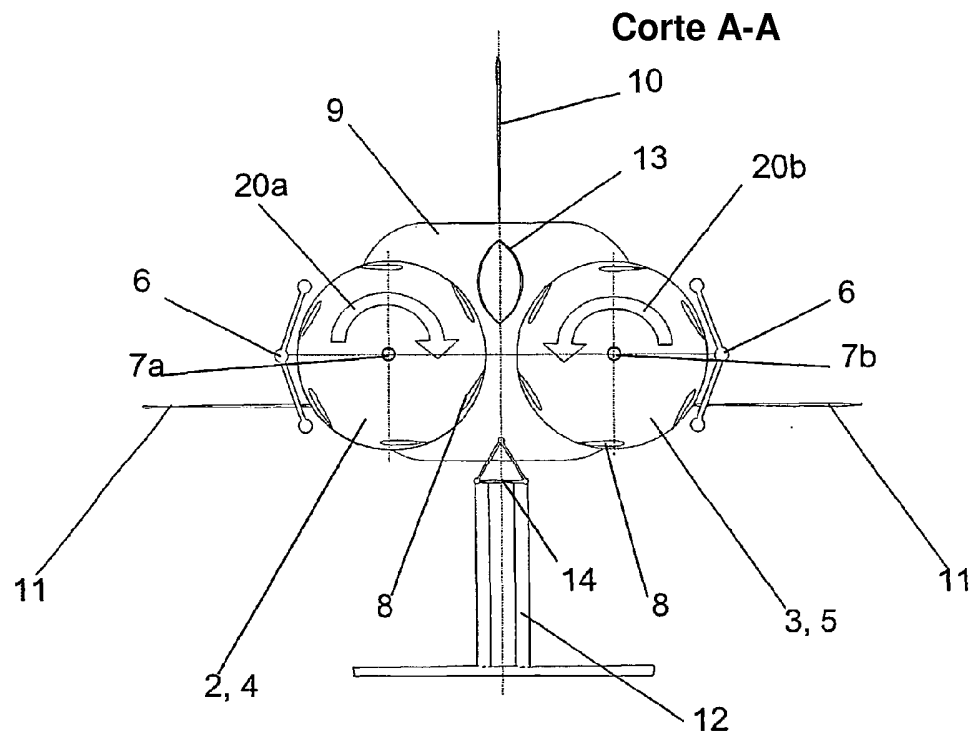


Fig. 3

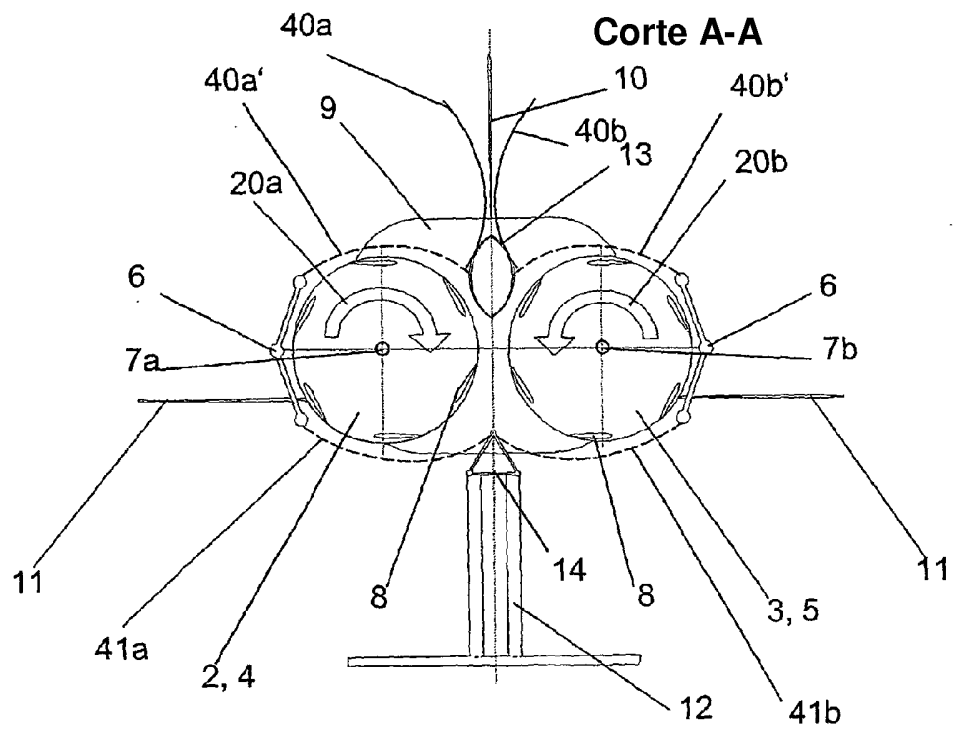


Fig. 4

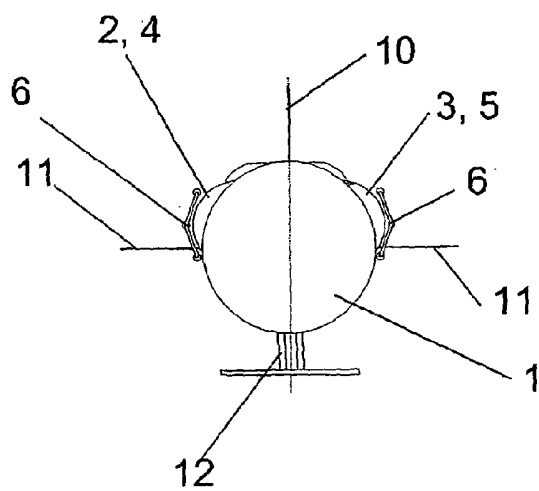


Fig. 5

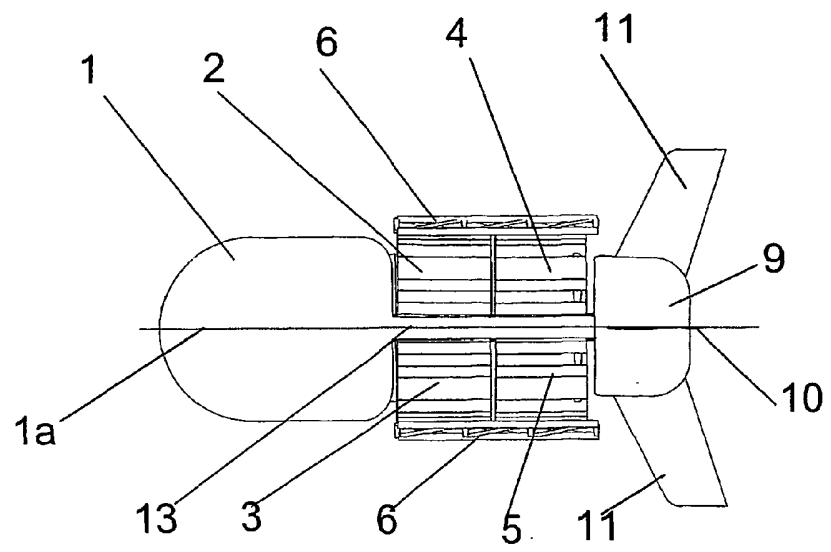


Fig. 6

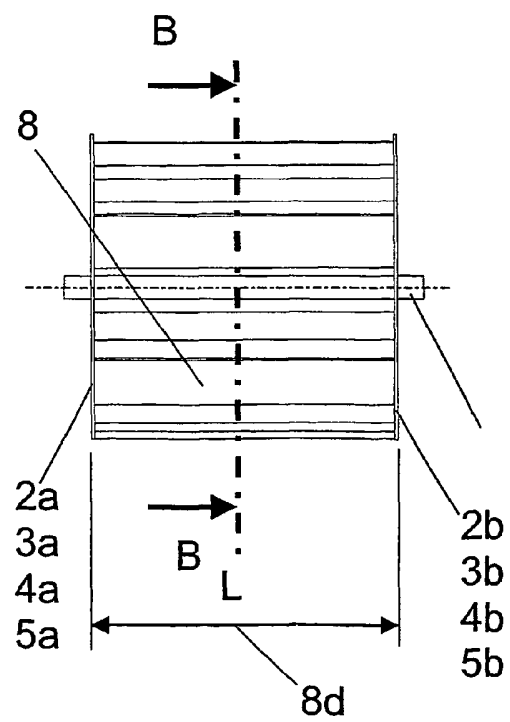


Fig. 7

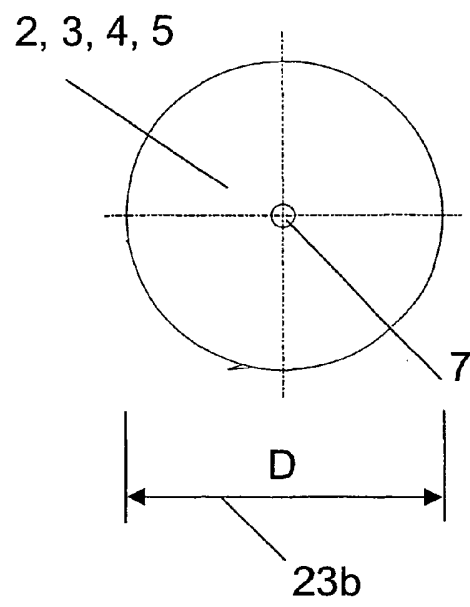


Fig. 7a

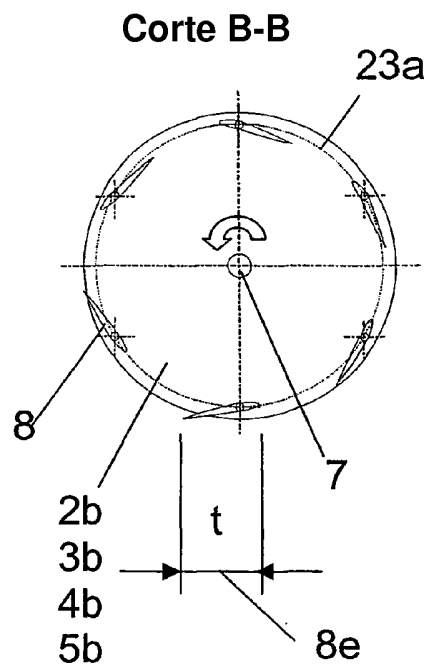


Fig. 7b

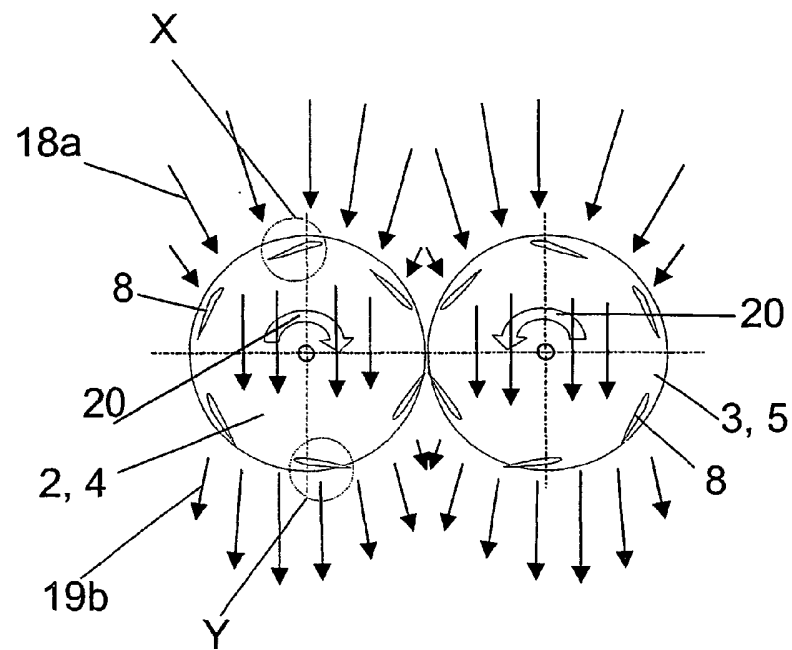


Fig. 8

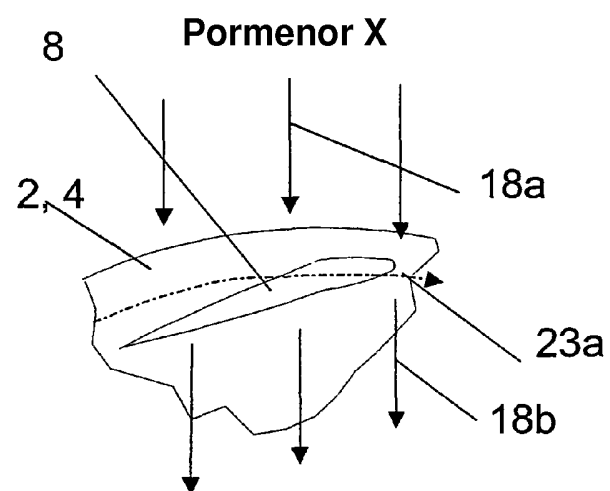


Fig. 8a

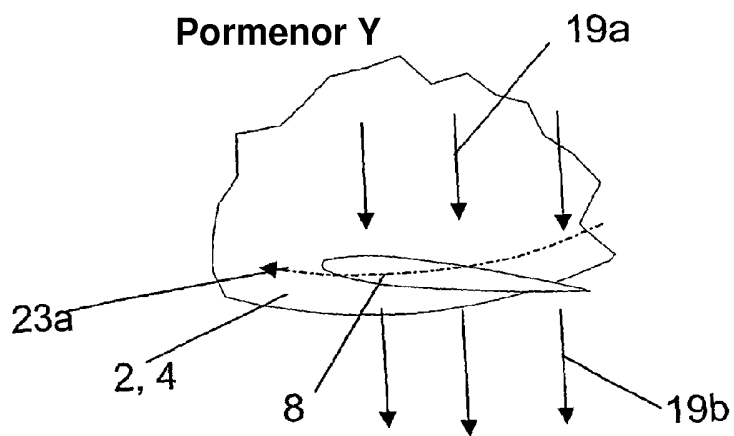


Fig. 8b

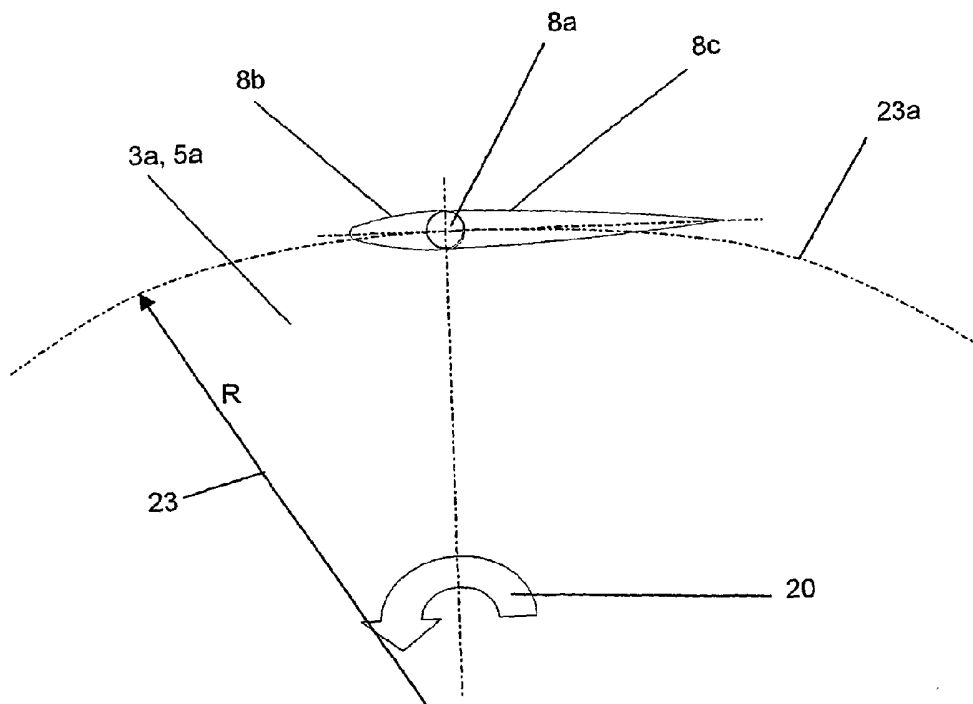


Fig. 9

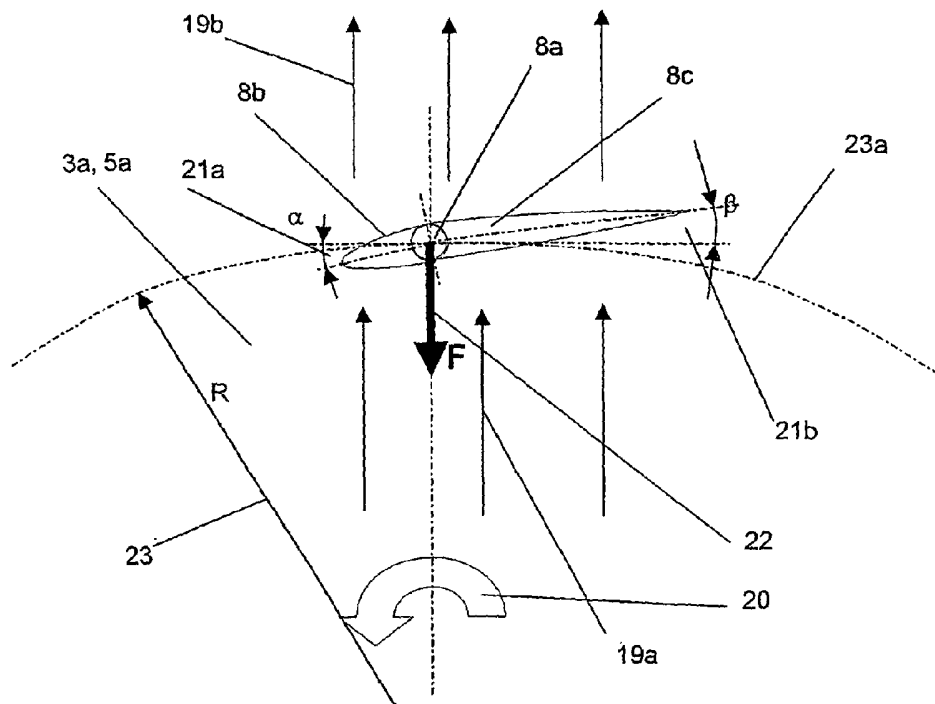


Fig. 9a

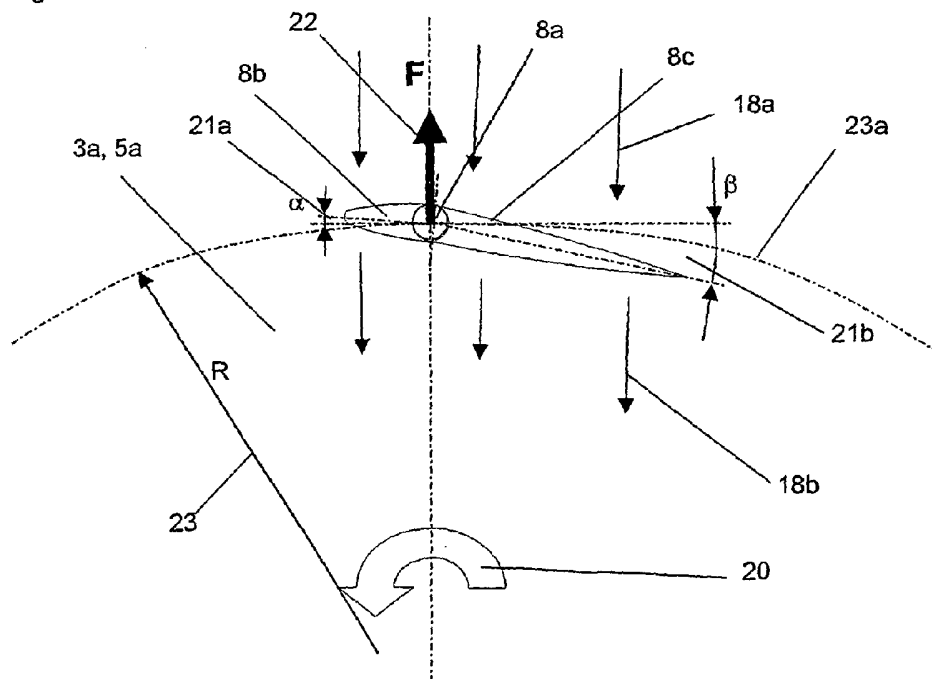


Fig. 9b

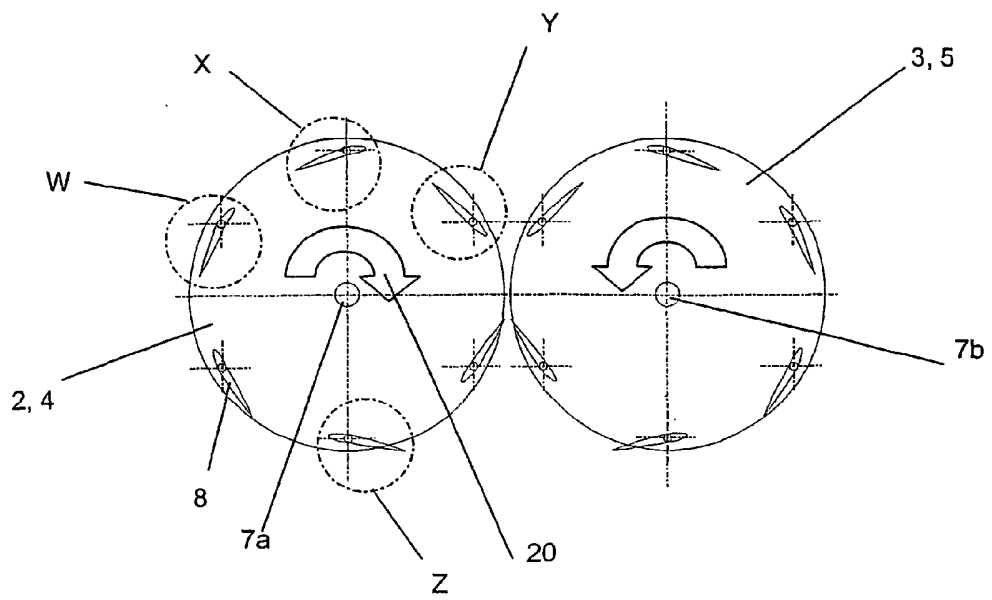


Fig. 10

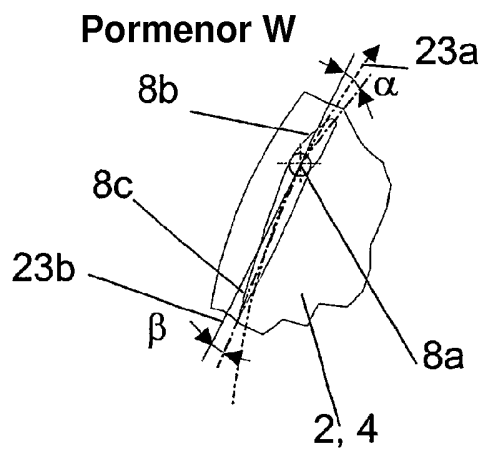


Fig. 10a

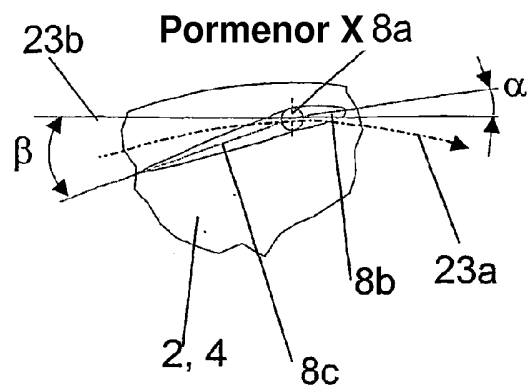


Fig. 10b

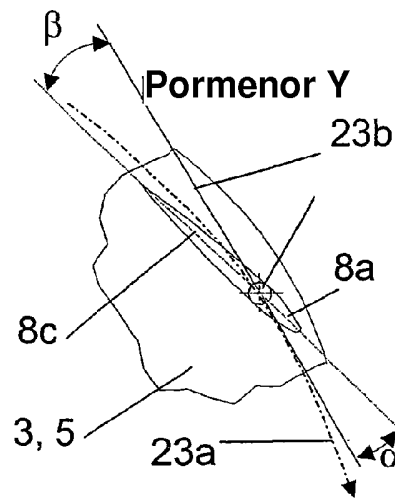


Fig. 10c

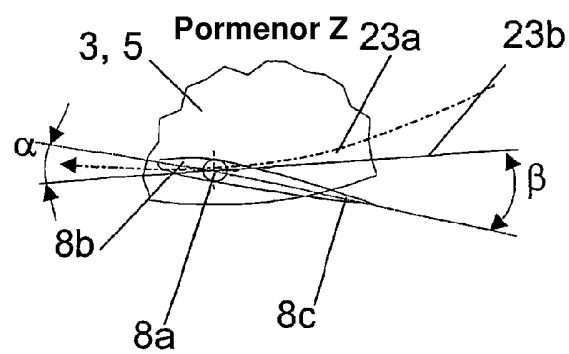


Fig. 10d

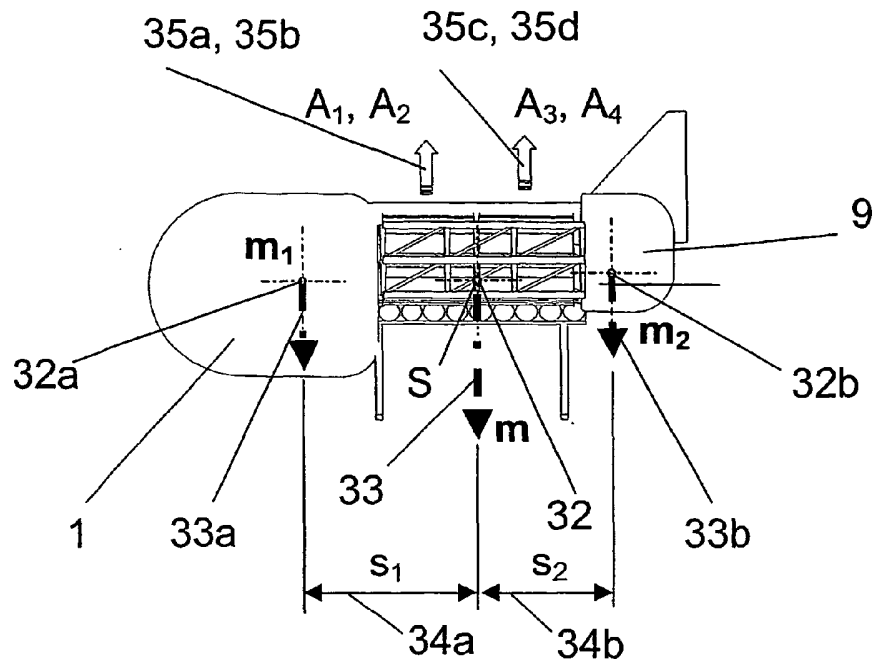


Fig. 12a

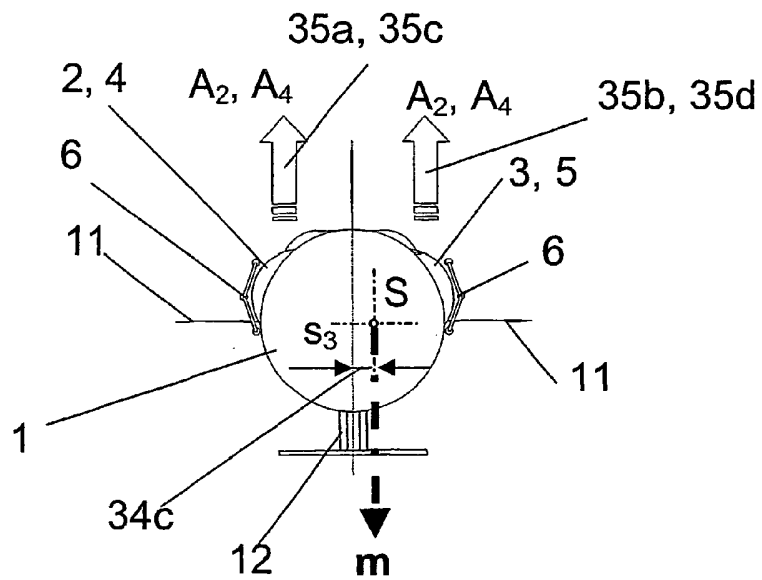


Fig. 12b

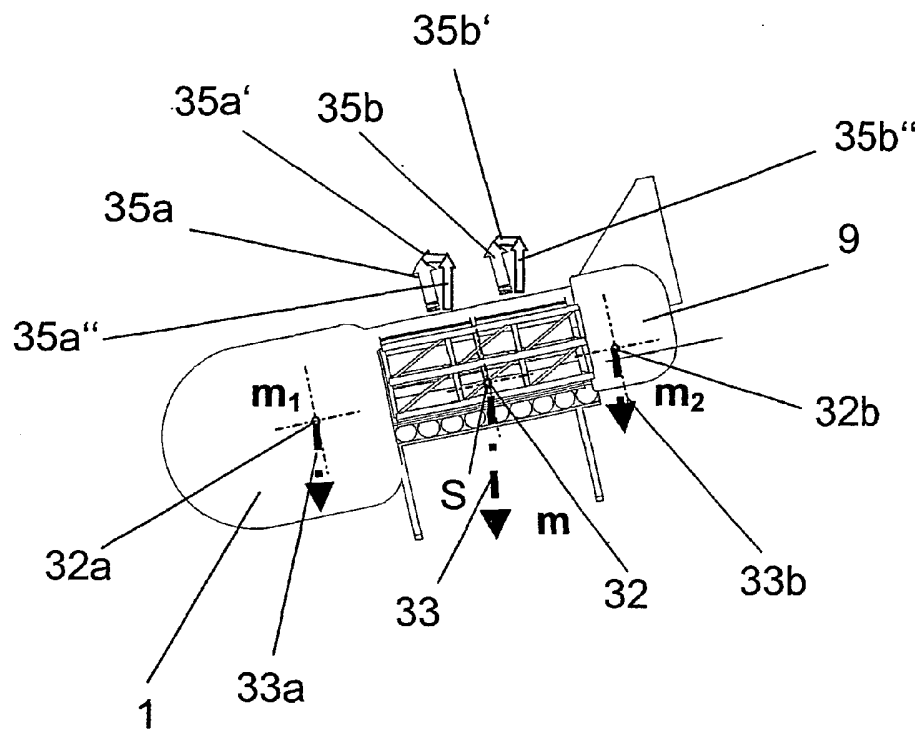


Fig. 13

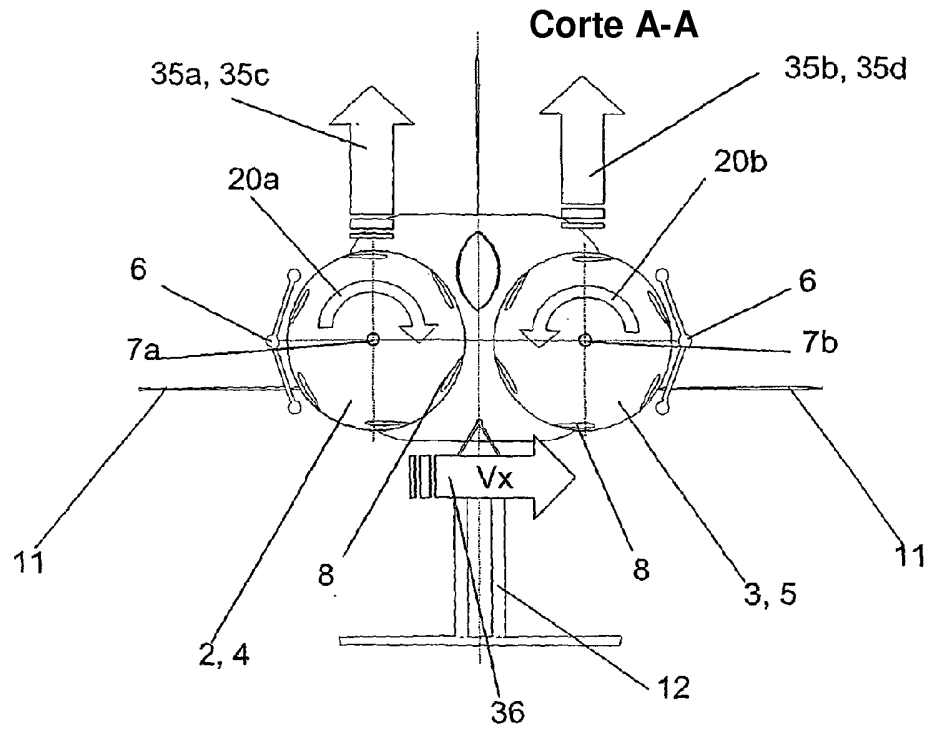


Fig. 14

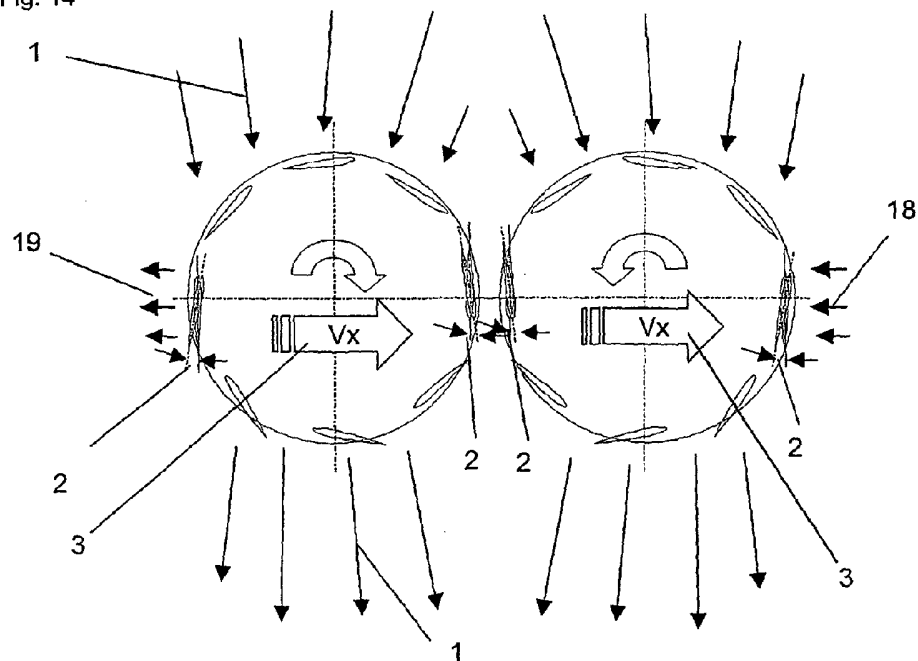


Fig. 14a

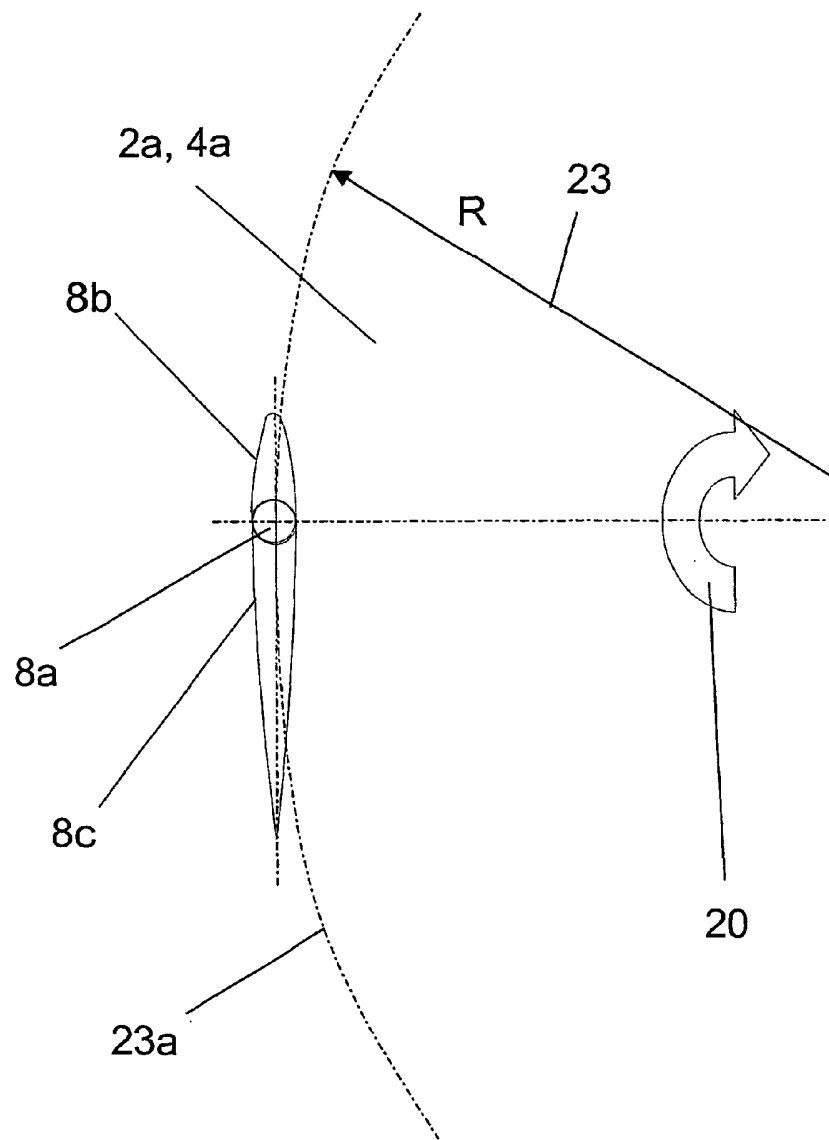


Fig. 14b

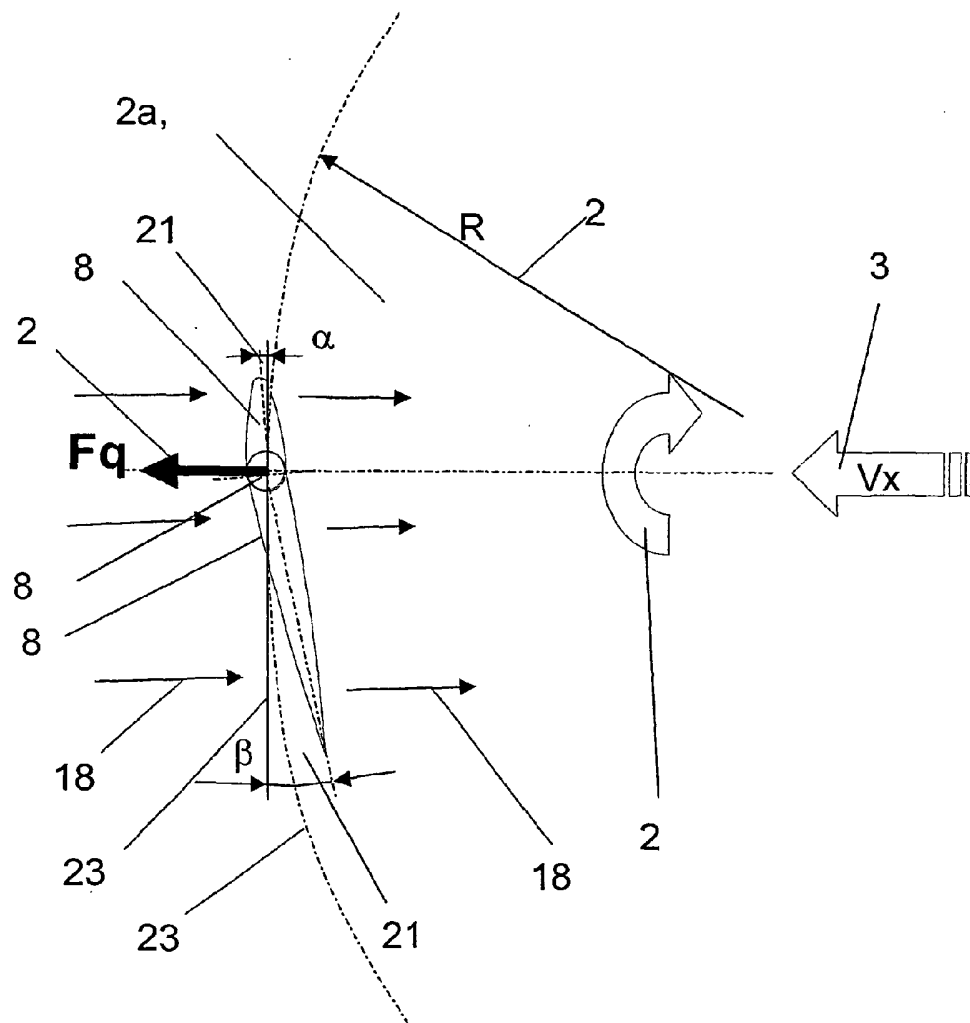


Fig. 14c

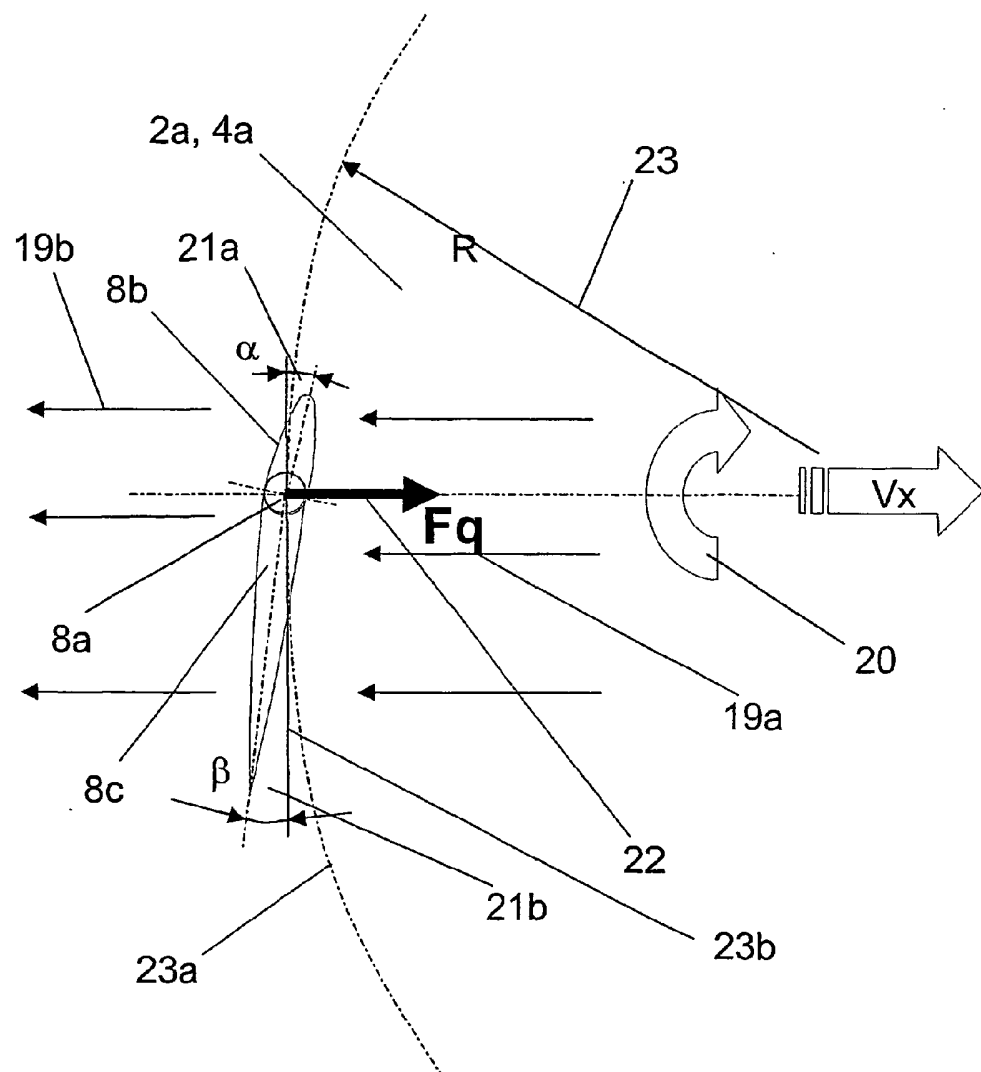


Fig. 14d

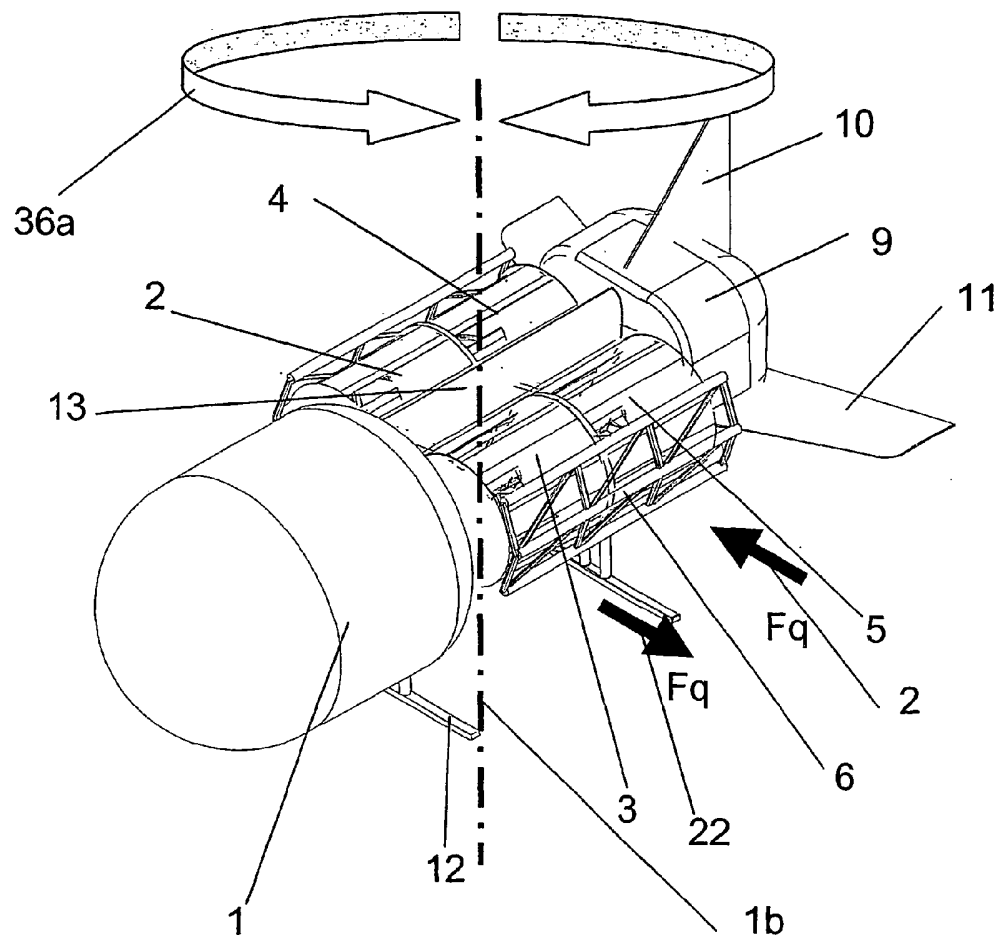


Fig. 15

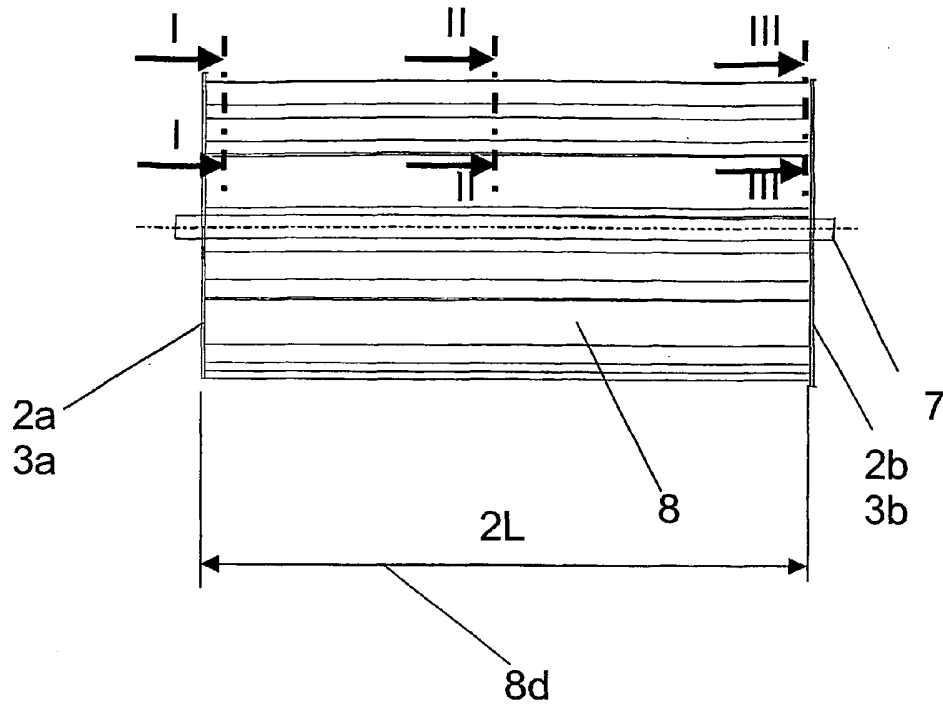


Fig. 16

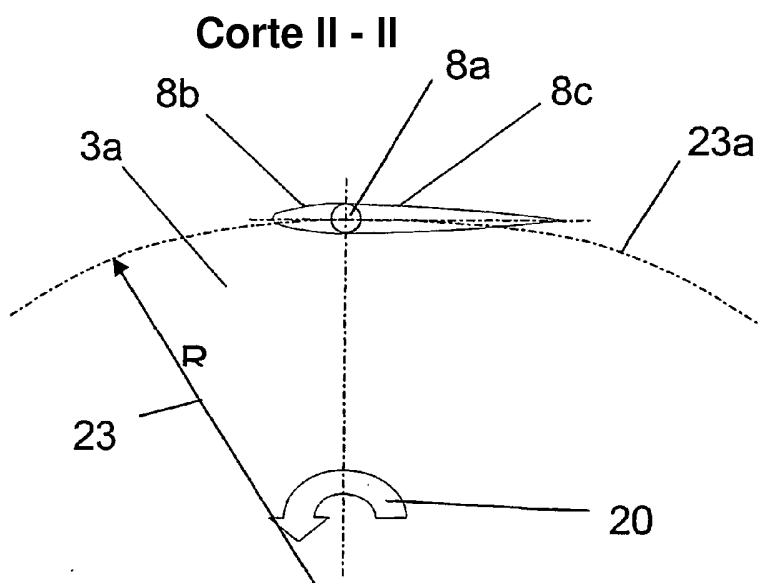


Fig. 16a

Corte I - I

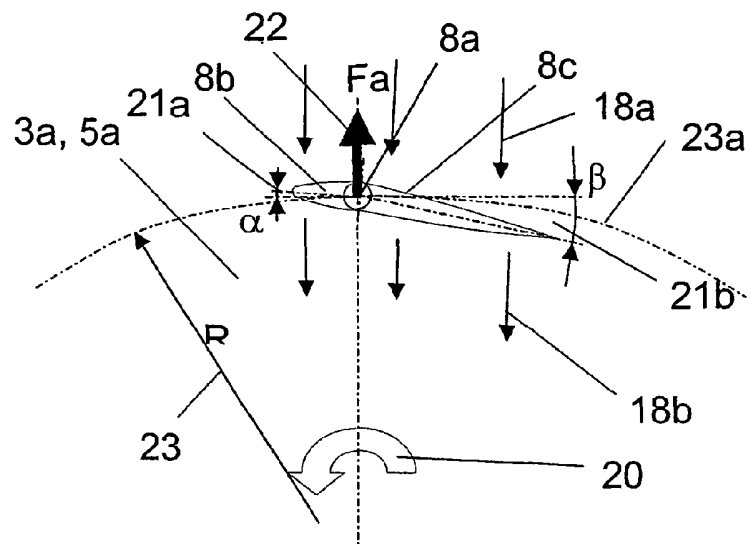


Fig. 16b

Corte III - III

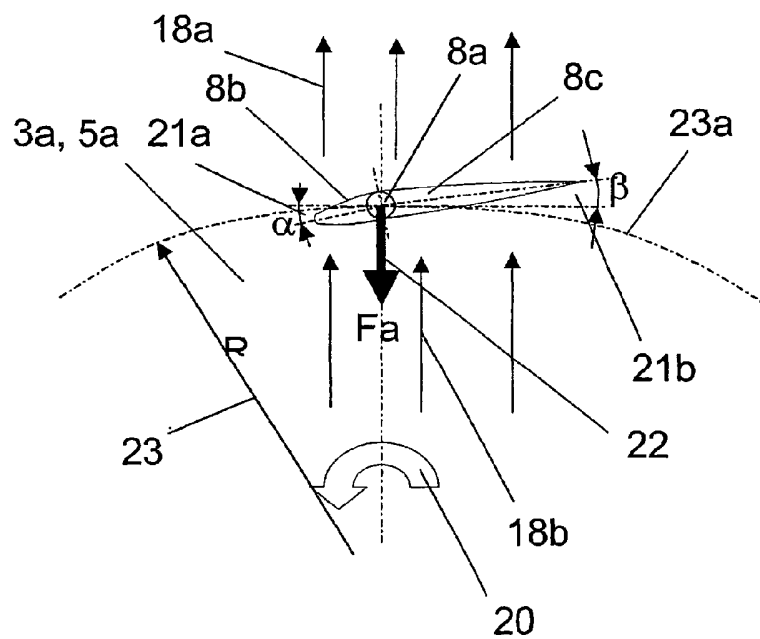


Fig. 16c

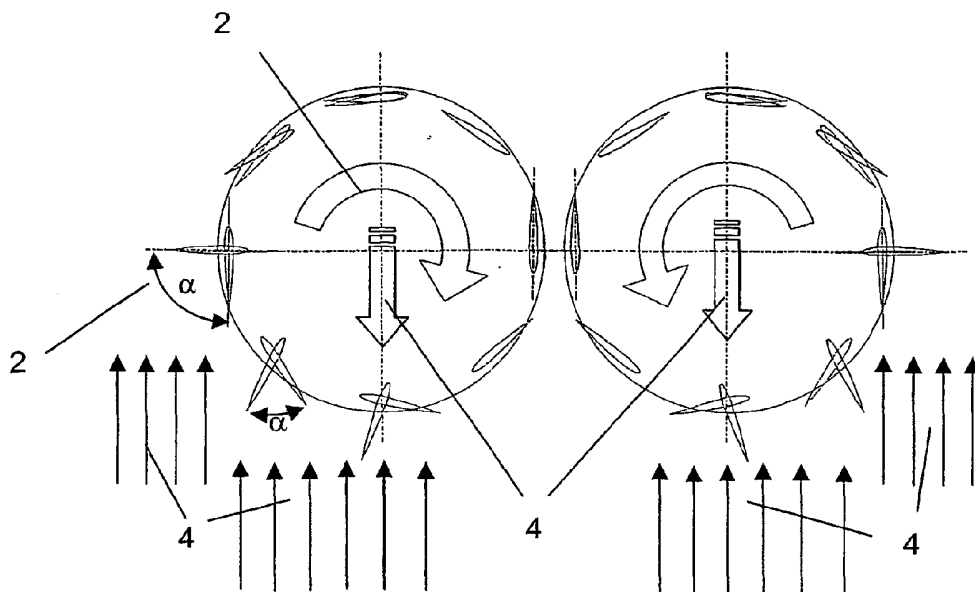


Fig. 17

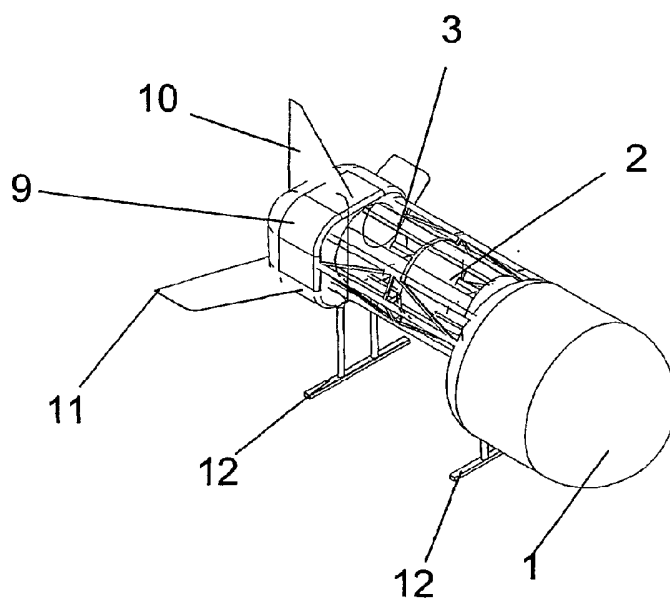


Fig. 18

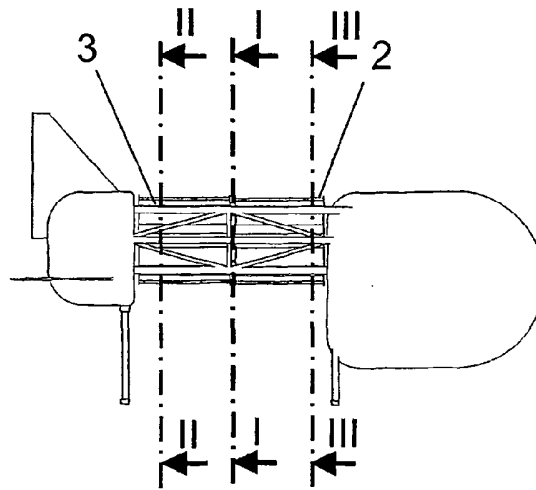


Fig. 18a

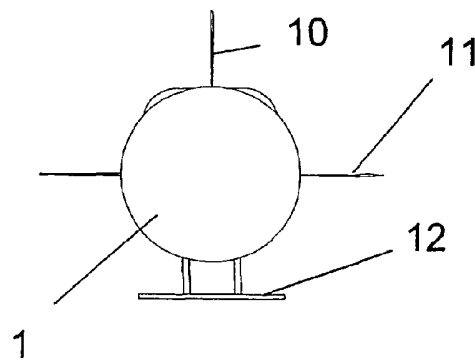


Fig. 18b

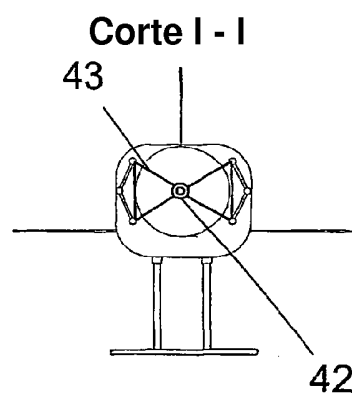


Fig. 18c

Corte II - II

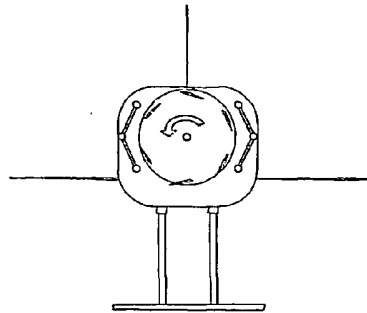


Fig. 18d

Corte III - III

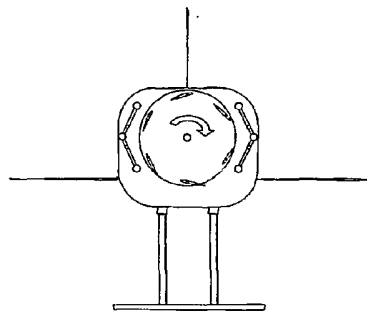


Fig. 18e

Corte II - II

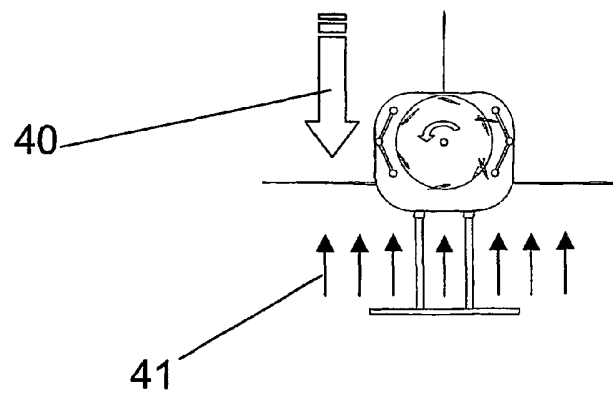


Fig. 18f

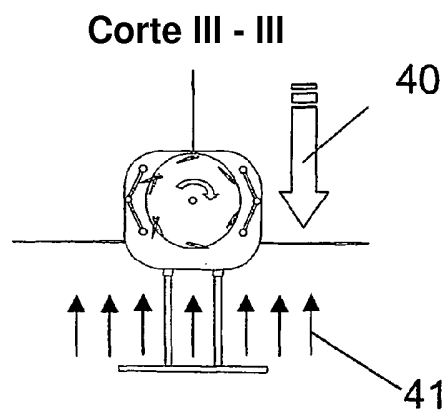


Fig. 18g

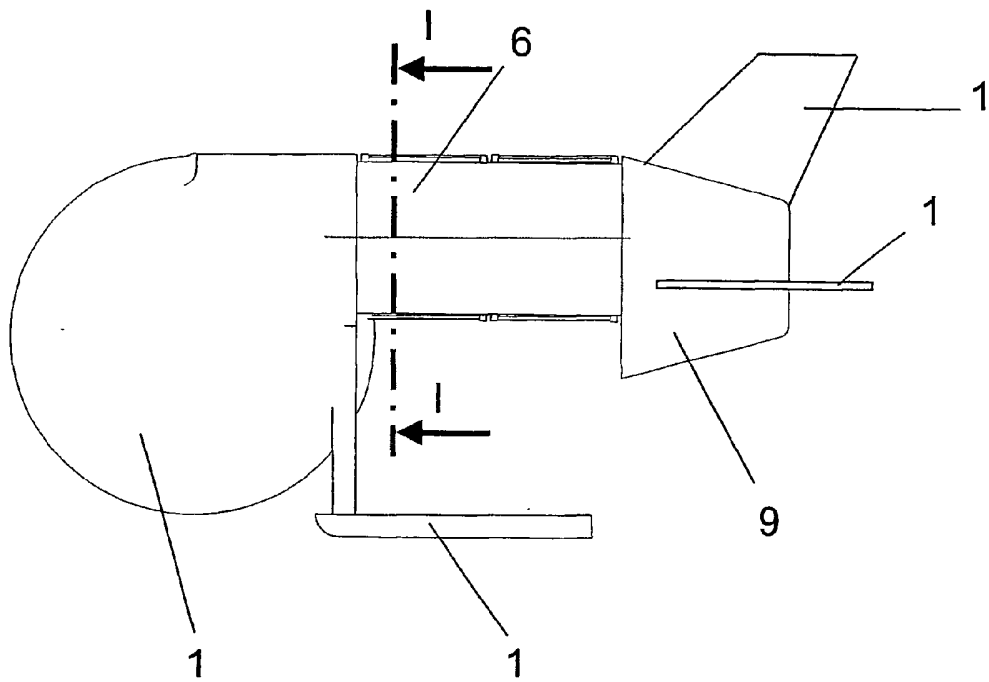


Fig. 19

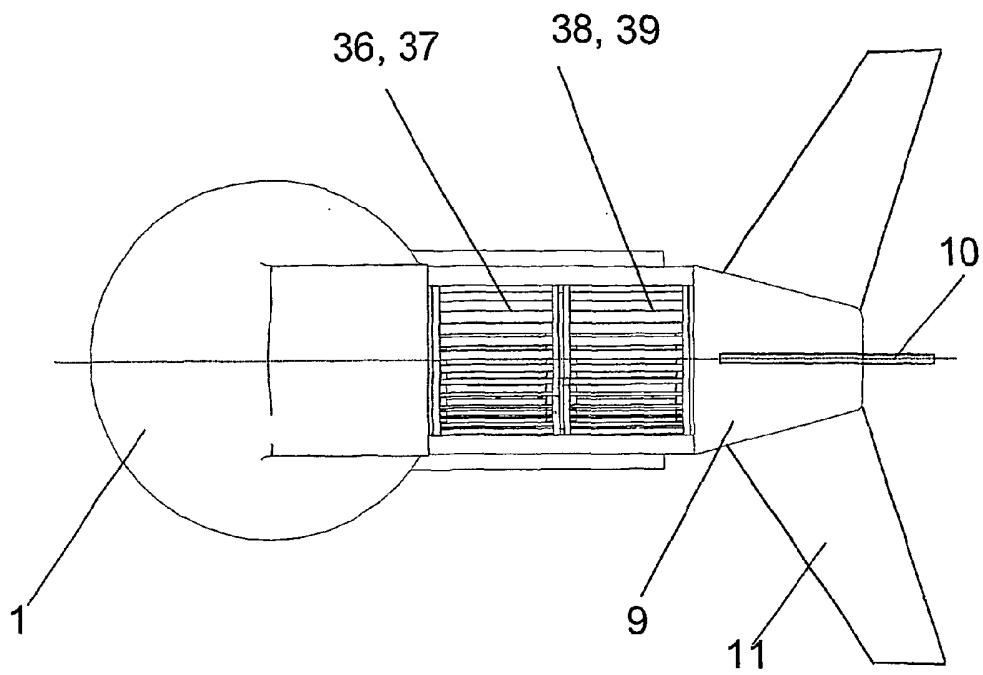


Fig. 19a

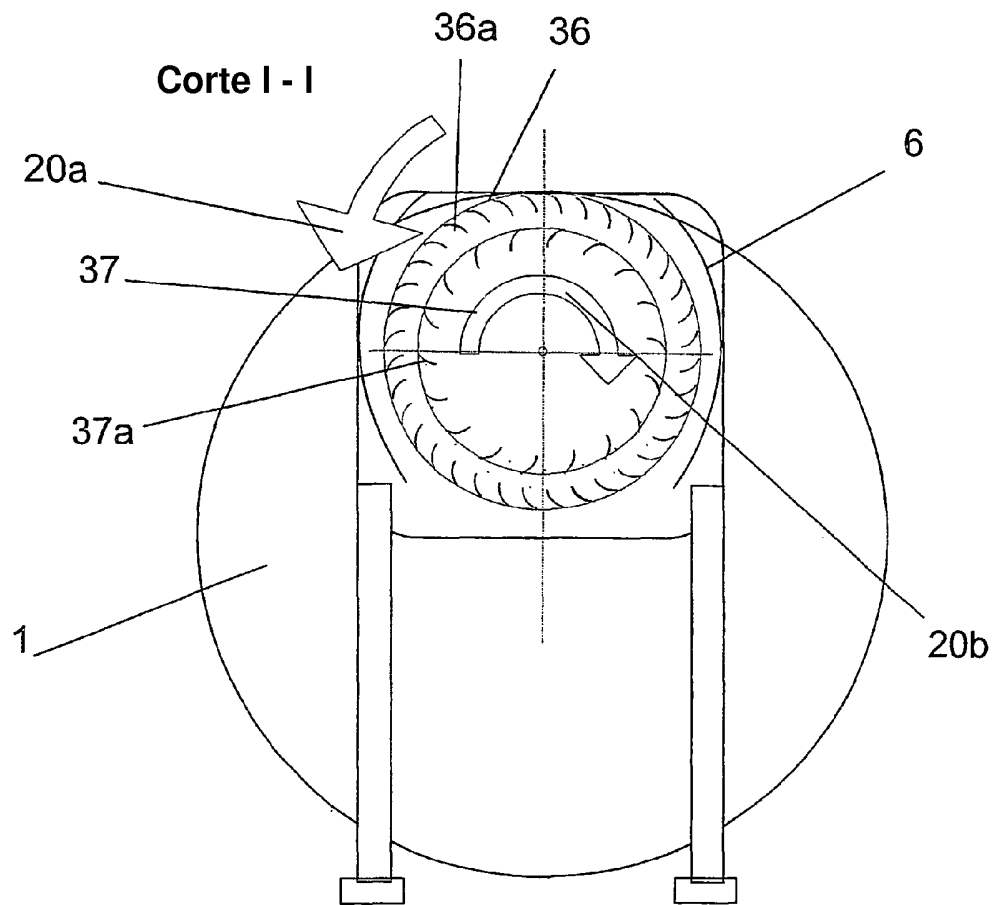
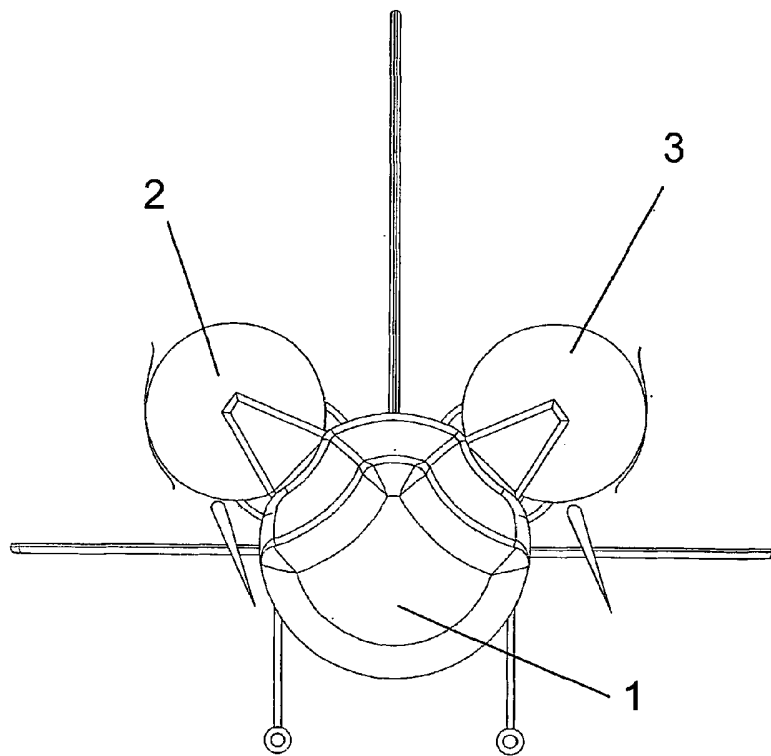


Fig. 19b

**Fig. 21**

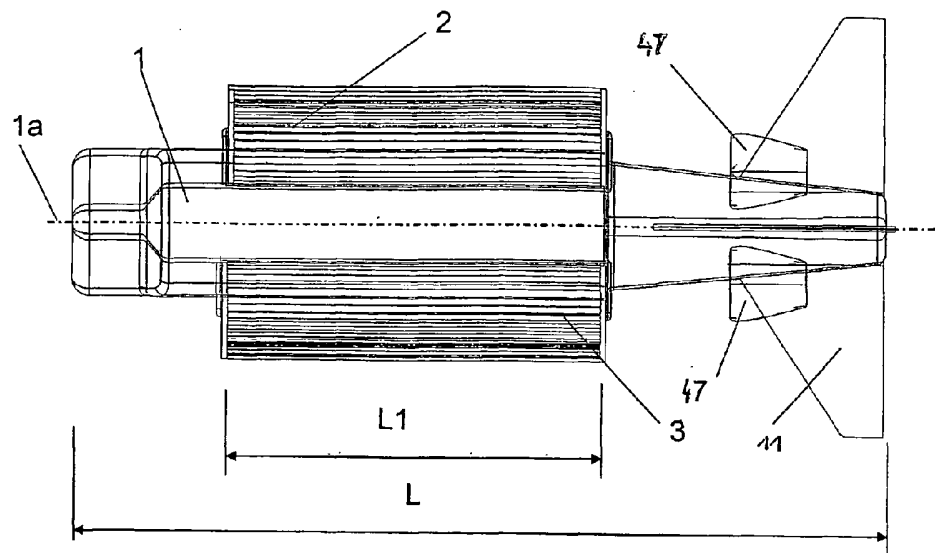


Fig. 22

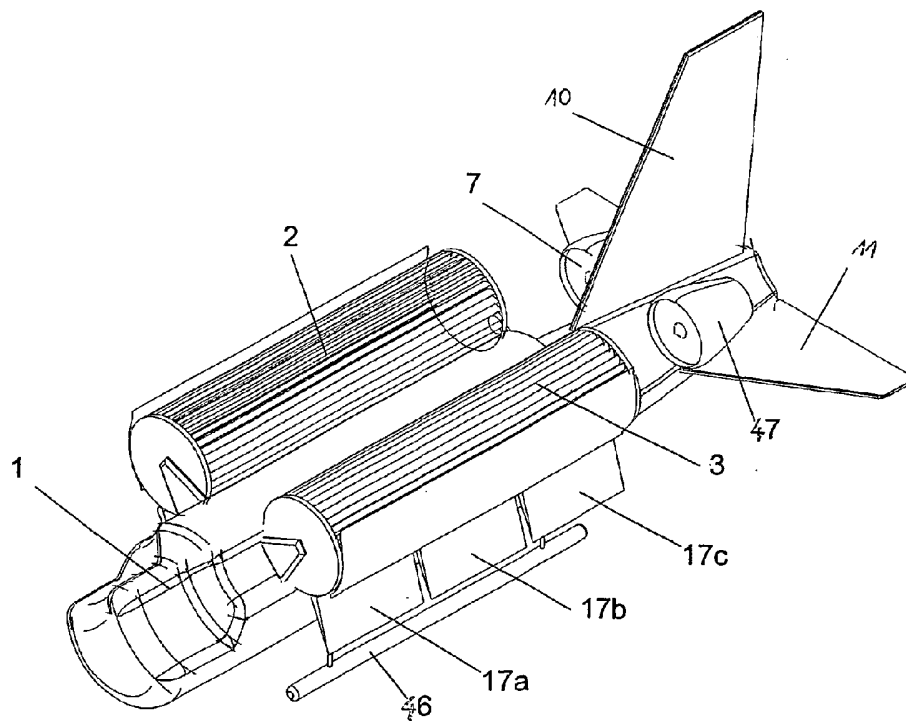


Fig. 23

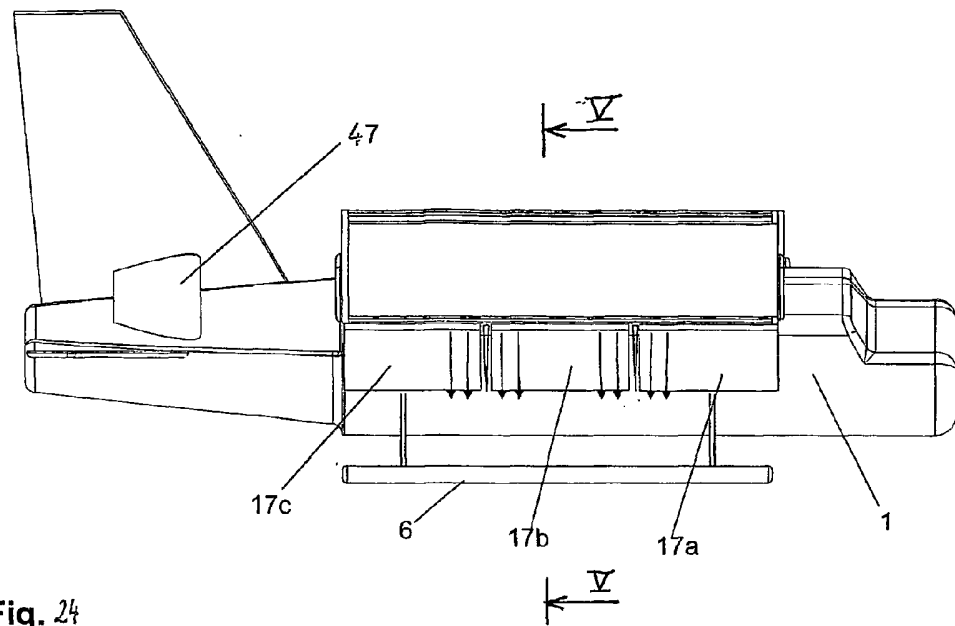


Fig. 24

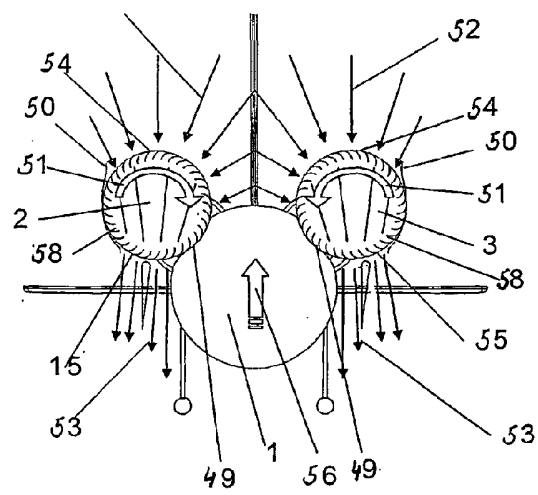


Fig. 25

Fig. 26

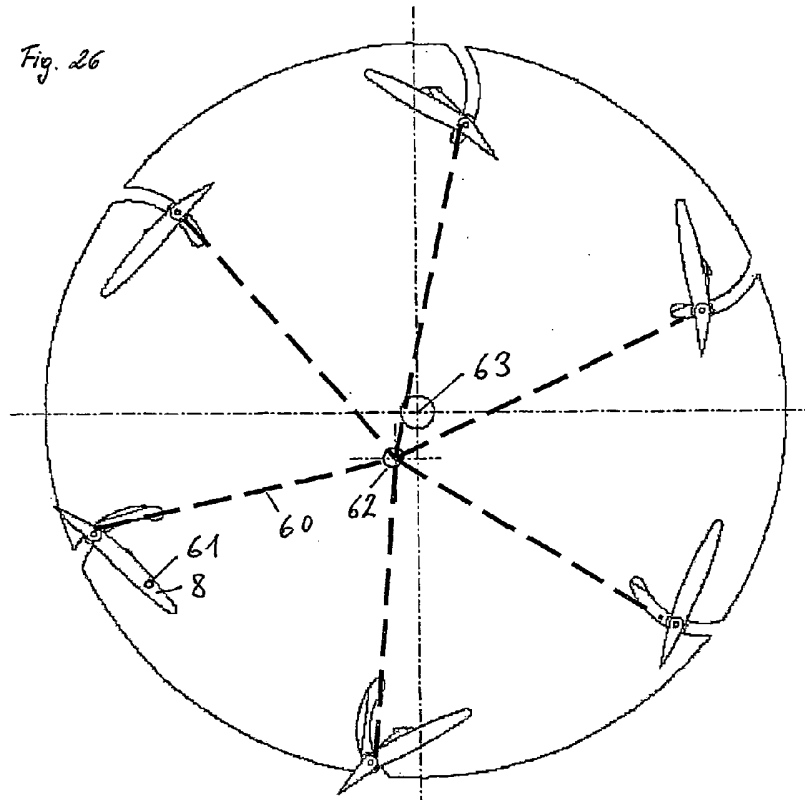


Fig. 27

