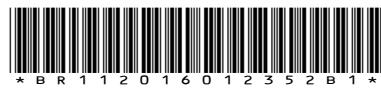




República Federativa do Brasil
Ministério da Economia
Instituto Nacional da Propriedade Industrial

(11) BR 112016012352-2 B1



(22) Data do Depósito: 25/11/2014

(45) Data de Concessão: 21/09/2021

(54) Título: MASTRO DE EVACUAÇÃO DE FLUIDOS DRENADOS PARA UM CONJUNTO PROPULSOR, CONJUNTO PROPULSOR E PROCESSO DE CONCEPÇÃO DE UM MASTRO

(51) Int.Cl.: B64D 29/00.

(30) Prioridade Unionista: 04/12/2013 FR 1362077.

(73) Titular(es): SNECMA.

(72) Inventor(es): ALEXANDRE LEON; JULIEN PAVILLET; JULIEN SAYN-URPAR.

(86) Pedido PCT: PCT FR2014053030 de 25/11/2014

(87) Publicação PCT: WO 2015/082800 de 11/06/2015

(85) Data do Início da Fase Nacional: 31/05/2016

(57) Resumo: MASTRO DE EVACUAÇÃO DE FLUIDOS DRENADOS PARA UM CONJUNTO PROPULSOR. Mastro (16) de evacuação de fluidos drenados para um conjunto propulsor (10), comportando uma cavidade de armazenamento dos fluidos drenados e, pelo menos, um orifício (32) de evacuação dos fluidos contidos nesta cavidade, caracterizado pelo fato de que compreende meios (36, 38) de detecção de uma diferença de pressão no exterior do mastro e um órgão de purga da cavidade que é móvel entre uma primeira posição de fechamento do orifício de evacuação e uma segunda posição de liberação deste orifício, o órgão sendo configurado para se deslocar da primeira à segunda posição quando a referida diferença de pressão é superior ou igual a um valor predeterminado. Figura 4.

“MASTRO DE EVACUAÇÃO DE FLUIDOS DRENADOS PARA UM CONJUNTO PROPULSOR, CONJUNTO PROPULSOR E PROCESSO DE CONCEPÇÃO DE UM MASTRO”

DOMÍNIO TÉCNICO

[0001] A presente invenção se refere a um mastro de evacuação de fluidos drenados para um conjunto propulsor de avião comportando notadamente um motor (como um turborreator ou um turbopropulsor) circundado por uma nacelle.

ESTADO DA TÉCNICA

[0002] Um conjunto propulsor de avião é em geral equipado com meios de drenagem de fluidos (óleo, água e/ou combustível) do motor para evitar que estes fluidos se acumulem e perturbem o funcionamento do motor. A drenagem do óleo e do combustível é realizada devido ao fato de que tecnologias de juntas dinâmicas (bombas, AGB, dosadores, atuadores, etc.) não permitem uma estanqueidade perfeita. É necessário, então, drenar os fluidos que passam através das juntas dinâmicas para evitar fugas no motor. A água é drenada para evitar as zonas de retenção que acarretam frequentemente uma corrosão.

[0003] Na técnica atual, os fluidos drenados podem ser evacuados diretamente para o exterior. Os meios de drenagem dos fluidos do motor podem igualmente ser ligados por meios de admissão, como condutos, a uma caixa de retenção comportando uma cavidade de armazenamento dos fluidos drenados. Esta caixa de retenção está situada no conjunto propulsor. Ela é fixada ao motor e em geral está situada na parte baixa do conjunto propulsor de modo que os fluidos drenados circulam por gravidade nos meios de admissão até dentro da cavidade de armazenamento.

[0004] O conjunto propulsor compreende, por outro lado, um mastro de drenagem para a evacuação dos fluidos drenados para o exterior. Este mastro é portado pela nacelle e se salienta para o exterior da nacelle. Ele está igualmente situado na parte baixa do conjunto propulsor, em frente da caixa de retenção, e recupera fluidos que saem da caixa. O mastro compreende uma extremidade inferior comportando um orifício de evacuação dos fluidos para o exterior da nacelle. Quando

a cavidade de armazenamento da caixa de retenção é esvaziada, os fluidos são evacuados até a abertura do mastro pois são evacuados para o exterior do conjunto propulsor.

[0005] No entanto, o volume da caixa de retenção é limitado (limitação voluntária do volume para limitar o espaço ocupado no ambiente do motor). A caixa de retenção não pode, pois, recolher indefinidamente os fluidos drenados e alguns fabricantes de aviões exigem não liberar fluidos quando o avião está em solo e em funcionamento normal. Uma solução consiste, pois, em purgar a caixa de retenção quando o avião está em voo, esta purga podendo ser comandada automaticamente por um computador do motor (FADEC) ou condições de pressão particulares em um sistema a óleo ou combustível.

[0006] Entretanto, esta solução não é completamente satisfatória porque, na ausência de um defeito de comando, a caixa de retenção não é esvaziada e fluidos correm o risco de ser evacuados da caixa por seu transbordamento quando o avião está em solo.

[0007] A presente invenção propõe uma solução simples, eficaz e econômica para este problema por meio de um sistema de retenção dos fluidos drenados de um conjunto propulsor, que é equipado com uma purga autônoma, ou seja, que funciona sem a intervenção do computador do motor ou sem remoção de pressão sobre um sistema do motor.

EXPOSIÇÃO DA INVENÇÃO

[0008] A invenção propõe, para este fim, um mastro de evacuação de fluidos drenados para um conjunto propulsor, este mastro comportando uma cavidade de armazenamento dos fluidos drenados e, pelo menos, um orifício de evacuação dos fluidos contidos na cavidade de armazenamento, caracterizado pelo fato de que compreende meios de detecção de uma diferença de pressão no exterior do mastro e um órgão de purga da cavidade de armazenamento, este órgão sendo móvel entre uma primeira posição de fechamento do orifício de evacuação e uma segunda posição de liberação deste orifício, o órgão sendo configurado para se deslocar da primeira para a segunda posição quando a referida diferença de pressão é superior

a um valor predeterminado.

[0009] A invenção é particularmente vantajosa porque ela permite utilizar uma diferença de pressão tal que a pressão dinâmica exterior e, assim, a velocidade do avião para disparar a purga do mastro de retenção e de evacuação dos fluidos. Com efeito, a pressão dinâmica no exterior do mastro varia em função da velocidade do avião. Quando o avião está parado, a pressão dinâmica é nula e o órgão está em sua primeira posição. Quanto mais a velocidade do avião aumenta mais a pressão dinâmica aumenta. O mastro é projetado para que sua purga seja acionada quando a pressão dinâmica atinge um certo limiar, isto é, quando o avião atinge uma certa velocidade em voo (o órgão está então em sua segunda posição). Assim, a purga do mastro é realizada em voo de modo autônomo, o que limita o risco de perda de fluidos drenados quando o avião está em solo.

[0010] Com vantagem, o mastro compreende um primeiro meio de detecção da pressão total no exterior do mastro e um segundo meio de detecção da pressão estática ou pseudo-estática no exterior do mastro. Em aeronáutica, a pressão dinâmica se soma à pressão estática para dar a pressão total. A pressão dinâmica é igual à diferença entre a pressão total e a pressão estática. A diferença entre a pressão estática e a pressão pseudo-estática será detalhada no que se segue. A pressão "pseudo-estática" é a pressão total no lugar de depressão máxima em torno de um perfil aerodinâmico, o que corresponde à pressão total mínima, que é mais baixa que a pressão estática. Esta depressão aumenta com a velocidade do avião.

[0011] De acordo com uma modalidade da invenção, o órgão é móvel em translação em um recesso do mastro e compreende ou leva um elemento transversal e separando dias câmaras no interior do recesso, uma primeira câmara sendo ligada ao referido primeiro meio de detecção e uma segunda câmara sendo ligada ao referido segundo meio de detecção. A primeira câmara é, assim, submetida à pressão total e a segunda câmara é submetida à pressão estática ou pseudo-estática.

[0012] O órgão pode ser solicitado em sua primeira posição por meios de solicitação elástica. Em um caso particular de realização da invenção, a pressão

dinâmica exerce sobre o elemento transversal uma força que deve ser superior à força de solicitação dos meios elásticos para que o órgão se desloque de sua primeira para sua segunda posição.

[0013] O órgão e seu elemento podem ser projetados para que o órgão seja mantido em sua primeira posição de fechamento quando a diferença de pressão entre as duas câmaras é inferior a 6 kPa (o que corresponde a uma velocidade de escoamento de ar em torno do mastro de cerca de 80 m. s^{-1}) e seja mantido em sua segunda posição de abertura quando a diferença de pressão entre as duas câmaras é superior a 12 kPa (cerca de 120 m. s^{-1}). Entre estes valores, o órgão pode se deslocar da primeira para a segunda posição, e inversamente.

[0014] Os primeiro e segundo meios de detecção de pressão podem, cada, compreender um orifício de passagem de ar desembocando no exterior do mastro.

[0015] O primeiro meio de detecção é preferivelmente ligado à primeira câmara por um conduto comportando pelo menos duas partes, das quais uma é inclinada ou perpendicular em relação à outra. Isto limita o risco que as partículas suscetíveis de penetrar no orifício do primeiro meio de detecção cheguem até a primeira cavidade e perturbem a detecção de pressão dinâmica. Estas partículas são destinadas a ser captadas no conduto.

[0016] O mastro de acordo com a invenção tem preferivelmente um perfil aerodinâmico tal como um perfil NACA do tipo simétrico biconvexo.

[0017] O perfil NACA acelera muito localmente o fluido, o que gera uma depressão local. Da mesma forma, o perfil NACA desacelera o fluido muito localmente sobre a superfície de parada, o que gera uma sobrepressão local. A diferença de pressão entre o ponto de pressão mínima e o ponto de pressão máxima sobre o perfil se torna então superior à pressão dinâmica. Por exemplo, no caso de um perfil NACA0018 teórico, esta diferença de pressão pode ser calculada como sendo superior ou igual a 1,6 vezes a pressão dinâmica. Esta diferença de pressão serve para comandar o mecanismo de abertura mediante superfícies de aplicação. Isto apresenta o interesse de aumentar a pressão de comando disponível e, assim, ganhar em compacidade para um mesmo esforço resultante.

[0018] O primeiro meio de detecção pode estar situado sobre uma borda de ataque do perfil, onde se encontra a pressão total máxima, igual à soma da pressão estática e da pressão dinâmica. O segundo meio de detecção pode estar situado sobre um lado do perfil. O segundo meio de detecção está com vantagem situado em uma zona do perfil onde o coeficiente de pressão C_p tem um valor sensivelmente máximo onde a depressão é máxima, e assim a pressão amostrada é mínima. A pressão de detecção neste nível é, então, chamada pressão pseudo-estática. A pressão pseudo-estática pode assim ser considerada como sendo a pressão sobre a zona do perfil onde a depressão é máxima e, portanto, a pressão total é mínima.

[0019] A presente invenção refere-se igualmente a um conjunto propulsor, caracterizado pelo fato de que compreende um mastro, como descrito acima.

[0020] Preferivelmente, o mastro tem uma orientação sensivelmente radial em relação ao eixo longitudinal do conjunto propulsor e fica pelo menos em parte em projeção sobre uma superfície exterior da nacelle do conjunto propulsor. Os meios de detecção podem estar situados na proximidade da extremidade radialmente externa do mastro.

[0021] A presente invenção refere-se igualmente a um processo de concepção de um mastro, como descrito acima, caracterizado pelo fato de que compreende as etapas consistindo de:

- determinar um perfil aerodinâmico do mastro, como um perfil NACA do tipo simétrico biconvexo,
- posicionar um primeiro meio de detecção de uma pressão máxima sobre a borda de ataque do perfil,
- determinar por cálculo a distribuição do coeficiente de pressão C_p ao longo do perfil e deduzir a zona do perfil onde este coeficiente tem um valor sensivelmente máximo, e
- posicionar um segundo meio de detecção de uma pressão mínima na referida zona.

DESCRIÇÃO DAS FIGURAS

[0022] A invenção será melhor compreendida e outros detalhes, características e

vantagens da invenção irão aparecer na leitura da descrição seguinte dada a título de exemplo não limitativo e com referência aos desenhos em anexo, em que:

- a figura 1 é uma vista esquemática em perspectiva de um conjunto propulsor de avião de acordo com a invenção;
- a figura 2 é uma vista esquemática parcial em perspectiva e em corte axial do conjunto propulsor da figura 1, em maior escala;
- as figuras 3 e 4 são vistas esquemáticas em perspectiva de um mastro de evacuação de acordo com a invenção;
- a figura 5 é uma vista esquemática em corte axial do mastro de evacuação das figuras 3 e 4;
- as figuras 6 e 7 são vistas muito esquemáticas em corte axial de um mastro de evacuação de acordo com a invenção, e ilustram duas posições diferentes de seu órgão de purga; e
- a figura 8 é um gráfico representando a evolução do coeficiente de pressão C_p ao longo de um mastro de evacuação tendo um perfil NACA reproduzido sob o gráfico, um C_p positivo correspondendo a uma zona de depressão e um C_p negativo correspondendo a uma sobrepressão.

DESCRIÇÃO DETALHADA

[0023] Com referência inicial à figura 1, representa-se um conjunto propulsor 10 de avião comportando um motor 12 (como um turborreator de fluxo duplo, esquematicamente representado por traços pontilhados) montado no interior de uma nacelle 14.

[0024] O motor 12 comprehende, de a montante para a jusante, no sentido de escoamento dos gases (da esquerda para a direita sobre o desenho), uma entrada de ar, um ventilador, pelo menos um compressor, uma câmara de combustão, pelo menos uma turbina e uma tubeira de ejecção dos gases de combustão. A nacelle 14 comprehende capôs que definem a superfície exterior do conjunto propulsor.

[0025] A turbomáquina 10 comprehende um mastro 16 de evacuação de fluidos drenados, este mastro tem uma orientação sensivelmente radial (em relação ao eixo

longitudinal do conjunto propulsor) e está em projeção sobre a superfície externa da nacele 14. Ele está situado na parte baixa do conjunto propulsor, à 6h (seis horas) por analogia com o mostrador de um relógio.

[0026] Vários tipos de fluidos circulam na turbomáquina 10 e em particular o combustível para a alimentação da câmara e a combustão dos gases, o óleo para a lubrificação dos mancais das peças giratórias, e a água que pode ser aspirada pelas conchas de ventilação ou formada pela condensação sobre o motor.

[0027] Em funcionamento, estes fluidos são drenados para evitar que eles se acumulem e perturbem o funcionamento do conjunto propulsor. A turbomáquina compreende meios de drenagem destes fluidos (como drenos) que são ligados por meios de admissão de fluidos, tais como condutos 18, a uma caixa de retenção destes fluidos, que é aqui integrada ao mastro de evacuação.

[0028] O mastro de evacuação 16, melhor visível nas figuras 2 a 4, comporta na sua extremidade radialmente externa uma platina 22 de fixação à nacele 14.

[0029] A platina 22 tem uma forma sensivelmente paralelepípedica e é fixada a capôs da nacele 14. Ela compreende orifícios 24 alinhados com orifícios 26 da nacele para a passagem de meios do tipo parafuso-porca. O mastro 16 tem um perfil aerodinâmico e atravessa uma abertura radial 28 da nacele. O mastro 16 é montado nesta abertura por translação radial para o exterior, desde o interior da nacele, até que a platina 22 se apoie sobre a superfície interna da nacele. Uma junta de vedação pode ser prevista e destinada a ser comprimida entre a platina e a nacele.

[0030] O mastro 16 comporta ainda uma cavidade interna 30 de armazenamento dos fluidos drenados.

[0031] A platina 22 do mastro 16 compreende meios de conexão das saídas dos condutos 18 de admissão dos fluidos drenados à cavidade 30. Estes meios de conexão compreendem canais nos quais são encaixadas as saídas dos condutos 18, as extremidades radialmente externas destes canais desembocam sobre a superfície radialmente externa da platina 22, e suas extremidade radialmente internas desembocando na cavidade 30 (figura 5).

[0032] A cavidade 30 pode ser colocada em comunicação fluídica com um

orifício 32 de evacuação dos fluidos contidos nesta cavidade, tendo em vista a purga desta última.

[0033] De acordo com a invenção, a purga da cavidade 30 é realizada de modo autônomo por meio de um órgão móvel cujo acionamento é função da pressão dinâmica no exterior do mastro, e assim da velocidade do avião equipado do conjunto propulsor.

[0034] A cavidade 30 comprehende um recesso 34 de alojamento do órgão, que é móvel entre uma primeira posição de fechamento do orifício 32 e uma segunda posição de liberação deste orifício.

[0035] O mastro 16 comprehende meios 36, 38 de detecção da pressão dinâmica no exterior do mastro, o órgão sendo destinado a se deslocar desde a primeira até a segunda posição quando a pressão dinâmica é superior ou igual a um valor predeterminado.

[0036] Em todo escoamento de fluido, uma diferença de pressão se cria entre a pressão de parada e a pressão estática desde que o fluido está em movimento. Esta diferença de pressão é aqui aplicada sobre uma superfície do órgão para gerar um esforço suficiente para acionar a purga do mastro desde que a velocidade do avião ultrapasse um limiar dado.

[0037] A pressão dinâmica é igual à diferença entre a pressão total e a pressão estática. Os meios de detecção da diferença de pressão comprehendem um primeiro meio 36 de detecção da pressão total e um segundo meio 38 de detecção da pressão estática (aqui pseudo-estática).

[0038] Estes meios 36, 38 de detecção comprehendem aqui orifícios ou condutos desembocando sobre a superfície externa do mastro 16. No exemplo de realização da figura 5, o meio de detecção 36 comprehende um conduto comportando uma primeira parte de que uma extremidade desemboca sobre a superfície externe do mastro 16, esta primeira parte sendo ligada a uma outra parte do conduto que é inclinada em relação à primeira parte.

[0039] As figuras 6 e 7 mostram de maneira muito esquemática o funcionamento do órgão móvel, referência 40.

[0040] O órgão 40 é apresentado aqui sob a forma de um pistão móvel no recesso 34 acima citado, o pistão comportando uma haste 42 ligada por uma extremidade a um elemento transversal tal como um disco 44. O disco 44 separa o recesso em duas câmaras 46, 48 adjacentes. O primeiro meio de detecção 36 coloca em comunicação fluida a primeira câmara 46 com o exterior do mastro, e o segundo meio de detecção 38 coloca em comunicação fluida a segunda câmara 48 com o exterior do mastro. A primeira e a segunda câmaras 46 são assim submetidas às pressões total e pseudo-estática, respectivamente.

[0041] A haste 42, ao se deslocar, libera uma passagem para drenar os fluidos. A título de exemplo, a haste 42 do órgão 40 atravessa um conduto 50 de ligação da cavidade 30 ao orifício de evacuação 32, e compreende uma fresta 52 atravessante que deve ser posicionada ao nível deste conduto para que os fluidos contidos na cavidade possam escoar até o orifício 32 e ser evacuados.

[0042] Na primeira posição do órgão 40, representada na figura 6, sua haste 42 obtura o conduto 50 e impede assim a purga da cavidade 30. Na segunda posição do órgão 40 representada na figura 7, a fresta 52 da haste 42 deixa passar os fluidos contidos na cavidade 30 até sua evacuação pelo orifício 32.

[0043] Meios elásticos de solicitação 54 são montados no recesso e solicitam o órgão 40 em sua primeira posição. Estes meios 54 se apoiam sobre o disco 44 do órgão.

[0044] A pressão dinâmica P_d tem por expressão $P_d = \rho * v^2 / 2$, em que:

- ρ é a massa por volume do ar, que diminui à medida que a altitude aumenta; assim, em alta altitude, a purga da cavidade 30 vai intervir para uma velocidade mais elevada que em baixa altitude;
- v é a velocidade do avião;

[0045] Esta pressão dinâmica é igual à diferença entre a pressão total e a pressão estática, $P_d = P_t - P_s$.

[0046] A força F_d que exerce a pressão dinâmica sobre o órgão 40 e, em particular, sobre seu disco 44, tem por equação $F_d = S * \rho * v^2 / 2$ em que D é a superfície de aplicação da pressão, que é aqui a superfície do disco 44.

[0047] A força F_d representa a resistência a escolher para a purga e deve ser dimensionada em função do limiar de velocidade a partir do qual a purga é destinada a intervir, a finalidade sendo que a purga intervenha quando o avião atinge uma velocidade dada, por exemplo, quando voa.

[0048] De acordo com uma modalidade preferida da invenção, o mastro 16 tem um perfil aerodinâmico do tipo NACA, como é visível nas figuras 3 e 4 e na parte inferior da figura 8, que mostra uma seção transversal do mastro. O perfil deste mastro é aqui simétrico e biconvexo, e compreende uma borda 60 de ataque e uma borda 62 de fuga do ar, e lados 64 perfilados convexos.

[0049] De acordo com a invenção e como visível nas figuras 3 a 5, o primeiro meio de detecção 36 da pressão total está situado sobre a borda de ataque 60 do mastro, na proximidade de sua extremidade radialmente externa para estar à distância da camada limite sobre a superfície externa da nacelle 14. O segundo meio de detecção 38 da pressão estática está situado sobre um lado 64 do mastro, igualmente na proximidade de sua extremidade radialmente externa.

[0050] Preferivelmente, o segundo meio 38 é utilizado para a detecção de uma pressão pseudo-estática, esta pressão pseudo-estática sendo a pressão em uma zona do perfil onde a depressão é máxima, ou seja, onde o coeficiente de pressão C_p tem um valor máximo C_{pmax} .

[0051] Para determinar esta zona e, portanto, a posição do segundo meio 38, é, pois, necessário conhecer a distribuição deste coeficiente C_p ao longo do perfil do mastro. Isto pode ser feito por cálculo a fim de obter uma curva como representada na parte superior da figura 8. O segundo meio de detecção 38 é posicionado em uma abscissa X_1 correspondendo à abscissa para a qual o coeficiente de pressão tem um valor máximo C_{pmax} .

REIVINDICAÇÕES

1. Mastro (16) de evacuação de fluidos drenados para um conjunto propulsor (10), este mastro comportando uma cavidade (30) de armazenamento dos fluidos drenados, pelo menos um orifício (32) de evacuação dos fluidos contidos na cavidade de armazenamento e um órgão (40) de purga da cavidade de armazenamento, este órgão sendo móvel entre uma primeira posição de fechamento do orifício de evacuação e uma segunda posição de liberação deste orifício, caracterizado pelo fato de que compreende meios (36, 38) de detecção de uma diferença de pressão no exterior do mastro, o órgão sendo configurado para se deslocar da primeira à segunda posição quando a referida diferença de pressão é superior ou igual a um valor predeterminado.

2. Mastro (16), de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que compreende um primeiro meio (36) de detecção da pressão total no exterior do mastro e um segundo meio (38) de detecção da pressão estática ou pseudo-estática no exterior do mastro.

3. Mastro (16), de acordo com a reivindicação 2, caracterizado pelo fato de que o órgão (40) é móvel em translação em um recesso (34) do mastro e compreende ou leva um elemento transversal (44) separando duas câmaras (46, 48) no interior do recesso, uma primeira câmara sendo ligada ao referido primeiro meio de detecção (36) e uma segunda câmara sendo ligada ao referido segundo meio de detecção (38).

4. Mastro (16), de acordo com a reivindicação 3, caracterizado pelo fato de que o primeiro meio de detecção (36) é ligado a uma das câmaras (46) por um conduto comportando duas partes, das quais uma é inclinada ou perpendicular em relação à outra.

5. Mastro (16), de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 4, caracterizado pelo fato de que ele tem um perfil aerodinâmico, como um perfil NACA do tipo simétrico biconvexo.

6. Mastro (16), de acordo com a reivindicação 2 ou 5, caracterizado pelo fato de que o primeiro meio de detecção (36) está situado sobre uma borda de ataque (60) do perfil e o segundo meio de detecção (38) está situado sobre um lado (64) do

perfil.

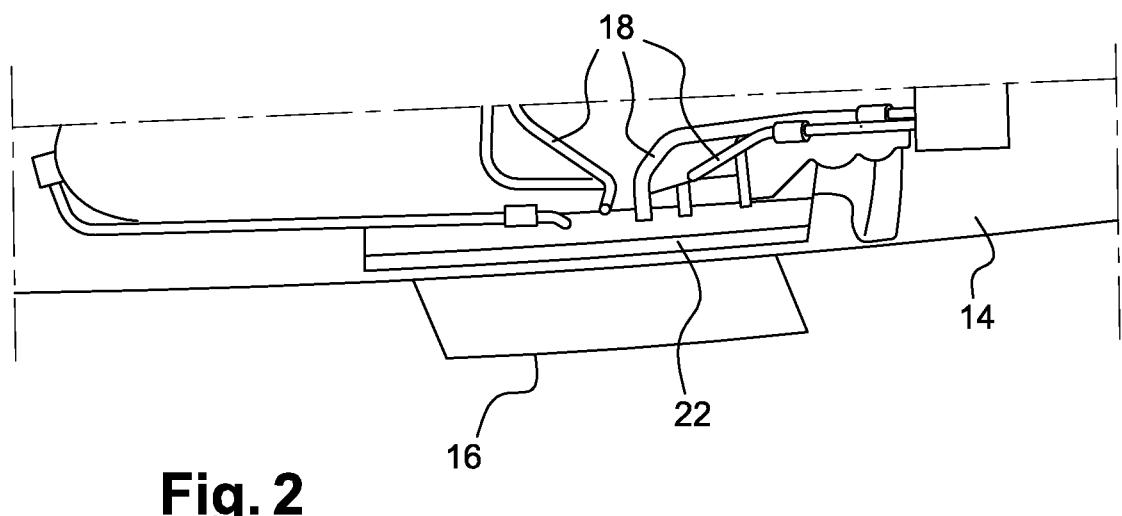
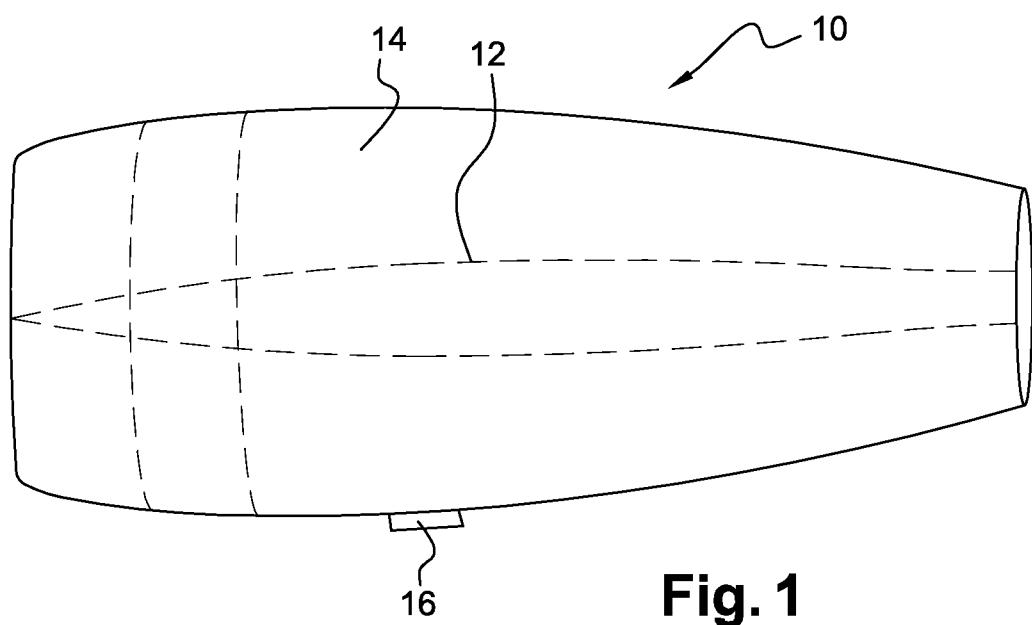
7. Mastro (16), de acordo com a reivindicação 6, caracterizado pelo fato de que o segundo meio de detecção (38) está situado em uma zona do perfil onde o coeficiente de pressão Cp tem um valor sensivelmente máximo.

8. Conjunto propulsor (10), caracterizado pelo fato de que compreende um mastro (16), tal como definido em qualquer uma das reivindicações 1 a 7.

9. Conjunto propulsor (10) de acordo com a reivindicação 8, caracterizado pelo fato de que o mastro (16) tem uma orientação sensivelmente radial em relação ao eixo longitudinal do conjunto propulsor e fica pelo menos em parte em projeção sobre uma superfície exterior da nacelle (14) do conjunto propulsor, os meios de detecção (36, 38) estando situados na proximidade da extremidade radialmente externa do mastro.

10. Processo de concepção de um mastro (16), tal como definido em qualquer uma das reivindicações 1 a 7, caracterizado pelo fato de que compreende as etapas consistindo em:

- determinar um perfil aerodinâmico do mastro, como um perfil NACA do tipo simétrico biconvexo,
- posicionar um primeiro meio (36) de detecção de uma pressão máxima sobre a borda de ataque (60) do perfil,
- determinar por cálculo a distribuição do coeficiente de pressão Cp ao longo do perfil e daí deduzir a zona do perfil onde este coeficiente tem um valor sensivelmente máximo, e
- posicionar um segundo meio (38) de detecção de uma pressão mínima na referida zona.



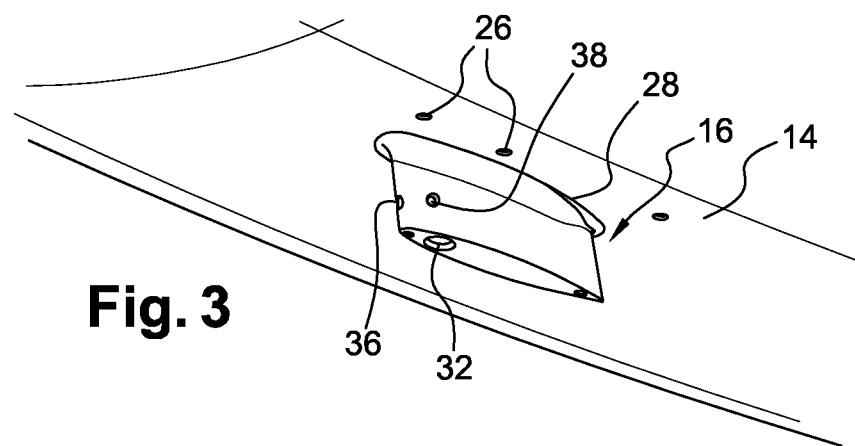
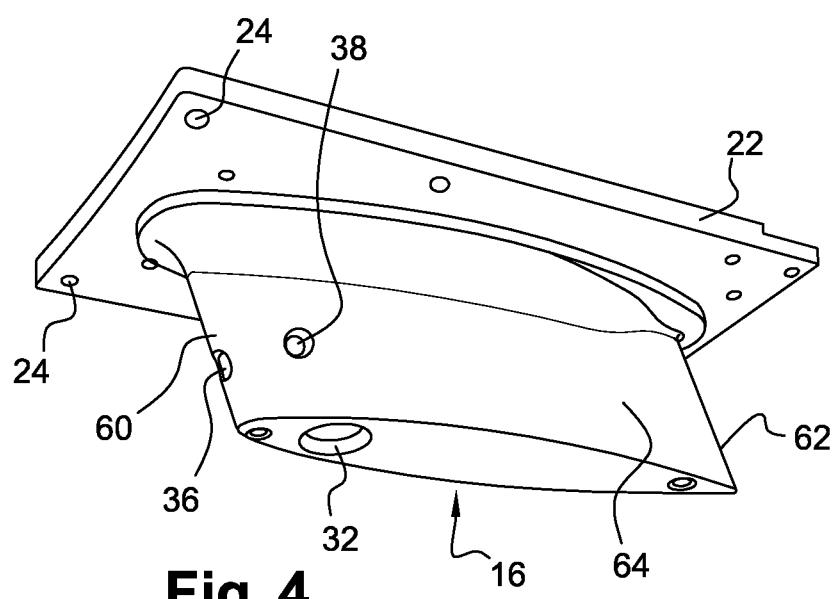
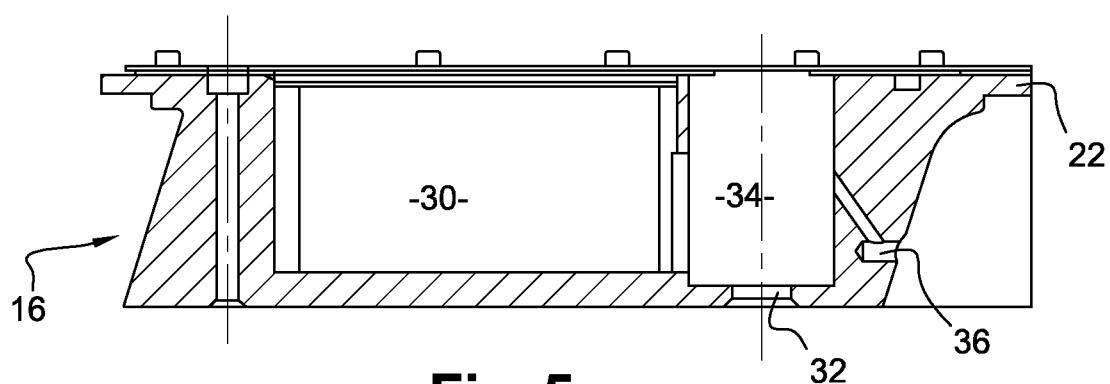
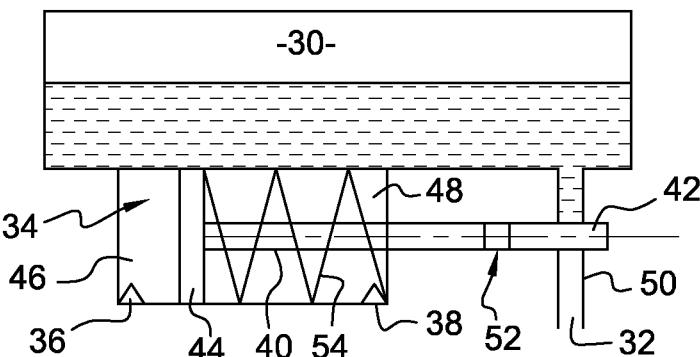
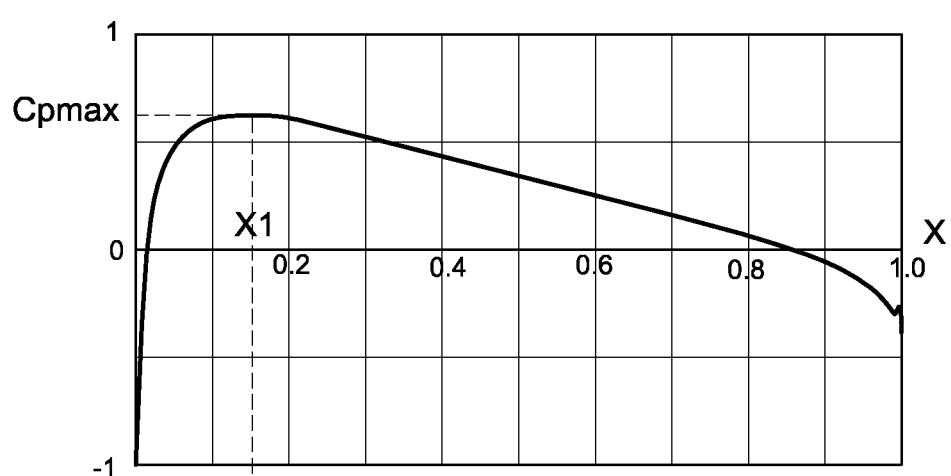
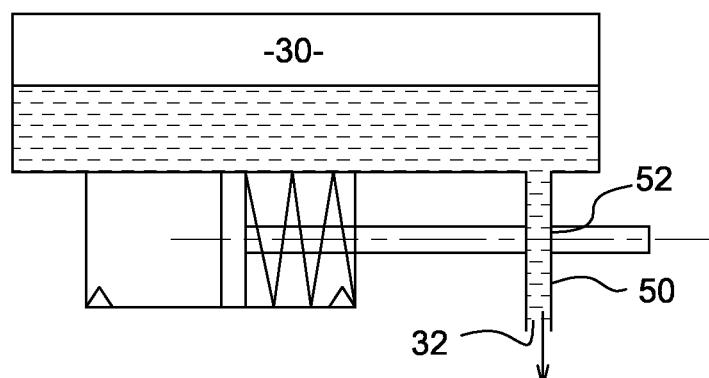
**Fig. 3****Fig. 4****Fig. 5**

Fig. 6**Fig. 7****Fig. 8**