



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

(21) PI 0720298-9 A2



(22) Data de Depósito: 15/10/2007
(43) Data da Publicação: 04/02/2014
(RPI 2248)

(51) *Int.Cl.*:
B64D 29/06

(54) Título: NACELA PARA TURBOÉLICE DE DESVIO **(57) Resumo:**

(30) Prioridade Unionista: 13/12/2006 FR 06/10850

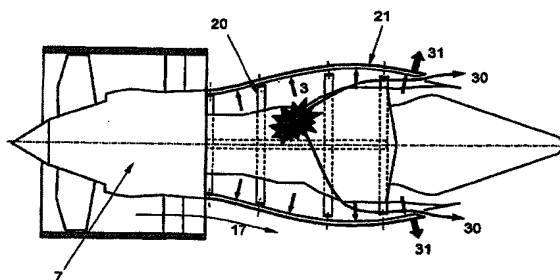
(73) Titular(es): Aircelle

(72) Inventor(es): Guy Bernard Vauchel

(74) Procurador(es): Bhering Advogados

(86) Pedido Internacional: PCT FR2007001678 de
15/10/2007

(87) Publicação Internacional: WO 2008/093003de
07/08/2008



NACELA PARA TURBOÉLICE DE DESVIO

A presente invenção se refere a uma nacela para um turboélice de desvio.

Um avião é propelido por diversos turboélices, cada abrigado em uma nacela que também acomoda um conjunto de dispositivos de acionamento
5 acessórios associados com a sua operação, tal como um dispositivo reversor de empuxo, e executando várias funções quando o turboélice estiver em operação ou parado.

Uma nacela tem geralmente uma estrutura tubular compreendendo uma entrada de ar a montante do turboélice, uma seção média projetada para cercar
10 um ventilador do turboélice, uma seção a jusante acomodando meios reversores de empuxo e projetada para cercar a câmara de combustão do turboélice, e é geralmente terminada por um bico de exaustão, a saída do qual é situada a jusante do turboélice.

As nacelas modernas são projetadas para acomodar um turboélice de
15 desvio capaz de gerar, através dos aerofólios do ventilador em rotação, um fluxo de ar quente (também chamado fluxo principal) que se origina da câmara de combustão do turboélice, e um fluxo de ar frio (fluxo de desvio) que viaja fora do turbojato através de um corredor anular, também chamado fluxo, formado entre uma carenagem do turboélice (ou uma estrutura interna da estrutura a jusante da
20 nacela e cercando o turboélice) e uma parede interna da nacela. Os dois fluxos de ar são descarregados do turboélice através da parte traseira da nacela.

Cada conjunto propulsor do avião é formado conseqüentemente por uma nacela e um turboélice, e é suspenso a partir de uma estrutura fixa do avião, por exemplo, abaixo de uma asa ou na fuselagem, por meio de um mastro unido ao
25 turboélice em sua parte dianteira e traseira por elementos de suspensão.

Em tal configuração, é o turboélice que suporta a nacela. Tal arquitetura é sujeita a muitas forças externas combinadas durante a missão do avião. Entre outras coisas isto inclui forças resultantes da gravidade, forças aerodinâmicas externas e internas, fluxos de vento, e efeitos térmicos.

Estes esforços aplicados ao conjunto propulsor são transmitidos ao
30 turboélice e causam deformações dos invólucros que impactam diretamente a eficiência dos vários estágios do turboélice. Mais particularmente, no caso de um conjunto propulsor chamado cintura de vespa, isto quer dizer tendo uma longa e relativamente fina parte a jusante em relação às estruturas intermediárias e
35 entrada de ar, estes esforços resultam em uma deformação particularmente

prejudicial chamada “efeito banana”, a parte a jusante dobrando-se consideravelmente.

5 Tal “efeito banana” resulta em uma deformação da estrutura externa da nacela formada pelos vários invólucros sucessivos enquanto o eixo de acionamento, as lâminas do ventilador e as lâminas internas do turboélice permanecem retilíneas. O resultado disto é que as cabeças das lâminas do eixo ficam mais perto da periferia interna dos invólucros. O desempenho geral do turboélice é reduzido desse modo em relação a uma configuração onde os invólucros sustentam quase nenhuma ou nenhuma deformação, porque é então
10 necessário levar em consideração esta deformação no projeto da nacela de modo sempre arranjar uma folga suficiente entre as cabeças das lâminas e a periferia dos invólucros. Isto resulta em uma parte da fonte de ar que não é comprimida pelas lâminas porque escapa com esta folga considerável.

15 Uma solução para este problema foi proposta no pedido de patente francesa ainda não publicado registrado sob o número 06.05912 em nome do requerente. As Figuras 1 e 2 dos desenhos anexos resumem o assunto deste documento FR 06.05912.

A nacela 1 ilustrada nestas figuras é chamada estrutural, o que significa dizer que suporta o motor 7 e o conecta diretamente a uma estrutura fixa 2 de um
20 avião através de um mastro 15 incorporado em sua configuração. A seção traseira da nacela compreende uma armação estrutural interna 18 consistindo de estruturas radiais 20 associadas com as peças verticais 22; reforços longitudinais 26, 27 associados com as estruturas longitudinais superiores 23 e estruturas longitudinais inferiores 24 completam esta estrutura. Além disso, um conjunto de
25 hastes de ligação de absorção de empuxo 29 ajuda a transferir as forças do motor 7 para a estrutura fixa 2 do avião. Um painel de suavização aerodinâmica e acústica 21 é montado na estrutura 18 e cerca o motor 7.

Para que tal projeto de armação estrutural possa ser capaz de ser certificado pelas autoridades de certificação e seja dimensionado perfeitamente
30 sem outros meios de reforço aleatórios, é necessário separar o painel acústico da transferência de forças do motor para o avião. Além disso, a estrutura do painel acústico e a estrutura circunvizinha não devem ser muito impactadas se a tubulação do motor estourar.

O objetivo da presente invenção é conseguir estes objetivos e consiste
35 para esta finalidade em uma nacela para um turboélice de desvio compreendendo uma seção dianteira de entrada de ar, uma seção média projetada para cercar um

ventilador do turboélice e uma seção traseira que têm meios para acoplar-se a um mastro projetado para ser conectada a uma estrutura fixa de um avião, tal seção traseira compreendendo uma armação estrutural sobre a qual é montado pelo menos um painel de suavização aerodinâmica e acústica, onde o painel acústico é unido à armação estrutural por meios de fixação flutuantes ou elásticos, para permitir que o painel acústico se deforme em uma direção substancialmente radial centrífuga em relação ao turboélice na presença do ar sobrepressurizado no compartimento do motor. Conseqüentemente, o painel acústico não transmite as forças originadas a partir do turboélice para a estrutura fixa do avião.

Os meios de fixação podem compreender uma porca de frente a um furo que passa através da armação estrutural, e projetado para receber e reter a haste de um parafuso montado em uma bucha de reforço abrigada em um furo que passa através do painel acústico.

Em uma modalidade, a bucha de reforço entra em contato direto com a armação estrutural, e o parafuso é montado com uma pequena folga na bucha de reforço e tem uma cabeça não-cônica, para produzir uma fixação flutuante do painel acústico à armação estrutural.

Em outra modalidade, a bucha de reforço é associada com um anel elástico que entra em contato com a armação estrutural.

Ainda em outra modalidade, a porca compreende uma base unida à armação estrutural e tendo um invólucro no qual a própria porca é montada para se mover na translação no eixo do furo que passa através da armação estrutural, uma mola de retorno sendo fornecida neste invólucro a fim de retornar a própria porca para uma posição de repouso em uma distância da armação estrutural.

Estes arranjos, por dependerem da rigidez da mola ou firmeza do parafuso, tornam possível modular a fixação do painel à estrutura para, se necessário, descarregar o ar sobrepressurizado interno.

O painel acústico pode ser em uma peça ou formado de diversos elementos. Isto inclui a adaptação do painel a uma estrutura fixa interna compreendendo bifurcações ou sua aplicação a uma estrutura do tipo O-duto.

De acordo com uma possibilidade, uma camada de proteção de calor, projetada ser interposta entre a armação estrutural e o painel acústico, é montada por meio de elementos de retenção no painel acústico. Conseqüentemente, o painel incorpora sua própria proteção contra calor.

O painel acústico pode compreender pelo menos duas fendas longitudinais para descarregar o ar sobrepressurizado na nacela. Neste caso, a camada de

proteção de calor pode ter, nas proximidades das fendas de descarga uma sobreposição semelhante à telha capaz de permitir uma deformação do painel sem afetar a proteção contra calor.

De acordo com outro aspecto da invenção, o painel pode compreender pelo menos uma escotilha de inspeção com recortes retilíneos ou escalonados. Os selos periféricos, por exemplo, são associados aos recortes da escotilha ou escotilhas de inspeção.

A aplicação da invenção será melhor compreendida com a ajuda da descrição detalhada que é dada abaixo no que diz respeito aos desenhos anexos onde:

- figura 1 (já comentada na introdução) é uma vista esquemática em perspectiva de uma nacela de acordo com a técnica anterior;

- figura 2 (já comentada na introdução) é uma vista esquemática em perspectiva, de outro ângulo, da mesma nacela;

- figura 3 é uma vista em seção longitudinal parcial de um exemplo de uma nacela de acordo com a invenção, que ilustra o comportamento da estrutura de um painel acústico se a tubulação do motor estourar;

- figuras 4 a 6 são vistas similares em perspectiva de uma primeira, segunda e terceira modalidade exemplar do painel acústico;

- figura 7 é uma vista em seção na linha VII-VII da figura 6;

- figuras 8, 9, 10 e 11a são vistas similares, em seção sobre a linha VIII-VIII da figura 4, de um primeiro, segundo, terceiro e um quarto exemplo de um dispositivo para unir o painel acústico a uma armação estrutural da nacela;

- figuras 11b, 12 e 13 representam três configurações de operação de um quinto exemplo de um dispositivo de fixação similar àquele da figura 11a;

- figura 14 é uma vista em seção na linha XIV-XIV da figura 5;

- figuras 15 e 16 são vistas na direção da seta XV da figura 14 que ilustram dois exemplos do corte de uma escotilha de inspeção no painel acústico.

Determinados elementos representados nas figuras 3 a 16 são similares aos elementos nas figuras 1 e 2 e são designados pelos mesmos números de referência. A nacela de acordo com a invenção difere essencialmente daquela ilustrada nas figuras 1 e 2 onde o painel acústico 21 é unido à armação estrutural 18 por meios de fixação flutuantes ou elásticos.

Se a tubulação do motor 7 era para ser estourado, por exemplo, (veja a figura 3), o painel 21 sustenta uma pressão uniforme 3 sobre todo interior de sua estrutura e, em virtude dos seus meio de fixação flutuante ou elásticos à estrutura

18, deforma-se em uma direção substancialmente radial centrífuga 31 na direção de uma expansão de seu volume interno a fim de descarregar o ar sobrepressurizado 30 no compartimento do motor através da parte traseira do painel 21, sem danificar a estrutura da nacela 1 e do motor 7. Conseqüentemente, o painel 21 não transmite forças originadas do turboélice 7 à estrutura fixa 2 do avião. A fixação a montante do painel 21 à estrutura do motor 7 permanece suficientemente compacta de modo a não vaziar o ar 17 que vem do ventilador no compartimento do motor e para amplificar o efeito prejudicial da pressurização.

As Figuras 4 a 7 mostram modalidades exemplares do painel acústico 21, onde o painel 21 consiste em um envoltório central e painéis verticais superiores e inferiores. O painel acústico 21 poderia também consistir somente em um envoltório, ou de um envoltório associado à uma parte superior ou inferior do painel vertical.

As linhas de fixação 32 do painel 21 da figura 4 são situadas opostas aos elementos estruturais da armação 18. O número e a posição dos acessórios são definidos por aqueles versados na técnica de acordo com as exigências dimensionais e geométricas da estrutura total.

A fim de fornecer a manutenção rápida e direcionada no motor 7, uma escotilha de inspeção removível 33 forma uma parte a montante do painel 21. A escotilha 33 é situada em uma zona do motor 7 a ser inspecionada.

Na figura 5, o painel acústico 21 compreende uma escotilha de inspeção 34 que é situada a jusante e que pode servir como uma escotilha de sobrepressão e com esta finalidade pode compreender as fixações elásticas que são mais flexíveis do que para o resto do painel acústico 21 a fim de promover a ventilação do ar nesta zona.

A Figura 6 representa um painel acústico 21 compreendendo a jusante duas fendas longitudinais 35 projetadas para descarregar o ar sobrepressurizado na nacela. As fendas 35 compreendem terminais de costura na extremidade. Estas fendas 35 são colocadas e orientadas na conveniência daqueles versados na técnica, sem a exigência para sobreposição com os elementos estruturais da armação 18.

A Figura 7 mostra uma modalidade exemplar de uma fenda 35. Um selo 36 é associado a ela. Uma camada de proteção de calor 37 projetada para ser interposta entre a armação estrutural 18 e o painel acústico 21, é montada no painel acústico 21. A camada 37 tem, nas proximidades da fenda de descarga 35, uma sobreposição semelhante à telha 38 projetada para permitir uma deformação

local do painel 21 sem afetar a proteção contra o calor. Conseqüentemente, é suficiente fornecer fixações elásticas a jusante das fendas 35 a fim de permitir a abertura, pela deformação na direção 31, da região delimitada pelas duas fendas 35 do painel 21.

5 A Figura 8 representa um dispositivo para a fixação flexível do painel acústico 21 à armação 18. Neste exemplo, o painel acústico 21 não exige nenhuma proteção contra o calor porque é feito de titânio.

10 Este dispositivo de fixação elástico compreende uma porca 43 unida oposta a um furo que passa através da armação estrutural 18 e projetada para receber e reter a haste de um parafuso 41 montado em uma bucha de reforço local 40 abrigada em um furo que passa através do painel acústico 21. A bucha de reforço 40 é associada com uma arruela do elastômero 42 interposta entre o painel 21 e a armação estrutural 18.

15 A bucha de reforço 40 torna possível impedir que o parafuso 41 esmague a estrutura interna do painel 21. A bucha 40 poderia também ser incorporada na mesma estrutura do painel 21 por meio de um produto de preenchimento da célula “colméia” que forma o painel 21.

20 A Figura 9 representa um segundo exemplo do dispositivo para fixação do painel acústico 21 à estrutura 18. Como na figura 8, uma porca 43 é unida de frente a um furo passando através da armação estrutural 18, e projetado para receber e reter a haste de um parafuso 54 montado em uma bucha de reforço 45 abrigado em um furo que passa através do painel acústico 21. Neste exemplo, entretanto, o parafuso 54 é montado com uma pequena folga na bucha de reforço 45 e tem a cabeça não-cônica, para conseguir uma fixação flutuante, não-elástica do painel acústico 21 à armação estrutural 18.

25 Este tipo de fixação pode ser empregado para um painel acústico que não exige nenhuma proteção contra o calor, ou então exigindo a proteção contra o calor fornecida por um painel de alumínio 37.

30 A bucha 45 neste exemplo não é associada com um elemento elástico, mas entra em contato direto com a estrutura 18. Uma reentrância anular é feita na camada 37 em torno desta bucha 45; uma arruela de bloqueio dentada 44 colocada nesta reentrância anular mantém a camada 37 no painel 21.

35 O dispositivo de fixação elástico ilustrado na figura 10 difere do anterior onde a bucha de reforço 46 tem, em uma extremidade, um ou vários entalhes para a retenção de um anel elástico 47 interposto entre o painel 21 e a armação

estrutural 18. O anel elástico 47 também tem um esbarro anular projetado para manter a camada 37 contra o painel 21.

As figuras 11a, 11b, 12 e 13 representam outro dispositivo de fixação elástico compreendendo um conjunto de porca, a base 50 do qual é unida à armação estrutural 18 de frente a um furo que passa através da última. A base 50 tem um invólucro onde a própria porca 48a ou 48b é montada para poder mover-se na translação ao longo do eixo do furo que passa através da armação estrutural 18. Uma mola de retorno 49 é fornecida neste invólucro para retornar a porca 48a ou 48b a uma posição de repouso (ver figuras 11a e 11b) a uma distância da armação estrutural 18.

Como acima, a porca 48a ou 48b é projetada para receber e reter a haste de um parafuso 41 montado em uma bucha de reforço 47 abrigada em um furo que passa através do painel acústico 21. Neste exemplo, a bucha de reforço 47 é incorporada no painel acústico 21. Dependendo da rigidez da mola 49, uma retenção que é mais rígido (por exemplo, a montante do painel 21) ou menos rígido (por exemplo, a jusante do painel 21) do conjunto de porca pode ser obtida.

Na figura 11a, um limite de aperto do parafuso 41 é incorporado na porca 48a. É suficiente apertar até o contato a fim de assegurar uma boa instalação. Para assegurar a tensão diferencial necessária, a mola 49 pode ter diversos níveis de rigidez, ou a porca 53 pode ter comprimentos diferentes.

Na figura 11b, a porca 48b não tem um limite de aperto do parafuso 41. A montagem do parafuso 41 pela ação do torque de aperto tende a dar mais ou menos tensão à mola 49 na posição de repouso e permite conseqüentemente o movimento diferencial do painel 21 sob pressão.

No caso da sobrepressão, o painel acústico 21 sustentando a pressão de ar na direção das setas 3 (ver figuras 12 e 13) se move para longe da estrutura 18 e da porca 48b, puxada pelo parafuso 41, desliza em seu invólucro feito na base 50, contra a ação de retorno da mola 49.

A figura 14 representa uma zona de junção entre o painel 21 e sua escotilha de inspeção 34. Dois selos periféricos 51 são montados entre a armação estrutural 18 e a camada de proteção de calor 37 de cada lado desta zona da junção, a fim de isolá-la do fluxo de ar 17 que se origina do ventilador do motor 7.

Como indicado nas figuras 15 e 16, as fendas 52 ou 53 da escotilha de inspeção 34 no painel 21 podem ser retilíneas (52) com uma folga funcional para a montagem, ou fatiadas (53) para aperfeiçoar a largura da estrutura 18.

Embora a invenção tenha sido descrita com modalidades exemplares particulares, é evidente que esta não está de nenhuma maneira limitada a isso e que compreende todos os equivalentes técnicos dos meios descritos e suas combinações se os últimos estiverem no escopo da invenção.

REIVINDICAÇÕES

1. Nacela para turboélice de desvio, compreendendo uma seção de entrada de ar dianteira, uma seção mediana projetada para cercar um ventilador do turboélice (7) e uma seção traseira tendo meios (23) para acoplamento a um mastro (15) projetado para ser conectada a uma estrutura fixa (2) de um avião, tal seção traseira compreendendo uma armação estrutural (18) sobre a qual é montado pelo menos um painel de suavização aerodinâmica e acústica (21), **caracterizada** pelo fato de que tal painel acústico (21) é fixo à armação estrutural (18) por meios de fixação flutuantes ou elásticos, para permitir que o painel acústico (21) deforme-se em uma direção substancialmente radial centrífuga (31) em relação ao turboélice (7) na presença do ar sobrepessurizado (3) no compartimento do motor.

2. Nacela, de acordo com a reivindicação 1, **caracterizada** pelo fato de que os meios de fixação compreendem uma porca (43; 48a; 48b) de frente a um furo passando através da armação estrutural (18), e projetada para receber e reter a haste de um parafuso (41; 54) montado em uma bucha de reforço (40; 25 45; 46; 47) abrigada em um furo que passa através do painel acústico (21).

3. Nacela, de acordo com a reivindicação 2, **caracterizada** pelo fato de que a bucha de reforço (45) entra em contato direto com a armação estrutural (18), e pelo fato de que o parafuso (54) é montado com uma pequena folga na bucha de reforço (45) e tem uma cabeça não-cônica, para produzir uma fixação flutuante do painel acústico (21) à armação estrutural (18).

4. Nacela, de acordo com a reivindicação 2, **caracterizada** pelo fato de que a bucha de reforço (40; 46) é associada com um anel do elástico (42; 47) o qual entra em contato com a armação estrutural (18).

5. Nacela, de acordo com a reivindicação 2, **caracterizada** pelo fato de que a porca compreende uma base (50) fixa à armação estrutural (18) e tendo um invólucro no qual a própria porca (48a; 48b) é montada para mover-se em translação no eixo do furo que passa através da armação estrutural (18), uma mola de retorno (49) sendo fornecida neste invólucro a fim de retornar a própria porca (48a; 48b) para uma posição de repouso a uma distância da armação estrutural (18).

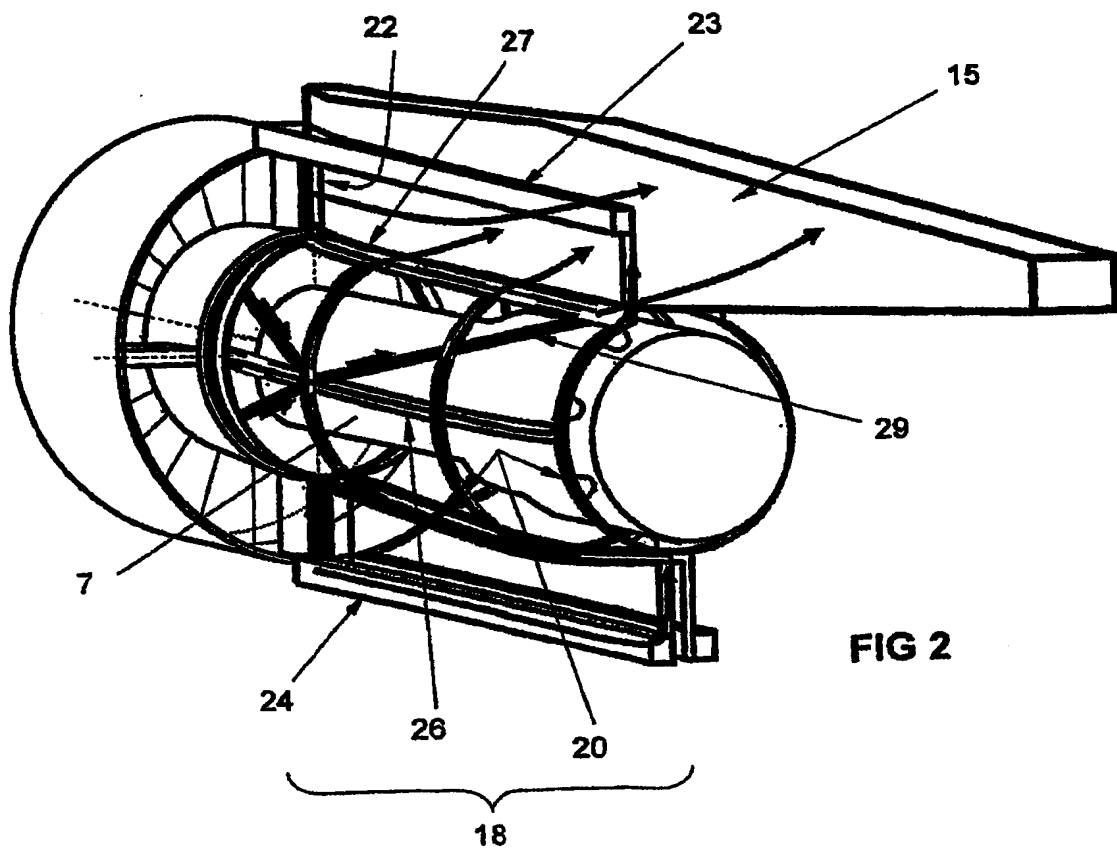
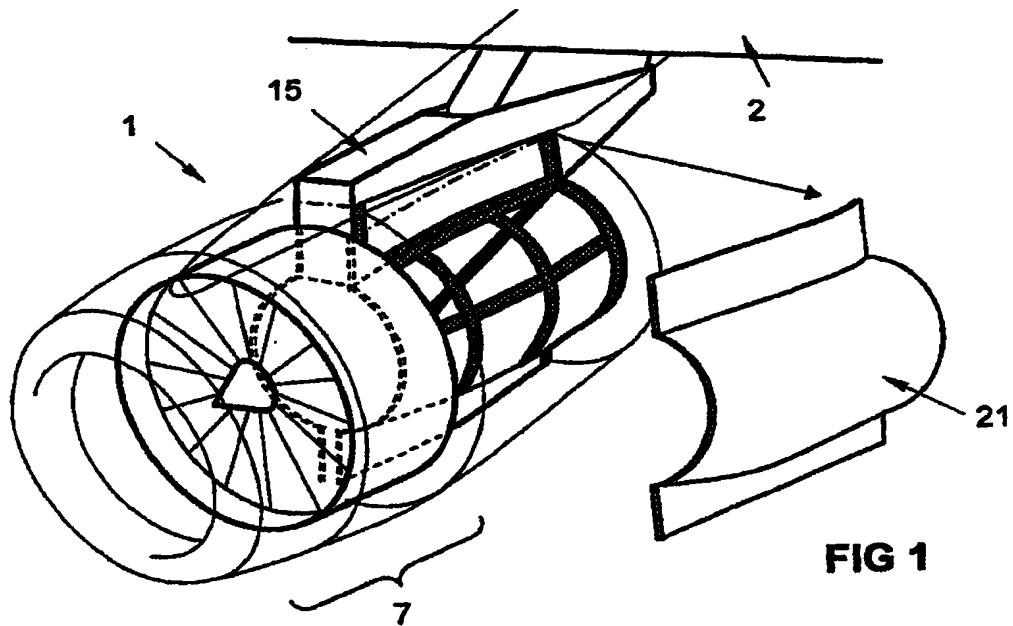
6. Nacela, de acordo com uma das reivindicações 1 a 5, **caracterizada** pelo fato de que uma camada de proteção de calor (37), projetada para ser interposta entre a armação estrutural (18) e o painel acústico (21), é montada por meio de elementos de retenção (44; 47) no painel acústico (21).

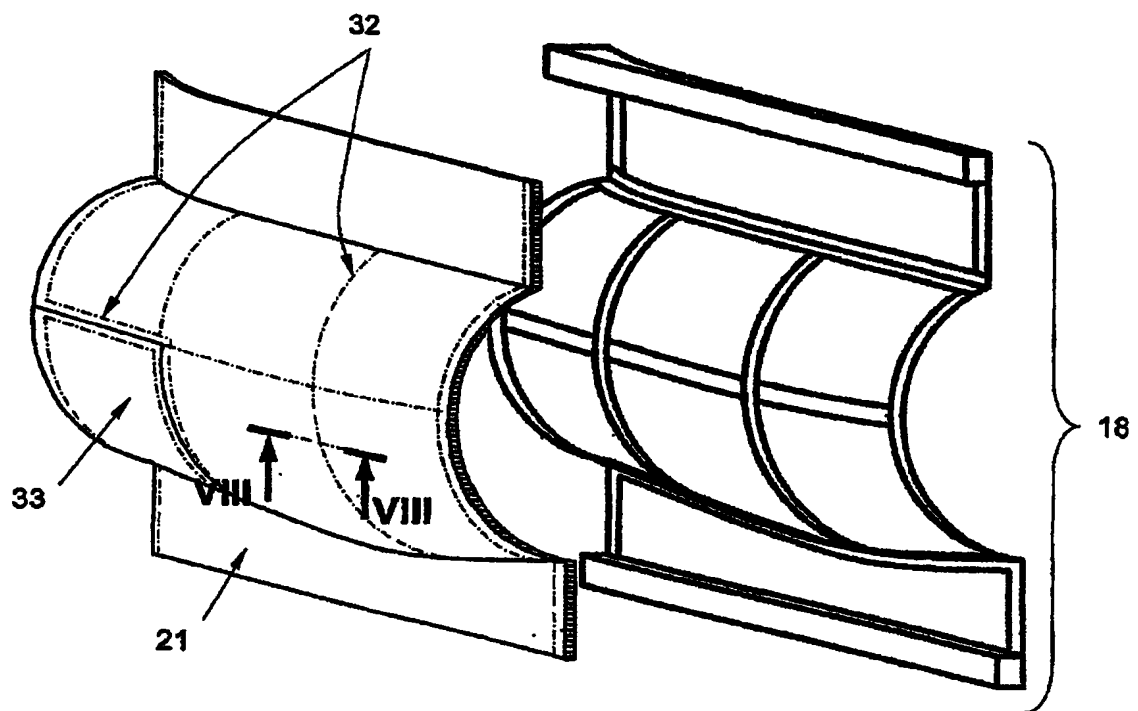
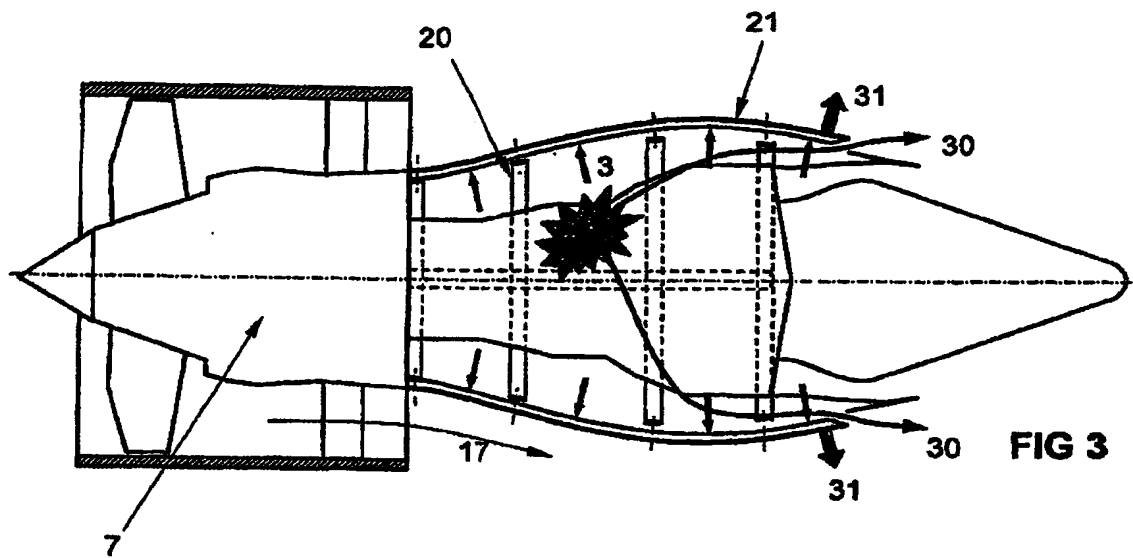
7. Nacela, de acordo com uma das reivindicações 1 a 6, caracterizada pelo fato de que o painel acústico (21) compreende pelo menos duas fendas longitudinais (35) para descarregar o ar sobrepessurizado na nacela.

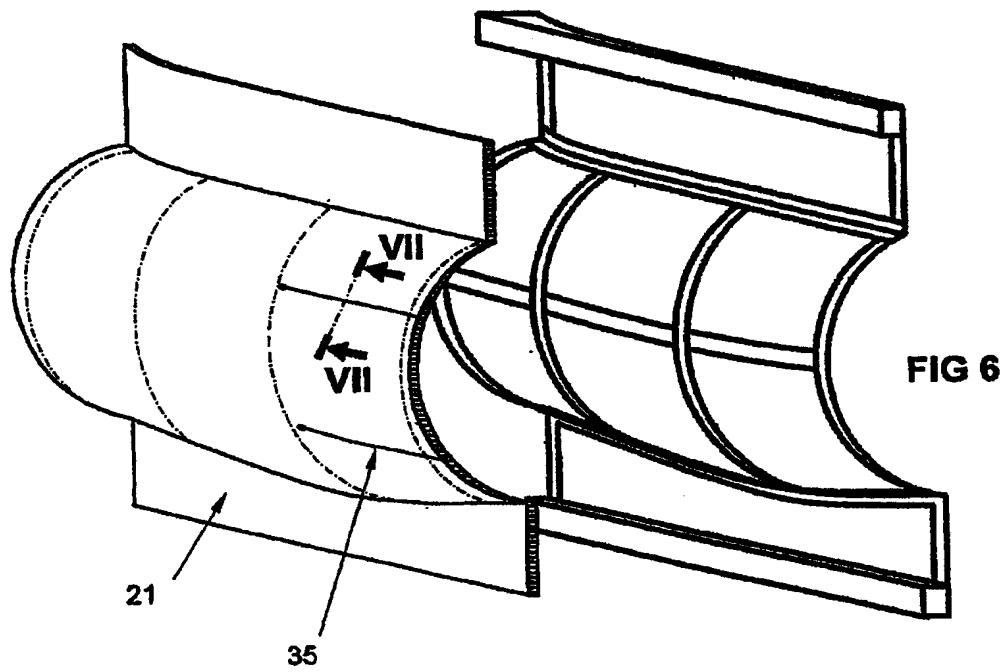
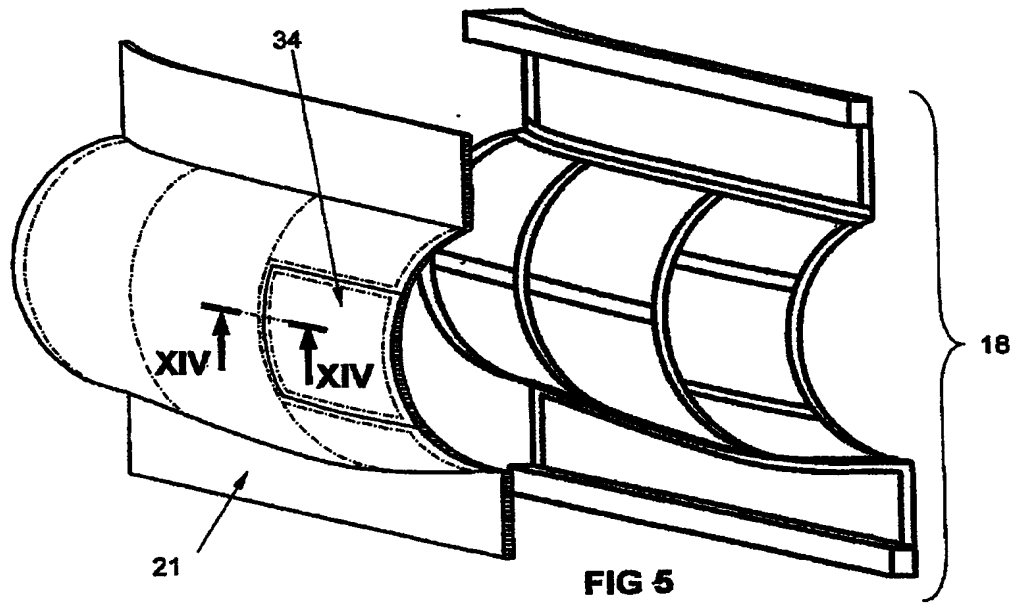
5 8. Nacela, de acordo com a reivindicação 6 ou 7, caracterizada pelo fato de que a camada de proteção de calor (37) tem, nas proximidades das fendas de descarga (35) uma superposição semelhante à telha (38) capaz de permitir a deformação do painel (21) sem afetar a proteção contra o calor.

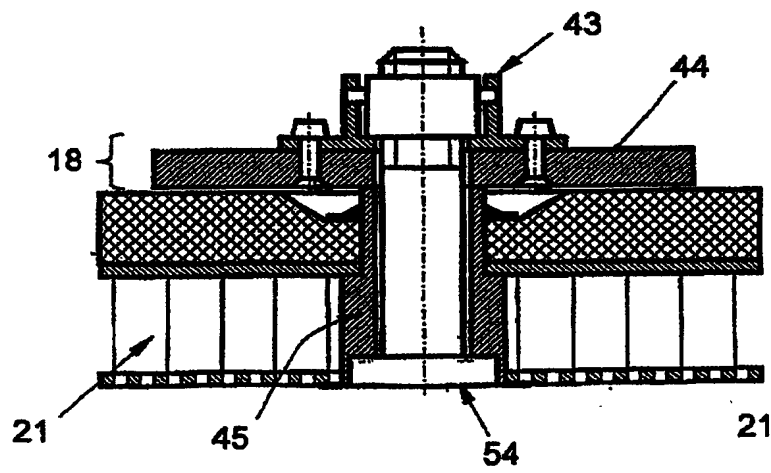
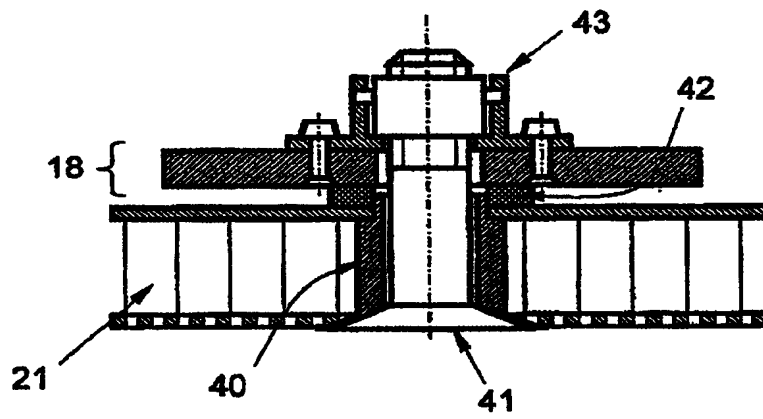
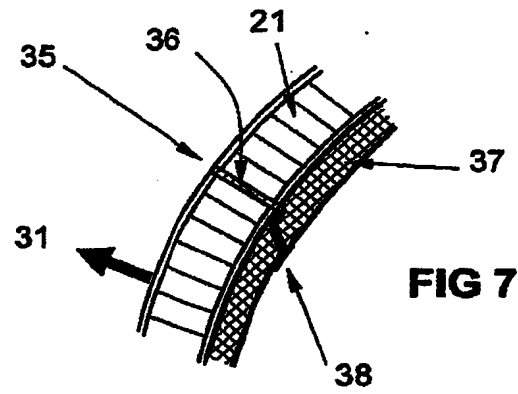
10 9. Nacela, de acordo com uma das reivindicações 1 a 8, caracterizada pelo fato de que o painel (21) compreende pelo menos uma escotilha da inspeção (33, 34) com recortes retilíneos (52) ou recortes escalonados (53).

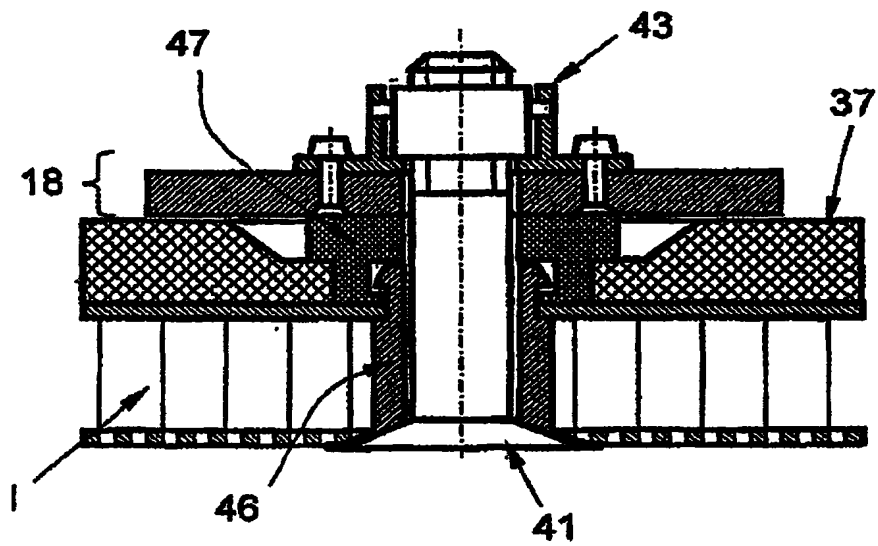
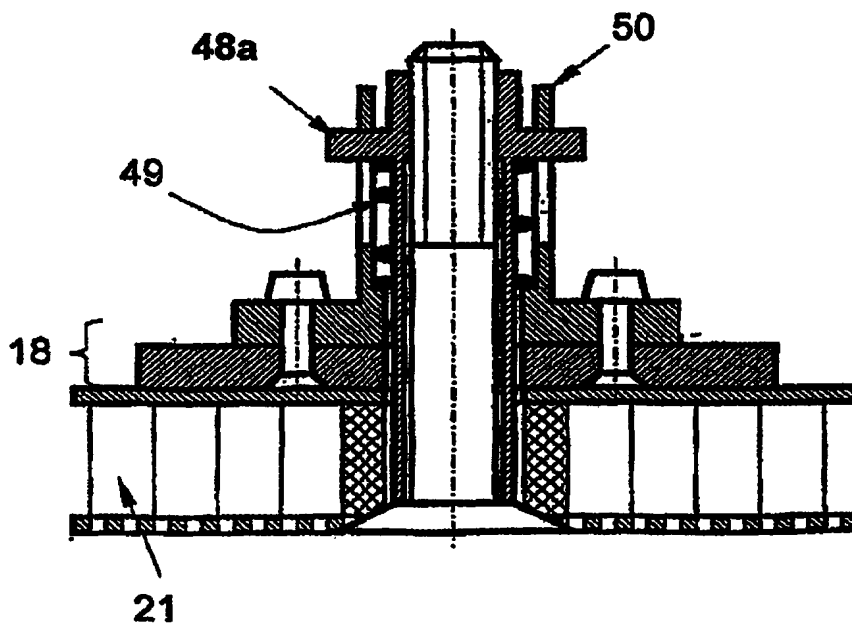
10. Nacela, de acordo com a reivindicação 9, caracterizada pelo fato de que os selos periféricos (51) são associados com os recortes (52; 53) da escotilha de inspeção ou escotilhas (33; 34).

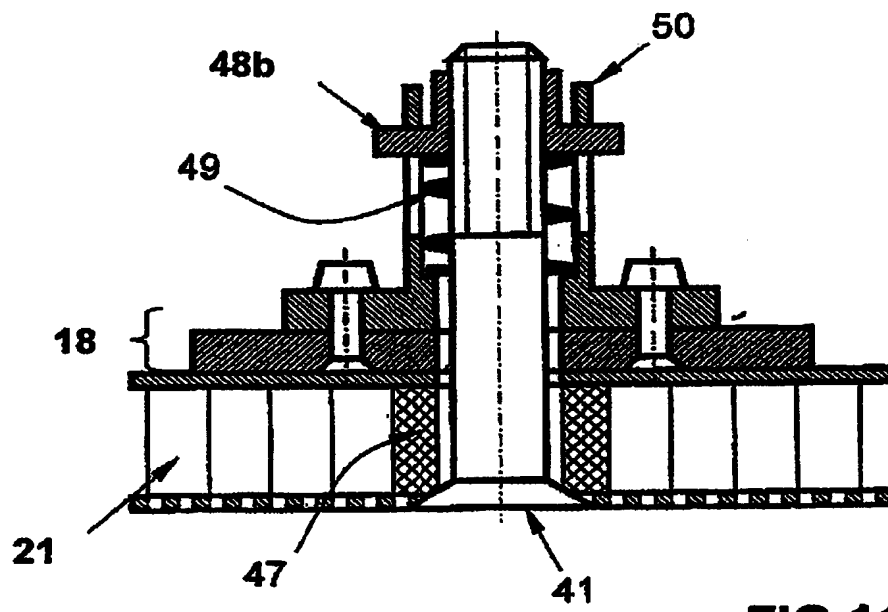
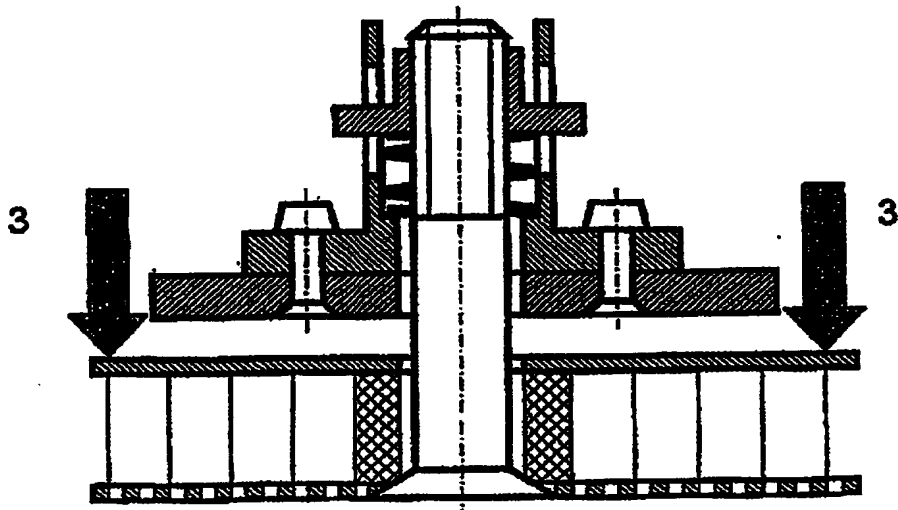








**FIG 10****FIG 11a**

**FIG 11b****FIG 12**

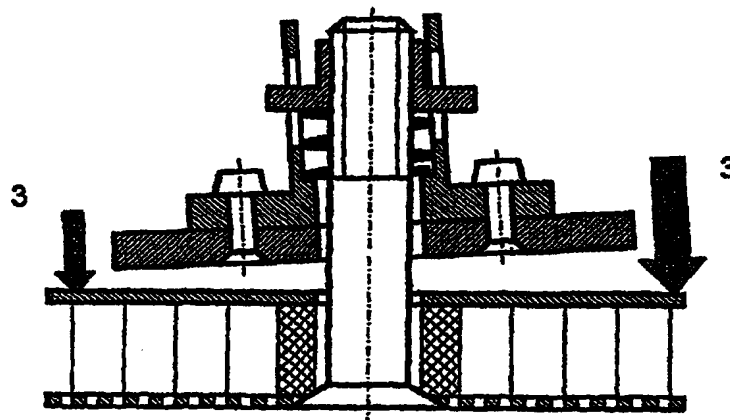


FIG 13

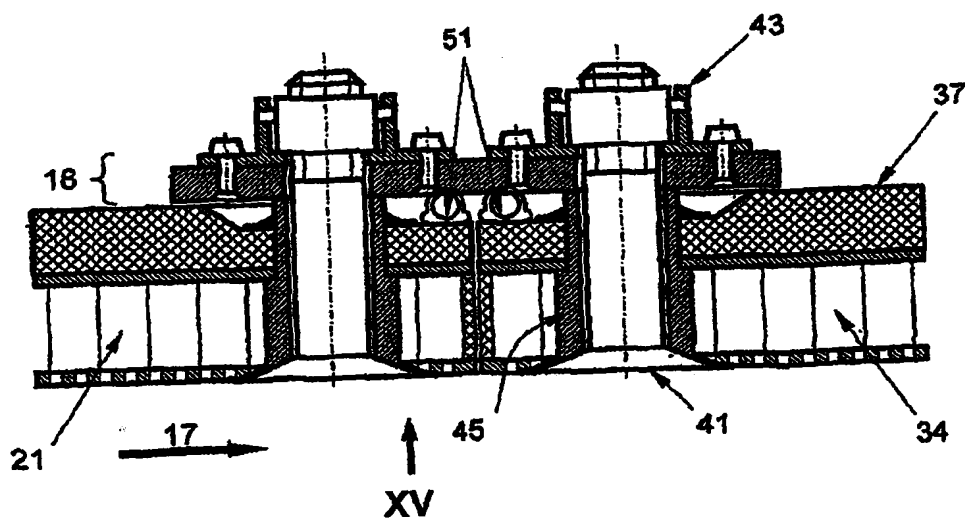
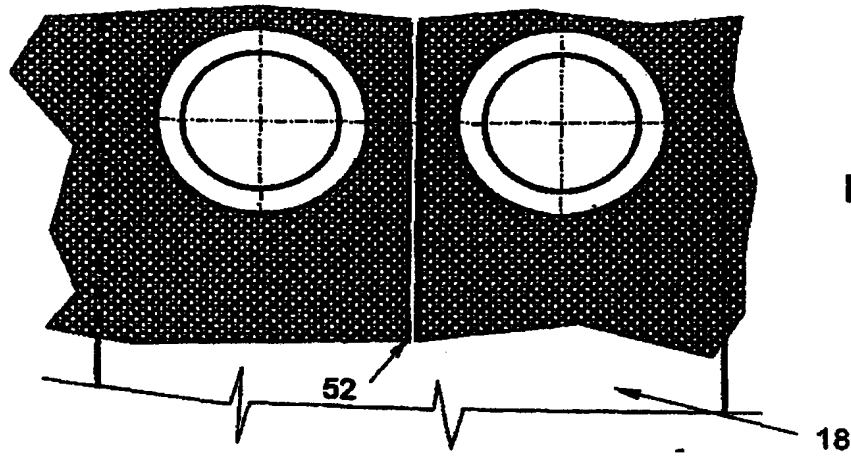
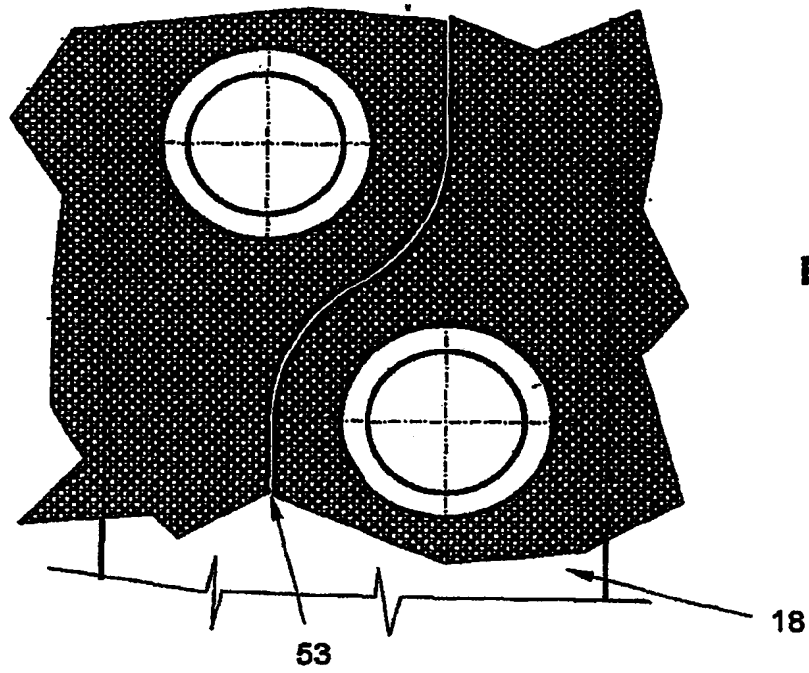


FIG 14

**FIG 15****FIG 16**

NACELA PARA TURBOÉLICE DE DESVIO

A nacela da presente invenção inclui uma seção dianteira de entrada de ar, uma seção média para encerrar o ventilador do turboélice (7) e uma seção traseira que inclui meios para a conexão a um pilão a ser conectado à estrutura rígida ou a um avião. A seção traseira inclui uma armação estrutural (18) tendo pelo menos um painel de suavização aerodinâmica e acústica (21). O painel acústico (21) é fixado na armação estrutural (18) por meios de fixação flutuantes ou elásticos de modo que o painel acústico (21) possa ser deformado em uma direção (31) essencialmente centrífuga e radial em relação ao turboélice (7) na presença do ar de sobrepressão (3) no compartimento do motor.