

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

(21) **PI 0713014-7 A2**

(22) Data de Depósito: 20/06/2007
(43) Data da Publicação: 03/04/2012
(RPI 2152)



(51) *Int.Cl.:*
B64C 1/10

(54) **Título:** ANTEPARO DE PRESSÃO PARA UMA FUSELAGEM AEROESPACIAL

(30) **Prioridade Unionista:** 26/06/2006 DE 10 2006 029 231.6,
26/06/2006 US 60/816,559

(73) **Titular(es):** Airbus Deutschland GMBH

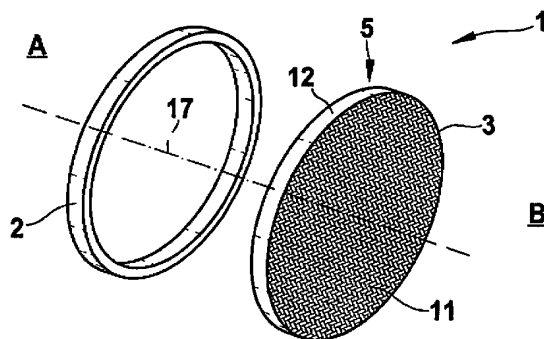
(72) **Inventor(es):** Pasquale Basso

(74) **Procurador(es):** Dannemann ,Siemsen, Bigler &
Ipanema Moreira

(86) **Pedido Internacional:** PCT US2007056137 de
20/06/2007

(87) **Publicação Internacional:** WO 2007/130337de
15/11/2007

(57) **Resumo:** ANTEPARO DE PRESSÃO PARA UMA FUSELAGEM AEROESPACIAL. A presente invenção refere-se a um anteparo de pressão (1, 1') para uma fuselagem aeroespacial (10) compreendendo uma porção principal de anteparo (3) tendo um formato aproximadamente plano em um estado não carregado; e uma estrutura (2) que suporta e liga a dita porção principal de anteparo (3) à fuselagem (10); em que a dita porção principal de anteparo (3) compreende uma estrutura hermeticamente fechada, tendo um componente reticular (5, 5', 5'').





PI0713014--7

Relatório Descritivo da Patente de Invenção para "**ANTEPARO DE PRESSÃO PARA UMA FUSELAGEM AEROESPACIAL**".

CAMPO DA TÉCNICA

5 A presente invenção refere-se a um anteparo de pressão para uma fuselagem aeroespacial.

O anteparo de pressão pertence às estruturas internas de uma fuselagem de avião e é usado para garantir um interior à prova de pressão, por exemplo, na seção de cauda da dita aeronave. O anteparo consiste em modo geral de invólucros rígidos, por exemplo, com uma única ou dupla curvatura, feita de metal ou de materiais compósitos, muitas vezes reforçados por assim chamados reforçadores.

15 As principais desvantagens das soluções existentes de um anteparo de pressão são os seguintes: o incremento de peso da estrutura necessário para a prevenção de instabilidades estáticas; os difíceis processos de produção para ambos os metais e as soluções de materiais compósitos; o uso de materiais caros e/ou processos; e as dificuldades de manutenção das estruturas próximas ao anteparo de pressão.

20 No que diz respeito ao incremento de peso, o principal problema estrutural vem a ser a instabilidade estática causada pelas forças de compressão e de cisalhamento. Estas instabilidades surgem em correspondência aos estados de carga, como as manobras laterais com altos momentos de torção (altas tensões de cisalhamento), e em correspondência aos gradientes de pressão negativos (altas tensões de compressão), tais como uma eventual rápida perda de altitude do avião. Por estas razões, um aumento de espessura do invólucro de um anteparo de pressão rígido torna-se necessário e, a fim de poupar peso, a adoção de reforçadores na direção radial, assim como algumas vezes na direção circunferencial poderá ser uma exigência.

25 No que diz respeito à difícil fabricação devido à presença dos reforçadores e, devido à dupla curvatura dos anteparos acima mencionada, o processo de fabricação resulta em uma tarefa muito complexa e dispendiosa.

No caso da utilização de materiais e/ou processos caros, materiais compósitos são muitas vezes preferidos devido à sua capacidade de diminuir peso e de encaixar uma forma com uma dupla curvatura, evitando o alto número de rebites metálicos necessários para uma solução. Esses materiais são igualmente tão onerosos como os seus processos de fabricação, especialmente no caso de reforçadores compósitos em sanduíche.

No que diz respeito à manutenção difícil, devido à curvatura adotada e respectiva ocupação espacial, a mesma resulta em um difícil acesso à estrutura na parte traseira do anteparo de pressão e uma limpeza difícil das áreas próximas à fixação dos anteparos à estrutura correspondente.

O Documento EP 0 217 117 A1 descreve um anteparo de pressão com uma curvatura provida com uma montagem de suporte de segurança feita em uma rede de cintas. As cintas são fixadas aos anteparos depois de terem fechado os mesmos.

Existe uma necessidade de se reduzir o peso, o tempo de fabricação, os custos de produção e oferecer uma manutenção mais fácil do anteparo de pressão.

Em face do exposto, é um objeto da presente invenção prover um anteparo de pressão para uma fuselagem aeroespacial que evite ou atenuie as desvantagens acima referidas.

De acordo com a presente invenção, esse objetivo é obtido com um anteparo de pressão para uma fuselagem aeroespacial compreendendo uma porção principal de anteparo tendo um formato aproximadamente plano em um estado não carregado, e uma estrutura que suporta e liga a dita porção principal de anteparo à fuselagem, em que a dita porção principal de anteparo compreende uma estrutura hermeticamente fechada, tendo um componente reticular.

Deste modo, o peso do anteparo é diminuído e a manutenção das estruturas e dos sistemas da fuselagem traseira é facilitada, uma vez que o anteparo de pressão fica plano sob condição não carregado. A economia de peso poderá ser de até aproximadamente 14 a 18 %. Além disso, o tempo de fabricação é reduzido devido à diminuição do número de peças e

ao fato de que não mais serão necessários quaisquer reforçadores. Os custos são igualmente reduzidos devido ao fato de que os materiais utilizados são mais baratos do que os do estado da técnica e pelo fato de não ser necessários nenhum ciclo de cura, em comparação aos materiais compósitos.

5 Devido à elasticidade do anteparo de pressão da presente invenção, as forças de tensão ocorrem apenas sob gradientes de pressão, os quais podem ser tanto positivos como negativos, o que resulta na vantagem particular de nenhuma instabilidade estrutural ser possível a esses anteparos de pressão.

10 Outras características vantajosas e aspectos da presente invenção vêm a ser a matéria das reivindicações dependentes.

Em uma primeira modalidade da presente invenção, é preferido que o dito componente reticular inclua elementos de ligamento, que são de preferência especialmente trançados, formando um pano.

15 A primeira modalidade é de particular vantagem, uma vez que o dito pano é adaptado de modo a ser impermeável ao ar. Por essa razão, os ligamentos trançados são de preferência feitos de uma poliamida aromática. O trançado dos ligamentos é adaptado de modo a ser impermeável ao ar, de modo que nenhuma infiltração de resina ou coisa do gênero, nem ciclos de
20 cura da dita resina sejam necessários, o que resultará em um menor tempo de fabricação e custos reduzidos.

Em uma segunda modalidade da presente invenção, é provido que os ditos elementos de ligamento sejam ligamentos na forma de uma cinta que se estende no sentido radial em pelo menos uma primeira camada e
25 em uma segunda camada, respectivamente, e que formem, pelo menos, duas camadas de retenção para um elemento de vedação disposto entre as ditas camadas de retenção, o dito elemento de vedação sendo uma membrana termoplástica. Esta estrutura é plana, em sua condição não carregado.

De acordo com uma outra modalidade mais preferida, é provido
30 que as extremidades internas dos ditos elementos de ligamento em forma de cinta sejam ligadas a pelo menos uma cinta central e que as outras extremidades sejam ligadas a pelo menos uma cinta periférica, em que o dito ele-

mento de vedação é ligado à dita, pelo menos, uma cinta periférica. Sendo assim, se obtém um anteparo de pressão elástica sem instabilidades estruturais. Não são necessários reforçadores, o que resulta em menor tempo de fabricação e custos reduzidos.

5 A estrutura é feita de metal e/ou de um material compósito, de preferência, alumínio, o qual pode ser do tipo 7150.

A presente invenção será descrita a seguir, a título de exemplo, com referência aos desenhos esquemáticos em anexo, dentre os quais:

10 A Figura 1 é uma vista em perspectiva explodida de uma primeira modalidade da presente invenção;

A Figura 2 mostra uma vista da modalidade montada de acordo com a Figura 1 de dentro (Figura 2a) e de fora (Figura 2b);

15 A Figura 3 é uma vista esquemática em seção, ampliada de uma fixação exemplar preferida do anteparo, de acordo com a primeira modalidade da Figura 1, para a fuselagem de um avião;

A Figura 4 é uma vista ampliada de um pano com uma abertura;

A Figura 5 ilustra um pano padrão;

A Figura 6 é uma vista em perspectiva explodida de uma segunda modalidade da presente invenção;

20 A Figura 7 mostra uma vista frontal (Figura 7a) e traseira (Figura 7b) da modalidade montada de acordo com a Figura 6;

A Figura 8 é uma vista de uma porção principal do anteparo da segunda modalidade de acordo com a Figura 6; e

25 A Figura 9 é uma vista esquemática em seção ampliada de uma modalidade exemplar preferida do anteparo, de acordo com a segunda modalidade da Figura 6 para a fuselagem de um avião.

Nos desenhos, todos os componentes com funções iguais ou semelhantes são indicados os mesmos sinais de referência, a menos que observado de outra maneira.

30 A Figura 1 é uma vista em perspectiva explodida de uma primeira modalidade da presente invenção. A mesma mostra um anteparo de pressão 1 com um eixo geométrico longitudinal 17. Nesta modalidade, o an-

teparo 1 tem uma forma circular ou oval e compreende uma estrutura 2 e uma porção principal de anteparo 3. A porção principal de anteparo 3 consiste em um componente reticular 5, que é formado por um pano trançado 11 com um aro periférico 12.

5 No lado esquerdo da estrutura, há um lado de dentro de um interior não mostrado de uma aeronave, indicado pelo sinal de referência A. O sinal de referência B indica um lado externo, por exemplo, a parte traseira da cauda do avião não mostrado.

10 A estrutura 2 suporta a porção principal de anteparo 3 que é fixada à estrutura 2, conforme mostrado na Figura 2, e em uma vista em seção ampliada na Figura 3. A Figura 2 (acima) ilustra uma vista em planta do anteparo montado 1 a partir de dentro A e do lado de fora B (abaixo). Como se pode ver na Figura 2, o pano 11 é fixado à estrutura 2 a partir do lado de fora B, conforme ilustrado na Figura 3.

15 A Figura 3 é uma vista em seção esquemática ampliada de uma modalidade exemplar preferida do anteparo, de acordo com a primeira modalidade da Figura 1, a uma fuselagem 10 do avião. Neste exemplo, a estrutura 2 tem um retângulo ou seção transversal e pode ter outra seção transversal, e pode ter um perfil oco feito de alumínio, de preferência, o alumínio 20 7150. O pano 11 é fixado à estrutura 2 sobre a sua superfície virada para o lado de fora B e sobre a superfície periférica externa virada para a fuselagem 10. A estrutura 2 é fixada à fuselagem 10 pelos primeiros elementos de fixação 15, por exemplo, rebites. Por exemplo, esses rebites 15 podem fixar também o pano fixado 11. Outros métodos e/ou métodos adicionais para a 25 fixação do pano 11 podem ser utilizados, por exemplo, um adesivo adequado ou similar.

30 Como se pode ver a partir da Figura 3, o anteparo de pressão 1 é um elemento plano sob condição não carregado. Esta é uma vantagem significativa, uma vez que as áreas próximas ao anteparo 1 são de fácil acesso e manutenção.

 O pano 11 é de preferência feito de elementos de ligamento trançados 6, como se pode observar na Figura 4, em uma perspectiva am-

pliada. Os ligamentos 6 são tecidos de uma maneira específica de modo a se obter uma estrutura hermeticamente fechada. Assim sendo, o pano 11 suportará apenas as forças de tensão sob condição carregada, por exemplo, quando o interior A (vide Figura 3) se encontra sob pressão de cabina. No caso de gradientes de pressão positiva ou negativa, apenas as forças de tensão ocorrerão no pano 11.

Além disso, a Figura 4 mostra uma abertura 14 com as assim chamadas teceduras polares 13 no pano 11. Este tipo de abertura pode ser usado para a passagem de, por exemplo, conduítes, se necessário. A melhor posição para tal disposição pode ser encontrada por meio da análise dos elementos finitos do anteparo.

A Figura 5 ilustra um pano padrão 11 tendo um formato circular. Em uma modalidade alternativa, o pano 11 pode compreender mais de uma camada de ligamentos trançados 6. Estas camadas podem ser empilhados em um tecido padrão em uma seqüência de trópicos quase paralelos. Devido à estrutura hermeticamente fechada, não são necessárias resinas ou algo do gênero. Portanto, o número de peças e o tempo de fabricação são significativamente reduzidos.

O pano 11 pode ser feito de fibras de poliamida aromática, também conhecidas como fibras de aramida. Este material proporciona uma excelente resistência à chama e é um material não tóxico. O mesmo tem uma funcionalidade no sentido de garantir a impermeabilidade ao ar, mesmo quando penetrado por uma pequena partícula (exemplo um tiro de arma de fogo).

Os exemplos mostrados nas Figuras 1 a 5 são de um diâmetro de cerca de 4 m.

A Figura 6 é uma vista em perspectiva explodida de uma segunda modalidade da presente invenção.

A mesma ilustra um anteparo de pressão 1', com um eixo geométrico longitudinal 17. Neste exemplo, o anteparo 1 tem uma forma circular ou oval e compreende uma estrutura 2 e uma porção principal de anteparo 3. A porção principal de anteparo 3 consiste em dois componentes reticula-

res 5'e 5", que são formados por elementos de ligamento 6', 6" na forma de cintas.

No lado esquerdo da estrutura 2, há o lado de dentro, indicado pelo sinal de referência A de um interior não mostrado de uma aeronave. O
5 sinal de referência B indica o lado de fora, por exemplo, a parte traseira da cauda do avião não mostrado.

A estrutura 2 suporta a porção principal de anteparo 3 que é fixada à estrutura 2, conforme mostrado na Figura 9 similar à mostrada na
Figura 3.

10 Os ligamentos 6' do componente reticular 5" são dispostos de uma maneira a se estenderem radialmente em pelo menos uma primeira camada e uma segunda camada, respectivamente, e formam, pelo menos, duas camadas de retenção para o elemento de vedação 4 disposto entre as ditas camadas de retenção.

15 Os ligamentos 6' da primeira camada de retenção sobre o lado de fora B são conectados pelas extremidades internas 7 a uma cinta central circular 8, como pode ser visto a partir da vista direita da Figura 7. As extremidades externas dos ligamentos 6' são conectados a uma cinta periférica 9. Estas ligações podem ser feitas por meio de costura ou coisa do gênero.

20 Conforme mostrado na Figura 8, os ligamentos 6" da segunda camada de retenção no lado de dentro A são de preferência menores do que os ligamentos 6' da primeira camada, devido às eventuais cargas que os mesmos têm de suportar. Estes ligamentos 6" são ligados entre si em uma região central e são conectados através de suas extremidades externas à
25 cinta periférica 9, bem como ao elemento de vedação 4.

De acordo com esta modalidade preferida, o elemento de vedação 4 é feito de uma membrana termoplástica, que fica plana quando sob uma condição não carregado e é presa pelos ligamentos 6', 6" das camadas de retenção no caso de uma condição carregada. Os ligamentos 6', 6" são
30 carregados apenas pelas forças de tensão, em ambos os casos, gradientes de pressão positiva e negativa.

A cinta periférica 9 e os ligamentos 6', 6" e o elemento de veda-

ção 4 conectado à mesma são fixados à fuselagem 10 através da estrutura 2, por exemplo, conforme mostrado na Figura 9. Como se pode ver a partir da Figura 9, o elemento de vedação 4 e os ligamentos 6', 6" são fixados à estrutura 2 por meio do elemento de fixação 16, por exemplo, rebites. Outros
5 métodos e/ou métodos adicionais de fixação podem ser utilizados.

Na segunda modalidade da presente invenção, 250 ligamentos 6' 4 ligamentos 6" são, por exemplo, utilizados. Os mesmos formam um anteparo plano.

No que diz respeito ao tamanho dos exemplos mostrados, deve-se notar o seguinte: A dimensão de cada peça foi obtida para uma fuselagem circular com um diâmetro de cerca de 4 m. Um modelo analítico de ligamentos 6, 6', 6", baseado na equação da catenária foi utilizado no sentido de avaliar a estabilidade do anteparo. A caixa de carga levada em consideração é o gradiente máximo de pressão positiva no seu último nível ($2\Delta P =$
10 1,234 bar) que resulta no mais crítico dos níveis. Todos os resultados obtidos, em termos de deformação e tensão, são compatíveis com as propriedades mecânicas dos materiais selecionados, enquanto as altas frequências resultantes dos primeiros dois modos de estrutura garantem a sua estabilidade em um último nível.
15

Os resultados deste teste mostram um máximo de deslocamento da porção principal de anteparo 3 da primeira modalidade de cerca de 196 mm, e da segunda modalidade de cerca de 453 mm.
20

A presente invenção elimina as desvantagens do estado da técnica acima mencionada, como se segue. O anteparo de pressão 1, 1' é um elemento plano e tem uma área menor no que diz respeito a um anteparo com uma única curvatura ou dupla curvatura. O anteparo de pressão 1, 1' tem uma espessura reduzida e não necessita de nenhum reforçador. O mesmo não consegue se curvar, uma vez que vem a ser uma membrana que exhibe apenas forças de tensão. Por estes motivos, o peso é reduzido e problemas de fabricação são reduzidos.
25
30

Além disso, o anteparo de pressão 1, 1' não precisa de ciclos de cura dispendiosos, e, assim, o tempo de fabricação é reduzido. Uma quanti-

dade menor de material é necessária no que diz respeito ao estado da técnica. As vantagens são: uma espessura reduzida, nenhum reforçador, redução de custos, e redução do tempo de fabricação.

5 Será aparente que modificações podem ser feitas às modalidades descritas acima.

Por exemplo, o pano 11 pode ser embebido com um material adequado a fim de obter um determinado nível elevado de impermeabilidade ao ar.

10 O anteparo de pressão 1, 1' pode apresentar uma outra forma além do formato circular ou oval.

Os ligamentos 6, 6', 6" podem ser feitos de materiais com características idênticas ou melhores que as mencionadas acima.

LISTAGEM DE REFERÊNCIA

- 1 - anteparo de pressão
- 15 2 - estrutura
- 3 - porção principal de anteparo
- 4 - elemento de vedação
- 5, 5', 5" - reticular componente
- 6, 6', 6"- elemento de ligamento
- 20 1 - extremidades internas
- 8 - cinta central
- 9 - cinta periférica
- 10 - fuselagem
- 11 - pano
- 25 12 - aro
- 13 - teceduras polares
- 14 - abertura
- 15 - primeiro elemento de fixação
- 16 - segundo elemento de fixação
- 30 17 - eixo geométrico longitudinal
- A- lado de dentro
- B - lado de fora

REIVINDICAÇÕES

1. Anteparo de pressão (1, 1') para uma fuselagem aeroespacial (10), compreendendo:

5 - uma porção principal de anteparo (3) tendo um formato aproximadamente plano em um estado não carregado, e

- uma estrutura (2) que suporta e liga a dita porção principal de anteparo (3) à fuselagem (10);

10 - em que a dita porção principal de anteparo (3) compreende uma estrutura hermeticamente fechada tendo um componente reticular (5, 5', 5") que compreende elementos de ligamento (6, 6', 6"), que vêm a ser ligamentos trançados que formam um pano (11) adaptado para ser impermeável ao ar, em que o dito pano (11) compreende uma ou mais camadas de tecidos padrão empilhados em uma seqüência de trópicos quase paralelos,

15 caracterizado pelo fato de que:

o dito pano (11) compreende pelo menos uma porção de teceduras polares (13) que formam uma abertura (14) para a passagem impermeável de um conduíte.

20 2. Anteparo de pressão (1, 1') para uma fuselagem aeroespacial (10), compreendendo:

- uma porção principal de anteparo (3) tendo um formato aproximadamente plano em um estado não carregado, e

- uma estrutura (2) que suporta e liga a dita porção principal de anteparo (3) à fuselagem (10);

25 - em que a dita porção principal de anteparo (3) compreende uma estrutura hermeticamente fechada tendo um componente reticular (5, 5', 5") que compreende elementos de ligamento (6, 6', 6"),

caracterizado pelo fato de que:

30 os ditos elementos de ligamentos (6', 6") são ligamentos em forma de cinta que se estendem radialmente em pelo menos uma primeira camada e uma segunda camada, respectivamente, e formam pelo menos duas camadas de retenção para um elemento de vedação (4) disposto entre

as ditas camadas de retenção.

3. Anteparo de pressão (1'), de acordo com a reivindicação 2, caracterizado pelo fato de que:

o dito elemento de vedação (4) é uma membrana termoplástica.

5 4. Anteparo de pressão (1'), de acordo com a reivindicação 2 ou 3, caracterizado pelo fato de que:

as extremidades internas (7) dos ditos elementos de ligamento em forma de cinta (6', 6'') são ligadas a pelo menos uma cinta central (8) e as demais extremidades são ligadas a pelo menos uma cinta periférica (9).

10 5. Anteparo de pressão (1'), de acordo com a reivindicação 4, caracterizado pelo fato de que:

o dito elemento de vedação (4) é conectado à dita pelo menos uma cinta periférica (9).

15 6. Anteparo de pressão (1'), de acordo com a reivindicação 4 ou 5, caracterizado pelo fato de que:

a dita pelo menos uma cinta periférica (9) é fixada à dita estrutura (2), que fixa o dito elemento de vedação (4), e a dita estrutura impermeável tendo um componente reticular (5', 5'') para a dita estrutura (2).

20 7. Anteparo de pressão (1, 1'), de acordo com pelo menos uma das reivindicações 1 a 6, caracterizado pelo fato de que:

a dita estrutura (2) é feita de um material metálico e/ou material compósito.

8. Anteparo de pressão (1, 1'), de acordo com a reivindicação 7, caracterizado pelo fato de que:

25 a dita estrutura (2) é feita do alumínio 7150.

9. Anteparo de pressão (1, 1'), de acordo com pelo menos uma das reivindicações 1 a 8, caracterizado pelo fato de que:

os ditos elementos de ligamento (6, 6', 6'') são feitos de fibras de poliamida aromáticas.

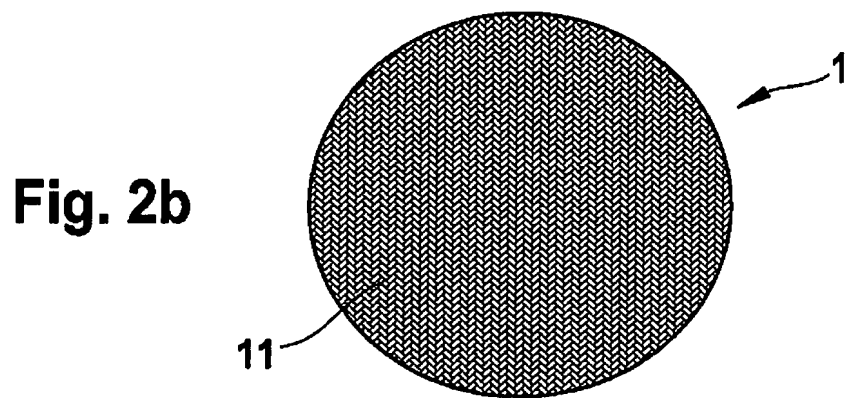
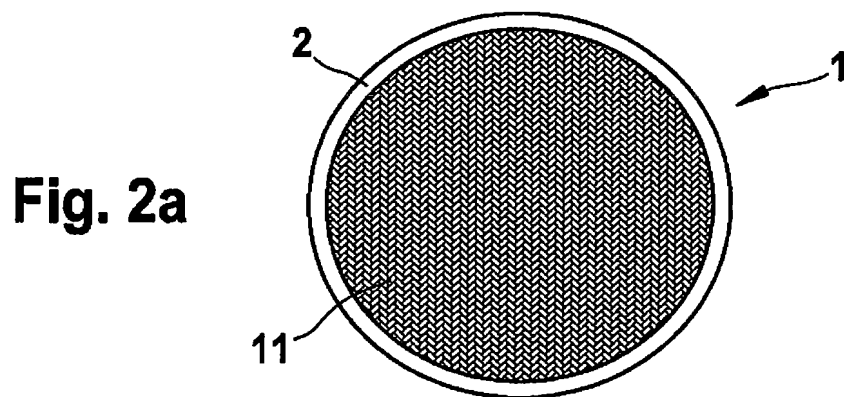
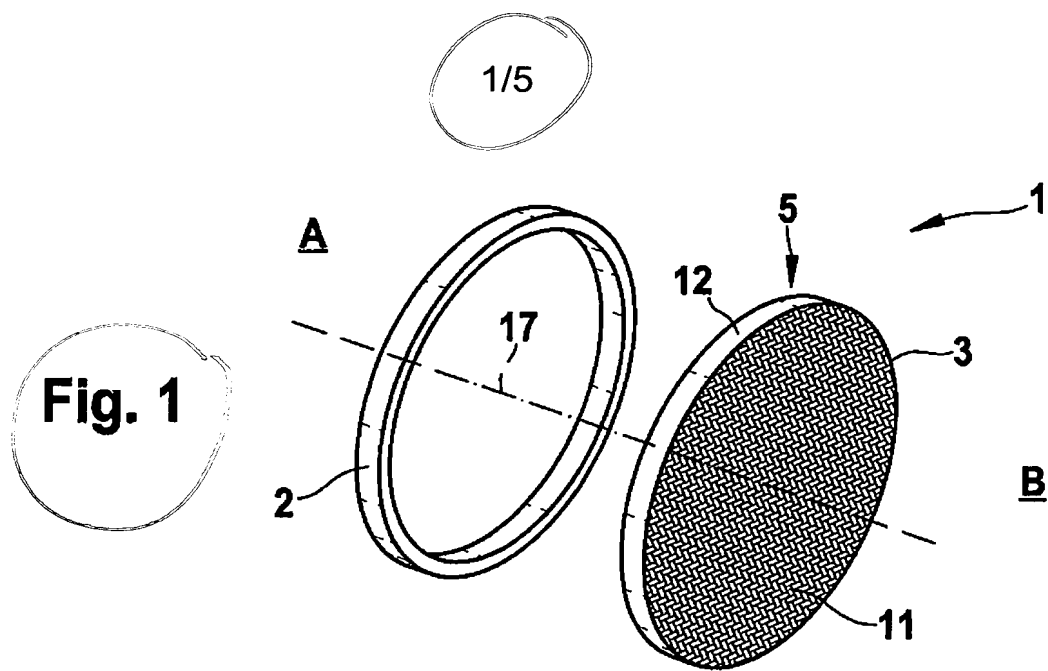


Fig. 3

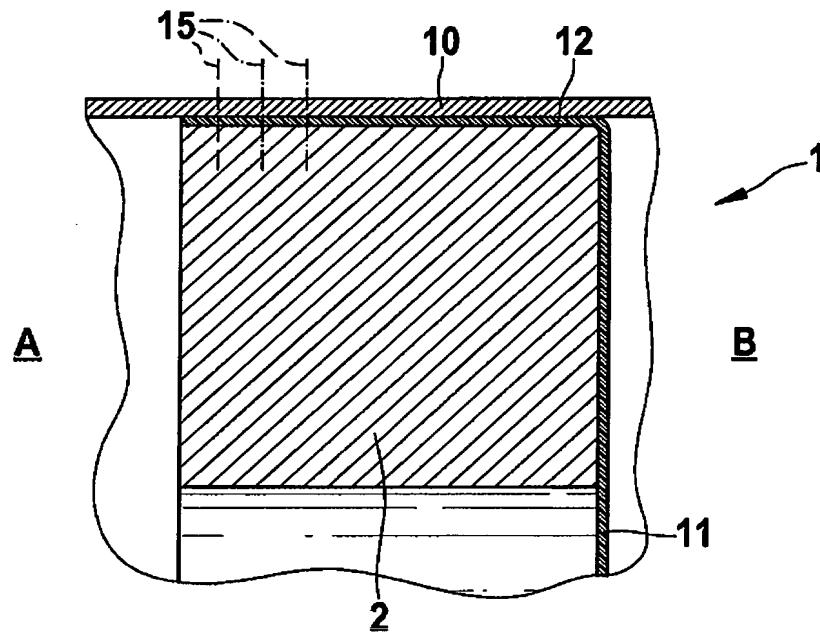


Fig. 4

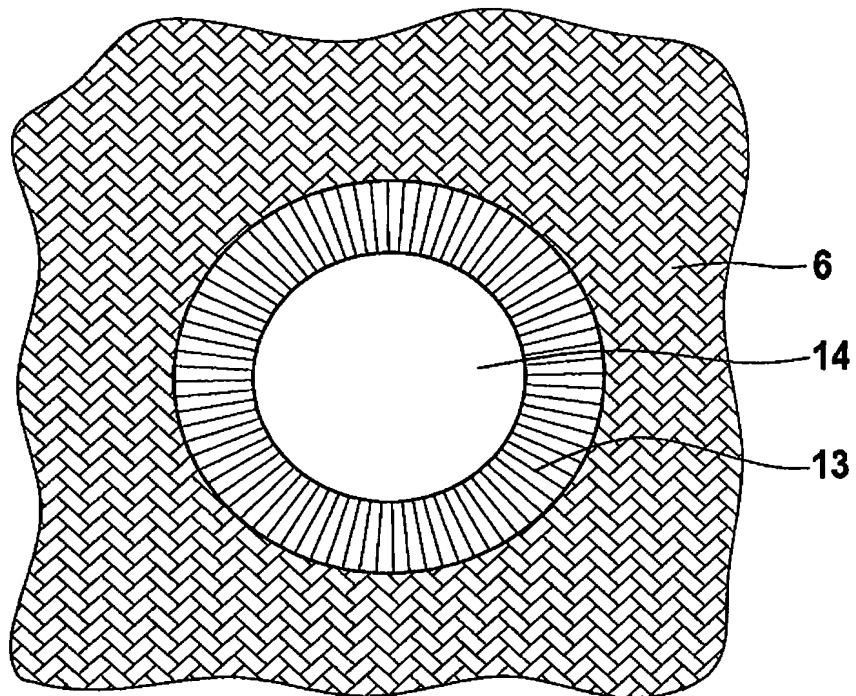


Fig. 5

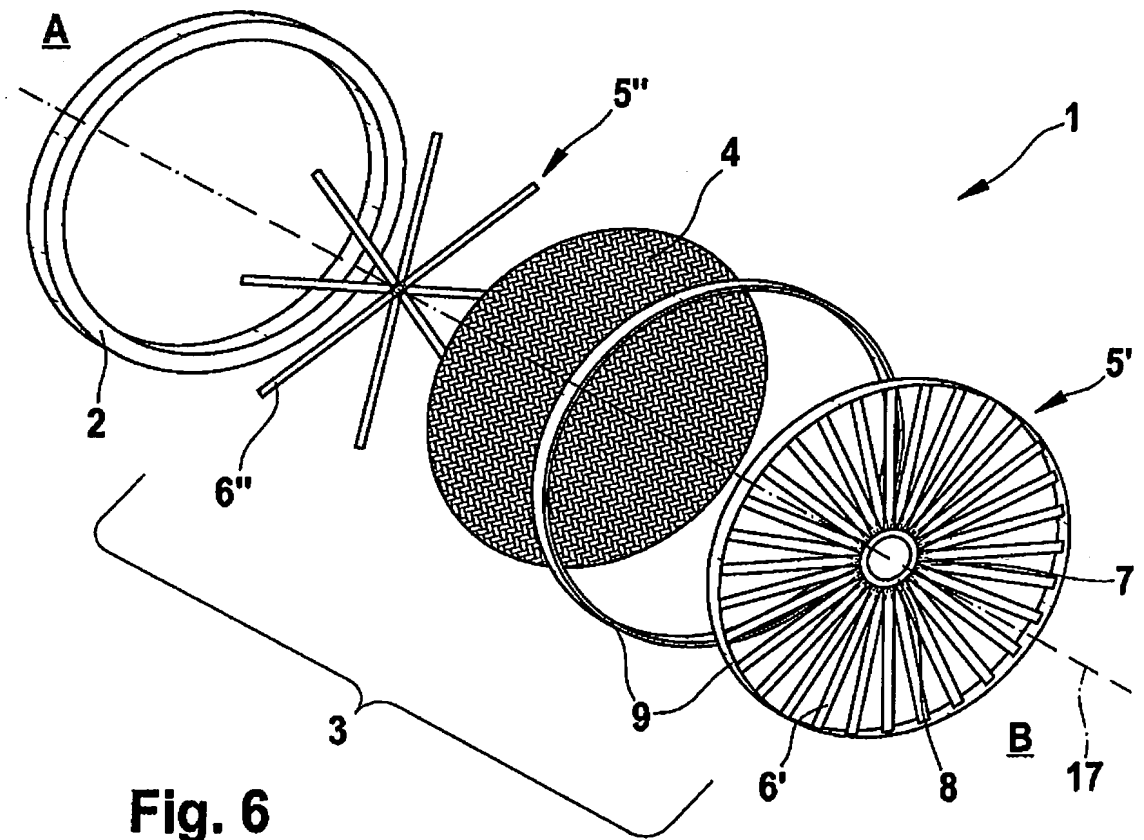
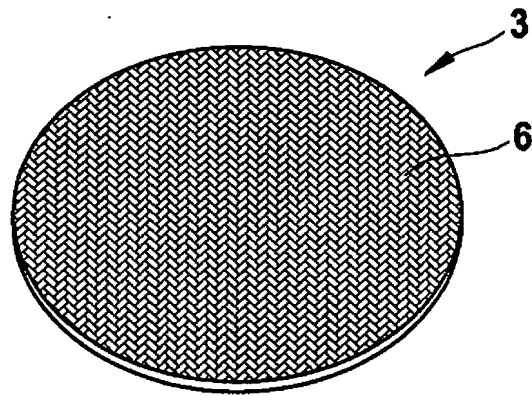


Fig. 6

Fig. 7a

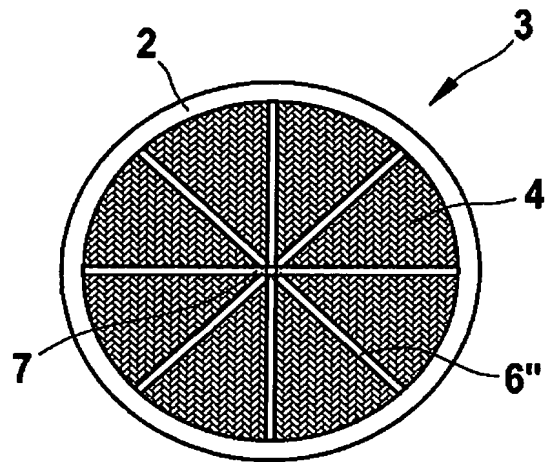


Fig. 7b

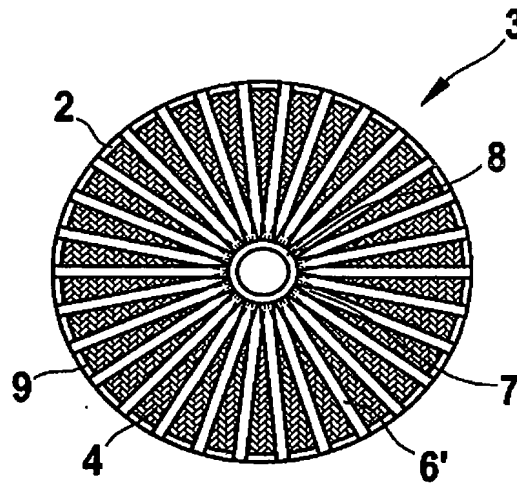
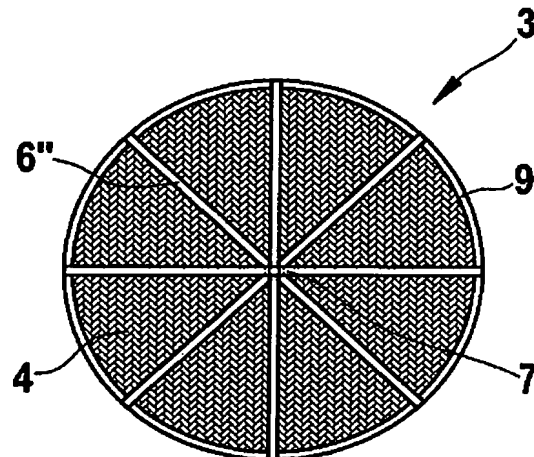


Fig. 8



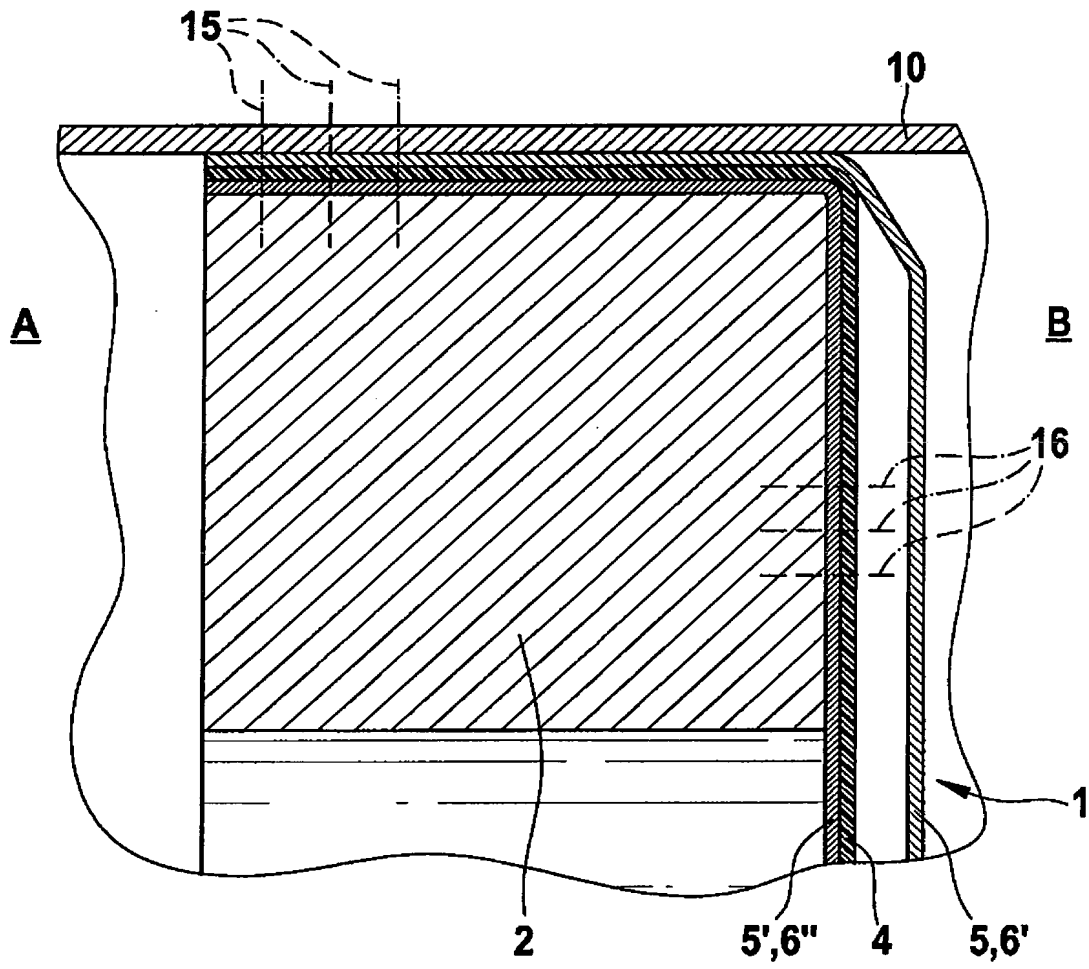


Fig. 9

RESUMO

Patente de Invenção: "ANTEPARO DE PRESSÃO PARA UMA FUSELAGEM AEROESPACIAL".

A presente invenção refere-se a um anteparo de pressão (1, 1')
5 para uma fuselagem aeroespacial (10) compreendendo uma porção principal
de anteparo (3) tendo um formato aproximadamente plano em um estado
não-carregado; e uma estrutura (2) que suporta e liga a dita porção principal
de anteparo (3) à fuselagem (10); em que a dita porção principal de anteparo
(3) compreende uma estrutura hermeticamente fechada, tendo um compo-
10 nente reticular (5, 5', 5").