



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

(21) PI 0714253-6 A2



* B R P I 0 7 1 4 2 5 3 A 2 *

(22) Data de Depósito: 30/07/2007

(43) Data da Publicação: 18/06/2013
(RPI 2215)

(51) Int.Cl.:

B64C 1/40
B64D 15/04
B64D 29/00
C04B 12/00

(54) Título: ESTRUTURA TRASEIRA DE UMA
ENTRADA DE AR DE UMA NACELA DE AERONAVE

(30) Prioridade Unionista: 04/08/2006 FR 0653291

(73) Titular(es): AIRBUS FRANCE

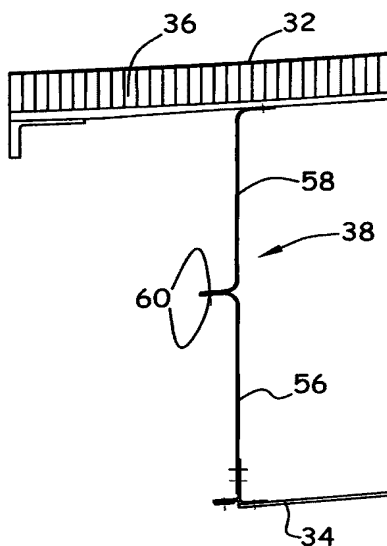
(72) Inventor(es): ALAIN PORTE, BRUNO MEDDA

(74) Procurador(es): Antonio Mauricio Pedras Arnaud

(86) Pedido Internacional: PCT FR2007051751 de
30/07/2007

(87) Publicação Internacional: WO 2008/015362de
07/02/2008

(57) Resumo: ESTRUTURA TRASEIRA DE UMA ENTRADA DE AR DE UMA NACELA DE AERONAVE. O objeto da invenção é a provisão de uma estrutura traseira de uma entrada de ar de uma nacela de aeronave, obtido parcialmente em material compósito a base de uma resina geopolimérica reforçada por fibras, e compreendendo pelo menos uma parte (56) circundando um orifício previsto para a passagem de um sistema de descongelamento em material compósito a base de uma resina geopolimérica reforçada por fibras e pelo menos uma outra parte (58) metálica.



"ESTRUTURA TRASEIRA DE UMA ENTRADA DE AR DE UMA NACELA DE AERONAVE".

Campo da invenção

A presente invenção refere-se a um elemento de estrutura de uma aeronave susceptível de ser submetido a temperaturas elevadas tal como, particularmente, uma estrutura traseira de uma nacela de aeronave.

Antecedentes da invenção

Uma aeronave compreende os elementos de estrutura assegurando particularmente a tomada ou a transmissão de esforços entre diferentes pontos da mencionada estrutura. Esses elementos permitem especialmente suportar o invólucro externo da aeronave susceptível de estar em contato com o ar e lhe conferem uma certa rigidez.

Na Figura 1 tem-se representado um elemento de estrutura previsto no nível de uma entrada de ar 0 de aeronave disposta na parte dianteira de uma nacela na qual é integrada uma motorização, o mencionado elemento de estrutura sendo chamado de estrutura traseira 12 e ligando o revestimento 14 disposto no interior da nacela e o revestimento 16 disposto no exterior da nacela. Essa estrutura traseira 10 assegura a tomada de esforços de flexão, de rotação ou outros que se apliquem à entrada de ar, tais como, por exemplo, o peso da entrada de ar, os esforços induzidos pelos escoamentos aerodinâmicos.

Considerando a importância da parte do carburante nos custos de exploração de uma aeronave, os fabricantes tendem a diminuir a massa das aeronaves para reduzir seu consumo, particularmente utilizando os materiais compósitos para realizar os elementos da estrutura de uma aeronave.

Esses materiais compósitos são compostos de fibras, particularmente de carbono, grafite, basalto, aramida ou vidro, por exemplo, submergidas em uma matriz de resina orgânica tal como, por exemplo, uma resina epóxi, termoplástica ou que endureça termicamente. As fibras podem se apresentar sob a forma de tecido ou de uma

camada não tecida, segundo o caso.

Para poder serem utilizadas subseqüentemente, essas fibras são geralmente revestidas. Em efeito, no momento de sua elaboração, o estado da superfície dessas fibras está degradado o qual prejudica a adesão das resinas orgânicas. Por outro lado, a manipulação das fibras no estado bruto, no momento de uma operação de tecelagem, por exemplo, é delicada devido às fibrilas se destacando do fecho principal. Assim, as fibras secas são tratadas para restaurar o estado de superfície em seguida recoberta de uma resina orgânica favorecendo a adesão química para uma impregnação ulterior. Esse recobrimento é chamado de ensimagem. As fibras comercializadas ensimadas são lisas e estão prontas para serem utilizadas.

As técnicas industriais têm sido desenvolvidas para aplicar fibras ensimadas e resinas epóxi. Essas técnicas são controladas e permitem obter custos de fabricação de peças compatíveis com aqueles das peças metálicas equivalentes.

Além disso, as peças em material compósito oferecem características mecânicas pelo menos iguais àquelas das peças metálicas e são netamente mais ligeiras que estas últimas.

Entretanto, a utilização dos materiais compósitos para realizar as partes da estrutura pode-se revelar problemática em certos casos, particularmente quando as mencionadas partes são colocadas em zonas susceptíveis de serem submetidas a temperaturas elevadas, por exemplo, superiores a 500°C. Esse é particularmente o caso da estrutura traseira da entrada de ar. A tais temperaturas, as peças realizadas em material compósito a base de resina orgânica perdem suas características mecânicas e estruturais, e se tornam porosos, o que não é aceitável para tais elementos.

Uma primeira solução consiste em não utilizar materiais compósitos para realizar esses elementos, e sim utilizar

titânio. Mesmo quando as peças conservam suas características mecânicas e estruturais a temperaturas elevadas, essa solução não permite reduzir a massa da aeronave e conduz a custos de realização e exploração muito elevados.

Uma outra solução consiste em utilizar materiais compósitos da técnica anterior e recobrir as superfícies susceptíveis de serem submetidas a temperaturas elevadas com um isolante térmico, igualmente chamado de tela para-fogo. Segundo o exemplo ilustrado na Figura 2, a estrutura traseira 12 é obtida em material compósito e recoberto da tela para-fogo 20 para proteger as faces em material compósito susceptíveis de serem submetidas a temperaturas elevadas.

Segundo uma primeira variante, a tela para-fogo pode ser composta de uma lâ de vidro ou de rocha intercalada entre duas lâminas metálicas de manutenção. Segundo uma outra variante, a tela para-fogo pode ser constituída de revestimento de silicone.

No caso do quadro traseiro, este último compreende igualmente uma rédea 22 para um tubo 24 previsto para o sistema de descongelamento do beijo 26 da entrada de ar que utiliza o ar retirado no motor a uma temperatura elevada. Para proteger a estrutura traseira em material compósito, é necessário prever um isolante 28 entre o beijo e o mencionado quadro.

Conseqüentemente, a utilização de um material compósito segundo a técnica anterior não é satisfatória, pois ela complica a realização do elemento de estrutura devido à adição de elementos isolantes tais como, para-fogos e o decorrente ganho de massa do uso de material compósito são praticamente anulado pela presença de para-fogos.

Sumário da invenção

Assim a presente invenção visa remediar os inconvenientes da técnica anterior propondo uma estrutura traseira de uma entrada de ar de uma nacela de aeronave mais ligeiro, susceptível de conservar suas características mecânicas e

estruturais a temperaturas elevadas.

Para isso, a invenção tem por objeto uma estrutura traseira de uma entrada de ar de uma nacela de uma aeronave caracterizado por ser realizado parcialmente em material compósito a base de uma resina geopolimérica reforçada por fibras, e compreende pelo menos um parte circundando um orifício previsto para a passagem de um sistema de sistema de descongelamento em material compósito a base de uma resina geopolimérica reforçada por fibras e pelo menos uma outra parte metálica.

Descrição das figuras

Outras características e vantagens serão mais bem vistas a partir da descrição que se segue da invenção, descrição dada a título de exemplo unicamente, com referência às Figuras anexadas, nas quais:

A Figura 1 é um corte longitudinal de uma entrada de ar de uma nacela de aeronave compreendendo um elemento de estrutura chamado de estrutura traseira segundo a técnica anterior;

A Figura 2 é um corte ilustrando em detalhes uma estrutura traseira segundo a técnica anterior,

A Figura 3 é um corte longitudinal de uma entrada de ar de uma nacela de aeronave compreendendo um elemento de estrutura chamada estrutura traseira segundo a invenção; e

A Figura 4 é um corte ilustrando em detalhes uma estrutura traseira segundo uma outra variante da invenção.

Descrição da invenção

Na Figura 3, tem-se representada em 30 uma entrada de ar de uma nacela de aeronave. Essa entrada de ar compreende um revestimento 32 chamado de interior susceptível de estar em contato com os fluxos aerodinâmicos circulando no interior da nacela e um revestimento 34 chamado de exterior susceptível de estar em contato com os fluxos aerodinâmicos circulando no exterior da nacela.

O revestimento interior 32 pode compreender um painel ou

revestimento acústico 36. Os revestimentos interiores e exteriores não são mais detalhados, pois eles são conhecidos pelos especialistas.

5 A entrada de ar 30 compreende um elemento de estrutura, chamado de estrutura traseira 38 ligando o revestimento interior 32 e o revestimento exterior 34 e assegurando a retomada dos esforços de flexão, de rotação ou outros que se aplicam na entrada de ar tais como, por exemplo, o peso da entrada de ar, os esforços induzidos pelo
10 escoamento aerodinâmico.

Essa estrutura traseira 38 pode compreender uma abertura no nível da qual é previsto uma rédea 40 suportando um tubo 44 previsto para um sistema de descongelamento do beijo 46 da entrada de ar 30 que utiliza o ar retirado no
15 motor a uma temperatura elevada.

Segundo a invenção a estrutura traseira 38 é obtida pelo menos parcialmente em material compósito compreendendo uma resina geopolimérica reforçada por fibras.

Para obter um material susceptível de conservar sua
20 resistência mecânica a alta temperatura, utiliza-se uma resina geopolimérica do tipo silicato ($x\text{SiO}_2$, AlO_2), na qual x é compreendido entre ou igual a 1,75 e 50.

Vantajosamente, utiliza-se a resina comercializada sob a denominação MEYEB pela sociedade Cordi para geopolímeros.

25 Por resina geopolimérica entende-se uma resina geopolimérica ou uma mistura de resinas geopoliméricas.

Segundo as aplicações, as fibras podem ter diferentes secções e podem ser realizadas, a partir de diferentes materiais tais como, por exemplo, de carbono, grafite,
30 basalto, aramida ou vidro.

As fibras podem estar sob a forma de um tecido, de um não tecido ou de um tapete.

Para poder serem utilizadas ulteriormente, essas fibras são geralmente recobertas. Em efeito, no momento de sua
35 elaboração, o estado de superfície dessas fibras está degradado o que prejudica a adesão das resinas orgânicas. Além disso, a manipulação das fibras no estado bruto, no

momento de uma operação de tecelagem, por exemplo, é delicada devido às fibrilas se destacando do fecho principal. Assim, as fibras secas são tratadas para restaurar o estado de superfície em seguida recoberta de uma resina orgânica favorecendo a adesão química para uma impregnação ulterior. Esse recobrimento é chamado de ensimagem. As fibras comercializadas ensimadas são lisas e estão prontas para serem utilizadas. A quantidade de ensimagem é relativamente fraca em relação à fibra e está na ordem de apenas 1% em massa da fibra ensimada. Ademais, a natureza da resina orgânica utilizada para a ensimagem pode variar de um fabricante para outro.

Para favorecer a aderência da matriz em resina geopolimérica com as fibras, é necessário retirar pelo menos parcialmente a ensimagem, as resinas orgânicas e as resinas geopoliméricas não sendo miscíveis.

A retirada da ensimagem para um tratamento térmico ou químico permite a utilização de tecidos amplamente comercializados.

Segundo um modo de concretização, a retirada da ensimagem é realizada graças a um tratamento térmico consistindo em aquecer as fibras até que a temperatura de degradação térmica da resina, para que esta última não se adira mais às fibras. Vantajosamente, o tratamento térmico se efetua sob atmosfera inerte.

Esse tratamento permite tratar a maioria das fibras comercializadas mediante um eventual ajuste da temperatura e/ou do ciclo de temperatura à qual são submetidas às fibras ensimadas. Isto permite um tratamento relativamente rápido, da ordem de alguns minutos.

As temperaturas de degradação térmica das resinas utilizadas para a ensimagem sendo muito próximas da temperatura de oxidação das fibras de carbono, então convém determinar a temperatura e/ou o ciclo de temperatura à qual as fibras são submetidas. Em efeito, uma degradação muito importante das fibras conduziria à

redução, fortemente, das características do produto obtido.

Geralmente, o fim do período de retirada da ensimagem corresponde ao início do período de degradação das
5 fibras.

Um bom compromisso para obter uma aderência satisfatória e uma degradação limitada das fibras consiste em retirar entre 50% e 90% da ensimagem.

Para determinar a temperatura de aquecimento, realiza-se
10 um ensaio em uma amostra. Graças a uma análise por gravimetria térmica (ATG) associada ou não a uma espectrografia de massa, é possível identificar o composto utilizado para a ensimagem e determinar as temperaturas de início e de finalização da retirada assim
15 como a massa subtraída.

O tratamento térmico consiste então em aquecer o produto sob atmosfera inerte ocupando-se de manter a temperatura média do forno no garfo determinado no momento da análise por gravimetria térmica. Um controle final de perda de
20 massa permite validar o processo.

Segundo outro modo operacional, a retirada da ensimagem pode ser realizada graças a um tratamento químico, especialmente utilizando um solvente.

Previamente, é necessário identificar o composto
25 utilizado para a ensimagem a fim de escolher o solvente. Essa identificação pode ser conduzida por uma análise por gravimetria térmica. O método químico é relativamente simples de ser aplicado e necessita de pelo menos um banho de solvente como o cloreto de metileno, por
30 exemplo. A duração do tratamento é determinada em função particularmente do composto utilizado para a ensimagem.

Para reduzir a duração do tratamento, um bom compromisso para obter uma aderência satisfatória e uma duração de tratamento limitada consiste em retirar entre 50% e 90%
35 da ensimagem.

Segundo uma outra característica da invenção, para melhorar a impregnação das fibras, realiza-se uma adição

de água na resina, da ordem de 3 a 7% em volume para melhorar a fluidez da mencionada resina e obter uma homogeneização da migração da mencionada resina nas fibras. Essa adição de água é em suplementação, em
5 relação à quantidade de água recomendada pelo fabricante da resina.

O quadro 38 concretizado pelo menos parcialmente com um material compósito a base de uma resina geopolimérica resiste às temperaturas elevadas e conserva suas
10 características estruturais e mecânicas. Essa solução permite um ganho real de massa, pois não é necessário nenhum pára-fogo para proteger do calor as faces da estrutura traseira 38, nem isolante intercalado entre a rédea 40 e o mencionado quadro.

15 A estrutura traseira 38 tem uma forma anular se estendendo além do revestimento interior 32 até o revestimento exterior 34 com os meios de ligação 48 no revestimento interior e os meios de ligação 50 no revestimento exterior. Para permitir a passagem do
20 sistema de descongelamento do beijo 46, um orifício é arranjado em essa forma anular para receber uma rédea 40. Segundo um modo de concretização, os meios de ligação 48 apresentam-se sob a forma de pelo menos uma borda dobrada
52 da estrutura traseira 38, emplacada contra o
25 revestimento interior e sujeita a este último através de todos os meios apropriados.

Segundo um modo de concretização, os meios de ligação 50 têm uma forma em T 54 cuja cabeça é assegurada através de todos os meios apropriados ao revestimento exterior e
30 cujo pé é assegurado através de todos os meios apropriados ao quadro.

Os meios de ligação 48 e 50 não estão limitados a esses modos de concretização. Outras soluções são imagináveis. A estrutura traseira 38 é concretizada parcialmente em
35 material compósito a base de uma resina geopolimérica reforçada por fibras, pelo menos a parte circundando um orifício previsto para a passagem de um sistema de

descongelamento sendo em material compósito a base de uma resina geopolimérica reforçada por fibras e pelo menos uma outra parte sendo metálica para poder se deformar e absorver a energia em caso de um choque. Como ilustrado na Figura 5, A estrutura traseira compreende duas partes concêntricas, uma primeira parte anular 56 em material compósito a base de uma resina polimérica em contato com o revestimento exterior 34 e uma segunda parte anular 58 metálica em contato com o revestimento 32, as duas partes 56 e 58 estando ligadas através de todos os meios apropriados, particularmente as bordas dobradas 60 previstas no nível de cada uma das partes, solidárias. Essa solução é privilegiada quando a nacela compreende um ventilador de grande diâmetro e a energia de uma pá no momento de uma ruptura é importante. A parte metálica 58, da estrutura traseira, pode se deformando, absorver uma parte dessa energia.

Naturalmente, a invenção não está limitada ao modo de concretização representado e descrito acima, mas pelo contrário ela engloba todas as variantes.

REIVINDICAÇÕES

1. Estrutura traseira de uma entrada de ar de uma nacela de aeronave, caracterizado pelo fato de ser realizado a partir de um material compósito a base de uma resina geopolimérica reforçada por fibras, compreendendo pelo menos uma parte (56) circundando um orifício previsto para a passagem de um sistema de descongelamento em material compósito a base de uma resina geopolimérica reforçada por fibras e pelo menos uma parte metálica (58).
2. Estrutura traseira de uma entrada de ar de uma nacela de aeronave, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de compreender duas partes concêntricas, uma primeira parte anular (56) em material compósito a base de uma resina geopolimérica reforçada por fibras em contato com o revestimento exterior (34) da nacela e uma segunda parte anular (58) metálica em contato com a parte interior (32) da nacela.
3. Estrutura traseira de uma entrada de ar de uma nacela de aeronave de acordo com a reivindicação 1 ou 2, caracterizado pelo fato de ser realizado a partir de um material compósito a base de fibras submersas em uma resina geopolimérica de tipo silicato ($x\text{SiO}_2$, AlO_2), na qual x é compreendido entre ou igual a 1,75 e 50.
4. Estrutura traseira de uma entrada de ar de uma nacela de aeronave de acordo com a reivindicação 3, caracterizado pelo fato de as fibras terem passado pelo menos parcialmente por processo de retirada da ensimagem, previamente à impregnação com a resina geopolimérica.

1/2

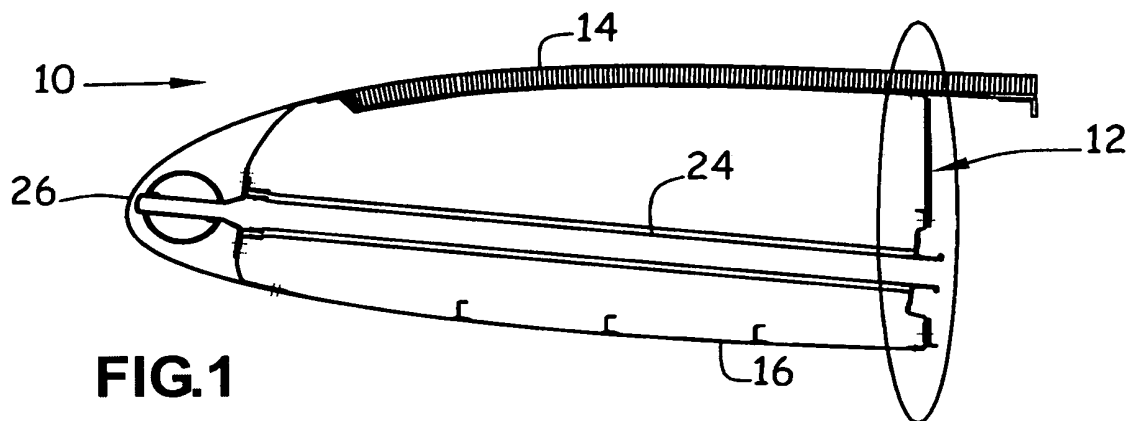


FIG. 1

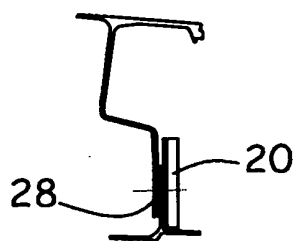
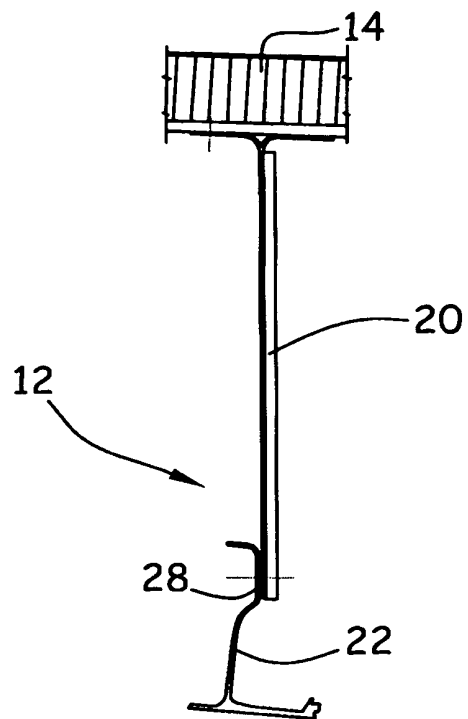


FIG. 2

2/2

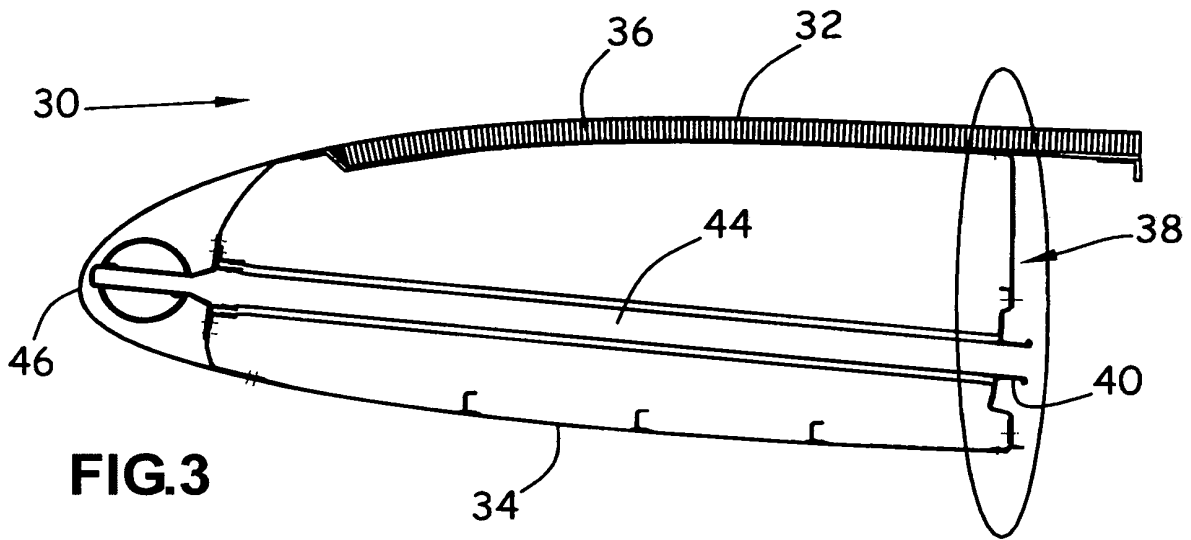


FIG. 3

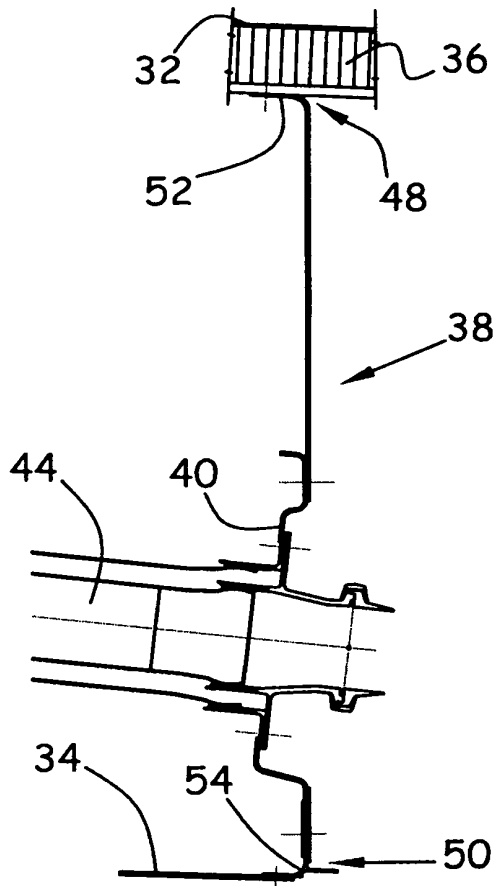


FIG. 4

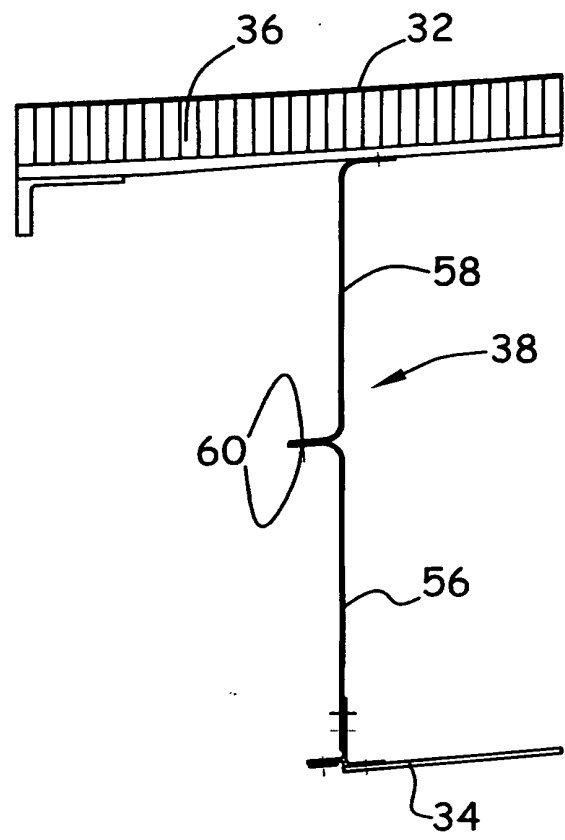


FIG. 5

RESUMO

"ESTRUTURA TRASEIRA DE UMA ENTRADA DE AR DE UMA NACELA DE AERONAVE".

O objeto da invenção é a provisão de uma estrutura
5 traseira de uma entrada de ar de uma nacela de aeronave,
obtido parcialmente em material compósito a base de uma
resina geopolimérica reforçada por fibras, e
compreendendo pelo menos uma parte (56) circundando um
orifício previsto para a passagem de um sistema de
10 descongelamento em material compósito a base de uma
resina geopolimérica reforçada por fibras e pelo menos
uma outra parte (58) metálica.