



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

(11) BR 112013003189-1 B1



(22) Data do Depósito: 23/07/2011

(45) Data de Concessão: 31/12/2019

(54) Título: AERONAVE

(51) Int.Cl.: B32B 5/26; B32B 5/28; C08J 5/04.

(30) Prioridade Unionista: 13/08/2010 US 12/856,210.

(73) Titular(es): HEXCEL CORPORATION.

(72) Inventor(es): BRUNO BOURSIER.

(86) Pedido PCT: PCT US2011045130 de 23/07/2011

(87) Publicação PCT: WO 2012/021283 de 16/02/2012

(85) Data do Início da Fase Nacional: 08/02/2013

(57) Resumo: MATERIAL COMPOSTO USINÁVEL.Um material composto que pode ser usinado para produzir uma peça composta para aplicações estruturais que tem pelo menos uma superfície usinada. O material composto inclui uma estrutura fibrosa contendo fibras e uma matriz de resina. A estrutura fibrosa tem pelo menos uma superfície. Uma camada usinável de material composto de fibra descontínua fica localizada na(s) superfície(s) da estrutura fibrosa. Uma porção da(s) camada(s) usinável(is) é removida para produzir uma peça composta tendo a dimensão usinada final desejada sem a penetração na estrutura fibrosa.

“AERONAVE”

Precedentes da invenção

1. Campo da invenção

[001] A presente invenção refere-se, de forma geral, a materiais compostos moldados. Mais particularmente, a presente invenção é direcionada a materiais compostos moldados que são adequados para aplicações estruturais e que podem ser usinados precisamente para fornecer um ajuste preciso das peças juntas ou outros benefícios.

2. Descrição da técnica relacionada

[002] Materiais compostos incluem tipicamente fibras e uma matriz de resina como os dois componentes principais. Materiais compostos têm tipicamente uma razão de resistência em relação ao peso muito alta. Como resultado, materiais compostos estão sendo usados em ambientes exigentes, tal como na área aeroespacial onde a alta resistência e o peso relativamente leve das peças compostas são de importância particular.

[003] A moldagem a compressão de materiais compostos termorrígidos ou termoplásticos é frequentemente usada para produzir peças que conectam estruturas principais. Por exemplo, materiais compostos moldados têm sido usados como encaixes, placas de união, prendedores, calços e intercostais que conectam peças estruturais principais de um avião. O conector composto moldado precisa casar precisamente com as várias estruturas, tais como peças de fuselagem, camadas externas da asa, armações, contrafortes e longarinas, que estão sendo unidos.

[004] Peças de metal foram usadas no passado para conectar estruturas de aeronave. Uma vantagem do uso de conectores de metal é que eles podem ser usinados para igualar precisamente a geometria das peças de união, bem como satisfazer as tolerâncias requeridas para a montagem apropriada. Em muitos casos, a mesma montagem estrutural é repetida muitas vezes, mas em cada caso tem uma geometria única, por causa das formas aerodinâmicas das asas e fuselagens. As seções transversais da fuselagem e da asa não são constantes. Por exemplo, as asas afunilam da origem da asa (perto da fuselagem) até a ponta da asa. As seções transversais da fuselagem são reduzidas em direção ao nariz e cauda do avião. As estruturas de endurecimento da camada externa para a fuselagem e asa são feitas de uma montagem de armações circunferenciais regularmente espaçadas e traves longitudinais regularmente espaçadas. A geometria dos conectores que são usados

para fixar as armações e traves na camada externa varia ligeiramente de uma localização para a próxima devido à seção transversal não constante das camadas externas da asa ou fuselagem. É uma proposta cara criar um molde diferente para cada conector particular em uma dada localização. Seria desejável moldar uma peça única que pudesse então ser usinada para produzir um número de peças diferentes que têm as variações exigidas na geometria da peça. Um único molde poderia ser usado para produzir múltiplas peças com geometrias ligeiramente diferentes, por exemplo, para acomodar a leve mudança de geometria da camada externa da fuselagem de uma localização da armação para a próxima, ao invés da prática atual que é limitada à produção de uma única geometria de peça por molde.

[005] É muito difícil produzir peças compostas moldadas que têm tolerâncias que são tão rígidas quanto as tolerâncias que podem ser obtidas com uma peça de metal usinada. Além disso, uma peça composta moldada não pode ser remoldada para satisfazer as mudanças nas dimensões que ocorrem devido às variáveis no processo de montagem. Como resultado, cunhas são usadas tipicamente para corrigir os desacertos dimensionais que podem ocorrer quando peças compostas moldadas são usadas para unir as estruturas.

[006] É difícil usinar peças compostas sem criar dano estrutural. As fibras tendem a ficar interrompidas e a delaminação pode ocorrer, o que reduz grandemente a resistência da peça. Peças compostas que contêm fibras unidirecionais (UD) são usadas geralmente em muitas peças estruturais. Peças compostas que contêm fibras UD são particularmente difíceis de usinar sem afetar adversamente a resistência da peça. Dessa forma, a usinagem de tais peças compostas estruturais tem sido evitada.

[007] Seria desejável proporcionar peças estruturais que possam ser usadas em aplicações estruturais e que possam ser fabricadas em dimensões iniciais precisas. Além disso, as dimensões da peça composta estrutural devem ser acessíveis para alteração em um momento posterior, se necessário, para garantir que a peça se ajuste apropriadamente sem a necessidade de cunhas.

Sumário da invenção

[008] De acordo com a presente invenção, um material composto é apresentado que pode ser usinado da mesma maneira como o metal para produzir peças compostas que têm dimensões precisas. O material composto pode ser usinado como parte do processo de fabricação inicial para proporcionar peças compostas tendo

dimensões de superfície precisas. A peça composta pode ser também ainda usinada para satisfazer variações dimensionais que podem ocorrer durante o processo de montagem ou que podem ser necessárias devido às mudanças de projeto tardias que podem afetar as dimensões da peça.

[009] O material composto de acordo com a presente invenção é projetado para ser usinado para produzir uma peça composta que tem pelo menos uma superfície usinada. O material composto é composto de uma estrutura fibrosa composta de fibra e uma matriz de resina. Como um aspecto da invenção, uma camada usinável fica localizada em pelo menos uma das superfícies da estrutura fibrosa. A camada usinável é composta de composto de fibra descontínua aleatória. Uma porção da camada usinável é removida para apresentar uma peça composta tendo a superfície usinada final desejada. A camada usinável é fabricada suficientemente grossa para permitir que a usinagem seja realizada sem a penetração na estrutura fibrosa. Isso garante que a integridade estrutural da peça não seja comprometida durante o processo de usinagem.

[010] Como outro aspecto da invenção, o material composto é usinado para apresentar uma peça composta tendo pelo menos uma dimensão usinada. Nessas situações, a estrutura fibrosa tem pelo menos duas superfícies que são separadas por uma distância ou dimensão. A camada usinável fica localizada em pelo menos uma das duas superfícies de modo a aumentar ou reduzir a dimensão inicial da estrutura fibrosa para apresentar uma dimensão pré-usinada. A(s) camada(s) usinável(is) é (são) fabricada(s) suficientemente grossa(s), tal que a diferença entre a dimensão da superfície de suporte fibrosa e a dimensão pré-usinada é maior do que a diferença entre a dimensão da superfície de suporte fibrosa e a dimensão usinada desejada. Além disso, a diferença entre a dimensão da superfície de suporte fibrosa e a dimensão usinada é maior do que zero. Isso garante que o suporte fibroso não seja penetrado durante a usinagem do material composto para formar a peça composta.

[011] A combinação da estrutura fibrosa e da camada usinável de acordo com a presente invenção proporciona peças estruturais tendo a razão de resistência em relação ao peso alta benéfica do material composto enquanto ao mesmo tempo tornando a peça acessível à usinagem para as dimensões precisas da mesma maneira como as peças de metal. Esses aspectos benéficos tornam as peças bem adequadas para uso nas estruturas primárias de aeronave e outras aplicações estruturais. Foi verificado que as camadas usináveis poderiam ser formadas nas superfí-

cies da estrutura fibrosa e usinadas sem afetar adversamente a resistência da peça resultante.

[012] As peças estruturais de acordo com a presente invenção podem incluir estruturas fibrosas e camadas usináveis que são compostas do mesmo material, contanto que as propriedades do material sejam suficientes para satisfazer os requisitos estruturais da peça estrutural.

[013] A presente invenção é também direcionada a métodos para a fabricação de material composto não curado que pode ser moldado e depois usinado para produzir peças compostas tendo pelo menos uma superfície usinada e/ou dimensão usinada. A invenção também cobre métodos para curar o material composto não curado. Além disso, a invenção cobre métodos para usinar o material composto curado tanto durante a fabricação inicial da peça quanto durante o processo de montagem onde a usinagem da peça composta pode ser exigida para ajustar a peça apropriadamente a outras estruturas. Métodos para fabricação de um grupo de peças usinadas, que têm uma faixa de geometrias, a partir de um grupo de peças moldadas que têm a mesma geometria, são também cobertos pela presente invenção.

[014] Os aspectos acima descritos e muitos outros e vantagens resultantes da presente invenção se tornarão mais bem entendidos por referência à descrição detalhada seguinte quando tomada em conjunto com os desenhos acompanhantes.

Breve descrição dos desenhos

A figura 1 mostra o material composto de acordo com a presente invenção que foi usinado em dois lados para formar uma peça composta. A peça composta usinada é mostrada antes de ser inserida em uma abertura correspondente em uma estrutura primária de aeronave.

A figura 2 é uma vista seccional da peça composta usinada mostrada na figura 1 tomada no plano 2-2.

A figura 3 é uma vista em perspectiva de um conector de prendedor exemplar que tem um lado que pode ser usinado de acordo com a presente invenção.

A figura 4 é uma vista seccional lateral simplificada mostrando o material composto exemplar de acordo com a presente invenção onde camadas usináveis estão presentes que aumentam a dimensão entre as superfícies da estrutura fibrosa para uma dimensão pré-usinada que é maior do que a dimensão usinada.

A figura 5 é uma vista simplificada de uma aeronave mostrando as áreas estruturais da aeronave onde peças compostas usinadas de acordo com a presente

invenção podem ser usadas.

A figura 6 é uma vista seccional lateral simplificada mostrando o material composto exemplar de acordo com a presente invenção onde camadas usináveis estão presentes que diminuem a dimensão entre as superfícies da estrutura fibrosa para uma dimensão pré-usinada que é menor do que a dimensão usinada.

A figura 7 é uma vista em perspectiva de uma placa de união de aeronave exemplar que foi moldada e usinada de acordo com a presente invenção.

A figura 8 é uma vista em perspectiva de um calço de aeronave exemplar que foi moldado e usinado de acordo com a presente invenção.

A figura 9 é uma vista em perspectiva de um esteio de corte de aeronave exemplar que foi moldado e usinado de acordo com a presente invenção.

A figura 10 é uma vista em perspectiva de um suporte de aeronave exemplar que foi moldado e usinado de acordo com a presente invenção.

A figura 11 é uma vista em perspectiva de um intercostal de aeronave exemplar que foi moldado e usinado de acordo com a presente invenção.

A figura 12 é uma vista em perspectiva de um elo ou orelha de aeronave exemplar que foi moldado e usinado de acordo com a presente invenção.

A figura 13 é uma vista em perspectiva de um encaixe de aeronave exemplar que foi moldado e usinado de acordo com a presente invenção.

A figura 14 é uma vista em perspectiva parcial de uma peça angular exemplar, antes da usinagem de acordo com a presente invenção, em que a estrutura fibrosa e a camada usinável são feitas do mesmo material.

A figura 15 é uma vista em perspectiva parcial de uma peça angular exemplar depois da usinagem de acordo com a presente invenção, em que a estrutura fibrosa e a camada usinável são feitas do mesmo material.

Descrição detalhada da invenção

[015] Os materiais compostos usináveis de acordo com a presente invenção podem ser usados para qualquer finalidade planejada. Entretanto, eles são usados preferivelmente em veículos aeroespaciais e particularmente preferidos para uso em aeronaves comerciais e militares. Por exemplo, os materiais compostos usináveis podem ser usados para fabricar estruturas de aeronave não primárias (secundárias). Entretanto, o uso preferido do material composto usinável é para aplicações estruturais, tal como conexão das estruturas primárias de aeronave. Estruturas ou peças primárias de aeronave são esses elementos de aeronave tanto de asa fixa

quanto asa rotativa que sofrem esforço significativo durante o voo e que são essenciais para a aeronave manter o voo controlado. Os materiais compostos usináveis podem também ser usados para outras aplicações estruturais para fabricar peças de sustentação de carga e estruturas em geral.

[016] A figura 5 representa uma aeronave de asa fixa em 10 que inclui várias estruturas primárias de aeronave exemplares e peças que podem incluir materiais compostos usináveis de acordo com a presente invenção ou como parte da estrutura ou como um elemento de conexão. As peças ou estruturas primárias exemplares incluem a asa 12, a fuselagem 14 e conjunto de cauda 16. A asa 12 inclui várias peças primárias exemplares de aeronave, tais como ailerons 18, bordo de ataque 20, travessas da asa 22, redutores de velocidade 24, bordo de fuga 26 e flapes do bordo de fuga 28. O conjunto de cauda 16 também inclui várias peças primárias exemplares, tais como leme 30, estabilizador vertical 32, estabilizador horizontal 34, lemes de profundidade 36 e cauda 38. Os materiais compostos usináveis podem ser usados para formar toda ou parte dessas estruturas, bem como outras estruturas primárias de aeronave exemplares, tal como longarinas da asa. Os materiais compostos usináveis são particularmente preferidos para uso na fabricação de vários flanges, prendedores, calços, placas de união, esteios de corte, suportes, intercostais, elos, orelhas, encaixes e outros conectores que conectam peças primárias para formar estruturas primárias de aeronave.

[017] Um material composto usinável exemplar preferido é mostrado em 40 na figura 4. O material composto 40 inclui uma estrutura fibrosa 42 que é composta de fibras e uma matriz de resina. A estrutura fibrosa 42 tem superfícies 44 e 46 que têm uma dimensão D entre elas. O material composto 40 é adaptado ou projetado para ser usinado para fornecer uma peça composta tendo uma dimensão usinada D_M que é maior do que a dimensão D. As camadas usináveis 48 e 50 são fornecidas em ambas as superfícies da estrutura fibrosa. As camadas usináveis 48 e 50 são compostas de *prepreg* (NT: material de reforço impregnado com resina antes do processo de moldagem e curado pela aplicação de calor) picado quase isotrópico. As camadas usináveis 48 e 50 têm espessuras t_1 e t_2 , respectivamente. As duas camadas usináveis 48 e 50 aumentam a dimensão D para uma dimensão pré-usinada D_{PM} que é maior do que a dimensão usinada planejada D_M . Uma ou ambas as camadas usináveis 48 e 50 são usinadas para remover material suficiente para reduzir a D_{PM} para a D_M desejada. Como um aspecto da invenção, as duas camadas

usináveis são suficientemente grossas, de modo que a usinagem do material composto para atingir a D_M desejada é realizada sem penetração na estrutura fibrosa 42.

[018] Na determinação da grossura da(s) camada(s) usinável (is), é necessário estabelecer qual serão as várias dimensões D , D_M e D_{PM} para o material composto e peça composta. A fim de garantir que a estrutura fibrosa não seja penetrada durante a usinagem, é necessário que a diferença entre D e D_M através da(s) superfície(s) a ser usinada(s) não seja zero e que as diferenças entre D e D_{PM} através da(s) superfície(s) a ser usinada(s) sejam maiores do que as diferenças entre D e D_M . A diferença entre D e D_M é igual à espessura da(s) camada(s) usinável (is) depois que a usinagem está completa (MLT_M) e a diferença entre D e D_{PM} é igual à espessura da(s) camada(s) usinável (is) antes da usinagem (MLT_{PM}). MLT_{PM} é igual a $t_1 + t_2$ na figura 4.

[019] Para a maior parte das aplicações estruturais, a diferença entre D e D_{PM} deve ser de 0,05 a 40 milímetros a mais do que a diferença entre D e D_M . Para aplicação em estrutura de aeronave primária, é preferido que a diferença entre D e D_{PM} seja de 0,1 a 20 milímetros a mais do que a diferença entre D e D_M . A razão de MLT_{PM} em relação a MLT_M deve ficar em uma faixa de 1:1 a 50:1. De preferência, a razão de MLT_{PM} em relação a MLT_M será de 2:1 a 20:1. Além disso, a diferença entre D e D_M deve ser pelo menos 0,1 mm (0,05 mm por lado) para garantir que a camada fibrosa não seja penetrada e que uma quantidade suficiente de camada usinável (MLT_M) permaneça que a superfície usinada e a estrutura fibrosa não delaminarão ou de outra forma perderão sua integridade estrutural. O MLT_M pode variar de 0,1 mm (0,5 mm por lado) a 40 mm (20 mm por lado) dependendo da quantidade e do grau de usinagem aos quais uma peça particular pode ser submetida.

[020] O material composto 40 na figura 4 é mostrado com ambas as superfícies da estrutura fibrosa coberta com uma camada usinável. Essa é a modalidade preferida quando o material composto está sendo usinado para produzir uma peça composta com uma dimensão usinada D_M . Em alguns casos, a dimensão da peça composta pode não ser crítica, mas ela ainda pode ser desejada, ou necessária, para produzir uma superfície precisamente usinada em um lado do material composto. Por exemplo, a superfície do material composto pode exigir usinagem onde a superfície da peça composta precisa igualar precisamente a superfície de uma peça correspondente. A superfície usinada pode ser plana ou ter vários contornos de superfície. Nessas situações, é preferido que somente a superfície a ser usinada seja co-

bera com uma camada usinável. A camada usinável pode ser usinada durante a fabricação inicial quando a configuração da superfície final desejada é conhecida. Além disso, a camada usinável pode ser usinada como parte do processo de montagem onde a superfície precisa ser usinada para igualar a configuração de superfície de uma peça de união que não está estabelecida precisamente até que a montagem seja empreendida.

[021] Quando o material composto está sendo usinado para produzir uma peça composta com uma superfície usinada somente, e não uma dimensão usinada, a camada usinável precisa também satisfazer certos requisitos com relação à espessura da camada usinável tanto antes quanto depois da usinagem. A camada usinável deve ser suficientemente grossa, de modo que toda a configuração de superfície pode ser usinada na camada usinável sem penetrar no suporte fibroso subjacente. A espessura da camada usinável deve ser mantida em uma faixa de 1 mm a 20 mm a fim de proporcionar os benefícios desejados de usinabilidade e resistência estrutural. Dessa forma, a profundidade da usinagem será limitada dentro dessa faixa. Toda a camada usinável pode ser removida em lugares, se desejado, contanto que não exista penetração no suporte fibroso subjacente. A fim de evitar a penetração inadvertida no suporte fibroso, é preferido que a espessura mínima da camada usinável restante depois da usinagem seja pelo menos 0,05 mm e preferivelmente pelo menos 0,1 mm.

[022] Um material composto usinável exemplar preferido alternado é mostrado em 52 na figura 6. O material composto 40 inclui uma estrutura fibrosa 54 que é composta de fibras e uma matriz de resina. A estrutura fibrosa 54 tem superfícies 56, 58 e 60. As superfícies 56 e 58 têm uma dimensão D entre elas. O material composto 52 é adaptado ou projetado para ser usinado para produzir uma peça composta tendo uma dimensão usinada D_M que é menor do que a dimensão D. As camadas usináveis 62, 64 e 66 são fornecidas em todas as três superfícies da estrutura fibrosa. As camadas usináveis são compostas de composto de fibra descontínua aleatória. As camadas usináveis 62 e 66 têm espessura t_1 e t_2 , respectivamente. As duas camadas usináveis 62 e 66 diminuem a dimensão D para uma dimensão pré-usinada D_{PM} que é menor do que a dimensão usinada planejada D_M . Uma ou ambas as camadas usináveis 62 e 66 são usinadas para remover material suficiente para aumentar D_{PM} para a D_M desejada. As espessuras das duas camadas usináveis são determinadas seguindo as mesmas orientações apresentadas acima. As cama-

das são suficientemente grossas de modo que a usinagem do material composto para atingir a D_M desejada é realizada sem penetração na estrutura fibrosa 54.

[023] A camada usinável 64 pode ser usinada ao mesmo tempo em que as camadas 62 e 66 para produzir uma profundidade precisa para a abertura 68 ou se uma configuração de superfície precisa é exigida. Alternativamente, a camada usinável 64 pode ser usinada mais tarde para acomodar as variações no processo de montagem. Por exemplo, a profundidade da abertura 68 pode precisar ser aumentada ou de outra forma usinada de modo a igualar uma peça correspondente que é inserida na abertura 68 como parte de um processo de montagem. Quando usinada como parte do processo de montagem, a camada usinável 64 precisa ser grossa o suficiente para permitir a usinagem da camada para satisfazer as variações esperadas na profundidade de abertura 68 sem penetração na estrutura fibrosa 54.

[024] Uma peça composta exemplar é mostrada em 70 nas figuras 1 e 2. A peça composta 70 inclui uma extremidade usinada 72 que foi usinada para se ajustar precisamente em uma abertura 74 em uma peça estrutural de união 76. Furos 78 e 80 foram moldados e/ou usinados nas peças 72 e 76, respectivamente, para permitir a inserção de um parafuso ou outro fixador para conectar as peças. A extremidade usinada 72 foi usinada para produzir uma dimensão usinada D_M que é precisamente dimensionada para se ajustar dentro da abertura 74, que tem uma dimensão de altura combinada D_o . A extremidade usinada 72 foi usinada de volta por uma distância T_M que iguala a profundidade T_o da abertura 74. A extremidade usinada 72 tem uma largura W_M que iguala a largura W_o da abertura 74.

[025] Como mostrado na figura 2, a peça composta inclui uma estrutura fibrosa 82 que é composta de fibras unidirecionais (UD) e uma matriz de resina. As fibras UD são geralmente preferidas para uso em muitas aplicações estruturais. A estrutura fibrosa 82 tem duas superfícies 84 e 86 que são separadas por uma dimensão D. As camadas usináveis 88 e 90 são fornecidas nas superfícies 84 e 86, respectivamente, que correm paralelas à direção das fibras UD na estrutura fibrosa 82. Uma superfície usinável 92 é fornecida no fim da peça composta. A superfície usinável 92 corre perpendicular à direção das fibras UD e é projetada para ser usinada durante o processo de montagem para permitir que mudanças precisas sejam feitas em T_M para igualar a variação em T_o e para garantir o alinhamento apropriado dos furos 78 e 80 durante o processo de montagem. A peça composta 70 é um exemplo de uma peça composta que foi usinada durante o processo de fabricação

para produzir uma dimensão precisa D_M e que é também usinável em um momento posterior para alterar a dimensão T_M para satisfazer variáveis nas dimensões e alinhamento que possam surgir depois da fabricação.

[026] A peça exemplar 70 demonstra o grau de versatilidade que a presente invenção propicia para a usinagem do material composto que é usado nas aplicações estruturais. Não somente o material pode ser usinado durante e depois da fabricação, mas as superfícies do material composto que são tanto paralelas quanto perpendiculares às fibras UD podem ser usinadas. A abertura 74 na qual a peça composta 70 é inserida é mostrada como sendo uma abertura precisa em uma única peça estrutural 76. Será verificado que a abertura 74 poderia também ser definida por duas peças estruturais que estão sendo conectadas na peça composta 70. Como resultado, a dimensão D_o da abertura 74 poderia variar durante as operações de montagem. Nessa situação, a usinagem das camadas usináveis 88 e 90 seria retardada até que o tamanho preciso da abertura 74 seja estabelecido. O tamanho preciso ou a dimensão precisa, quando usado aqui, significa um tamanho ou dimensão que é precisa a pelo menos $\pm 0,5$ mm e preferivelmente $\pm 0,25$ mm.

[027] O material composto exemplar e as peças compostas usinadas mostradas nas figuras 1, 2, 4 e 6 são mostrados em uma forma simplificada e muito genérica a fim de demonstrar vários aspectos da presente invenção. Na figura 3, um prendedor de aeronave composto exemplar que é usado para unir as peças estruturais primárias de uma aeronave é mostrado em 94. O prendedor 94 inclui um flange 96 que é projetado para ser conectado em uma primeira estrutura primária de aeronave (não mostrada) via furos 98. O prendedor 94 ainda inclui um flange 100 que é projetado para ser conectado em uma segunda estrutura primária de aeronave (não mostrada). O flange 100 inclui superfícies usináveis 102 e 104 de acordo com a presente invenção. As superfícies usináveis 102 e 104 são moldadas juntas com a estrutura fibrosa que forma o corpo do prendedor. O flange 100 tem uma seção transversal que é representada na figura 4.

[028] As várias dimensões da seção transversal D , D_{PM} e D_M para o flange 100 são determinadas seguindo as orientações apresentadas acima. Para conectores de prendedor estrutural como o prendedor 94, é preferido que D seja de 2 mm a 50 mm, D_{PM} é de 4 mm a 70 mm onde t_1 e t_2 são aproximadamente iguais. A estrutura fibrosa é preferivelmente feita de fibras UD e uma matriz de resina onde as fibras UD são dispostas de modo direcional dentro do flange 94 como é conhecido na téc-

nica para produzir máxima resistência de conexão estrutural. O flange 96 é aparafusado, rebitado ou de outra forma preso na primeira peça estrutural. A D_M apropriada, que é necessária para o ajuste preciso do prendedor 94 na segunda peça estrutural, é então determinada. Uma ou ambas as camadas usináveis 102 e/ou 104 são então usinadas para reduzir D_{PM} para D_M . Em uma modalidade preferida, D será de 3,5 a 5,0 mm e D_{PM} será de 4,5 a 7,0 mm com t_1 e t_2 sendo iguais.

[029] Um uso comum para o prendedor 94 é conectar armações estruturais, traves ou nervuras em um avião na camada externa da fuselagem ou asa em várias localizações. Os contornos variados da camada externa da fuselagem resultam em variações no espaçamento entre a trave e a camada externa em localizações diferentes do prendedor. Dessa forma, é necessário fornecer prendedores 94 onde os flanges 100 têm uma faixa de perfis de superfície ou espessuras. O uso de uma camada(s) usinável (is) de acordo com a presente invenção torna possível moldar um grupo de prendedores 94 que têm a mesma geometria de flange (D_{PM}) e então usinar os flanges para remover quantidades variadas das camadas usináveis para produzir um grupo de prendedores que têm geometrias de flange (D_M) que podem variar através de uma faixa que é somente limitada pela espessura da(s) camada(s) usinável (is). Esse tipo de operação combinada de moldagem-usinagem reduz grandemente o número de moldes diferentes que são necessários para fazer a variedade de geometrias de flange (D_M) que são exigidas quando conectando as traves estruturais na camada externa da fuselagem. Além disso, os prendedores podem ser ainda usinados durante a instalação, se necessário, para produzir ajuste preciso da camada externa da fuselagem na trave.

[030] A estrutura fibrosa na qual as camadas usináveis ficam localizadas pode ser qualquer uma das estruturas fibrosas usadas tipicamente para aplicações estruturais e particularmente conectores usados para unir as estruturas primárias da aeronave. A estrutura fibrosa contém fibras e uma matriz de resina. As fibras podem ser feitas de qualquer material que é adequado para aplicações estruturais. Fibras, tais como fibra de vidro, carbono ou fibras de aramida (poliamida aromática) são adequadas. As fibras são preferivelmente fibras de carbono.

[031] As fibras podem ser quebradas (isto é, quebradas por estiramento) ou fibras seletivamente descontínuas, ou fibras contínuas. As fibras podem ser tecidas, não franzidas, não tecidas ou unidireccionais. A forma tecida das fibras pode ser selecionada de um estilo de tecelagem plano, acetinado ou de sarja. Tais estilos e for-

mas são bem conhecidos no campo de reforço composto e estão comercialmente disponíveis de várias companhias. As fibras podem conter de umas poucas centenas de filamentos a 12.000 ou mais filamentos. A orientação preferida da fibra é unidirecional (UD), que é tipicamente fornecida como uma fita composta de fibra contínua em uma orientação unidirecional.

[032] A matriz da resina pode ser composta de qualquer uma das resinas termorrígidas e/ou termoplásticas que são tipicamente usadas para aplicações estruturais. De preferência, a quantidade da matriz de resina não curada será entre 25 a 40 pesos percentuais do material composto. A matriz da resina pode ser qualquer uma das resinas de epóxi, resinas de bismaleimida, resinas de poli-imida, resinas de poliéster, resinas de vinilester, resinas de éster de cianato, resinas fenólicas ou resinas termoplásticas que são usadas em materiais compostos estruturais. Resinas termoplásticas exemplares incluem sulfeto de polifenileno (PPS), polissulfona (PS), polietereteracetona (PEEK), polieteracetona (PEKK), polietersulfona (PES), polieterimida (PEI), poliamida-imida (PAI). Resinas de epóxi que são endurecidas com um termoplástico, tais como PES, PEI e/ou PAI, são matrizes de resina preferidas. Resinas que estão presentes tipicamente na fita UD do tipo usado na indústria aeroespacial são preferidas. Resinas endurecidas termoplásticas exemplares que são adequadas para uso como a matriz de resina são descritas nas Patentes dos Estados Unidos 7.968.179 B2 e 7.754.322 B2 e Pedido de Patente dos Estados Unidos 12/764.636.

[033] A fita unidirecional (UD) é o tipo preferido de *prepreg* que é usado para formar a estrutura fibrosa. A fita unidirecional está disponível de fontes comerciais ou ela pode ser fabricada usando processos conhecidos de formação de *prepreg*. As dimensões da fita UD podem ser variadas amplamente dependendo da peça composta particular sendo fabricada. Por exemplo, a largura da fita UD (a dimensão perpendicular às fibras UD) pode variar de 1,3 cm (0,5 polegadas) a 30,5 cm (um pé) ou mais. A fita será tipicamente de 0,01 a 0,03 cm (0,004 a 0,012 polegadas) de espessura e o comprimento da fita UD (a dimensão paralela às fibras UD) pode variar de 1,3 cm (0,5 polegadas) até um metro (uns poucos pés) ou mais dependendo do tamanho da peça e da orientação particular de cada pedaço de fita UD dentro da peça.

[034] Um *prepreg* unidirecional exemplar preferido comercialmente disponível é HexPly® 8552, que está disponível de Hexcel Corporation (Dublin, Califórnia).

HexPly®8552 está disponível em uma variedade de configurações de fita unidirecional que contêm uma matriz de resina de epóxi endurecida curada com amina em quantidades variando de 34 a 38 pesos percentuais e fibras UD de carbono ou vidro tendo de 3.000 a 12.000 filamentos. As fibras tipicamente são responsáveis por 60 volumes percentuais da fita UD. As fibras UD preferidas são fibras de carbono.

[035] A estrutura fibrosa é formada, primeiro, como uma estrutura não curada, que é combinada com as camadas usináveis não curadas desejadas e depois moldada para produzir um material composto curado final que inclui as camadas usináveis e a estrutura fibrosa como um material composto moldado único. Procedimentos exemplares para uso da fita UD para fabricar prendedores e outros conectores estruturais ou peças que têm formas relativamente complexas são descritos no Pedido de Patente dos Estados Unidos 12/561.492.

[036] De acordo com a presente invenção, as camadas usináveis são compostas de composto de fibra descontínua aleatória (DPC) que pode ser curado sob as mesmas condições de processo como o material fibroso estrutural usado para a peça. *Prepreg* picado quase isotrópico é uma forma de DFC que está comercialmente disponível de Hexcel Corporation (Dublin, CA) sob o nome comercial HexMC®. HexMC® foi usado para uma variedade de finalidades incluindo artigos aeroespaciais como descrito no Pedido de Patente dos Estados Unidos 11/476.965 e como um material para criar moldes de alta resistência como descrito na Patente dos Estados Unidos 7.510.390.

[037] O *prepreg* quase isotrópico (Q-I) é composto de segmentos ou “lascas” de fita de fibra unidirecional e uma matriz de resina. O *prepreg* Q-I é tipicamente fornecido como uma esteira composta de lascas aleatoriamente orientadas de *prepreg* de fita unidirecional picada. O tamanho das lascas pode ser variado, bem como o tipo de fibras dependendo do tamanho da(s) camada(s) usinável (is) e da precisão da usinagem. É preferido que as lascas sejam de 0,85 cm (1/3 polegada) de largura, 5,1 cm (2 polegadas) de comprimento e 0,015 cm (0,006 polegadas) de espessura. As lascas incluem fibras unidirecionais que podem ser de carbono, vidro, aramida, polietileno ou qualquer um dos tipos de fibras que são geralmente usados na indústria aeroespacial. Fibras de carbono são preferidas. As lascas são orientadas aleatoriamente na esteira e elas são dispostas relativamente planas. Isso produz a esteira com suas propriedades isotrópicas transversais.

[038] O *prepreg* da fita UD que é picado para formar as lascas ou segmen-

tos inclui uma matriz de resina que pode ser qualquer uma das resinas geralmente usadas nos *prepregs* aeroespaciais incluindo epóxi, fenólicos, bismaleimido e cianatos. Resinas de epóxi do tipo usado na estrutura fibrosa são preferidas. Resinas termorrígidas que são endurecidas com termoplásticos são preferidas porque elas tendem a ser mais resistentes à fratura ou delaminação quando a superfície usinável é usinada. O conteúdo de resina das lascas pode também ser variado entre 25 e 45 pesos percentuais do peso total do *prepreg*. As lascas com conteúdos de resina entre 35 e 40 pesos percentuais são preferidas. Nenhuma resina adicional é tipicamente adicionada nas lascas de *prepreg* quando formando o *prepreg* picado quase isotrópico. A resina presente no *prepreg* inicial é suficiente para ligar as lascas para formar a esteira.

[039] O *prepreg* picado quase isotrópico pode ser feito comprando ou fabricando fita ou estopa de *prepreg* unidirecional de largura desejada. A fita ou estopa é então picada em lascas do comprimento desejado e as lascas são colocadas planas e pressionadas juntas para formar uma esteira de lascas aleatoriamente orientadas. As lascas se ligam inherentemente devido à presença da resina de *prepreg*. O método preferido, entretanto, é comprar HexMC® ou *prepregs* picados quase isotrópicos equivalentes comercialmente disponíveis.

[040] Um material de *prepreg* picado quase isotrópico exemplar preferido é HexMC® 8552/AS4. Esse material de *prepreg* picado quase isotrópico é fornecido como um rolo contínuo de uma esteira que é de 46 cm de largura e 0,20 cm de espessura. O *prepreg* de fibra unidirecional HexPly® 8552/AS4 é usado para fazer as lascas que são aleatoriamente orientadas na esteira quase isotrópica. O *prepreg* HexPly® 8552/AS4 é uma fita unidirecional de epóxi/fibra de carbono que é de 0,016 cm de espessura e tem um peso de área da fibra de aproximadamente 145 gramas/metro quadrado. O conteúdo de resina da fita é 38 pesos percentuais com a resina (8552) sendo um epóxi endurecido com termoplástico. A fita é dividida para produzir faixas de 0,85 cm e picada para produzir lascas que são de 5 cm de comprimento. A densidade das lascas é aproximadamente 1,52 gramas/centímetro cúbico. Outro *prepreg* picado quase isotrópico exemplar pode ser feito usando outra fita de *prepreg* unidirecional HexPly®, tal como EMC 116/AS4 (epóxi/fibra de carbono), 8552/IM7 (epóxi endurecido com termoplástico/fibra de carbono), 3501-6/T650 (epóxi/fibra de carbono) e M21/IM7 (epóxi endurecido com termoplástico/fibra de carbono). HexMC® 8552/AS4 e M21/IM7 são *prepregs* picados quase isotrópicos preferi-

dos para uso na formação das camadas usináveis de acordo com a presente invenção.

[041] É preferido que o *prepreg* picado quase isotrópico seja aplicado na superfície da estrutura fibrosa para formar a superfície usinável desejada antes que qualquer componente seja curado. O material composto não curado resultante é então curado/moldado usando procedimentos de moldagem convencionais para formar o material composto curado. A camada usinável curada é então usinada, como descrito acima, para produzir a peça composta final. É preferido que a resina da matriz e as fibras usadas no suporte fibroso e camada usinável sejam as mesmas. Entretanto, resinas e/ou fibras diferentes podem ser usadas no suporte fibroso e camada usinável, se desejado, contanto que as resinas e/ou fibras sejam compatíveis e não resultem na delaminação ou outra reação adversa durante a cura ou usinagem subsequente.

[042] Qualquer procedimento adequado de cura/moldagem pode ser usado para curar/moldar o material composto não curado. É preferido que a estrutura fibrosa e a camada usinável sejam curadas juntas pela moldagem a compressão usando um processo de múltiplas etapas que inclui a gradação do material composto não curado para possibilitar a moldagem em condições isotérmicas. Alternativas não gradadas estão disponíveis e podem ser usadas com ciclos de prensa ascendentes ou moldagem em autoclave. Entretanto, é preferido que o material composto não curado seja gradado antes da cura. A gradação é um processo de forno aberto que geralmente transforma a camada usinável e a estrutura fibrosa de um material flexível para um estado sólido firme. A gradação por 10 a 20 minutos em 160°C a 177°C é preferida. Os tempos de gradação e as temperaturas são dependentes do tamanho da peça sendo moldada, da quantidade de fluxo desejado, da quantidade do tempo de carregamento desejado e da temperatura de cura final. Depois de gradado, o material pode esfriar e pode ser armazenado em um congelador para processamento posterior.

[043] O tempo de cura final é uma função da temperatura de cura isotérmica e é também dependente do tamanho do material composto sendo moldado e da matriz de resina particular. O tempo de cura final pode ser tão pequeno quanto 10 minutos para materiais compostos que são de 3 mm de espessura ou menos. Como regra geral, 5 minutos de tempo de cura é adicionado para cada 1,5 mm de aumento na espessura da peça acima de 3 mm com as condições mínimas de cura sendo

estabelecidas em 10 minutos e 204°C para peças que são de 3 mm de espessura ou menos. Temperaturas mais baixas de cura isotérmica podem ser usadas para facilitar o carregamento da peça ou para permitir mais tempo para igualar a temperatura de carga em peças grossas antes da prensagem. Se a gradação não é desejada, é possível armazenar no molde e executar uma cura tradicional de inclinação e parada na peça. Entretanto, a gradação é preferida de modo a limitar o fluxo da resina durante o processo de moldagem.

[044] A(s) camada(s) usinável (is) e a estrutura fibrosa são preferivelmente moldadas para formar o material composto curado em pressões na faixa de 35,15 – 140,62 kg/cm² (500 – 2000 psi) usando metal igualado ou moldes compostos com bordas de corte (0,038 cm (0,015 polegadas) ou menos). A temperatura isotérmica do molde pode variar de 177°C a 204°C com tempos de cura geralmente variando de 10 a 45 minutos. A moldagem em alta pressão é tipicamente útil para fabricar peças com formas complexas. Para peças que não têm formas complexas, outros processos de moldagem podem ser usados, se desejado.

[045] A moldagem do material composto não curado para formar o material composto curado usando técnicas convencionais de ensacamento a vácuo é também adequada. Por exemplo, o material composto não curado pode ser ensacado em envelope e submetido a um ciclo tradicional de autoclave usando 7,03 kg/cm² (100 psi) e vácuo total e aumentando a temperatura em 1,7°C por minuto a 177°C e depois pós-curando o material composto em 177°C por 2 horas.

[046] Depois que o material composto é curado/moldado para a forma desejada, a(s) superfície(s) usinável (is) é (são) então usinada(s) de acordo com qualquer um dos processos de usinagem conhecidos para remover uma quantidade suficiente da camada usinável para passar de D_{PM} para D_M através da superfície da peça que requer usinagem. A usinagem das superfícies usináveis pode ser realizada usando qualquer uma das ferramentas e técnicas conhecidas de usinagem que são geralmente usadas na usinagem do aço. Tais ferramentas de usinagem utilizam tipicamente cortadores controlados numéricos (N/C) revestidos com diamante e carbureto. Tolerâncias de superfície típicas na ordem de $\pm 0,1$ mm ou menos podem ser atingidas quando a camada usinável de acordo com a presente invenção é usinada usando ferramentas padrões de usinagem. Se desejado, materiais de lixação finos ou outros materiais de polimento abrasivo podem ser usados, como é conhecido na técnica, para fazer mudanças precisas finais na superfície usinada.

[047] Uma placa de união exemplar que é usada para conectar peças estruturais de uma aeronave é mostrada na figura 7 em 110. A placa de união 110 inclui uma porção de base 112 que é fixada na estrutura da aeronave através de furos 114 e uma porção de flange 116 que é fixada em outra peça estrutural da aeronave. A porção de flange 116 inclui uma camada usinável 118 de acordo com a presente invenção. A camada usinável 118 pode ser de até 20 mm de espessura. Um único molde pode ser usado para formar múltiplas placas de união 110 onde a porção de flange tem a mesma espessura. Um grupo de placas de união com espessuras diferentes de flange pode então ser fabricado de múltiplas placas de união moldadas onde a espessura das porções de flange pode ser variada por até 20 mm para satisfazer variações nas geometrias de montagem. Para uma placa de união típica, a espessura geral da porção moldada do flange 116 (D_{PM}) será entre 5 e 15 mm com a camada usinável ficando entre 1 e 5 mm de espessura.

[048] Um calço de aeronave exemplar é mostrado em 120 na figura 8. O calço 120 inclui uma porção de base 122 que é fixada em uma estrutura da aeronave através de furos 123. O calço 120 ainda inclui o flange 124 que é conectado em uma segunda estrutura da aeronave. O flange 124 inclui uma camada usinável 126 de acordo com a presente invenção. A camada usinável 126 é tipicamente de até 5 mm de espessura com a estrutura fibrosa subjacente sendo de 3 a 20 mm de espessura. A camada usinável pode ser usinada durante o processo de fabricação para produzir um grupo de calços tendo uma faixa de perfis de superfície ou espessuras e/ou ela pode ser usinada em uma base individual durante as operações de montagem para garantir o ajuste preciso da base do calço e flange nas suas estruturas respectivas de aeronave.

[049] Um esteio de corte de aeronave exemplar é mostrado em 128 na figura 9. O esteio de corte 128 inclui uma porção de base 130 e uma porção de flange 132 para conectar duas peças estruturais de uma aeronave. A porção de flange 132 inclui camadas usináveis 134 e 136 de acordo com a presente invenção. Quantidades diferentes das camadas usináveis 134 e 136 podem ser removidas em localizações diferentes ao longo da porção de flange 132 de modo a produzir um flange que varia na espessura e/ou perfil para casar precisamente com uma estrutura de aeronave. A quantidade de camada usinável que é removida pode variar de 0 a 100 por cento da espessura da camada usinável de modo a seguir o contorno da estrutura da aeronave na qual o flange é unido.

[050] Um suporte de aeronave exemplar é mostrado em 138 na figura 10. O suporte 138 inclui uma porção de base 140 e duas porções de flange 142 e 144. A base do suporte 140 é fixada em uma estrutura da aeronave e uma segunda estrutura da aeronave é fixada nos flanges 140 e 142. A segunda estrutura da aeronave pode ser inserida entre e/ou ao redor dos flanges. Quando a segunda estrutura da aeronave deve ser inserida no espaço 154 entre os flanges, os flanges incluem superfícies usináveis 148 e 152. Quando a segunda estrutura da aeronave é projetada para ser inserida entre e ao redor dos flanges, então os flanges incluirão superfícies usináveis 146, 148, 150 e 152. O uso de quatro superfícies usináveis proporciona uma faixa relativamente grande de dimensões usináveis disponíveis (D_M). Quando o suporte 138 inclui quatro superfícies usináveis, a estrutura da seção transversal do suporte é similar à peça genérica mostrada na figura 6, exceto que as superfícies usináveis também ficariam localizadas nas superfícies exteriores 57 e 59 da peça 52.

[051] Um intercostal exemplar para unir duas estruturas de uma aeronave é mostrado em 160 na figura 11. O intercostal 160 inclui uma porção de base 162 e porções de flange 164, 166 e 168. O flange 164 pode incluir uma camada usinável de acordo com a presente invenção em um ou ambos os lados. Além disso, os flanges 166 e 168 podem incluir camadas usináveis em um ou ambos os lados.

[052] Um elo ou orelha de aeronave exemplar é mostrado na figura 12 em 170. O elo 170 inclui uma porção de base 172 que inclui os furos 174 para prender o elo em uma estrutura da aeronave. O elo 170 também inclui uma porção de extremidade 176 que inclui um furo 178 para conexão em um pino ou outro conector em formato de haste ou estrutura da aeronave. O lado inferior 180 do elo pode incluir uma camada usinável de acordo com a presente invenção para permitir a usinagem da base para produzir uma superfície que iguala precisamente a estrutura da aeronave na qual ela é conectada. Além disso, a superfície circular 182 que define o furo 178 pode também incluir uma superfície usinável para permitir que um grupo de elos seja feito de um único molde onde o diâmetro do furo 178 é variado dentro de limites da espessura da camada usinável. A camada usinável na superfície circular 182 é perpendicular às fibras UD que são usadas tipicamente para formar a porção de base do elo. Tais fibras UD são suscetíveis à delaminação e esfregação quando um furo é usinado diretamente no corpo fibroso UD. A moldagem de uma camada usinável como a superfície 182 elimina esses problemas e também propicia o benefício

adicional de ser capaz de usinar a abertura 178 para uma faixa de dimensões precisas.

[053] Um encaixe de aeronave exemplar é mostrado em 190 na figura 13. O encaixe 190 inclui uma placa de base 192 e uma porção de flange 194. A placa de base 192 inclui furos 196 para prender a placa em uma estrutura da aeronave. O flange 194 inclui um furo 198 para conectar um pino ou outro conector em formato de haste ou estrutura de aeronave. O furo 198 pode ser forrado com uma camada usinável da mesma maneira como o furo 178 no elo 170. Além disso, as superfícies 200 e 202 podem incluir uma camada usinável de acordo com a presente invenção. A usinagem das superfícies 200 e 202 pode ser requerida quando o flange 194 precisa se ajustar precisamente dentro de uma abertura na estrutura da aeronave.

[054] Vários painéis compostos foram formados inteiramente de *prepreg* composto de fibra descontínua HexMC® 8552/AS4. Os painéis foram moldados de acordo com técnicas de moldagem convencionais para produzir painéis nos quais o suporte fibroso e a camada usinável eram compostos do mesmo material. Antes da usinagem, os painéis tinham a mesma seção transversal como mostrado na figura 4 com DPM's variando de 4,2 a 6,2 mm. Os painéis moldados que eram mais grossos do que 4,2 mm foram usinados em graus variados, de modo que todos os painéis usinados tinham uma D_M de 4,2 mm. Alguns dos painéis foram usinados em somente um lado e alguns foram usinados em ambos os lados. Talões de ensaio foram cortados de cada painel e usados para conduzir ensaios mecânicos incluindo tensão, compressão e cisalhamento com feixe curto de acordo com ASTM D3039, ASTM D6484 e EN 2563, respectivamente. Em todos os casos, a usinagem dos painéis não teve um efeito adverso nas propriedades medidas quando comparado com painéis que não tinham sido usinados.

[055] Uma peça angular é mostrada em 204 na figura 14. A peça angular 204 inclui porções 206 e 208 que têm espessuras A e B, respectivamente. Várias peças angulares 204 foram também moldadas com *prepreg* composto de fibra descontínua HexMC® 8552/AS4. Um grupo das peças angulares foi moldado para produzir peças angulares de referência onde ambos A e B eram iguais a 4,2 mm. Outro grupo das peças angulares foi moldado para produzir peças para usinagem onde A era igual a 4,2 mm e B era igual a 4,7 mm. Essas peças foram usinadas para reduzir a espessura da porção 208 para produzir peças angulares usinadas 210, como mostrado na figura 15, onde as porções 212 e 214 tinham ambas as espessuras de 4,2

mm. Talões de ensaio foram cortados das peças de referência e das peças usinadas. Os talões foram usados para conduzir ensaios de cisalhamento interlaminar de acordo com ASTM D6415. Em todos os casos, a usinagem das peças angulares não teve um efeito adverso nas propriedades medidas quando comparado com as peças angulares moldadas livres de referência.

[056] Peças de referência similares do conector de prendedor 94 mostrado na figura 3 foram moldadas a compressão usando *prepreg* DFC HexMC® 8552/AS4 ou *prepreg* de fibra unidirecional HexPly® 8552. Os conectores de prendedor de referência foram moldados para uma espessura uniforme de 1,8 mm. Os conectores de prendedor para usinagem foram também moldados a compressão usando *prepreg* DFC HexMC® 8552/AS4 ou uma combinação de *prepreg* DFC HexMC® 8552/AS4 e *prepreg* de fibra unidirecional HexPly® 8552. Esses conectores de prendedor usináveis eram os mesmos que os conectores de prendedor de referência, exceto que o lado 100 do conector de prendedor usinável foi moldado para ser de 2,3 mm de espessura. A espessura extra de 0,5 mm foi composta de *prepreg* DFC HexMC® 8552/AS4. Isso produziu dois tipos de conectores de prendedor usináveis. Um onde o lado de 2,3 mm de espessura era composto inteiramente de *prepreg* DFC HexMC® 8552/AS4 moldado e o outro onde o lado de 2,3 mm de espessura foi composto de uma camada de 1,8 mm de espessura de *prepreg* de fibra unidirecional HexPly® 8552 moldado e uma camada de 0,5 mm de espessura de *prepreg* DFC HexMC® 8552 moldado, que ficou localizada no lado 102 do conector.

[057] Os conectores de prendedor usinável foram usinados na superfície 102 para reduzir a espessura do lado 100 para 1,8 mm. Em nenhuma eventualidade os conectores de prendedor foram usinados de modo a penetrar na camada do *prepreg* de fibra unidirecional HexPly® 8552 moldado. Os conectores de prendedor de referência e usinado foram mecanicamente fixados em duas peças representando um conjunto de armação e camada externa de fuselagem de aeronave curvada típica. Os conectores de prendedor foram então submetidos à tensão e carregamento de cisalhamento que são dois dos fatores de carga críticos para esse tipo de conexões da estrutura de aeronave primária. Foi verificado que os conectores de prendedor usinado funcionam melhor do que os conectores de prendedor moldado livre de referência tanto em tensão quanto carregamento de cisalhamento. Acredita-se que esse aumento inesperado no desempenho dos conectores de prendedor usinado seja causado, pelo menos em parte, pelo melhor ajuste entre as peças, que é obtido

pela usinagem. De acordo com a presente invenção, o conector de prendedor moldado pode ser usinado precisamente para igualar a geometria das outras peças para uma tolerância mais estreita e, para dessa forma, reduzir a quantidade de pré-estresse que pode ocorrer quando conectores de prendedor moldado são usados sem qualquer usinagem.

[058] Como é evidente a partir do exemplo precedente, a usinagem das peças compostas moldadas de acordo com a presente invenção propicia o benefício adicional de fortalecer a junta entre as peças sendo unidas. Além disso, foi verificado que a inclusão de uma camada usinável de prepreg DFC HexMC® 8552/AS4 na superfície de um corpo fibroso UD propicia o benefício adicional inesperado de aumentar a tolerância ao dano do corpo fibroso UD.

[059] Tendo assim descrito modalidades exemplares da presente invenção, deve ser observado por aqueles versados na técnica que as revelações contidas são exemplares somente e que várias alternativas, adaptações e modificações podem ser feitas dentro do escopo da presente invenção. Dessa forma, a presente invenção não é limitada pelas modalidades acima descritas, mas é somente limitada pelas reivindicações seguintes.

REIVINDICAÇÕES

1. Aeronave, que inclui estruturas de aeronave primárias, **CARACTERIZADA** pelo fato de que compreende:

uma primeira peça, compreendendo uma estrutura fibrosa compreendendo fibras unidirecionais e uma matriz de resina curada, a dita estrutura fibrosa possuindo pelo menos uma superfície e uma camada que é localizada na dita superfície, a dita camada compreendendo um prepreg quase isotrópico curado, a dita camada tendo sido usinada para fornecer uma superfície usinada; e

uma estrutura de aeronave primária que é presa na dita primeira peça, a dita estrutura de aeronave primária compreendendo pelo menos uma superfície que se ajusta contra a dita superfície usinada na dita primeira peça.

2. Aeronave, de acordo com a reivindicação 1, **CARACTERIZADA** pelo fato de que a dita primeira peça e a dita segunda peça de estrutura de aeronave primária são presas com um fixador.

3. Aeronave, de acordo com a reivindicação 1, **CARACTERIZADA** pelo fato de que a dita primeira peça compreende uma segunda superfície e uma segunda camada que fica localizada na dita segunda superfície, a dita segunda camada compreendendo um prepreg quase isotrópico curado, a dita segunda camada tendo sido usinada para produzir uma segunda superfície usinada e em que a dita estrutura de aeronave primária compreende uma segunda superfície que se ajusta contra a dita segunda superfície usinada na dita primeira peça.

4. Aeronave, de acordo com a reivindicação 3, **CARACTERIZADA** pelo fato de que a dita primeira peça e a dita estrutura de aeronave primária são presas com um fixador.

5. Aeronave, de acordo com a reivindicação 3, **CARACTERIZADA** pelo fato de que a dita primeira peça compreende uma terceira superfície e uma terceira camada que fica localizada na dita terceira superfície, a dita terceira camada compreendendo um prepreg quase isotrópico curado, a dita terceira camada sendo usinada para fornecer uma terceira superfície usinada e em que a dita estrutura de aeronave primária compreende uma terceira superfície que se ajusta contra a dita terceira superfície usinada na dita primeira peça.

6. Aeronave, de acordo com a reivindicação 5, **CARACTERIZADA** pelo fato de que a dita primeira peça e a dita estrutura de aeronave primária são presas umas às outras com um fixador.

7. Aeronave, de acordo com a reivindicação 3, **CARACTERIZADA** pelo fato de que as ditas primeira e segunda superfícies ficam localizadas na dita estrutura primária de modo a definir uma abertura na qual a dita primeira peça está localizada para, dessa forma, fornecer o dito ajuste da dita primeira superfície usinada contra a dita primeira superfície da dita estrutura de aeronave primária e para fornecer o dito ajuste da dita segunda superfície usinada contra a dita segunda superfície da dita estrutura de aeronave primária.

8. Aeronave, de acordo com a reivindicação 7, **CARACTERIZADA** pelo fato de que uma terceira superfície fica localizada na dita estrutura de aeronave primária de modo a definir uma extremidade para a dita abertura na qual a dita primeira peça está localizada, a dita primeira peça compreendendo uma terceira superfície e uma terceira camada que fica localizada na dita terceira superfície da primeira peça, a dita terceira camada compreendendo um prepreg quase isotrópico curado, a dita terceira camada tendo sido usinada para fornecer uma terceira superfície usinada que se ajusta contra a dita terceira superfície da dita estrutura de aeronave primária.

9. Aeronave, de acordo com a reivindicação 3, **CARACTERIZADA** pelo fato de que as ditas primeira e segunda superfícies usinadas ficam localizadas na dita primeira peça de modo a definir uma abertura na qual a dita estrutura de aeronave primária está localizada para, dessa forma, fornecer o dito ajuste da dita primeira superfície usinada contra a dita primeira superfície da dita estrutura de aeronave primária e para fornecer o dito ajuste da dita segunda superfície usinada contra a dita segunda superfície da dita estrutura de aeronave primária.

10. Aeronave, de acordo com a reivindicação 9, **CARACTERIZADA** pelo fato de que a dita primeira peça compreende uma terceira superfície e uma terceira camada que fica localizada na dita terceira superfície da primeira peça, a dita terceira camada compreendendo um prepreg quase isotrópico curado, a dita terceira camada tendo sido usinada para fornecer uma terceira superfície usinada que fica localizada na dita primeira peça de modo a definir uma extremidade para a dita abertura na qual a dita estrutura de aeronave primária está localizada, a dita estrutura de aeronave primária compreende uma terceira superfície que se ajusta contra a dita terceira superfície usinada.

11. Aeronave, de acordo com a reivindicação 7, **CARACTERIZADA** pelo fato de que a dita primeira peça e a dita estrutura primária são presas com um fixador.

12. Aeronave, de acordo com a reivindicação 9, **CARACTERIZADA** pelo fato

de que a dita primeira peça e a dita estrutura de aeronave primária são presas umas às outras com um fixador.

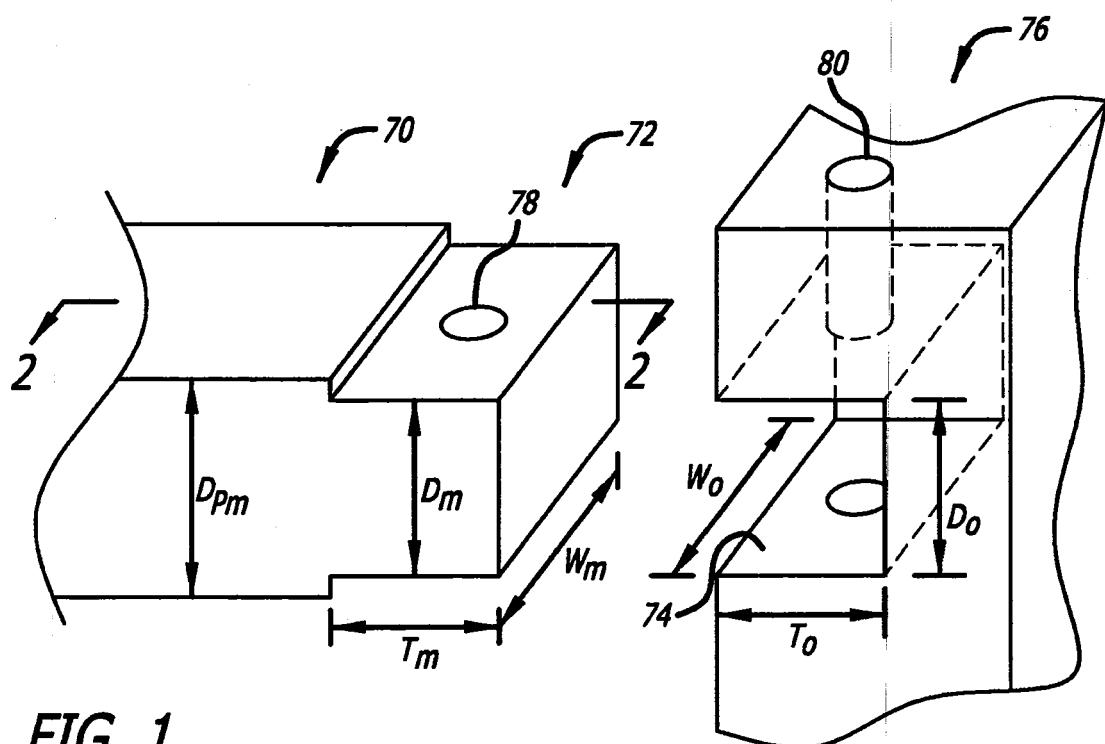


FIG. 1

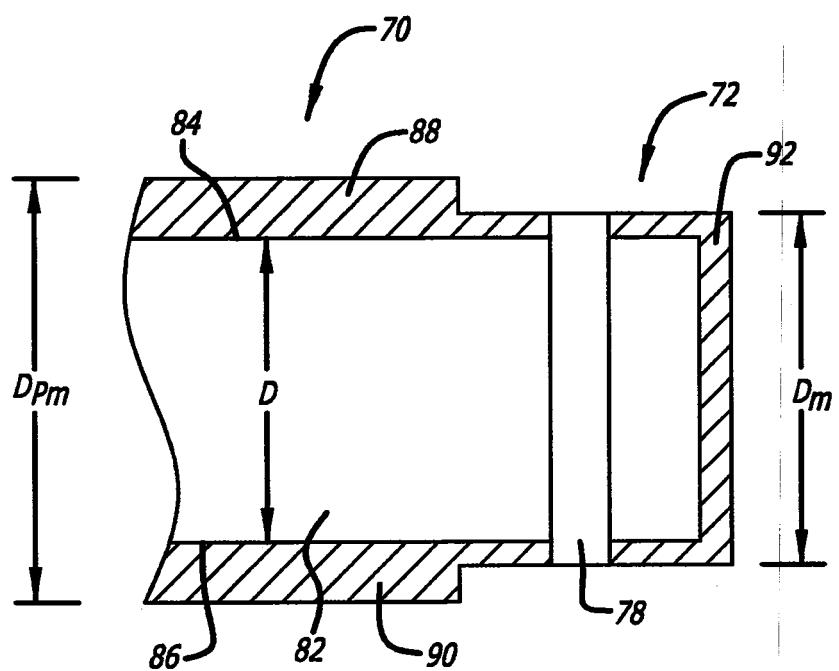


FIG. 2

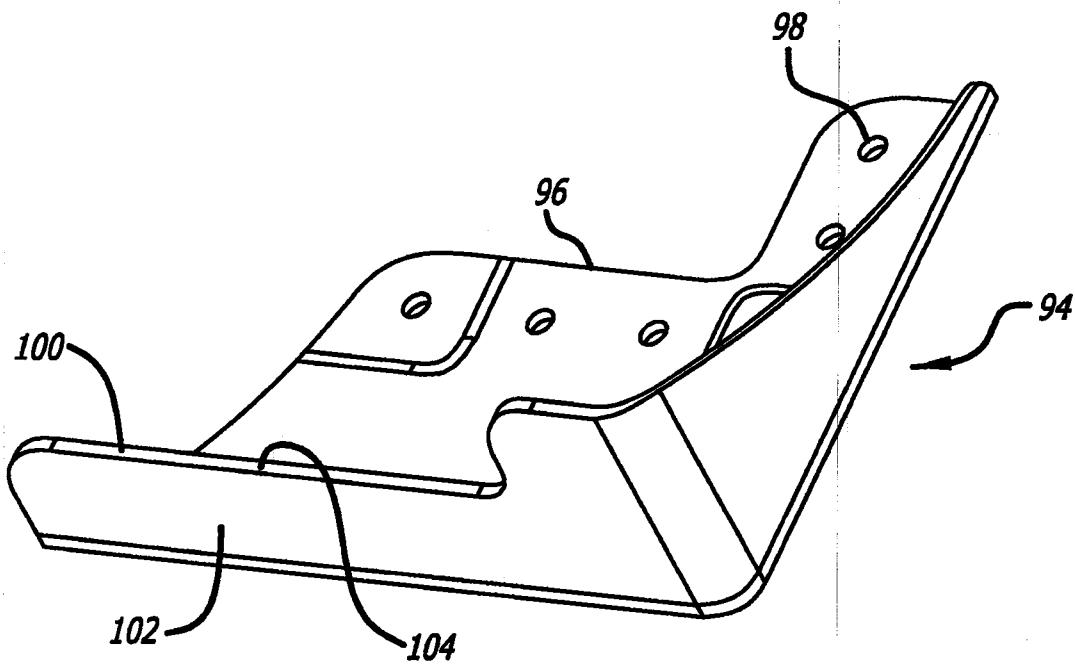


FIG. 3

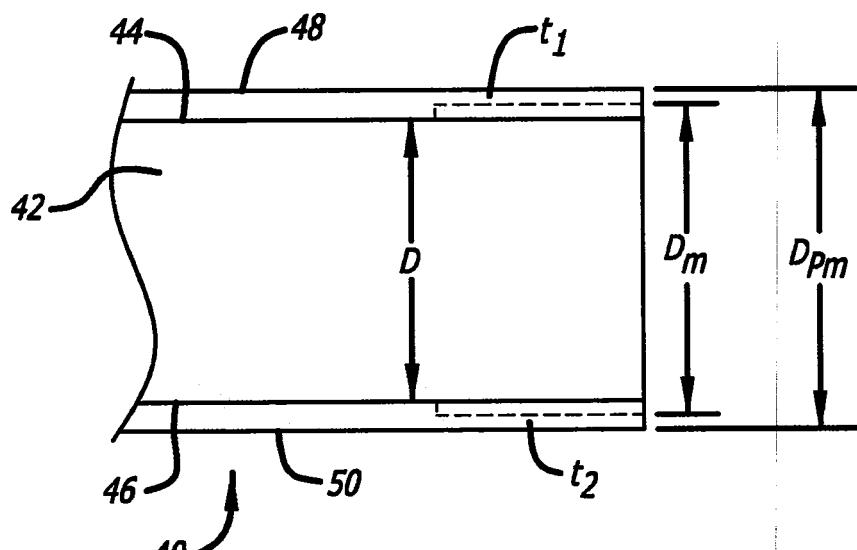
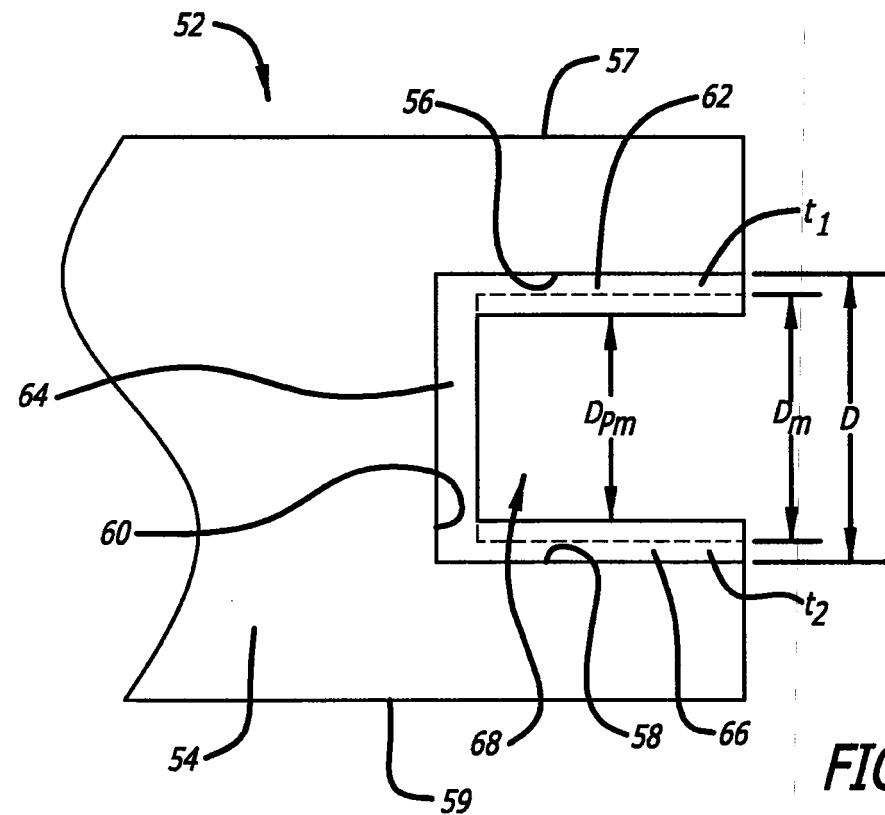
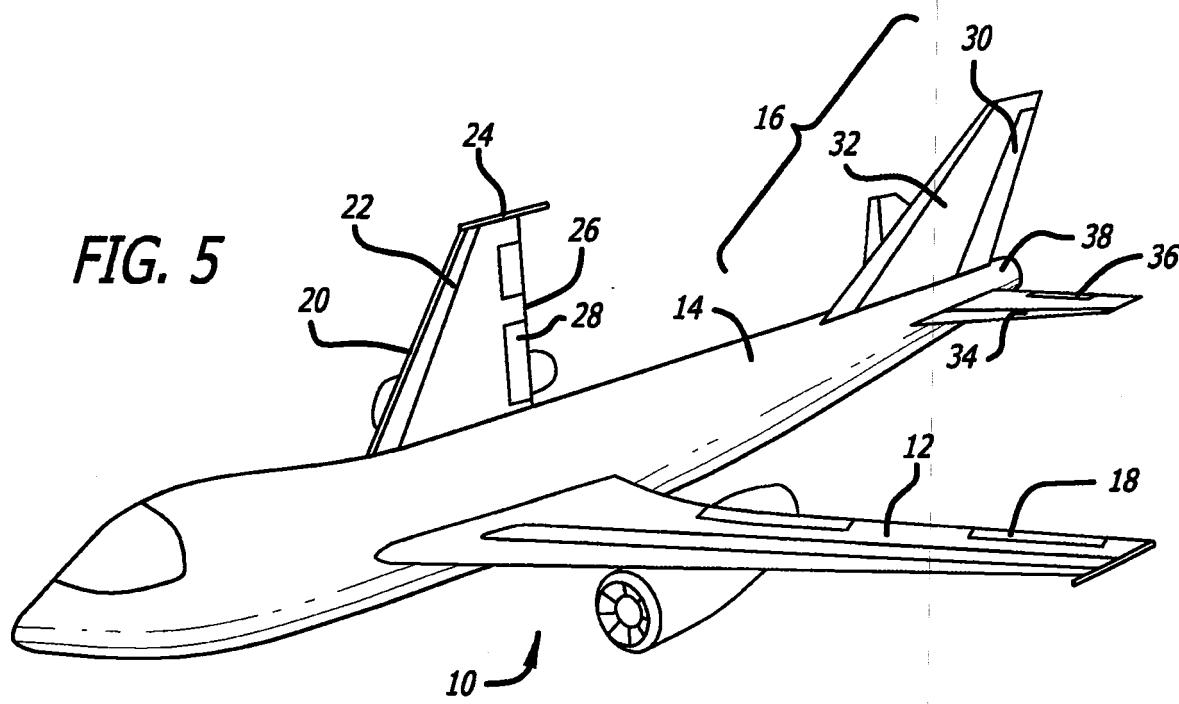
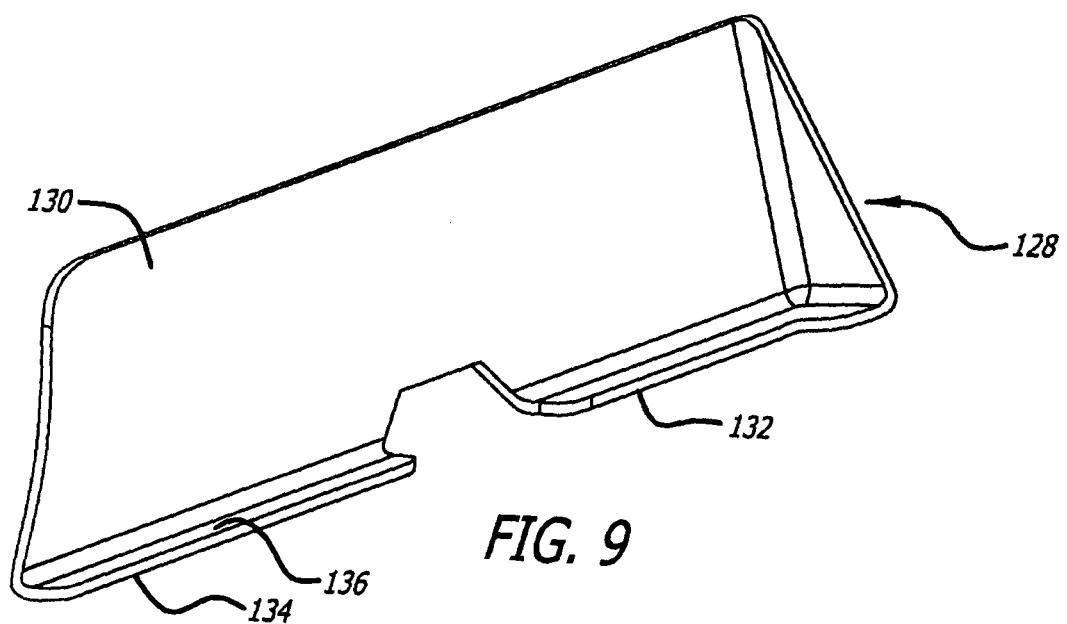
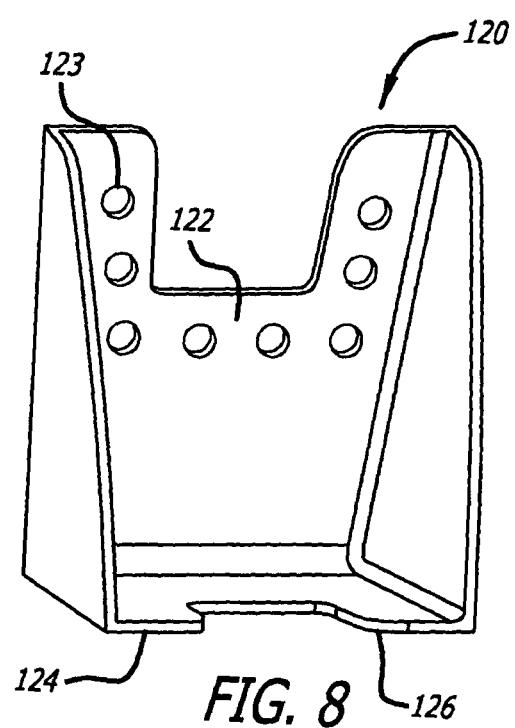
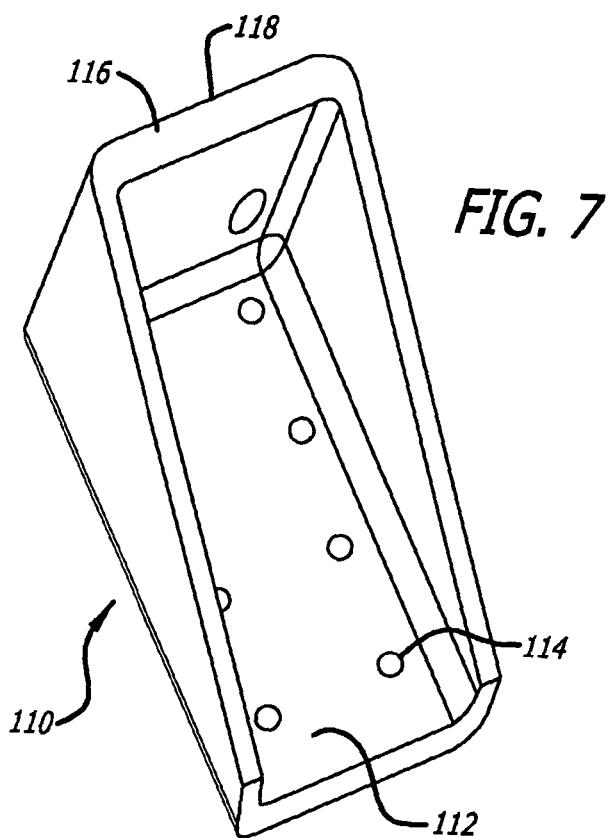


FIG. 4





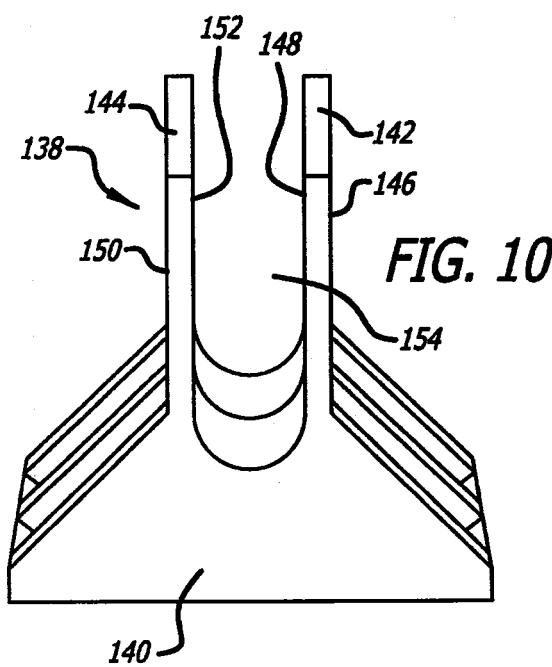


FIG. 10

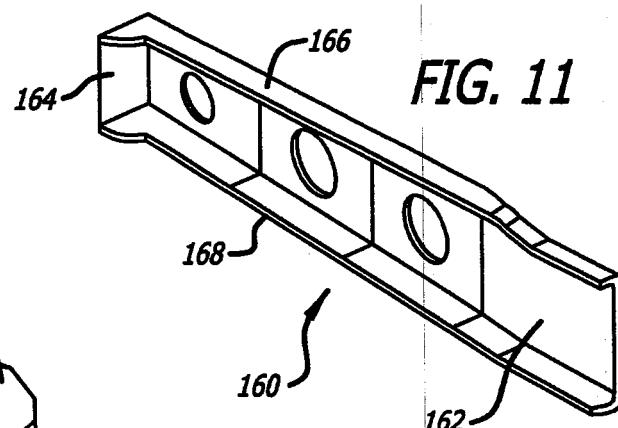


FIG. 11

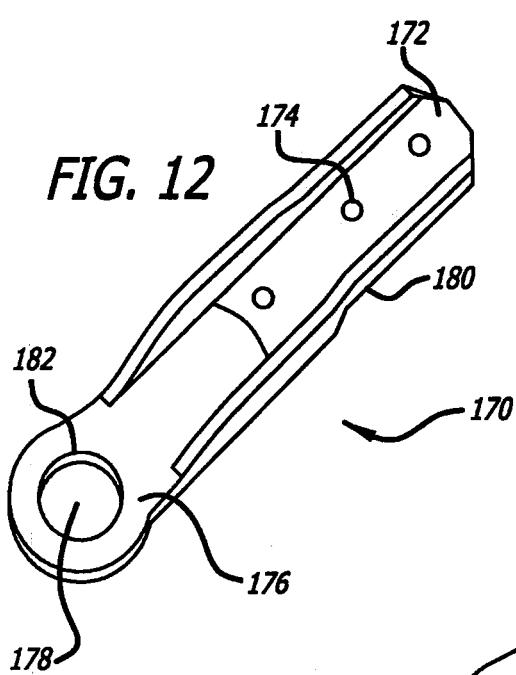


FIG. 12

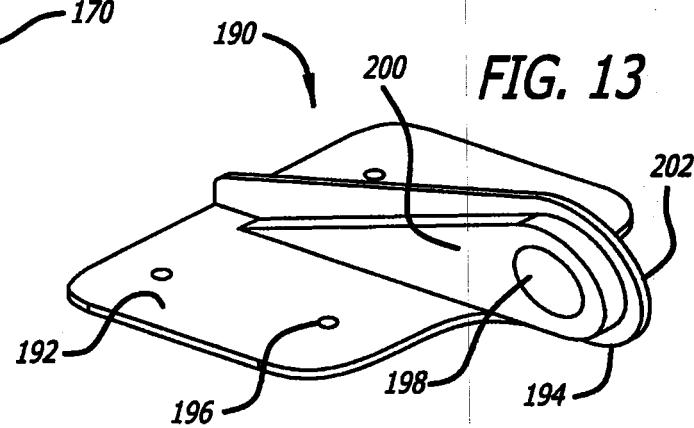


FIG. 13

FIG. 14

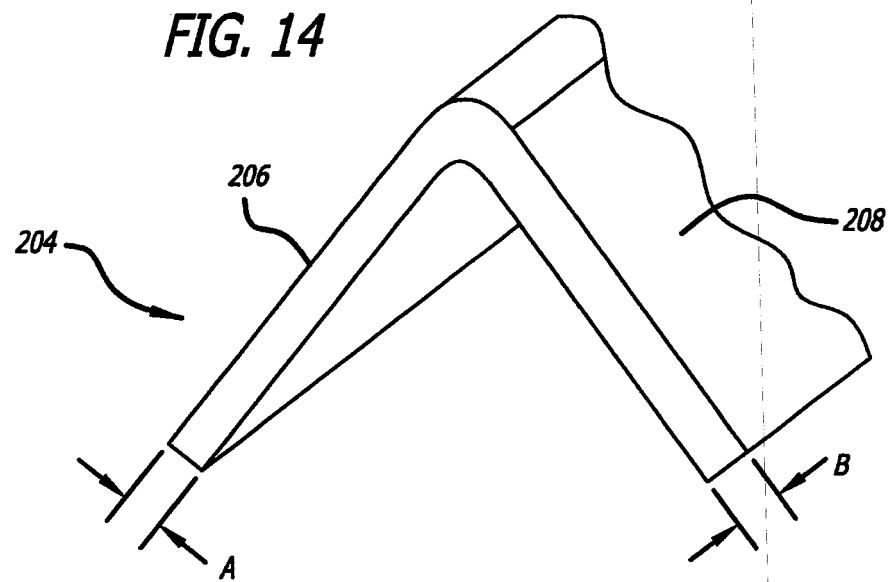


FIG. 15

