



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

(11) BR 112013022591-2 B1



(22) Data do Depósito: 03/02/2012

(45) Data de Concessão: 23/03/2021

(54) Título: FUSELAGEM DE AERONAVE E MÉTODO DE FORMAÇÃO DE RECORTES EM UMA REGIÃO LATERAL DE UMA FUSELAGEM DE AERONAVE

(51) Int.Cl.: B64C 1/14.

(30) Prioridade Unionista: 04/03/2011 US 13/041,299.

(73) Titular(es): THE BOEING COMPANY.

(72) Inventor(es): MAX U. KISMARTON.

(86) Pedido PCT: PCT US2012023819 de 03/02/2012

(87) Publicação PCT: WO 2012/121825 de 13/09/2012

(85) Data do Início da Fase Nacional: 04/09/2013

(57) Resumo: JANELA EM FORMATO DE LOSANGO PARA UMA ARMAÇÃO DE AVIÃO COMPÓSITA E/OU METÁLICA. A presente invenção refere-se a uma fuselagem de aeronave que pode incluir uma seção cilíndrica (34) que tem uma região lateral. A fuselagem pode incluir um primeiro recorte (52a) e um segundo recorte (52b) formados na região lateral em uma relação lado a lado um com o outro. A fuselagem pode prover um percurso de carga direto se estendendo ao longo da seção cilíndrica. O percurso de carga pode se estender de forma substancialmente contínua a partir de uma porção inferior da região lateral geralmente sob o primeiro recorte até uma porção superior da região lateral geralmente sobre o segundo recorte.

Relatório Descritivo da Patente de Invenção para
**"FUSELAGEM DE AERONAVE E MÉTODO DE FORMAÇÃO DE
RECORTES EM UMA REGIÃO LATERAL DE UMA FUSELAGEM DE
AERONAVE".**

CAMPO

[001] A presente invenção refere-se a janelas de aeronave, em geral, e, mais particularmente, a um formato de recorte otimizado para uma fuselagem de aeronave.

ANTECEDENTES

[002] As aeronaves convencionais de passageiros usadas na aviação comercial tipicamente incluem janelas de passageiros montadas ao longo dos lados da fuselagem de aeronave. As janelas voltadas para a lateral são dispostas, tipicamente, em uma fileira única em uma cinta de janela que se estende entre as extremidades dianteira e traseira em cada lado da fuselagem. Cada janela tipicamente é montada em um recorte de janela formado nos lados.

[003] Durante o serviço, a aeronave é submetida a uma variedade de cargas diferentes de magnitude e orientação diferentes. Por exemplo, durante o voo, o peso da aeronave e a carga útil da aeronave (por exemplo, passageiros, bagagem, carga) são suportados pelas asas da aeronave. Durante um voo de cruzeiro normal, o peso da aeronave e a carga útil causam um momento à flexão na fuselagem. O momento à flexão gera uma carga de cisalhamento no plano e componentes de compressão da carga de cisalhamento na região laterais e as quais são orientadas aproximadamente a 45 graus em relação ao eixo geométrico longitudinal de aeronave. A carga de cisalhamento passa através da cinta de janela conectando a região de coroa da fuselagem à região de quilha da fuselagem.

[004] As janelas de aeronave convencionais tipicamente têm um formato oval e são espaçadas ao longo da fuselagem de aeronave a

uma distância de passo relativamente curta. A distância de passo entre as janelas tipicamente corresponde à distância entre os quadros circunferenciais os quais são tipicamente espaçados a aproximadamente de 55,88 a 60,96 cm (22 a 24 polegadas) ao longo do lado interno do revestimento de fuselagem. A combinação da distância de passo relativamente curta e do formato oval de janelas convencionais de aeronave resulta em um percurso de carga descontínuo ou contorcido para as cargas de cisalhamento. Neste sentido, as janelas de formato oval e a distância de passo impedem a carga de cisalhamento de passar em uma linha reta entre as janelas e, ao invés disso, criam uma descontinuidade no percurso de carga de cisalhamento forçando a carga de cisalhamento a contornar cada janela de formato oval.

[005] O percurso de carga descontínuo resulta em concentrações de tensão ao longo das bordas dos recortes de janela, requerendo um aumento na espessura de revestimento em torno dos recortes para manutenção da tensão abaixo dos limites admissíveis do material de revestimento. A espessura de revestimento aumentada aumenta o custo, a complexidade e o tempo de produção da aeronave. Além disso, o aumento no peso devido à espessura de revestimento aumentada reduz a capacidade de carga útil da aeronave e aumenta o consumo de combustível.

[006] Conforme pode ser visto, existe uma necessidade na técnica de um recorte de janela tendo um formato otimizado que melhore o percurso de carga entre os recortes de janela nas regiões laterais da fuselagem. Além disso, existe uma necessidade na técnica de um arranjo que otimize a espessura de revestimento em áreas adjacentes aos recortes de janela.

SUMÁRIO

[007] As necessidades citadas acima associadas aos recortes

são especificamente consideradas pela presente descrição, a qual, em uma modalidade, provê uma fuselagem de aeronave que tem uma seção cilíndrica com pelo menos uma região lateral. A seção cilíndrica pode incluir um primeiro recorte e um segundo recorte formados na região lateral em uma relação lado a lado um com o outro. A seção cilíndrica pode prover um percurso de carga direto se estendendo ao longo da seção cilíndrica. O percurso de carga pode se estender de forma substancialmente contínua a partir de uma porção inferior da seção cilíndrica geralmente sob o primeiro recorte até uma porção superior da seção cilíndrica geralmente sobre o segundo recorte.

[008] Também é exposta uma fuselagem de aeronave que em uma região lateral incluindo um primeiro recorte e um segundo recorte formados em uma relação lado a lado um com o outro. Pelo menos um dentre os primeiro e segundo recortes pode ter um segmento lateral. A fuselagem pode ser submetida a um momento à flexão gerando uma carga de cisalhamento na região lateral e uma carga de pressurização de cabine gerando uma carga de tração circunferencial na região lateral. O segmento lateral pode ser orientado substancialmente paralelo a um percurso de uma resultante da carga de cisalhamento e da carga de tração circunferencial.

[009] Em uma modalidade adicional, é exposta uma fuselagem de aeronave que tem uma seção cilíndrica. A seção cilíndrica pode incluir pelo menos um painel lateral. A seção cilíndrica pode incluir um primeiro recorte e um segundo recorte formados na região lateral em uma relação lado a lado um com o outro. A seção cilíndrica pode prover um percurso de carga direto se estendendo ao longo da seção cilíndrica. O percurso de carga pode se estender de forma substancialmente contínua a partir de uma porção inferior do painel lateral geralmente sob o primeiro recorte até uma porção superior do painel lateral geralmente sobre o segundo recorte.

[0010] A presente descrição ainda inclui um método de formação de recortes em um lado de uma fuselagem de aeronave, tal como em uma região lateral de uma seção cilíndrica. O método pode incluir as etapas de formação de um primeiro recorte e um segundo recorte em uma relação lado a lado um com o outro na seção cilíndrica e o espaçamento do primeiro recorte a uma distância de passo do segundo recorte. O método adicionalmente pode incluir a configuração do primeiro recorte e do segundo recorte de modo que um percurso de carga direto se estenda ao longo da seção cilíndrica de forma substancialmente contínua a partir de uma porção inferior da seção cilíndrica geralmente sob o primeiro recorte até uma porção superior da seção cilíndrica geralmente sobre o segundo recorte. O método ainda pode incluir as etapas de determinação de um momento à flexão na fuselagem, determinação de uma carga de cisalhamento gerada na região lateral em resposta ao momento à flexão, e a configuração do primeiro recorte e do segundo recorte de modo que um percurso da carga de cisalhamento se estenda ao longo da região lateral de forma substancialmente contínua a partir da porção inferior sob o primeiro recorte até a porção superior sobre o segundo recorte. O método ainda pode incluir a determinação de uma carga de pressurização de cabine sobre a fuselagem, a determinação de uma carga de tração circunferencial gerada na região lateral pela carga de pressurização de cabine, a determinação de um percurso de uma resultante da carga de cisalhamento e da carga de tração circunferencial, e a configuração do primeiro recorte e do segundo recorte de modo que o percurso de carga resultante se estenda ao longo da região lateral de forma substancialmente contínua a partir da porção inferior sob o primeiro recorte até a porção superior sobre o segundo recorte.

[0011] Em uma modalidade adicional, é exposta uma fuselagem de aeronave que tem uma seção cilíndrica que tem pelo menos um

painel lateral, um primeiro recorte e um segundo recorte formados no painel lateral em uma relação lado a lado um com o outro, um percurso de carga direto se estendendo ao longo da seção cilíndrica, o percurso de carga se estendendo de forma substancialmente contínua a partir de uma porção inferior do painel lateral geralmente sob o primeiro recorte até uma porção superior do painel lateral geralmente sobre o segundo recorte. A aeronave ainda pode compreender uma fuselagem submetida a um momento à flexão gerando uma carga de cisalhamento no painel lateral e o percurso de carga compreendendo um percurso da carga de cisalhamento. A fuselagem de aeronave ainda pode compreender a fuselagem ser submetida a uma carga de pressurização de cabine gerando uma carga de tração circunferencial no painel lateral e o percurso de carga compreendendo uma resultante da carga de cisalhamento e da carga de tração circunferencial. A fuselagem de aeronave ainda pode compreender o painel lateral incluindo um revestimento formado por um material compósito que tem uma pluralidade de fibras de reforço embutidas em uma matriz e pelo menos uma porção das fibras sendo orientadas em uma relação substancialmente paralela com o percurso de carga. A fuselagem de aeronave ainda pode compreender pelo menos um dentre primeiro e segundo recortes tendo um formato de losango que tem um eixo geométrico maior e um eixo geométrico menor. A fuselagem de aeronave ainda pode compreender o formato de losango ter quatro segmentos laterais; e pelo menos um dos segmentos laterais sendo orientado substancialmente paralelo ao percurso de carga. A fuselagem de aeronave ainda pode compreender o formato de losango ter uma altura A medida ao longo de um eixo geométrico maior e uma largura B medida ao longo de um eixo geométrico menor, e a altura A variando de tamanho de aproximadamente $1,3B$ a aproximadamente $5B$. A fuselagem de aeronave ainda pode compreender o formato de

losango ter uma altura A medida ao longo do eixo geométrico maior, o formato de losango ter cantos de extremidade arredondados de raio r_a e cantos laterais arredondados de raio r_b , os raios de extremidade r_a variando de tamanho de aproximadamente $0,05A$ a aproximadamente $0,50A$, e os raios laterais r_b variando de tamanho de aproximadamente $0,05A$ a aproximadamente $3,0A$.

[0012] Uma modalidade de uma fuselagem de aeronave inclui uma seção cilíndrica que tem um primeiro recorte e um segundo recorte formados na seção cilíndrica em uma relação lado a lado um com o outro; e um percurso de carga direto que se estende ao longo da seção cilíndrica, o percurso de carga se estendendo de forma substancialmente contínua a partir de uma porção inferior da seção cilíndrica geralmente sob o primeiro recorte até uma porção superior da seção cilíndrica geralmente sobre o segundo recorte.

[0013] A fuselagem de aeronave em que a fuselagem é submetida a um momento à flexão gerando uma carga de cisalhamento em uma região lateral da seção cilíndrica; e o percurso de carga compreendendo um percurso da carga de cisalhamento.

[0014] A fuselagem de aeronave em que a fuselagem é submetida a uma carga de pressurização de cabine que gera uma carga de tração circunferencial na região lateral; e o percurso de carga compreendendo um percurso de uma resultante da carga de cisalhamento e da carga de tração circunferencial.

[0015] A fuselagem de aeronave em que a região lateral inclui um revestimento que tem uma espessura nominal de revestimento; a região lateral incluindo uma região de acolchoamento pelo menos em uma área entre os primeiro e segundo recortes; e a espessura de revestimento na região de acolchoamento sendo maior do que a espessura nominal de revestimento.

[0016] A fuselagem de aeronave em que os primeiro e segundo

recortes definem um estreitamento em uma distância mais curta entre eles; e a espessura de revestimento na região de acolchoamento geralmente aumenta ao longo de pelo menos uma direção da porção superior em direção ao estreitamento e uma direção a partir da porção inferior em direção ao estreitamento.

[0017] A fuselagem de aeronave em que o revestimento é formado por um material compósito que tem uma pluralidade de fibras de reforço embutidas em uma matriz; e pelo menos uma porção das fibras é orientada em uma relação substancialmente em paralelo com o percurso de carga.

[0018] A fuselagem de aeronave em que pelo menos uma porção das fibras é orientada em um ângulo de aproximadamente 50 a 75 graus em relação a um eixo geométrico longitudinal da aeronave.

[0019] A fuselagem de aeronave em que pelo menos um dentre os primeiro e segundo recortes tem um formato de losango que tem um eixo geométrico maior e um eixo geométrico menor.

[0020] A fuselagem de aeronave em que o eixo geométrico maior é orientado em +/- 20 graus de um eixo geométrico circunferencial da aeronave.

[0021] A fuselagem de aeronave em que o formato de losango tem quatro segmentos laterais; e

[0022] pelo menos um dos segmentos laterais é orientado de forma substancialmente paralela ao percurso de carga.

[0023] A fuselagem de aeronave em que o formato de losango tem uma altura A medida ao longo de um eixo geométrico maior e uma largura B medida ao longo de um eixo geométrico menor; e a altura A variando de tamanho de aproximadamente 1,3B a aproximadamente 5B.

[0024] A fuselagem de aeronave em que o formato de losango tem uma altura A medida ao longo do eixo geométrico maior; o formato de

losango tem cantos de extremidade arredondados de raio r_a e cantos laterais arredondados de raio r_b ; os raios de extremidade r_a variando de tamanho de aproximadamente 0,05A a aproximadamente 0,50A; e os raios laterais r_b variando de tamanho de aproximadamente 0,05A a aproximadamente 3,0A.

[0025] Uma outra modalidade de uma fuselagem de aeronave, que inclui uma região lateral; um primeiro recorte e um segundo recorte formados na região lateral em uma relação lado a lado um com o outro, pelo menos um dos primeiro e segundo recortes tendo um segmento lateral; a fuselagem sendo submetida a um momento à flexão gerando uma carga de cisalhamento na região lateral e uma carga de pressurização de cabine gerando uma carga de tração circunferencial na região lateral; o segmento lateral sendo orientado substancialmente paralelo a um percurso de uma resultante da carga de cisalhamento e da carga de tração circunferencial.

[0026] Ainda uma outra modalidade de uma fuselagem de aeronave, que inclui uma seção cilíndrica que tem pelo menos um painel lateral; um primeiro recorte e um segundo recorte formados no painel lateral em uma relação lado a lado um com o outro; e um percurso de carga direto se estendendo ao longo da seção cilíndrica, o percurso de carga se estendendo de forma substancialmente contínua a partir de uma porção inferior do painel lateral geralmente sob o primeiro recorte até uma porção superior do painel lateral geralmente sobre o segundo recorte.

[0027] A fuselagem de aeronave em que a fuselagem é submetida a um momento à flexão gerando uma carga de cisalhamento no painel lateral; e o percurso de carga compreendendo um percurso da carga de cisalhamento.

[0028] A fuselagem de aeronave em que a fuselagem é submetida a uma carga de pressurização de cabine gerando uma carga de tração

circunferencial no painel lateral; e o percurso de carga compreendendo um percurso de uma resultante da carga de cisalhamento e da carga de tração circunferencial.

[0029] A fuselagem de aeronave em que o painel lateral inclui um revestimento formado de material compósito que tem uma pluralidade de fibras de reforço embutidas em uma matriz; pelo menos uma porção das fibras sendo orientadas em uma relação substancialmente paralela com o percurso de carga.

[0030] A fuselagem de aeronave, em que pelo menos um dos primeiro e segundo recortes tem um formato de losango que tem um eixo geométrico maior e um eixo geométrico menor.

[0031] A fuselagem de aeronave em que o formato de losango tem quatro segmentos laterais; e

[0032] pelo menos um dos segmentos laterais é orientado de forma substancialmente paralela ao percurso de carga.

[0033] Um método de formação de recortes em uma região lateral de uma fuselagem de aeronave, que compreende as etapas de: formação de um primeiro recorte e um segundo recorte em uma relação lado a lado um com o outro na região lateral; e configuração do primeiro recorte e do segundo recorte, de modo que um percurso de carga direta se estenda ao longo da região lateral de forma substancialmente contínua a partir de uma porção inferior da região lateral geralmente sob o primeiro recorte até uma porção superior da região lateral geralmente sobre o segundo recorte.

[0034] O método ainda inclui as etapas de determinação de um momento à flexão na fuselagem;

[0035] determinação de uma carga de cisalhamento gerada na região lateral em resposta ao momento à flexão; e a configuração do primeiro recorte e do segundo recorte, de modo que um percurso da carga de cisalhamento se estenda ao longo da região lateral de forma

substancialmente contínua a partir da porção inferior sob o primeiro recorte até a porção superior sobre o segundo recorte.

[0036] O método ainda compreende as etapas de determinação de uma carga de pressurização de cabine na fuselagem; determinação de uma carga de tração circunferencial gerada na região lateral pela carga de pressurização de cabine; determinação de um percurso de uma resultante da carga de cisalhamento e da carga de tração circunferencial; e configuração do primeiro recorte e do segundo recorte, de modo que o percurso de carga resultante se estenda ao longo da região lateral de forma substancialmente contínua a partir da porção inferior sob o primeiro recorte até a porção superior sobre o segundo recorte.

[0037] O método em que a região lateral inclui um revestimento que tem uma espessura nominal de revestimento, o método ainda compreendendo as etapas de inclusão de uma região de acolchoamento na região lateral pelo menos em uma área entre os primeiro e segundo recortes; e o aumento de uma espessura no revestimento na região de acolchoamento em relação à espessura nominal de revestimento.

[0038] O método ainda compreende as etapas de provisão da região lateral com um revestimento formado de material compósito tendo uma pluralidade de fibras de reforço embutidas em uma matriz; e a orientação de pelo menos uma porção das fibras substancialmente paralelas ao percurso de carga.

[0039] O método ainda compreendendo a etapa de formação dos primeiro e segundo recortes em um formato de losango que tem um eixo geométrico maior e um eixo geométrico menor.

[0040] O método em que o formato de losango tem quatro segmentos laterais, o método ainda compreendendo a etapa de orientação de pelo menos um dos segmentos laterais

substancialmente paralelos ao percurso de carga.

[0041] Os recursos, as funções e as vantagens que foram discutidos podem ser obtidos independentemente em várias modalidades da presente descrição, ou podem ser combinados em ainda outras modalidades, cujos detalhes adicionais podem ser vistos com referência à descrição a seguir e aos desenhos abaixo.

BREVE DESCRIÇÃO DOS DESENHOS

[0042] Estes e outros recursos da presente descrição tornar-se-ão mais evidentes mediante uma referência aos desenhos, em que números iguais se referem a partes iguais por todos eles, e em que:

[0043] a figura 1A é uma vista em perspectiva de uma aeronave que tem uma fuselagem compreendida por uma pluralidade de seções cilíndricas unitárias;

[0044] a figura 1B é uma vista em perspectiva de uma aeronave que tem uma fuselagem compreendida por uma pluralidade de painéis que podem ser montados para a formação de pelo menos uma seção cilíndrica;

[0045] a figura 2 é uma vista lateral da aeronave ilustrando um momento à flexão aplicado à fuselagem;

[0046] a figura 3 é uma vista em seção transversal tomada ao longo da linha 3 da figura 2 e ilustrando uma carga de pressurização de cabine aplicada a uma seção cilíndrica da fuselagem;

[0047] a figura 4 é uma vista em perspectiva da seção cilíndrica tendo quatro quadrantes circunferenciais incluindo uma região de coroa, uma região de quilha e um par de regiões laterais, e ilustrando uma carga de tração na região de coroa e uma carga de compressão na região de quilha, como resultado do momento à flexão mostrado na figura 2;

[0048] a figura 4A é uma vista lateral de uma porção da região lateral tomada ao longo da linha 4A da figura 4 e ilustrando um par de

recortes de janela em formato de losango na região lateral;

[0049] a figura 5 é uma ilustração de um elemento representativo da região lateral tomada ao longo da linha 5 da figura 4A, e ilustrando a componente de tração da tensão de cisalhamento que ocorre na região lateral e como resultado do momento à flexão aplicado à fuselagem na figura 2, e ainda ilustrando uma tensão de tração circunferencial ocorrendo na região lateral como resultado da carga de pressurização de cabine mostrada na figura 3;

[0050] a figura 6 é uma ilustração de um percurso de carga de cisalhamento e de um percurso de carga de tração circunferencial correspondente à tensão de cisalhamento e à tensão de tração circunferencial da figura 5;

[0051] a figura 7 é uma ilustração de um percurso de carga de uma resultante da carga de cisalhamento e da carga de tração circunferencial da figura 6;

[0052] a figura 8 é uma vista lateral da aeronave ilustrando um momento à flexão aplicado à fuselagem em uma direção oposta ao momento à flexão mostrado na figura 2;

[0053] a figura 9 é uma ilustração do elemento representativo da região lateral mostrando a orientação da tensão de cisalhamento na região lateral como resultado do momento à flexão da figura 8, e ilustrando a tensão de tração circunferencial na região lateral como resultado da carga de pressurização de cabine da figura 3;

[0054] a figura 10 é uma ilustração de um percurso de carga de cisalhamento e um percurso de carga de tração circunferencial correspondendo à tensão de cisalhamento e à tensão de tração circunferencial da figura 9;

[0055] a figura 11 é uma ilustração de um percurso de carga de uma resultante da carga de cisalhamento e da carga de tração circunferencial da figura 10;

[0056] a figura 12 é uma vista lateral de uma porção da região lateral tomada ao longo da linha 12 da figura 4A e ilustrando o par de recortes de janela em formato de losango formados em um revestimento da região lateral e ainda ilustrando as fibras de reforço orientadas substancialmente paralelas a um ou mais percursos de carga;

[0057] a figura 13 é um diagrama de cargas e condições de fronteira aplicadas a um modo de elementos finitos (FEM) (figura 14) da região lateral para simulação e predição da resposta estrutural da região lateral a uma carga de cisalhamento e a uma carga de tração circunferencial;

[0058] a figura 14 é uma ilustração do FEM da região lateral mostrando a distribuição de tensão em resposta a uma força de cisalhamento e a uma força de tração circunferencial e ainda ilustrando os segmentos laterais dos recortes orientados em alinhamento geral com as concentrações de tensão;

[0059] a figura 15 é uma ilustração do FEM de região lateral da figura 14 e ilustrando um percurso de laminação entre os recortes;

[0060] a figura 16 é uma ilustração de uma modalidade de uma região de acolchoamento compreendida por camadas de acolchoamento incorporadas na região lateral e formadas em um formato de X geralmente alinhado com os percursos de carga ilustrados;

[0061] a figura 17 é uma ilustração da região lateral em uma modalidade em que a região de acolchoamento inclui camadas de acolchoamento alternadas;

[0062] a figura 18 é uma ilustração em seção transversal da região lateral tomada ao longo da linha 18 da figura 17, e ilustrando o aumento progressivo na espessura de revestimento da região lateral, devido ao arranjo das camadas de acolchoamento;

[0063] a figura 19 é uma ilustração da região lateral e uma modalidade da região de acolchoamento tendo camadas de acolchoamento adicionais para se lidar com a carga de tração circunferencial na região lateral;

[0064] a figura 20 é um gráfico de deslocamento de um modelo de otimização de formato de um recorte retangular arredondado e ilustrando vetores de deslocamento indicando a tendência da geometria do recorte de evoluir para um recorte em formato de losango;

[0065] a figura 21 é uma ilustração do recorte em formato de losango tendo segmentos laterais retos;

[0066] a figura 22 é uma ilustração do recorte em formato de losango tendo cantos de extremidade arredondados de raio r_a e cantos laterais arredondados de raio r_b ;

[0067] a figura 23 é uma ilustração de uma modalidade do recorte em formato de losango tendo segmentos curvados;

[0068] a figura 24 é uma ilustração de uma modalidade do recorte em formato de losango com lados arredondados;

[0069] a figura 25 é uma ilustração de uma modalidade do recorte em formato de losango com lados arredondados e uma razão de aspecto aumentada em relação à razão de aspecto do recorte da figura 24;

[0070] a figura 26 é uma ilustração de uma modalidade dos recortes sendo inclinados em relação ao eixo geométrico circunferencial da aeronave; e

[0071] a figura 27 é uma ilustração de um fluxograma que representa uma ou mais operações que podem ser incluídas em uma metodologia de formação de um recorte em uma fuselagem.

DESCRIÇÃO DETALHADA

[0072] Com referência, agora, aos desenhos, em que o que é

mostrado é para fins de ilustração de modalidades preferidas e variadas da descrição, é mostrada na figura 1A uma vista em perspectiva de uma aeronave de passageiros que tem uma fuselagem 16 e um par de asas 32 se estendendo para fora da fuselagem 16. A fuselagem 16 se estende a partir do nariz 20 da aeronave 10 até uma empenagem 22 em uma extremidade traseira da fuselagem 16. A empenagem 22 pode incluir um estabilizador horizontal 28, um elevador 30 um estabilizador vertical 24 e um leme 26. A fuselagem 16 pode incluir uma fileira de janelas 50 se estendendo ao longo de cada lado da fuselagem 16.

[0073] A presente descrição inclui modalidades de uma fuselagem 16 de aeronave 10, conforme mostrado na figura 1A, tendo uma ou mais seções cilíndricas unitárias 34 com recortes 52 otimizados de janela em formato de losango 50. Cada uma das seções cilíndricas 34 pode compreender um revestimento 42 se estendendo de forma substancialmente contínua em torno de uma circunferência da seção cilíndrica 34. A fuselagem 16 pode incluir regiões laterais 40 em cada lado da seção cilíndrica 34. Um ou mais dos recortes 52 de janela 50 podem ser formados nas regiões laterais 40. Os recortes 52 de janela 50 podem ser dimensionados e configurados para facilitarem um percurso de carga direto entre os recortes 52.

[0074] Com referência à figura 1B, é mostrada a fuselagem 16 da aeronave 10 em uma modalidade compreendida por uma pluralidade de painéis 36', 38', 40' que podem ser montados para a formação de uma ou mais seções cilíndricas 34. Por exemplo, a fuselagem 16 pode incluir um ou mais painéis de coroa 36' se estendendo ao longo de uma porção superior da fuselagem 16, um ou mais painéis de quilha 38' se estendendo ao longo de uma porção de fundo da fuselagem 16 e os painéis laterais 40' se estendendo ao longo dos lados da fuselagem 16. Os painéis 36', 38', 40' podem ser montados para a

formação de pelo menos uma seção cilíndrica 34 da fuselagem 16. Na modalidade mostrada na figura 1B, cada um dos painéis laterais 40' pode incluir um ou mais recortes 52 otimizados de janela em formato de losango 50, os quais podem ser dimensionados e configurados para facilitarem um percurso de carga direto entre os recortes 52.

[0075] A presente descrição também inclui um método (figura 27) de formação de recortes em formato de losango 52 em uma fuselagem 16. Adicionalmente, a presente descrição inclui modalidades para a otimização de uma espessura de revestimento (figura 18) da fuselagem 16 em áreas adjacentes aos recortes 52. Embora a presente descrição seja descrita no contexto de uma aeronave de passageiros de asa fixa 10, conforme ilustrado nas figuras 1A e 1B, é contemplado que as modalidades expostas podem ser aplicadas a uma aeronave de qualquer configuração, sem limitação. Por exemplo, as modalidades expostas podem ser aplicadas a qualquer aeronave civil, comercial ou militar, e pode incluir aeronaves de asa fixa e de asa rotativa. Além disso, as modalidades podem ser aplicadas a configurações alternativas de aeronave e não estão limitadas à configuração de "tubo e asa" da aeronave 10 ilustrada nas figuras 1A e 1B. Por exemplo, as modalidades expostas podem ser aplicadas a aeronaves "em asa delta" híbridas (não mostradas).

[0076] As modalidades expostas também podem ser aplicadas a qualquer veículo ou estrutura que seja submetida a cargas de flexão e o que tem recortes 52 formados nos lados do veículo ou nos lados de estrutura. Embora os recortes em formato de losango 52 sejam descritos no contexto de janelas de passageiro 50, as modalidades expostas também podem ser aplicadas a portas, escotilhas e outras aberturas que podem ser formadas em um veículo ou uma estrutura que seja submetido a cargas combinadas de flexão (figura 2) e pressurização de cabine (figura 3). Além disso, as modalidades

expostas aqui podem ser aplicadas a estruturas fabricadas de qualquer tipo de material, sem limitação, incluindo veículos e estruturas fabricadas de material metálico, material compósito, tal como um material polimérico reforçado com fibra, e combinações de material metálico e material compósito.

[0077] A figura 2 é uma vista lateral da aeronave 10 tendo uma pluralidade de janelas em formato de losango 50 se estendendo ao longo da fuselagem 16. A fuselagem 16 pode ser submetida a um momento à flexão M_1 orientado na direção mostrada na figura 2. O momento à flexão M_1 pode ser imposto à fuselagem 16 devido às cargas de voo. Por exemplo, sob um carregamento g positivo, o peso da aeronave 10 suportado pelas asas 32 resulta no momento à flexão M_1 sobre a fuselagem 16. O momento à flexão M_1 também pode ocorrer devido a cargas de manobra, rajadas para cima e cargas de aterrissagem. A magnitude do momento à flexão M_1 tipicamente é mais alta do que a interseção do aerofólio auxiliar dianteiro da asa (não mostrado) com a fuselagem 16 e perto da interseção do aerofólio auxiliar traseiro da asa (não mostrado) com a fuselagem 16 e, geralmente, diminui ao longo das respectivas direções em direção ao nariz 20 e à empenagem 22.

[0078] A figura 3 é uma vista em seção transversal da fuselagem 16 dividida em quatro quadrantes circunferenciais incluindo uma região de coroa 36, uma região de quilha 38, e um par de regiões laterais 40. A região de coroa 36, a região de quilha 38 e as regiões laterais 40 formam parte de uma seção cilíndrica unitária 34, conforme mostrado na figura 1A. Alternativamente, a região de coroa 36 pode ser configurada como um painel de coroa 36' em separado (figura 1B), a região de quilha 38 pode ser configurada como um painel de quilha 38' em separado (figura 1B), e as regiões laterais 40 podem ser configuradas, cada uma, como painéis laterais 40' em separado (figura

1B), as quais podem ser unidos para a formação de uma seção cilíndrica montada 34', conforme mostrado na figura 1B. Para as finalidades da presente descrição, as referências com respeito às regiões laterais 40 envolvem e se aplicam igualmente aos painéis laterais 40' (figura 1B). Da mesma forma, as referências na presente descrição à região de coroa 36 e à região de quilha 38 envolvem e se aplicam igualmente às respectivas do painel de coroa 36' (figura 1B) e do painel de quilha 38' (figura 1B).

[0079] Ainda com referência à figura 3, as regiões laterais 40 podem incluir um ou mais dos recortes 52 para janelas de passageiros 50. Uma carga de pressurização de cabine P pode ser aplicada ao interior da fuselagem 16. A carga de pressurização de cabine P representa a pressurização interna da cabine de passageiros a uma altitude. A Administração Federal de Aviação (FAA) requer que a pressão da cabine seja mantida a uma altitude de pressão não maior do que 2438,4 m (8000 pés) à altitude normal de cruzeiro de uma aeronave. Com fatores de segurança, a carga de pressurização de cabine P que a fuselagem 16 deve ser capaz de suportar é de até 125,48 kPa (18,2 psi) embora a fuselagem 16 possa ser configurada para suportar cargas mais altas de pressurização. A carga de pressurização de cabine P imposta na aeronave 10 na figura 3 resulta em uma carga de tração circunferencial (não mostrada) orientada em uma direção circunferencial do revestimento 42 de fuselagem 16 e é representada por σ_{hoop} na figura 5, conforme discutido em maiores detalhes abaixo.

[0080] A figura 4 ilustra uma seção cilíndrica 34 da fuselagem 16 mostrando a região de coroa 36, a região de quilha 38 e o par de regiões laterais 40. A seção cilíndrica 34 pode incluir o revestimento 42 suportado por uma pluralidade de longarinas de reforço espaçadas circunferencialmente 46 e uma pluralidade de armações espaçadas

axialmente 48. As longarinas de reforço 46 podem suportar forças axiais, tais como cargas de tração axiais, devido à pressurização da cabine P (figura 3). As armações 48 podem manter o formato da fuselagem 16. As armações 48 também podem melhorar a resistência à flambagem da fuselagem 16 sob uma flexão. As longarinas de reforço 46 e as armações 48 podem aumentar coletivamente à rigidez à flexão do revestimento 42. O revestimento 42 pode incluir uma pluralidade de recortes 52 posicionados em um arranjo lado a lado ao longo de uma cinta de janela 49. A figura 4 ilustra várias das cargas primárias que ocorrem nas regiões 36, 38, devido ao momento à flexão M_1 (figura 2) na fuselagem 16. Por exemplo, a região de coroa 36 pode ser carregada primariamente em tração T, a região de quilha 38 pode ser carregada primariamente em compressão C, e cada uma das regiões laterais 40 pode ser carregamento primariamente em cisalhamento, conforme mostrado na figura 5. A carta de tração T na região de coroa 36 e a carga de compressão C na região de quilha 38 são orientadas paralelas a um eixo geométrico longitudinal 12 da aeronave 10.

[0081] A figura 4A ilustra uma porção da região lateral tomada a partir da seção cilíndrica da figura 4. A porção mostrada na figura 4A pode representar a região lateral 40 em uma localização da fuselagem 16 (figura 4) à frente da interseção de fuselagem e asa 32, 16 (figura 1A). A porção da região lateral 40 na figura 4A inclui um par de recortes em formato de losango 52 formados no revestimento 42 em uma relação lado a lado um com o outro.

[0082] A figura 5 ilustra um elemento representativo 41 da região lateral 40 tomada a partir de uma localização entre os recortes 52 (figura 4A). O elemento representativo 41 é provido para ilustração da orientação de tensões na região lateral 40. Por exemplo, as componentes de tensão de cisalhamento $\tau_{\text{shear-1}}$ ocorrem na região

lateral 40, como resultado do momento à flexão para baixo M_1 (figura 2). A magnitude da tensão de cisalhamento $\tau_{\text{shear-1}}$ pode corresponder à magnitude do momento à flexão M_1 (figura 2), a qual tipicamente é mais alta perto da interseção dos aerofólios auxiliares de asa (não mostrados) com a fuselagem 16 (figura 2) e geralmente diminui ao longo de uma direção para longe da asa 32 (figura 2). A carga de pressurização de cabine P (figura 3) resulta em uma tensão de tração circunferencial σ_{hoop} que ocorre no elemento representativo 41 da região lateral 40. A tensão de tração circunferencial σ_{hoop} é mostrada orientada em paralelo com o eixo geométrico circunferencial 14. A magnitude da tensão de tração circunferencial σ_{hoop} geralmente é constante ao longo do comprimento da fuselagem 16 (figura 2).

[0083] A figura 6 é uma ilustração adicional do elemento representativo 41 da região lateral 40 mostrando a componente de tração do percurso de carga de cisalhamento $N_{\text{shear-1}}$ como resultado do momento à flexão M_1 (figura 2). Neste sentido, a carga de cisalhamento na região lateral 40 devido ao momento à flexão M_1 também tem uma componente de compressão (não mostrada), a qual pode ser orientada em geral perpendicularmente à orientação da componente de tração da carga de cisalhamento. Para as finalidades da presente descrição, as referências ao percurso de carga de cisalhamento $N_{\text{shear-1}}$ são em relação à componente de tração da carga de cisalhamento na região lateral 40. Na figura 6, o percurso de carga de cisalhamento $N_{\text{shear-1}}$ é mostrado orientado em um ângulo de carga de cisalhamento $\alpha_{\text{shear-1}}$ de aproximadamente +45 graus em relação ao eixo geométrico longitudinal 12. Conforme foi indicado anteriormente, a orientação do percurso de carga de cisalhamento $N_{\text{shear-1}}$ é dependente da localização ao longo da fuselagem 16 (figura 4) e na direção do momento à flexão. O momento à flexão M_1 na figura 2 pode ser descrito como negativo segundo a convenção normal. A figura 6

também ilustra o percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} , o qual é orientado paralelo ao eixo geométrico circunferencial 14.

[0084] A figura 7 é uma ilustração do elemento representativo 41 da região lateral 40 mostrando a orientação de um percurso de carga de resultante $N_{result-1}$, o qual é o resultante da combinação do percurso de carga de cisalhamento $N_{shear-1}$ (figura 6) e do percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} (figura 6). O percurso de carga de cisalhamento $N_{shear-1}$ (figura 6) e o percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} (figura 6) são aditivos no sentido de que a resultante (isto é, a combinação) da carga de cisalhamento e da carga de tração circunferencial geralmente é de magnitude maior do que a carga de cisalhamento ou a carga de tração circunferencial atuando sozinhas. A resultante da carga de cisalhamento e da carga de tração circunferencial compreende a tensão principal (não mostrada) atuando na região lateral 40. O percurso de carga de resultante $N_{result-1}$ é orientado em um ângulo de carga de resultante $\alpha_{result-1}$. O ângulo de carga de resultante $\alpha_{result-1}$ representa a orientação da tensão principal (não mostrada) atuando na região lateral 40.

[0085] O ângulo de carga de resultante $\alpha_{result-1}$ pode variar entre o ângulo de carga de cisalhamento $\alpha_{shear-1}$ de +45 graus (figura 6) e o eixo geométrico circunferencial 14. Em uma modalidade, o percurso de carga de resultante $N_{result-1}$ pode ser orientado em um ângulo de carga de resultante $\alpha_{result-1}$ de aproximadamente +60 graus em relação ao eixo geométrico longitudinal 12. A orientação do percurso de carga de resultante $N_{result-1}$ pode ser dependente da magnitude e da direção da carga de cisalhamento, da carga de tração circunferencial e cargas adicionais e outras que possam estar atuando sobre a fuselagem 16 (figura 4). Essas cargas adicionais podem incluir, mas não estão limitadas a cargas de torção na fuselagem 16 causadas pelo movimento do lado longitudinal 26 (figuras 1A a 1B), e/ou do elevador

30 (figuras 1A a 1B) durante uma manobra da aeronave 10 (figuras 1A a 1B).

[0086] A figura 8 é uma vista lateral da aeronave 10 ilustrando um momento à flexão M_2 atuando sobre a fuselagem 16. A direção do momento à flexão M_2 é oposta à direção do momento à flexão M_1 da figura 2. O momento à flexão M_2 na figura 8 pode ser descrito como positivo, segundo uma convenção normal. O momento à flexão M_2 na figura 8 pode ocorrer em resposta a um carregamento g negativo na aeronave 10. Um carregamento g negativo pode ocorrer durante uma manobra da aeronave 10 ou como resultado de turbulência ou uma rajada para baixo na aeronave 10.

[0087] A figura 9 é uma ilustração de um elemento representativo 41 da região lateral 40 tomada a partir de uma localização da região lateral 40 entre o par de recortes 52 indicados na figura 8. Devido à direção do momento à flexão M_2 (figura 8), as componentes de tensão de cisalhamento $\tau_{\text{shear-2}}$ são orientadas em uma imagem espelhada à orientação das componentes de tensão de cisalhamento $\tau_{\text{shear-1}}$ na figura 5. A carga de pressurização de cabine P (figura 3) resulta na tensão de tração circunferencial σ_{hoop} . A tensão de tração circunferencial σ_{hoop} é orientada paralela ao eixo geométrico circunferencial 14.

[0088] A figura 10 ilustra a orientação do percurso de carga de cisalhamento $N_{\text{shear-2}}$ resultante do momento à flexão M_2 (figura 8) na fuselagem 16 (figura 8). O percurso de carga de cisalhamento $N_{\text{shear-2}}$ é orientado em um ângulo de carga de cisalhamento $\alpha_{\text{shear-2}}$ de aproximadamente -45 graus em relação ao eixo geométrico longitudinal 12. A orientação do percurso de carga de cisalhamento $N_{\text{shear-2}}$ corresponde à orientação das componentes de tensão de cisalhamento $\tau_{\text{shear-2}}$ mostradas na figura 9. A figura 10 também ilustra a orientação do percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} a

qual é paralela ao eixo geométrico circunferencial 14.

[0089] A figura 11 é uma ilustração do elemento representativo 41 da região lateral 40 mostrando o percurso de carga $N_{\text{result-2}}$ da resultante da combinação do percurso de carga de cisalhamento $N_{\text{shear-2}}$ (figura 10) e o percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} (figura 10). O percurso de carga de resultante $N_{\text{result-2}}$ é orientado no ângulo de carga de resultante $\alpha_{\text{result-2}}$ (figura 10).

[0090] A figura 12 é uma vista lateral de uma porção da região lateral 40. A região lateral 40 mostrada na figura 12 representa uma porção da cinta de janela 49 e inclui um primeiro recorte 52a que tem um formato de losango e um segundo recorte 52b o qual também tem um formato de losango. Os primeiro e segundo recortes 52a, 52b são formados no revestimento 42 em uma relação lado a lado um com o outro. O formato de losango dos primeiro e segundo recortes 52a, 52b permite um percurso de carga direto e contínuo entre os primeiro e segundo recortes 52a, 52b. Por exemplo, a figura 12 ilustra os percursos de carga de resultante N_{result} se estendendo de forma substancialmente contínua a partir da porção inferior 76 da região lateral 40 geralmente sob o primeiro recorte 52a até a porção superior 74 da região lateral 40 geralmente sobre o segundo recorte 52b. A porção inferior 76 da região lateral 40 compreende a porção da região lateral 40 que está abaixo de uma posição mais baixa dos primeiro e segundo recortes 52a, 52b. A porção superior 74 da região lateral 40 compreende a porção da região lateral 40 que está acima de uma posição mais alta dos primeiro e segundo recortes 52a, 52b.

[0091] O revestimento 42 da região lateral 40 da figura 12 pode ser formado por um material compósito que tem uma pluralidade de fibras de reforço 44 as quais são embutidas em uma matriz. As fibras 44 do revestimento 42 preferencialmente são dispostas de modo que pelo menos uma porção das fibras 44 seja orientada em uma relação

substancialmente paralela com os percursos de carga de resultante N_{result} . As fibras 44 também podem ser orientadas substancialmente paralelas aos outros percursos de carga. Por exemplo, uma porção das fibras 44 pode ser substancialmente paralela ao percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} , o qual é alinhado com o eixo geométrico circunferencial 14. Pela orientação das fibras 44 do revestimento 42 substancialmente paralelas aos percursos de carga, as fibras 44 podem portar eficientemente a carga de tração. Em uma modalidade, as fibras 44 podem ser orientadas em um ângulo de fibra α_{fiber} entre aproximadamente +50 graus e +75 graus em relação ao eixo geométrico longitudinal 12 ou em ângulos menores do que +50 graus e maiores do que +75 graus. As fibras 44 também podem ser orientadas em um ângulo de fibra α_{fiber} entre aproximadamente -50 graus e -75 graus em relação ao eixo geométrico longitudinal 12 ou em ângulos menores do que -50 graus e maiores do que -75 graus. Por exemplo, as fibras 44 adicionalmente podem ser substancialmente paralelas ao percurso de carga de cisalhamento (não mostrado), o qual pode estar orientado a +/- 45 graus em relação ao eixo geométrico longitudinal 12. Uma porção das fibras 44 também pode ser orientada geralmente paralela ao eixo geométrico circunferencial 14.

[0092] As fibras 44 da figura 12 podem se estender pelo menos a partir de uma posição geralmente abaixo de uma extremidade inferior 60b do primeiro recorte 52a até uma posição geralmente acima de uma extremidade superior 60a do segundo recorte 52b. Da mesma forma, as fibras 44 podem se estender a partir de uma posição geralmente abaixo da extremidade inferior 60b do segundo recorte 52b até uma posição geralmente acima da extremidade superior 60a do primeiro recorte 52a. O revestimento 42 também pode incluir fibras 44 que são orientadas ao longo de outras direções que não são

mostradas. As fibras 44 podem ser continuamente enroladas em torno da circunferência da seção cilíndrica 34 (figura 4) ou as fibras 44 podem ter um comprimento finito e podem terminar em qualquer posição circunferencial na seção cilíndrica 34 incluindo em qualquer posição na cinta de janela 49.

[0093] O formato de losango dos recortes 52 ilustrados na figura 12 pode incluir quatro segmentos laterais 58 orientados em um ângulo de segmento lateral θ_b medido em relação ao eixo geométrico menor b . Os segmentos laterais 58 são orientados, de preferência, mas opcionalmente, de forma substancialmente paralela a um ou mais percursos de carga. Por exemplo, os segmentos laterais 58 podem ser orientados substancialmente paralelos aos percursos de carga de resultante N_{result} e/ou substancialmente paralelos ao percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} . Contudo, os segmentos laterais 58 podem ser orientados em qualquer direção incluindo uma direção geralmente paralela aos percursos de carga de cisalhamento $N_{\text{shear-1}}$, $N_{\text{shear-2}}$ (figuras 6, 10). Nesse sentido, os segmentos laterais 58 podem ser orientados em qualquer ângulo entre as direções dos percursos de carga de cisalhamento $N_{\text{shear-1}}$, $N_{\text{shear-2}}$ (figuras 6, 10). Por exemplo, os segmentos laterais 58 podem ser orientados em qualquer ângulo de segmento lateral θ_b entre aproximadamente +45 graus em relação ao eixo geométrico longitudinal 12 e -45 graus em relação ao eixo geométrico longitudinal 12, embora ângulos fora da faixa de +/- 45 graus sejam contemplados.

[0094] Ainda com referência à figura 12, o posicionamento e a orientação dos recortes 52 na região lateral 40 podem ser definidos com respeito ao eixo geométrico maior a e ao eixo geométrico menor b de cada recorte 52. Em uma modalidade, cada um dos recortes 52 pode ser disposto de modo que o eixo geométrico maior a do recorte 52 seja orientado substancialmente paralelo ao eixo geométrico

circunferencial 14 da aeronave 10. Os recortes 52 na região lateral 40 podem ser espaçados um do outro a uma distância de passo 72. A distância de passo 72 pode ser definida como a distância a partir da interseção dos eixos geométricos maior e menor a , b de um recorte 52 até a interseção dos eixos geométricos maior e menor a , b de um recorte adjacente 52. Em uma modalidade, os recortes 52 podem ser espaçados por uma distância de passo 72 de aproximadamente 45,72 a 71,12 cm (18 a 28 polegadas) e, mais preferencialmente, por uma distância de passo 72 entre aproximadamente 55,88 e 60,96 cm (22 e 24 polegadas).

[0095] A figura 13 é um diagrama 100 de cargas e condições de fronteira que podem se aplicadas a um modelo de elementos finitos 120 (figura 14) da porção de região lateral 40 (figura 12) para simulação e predição da resposta estrutural da região lateral 40 a uma carga de cisalhamento (não mostrada) e uma carga de tração circunferencial (não mostrada) atuando sobre a fuselagem 16 (figura 2). O sistema de distribuição e de propulsão de potência marítimo 100 inclui os primeiro e segundo recortes 52a, 52b e tem uma fronteira de topo 102, uma fronteira de fundo 104, uma fronteira dianteira 106 e uma fronteira traseira 108. A plataforma de rolamento do tipo horizontal 102 inclui uma pluralidade de restrições 110 para restrição da plataforma de rolamento do tipo horizontal 102 contra translação ao longo dos eixos x , y e z e contra rotação em torno dos respectivos eixos x , y e z . Um sistema de coordenadas de referência RCS é ilustrado no canto esquerdo inferior do diagrama 100 na figura 13. A fronteira de fundo 104, a fronteira dianteira 106 e a fronteira traseira 108 são irrestritas.

[0096] No diagrama 100, uma força de cisalhamento F_{shear} de 800 libras/polegada (lb/in) (1401 N/cm) é aplicada à fronteira dianteira 106 e à fronteira traseira 108 para simulação da tensão de cisalhamento

(não mostrada) ocorrendo na região lateral 40 (figura 12), devido a um momento à flexão (não mostrado) na fuselagem 16 (figuras 1A a 1B). A orientação da força de cisalhamento F_{shear} na figura 13 é similar à orientação das componentes de tensão de cisalhamento $\tau_{\text{shear-1}}$ da figura 5 resultantes do momento à flexão M_1 (figura 2). Na figura 13, uma força de tração circunferencial F_{hoop} de 1200 libras/polegada (lb/in) (2101,5 N/cm) é aplicada à fronteira de fundo 104 para simulação de uma tração circunferencial em plano devido à pressurização da cabine. A orientação da força de tração circunferencial F_{hoop} na figura 13 é similar à orientação da tensão de tração circunferencial σ_{hoop} na figura 5.

[0097] A figura 14 é uma ilustração de um FEM 120 que compreende uma malha de elementos 122 da região lateral 40 (figura 12). A malha de elementos 122 inclui os primeiro e segundo recortes 52a, 52b, os quais têm um formato de losango. A figura 14 ilustra os contornos de tensão 128 de uma distribuição de tensão de von Mises 126 na região lateral 40 em resposta à aplicação da força de cisalhamento F_{shear} (figura 13) e da força de tração circunferencial F_{hoop} (figura 13). Os contornos de tensão 128 separam os níveis de tensão por magnitude de tensão relativa 124. Conforme mostrado na figura 14, concentrações de tensão de magnitude relativamente alta 130 de aproximadamente 324,05 MPa (47 ksi) no máximo ocorrem em uma tira relativamente estreita ao longo de um segmento lateral 58 de cada um dos primeiro e segundo recortes 52a, 52b. Contudo, as concentrações de tensão de 324,05 MPa (47 ksi) ao longo dos recortes em formato de losango 52 foram determinados como sendo 35 por cento mais baixos do que as concentrações de tensões de aproximadamente 482,6 MPa (70 ksi) que ocorreram ao longo dos recortes de formato oval convencionais (não mostrados) em um FEM equivalente (não mostrado) submetido a cargas e condições de

fronteira similares.

[0098] A figura 14 também ilustra as concentrações de tensão de magnitude intermediária 132 existentes a partir da porção inferior 76 do primeiro recorte 52a em direção à porção superior 74 do segundo recorte 52b. As concentrações de tensão de magnitude baixa 134 são ilustradas no restante do gráfico de FEM 120. As concentrações de tensão de magnitude intermediária 132 se estendem ao longo da mesma direção que pelo menos um segmento lateral 58 de cada recorte em formato de losango 52a, 52b. O formato das concentrações de tensão de magnitude intermediária 132 corresponde à direção de um percurso de carga de resultante N_F da força de cisalhamento F_{shear} (figura 13) e da força de tração circunferencial F_{hoop} (figura 13).

[0099] A figura 15 é uma ilustração da solução de FEM similar ao FEM da figura 14 e ainda ilustrando um percurso de laminação 90 que pode ser implementado durante a fabricação de uma seção cilíndrica compósita unitária 34 (figura 1A). O percurso de laminação 90 também pode ser implementado durante a fabricação de painéis laterais 40' (figura 1B) que podem ser montados em um painel de coroa 36' (figura 1B) e um painel de quilha 38' (figura 1B) para a formação de uma seção cilíndrica montada 34' (figura 1B). O percurso de laminação 90 provê uma largura relativamente grande de uma fita de compósito (não mostrada) que pode ser aplicada em um passe único, tal como por uma máquina de deposição de fita (não mostrada). A largura relativamente grande do percurso de laminação 90 pode reduzir a quantidade de tempo total requerida para a deposição de uma seção cilíndrica 34 (figura 4) pela redução do número total de passes requeridos por um cabeçote de aplicação de fita (não mostrado) de uma máquina de laminação de fita (não mostrada). Além disso, as bordas laterais do percurso de laminação 90 se confinam contra os segmentos laterais retos 58 dos recortes em formato de losango 52a,

52b, eliminando a necessidade de operações especiais de apra ou corte de fita.

[00100] A figura 16 ilustra uma modalidade da região lateral 40 tendo uma região de acolchoamento 82 geralmente localizada em uma área da região lateral 40 entre os recortes 52. A região de acolchoamento 82 pode se estender abaixo e/ou acima dos primeiro e segundo recortes 52a, 52b. A região de acolchoamento 82 representa um aumento na espessura da região lateral 40 a partir de uma espessura nominal de revestimento t_{nom} (figura 18) da região lateral 40. O revestimento 42 da região lateral 40 pode ser formado por um material metálico ou por um material compósito. O material metálico adequado pode incluir alumínio, titânio, alumínio-lítio e outros materiais metálicos adequados ou combinações de material. A região de acolchoamento 82 para um revestimento metálico 42 pode compreender um aumento na espessura combinada do revestimento metálico.

[00101] Para um revestimento 42 formado de um material compósito, a região de acolchoamento 82 pode ser compreendida por uma ou mais camadas de acolchoamento 84 de material compósito que podem ser laminadas sobre o revestimento 42 em um esquema de laminação 88. A figura 16 ilustra as camadas de acolchoamento 84 dispostas em um formato de X. As camadas de acolchoamento 84 podem compreender fibras de camada de acolchoamento 86 que podem ser orientadas ao longo de uma direção geralmente paralela a um ou mais percursos de carga na região lateral 40. As camadas de acolchoamento 84 também podem ser orientadas geralmente paralela aos segmentos laterais 58 dos recortes 52, os quais podem coincidir com a orientação de um ou mais percursos de carga.

[00102] A figura 17 ilustra um esquema de laminação opcional 88 para a deposição de camadas de acolchoamento 84 na região de

acolchoamento 82. As camadas de acolchoamento 84 são mostradas dispostas em formatos de X alternados, os quais passam através de um estreitamento 80 da região lateral 40. O estreitamento 80 pode ser definido como a localização geral da distância mais curta entre um par adjacente de recortes 52. Cada camada de acolchoamento 84 pode ser orientada paralela a um percurso de carga. O esquema de laminação 88 resulta em um aumento gradual ou progressivo na espessura do revestimento 42 da região lateral 40 ao longo de uma direção geral a partir da porção superior 74 da região lateral 40 em direção ao estreitamento 80. O esquema de laminação 88 também resulta em um aumento progressivo na espessura do revestimento 42 ao longo de uma direção geral a partir da porção inferior 76 da região lateral 40 em direção ao estreitamento 80. O esquema de laminação em formato de X 88 pode resultar adicionalmente na espessura de revestimento 42 que está em um máximo no estreitamento 80, o que pode coincidir vantajosamente com uma localização de tensão máxima.

[00103] A figura 18 mostra uma seção transversal da região lateral 40 ilustrando o aumento progressivo na espessura de revestimento t_{pad} da região lateral 40, devido ao arranjo das camadas de acolchoamento 84. As camadas de acolchoamento 84 resultam em um aumento progressivo na espessura da região lateral 40 a partir de uma espessura nominal de revestimento t_{nom} até uma espessura de revestimento aumentada t_{pad} da região de acolchoamento 82. O aumento progressivo na espessura de revestimento t_{pad} permite uma transferência eficiente de carga através da área da região lateral 40 entre os recortes 52 (figura 17). Vantajosamente, o aumento progressivo na espessura de revestimento t_{pad} ilustrada na figura 18 pode reduzir as tensões interlaminares no revestimento 42, o que pode reduzir o potencial para deslaminação de camadas.

[00104] A figura 19 ilustra uma modalidade adicional de um esquema de laminação 88 para laminação de camadas de acolchoamento 84 na região de acolchoamento 82. O esquema de laminação 88 inclui as camadas de acolchoamento 84 que são orientadas em um ângulo raso em relação ao eixo geométrico circunferencial 14 (figura 12). As camadas de acolchoamento adicionais 84 podem ser adicionadas para se lidar com a carga de tração circunferencial (não mostrada) causada por uma pressurização de cabine P (figura 3). Nesse sentido, as camadas de acolchoamento adicionais 84 podem ser orientadas em um ângulo que se aproxima do percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} . As camadas de acolchoamento adicionais 84 podem ser alternadas para facilitarem um aumento progressivo na espessura de revestimento t_{pad} (figura 18) em direção ao estreitamento 80.

[00105] A figura 20 é um gráfico de deslocamento 160 de um modelo de otimização de formato de um recorte retangular arredondado 162, o qual é mostrado em tracejado. As restrições do modelo de otimização de formato incluíam a manutenção da área do recorte 162 em um valor predeterminado (por exemplo, $645,16 \text{ cm}^2$ (100 polegadas quadradas)). Além disso, a geometria do recorte retangular arredondado 162 foi restrita para ser menor do que uma altura predeterminada e não menor do que uma largura predeterminada. A tensão máxima na porção de região lateral 40 foi restrita para estar em uma faixa predeterminada de tensão admissível 170 do material. O gráfico de deslocamento 160 ilustra os contornos de tensão 174 das magnitudes de tensão relativa 166 em localizações diferentes ao longo das bordas de recorte 162. Os vetores de deslocamento 164a ilustram a tendência de os cantos 162a do recorte retangular arredondado 162 se deslocarem para dentro e para longe das áreas de magnitude de tensão relativamente alta $489,5 \text{ MPa}$ (168

de 71 ksi) (isto é, magnitudes mais altas do que a tensão admissível do material indicada pelo número de referência 170). Os vetores de deslocamento 164b ilustram a tendência de os lados 162b e as extremidades superiores e inferiores 162c do recorte retangular arredondado 162 se deslocarem para fora e em direção às áreas de magnitude de tensão relativamente baixas 172 (isto é, magnitudes mais baixas do que a tensão admissível de material 170). No modelo de otimização de formato, a combinação de movimentos ao longo dos vetores de deslocamento 164a, 164b resultou no recorte retangular arredondado 162 evoluir para um recorte em formato de losango (figura 22).

[00106] A figura 21 é uma ilustração do recorte em formato de losango 52 que tem segmentos laterais retos 58 se interceptando nos lados 54 e nas extremidades 60. O tamanho e o formato do recorte 52 podem ser definidos com respeito ao eixo geométrico maior a e ao eixo geométrico menor b . Por exemplo, a altura A do recorte 52 é medida ao longo do eixo geométrico maior a entre as interseções dos segmentos laterais 58 nas extremidades opostas 60. A largura B é medida ao longo do eixo geométrico menor b entre as interseções dos segmentos laterais 58 nos lados opostos 54. O recorte 52 pode ter uma razão de aspecto de altura para largura A, B de não menos do que aproximadamente 1,3:1. Em uma modalidade, o recorte em formato de losango 52 pode ter uma razão de aspecto de altura para largura A, B definida pela expressão $1,3B \leq A \leq 5B$. Nesse sentido, a altura pode variar de tamanho de aproximadamente $1,3B$ a aproximadamente $5B$. Em uma modalidade preferida, a razão de aspecto do recorte 52 está entre aproximadamente 2:1 e 5:1, embora a razão de aspecto possa ser maior do que 5:1. Em uma modalidade adicional, o recorte 52 pode ter uma razão de aspecto de altura para largura A, B de aproximadamente 1,8:1 a 2,2:1. Cada um dos recortes

52 pode ter uma área de aproximadamente 645,16 a 1935,48 cm²(100 a 300 polegadas quadradas), embora o recorte 52 possa ser provido em uma área menor do que 645,16 cm²(100 polegadas quadradas) ou maior do que 1935,48 cm²(300 polegadas quadradas). Em uma modalidade preferida, o recorte 52 pode ter uma área na faixa de aproximadamente 774,19 a 903,22 cm²(120 a 140 polegadas quadradas).

[00107] A figura 22 ilustra as extremidades 60 do recorte em formato de losango 52 tendo os cantos de extremidade arredondada 62 de raio r_a e os lados 54 tendo cantos de lado arredondados 56 de raio r_b . Os raios laterais r_b nos cantos laterais 56 podem ser maiores do que os raios de extremidade r_a nos cantos de extremidade 62 para a minimização de concentrações de tensão nos lados 54. Os raios de extremidade r_a e/ou os raios laterais r_b podem ser dimensionados como uma função da altura A do recorte 52. Por exemplo, em uma modalidade preferida, os raios de extremidade r_a podem variar de tamanho de aproximadamente 0,05 vezes a altura A do recorte 52 até aproximadamente 0,50 vezes a altura A . Os raios laterais r_b podem variar de tamanho de aproximadamente 0,05 vezes a altura A do recorte 52 até aproximadamente 3,0 vezes a altura A do recorte 52. Contudo, os raios de extremidade r_a e/ou os raios laterais r_b podem ser providos em tamanhos maiores ou menores do que os tamanhos citados acima. Os segmentos laterais 58 podem ser orientados no ângulo de segmento lateral θ_b medido em relação ao eixo geométrico menor b . O ângulo de segmento lateral θ_b pode variar de aproximadamente 50 graus a 80 graus, embora ângulos fora da faixa de 50 a 80 graus sejam contemplados.

[00108] A figura 23 é uma ilustração de uma modalidade de formato de losango de lado curvado 300 do recorte 52 (figuras 1A a 1B) tendo os segmentos laterais curvados 316. A modalidade ilustrada 300 pode

ter uma altura 306 medida ao longo do eixo geométrico maior e se estendendo entre as interseções de uma linha reta 320 entre as tangentes 314 com o raio de extremidade $r_{\text{end-300}}$ e o raio lateral $r_{\text{side-300}}$ em cada canto de extremidade 310 da modalidade 300. A largura 308 pode ser medida ao longo do eixo geométrico menor 304 e se estendendo entre as interseções da linha reta 320 entre as tangentes ao raio de extremidade $r_{\text{end-300}}$ e ao raio lateral $r_{\text{side-300}}$ em cada canto lateral 312. A modalidade pode ter uma razão de aspecto de altura para largura 306, 308 de aproximadamente 1,8:1 a 2,2:1 e os raios laterais $r_{\text{side-300}}$ nos cantos laterais 312 que são maiores do que os raios de extremidade $r_{\text{end-300}}$ nos cantos de extremidade 310. A modalidade de formato de losango de lado curvado 300 pode ter uma área de aproximadamente 774,19 a 903,22 cm²(120 a 140 polegadas quadradas). Os segmentos laterais curvados 316 podem ter uma curvatura convexa, em que cada um dos segmentos laterais curvados 316 é tangente ao raio de extremidade $r_{\text{end-300}}$ e ao raio lateral $r_{\text{side-300}}$ correspondente. O grau de curvatura cada um dos segmentos laterais curvados 316 pode ser definido em relação à linha reta 320 que se estende entre as tangentes 314. A curvatura 318 de cada segmento lateral 316 pode ser tal que uma distância máxima do segmento lateral curvado 316 até a linha reta 320 não seja maior do que aproximadamente 20 por cento da distância de linha reta 320 entre as tangentes 314. Vantajosamente, a curvatura dos segmentos laterais curvados 316 pode acomodar múltiplos percursos de carga (não mostrados) tendo diferentes orientações.

[00109] A figura 24 é uma ilustração de uma modalidade de formato de losango arredondado padrão 400 do recorte 52 (figuras 1A a 1B) tendo lados arredondados 412 de curvatura substancialmente constante. Os lados arredondados 412 podem se estender entre os cantos de extremidade superior e inferior 410 e podem ser tangentes

aos cantos de extremidade 410. A modalidade de formato de losango arredondado padrão 400 pode ter uma altura 406 medida ao longo do eixo geométrico maior 402 e se estendendo entre as interseções de linhas de extensão se estendendo a partir da tangente 414 no lado arredondado 412 e no canto de extremidade 410 em cada lado dos cantos de extremidade 410. A modalidade 400 pode ter uma largura 408 medida ao longo do componente de gerenciamento de bem digital de família 404 e se estendendo entre as interseções do componente de gerenciamento de bem digital de família 404 com os lados arredondados 412 da modalidade 400. A modalidade 400 pode ter uma altura 406 de aproximadamente 40,64 a 45,72 cm (16 a 18 polegadas), uma razão de aspecto de altura para largura 407, 408 de aproximadamente 1,5:1 a 1,9:1 e uma área de aproximadamente 806,45 a 870,97 cm²(125 a 135 polegadas quadradas).

[00110] A figura 25 é uma ilustração de uma modalidade de formato de losango arredondado melhorado 500 do recorte 52 (figuras 1A a 1B) tendo os lados arredondados 512 de curvatura substancialmente constante. Os lados arredondados 512 podem se estender entre os cantos de extremidade superior e inferior 510 e podem ser tangentes aos cantos de extremidade 510. A modalidade 500 pode ter uma altura 506 medida ao longo do ao longo do eixo geométrico maior 502 e se estendendo entre as interseções de linhas de extensão se estendendo a partir da tangente 514 no lado arredondado 512 e no canto de extremidade 510 em cada lado dos cantos de extremidade 510. A modalidade 500 pode ter uma largura 508 medida ao longo do componente de gerenciamento de bem digital de família 504 e se estendendo entre as interseções do componente de gerenciamento de bem digital de família 504 com os lados arredondados 512 da modalidade 500. A modalidade 500 pode ter uma altura 506 de aproximadamente 55,88 a 66,04 cm (22 a 26 polegadas), uma razão

de aspecto de altura para largura 507, 508 de aproximadamente 2:1 a 2,4:1 e uma área de aproximadamente 1225,8 a 1354,8 cm²(190 a 210 polegadas quadradas).

[00111] A figura 26 é uma ilustração de uma modalidade dos recortes 52 sendo inclinados em relação ao eixo geométrico circunferencial 14 da aeronave 10. Na modalidade mostrada, os recortes 52 são orientados de modo que o eixo geométrico maior a de cada recorte 52 seja orientado em um ângulo θ_{cant} em relação ao eixo geométrico circunferencial 14 da aeronave 10. Os recortes 52 opcionalmente podem ser inclinados no ângulo θ_{cant} em qualquer direção (por exemplo, inclinados para frente ou inclinados para trás) em relação ao eixo geométrico circunferencial 14. Em uma modalidade, os recortes 52 podem ser orientados de modo que o eixo geométrico maior a seja orientado em +/- 20 graus. O ângulo θ_{cant} da orientação de qualquer dado recorte 52 pode ser de modo que pelo menos um dos segmentos laterais 58 do recorte 52 seja orientado substancialmente paralelo a um percurso de carga de resultante N_{result} , substancialmente paralelo ao percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} (figuras 6, 10), ou substancialmente paralelo a um dos percursos de carga de cisalhamento $N_{shear-1}$, $N_{shear-2}$ (figuras 6, 10) ou qualquer outro percurso de carga.

[00112] O ângulo θ_{cant} de orientação ainda pode ser selecionado de modo que dois ou mais dos segmentos laterais 58 de um dado recorte 52 sejam orientados substancialmente paralelos a um dos percursos de carga de resultante $N_{result-1}$, $N_{result-2}$ (figuras 7, 10), ao percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} (figuras 6, 10), ou substancialmente paralelo a um dos percursos de carga de cisalhamento $N_{shear-1}$, $N_{shear-2}$ (figuras 6, 10) ou em qualquer outra orientação de percurso de carga. Por exemplo, um recorte 52 pode ser orientado de modo que um dos segmentos laterais 58 do recorte 52

seja orientado substancialmente paralelo ao percurso de carga de resultante $N_{\text{result-1}}$ (figura 7) do percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} (figura 6) e à componente de tração do percurso de carga de cisalhamento $N_{\text{shear-1}}$ (figura 6). Um outro segmento lateral 58 do mesmo recorte 52 pode ser orientado substancialmente paralelo ao percurso de carga de resultante (não mostrado) da combinação do percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} (figura 7) e da componente de compressão (não mostrada) da carga de cisalhamento (não mostrada).

[00113] Ainda nesse sentido, o revestimento 42 pode incluir fibras 44 que podem ser orientadas em alinhamento substancial com o percurso de carga de resultante N_{result} (figura 7) do percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} (figura 6) e a componente de tração dos percursos de carga de cisalhamento $N_{\text{shear-1}}$, $N_{\text{shear-2}}$ (figuras 7, 11), e pode incluir, ainda, as fibras 44 orientadas substancialmente paralelas ao percurso de carga de resultante (não mostrado) da combinação do percurso de carga de tração circunferencial N_{hoop} (figura 5) e da componente de compressão (não mostrada) do percurso de carga de cisalhamento (não mostrado). As fibras 44 podem ser orientadas de uma maneira representando uma estrutura de treliça (não mostrada) se estendendo ao longo da cinta de janela 49. Por exemplo, uma porção das fibras 44 pode ser orientada em ângulos entre aproximadamente +45 graus e +80 graus em relação ao eixo geométrico longitudinal 12 e uma outra porção das fibras 44 pode ser orientada em ângulos (não mostrados) entre aproximadamente +100 graus e +160 graus em relação ao eixo geométrico longitudinal 12. Em uma modalidade, uma porção das fibras 44 pode ser orientada a aproximadamente +60 graus em relação ao eixo geométrico longitudinal 12 e uma outra porção das fibras 44 pode ser orientada a aproximadamente +150 graus em relação ao eixo geométrico

longitudinal 12 representando um arranjo de treliça enviesado (não mostrado) ao longo da cinta de janela 49. O ângulo θ_{cant} da orientação dos recortes 52 pode ser constante ao longo do comprimento da fuselagem 16, ou o ângulo θ_{cant} pode variar ao longo do comprimento da fuselagem 16.

[00114] A figura 27 ilustra um fluxograma representando uma ou mais operações que podem ser incluídas em uma metodologia 600 para a formação de recortes 52 (figura 12) e pelo menos uma das regiões laterais 40 (figura 12) de uma fuselagem 16 de aeronave 10 (figura 12). A etapa 602 do método pode compreender a formação dos recortes 52 (figura 12) na região lateral 40 em uma relação lado a lado uns com os outros. Os recortes 52 podem ser espaçados um do outro em uma distância de passo 72 desejada (figura 12). A distância de passo 72 pode corresponder, opcionalmente, ao espaçamento entre assentos de passageiro (não mostrado) da aeronave 10 (figuras 1A a 1B). Por exemplo, a distância de passo 72 pode estar na faixa de aproximadamente 45,72 a 71,12 cm (18 a 28 polegadas).

[00115] A etapa 604 pode compreender a determinação do momento à flexão M_1 (figura 2) atuando sobre a fuselagem 16 (figura 12). Embora a metodologia 600 seja descrita no contexto do momento à flexão M_1 negativo ilustrado na figura 2, a metodologia também pode ser praticada usando-se o momento à flexão M_2 positivo ilustrado na figura 8. O momento à flexão M_1 (figura 2) pode ser determinado pela predição das cargas na fuselagem 16 (figura 12) em uma simulação em computador. O momento à flexão M_1 (figura 2) também pode ser determinado pela medição das cargas na fuselagem 16 (figura 12) durante um teste estático ou pela medição diretamente de cargas na fuselagem 16 durante um teste de voo.

[00116] A etapa 606 pode compreender a determinação da carga de cisalhamento (não mostrada) gerada na região lateral 40 (figura 12)

em resposta ao momento à flexão M_1 (figura 2) atuando sobre a fuselagem 16 (figura 12). A carga de cisalhamento pode ser determinada analiticamente com base na simulação em computador. Alternativamente, a carga de cisalhamento pode ser determinada durante um teste estático usando-se medidores de deformação ou outra instrumentação. A carga de cisalhamento também pode ser medida durante um teste de voo.

[00117] A etapa 608 do método pode compreender a determinação de uma carga de pressurização de cabine P (figura 3) na fuselagem 16 (figura 12). A carga de pressurização de cabine P pode ser determinada com base em exigências da FAA para manutenção da altitude de pressão da cabine. Por exemplo, com fatores de segurança, pode ser requerido que a fuselagem 16 suporte até 125,48 kPa (18,2 psi) embora a fuselagem 16 possa ser configurada para suportar cargas mais altas de pressurização.

[00118] A etapa 610 do método pode compreender a determinação de uma carga de tração circunferencial (não mostrada) gerada na região lateral 40 (figura 12), como resultado da carga de pressurização de cabine P (figura 3). A carga de tração circunferencial pode ser determinada por uma simulação em computador ou pela medição das cargas atuando sobre a fuselagem 16 (figura 12) durante um teste em escala plena ou durante um teste em voo, tal como pelo uso de medidores de deformação (não mostrados) que podem ser acoplados ao revestimento 42 da fuselagem 16 (figura 12).

[00119] A etapa 612 do método pode compreender a determinação de um percurso de carga de resultante N_{result} (figura 12) de uma resultante da combinação da carga de cisalhamento (não mostrada) e da carga de tração circunferencial (não mostrada). Por exemplo, o percurso de carga de resultante N_{result} pode ser determinado matematicamente com base na magnitude e na orientação da carga

de cisalhamento (não mostrada) e da carga de tração circunferencial (não mostrada) conhecidas. O percurso de carga de resultante N_{result} também pode ser determinado para outras combinações de percursos de carga e não está limitado ao percurso de carga de resultante N_{result} da combinação da carga de cisalhamento e da carga de tração circunferencial. Por exemplo, o percurso de carga de resultante N_{result} pode ser com base nas cargas de torção induzidas na fuselagem 16 (figura 12) pelo elevador 30 (figuras 1A a 1B) e/ou pelo leme 26 (figuras 1A a 1B).

[00120] A etapa 614 pode compreender a comparação dos recortes 52 (figura 12), de modo que o percurso de carga se estenda ao longo da região lateral 40 (figura 12) de forma substancialmente contínua a partir da porção inferior 76 (figura 12) da região lateral 40 sob o primeiro recorte 52a até a porção superior 74 (figura 12) da região lateral 40 sobre o segundo recorte 52b. Os recortes 52 também podem ser configurados de modo que o percurso de carga de resultante N_{result} se estenda de forma substancialmente contínua a partir da porção inferior 76 da região lateral 40 sob o segundo recorte 52b até a porção superior 74 da região lateral 40 acima do primeiro recorte 52a.

[00121] A etapa 616 pode compreender a provisão dos recortes 52 (figura 12) em um formato de losango tendo segmentos laterais 58 (figura 12) que são orientados geralmente paralelos a um percurso de carga tal como o percurso de carga de resultante N_{result} (figura 12). Os segmentos laterais 58 podem ser alternativamente orientados ao longo do percurso de carga de cisalhamento N_{result} . Os segmentos laterais 58 também podem ser orientados geralmente paralelos ao percurso de carga de resultante N_{result} da combinação da carga de cisalhamento (não mostrada), da carga de tração circunferencial (não mostrada) e outras cargas que podem ser impostas na fuselagem 16 (figura 12).

[00122] A etapa 618 pode compreender a orientação de pelo menos

uma porção das fibras 44 (figura 12) do revestimento 42 (figura 12) para serem substancialmente paralelas a um percurso de carga tal como o percurso de carga de resultante N_{result} (figura 12). As fibras 44 do revestimento 42 podem se estender a partir de uma posição geralmente abaixo da extremidade inferior 60b do primeiro recorte 52a até uma posição geralmente acima da extremidade superior 60a do segundo recorte 52b. As fibras 44 do revestimento 42 podem ser orientadas em um ângulo entre aproximadamente 50 graus e 75 graus em relação ao eixo geométrico longitudinal 12 (figura 12) da aeronave 10 (figura 12). Contudo, as fibras 44 podem ser orientadas em ângulos de menos do que 50 graus e mais do que 75 graus.

[00123] A etapa 620 pode compreender a laminação de camadas de acolchoamento compósitas 84 (figura 16) pelo revestimento 42 (figura 16) em uma região de acolchoamento 82 (figura 16) da região lateral 40 (figura 16). Cada camada de acolchoamento 84 pode incluir uma pluralidade de fibras de camada de acolchoamento 86 (figura 16), as quais podem ser orientadas substancialmente paralelas ao percurso de carga. A região de acolchoamento 82 pode resultar em um aumento progressivo em uma espessura do revestimento 42 na região de acolchoamento 82 em relação à espessura de revestimento t_{tom} (figura 18).

[00124] Embora a adição de janelas de passageiros 50 (figuras 1A a 1B) a uma aeronave 10 (figuras 1A a 1B) geralmente aumente o peso geral da aeronave 10, devido ao reforço estrutural (isto é, à espessura de revestimento aumentada) requerida para se lidar com concentrações de tensões, o percurso de carga melhorado provido pelo recorte em formato de losango 52 (figura 4) reduz as concentrações de tensão na região lateral 40 (figura 4) em 35 a 45 por cento estimados em relação aos recortes de janela convencionais de formato oval (não mostrados) aproximadamente da mesma área. A

redução nas concentrações de tensões permite uma redução na espessura de revestimento em torno das bordas de recorte 52 e na cinta de janela 49 (figura 4), o que poupa peso. As economias de peso podem ser aplicadas em direção a um aumento na capacidade de carga útil ou a um melhoramento na economia de combustível da aeronave 10. Alternativamente, as economias de peso obtidas com os recortes em formato de losango 52 (figura 4) podem ser aplicadas em direção a janelas 50 que sejam de área maior. Embora janelas de área maiores 50 requeiram um aumento na espessura de revestimento na cinta de janela 49 (figura 4), a espessura máxima do revestimento 42 para janelas em formato de losango 50 é menor do que para janelas de formato oval convencionais da mesma área.

[00125] Muitas modificações e outras modalidades da descrição virão à mente de alguém versado na técnica à qual esta descrição se refere, tendo o benefício dos ensinamentos apresentados nas descrições precedentes e nos desenhos associados. As modalidades descritas aqui têm por significado serem ilustrativas e não são pretendidas para serem limitantes ou exaustivas. Embora termos específicos sejam empregados aqui, eles são usados em um sentido genérico e descritivo apenas e não são para fins de limitação.

REIVINDICAÇÕES

1. Fuselagem de aeronave, que compreende:

uma seção cilíndrica (34) que tem um revestimento formado de um material compósito que tem fibras de reforço (44) embutidas em uma matriz;

um primeiro recorte (52a) e um segundo recorte (52b) formados na seção cilíndrica (34) em uma relação lado a lado um com o outro;

um percurso de carga direto que se estende de forma substancialmente contínua a partir de uma porção inferior (76) da seção cilíndrica (34) geralmente sob o primeiro recorte até uma porção superior (74) da seção cilíndrica (34) geralmente sobre o segundo recorte, **caracterizada pelo fato de** que:

os primeiro (52a) e segundo (52b) recortes possuem, cada um, um formato geralmente de losango incluindo um segmento lateral orientado geralmente paralelo ao percurso de carga direto;

pelo menos uma porção das fibras sendo orientada geralmente paralelas ao segmento lateral e estendendo de uma posição abaixo de uma extremidade inferior (60b) do primeiro recorte (52a) para uma posição acima da extremidade superior (60a) do segundo recorte (52b).

2. Fuselagem de aeronave, de acordo com a reivindicação 1, **caracterizada pelo fato de** que:

a região lateral inclui um revestimento (42) que tem uma espessura nominal de revestimento;

a região lateral incluindo uma região de acolchoamento (82) pelo menos em uma área entre o primeiro (52a) e segundo (52b) recortes; e

a espessura de revestimento na região de acolchoamento (82) sendo maior do que a espessura nominal de revestimento.

3. Fuselagem de aeronave, de acordo com a reivindicação 2, **caracterizada pelo fato de** que:

os primeiro (52a) e segundo (52b) recortes definem um estreitamento a uma distância mais curta entre eles; e

a espessura de revestimento na região de acolchoamento (82) geralmente cresce ao longo de pelo menos uma dentre uma direção a partir da porção superior em direção ao estreitamento e uma direção a partir da porção inferior em direção ao estreitamento.

4. Fuselagem de aeronave, de acordo com a reivindicação 2, **caracterizada pelo fato de** que:

pelo menos uma porção das fibras (44) é orientada em um ângulo de aproximadamente 50 a 75 graus em relação a um eixo geométrico longitudinal da aeronave.

5. Fuselagem de aeronave, de acordo com a reivindicação 1, **caracterizada pelo fato de** que:

os formatos de losango têm um eixo geométrico maior e um eixo geométrico menor, e em que o eixo geométrico maior é orientado em +/- 20 graus de um eixo geométrico circunferencial da aeronave.

6. Fuselagem de aeronave, de acordo com a reivindicação 5, **caracterizada pelo fato de** que:

o formato de losango tem quatro segmentos laterais.

7. Fuselagem de aeronave, de acordo com a reivindicação 1, **caracterizada pelo fato de** que:

a seção cilíndrica (34) tem pelo menos um painel lateral (40);

um primeiro recorte (52a) e um segundo recorte (52b) formados no painel lateral em uma relação lado a lado um com o outro; e

um percurso de carga direto que se estende ao longo da seção cilíndrica (34), o percurso de carga se estendendo de forma

substancialmente contínua a partir de uma porção inferior geralmente sob o primeiro recorte (52a) até uma porção superior do painel lateral geralmente sobre o segundo recorte (52b).

8. Método de formação de recortes em uma região lateral de uma fuselagem de aeronave, que compreende as etapas de:

fornecimento de uma seção cilíndrica (34) tendo um revestimento (42) formado de material compósito tendo fibras de reforço (44) embutidas em uma matriz;

formação de um primeiro recorte (52a) e um segundo recorte (52b) em uma relação lado a lado um com o outro na região lateral; e

configuração do primeiro recorte e do segundo recorte, de modo que um percurso de carga direta se estenda ao longo da região lateral de forma substancialmente contínua a partir de uma porção inferior da região lateral geralmente sob o primeiro recorte até uma porção superior da região lateral geralmente sobre o segundo recorte,

caracterizado pelo fato de que os primeiro (52a) e segundo (52b) recortes possuem, cada um, um formato geralmente de losango incluindo um segmento lateral orientado geralmente paralelo ao percurso de carga direto e em que pelo menos uma porção das fibras é orientada geralmente paralela ao segmento lateral e estende de uma posição abaixo de uma extremidade inferior (60b) do primeiro recorte (52a) para uma posição acima da extremidade superior (60a) do segundo recorte (52b).

9. Método, de acordo com a reivindicação 8, **caracterizado pelo fato de** que o método ainda compreende as etapas de:

inclusão de uma região de acolchoamento (82) na região lateral pelo menos em uma área entre os primeiro (52a) e segundo (52b) recortes; e

aumento de uma espessura do revestimento na região de

acolchoamento (82) em relação à espessura nominal de revestimento.

10. Método, de acordo com a reivindicação 8, **caracterizado pelo fato de** que:

os primeiro (52a) e segundo (52b) recortes em um formato de losango têm um eixo geométrico maior e um eixo geométrico menor.

11. Método, de acordo com a reivindicação 8, **caracterizado pelo fato de** que o formato de losango tem quatro segmentos laterais.

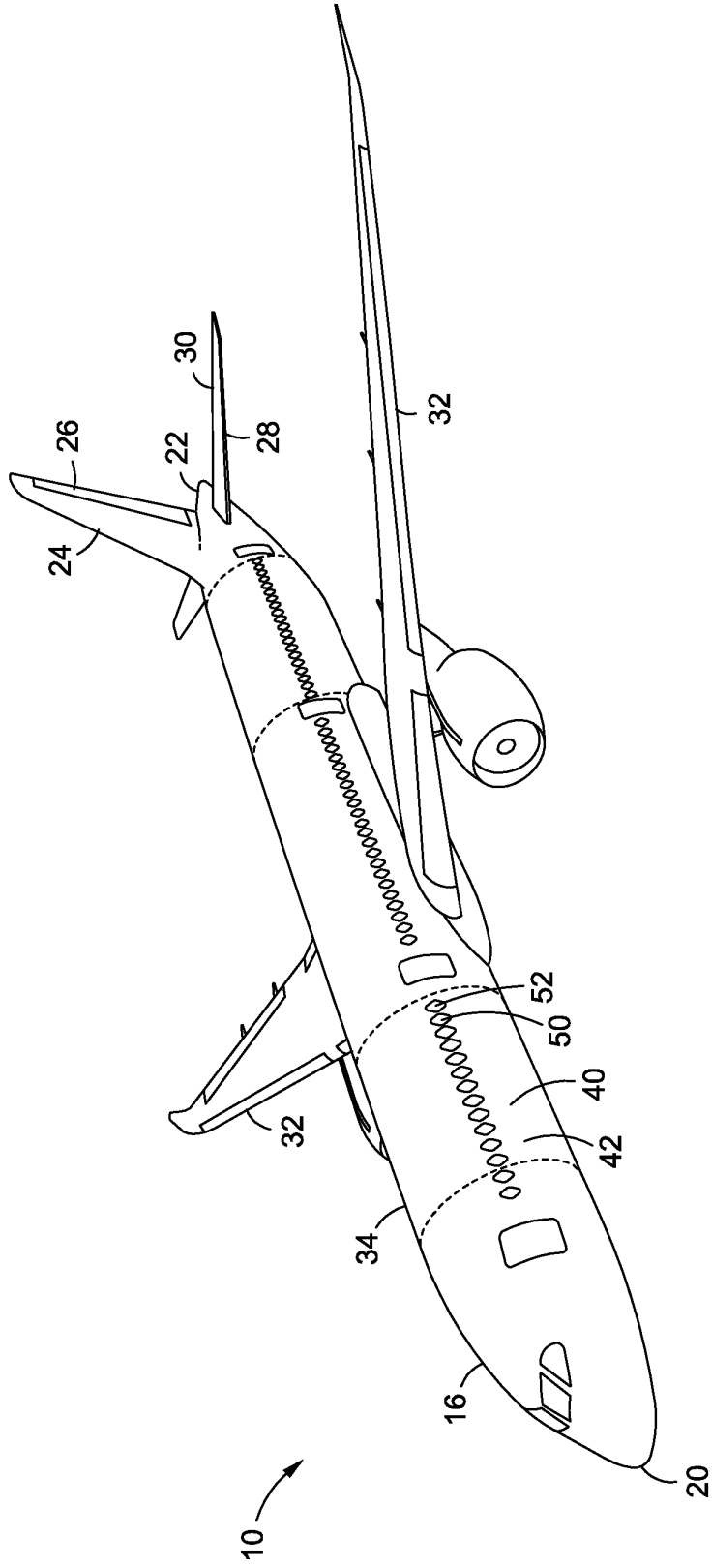


Fig. 1A

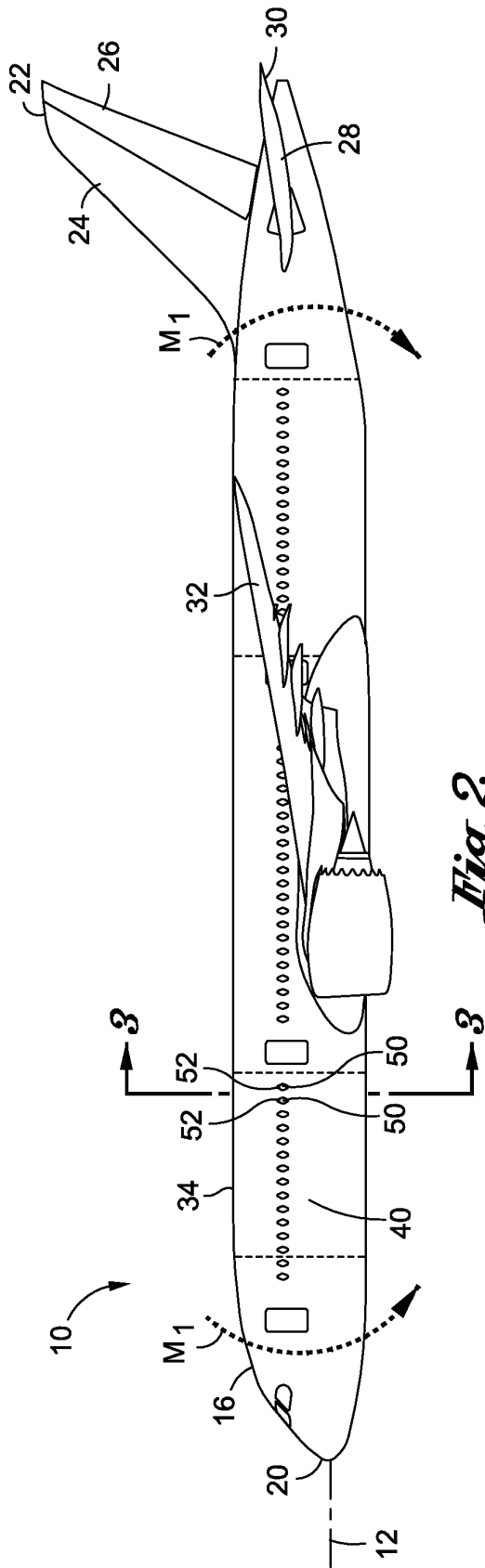


Fig. 2

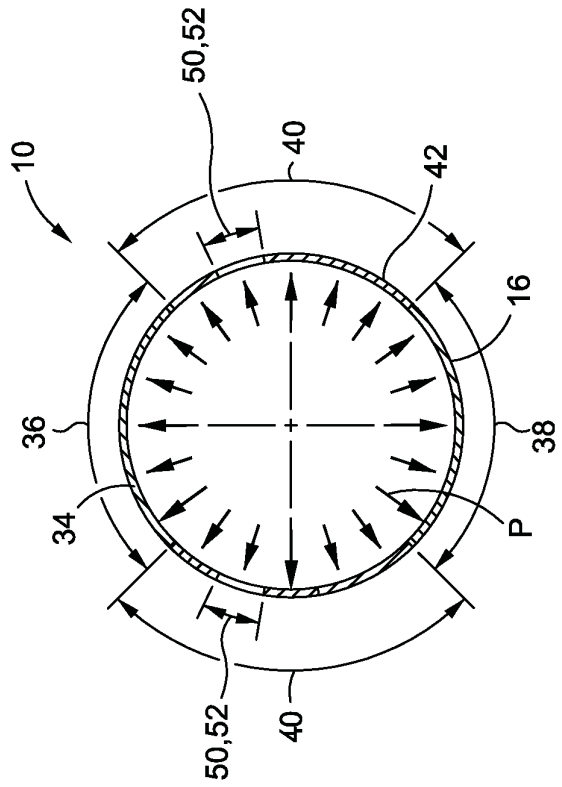
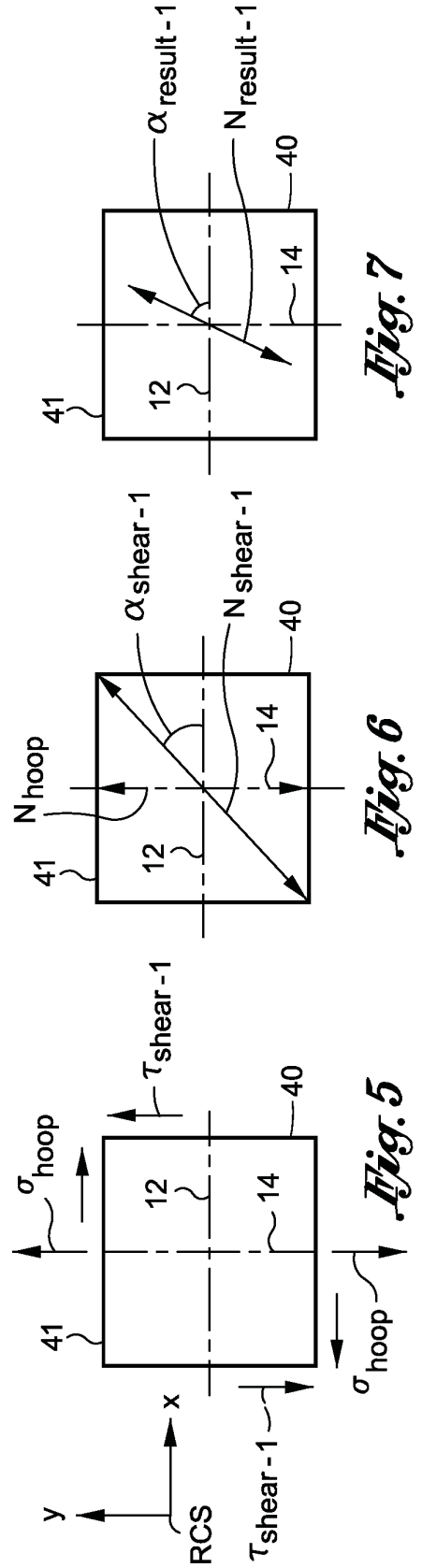
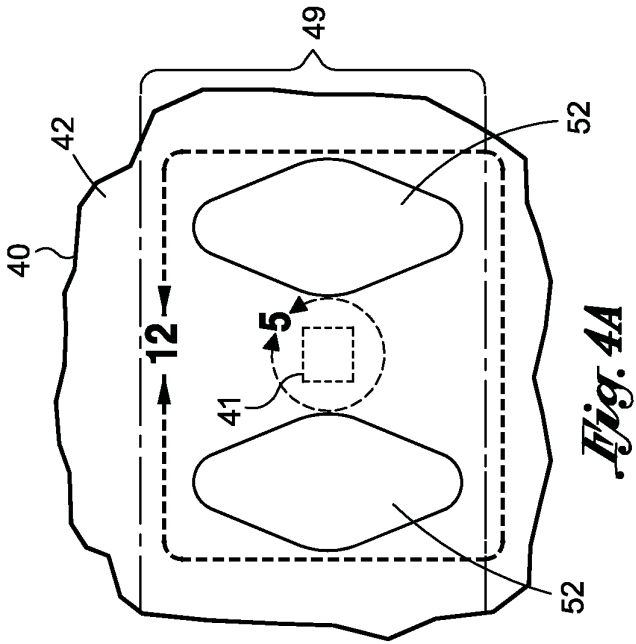
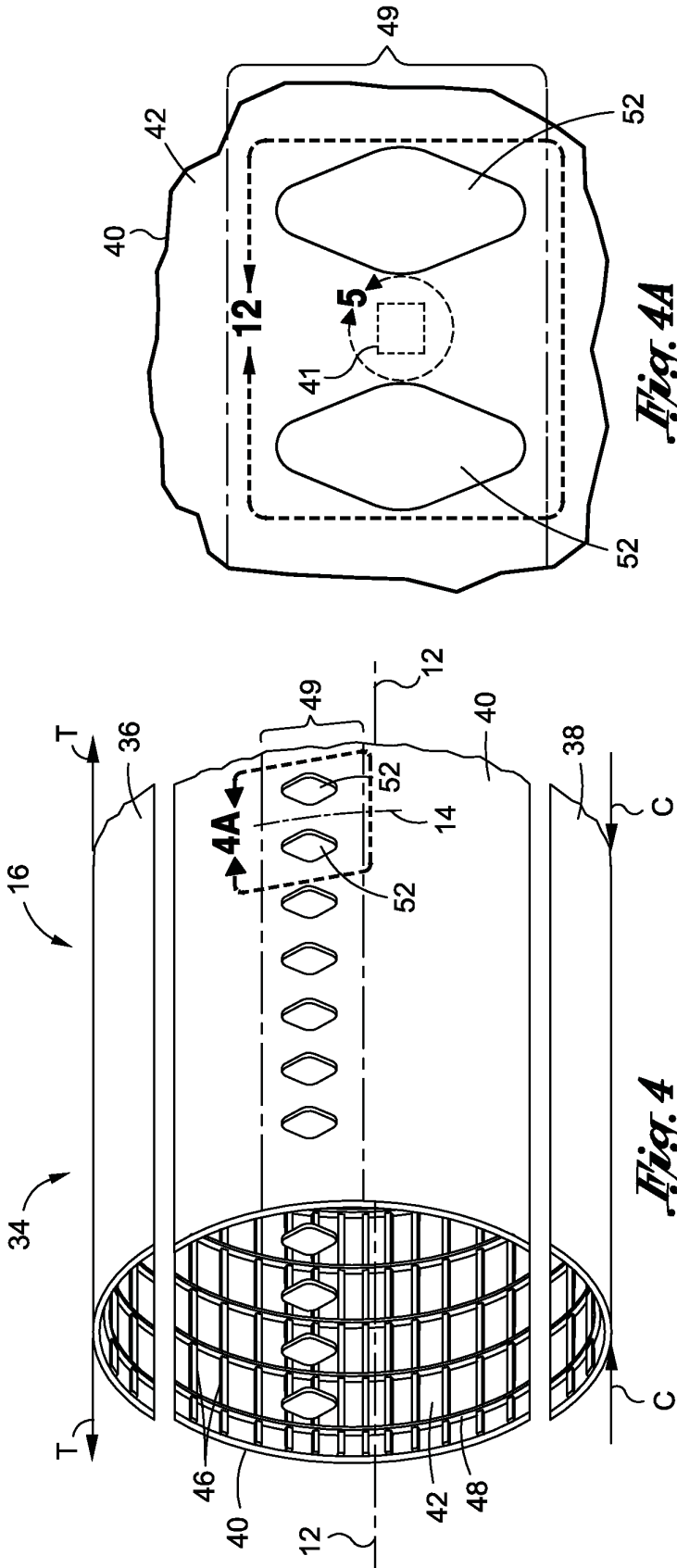


Fig. 3



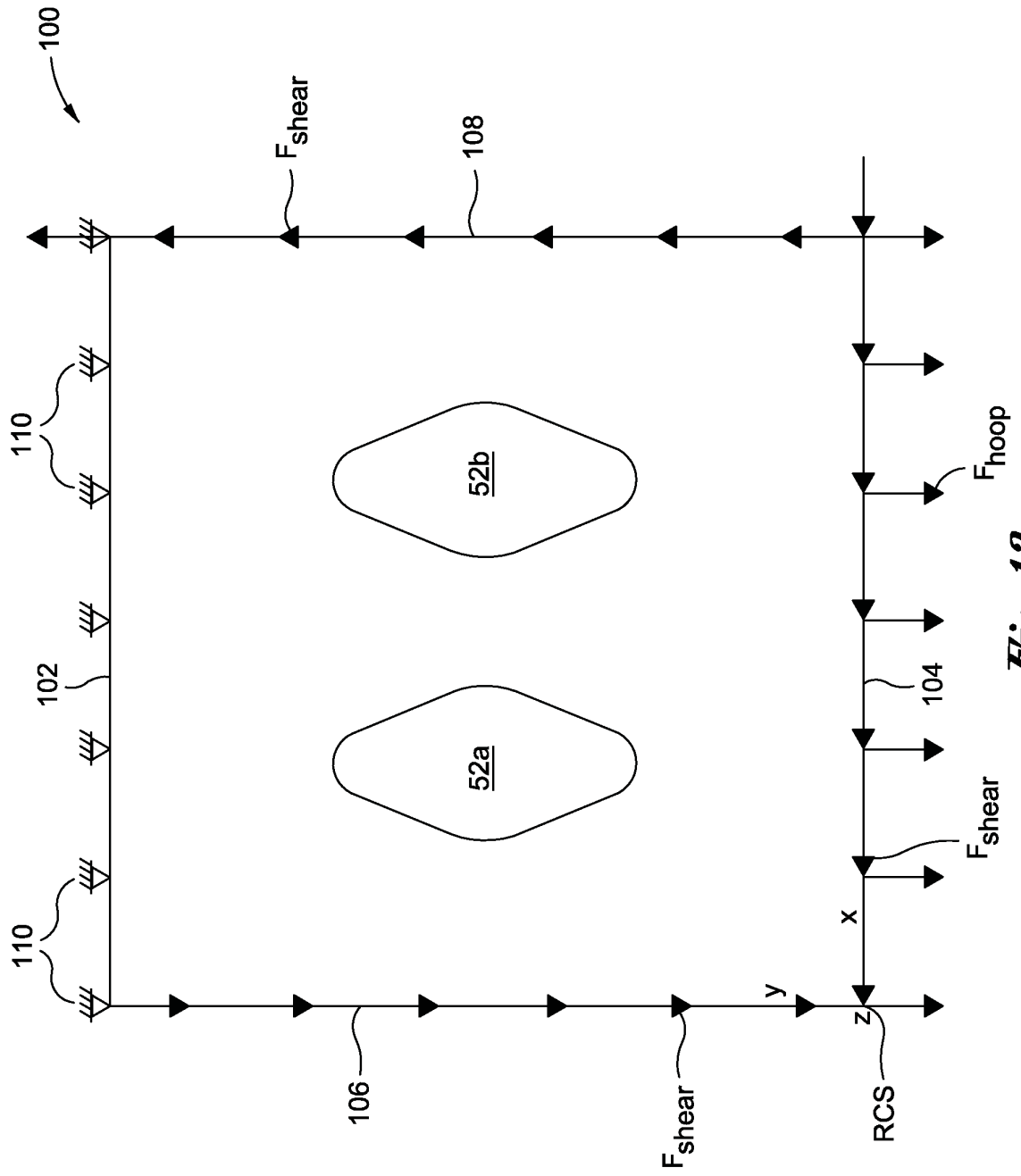


Fig. 13

124
MAGNITUDE
DE TENSÃO
RELATIVA

ALTA

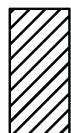
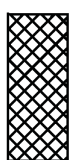
130

MÉDIA

132

BAIXA

134



126
TENSÃO DE
VON MISES (psi)
(1 psi = 6,895 kPa)

- +4.759e+04
- +4.377e+04
- +3.996e+04
- +3.614e+04
- +3.233e+04
- +2.852e+04
- +2.470e+04
- +2.089e+04
- +1.707e+04
- +1.326e+04
- +9.447e+03
- +5.633e+03
- +1.819e+03

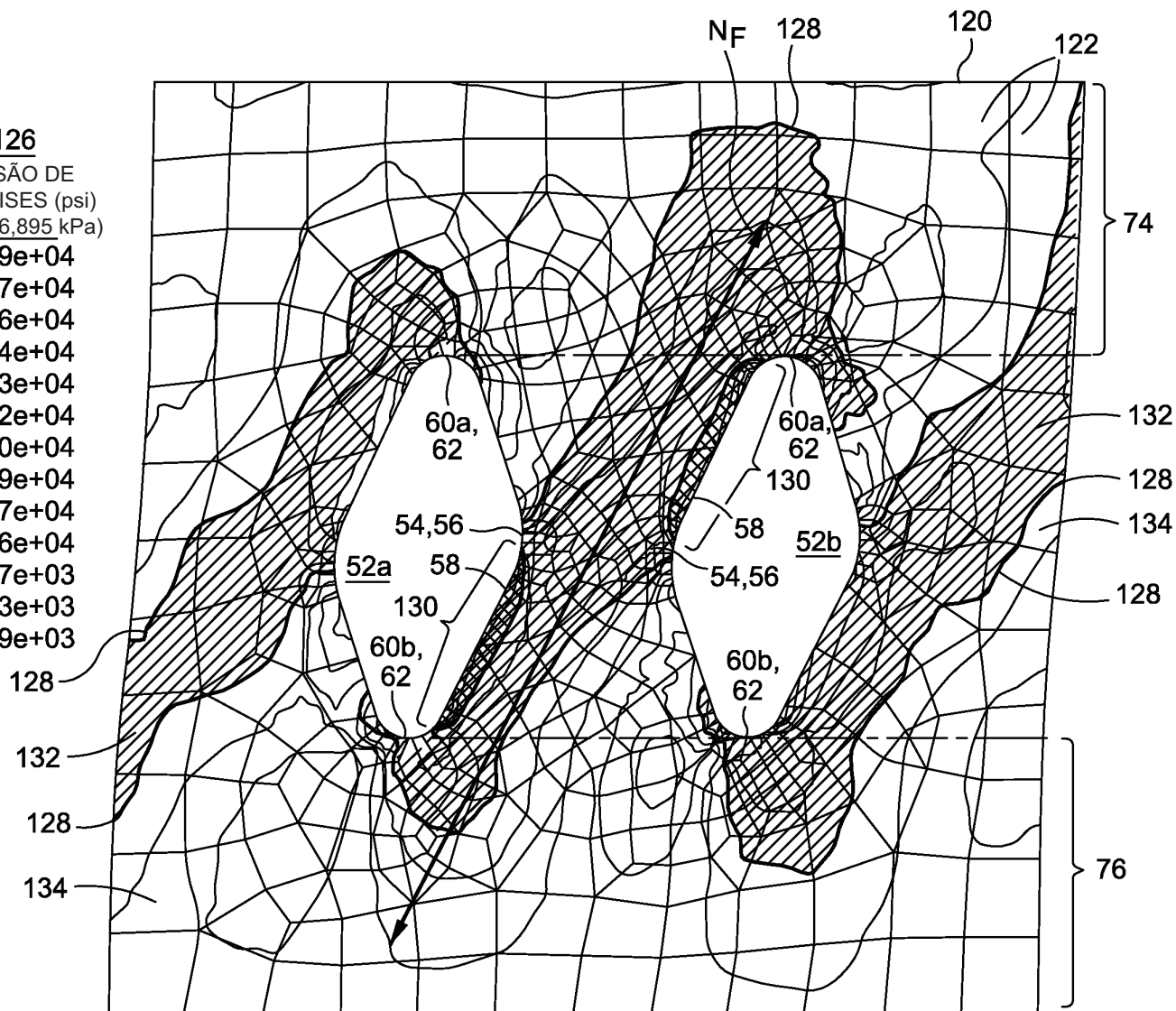


Fig. 14

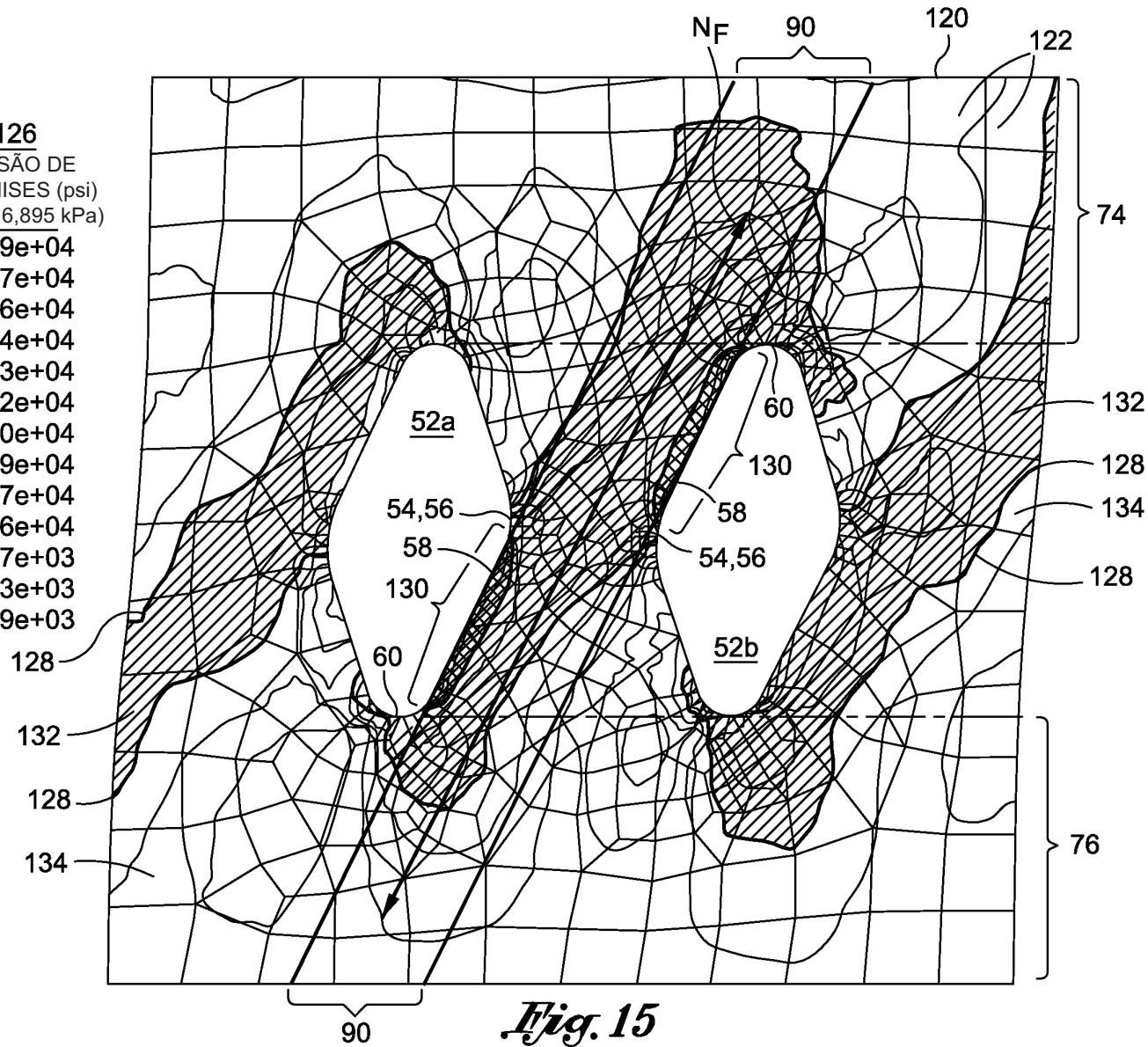
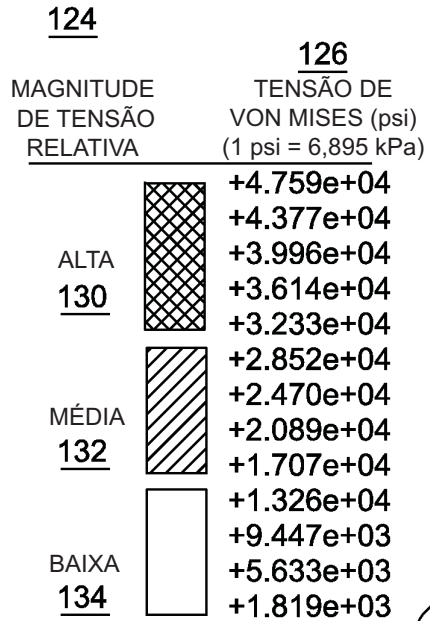


Fig. 15

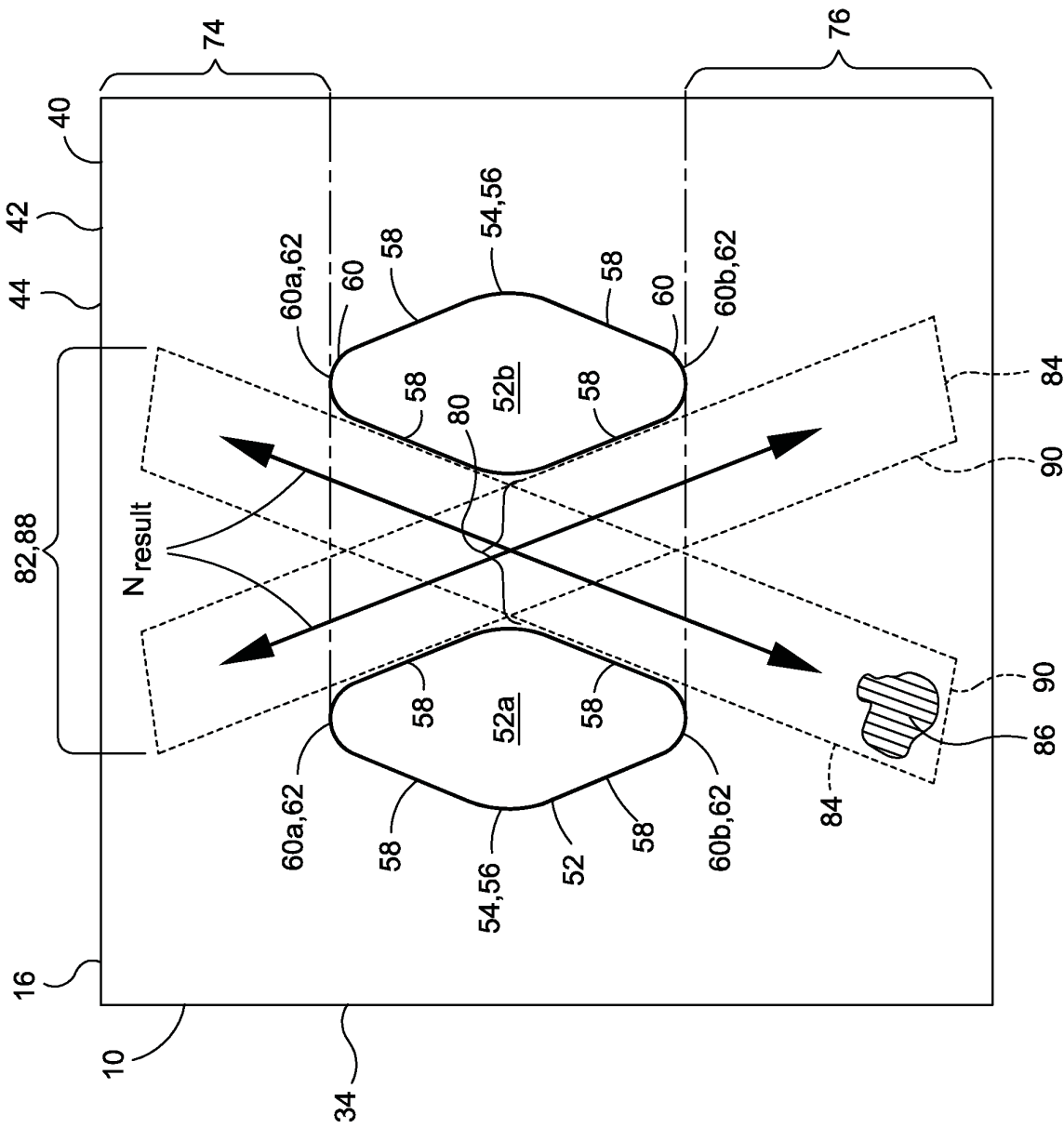


Fig. 16

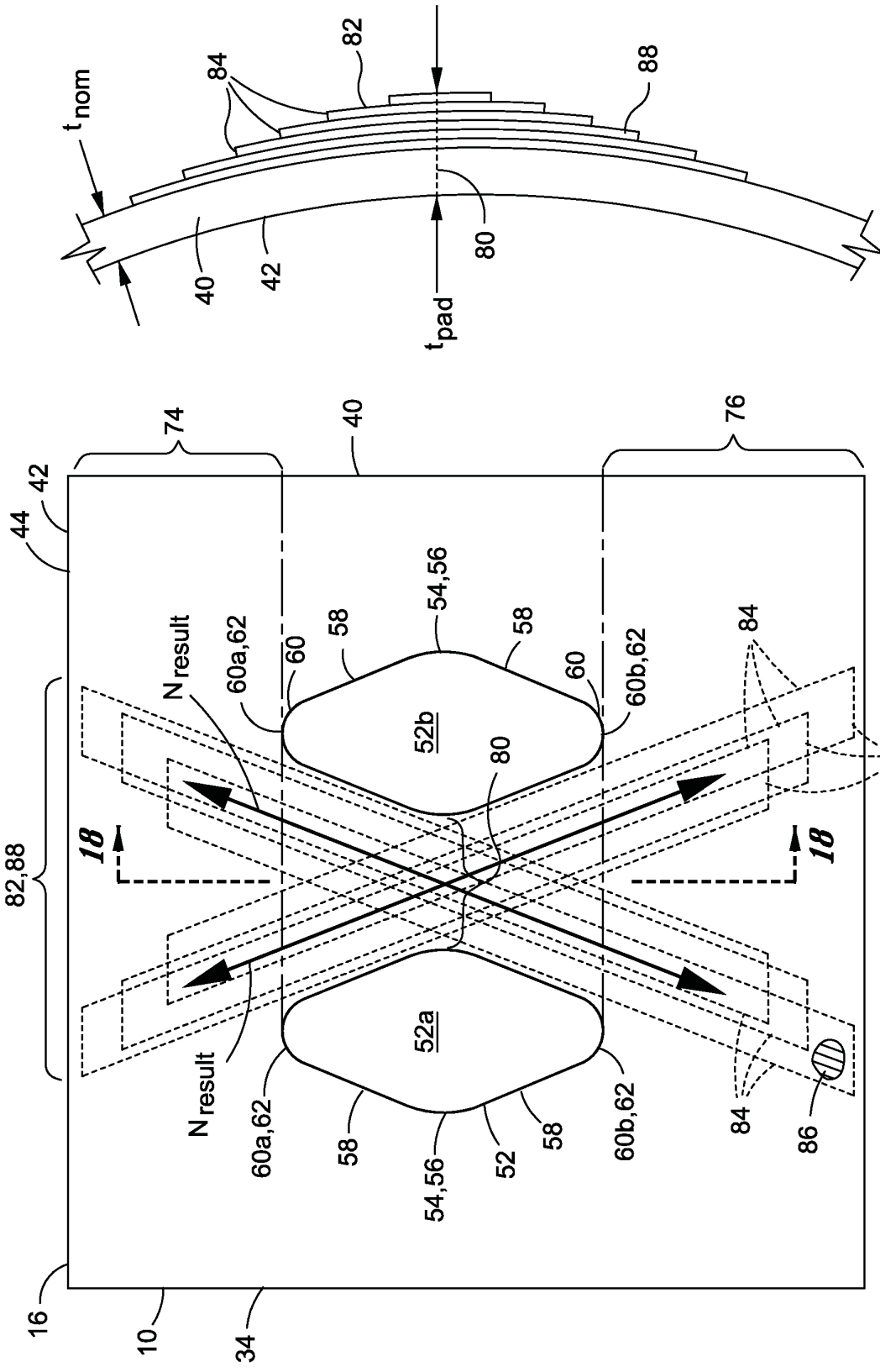


Fig. 18

Fig. 17

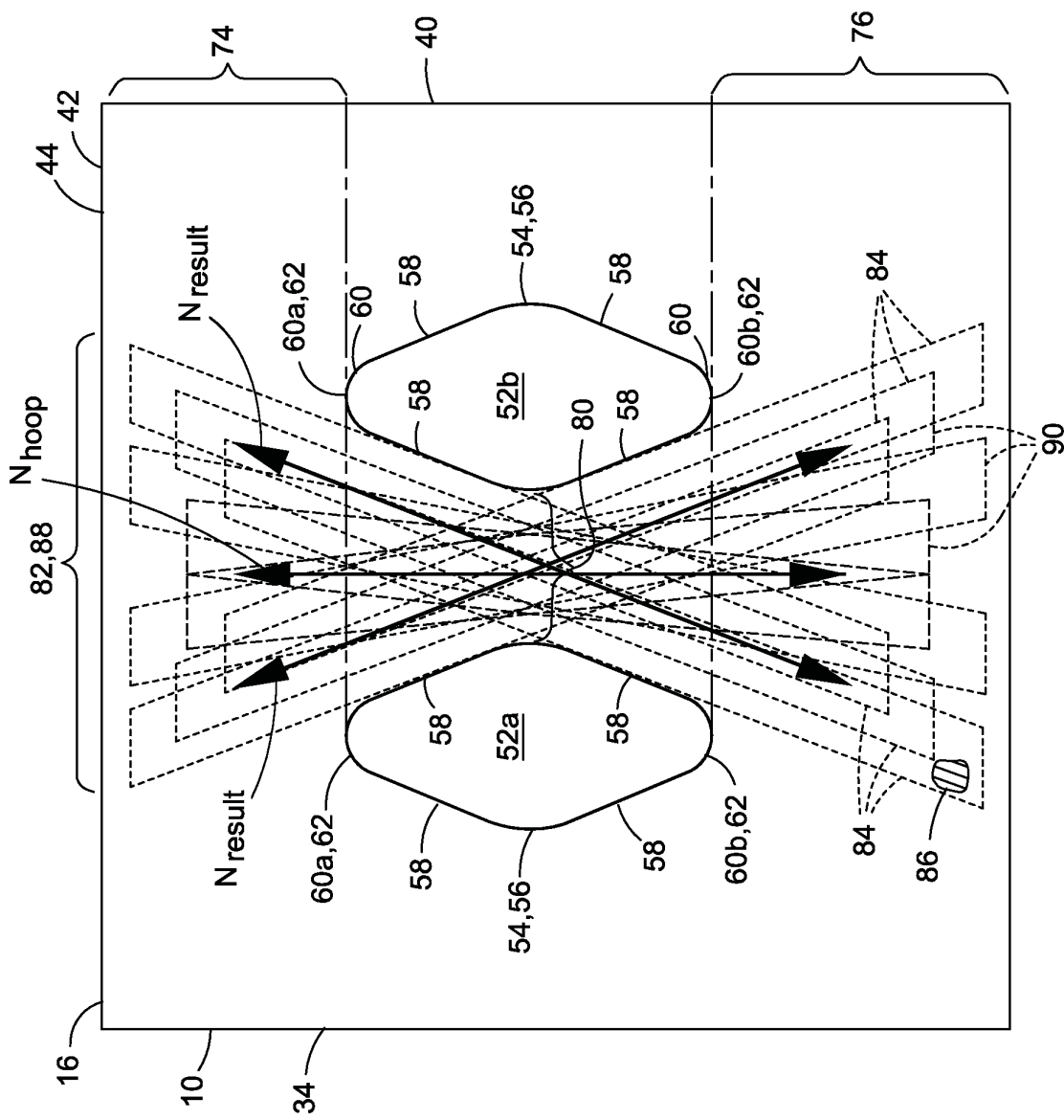


Fig. 19

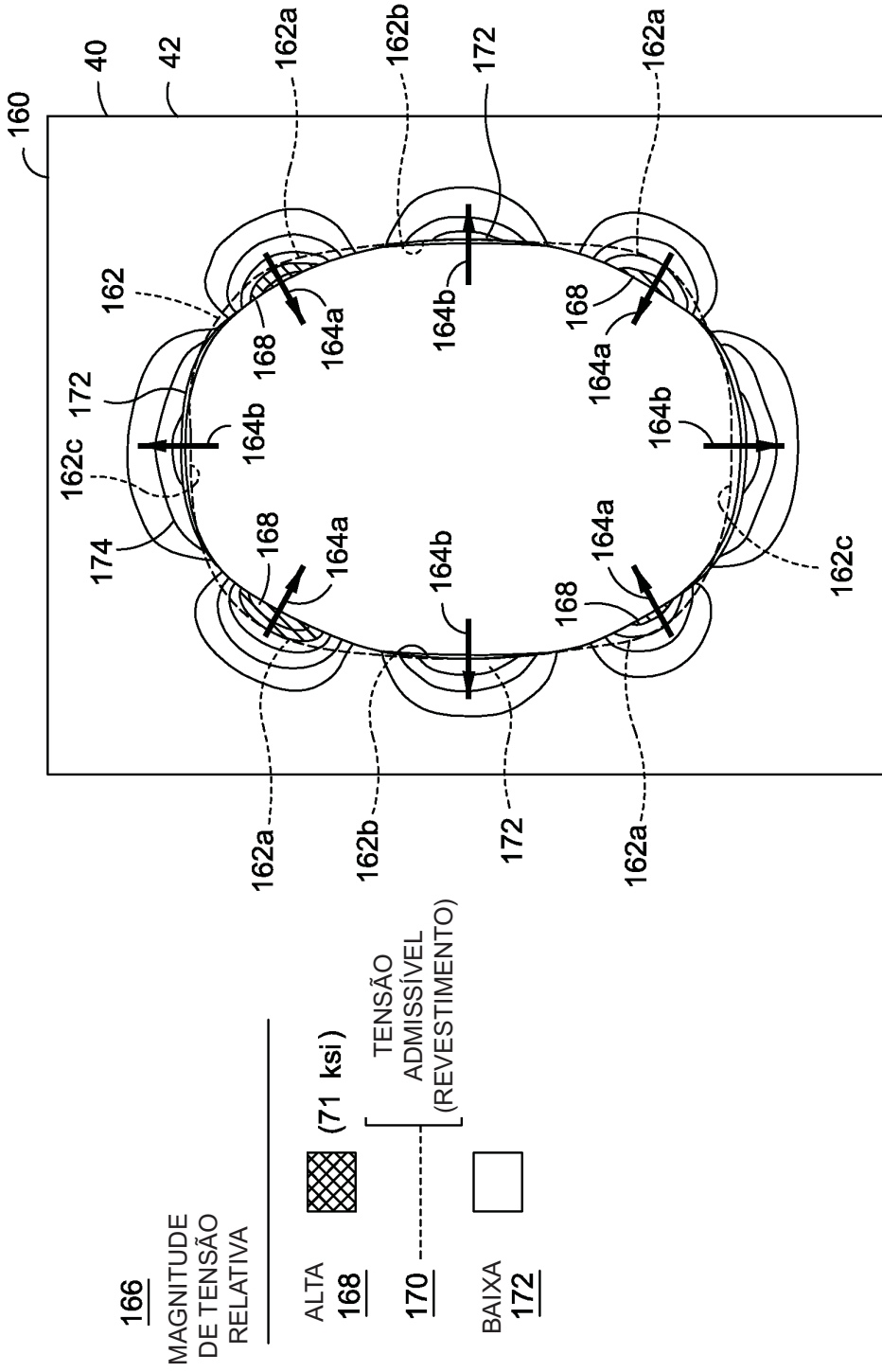


Fig. 20

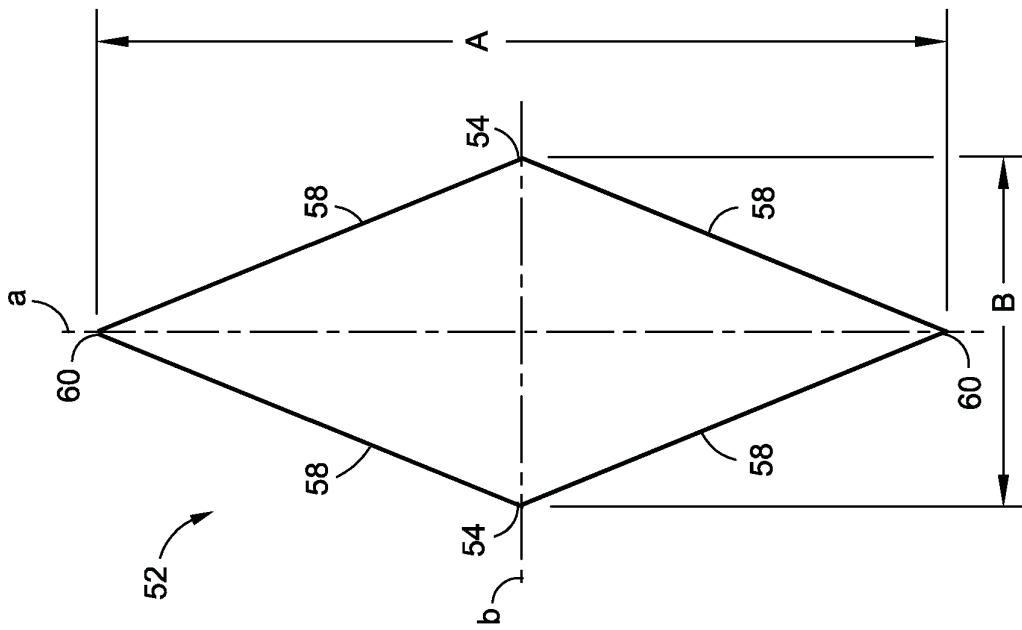


Fig. 21

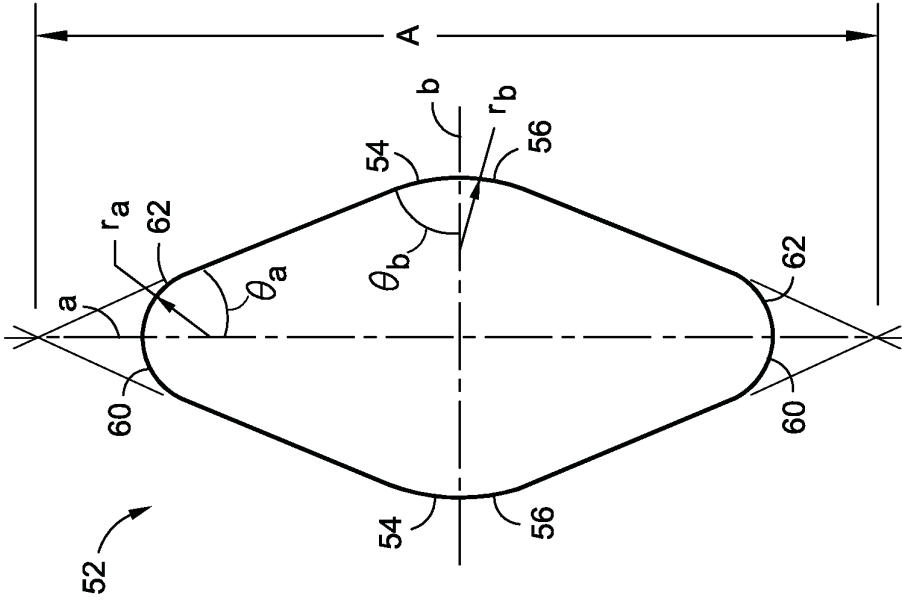


Fig. 22

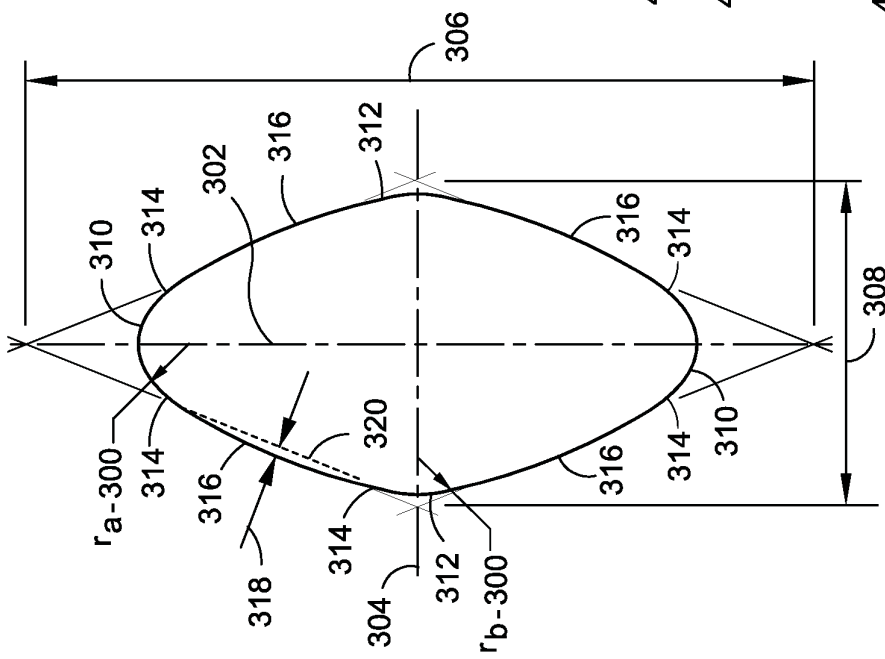


Fig. 23

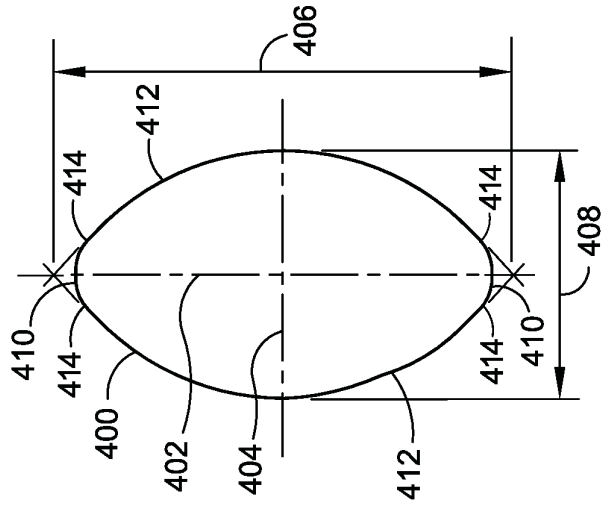


Fig. 24

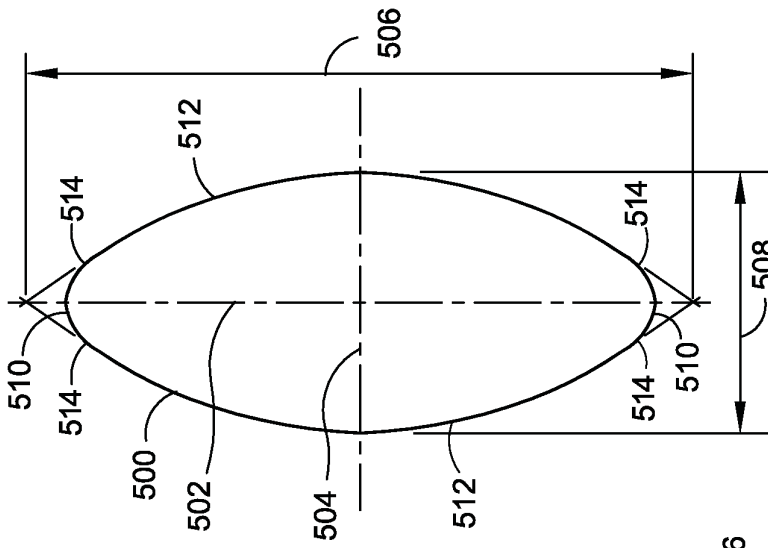


Fig. 25

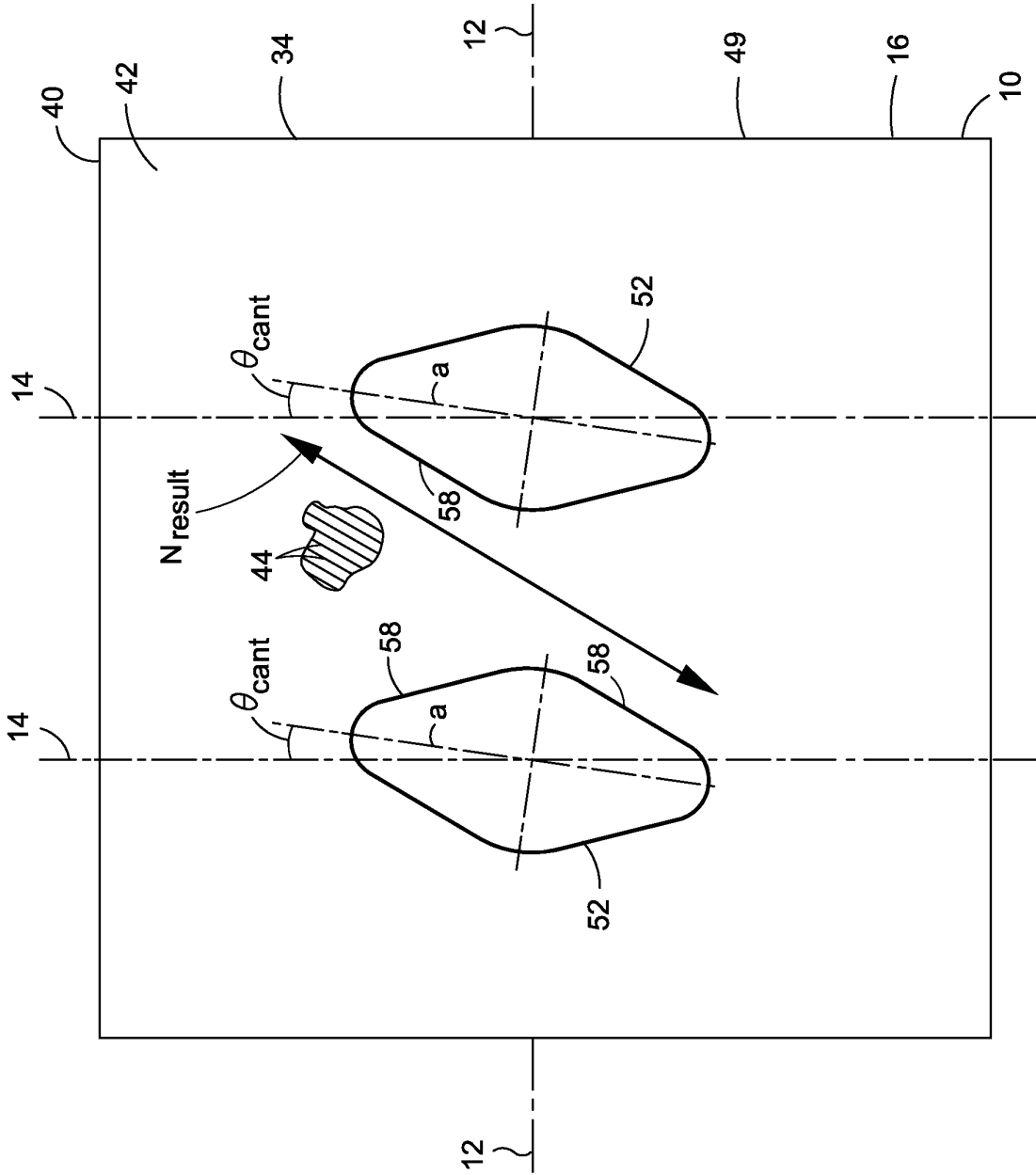
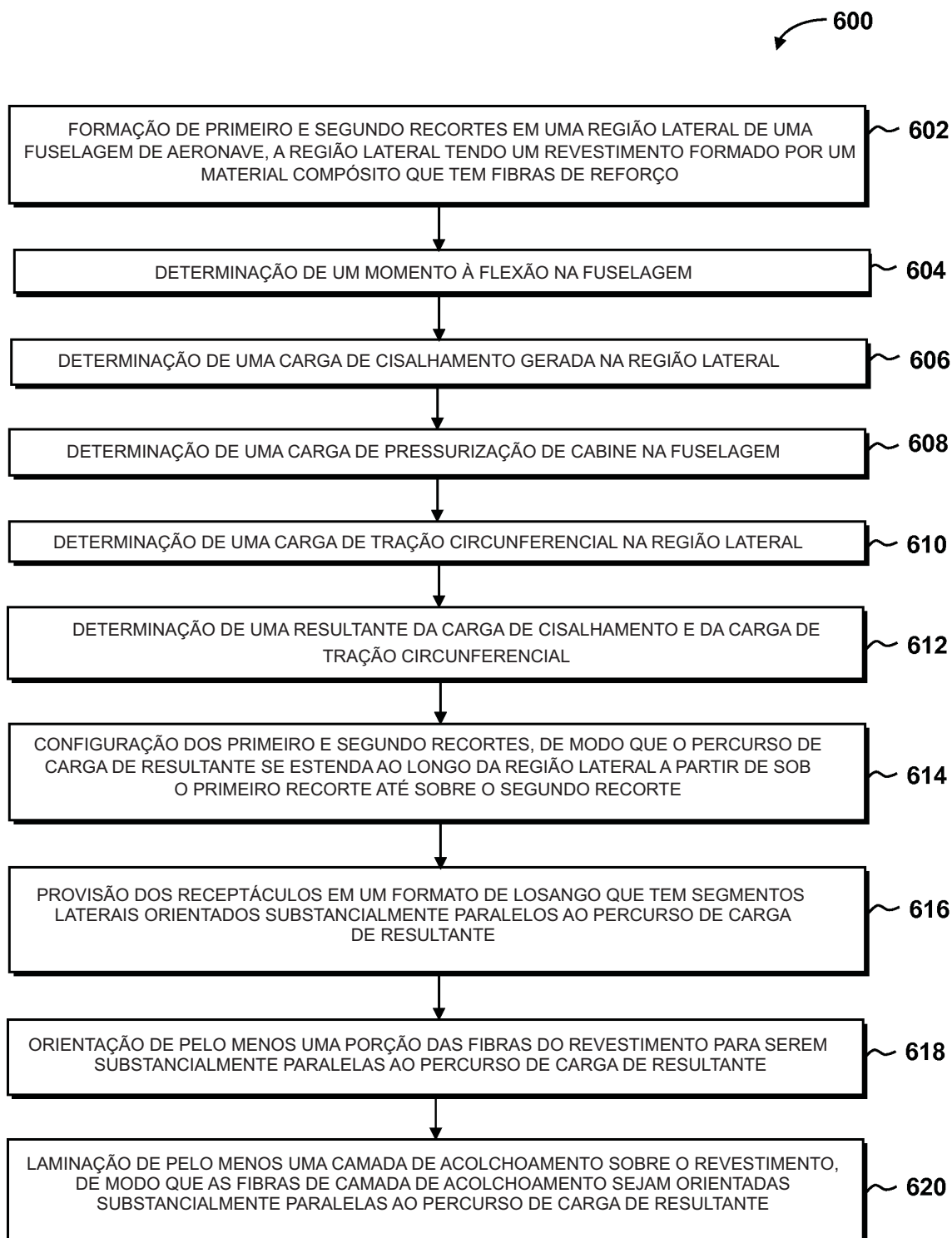


Fig. 26

*Fig. 27*