

(12) FASCÍCULO DE PATENTE DE INVENÇÃO

(22) Data de pedido: 2009.04.27	(73) Titular(es): THE BOEING COMPANY 100 NORTH RIVERSIDE PLAZA CHICAGO, IL 60606-1596 US
(30) Prioridade(s): 2008.04.28 US 110595	
(43) Data de publicação do pedido: 2009.11.04	
(45) Data e BPI da concessão: 2015.06.03 165/2015	(72) Inventor(es): ALI YOUSEFIANI US JOHN G. VOLLMER US MICHAEL L. HAND US JOHN M. COMFORT US
	(74) Mandatário: FERNANDO ANTÓNIO FERREIRA MAGNO RUA DAS FLORES, Nº 74, 4º 1200-195 LISBOA PT

(54) Epígrafe: **ESTRUTURAS COMPÓSITAS CONSTRUÍDAS COM UM COEFICIENTE DE EXPANSÃO TÉRMICA GRADUADO PARA APLICAÇÕES EM AMBIENTES EXTREMOS**

(57) Resumo:

É FORMADA UMA ESTRUTURA COMPÓSITA INTEGRADA COM UM COEFICIENTE DE EXPANSÃO TÉRMICA GRADUADO (CET) AO SELECIONAR UMA PLURALIDADE DE CAMADAS DE MATERIAIS COM UM CTE GRADUADO E AO UTILIZAR ABORDAGENS DE FABRICO POR ACUMULAÇÃO (DE BAIXO PARA CIMA) TAIS COMO DEPOSIÇÃO DE METAL OU METALURGIA DE PÓ PARA PRODUIR UMA PRÉ-FORMA COMPÓSITA EM CAMADAS DE CET GRADUADO, A QUAL É DEPOIS CONSOLIDADA E TRATADA COM CALOR PARA CRIAR A PEÇA EM BRUTO OU FORMA APROXIMADA DE REDE COMPÓSITA INTEGRADA DE CET GRADUADO. A PEÇA EM BRUTO OU FORMA APROXIMADA DE REDE COMPÓSITA INTEGRADA É ENTÃO PROCESSADA PARA PRODUIR UMA PRIMEIRA SUPERFÍCIE PARA FIXAÇÃO DE UM PRIMEIRO MEMBRO ESTRUTURAL QUE TEM UM PRIMEIRO CET E PARA PRODUIR UMA SEGUNDA SUPERFÍCIE PARA FIXAÇÃO DE UM SEGUNDO MEMBRO ESTRUTURAL QUE TEM UM SEGUNDO CET.

RESUMO

"Estruturas compósitas construídas com um coeficiente de expansão térmica graduado para aplicações em ambientes extremos"

É formada uma estrutura compósita integrada com um coeficiente de expansão térmica graduado (CET) ao seleccionar uma pluralidade de camadas de materiais com um CTE graduado e ao utilizar abordagens de fabrico por acumulação (de baixo para cima) tais como deposição de metal ou metalurgia de pó para produzir uma pré-forma compósita em camadas de CET graduado, a qual é depois consolidada e tratada com calor para criar a peça em bruto ou forma aproximada de rede compósita integrada de CET graduado. A peça em bruto ou forma aproximada de rede compósita integrada é então processada para produzir uma primeira superfície para fixação de um primeiro membro estrutural que tem um primeiro CET e para produzir uma segunda superfície para fixação de um segundo membro estrutural que tem um segundo CET.

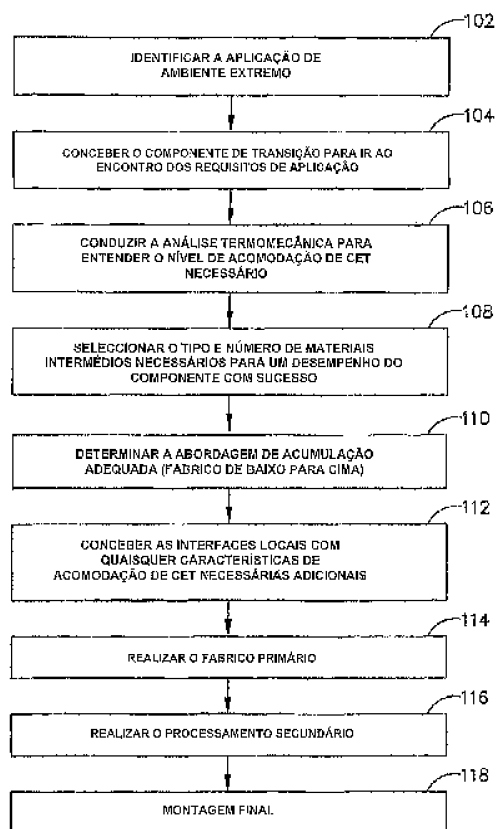


FIG. 1

DESCRIÇÃO

"Estruturas compósitas construídas com um coeficiente de expansão térmica graduado para aplicações em ambientes extremos"

ANTECEDENTES

Campo

As concretização da descrição referem-se em geral ao campo das estruturas para inter-fixação de materiais e componentes com coeficientes de expansão térmica (CET) significativamente diferentes e, mais em particular, a uma estrutura compósita com constituintes que têm um CET graduado para ligação de duas estruturas com CET amplamente diferentes e um método para criação da estrutura compósita de CET graduado.

Descrição da arte relacionada

A necessidade de estruturas para ambientes extremos de capacidade mais elevada, eficientes sob o ponto de vista do peso e de longa duração solicitou a necessidade da utilização de materiais avançados de maior capacidade para ambientes extremos (por exemplo, sem limitação, compósitos de matriz cerâmica, compósitos de carbono-carbono, metais/ligas/intermetais refractários, material compósito de cerâmica e metal e compostos intermetálicos). Tais materiais avançados possuem CET amplamente diferentes em comparação com as ligas estruturais comuns. Adicionalmente, os mesmos podem ser menos dúcteis. A incorporação de tais materiais avançados na concepção de uma estrutura para ambientes extremos pode precisar inevitavelmente que os mesmos sejam fixos, num qualquer ponto, a ligas estruturais comuns com um CET e ductilidade muito mais elevados. Quando expostos aos ambientes extremos a que se destinam, podem ser desenvolvidos esforços e tensões térmicos significativamente elevados, o que pode conduzir a resultados indesejáveis. Isto tem sido uma questão crítica, a qual quer restringiu completamente a utilização destes materiais estruturais avançados quer resultou no disparo dos custos, quer seja por penalizações

pelo peso quer seja pelo aumento da complexidade das concepções para permitir a fixação a ligas estruturais disponíveis. Fixar membros com CET dramaticamente diferentes para utilizar em aplicações de elevada e baixa temperatura é uma tarefa extremamente desafiante. As soluções existentes (as quais não são normalmente viáveis se os membros tiverem CET dramaticamente diferentes) envolvem principalmente dispositivos de prisão mecânicos complicados, os quais podem envolver mecanismos complexos e/ou concepções complexas para permitirem o movimento relativo entre membros com diferentes CET quando a montagem é aquecida ou arrefecida. As soluções existentes tendem a não ser rígidas devido ao facto de as mesmas poderem ser inerentemente flexíveis para permitir o movimento relativo e as mesmas podem ter características que não são favoráveis para utilizar em típicas aplicações de elevada temperatura, tais como motores, turbinas e bordos dianteiros de veículos.

É, por conseguinte, desejável proporcionar uma estrutura que possa ser utilizada para fixar membros com CET amplamente diferentes para produzir uma montagem que possa ser aquecida ou arrefecida sem introduzir esforços ou tensões térmicos significantes.

É ainda desejável proporcionar um sistema que não se baseie em mecanismos complicados e concepções complexas para permitir uma deformação relativa durante o aquecimento ou arrefecimento, permitindo uma solução substancialmente rígida feita à medida para acomodar inerentemente a ampla disparidade de CET que se encontram em aplicações para ambientes extremos tais como motores, turbinas e subsistemas de bordo dianteiro de veículos.

A EP0459865 revela um método de proteger superfícies cerâmicas. Uma camada de metal resistente à oxidação dúctil é ligada a uma superfície cerâmica para melhorar a resistência da cerâmica aos danos da superfície por meios térmicos, mecânicos ou químicos.

A EP1842937 revela um revestimento de ligação e composições de barreira térmica, processos para os aplicar a ambos e os seus artigos revestidos. É disposta uma camada de

revestimento de ligação sobre uma superfície. É aplicada uma camada de material funcionalmente graduada sobre a camada de revestimento de ligação. É então aplicada uma camada de revestimento de barreira térmica sobre a camada de material funcionalmente graduada.

SUMÁRIO

De acordo com um aspecto do invento é proporcionado um método de produzir uma interface de fixação de compósito integrada numa montagem aeroespacial tal como definido na reivindicação 1.

É proporcionada uma interface de coeficiente de expansão térmica (CET) graduado por uma estrutura compósita que tem uma primeira extremidade para fixação a um componente estrutural com um primeiro CET e uma segunda extremidade para fixação a um segundo componente estrutural com um segundo CET. Múltiplas camadas com CET graduados são selecionadas e são empregues processos de fabrico por acumulação para criar uma peça em bruto ou forma aproximada de rede compósita em camadas com um CET graduado. A peça em bruto ou forma aproximada de rede compósita em camadas de CET graduado é proporcionada num exemplo por técnicas típicas de depósito de metal e numa concretização por técnicas típicas de metalurgia de pó. A peça em bruto ou forma aproximada de rede compósita é então processada para produzir uma primeira superfície para fixação de um primeiro membro estrutural que tem um primeiro CET e para produzir uma segunda superfície para fixação de um segundo membro estrutural que tem um segundo CET. A montagem resultante proporciona capacidade para fixar membros estruturais com CET amplamente diferentes para produzir uma montagem que possa ser aquecida ou arrefecida sem introduzir esforços ou tensões térmicos significativos. Adicionalmente, a montagem não se baseia em mecanismos complicados e concepções complexas para permitir o movimento relativo durante o aquecimento ou arrefecimento, permitindo uma solução substancialmente rígida feita à medida para acomodar de modo inerente a ampla disparidade de CET.

A produção de uma interface compósita integrada com um coeficiente graduado de expansão térmica (CET) num primeiro

exemplo do método é conseguida ao utilizar técnicas típicas de metalurgia de pó para criar uma peça em bruto ou forma aproximada de rede compósita em camadas de CET graduado, a qual é depois consolidada se for necessário e processada a seguir (tratada com calor, formada e/ou maquinada) para proporcionar uma primeira superfície para fixação de um primeiro membro estrutural que tem um primeiro CET e uma segunda superfície para fixação de um segundo membro estrutural que tem um segundo CET. A interface compósita em camadas de CET graduado é produzida num segundo exemplo do método ao utilizar técnicas típicas de metalurgia de pó para produzir uma pré-forma aproximada da forma de rede de CET graduado, que se consolida então caso seja necessário e processada a seguir (tratada com calor, formada e/ou maquinada) para proporcionar uma primeira superfície para fixação de um primeiro membro estrutural que tem um primeiro CET e uma segunda superfície para fixação de um segundo membro estrutural que tem um segundo CET.

Num exemplo é proporcionado um método para produzir uma interface compósita integrada com um coeficiente graduado de expansão térmica (CET) que compreende os passos de:

- utilizar metalurgia de pó para produzir uma pré-forma de CET graduado;

- consolidar a pré-forma;

- tratar com calor a pré-forma consolidada para criar uma peça em bruto compósita integrada de CET graduado; e

- formar a peça em bruto para proporcionar uma primeira superfície para fixação de um primeiro membro estrutural que tem um primeiro CET e uma segunda superfície para fixação de um segundo membro estrutural que tem um segundo CET.

Opcionalmente, o passo de consolidação compreende prensagem isostática a quente.

Num outro exemplo é proporcionado um método para produzir uma interface compósita integrada com um coeficiente graduado de expansão térmica (CET) que compreende os passos de:

- utilizar metalurgia de pó para produzir uma pré-forma de CET graduado numa forma aproximadamente de rede;

- consolidar a pré-forma;

tratar com calor a pré-forma consolidada para criar um componente de forma aproximada de rede de CET graduado; e

formar o componente para proporcionar uma primeira superfície para fixação de um primeiro membro estrutural que tem um primeiro CET e uma segunda superfície para fixação de um segundo membro estrutural que tem um segundo CET.

Opcionalmente, o passo de consolidação compreende prensagem isostática a quente.

Num outro exemplo é proporcionado um método para produzir uma estrutura aeroespacial com uma interface compósita integrada com um coeficiente graduado de expansão térmica (CET) que une membros estruturais com CET altamente diferentes que compreende os passos de:

identificar uma aplicação de ambiente extremo para fixação de um primeiro membro e um segundo membro;

determinar uma concepção de componente de ligação para um compósito de CET graduado, que inclui determinar a metodologia de fixação a partir do compósito de CET graduado para o primeiro membro e para o segundo membro;

conduzir uma análise termomecânica que inclui avaliar as propriedades do CET dependentes da temperatura de cada membro para determinar o nível de acomodação de disparidade de CET necessário pela estrutura; avaliar o nível dos gradientes de temperatura de aquecimento/arrefecimento encontrados durante o serviço e analisar as condições de carregamento termomecânico na montagem;

conduzir a selecção do material para o compósito de CET graduado;

escolher uma técnica de fabrico por acumulação;

determinar uma concepção de interface local para camadas no compósito de CET;

construir um membro de CET graduado ao utilizar camadas de diferentes materiais de CET que empregam os materiais seleccionados, técnica de fabrico e concepção de interface local;

realizar um processamento secundário; e

montar o primeiro membro e o segundo membro no componente de CET graduado.

Opcionalmente, o passo de construir o membro de CET graduado compreende a deposição de metal assistida por laser para produzir um compósito de CET graduado de forma aproximada de rede.

Opcionalmente, o passo de determinar uma concepção de interface local compreende o passo de:

proporcionar intercamadas entre a primeira e segunda camadas adjacentes com uma primeira intercamada que tem uma composição de material de cerca de 75% do material da primeira camada adjacente e cerca de 25% do material da segunda camada adjacente, tendo uma segunda intercamada que tem uma composição de material de cerca de 50% do material da primeira camada adjacente e cerca de 50% do material da segunda camada adjacente, e uma terceira intercamada que tem uma composição de material de cerca de 25% do material da primeira camada adjacente e cerca de 75% do material da segunda camada adjacente.

Opcionalmente, o passo de construir o membro de CET graduado compreende os passos de:

empregar o processamento de metalurgia de pó para criar uma peça em bruto directamente de CET graduado;

maquinar a peça em bruto para formar um componente de arranque;

laminar a quente o componente de arranque na forma aproximada de rede; e

maquinar quimicamente características de extremidade para coincidirem com os requisitos de uma fixação aparafusada no primeiro membro e no segundo membro.

Opcionalmente, o passo de determinar uma concepção de interface local compreende os passos de:

proporcionar uma intercamada entre cada duas camadas adjacentes que compreende uma pluralidade de camadas alternadas de cada material das duas camadas adjacentes.

Num outro exemplo é proporcionada uma estrutura de motor de avião que compreende:

um bico compósito de matriz cerâmica;

uma flange de superliga Inconel 718; e

uma interface compósita integrada que interliga o bico e flange e tendo um coeficiente de expansão térmica (CET) graduado, sendo a referida interface formada por:

processar metalurgicamente com pó uma peça em bruto com química graduada que corresponde à graduação de CET desejada;

maquinar um componente de arranque a partir da peça em bruto de CET graduado;

laminagem de anel a quente do componente para consolidação adicional, maquinando uma interface de parafuso para fazer coincidir com o bico compósito; e

maquinar uma interface de parafuso para fazer coincidir com a flange.

BREVE DESCRIÇÃO DOS DESENHOS

As características e vantagens das concretizações aqui descritas irão ser melhor entendidas por referência à seguinte descrição detalhada quando considerada em ligação com os desenhos anexos, em que:

a FIG. 1 é um diagrama de fluxos do método generalizado aqui apresentado;

a FIG. 2 é um gráfico de CET em função da temperatura para um conjunto de ligas exemplificativas empregues para produzir estruturas típicas compósitas em camadas de CET graduado;

as FIGS. 3A - 3D são representações de passos típicos de processamento de deposição de metal para produzir uma forma compósita em camadas de CET graduado aproximada de rede;

as FIGS. 3E - 3H são representações de passos típicos de processamento de deposição de metal para produzir uma peça em bruto compósita em camadas de CET graduado;

a FIG. 3I é um diagrama de fluxos do processo para produzir a estrutura compósita em camadas de CET graduado das FIGS. 3A-H;

as FIGS. 4A e 4B são representações de passos de processamento de metalurgia de pó típicos para produzir um compósito em camadas de CET graduado de forma aproximada de rede;

as FIGS. 4C e 4D são representações de passos de processamento de metalurgia de pó típicos para produzir uma peça em bruto compósita em camadas de CET graduado;

a FIG. 4E é um diagrama de fluxos do processo para produzir a estrutura compósita em camadas de CET graduado das FIGS. 4A - D;

a FIG. 5A é uma peça em bruto compósita de CET graduado exemplificativa tal como produzida pelos exemplos de método aqui;

as FIGS. 5B e 5C são elementos maquinados a partir da peça em bruto da FIG. 5A para proporcionar interfaces em camadas alternadas;

a FIG. 5D é um diagrama de fluxos do processo para produzir a estrutura compósita em camadas de CET graduado das FIGS. 5A-C;

as FIGS. 6A e 6B são uma representação de diagrama de fluxos e diagrama de fluxos dos passos de processo na produção de um anel de interface em forma de rede a partir de uma peça em bruto compósita em camadas de CET graduado;

as FIGS. 7A-C são representações de um método exemplificativo para minimizar ainda mais a disparidade do CET nas interfaces de intercamada local ao alternar várias intercamadas finas para promover a mistura local da intercamada de liga A - liga B;

as FIGS. 7D-E são representações de um método exemplificativo para minimizar mais a disparidade do CET nas interfaces de intercamada locais ao misturar gradualmente composições na intercamada de liga A - liga B;

a FIG. 7F é um diagrama de fluxos do processo para produzir interfaces locais com características de acomodação de CET necessárias adicionais na estrutura compósita em camadas de CET graduado típica das FIGS. 7A - C e 7D - E;

as FIGS. 8A constituem uma representação de um método exemplificativo para produzir uma estrutura compósita em camadas de CET graduado por processamento de pulverização térmico num mandril rotativo;

a FIG. 8B é uma representação do anel produzido pelo método empregue na FIG. 8A;

as FIGS. 8C e 8D são vistas em secção a partir da FIG. 8B que mostram uma minimização adicional da disparidade de CET nas interfaces locais ao utilizar intercamadas chanfradas na estrutura compósita em camadas de CET graduado antes e depois do tratamento secundário;

a FIG. 8E é um diagrama de fluxos do processo para produzir interfaces locais com características de acomodação

de CET necessárias adicionais na estrutura compósita em camadas de CET graduado das FIGS. 8A - D;

a FIG. 9A é um diagrama de fluxos de um processo exemplificativo para criação de uma estrutura aeroespacial que emprega um compósito em camadas de CET graduado como um componente de inter-fixação de injector de motor de foguete - câmara de impulso;

a FIG. 9B é uma vista explodida dos componentes de câmara e injector de foguete a serem unidos ao utilizar o processo da FIG. 9A;

a FIG. 9C é uma vista em secção do anel de ligação compósito em camadas;

a FIG. 9D é uma vista ilustrativa da estrutura de motor de foguete montada;

a FIG. 10A é um diagrama de fluxos de um processo exemplificativo para criação de uma estrutura aeroespacial que emprega um compósito em camadas de CET graduado como um componente de inter-fixação de motor - bico de aeronave;

a FIG. 10B é uma vista explodida de um motor de aeronave que tem um bico de escape compósito de matriz cerâmica a ser ligado a uma flange de Inconel 718;

a FIG. 10C é uma vista ilustrativa do anel de ligação compósito em camadas de CET graduado fixo ao bico de escape compósito de matriz cerâmica e a montagem final;

a FIG. 11 é um diagrama de fluxos de uma produção e metodologia de serviço de veículo aeroespacial; e

a FIG. 12 é um diagrama de blocos de uma aeronave como exemplo do veículo aeroespacial na FIG. 11.

DESCRIÇÃO DETALHADA

A criação de uma estrutura compósita com um coeficiente de expansão térmica graduado para interligar os membros com CET amplamente diferentes emprega um processo tal como mostrado na FIG. 1. São determinados a aplicação e o ambiente, passo 102, e é concebido o componente de transição entre os membros, passo 104. São discutidos em detalhe subsequentemente vários exemplos específicos de tais aplicações. Uma análise termomecânica é conduzida para entender o nível de acomodação de CET necessário, passo 106. O tipo e número de materiais intermédios necessários para um desempenho de componente bem sucedido são depois

seleccionados, passo 108, para o compósito de CET graduado. É feita a determinação do método de acumular adequado para o compósito em camadas de CET graduado concebido, passo 110. São concebidas interfaces locais com quaisquer características de acomodação de CET necessárias adicionais, passo 112. O fabrico primário do laminado com CET é então realizado, passo 114, com a abordagem de fabrico seleccionada. É realizado o processamento secundário, passo 116, no compósito em camadas de CET graduado para criar o componente finalizado tal como concebido. É então levada a cabo a montagem final, passo 118, do componente de CET graduado criado e dos outros membros.

Numa aplicação exemplificativa onde a intenção consiste em fixar um membro de CET muito elevado (por exemplo, um feito de Inconel 718) a um membro de CET muito baixo (por exemplo, um feito a partir de um material avançado para ambientes extremos tal como um compósito de matriz cerâmica) numa montagem a qual irá fazer ciclo entre a temperatura ambiente e 1200F, os materiais graduados podem ser seleccionados a partir de Kovar, o elemento concebido 12, para uma primeira camada, Liga 42, o elemento concebido 14, para uma segunda camada, Liga 48, o elemento concebido 16, para uma terceira camada, 15-5PH, o elemento concebido 18, para uma quarta camada e o Inconel 718, o elemento concebido 20, para uma quinta camada. Os valores de CET como uma função da temperatura para os materiais exemplificativos do compósito graduado neste exemplo são mostrados na FIG. 2.

Os processos de fabrico por acumulação que utilizam técnicas de deposição de metal típicas são empregues num primeiro exemplo para criar uma peça em bruto ou forma aproximada de rede compósita com materiais de CET graduado. Tal como mostrado na FIG. 3A, o fabrico de forma aproximada de rede assistido por laser, a sinterização por laser, a formação por pulverização ou a formação por pulverização térmica nominalmente mostradas pelos raios 29a são empregues para produzir a pré-forma compósita 30a em camadas de CET graduado aproximada da forma de rede. A prensagem isostática a quente (HIP) ou outros processos de consolidação para densificação e melhoria de propriedades nominalmente mostradas como setas de pressão 31a são empregues tal como

mostrado na FIG. 3B para produzir uma forma intermédia aproximada de rede 32a e é empregue tratamento térmico para criar o compósito final de forma aproximada de rede 33a tal como mostrado na FIG. 3C. Embora mostrado nos desenhos com camadas distintas do compósito de CET graduado na FIG. 3C por razões de simplicidade, uma forma de compósito em camadas de CET graduado aproximada de rede construído final pode ter propriedades misturadas que criam uma transição suave desde a primeira superfície de interface de CET 34 até à segunda superfície de interface de CET 36, tal como mostrado na FIG. 3D. De modo alternado, tal como mostrado na FIG. 3E, o fabrico de forma aproximada de rede assistido por laser, a sinterização a laser, a formação por pulverização ou a formação por pulverização térmica nominalmente mostradas pelos raios 29b são empregues para produzir a pré-forma de peça em bruto compósita em camadas de CET graduado 30b. A prensagem isostática a quente (HIP) ou outros processos de consolidação para densificação e melhoria de propriedades mostrados nominalmente como setas de pressão 31b são empregues tal como mostrado na FIG. 3F para produzir uma peça em bruto intermédia 32b e é empregue tratamento térmico para criar a peça em bruto compósita final 33b tal como mostrado na FIG. 3G. Embora mostrado no desenho com camadas distintas do compósito de CET graduado na FIG. 3G por razões de simplicidade, uma peça em bruto compósita em camadas de CET graduado construída final pode ter propriedades misturadas, criando uma transição suave da primeira superfície de interface de CET 34 para a segunda superfície de interface de CET 36, tal como mostrado na FIG. 3H.

A FIG. 3I proporciona um método operacional para implementar a preparação dos compósitos graduados tal como anteriormente descrito. Uma primeira camada de fixação que tem uma superfície para fixação a um primeiro componente estrutural com um primeiro CET é definida por 302 e uma segunda camada de fixação que tem uma segunda superfície para fixação a um segundo componente estrutural com um segundo CET é definida por 304. Uma ou mais camadas de material, cada uma tendo um predeterminado CET de modo intermédio à primeira camada de fixação e à segunda camada de fixação são proporcionadas em 306, e a acumulação da primeira camada de fixação, da(s) camada(s) intermédia(s) e da segunda camada de

fixação por ordem graduada de CET para criar uma peça em bruto ou pré-forma aproximada da forma de rede compósita é conseguida em 308. O processamento de acumulação pode incluir formas de processamento de deposição de metal tais como o fabrico de forma aproximada de rede assistido por laser, por sinterização por laser, por formação por pulverização ou formação por pulverização térmica. A pré-forma é então consolidada pela HIP seguido de qualquer tratamento térmico adicional necessário para criar uma peça em bruto ou forma aproximada de rede compósita em camadas de CET graduado 309. A peça em bruto ou forma aproximada de rede compósita é então depois processada para detalhes de dimensionamento e interface de fixação para o primeiro e segundo componentes estruturais 310. O primeiro componente estrutural é então fixo à primeira camada de fixação 312 e o segundo componente estrutural é fixo à segunda camada de fixação 314.

Os processos de fabrico por acumulação que utilizam técnicas típicas de metalurgia de pó são empregues num segundo exemplo para criar uma peça em bruto ou forma aproximada de rede compósita com materiais de CET graduado. Tal como representado na FIG. 4A, uma pré-forma compósita 37a aproximada da forma de rede em camadas de CET graduado é construída com uma química de pó elementar de base graduada que corresponde à graduação de CET desejada e outros aditivos utilizados tipicamente no processamento de metalurgia de pó e compactada. A consolidação típica e o processamento de HIP é então empregue para criar um compósito em camadas de CET graduado construído 38a na forma aproximada de rede, tal como mostrado na FIG. 4B. De modo alternativo, tal como mostrado na FIG. 4C, uma pré-forma de peça em bruto compósita em camadas de CET graduado 37b é construída com uma química de pó elementar de base graduada que corresponde à graduação de CET desejada e outros aditivos tipicamente utilizados no processamento de metalurgia de pó e compactada. É então empregue a consolidação e o processamento de HIP típicos para criar um compósito em camadas de CET graduado construído 38b na forma de peça em bruto, tal como mostrado na FIG. 4D.

A FIG. 4E proporciona um método operacional para implementar a preparação dos compósitos graduados mencionados acima. A primeira camada de fixação que tem uma superfície

para fixação a um primeiro componente estrutural com um primeiro CET é definida por 302 e uma segunda camada de fixação que tem uma segunda superfície para fixação a um segundo componente estrutural com um segundo CET é definida por 304. Uma ou mais camadas de material, tendo cada uma delas um predeterminado CET de modo intermédio à primeira camada de fixação e à segunda camada de fixação são proporcionadas em 306 e, ao utilizar abordagens típicas de metalurgia de pó, a acumulação da primeira camada de fixação, da(s) camada(s) intermédia(s) e da segunda camada de fixação na ordem predeterminada em camadas de CET graduado para criar uma peça em bruto ou pré-forma aproximada da forma de rede compósita é conseguida em 402. O processamento de acumulação, identificado como processo A, emprega várias formas de processamento de metalurgia de pó. A pré-forma é então consolidada por HIP seguido por qualquer tratamento térmico adicional necessário para criar uma peça em bruto ou forma aproximada de rede compósita em camadas de CET graduado 309. A peça em bruto ou forma aproximada de rede compósita é então processada a seguir para detalhes de dimensionamento e interface de fixação para o primeiro e segundo componentes estruturais 310. O primeiro componente estrutural é então fixo à primeira camada de fixação 312 e o segundo componente estrutural é fixo à segunda camada de fixação 314.

Tal como mostrado nas FIGS. 5A-C, são empregues várias concepções de interface para otimizar a integridade da junção. A peça em bruto compósita 10 em camadas de CET graduado de base mostrada na FIG. 5A formada por processos de acumulação descritos em relação às FIGS. 3G, 3H e 4D pode ser maquinada tal como reflectido no método da FIG. 5D no processamento secundário para várias configurações de superfície de coincidência. Uma interface substancialmente ortogonal entre camadas pode ser conseguida tal como mostrado na FIG. 5B para uma tira de ligação compósita 39 que tem interfaces de camada de CET graduado 40 substancialmente perpendiculares ao eixo longitudinal da tira. A acumulação de peça em bruto compósita com camadas por ordem graduada de CET, passo 502, é maquinada para proporcionar uma tira com interfaces ortogonais entre camadas 504. Em alternativa ao mostrado na FIG. 5C, a peça em bruto é maquinada ou processada para proporcionar a tira compósita 42 que tem

interfaces de coincidência inclinadas 44 entre as camadas no passo 506 para melhor acomodar as tensões locais devido aos gradientes de CET. As larguras das camadas intermédias determinam-se com base no desempenho global de CET desejado do compósito e podem ser variadas para camadas individuais com base no desempenho da expansão daquele material em relação aos materiais de camada adjacentes. As tiras, folhas ou placas retiradas são depois montadas/formadas/maquinadas por impressão e processadas a seguir para detalhes de dimensionamento e interface de fixação para o primeiro e segundo componentes estruturais 508.

As estruturas compósitas de CET graduado tal como definidas nos exemplos acima podem ser feitas à medida para acomodar de modo inerente qualquer discordância de CET entre membros de uma montagem que está a ser aquecida ou arrefecida. O compósito de CET graduado alivia a necessidade de dispositivos de prisão mecânicos complicados para permitir o movimento relativo entre membros com CET diferentes. Podem ser empregues técnicas de união simples e convencionais para fixar os membros, evitando assim custos elevados, concepções complexas e penalidades de peso. A abordagem de processamento permite o fabrico da estrutura compósita integrada de CEP graduado em várias geometrias elementares (por exemplo, anéis, tiras, blocos, etc.), que se podem utilizar subsequentemente directamente para fixar membros com CET amplamente diferentes para produzir uma montagem que pode ser aquecida ou arrefecida sem introduzir esforços ou tensões térmicos significativos. Adicionalmente, as geometrias elementares podem ser processadas a seguir (por exemplo, maquinadas, formadas, etc.) para formar novas estruturas que podem ser utilizadas como um componente de CET graduado numa aplicação de ambiente extremo. Tal como mostrado nas FIGS. 6A e 6B, a peça em bruto compósita em camadas de CET graduado 10, formada por qualquer dos métodos de construir 602, tal como acima descrito, pode ser maquinada para produzir uma forma preliminar 50 no passo 604, expandida/forjada no passo 606 na forma intermédia 52 e depois laminada no passo 608 para formar um anel de fixação de forma aproximada de rede 54. O anel de fixação é então processado a seguir para detalhes de dimensionamento e interface de fixação para os primeiro e segundo componentes estruturais no passo 610.

As montagens criadas a partir das peças em bruto e formas aproximadas de rede compósitas em camadas de CET graduado que utilizam os métodos acima descritos irão normalmente acomodar a aplicação em ambientes extremos e cargas termomecânicas de processamento (por exemplo, sendo aquecidas ou arrefecidas) sem introduzir esforços ou tensões térmicas significativos. No entanto, pode haver circunstâncias onde, devido quer à severidade do processamento local quer às cargas termomecânicas da aplicação, existirá uma necessidade de minimizar mais a disparidade do CET nas interfaces de intercamada locais. As FIGS. 7A e 7B mostram um componente inicial de forma aproximada de rede 33a ou peça em bruto 33b tal como se descreve anteriormente. A FIG. 7C é uma representação de um método exemplificativo para minimizar mais a disparidade do CET nas interfaces de intercamada locais de tais peças em bruto ou componentes de forma aproximada de rede ao depositar de modo alternado várias intercamadas finas 56 para promover a mistura local de uma intercamada entre as camadas adjacentes de liga A - liga B anotadas, mostradas de modo arbitrário como as camadas de Liga 48, elemento 16 e 15-5PH, elemento 18 a partir do exemplo de cinco camadas descrito inicialmente. No exemplo mostrado, cada intercamada fina é criada por camadas alternadas de liga A e liga B. A FIG. 7F é uma representação de um método exemplificativo para minimizar mais a disparidade do CET nas interfaces de intercamada locais dos componentes de forma aproximada de rede 38a ou peças em bruto 38b tal como mostrado nas FIGS. 7D e 7E ao misturar gradualmente composições numa intercamada de liga A - liga B que utiliza intercamadas de metal misturadas 58a-58c. Uma primeira intercamada 58a adjacente à camada de liga A de 75% de liga A e 25% de liga B, uma segunda intercamada 58b de 50% de liga A e liga B e uma terceira intercamada 58c de 25% de liga A e 75% de liga B adjacente à camada de liga B são mostradas como exemplos. O diagrama de fluxos do processo para produzir interfaces locais com características de acomodação de CET necessárias adicionais na estrutura compósita em camadas de CET graduado típica das FIGS. 7A - C e 7D - F é mostrado na FIG. 7G.

A concepção de interface incorpora as camadas de CET graduado iniciais tal como previamente descrito em relação à FIG. 3I, sendo uma primeira camada de fixação que tem uma superfície para fixação a um primeiro componente estrutural com um primeiro CET definida por 302 e sendo uma segunda camada de fixação que tem uma segunda superfície para fixação a um segundo componente estrutural com um segundo CET definida por 304. Uma ou mais camadas de material em que cada uma tem um predeterminado CET de modo intermédio à primeira camada de fixação e à segunda camada de fixação proporcionam-se em 306. Uma pluralidade de intercamadas finas é proporcionada a alternar com o material a partir das camadas adjacentes 702 ou, de modo alternado, para cada uma das camadas adjacentes A e B é proporcionada como 704 uma primeira intercamada adjacente à camada de liga A de 75% de liga A e 25% de liga B, uma segunda intercamada de 50% de liga A e liga B e uma terceira intercamada de 25% de liga A e 75% de liga B. A acumulação é feita ao utilizar a primeira camada de fixação, a(s) camada(s) intermédia(s) com a concepção de intercamada, e a segunda camada de fixação numa ordem graduada de CET ao utilizar a deposição de metal para criar uma peça em bruto ou pré-forma aproximada da forma de rede compósita 706. O processamento e fixação secundário aos membros estruturais é então conseguido tal como descrito na FIG. 3I.

As estruturas de anel de fixação compósitas em camadas de CET graduado de forma aproximada de rede são benéficas para muitas estruturas de ambientes extremos que precisam comumente de grandes componentes de interfixação cilíndricos. Tal como irá ser discutido abaixo, o processamento de pulverização térmico, o qual é uma abordagem de fabrico por acumulação de deposição de metal comum, pode ser utilizado para abordar esta necessidade. Tal como mostrado na FIG. 8A, é empregue um mandril 60 para deposição de camadas de CET diferentes 62, 64 numa relação axial ao utilizar um maçarico ou pistola de pulverização de plasma 66 que tem uma alimentação de pó anular 68. As camadas axiais formam um anel de fixação compósito em camadas de CET graduado de forma aproximada de rede mostrado na FIG. 8B. Para minimizar a disparidade de CET nas interfaces locais, o material alimentado pode ser feito à medida para produzir uma

interface chanfrada 63 entre as camadas axiais, tal como mostrado na FIG. 8C. Para melhorar mais as propriedades mecânicas e térmicas das interfaces de intercamada locais, é então aplicada prensagem isostática a quente (HIP) para criar uma região de interdifusão de constituintes de liga 65 nas interfaces de intercamada chanfradas tal como mostrado na FIG. 8D. O processo reflectido na FIG. 8E proporciona a selecção de múltiplas camadas, tendo cada uma delas um predeterminado CET de modo intermédio à primeira camada de fixação e à segunda camada de fixação 800 e proporcionando um mandril de rotação 802 no qual as composições de material predeterminadas são aplicadas por formação de pulverização axialmente para criar um anel de fixação 804. O material alimentado é feito à medida para produzir uma interface chanfrada entre cada uma das camadas axiais 806. As camadas são adicionadas axialmente ao longo do mandril para formar um anel de fixação compósito em camadas de CET graduado 808. O mandril é removido, proporcionando um anel de interface aproximado de rede o qual pode depois ser maquinado ou fresado quimicamente (fresado por químicos) para a fixação final das interfaces aos componentes de CET de elevado diferencial 810 tal como descrito anteriormente.

Os exemplos que se seguem de necessidades de fixação/vedação comumente existentes em aplicações de ambientes extremos são oferecidos como métodos exemplificativos para incorporar as estruturas compósitas em camadas de CET graduado descritas nas concretizações acima para desenvolver estruturas rígidas, aerodinâmicas, de peso ligeiro, simples e baratas que podem ser utilizadas para membros de fixação/vedação com CET amplamente diferentes para produzir um conjunto que pode ser aquecido ou arrefecido sem introduzir esforços ou tensões térmicos significativos em aplicações de ambientes extremos.

Exemplo 1 - Fixação de uma câmara de impulso compósita de matriz cerâmica a um injector de titânio numa montagem de motor de foguete.

O material mais comum de construção de uma câmara de foguete é uma liga Nb revestida de silicieto. A temperatura de operação limitada a 2500F (~50% da temperatura de

combustão) e o arrefecimento de película de combustível é empregue para manter este limite térmico. A utilização de quantidades extensas de arrefecimento de película de combustível pode degradar de modo significativo o desempenho e pode representar uma fonte de contaminação de pluma. A chave para o elevado desempenho consiste nos mecanismos de limitação de vida do material de câmara de combustão. Uma outra questão desafiante para o elevado desempenho consiste em proporcionar uniões livres de roturas enquanto se fixa a câmara de combustão ao injector/válvula/montantes (que precisam ser mantidos a baixas temperaturas). Presentemente, as câmaras de foguete de Nb são soldadas directamente aos injectores.

A utilização de câmaras compósitas de matriz cerâmica podem permitir a concepção de motores de foguete de desempenho mais elevado com reduzida contaminação de pluma e elevada margem térmica (muito mais perto do desempenho máximo possível para carburantes comuns, em comparação com as câmaras de Nb presentes) para operar a temperaturas convencionais e proporcionar o aumento de vida para naves espaciais reutilizáveis. O desafio de proporcionar uma fixação livre de roturas entre a câmara de combustão compósita de matriz cerâmica 72 e um injector de titânio 74, tal como mostrado na FIG. 9B, uma vez que não podem ser soldados directamente e outras opções de fixação não são práticas devido à disparidade dramática de CET, pode ser abordado ao empregar as concretizações descritas anteriormente para criar um componente de fixação compósito em camadas de CET graduado.

O método mostrado na FIG. 9A proporciona a apreciação da aplicação em ambiente extremo 902 que, para o exemplo mostrado, é o componente de fixação de injector-câmara num motor de foguete com o injector fabricado a partir de titânio e a câmara construída a partir de CMC. A concepção do componente 904 é então conseguida ao proporcionar um anel de interfixação cilíndrico o qual se destina a ser soldado por EB num lado ao injector de titânio e brasado no lado oposto à câmara de CMC. É então levada a cabo uma análise termomecânica 906 a qual demonstra uma temperatura máxima na interface de aproximadamente 1300F e cargas mecânicas as

quais são principalmente devidas às tensões térmicas. As propriedades de CET dependentes da temperatura de cada membro são avaliadas para determinar o nível de disparidade de CET. O nível de aquecimento/arrefecimento (gradientes de temperatura encontrados durante o serviço) e as condições de carregamento termomecânico na montagem são avaliadas. A seleção de material 908 é então realizada. Para a aplicação exemplificativa, um anel de transição 76 com três camadas, laminados de titânio 78, liga 42 80 e Kovar 82 tal como mostrado na FIG. 9B, acomodam de modo adequado a disparidade de CET. É escolhida uma química de pó inicial para uma acumulação de camada adequada tal como o processo descrito previamente em relação às FIGS. 3A-3D. É escolhida a abordagem de fabrico por acumulação 910 que para o exemplo mostrado cujo tamanho de componente típico e baixo nível de complexidade de concepção é um processo de deposição de metal assistido por laser para uma forma aproximada de rede tal como descrito previamente em relação às FIGS. 3A - 3D. A concepção de interface local 912 é escolhida para proporcionar uma interface de intercamada misturada que, para a aplicação exemplificativa, constitui uma alimentação de pó ou arame para a disposição em camadas inicial de 75% de Liga 42 e 25% de Kovar, 84, segunda disposição em camadas de transição de 50% de Liga 42 e 50% de Kovar, 86, e uma terceira disposição em camadas de transição de 75% de Kovar e 25% de Liga 42, 88, tal como mostrado na FIG. 9C e descrito anteriormente em relação à FIG. 7F. O fabrico primário 914 é então realizado para acumulação do anel cilíndrico graduado com interface de intercamada misturada tal como descrito, ao utilizar a deposição de metal de forma aproximada de rede assistida por laser. O processamento secundário 916 é então realizado ao utilizar o tratamento termomecânico a seguir de modo a incluir a HIP que continua a uma temperatura e pressão inferior a 10% por uma duração prolongada para assegurar a inter-difusão necessária dos constituintes de liga nas interfaces de intercamada misturadas. O anel é então ainda processado depois por maquinagem para impressão. A montagem final 918 é realizada por soldadura de EB do lado de titânio 78 do anel de transição compósito 76 ao injector 74 e brasagem do lado de Kovar 82 no bico 72 para a montagem acabada tal como mostrado na FIG. 9D.

Exemplo 2 - Fixação de um bico de escape compósito de matriz cerâmica a uma flange de Inconel 718 num motor de aeronave.

Os motores de aeronave podem oferecer melhor economia de combustível ao por a funcionar a secção de incineração a temperaturas mais elevadas. As ligas metálicas utilizadas de modo convencional para os sistemas de escape podem ter uma vida de operação indesejavelmente curta às temperaturas mais elevadas. Substituir o presente sistema de escape metálico por compósitos de matriz cerâmica irá resolver esta questão e pode ajudar potencialmente a reduzir o peso. No entanto, um tal sistema de escape compósito de matriz cerâmica (CET muito baixo) deve ser concebido para coincidir com uma interface de motor de superliga (CET muito elevado). O desafio de proporcionar uma fixação livre de roturas entre o bico compósito de matriz cerâmica 90 e a flange de superliga 92 (por exemplo, feita de Inconel 718) tal como mostrado na FIG. 10B, uma vez que não podem ser directamente soldados e outras opções de fixação não são práticas devido à disparidade dramática de CET, pode ser abordado ao utilizar as concretizações descritas. Para conseguir isto é necessário um anel adaptador metálico de elevada temperatura 94, o qual incorpora características adequadas para coincidir com o compósito de matriz cerâmica de baixo esforço à falha. Esta concepção de interface precisa de acomodar a enorme disparidade de CET entre a flange de Inconel 718 e o bico compósito de matriz cerâmica.

O método mostrado na FIG. 10A proporciona a determinação de uma aplicação de ambiente extremo 1002 que constitui o componente de fixação de motor-bico para uma aeronave em que a flange de motor é de Inconel 718 e o bico é de CMC. É feita uma concepção de componente 1004 a qual precisa de um anel de interfixação cilíndrico que deverá aparafusar-se na flange 718 num primeiro lado e o bico de CMC no lado oposto. É conduzida uma análise termomecânica 1006 a qual define a temperatura máxima na interface de aproximadamente 1200F com cargas principalmente devidas às tensões térmicas. A selecção de material é feita 1008 para o anel de interfixação com um laminado de cinco camadas tal como mostrado na FIG. 10C, que incorpora uma camada de Inconel 718 20, uma camada de 15-5 PH

18, uma camada 16 de Liga 48, uma camada 13 de Liga 42 e uma camada de Kovar 12 com propriedades tal como previamente descritas em relação à FIG. 2 para acomodar a disparidade de CET entre a flange 718 e o bico de CMC. Uma abordagem de fabrico por acumulação é selecionada 1010 com base no tamanho de componente antecipado e ao baixo nível de complexidade de concepção para uma abordagem de processamento de metalurgia de pó para fabrico de uma peça em bruto de CET graduado tal como descrito em relação às FIGS. 4C e 4D. A concepção de interface local é feita 1012 ao utilizar camadas finas alternadas de cada material de camada adjacente colocado nas interfaces de intercamada para promover a mistura local tal como previamente descrito em relação às FIGS. 7A e 7C. O fabrico primário é então realizado 1014 ao construir a peça em bruto compósita em camadas de CET graduado com a concepção de interface em camadas local ao utilizar o processamento de metalurgia de pó típico. É então conduzido o processamento secundário 1016 maquinando a peça em bruto para proporcionar um anel de arranque e depois conformação de laminagem a quente numa forma aproximada de rede tal como descrito previamente em relação às FIGS. 6A e 6B. O anel de fixação é depois fresado quimicamente (fresagem química) e maquinado nas dimensões de interface finais. A montagem final 1018 é então realizada ao aparafusar a flange de motor 718 no lado 718 do anel compósito de CET graduado e aparafusando o bico de CMC no lado de Kovar do anel.

A FIG. 10D mostra o bico de escape compósito de matriz cerâmica exemplificativo 90 fixo ao anel de interface compósito integrado de CET graduado 94 criado ao utilizar o processo da FIG. 10A.

Fazendo referência às FIGS. 11 e 12, as concretizações da descrição podem ser descritas no contexto de um método de fabrico e serviço 200 tal como mostrado na FIG. 11 e um veículo aeroespacial ou aeronave 202 tal como mostrado na FIG. 12. Para a descrição das FIGS. 11 e 12 é aqui descrita uma aeronave que incorporaria um motor tal como descrito em relação ao Exemplo 2, no entanto, o veículo pode ser um foguete, nave espacial ou outro veículo incluindo sistemas aeroespaciais, marítimos, de combate e outras aplicações de veículos. Durante a pré-produção, o método exemplificativo

200 pode incluir a especificação e concepção 204 da aeronave 202 e aprovisionamento de material 206. Durante a produção, tem lugar o fabrico do componente e submontagem 208 e integração de sistema 210 da aeronave 202. Depois disso, a aeronave 202 pode passar por uma certificação e distribuição 212 de modo a ser colocada em serviço 214. Embora em serviço por um cliente, a aeronave 202 é agendada para manutenção e serviço de rotina 216 (o que pode incluir modificação, reconfiguração, remodelação e por aí fora).

Cada um dos processos do método 200 pode ser realizado ou levado a cabo por um integrador de sistema, terceiros e/ou um operador (por exemplo, um cliente). Com a finalidade desta descrição, um integrador de sistema pode incluir sem limitação qualquer número de fabricantes de aeronaves e sub-empreiteiros de sistemas principais; os terceiros podem incluir sem limitação qualquer número de vendedores, sub-empreiteiros e fornecedores; e um operador pode ser uma companhia de linha aérea, empresa de aluguer de longa duração, entidade militar, organização de serviços e por aí fora.

Tal como mostrado na FIG. 12, a aeronave 202 produzida pelo método exemplificativo 200 pode incluir uma célula 218 com uma pluralidade de sistemas 220 e um interior 222. Exemplos de sistemas de nível elevado 220 incluem um ou mais de um sistema de propulsão 224, um sistema eléctrico 226, um sistema hidráulico 226 e um sistema de ambiente 230.

Os aparelhos e métodos aqui concretizados podem ser empregues durante qualquer uma ou mais das etapas do método de produção e serviço 200. Por exemplo, os componentes ou sub-montagens que correspondem ao processo de produção 208 podem ser fabricados ou manufaturados de uma maneira similar aos componentes ou sub-montagens produzidos enquanto a aeronave 202 estiver em serviço. Além disso, uma ou mais concretizações de aparelho, concretizações de método, ou uma sua combinação pode utilizar-se durante as etapas de produção 208 e 210, por exemplo, ao acelerar substancialmente a montagem de uma aeronave 202 ou reduzindo o custo da mesma 202. De modo similar, uma ou mais das concretizações do aparelho, concretizações do método ou uma sua combinação

podem utilizar-se enquanto a aeronave 202 estiver em serviço, por exemplo e sem limitação, para manutenção e serviço 216.

Tendo agora descrito várias concretizações da descrição em detalhe conforme pretendido pelos estatutos de patente, aqueles que forem especialistas na arte irão reconhecer modificações e substituições às concretizações específicas aqui descritas. Tais modificações estão dentro do âmbito e intenção da presente descrição tal como se define nas reivindicações que se seguem.

Lisboa, 2015-07-27

REIVINDICAÇÕES

1 - Método de produzir uma interface de fixação compósita integrada dentro de uma montagem aeroespacial, compreendendo a interface disposta para fixar componentes da montagem aeroespacial um primeiro componente estrutural da montagem aeroespacial que tem um primeiro coeficiente de expansão térmica CET e um segundo componente estrutural da montagem aeroespacial que tem um segundo CET, tendo a interface um CET graduado e compreendendo o método os passos de:

selecionar uma pluralidade de camadas de CET graduado;

construir as camadas para formar um compósito integrado de CET graduado; e

processar o compósito integrado para produzir uma primeira superfície de fixação disposta para fixar ao primeiro componente estrutural da montagem aeroespacial que tem um primeiro CET e para produzir uma segunda superfície de fixação disposta para fixar ao segundo componente estrutural da montagem aeroespacial que tem um segundo CET;

em que o passo de construir as camadas emprega um processamento de metalurgia de pó.

2 - Método da reivindicação 1, em que o passo de seleccionar uma pluralidade de camadas compreende seleccionar camadas a partir do grupo de Kovar, Liga 42, Liga 48, 15-5PH e Inconel 718.

3 - Método da reivindicação 1, em que o passo de construir camadas proporciona uma peça em bruto de CET graduado e o passo de processar compreende ainda o passo de maquinar a peça em bruto para proporcionar uma tira com interfaces ortogonais entre camadas.

4 - Método da reivindicação 1, em que o passo de construir camadas proporciona uma peça em bruto de CET graduado e o passo de processamento compreende ainda o passo de maquinar a peça em bruto para proporcionar uma tira com interfaces inclinadas entre camadas.

5 - Método da reivindicação 1, em que o passo de construir camadas proporciona uma peça em bruto de CET

graduado e o passo de processar compreende ainda os passos de:

maquinar a peça em bruto para produzir uma forma preliminar;

expandir a forma preliminar; e

laminar a forma expandida para formar um anel de fixação de forma aproximada de rede.

Lisboa, 2015-07-27

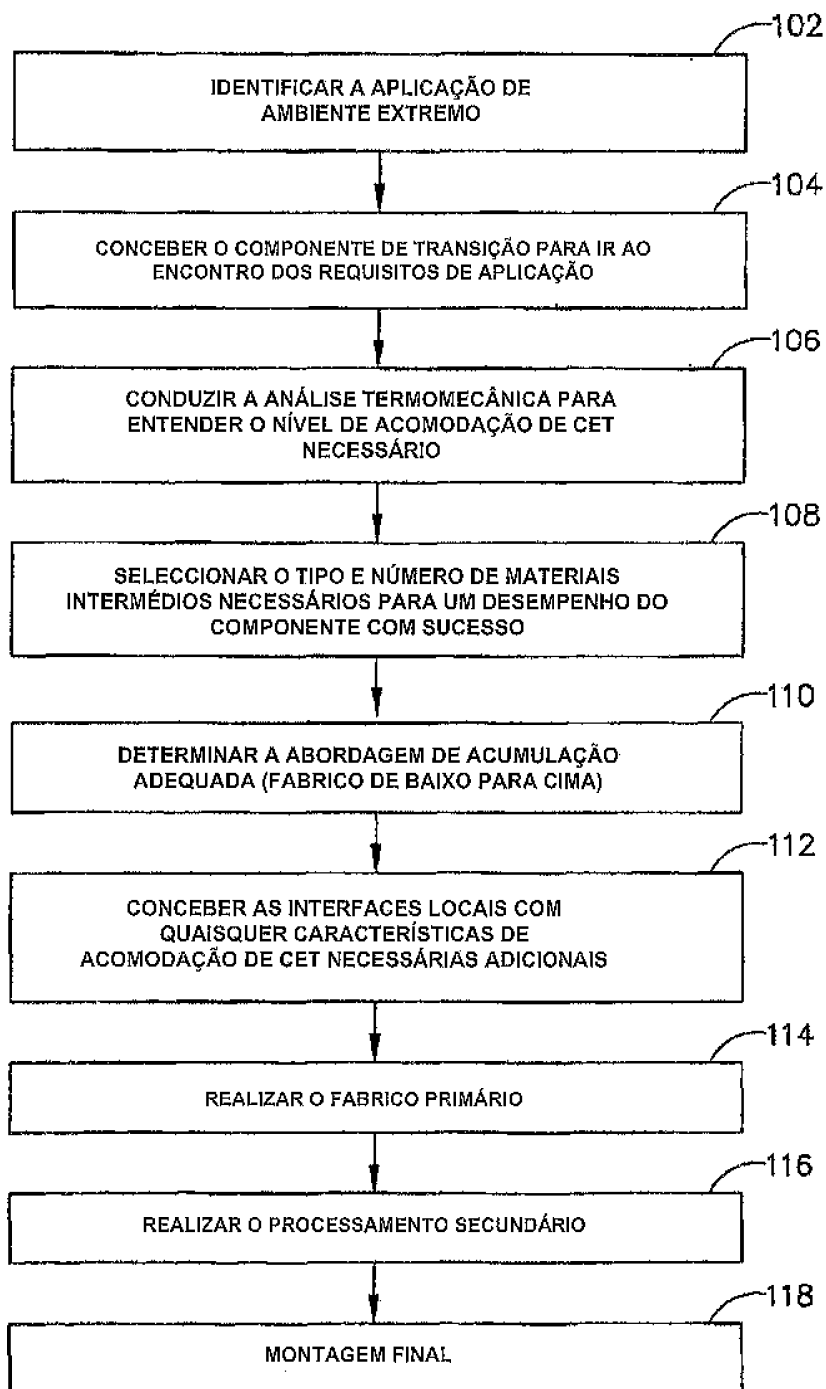


FIG. 1

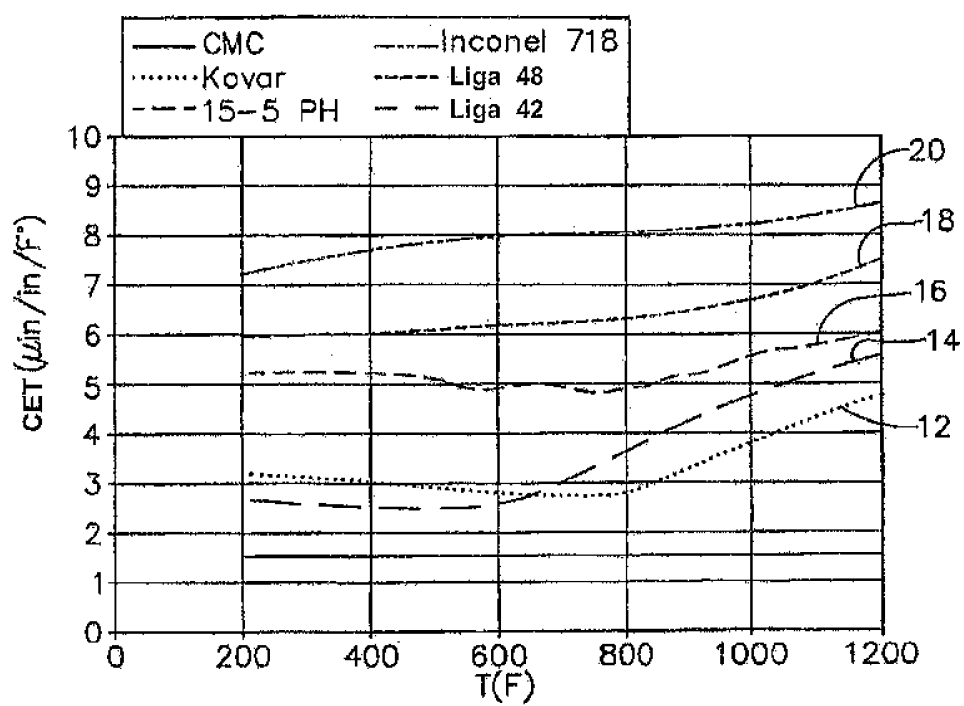


FIG. 2

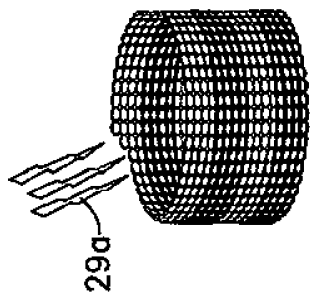


FIG. 3A

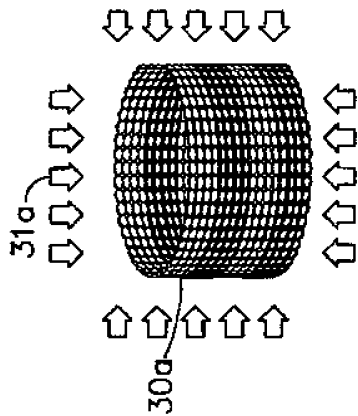


FIG. 3B

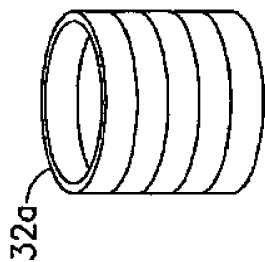


FIG. 3C

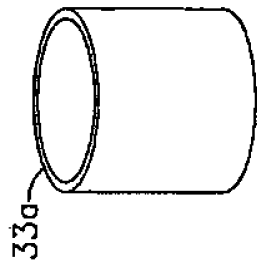


FIG. 3D

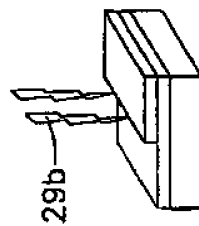


FIG. 3E

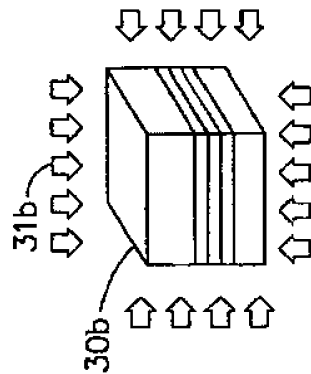


FIG. 3F

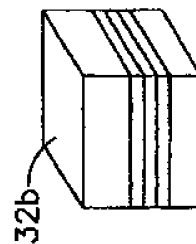


FIG. 3G

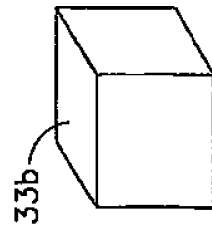


FIG. 3H

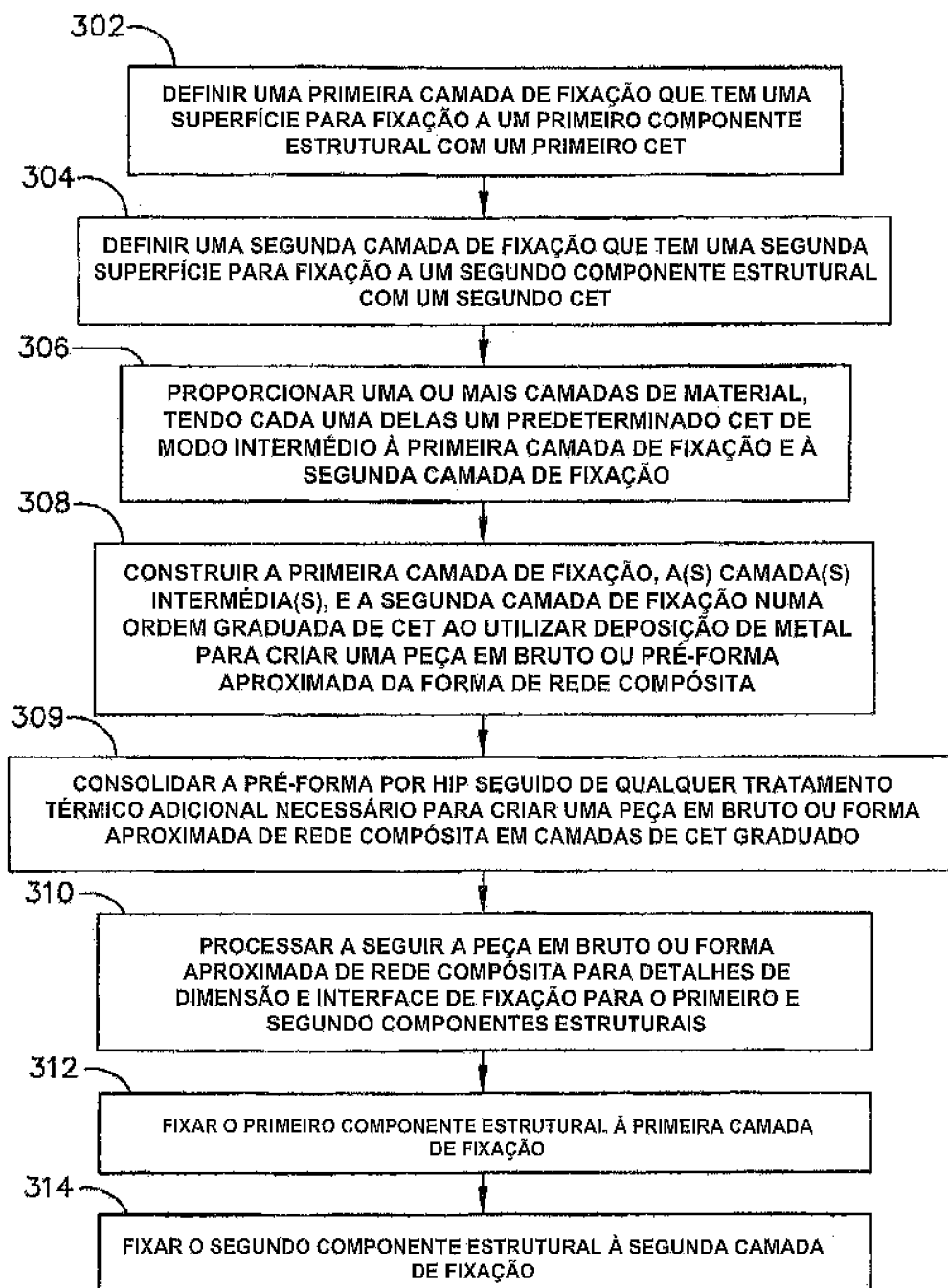


FIG. 3I

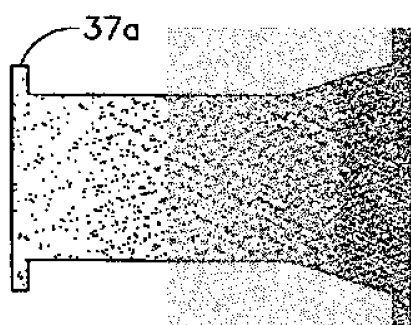


FIG. 4A

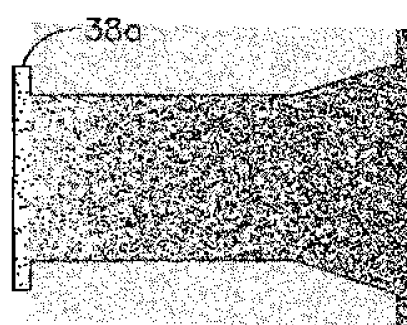


FIG. 4B

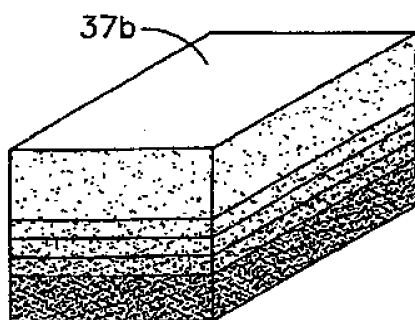


FIG. 4C

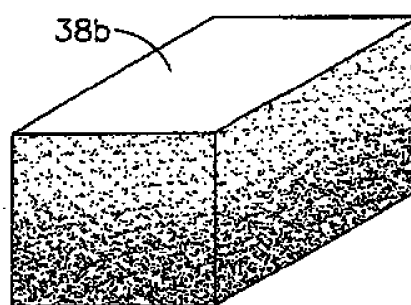


FIG. 4D

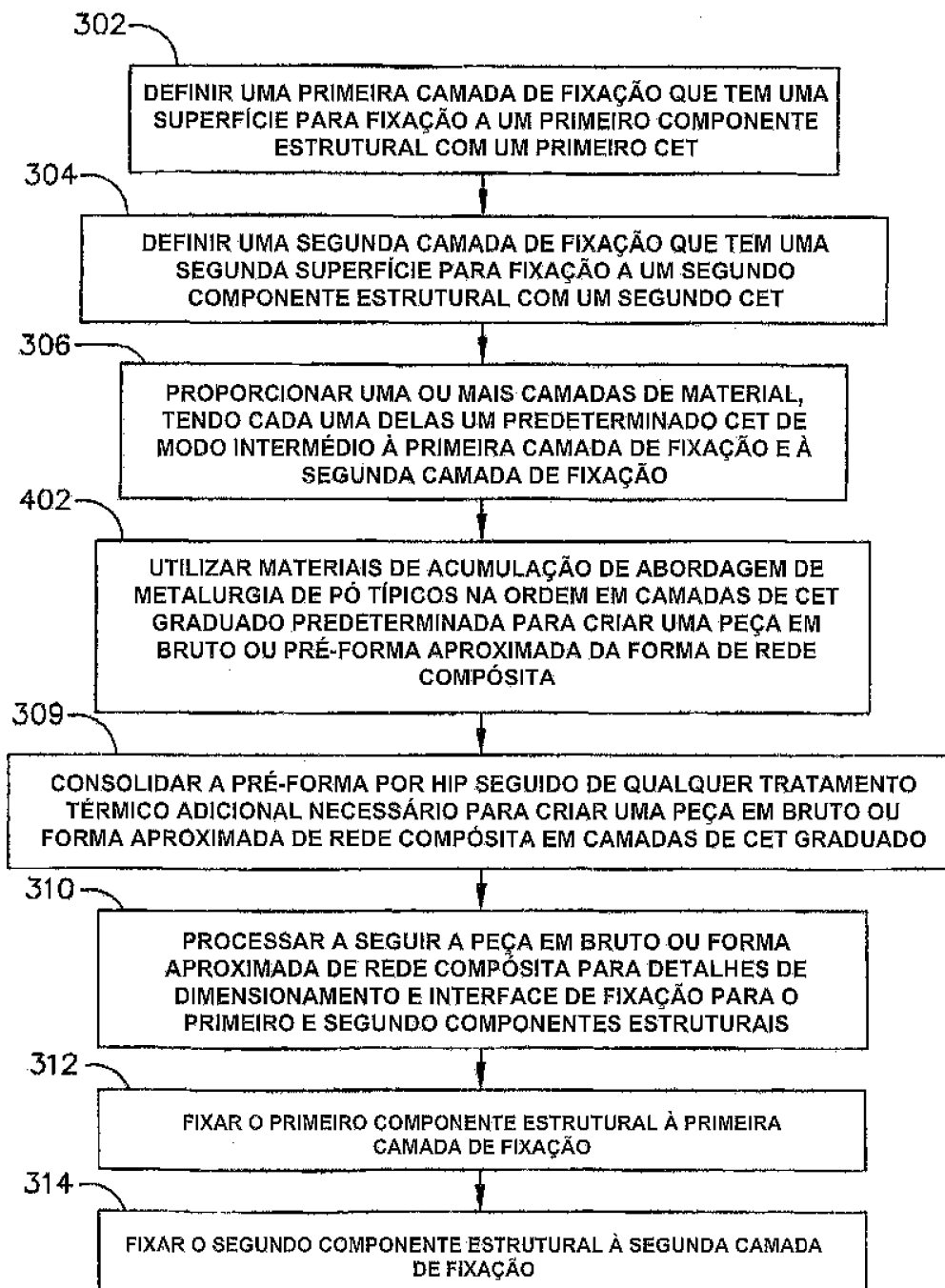
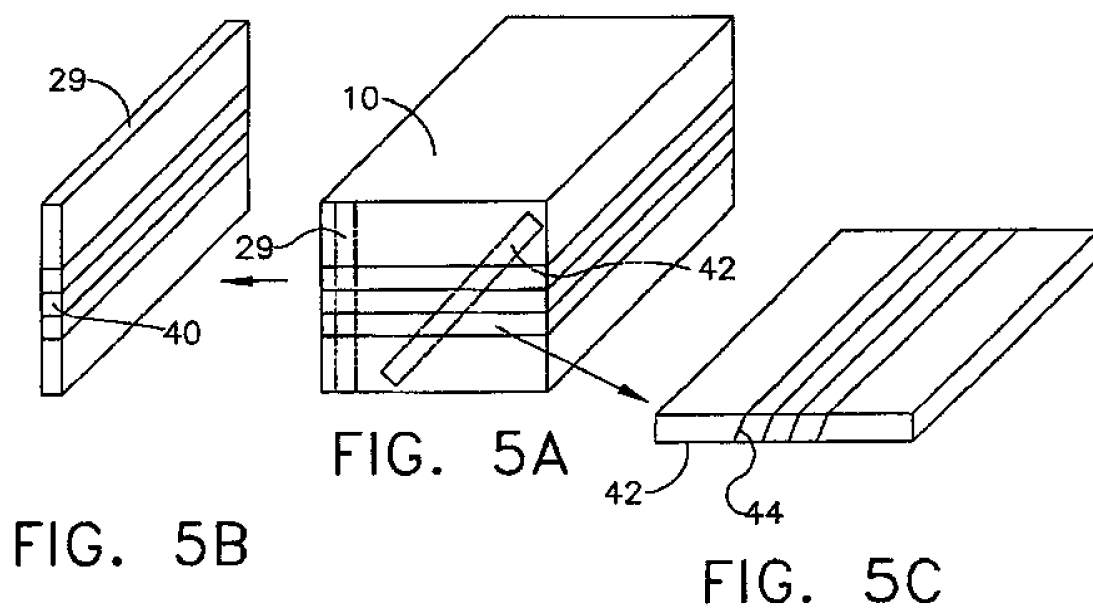


FIG. 4E



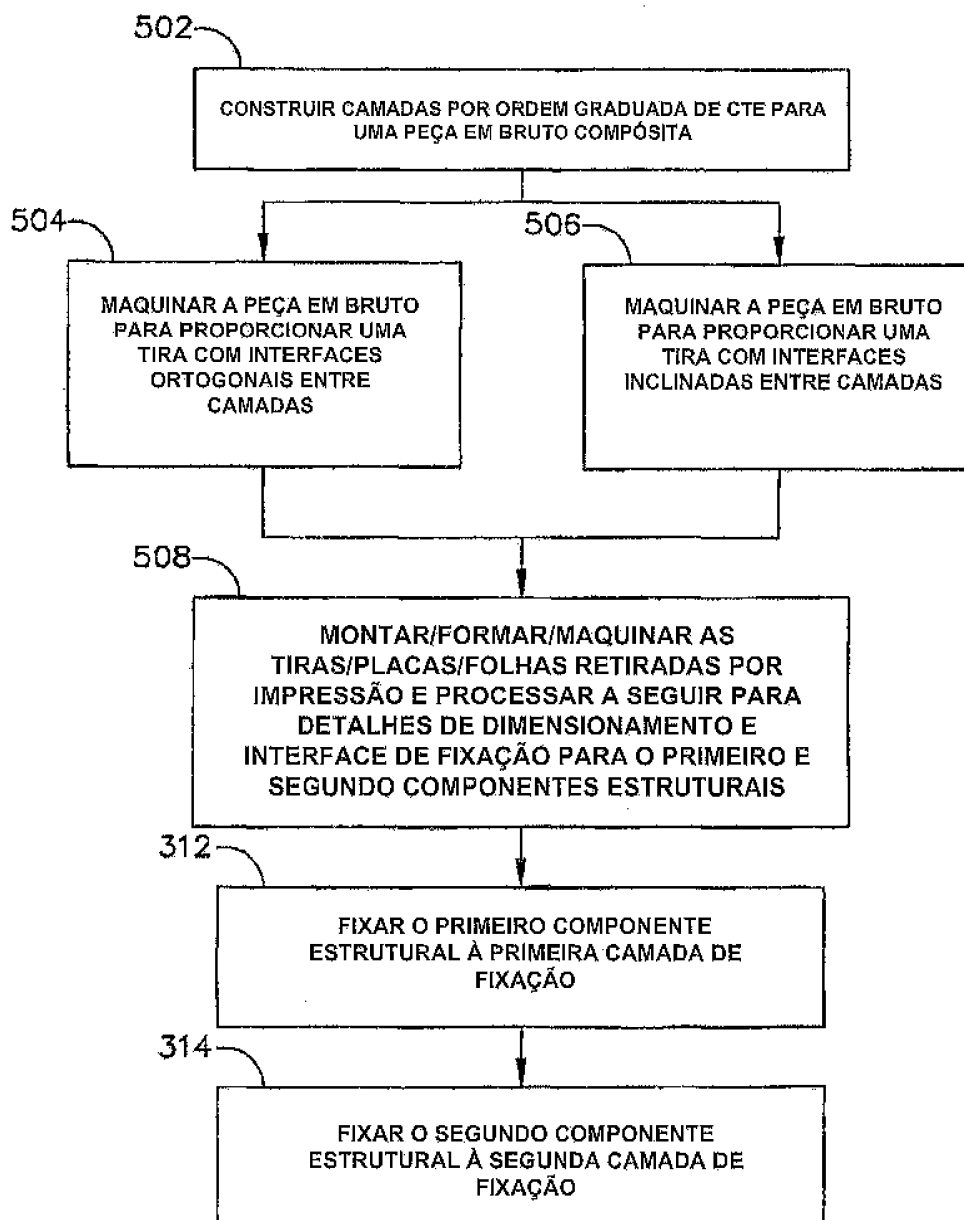


FIG. 5D

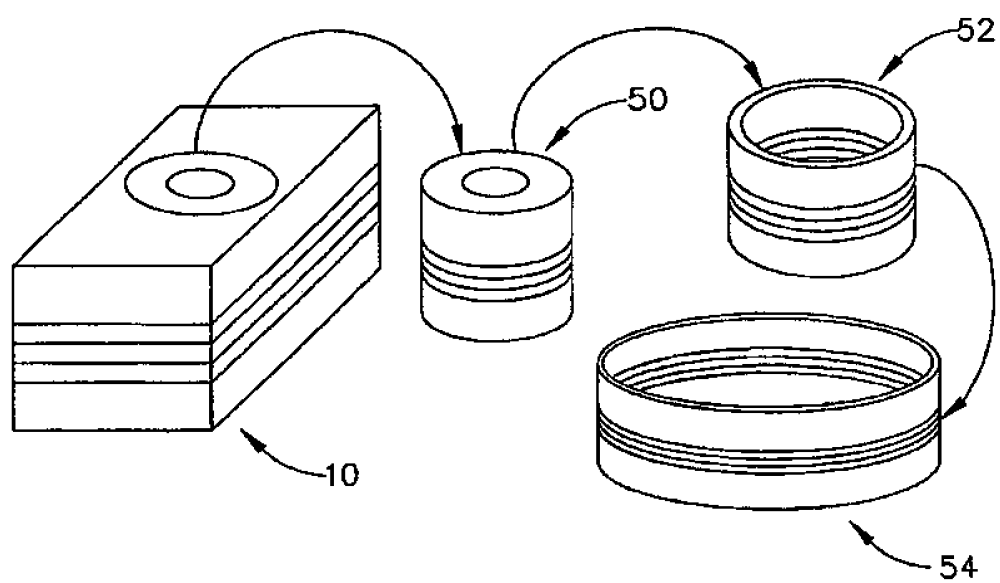


FIG. 6A

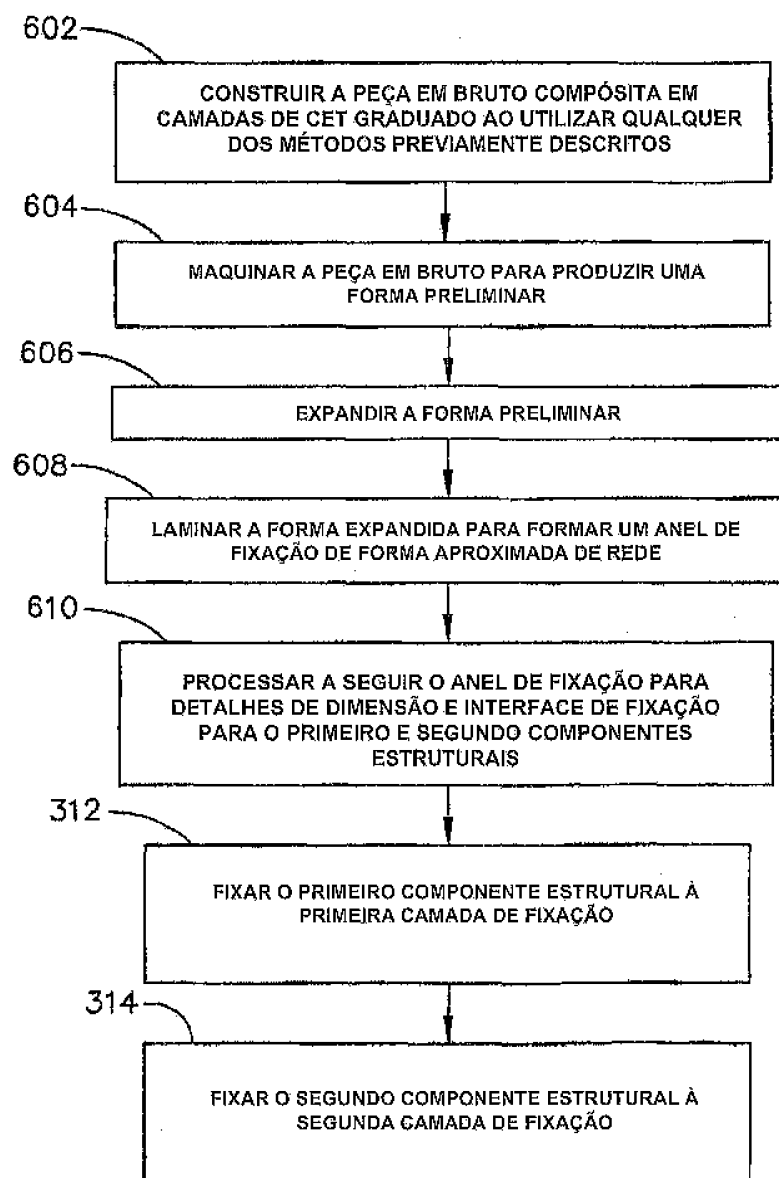


FIG. 6B

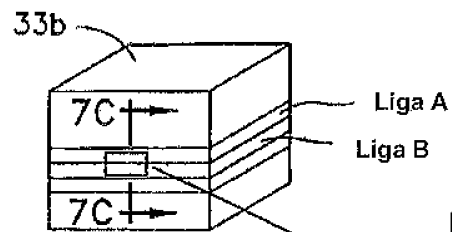


FIG. 7A

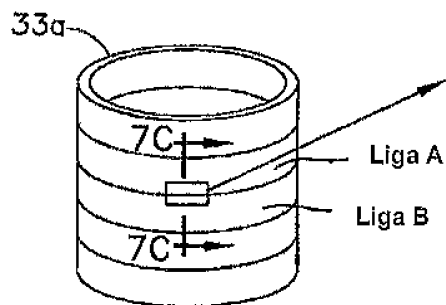


FIG. 7B

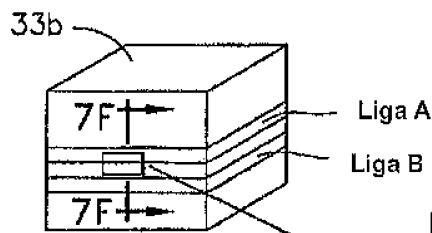


FIG. 7D

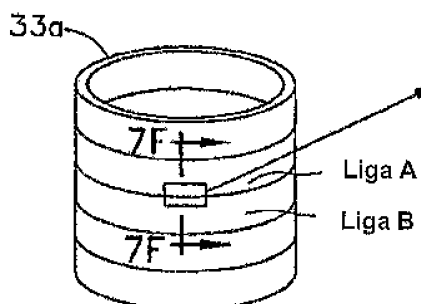


FIG. 7E

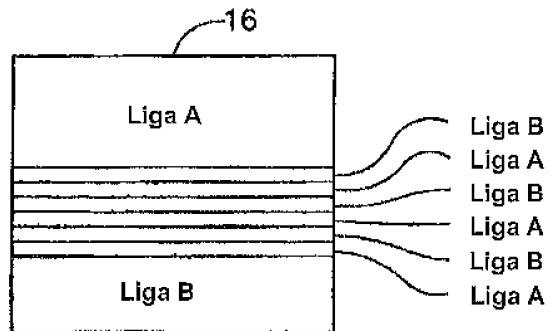


FIG. 7C

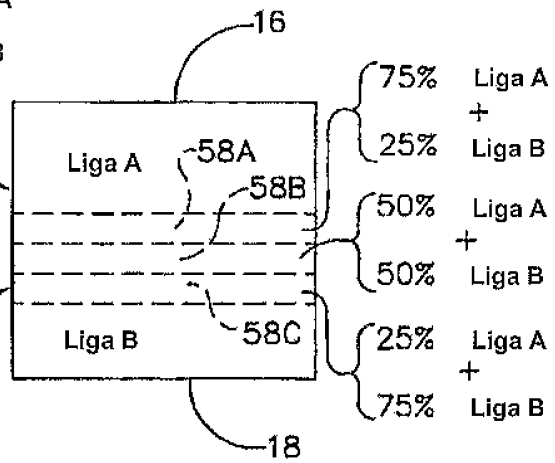


FIG. 7F

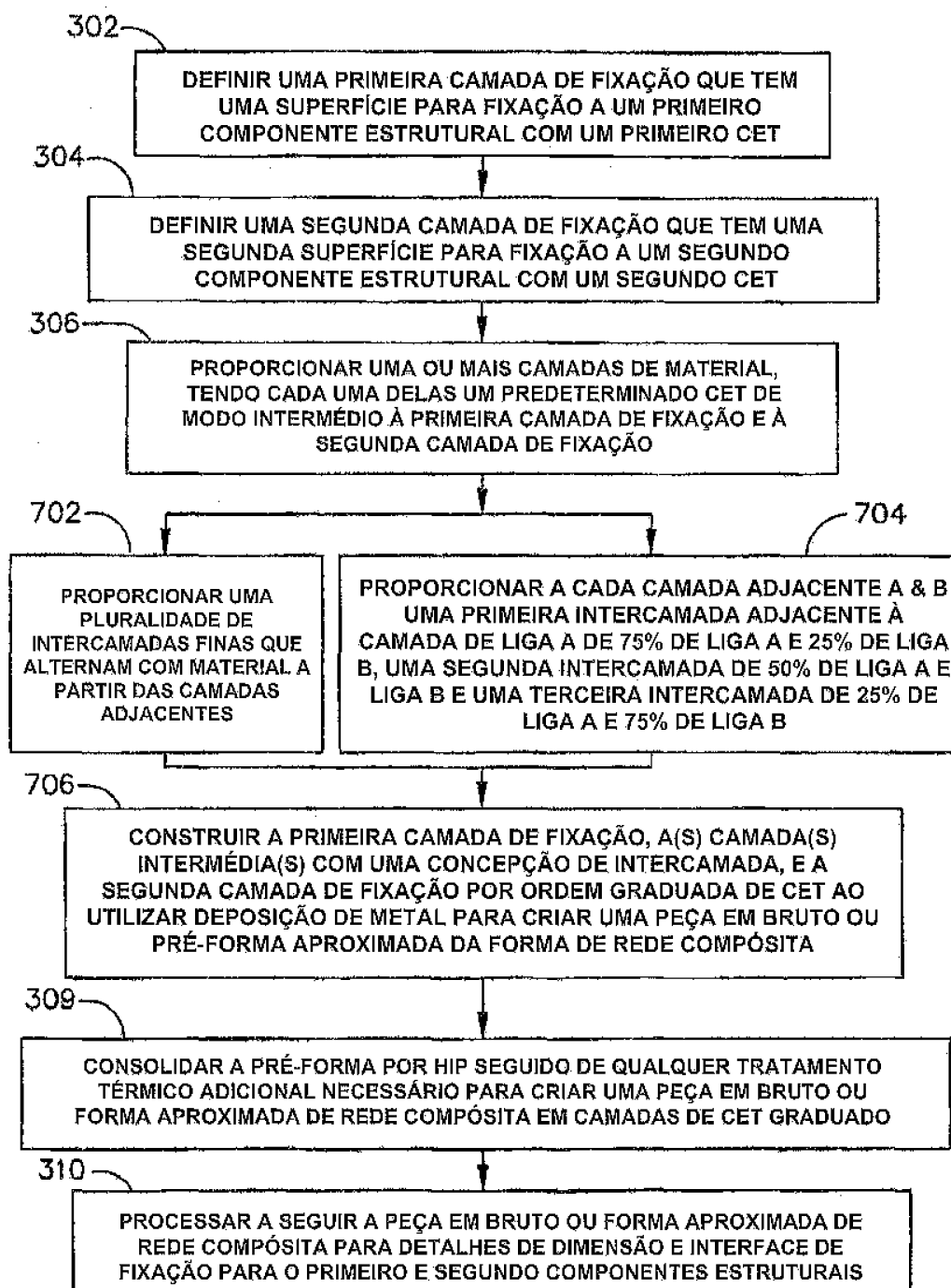


FIG. 7G

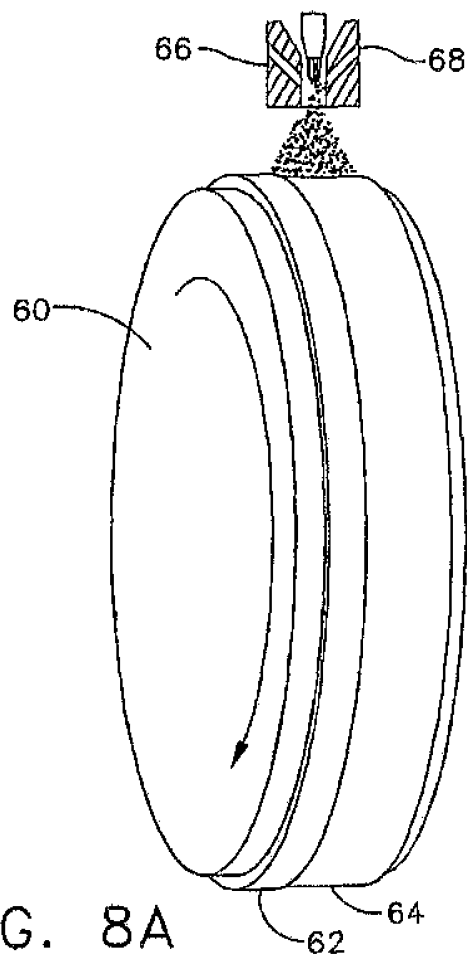


FIG. 8A

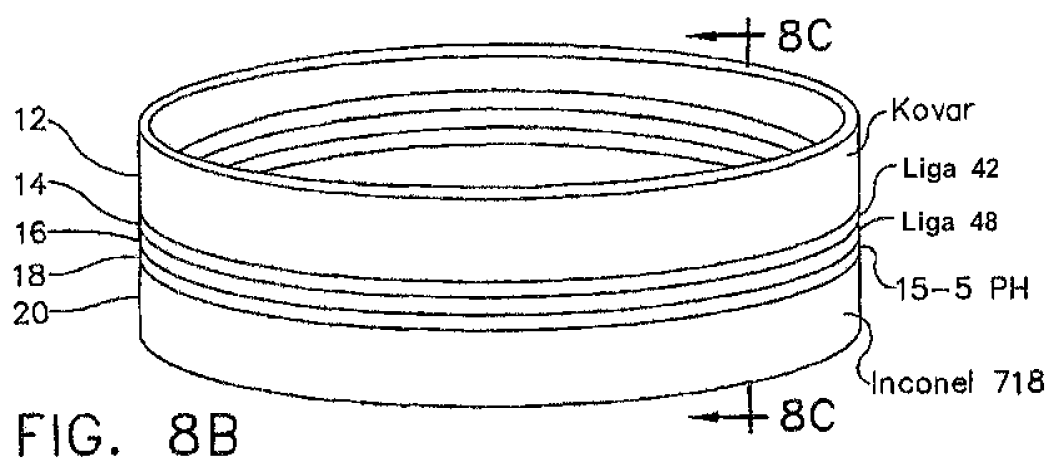


FIG. 8B

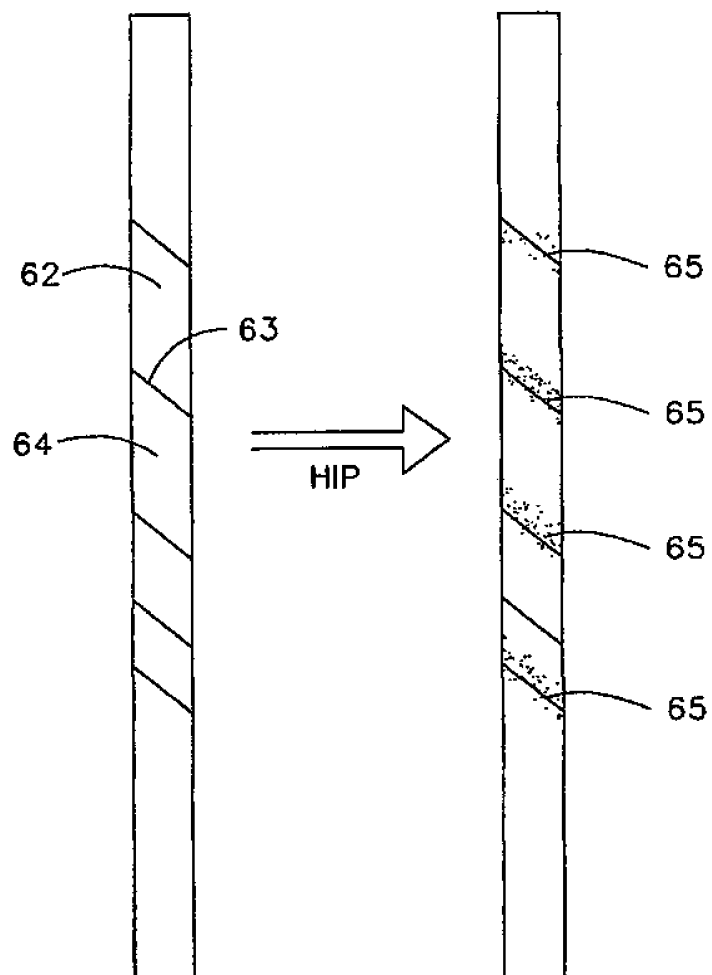


FIG. 8C

FIG. 8D

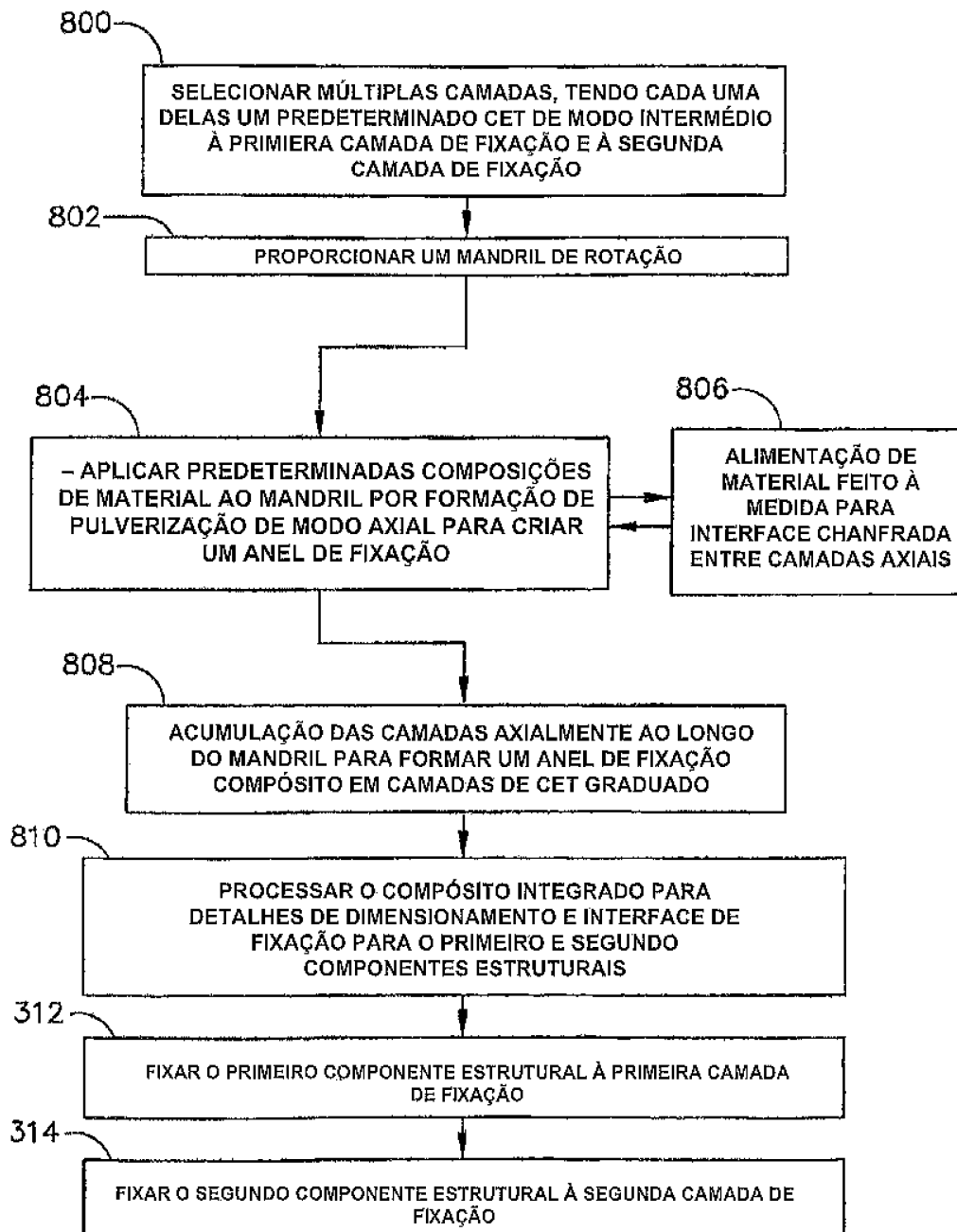


FIG. 8E

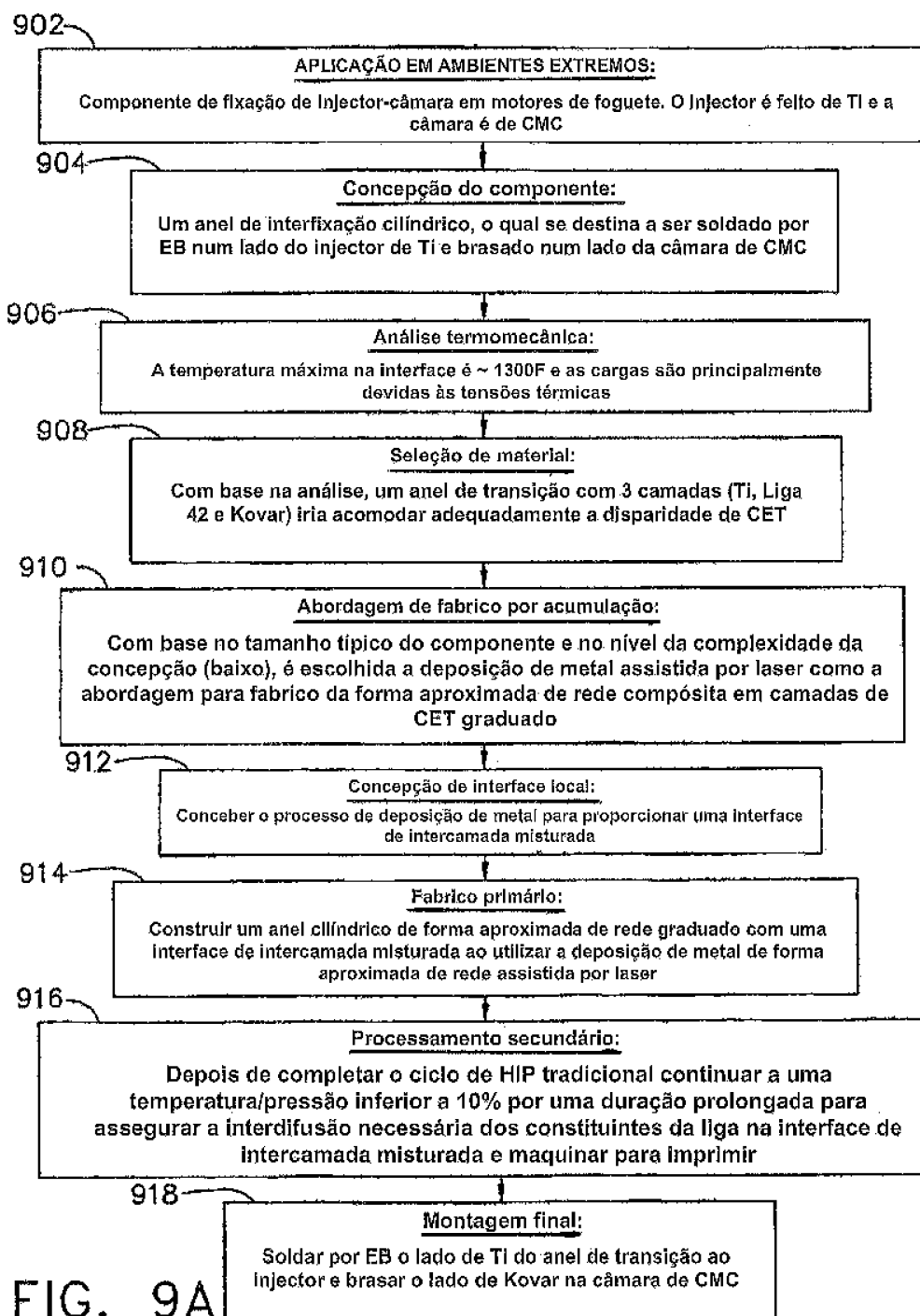


FIG. 9A

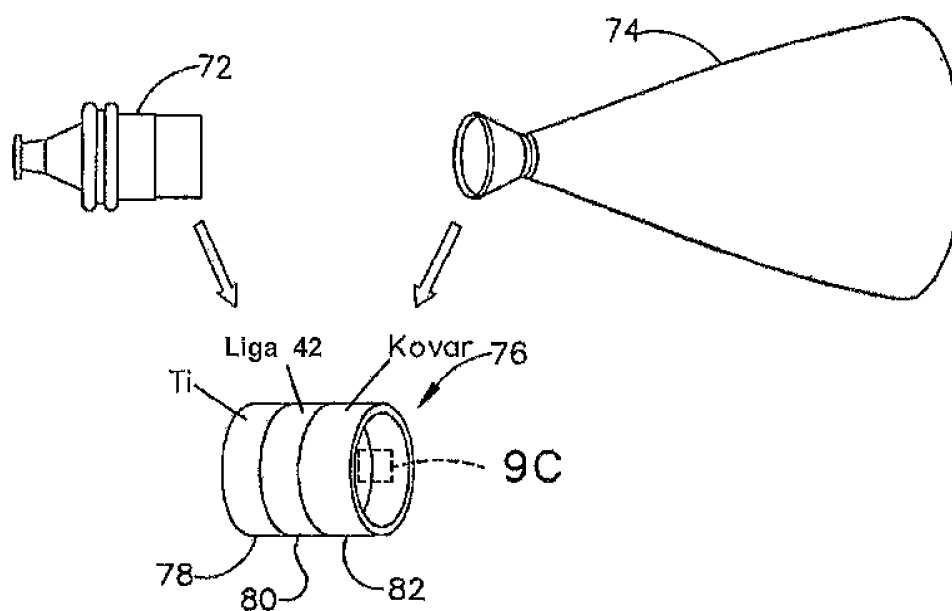


FIG. 9B

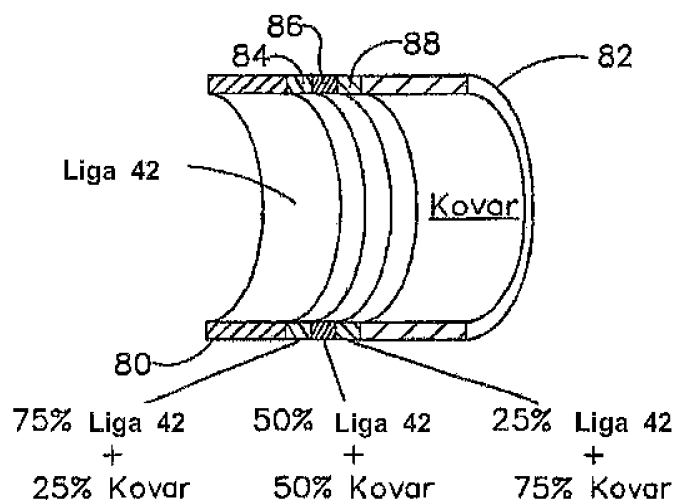


FIG. 9C

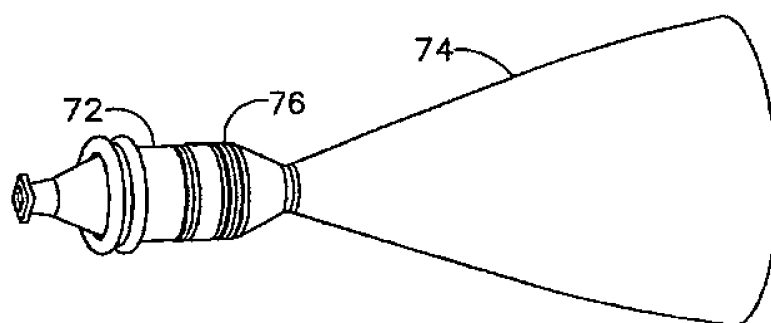


FIG. 9D

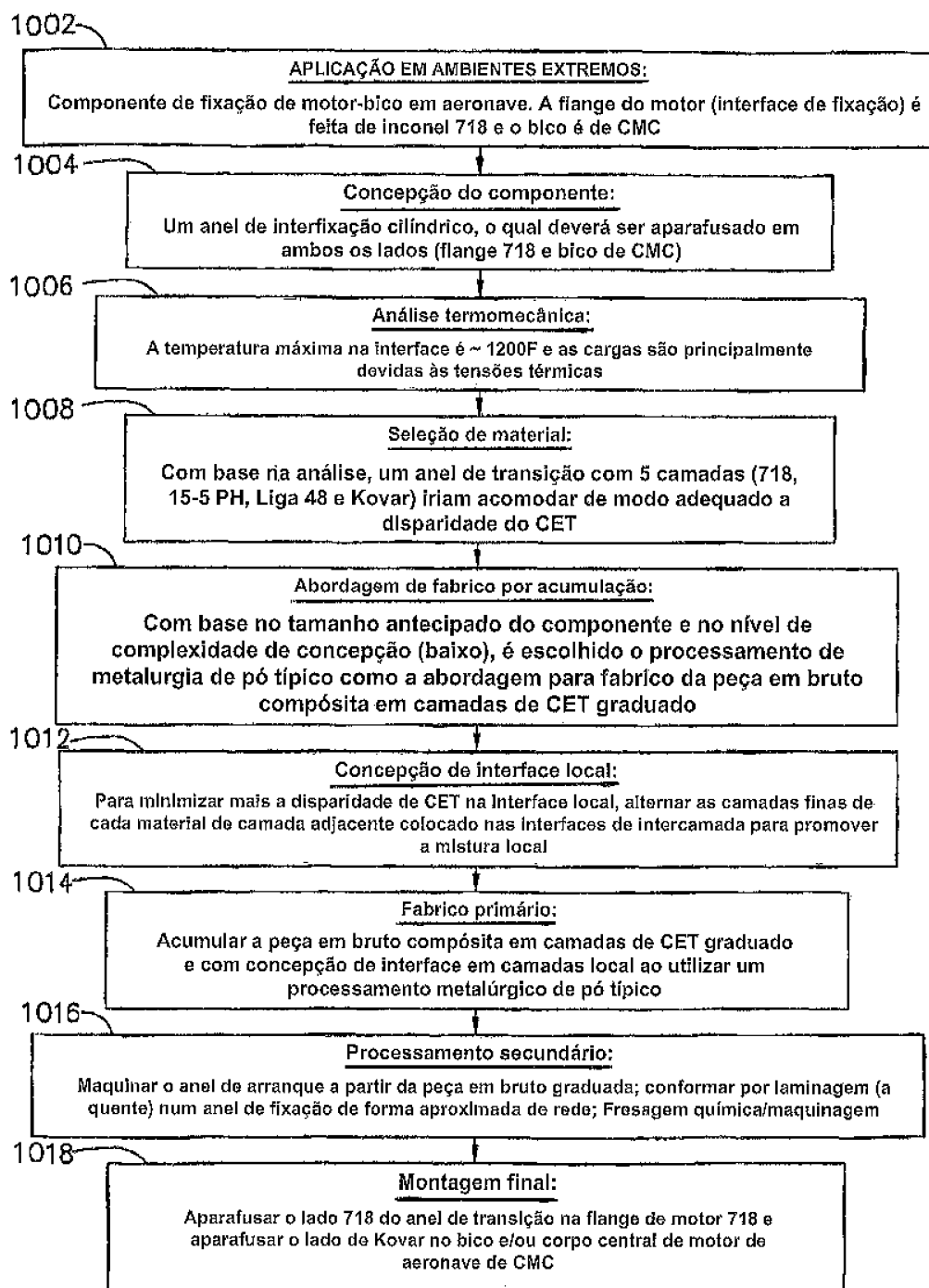


FIG. 10A

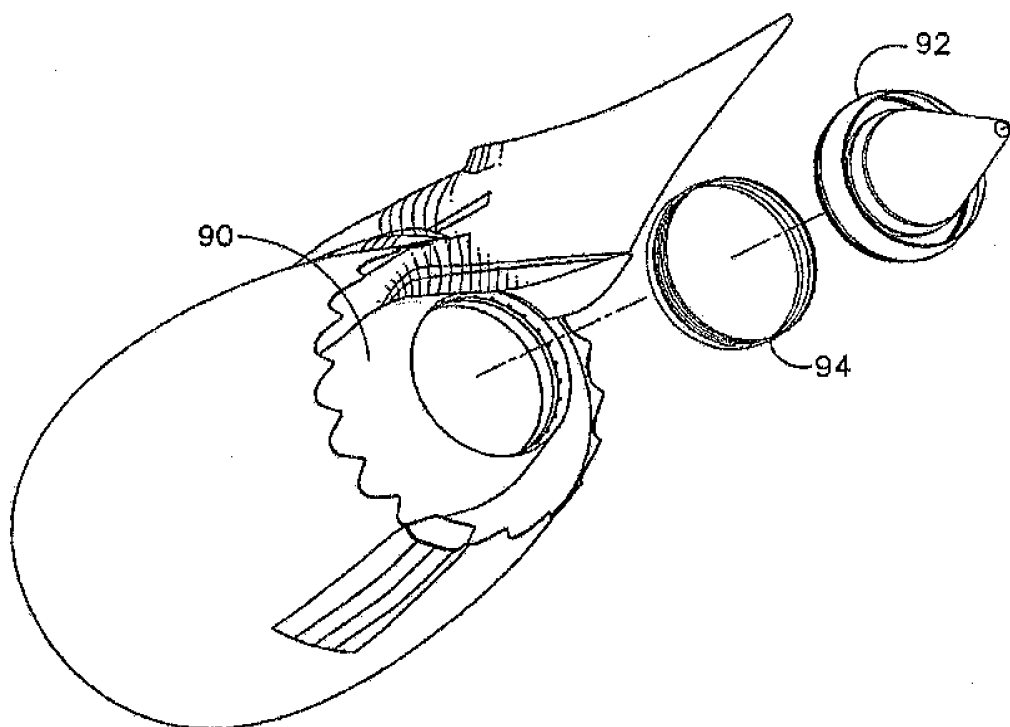


FIG. 10B

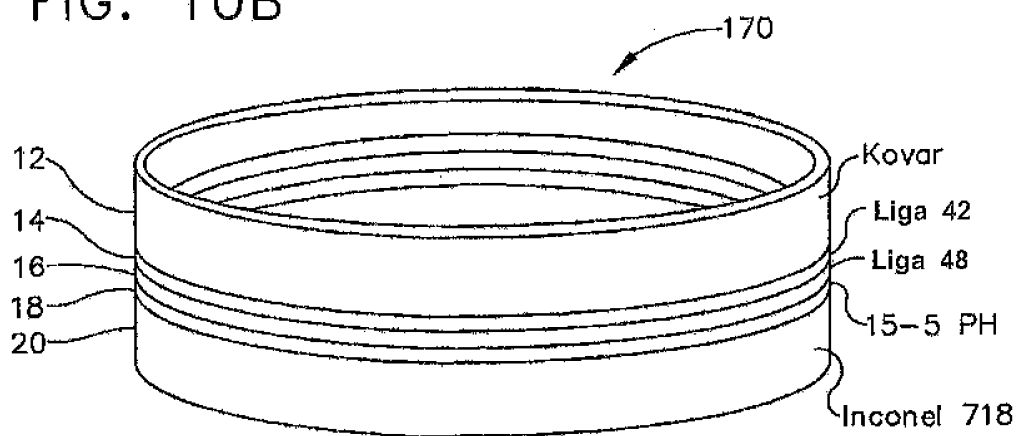


FIG. 10C

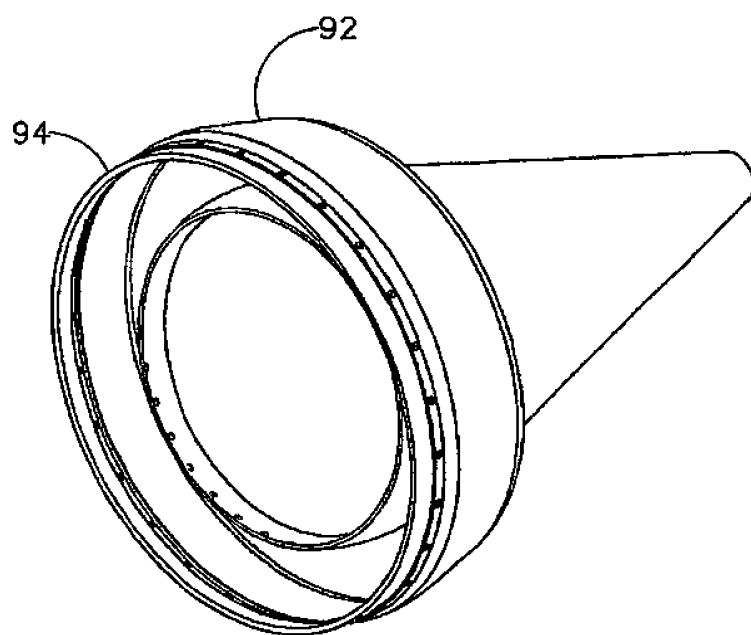


FIG. 10D

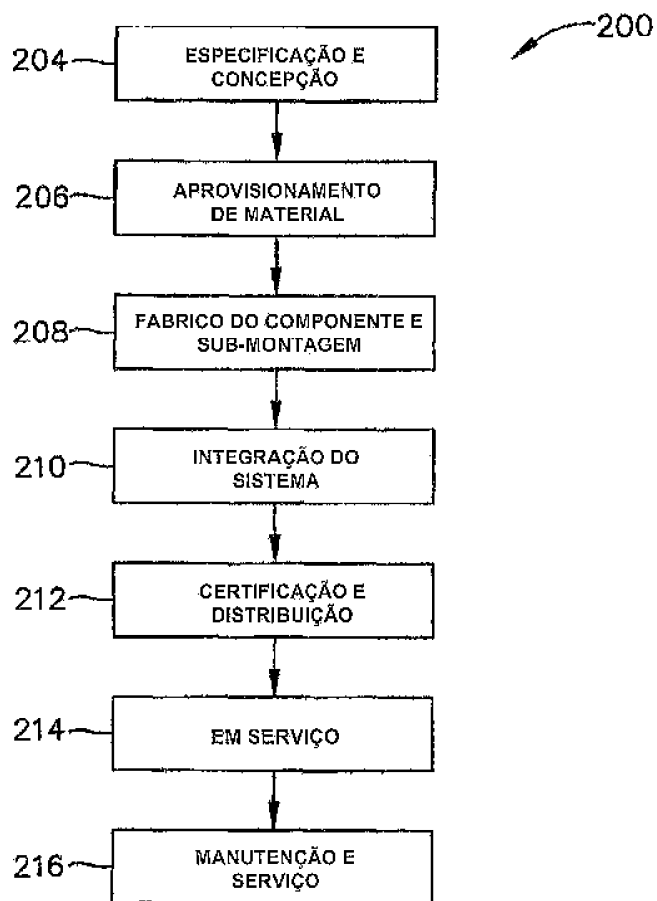


FIG. 11

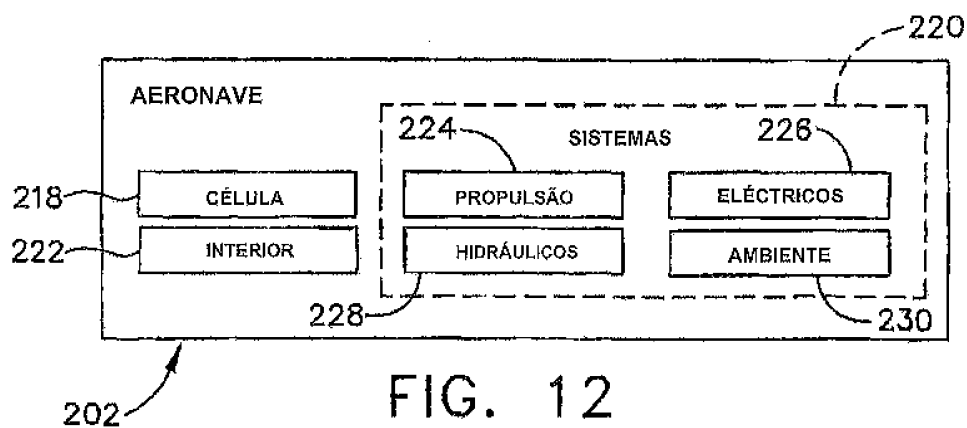


FIG. 12