

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 545 590**

51 Int. Cl.:

C23C 4/04 (2006.01)

C23C 28/00 (2006.01)

B22F 7/00 (2006.01)

B32B 7/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.04.2009 E 09158879 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **03.06.2015 EP 2113583**

54 Título: **Estructuras de material compuesto superpuesto, con un coeficiente de expansión térmica gradual para aplicaciones en entornos extremos**

30 Prioridad:

28.04.2008 US 110595

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:

14.09.2015

73 Titular/es:

**THE BOEING COMPANY (100.0%)
100 NORTH RIVERSIDE PLAZA
CHICAGO, IL 60606-1596, US**

72 Inventor/es:

**YOUSEFIANI, ALI;
VOLLMER, JOHN G.;
HAND, MICHAEL L. y
COMFORT, JOHN M.**

74 Agente/Representante:

DE ELZABURU MÁRQUEZ, Alberto

ES 2 545 590 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Estructuras de material compuesto superpuesto, con un coeficiente de expansión térmica gradual para aplicaciones en entornos extremos

5

ANTECEDENTES

Campo técnico

Las realizaciones de la invención se refieren, en general, al sector de las estructuras para la fijación mutua de materiales y componentes con coeficientes de expansión térmica (CTE, coefficients of thermal expansion) significativamente diferentes, y más particularmente a una estructura de material compuesto con componentes que tienen un CTE graduado para la conexión de dos estructuras con CTE muy diferentes y a un procedimiento para la creación de estructuras de material compuesto con CTE gradual.

Descripción de la técnica relacionada

La necesidad de estructuras para entornos extremos de mayor capacidad, peso optimizado y larga duración ha requerido la utilización de materiales de entornos extremos, avanzados, de mayor capacidad (por ejemplo, sin limitación, materiales compuestos de matriz cerámica, materiales compuestos carbono-carbono, metales/aleaciones/intermetálicos refractarios, cermets y compuestos intermetálicos). Dichos materiales avanzados poseen CTE muy diferentes en comparación con las aleaciones estructurales comunes. Adicionalmente, pueden ser menos dúctiles. La incorporación de dichos materiales avanzados en el diseño de una estructura para entornos extremos puede requerir inevitablemente que estos se fijen, en algún punto, a aleaciones estructurales comunes con CTE y ductilidad mucho mayores. Cuando se exponen a los entornos extremos previstos, se pueden desarrollar deformaciones y tensiones térmicas elevadas, que pueden conducir a resultados no deseables. Ésta ha sido una cuestión crítica, que ha limitado completamente la utilización de estos materiales estructurales avanzados o bien ha tenido como resultado costes astronómicos, ya sea por recargos debidos al peso o por un aumento en la complejidad de los diseños para permitir la fijación a las aleaciones estructurales disponibles. Fijar elementos con CTE drásticamente diferentes para su utilización en aplicaciones de altas y bajas temperaturas es una tarea extremadamente difícil. Las soluciones existentes (que normalmente no son viables si los elementos tienen CTE drásticamente diferentes) involucran principalmente complicados dispositivos de sujeción mecánica, que pueden involucrar mecanismos complejos y/o diseños complejos para permitir el movimiento relativo entre elementos con CTE diferentes cuando el conjunto se calienta o se enfría. Las soluciones existentes tienden a no ser rígidas debido al hecho de que pueden ser inherentemente flexibles para permitir el desplazamiento relativo y pueden tener características que no son favorables para su utilización en las habituales aplicaciones de altas temperaturas, tales como motores, turbinas y bordes de ataque en vehículos.

Por lo tanto, es deseable dar a conocer una estructura que pueda ser utilizada para fijar elementos con CTE muy diferentes a efectos de producir un conjunto que se pueda calentar o enfriar sin introducir deformaciones o tensiones térmicas significativas.

Es deseable además dar a conocer un sistema que no dependa de mecanismos complicados y diseños complejos para permitir una deformación relativa durante el calentamiento o enfriamiento, permitiendo una solución sustancialmente rígida adaptada para aceptar intrínsecamente la amplia divergencia de CTE que se encuentra en aplicaciones para entornos extremos tales como motores, turbinas y subsistemas de borde de ataque para vehículos.

La memoria EP0459865 da a conocer un procedimiento de protección de superficies cerámicas. Una capa metálica dúctil resistente a la oxidación se une a una superficie cerámica para mejorar la resistencia de la cerámica a los daños superficiales por medios térmicos, mecánicos o químicos.

La memoria EP1842937 da a conocer composiciones de recubrimiento de unión y barrera térmica, procesos para la aplicación de ambos, y sus artículos recubiertos. Se dispone una capa de recubrimiento de unión sobre una superficie. Una capa de material gradual funcionalmente se aplica sobre la capa de recubrimiento de unión. Se aplica a continuación una capa de recubrimiento de barrera térmica sobre la capa de material gradual funcionalmente.

COMPENDIO

De acuerdo con un aspecto de la invención, se da a conocer un procedimiento de fabricación de una interfaz de fijación de material compuesto integrado en el interior de un conjunto aeroespacial, tal como se define en la reivindicación 1.

Se dispone una interfaz con coeficiente de expansión térmica (CTE) gradual, mediante una estructura de material compuesto que tiene un primer extremo para su fijación a un componente estructural con un primer CTE y un segundo extremo para su fijación a un segundo componente estructural con un segundo CTE. Se seleccionan múltiples capas con CTE gradual y se utilizan procesos de fabricación por superposición para crear un taco o una forma casi final de material compuesto en capas con un CTE gradual. El taco o la forma casi final de material

compuesto en capas con CTE gradual se proporciona en un ejemplo mediante técnicas habituales de deposición metálica y, en una realización, mediante técnicas habituales de pulvimetalurgia. El taco o la forma casi final de material compuesto se procesa a continuación para producir una primera superficie para la fijación de un primer elemento estructural que tiene un primer CTE, y para producir una segunda superficie para la fijación de un segundo elemento estructural que tiene un segundo CTE. El conjunto resultante proporciona la capacidad de fijar elementos estructurales con CTE muy diferentes a efectos de producir un conjunto que se pueda calentar o enfriar sin introducir deformaciones o tensiones térmicas significativas. Adicionalmente, el conjunto no depende de mecanismos complicados y diseños complejos para permitir un desplazamiento relativo durante el calentamiento o enfriamiento, permitiendo una solución sustancialmente rígida adaptada para aceptar intrínsecamente la amplia divergencia de CTE.

La fabricación de una interfaz de material compuesto integrado con un coeficiente de expansión térmica (CTE) gradual se efectúa en un primer ejemplo de procedimiento utilizando técnicas habituales de pulvimetalurgia para crear un taco o forma casi final de material compuesto en capas con CTE gradual, que a continuación se consolida si es necesario y se somete a posprocesamiento (se trata con calor, se moldea y/o se mecaniza) para proporcionar una primera superficie para la fijación de un primer elemento estructural que tiene un primer CTE y una segunda superficie para la fijación de un segundo elemento estructural que tiene un segundo CTE. La interfaz de material compuesto en capas con CTE gradual se fabrica en un segundo ejemplo de procedimiento utilizando técnicas habituales de pulvimetalurgia para producir una preforma de forma casi final con CTE gradual, que a continuación se consolida si es necesario y se somete a posprocesamiento (se trata con calor, se moldea y/o se mecaniza) para proporcionar una primera superficie para la fijación de un primer elemento estructural que tiene un primer CTE y una segunda superficie para la fijación de un segundo elemento estructural que tiene un segundo CTE.

En un ejemplo, se da a conocer un procedimiento para fabricar una interfaz de material compuesto integrado, con un coeficiente de expansión térmica (CTE) gradual, que comprende las etapas de:

- utilizar pulvimetalurgia para producir una preforma con CTE gradual;
- consolidar la preforma;
- tratar con calor la preforma consolidada para crear un taco de material compuesto integrado con CTE gradual;
- y
- conformar el taco para proporcionar una primera superficie para la fijación de un primer elemento estructural que tiene un primer CTE y una segunda superficie para la fijación de un segundo elemento estructural que tiene un segundo CTE.

Opcionalmente, la etapa de consolidación comprende prensado isostático en caliente.

En otro ejemplo, se da a conocer un procedimiento para fabricar una interfaz de material compuesto integrado con un coeficiente de expansión térmica (CTE) gradual, que comprende las etapas de:

- utilizar pulvimetalurgia para producir una preforma con CTE gradual en la forma casi final;
- consolidar la preforma;
- tratar con calor la preforma consolidada para crear un componente de forma casi final con CTE gradual; y,
- conformar el componente para proporcionar una primera superficie para la fijación de un primer elemento estructural que tiene un primer CTE y una segunda superficie para la fijación de un segundo elemento estructural que tiene un segundo CTE.

Opcionalmente, la etapa de consolidación comprende prensado isostático en caliente.

En otro ejemplo, se da a conocer un procedimiento para fabricar una estructura aeroespacial con una interfaz de material compuesto integrado, con un coeficiente de expansión térmica (CTE) gradual, uniendo elementos estructurales con CTE muy diferentes, que comprende las etapas de:

- identificar una aplicación de entorno extremo para la fijación de un primer elemento y un segundo elemento;
- determinar un diseño de componente de conexión para un material compuesto con CTE gradual, que incluye determinar la metodología de fijación del material compuesto con CTE gradual al primer elemento y al segundo elemento
- llevar a cabo un análisis termomecánico que incluye evaluar las propiedades de CTE dependientes de la temperatura, de cada elemento, para determinar el nivel de aceptación de la divergencia de CTE requerido por la estructura; evaluar el nivel de los gradientes de temperatura de calentamiento/enfriamiento que se encuentran durante el servicio, y analizar las condiciones de carga termomecánica en el conjunto;
- llevar a cabo una selección de material para el material compuesto con CTE gradual;
- escoger una técnica de fabricación por superposición;
- determinar un diseño de interfaz local para las capas en el material compuesto de CTE;
- desarrollar un elemento con CTE gradual utilizando capas de materiales con CTE diferentes empleando los materiales, la técnica de fabricación y el diseño de interfaz local seleccionados;
- llevar a cabo un proceso secundario; y,

montar el primer elemento y el segundo elemento en el componente con CTE gradual.

Opcionalmente, la etapa de desarrollar el elemento con CTE gradual comprende deposición metálica asistida por láser, para producir un material compuesto con CTE gradual de forma casi final.

5 Opcionalmente, la etapa de determinación de un diseño de interfaz local comprende la etapa de:
10 disponer capas intercaladas entre la primera y la segunda capas adyacentes, teniendo una primera capa intercalada una composición material de aproximadamente el 75 % de material de la primera capa adyacente y aproximadamente el 25 % del material de la segunda capa adyacente, teniendo una segunda capa intercalada una composición material de aproximadamente el 50 % del material de la primera capa adyacente y aproximadamente el 50 % del material de la segunda capa adyacente, y teniendo una tercera capa intercalada una composición material de aproximadamente el 25 % del material de la primera capa adyacente y aproximadamente el 75 % del material de la segunda capa adyacente.

15 Opcionalmente, la etapa de desarrollar el elemento con CTE gradual comprende las etapas de:

20 utilizar procesamiento por pulvimetalurgia para crear un taco con CTE gradual directamente;
mecanizar el taco para formar un componente inicial;
laminar en caliente el componente inicial a la forma casi final; y,
realizar el mecanizado químico de las características finales para ajustarse a los requisitos para una fijación empennada al primer elemento y al segundo elemento.

25 Opcionalmente, la etapa de determinación de un diseño de interfaz local comprende las etapas de:

30 disponer una capa intercalada entre cada dos capas adyacentes, que comprende una serie de capas alternas de cada material de las dos capas adyacentes.

En otro ejemplo, se da a conocer una estructura para motores de aeronaves que comprende:

35 una tobera de material compuesto de matriz cerámica;
un reborde de superaleación de Inconel 718; y
una interfaz de material compuesto integrado que interconecta la tobera y el reborde, y que tiene un coeficiente de expansión térmica (CTE) gradual, estando formada dicha interfaz mediante procesar por pulvimetalurgia un taco con composición química gradual correspondiente a la graduación de CTE deseada;
40 mecanizar un componente inicial a partir del taco con CTE gradual;
realizar laminado anular en caliente para consolidación adicional, mecanizar una interfaz de perno para su acoplamiento a la tobera de material compuesto, y
mecanizar una interfaz de perno para su acoplamiento al reborde.

BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

45 Las características y ventajas de las realizaciones dadas a conocer en la presente memoria se comprenderán mejor haciendo referencia a la siguiente descripción detallada, considerada en relación con los dibujos adjuntos, en los que:

50 la figura 1 es un diagrama de flujo del procedimiento generalizado presentado en esta memoria;
la figura 2 es un gráfico de CTE en función de la temperatura para un conjunto de aleaciones a modo de ejemplo, utilizadas para fabricar estructuras habituales de material compuesto en capas con CTE gradual;
las figuras 3A - 3D son representaciones de etapas habituales de procesos de deposición metálica para producir una forma casi final de material compuesto en capas con CTE gradual;
las figuras 3E - 3H son representaciones de etapas habituales de procesos de deposición metálica para producir un taco de material compuesto en capas con CTE gradual;
55 la figura 3I es un diagrama de flujo del proceso para fabricar la estructura del material compuesto en capas con CTE gradual de las figuras 3A-H;
las figuras 4A y 4B son representaciones de etapas habituales del procesamiento por pulvimetalurgia para producir una forma casi final de material compuesto en capas con CTE gradual;
las figuras 4C y 4D son representaciones de etapas habituales del proceso de pulvimetalurgia para producir un taco de material compuesto en capas con CTE gradual;
60 la figura 4E es un diagrama de flujo del proceso para fabricar la estructura del material compuesto en capas con CTE gradual de las figuras 4A-D;
la figura 5A es un taco de material compuesto con CTE gradual, a modo de ejemplo, fabricado mediante los ejemplos del procedimiento de la presente memoria;
las figuras 5B y 5C son elementos mecanizados a partir del taco de la figura 5A para proporcionar interfaces en capas alternas;

la figura 5D es un diagrama de flujo del proceso para fabricar la estructura del material compuesto en capas con CTE gradual de las figuras 5A-C;

5 las figuras 6A y 6B son una representación de flujograma y un diagrama de flujo de etapas del proceso en la fabricación de un anillo de interfaz en forma final a partir de un taco de material compuesto en capas con CTE gradual;

las figuras 7A-C son representaciones de un procedimiento a modo de ejemplo para minimizar adicionalmente la divergencia de CTE en interfaces locales de capas intercaladas, alternando varias capas intercaladas delgadas para favorecer la combinación local de una capa intercalada en la aleación A - aleación B;

10 las figuras 7D-E son representaciones de un procedimiento a modo de ejemplo para minimizar adicionalmente la divergencia de CTE en interfaces locales de capas intercaladas, combinando gradualmente las composiciones en la capa intercalada de la aleación A - aleación B;

la figura 7F es un diagrama de flujo del proceso para fabricar interfaces locales con características necesarias adicionales de aceptación del CTE en la estructura habitual del material compuesto en capas con CTE gradual de las figuras 7A - C y 7D - E;

15 la figura 8A es una representación de un procedimiento a modo de ejemplo para fabricar una estructura de material compuesto en capas con CTE gradual mediante un proceso de pulverización térmica en un mandril giratorio;

la figura 8B es una representación del anillo producido mediante el procedimiento utilizado en la figura 8A;

20 las figuras 8C y 8D son vistas en sección de la figura 8B que muestran una minimización adicional de la divergencia de CTE en las interfaces locales utilizando capas intercaladas escarpadas en la estructura de material compuesto en capas con CTE gradual, antes y después del tratamiento secundario;

la figura 8E es un diagrama de flujo del proceso para producir interfaces locales con características necesarias adicionales de aceptación del CTE en la estructura de material compuesto en capas con CTE gradual de las figuras 8A - D;

25 la figura 9A es un diagrama de flujo de un proceso a modo de ejemplo, para la creación de una estructura aeroespacial utilizando un material compuesto en capas con CTE gradual, como componente de fijación mutua del inyector y de la cámara propulsora del motor cohete;

la figura 9B es una vista, con las piezas desmontadas, de los componentes de la cámara y del inyector del cohete a unir utilizando el proceso de la figura 9A;

30 la figura 9C es una vista en sección del anillo de conexión de material compuesto en capas;

la figura 9D es una vista gráfica de la estructura de motor cohete montada;

la figura 10A es un diagrama de flujo de un proceso a modo de ejemplo, para la creación de una estructura aeroespacial utilizando un material compuesto en capas con CTE gradual, como componente de fijación mutua del motor-tobera de una aeronave;

35 la figura 10B es una vista, con las piezas desmontadas, de un motor de aeronave que tiene una tobera de escape de material compuesto de matriz cerámica, para conectar a un reborde de Inconel 718;

la figura 10C es una vista gráfica del anillo conector de material compuesto en capas con CTE gradual, fijado a una tobera de escape de material compuesto de matriz cerámica y del conjunto final;

40 la figura 11 es un diagrama de flujo de la metodología de fabricación y servicio de un vehículo aeroespacial; y

la figura 12 es un diagrama de bloques de una aeronave a modo de ejemplo del vehículo aeroespacial de la figura 11.

DESCRIPCIÓN DETALLADA

45 La creación de una estructura de material compuesto con un coeficiente de expansión térmica gradual para interconectar elementos con CTE muy diferentes utiliza un proceso tal como el que se muestra en la figura 1. Se determinan la aplicación y el entorno, etapa 102, y se diseña un componente de transición entre los elementos, etapa 104. A continuación se discuten en detalle varios ejemplos específicos de dichas aplicaciones. Se lleva a cabo un análisis termomecánico para comprender el nivel de aceptación del CTE necesario, etapa 106. A continuación se seleccionan el tipo y la cantidad de materiales intermedios necesarios para un comportamiento satisfactorio de los componentes, etapa 108, para el material compuesto con CTE gradual. En la etapa 110 se realiza una determinación del procedimiento de superposición adecuado para el material compuesto en capas con CTE gradual diseñado. En la etapa 112 se diseñan interfaces locales con cualesquiera características necesarias de aceptación del CTE. A continuación se lleva a cabo la fabricación principal del material laminar de CTE, etapa 114, con el enfoque de fabricación seleccionado. En la etapa 116 se lleva a cabo el proceso secundario sobre el material compuesto en capas con CTE gradual, para crear el componente finalizado según diseño. A continuación se lleva a cabo el montaje final, etapa 118, del componente con CTE gradual creado y de otros elementos.

En la aplicación a modo de ejemplo, donde el objetivo es fijar un elemento con CTE muy elevado (por ejemplo, uno fabricado de Inconel 718) a un elemento con CTE muy bajo (por ejemplo, uno fabricado de un material avanzado para entornos extremos, tal como un material compuesto de matriz cerámica) en un conjunto que estará sometido a ciclos de temperatura entre la ambiental y 648,9 °C (1200 °F), los materiales graduales se podrían seleccionar a partir de Kovar, elemento indicado mediante 12, para una primera capa, aleación 42, elemento indicado mediante 14, para una segunda capa, aleación 48, elemento indicado mediante 16, para una tercera capa, 15-5PH, elemento indicado mediante 18, para una cuarta capa e Inconel 718, elemento indicado mediante 20, para una quinta capa.

65 En la figura 2 se muestran valores de CTE en función de la temperatura para los materiales a modo de ejemplo del material compuesto gradual de este ejemplo.

En un primer ejemplo se emplean procesos de fabricación por superposición que utilizan técnicas habituales de deposición metálica, para crear un taco o forma casi final de material compuesto, con materiales con CTE gradual. Tal como se muestra en la figura 3A, se utiliza una fabricación de la forma casi final asistida por láser, sinterizado láser, conformado por pulverización o conformado por pulverización térmica, mostrados simbólicamente como rayos 29a, para producir la preforma 30a de forma casi final de material compuesto en capas con CTE gradual. Tal como se muestra en la figura 3B, se utiliza prensado isostático en caliente (HIP, hot isostatic pressing) u otros procesos de consolidación para la densificación y mejora de las propiedades, mostrado simbólicamente como las flechas de presión 31a, para producir una forma casi final intermedia 32a, y se utiliza un tratamiento térmico para crear el material compuesto 33a de forma casi final tal como se muestra en la figura 3C. Aunque en el dibujo de la figura 3C se muestra, para mayor simplicidad, con capas diferentes de material compuesto con CTE gradual, una forma casi final de material compuesto en capas con CTE gradual superpuesto final, puede tener propiedades combinadas que crean una transición suave desde la primera superficie 34 de interfaz de CTE hasta la segunda superficie 36 de interfaz de CTE, tal como se muestra en la figura 3D. Alternativamente, tal como se muestra en la figura 3E, se utiliza fabricación de la forma casi final asistida por láser, sinterizado láser, conformado por pulverización o conformado por pulverización térmica, mostrados simbólicamente como rayos 29b, para producir la preforma 30b del taco de material compuesto en capas con CTE gradual. Tal como se muestra en la figura 3F, se utiliza prensado isostático en caliente (HIP) u otros procesos de consolidación para la densificación y mejora de propiedades, mostrados simbólicamente como las flechas de presión 31b, para producir un taco intermedio 32b y se utiliza tratamiento térmico para crear el taco de material compuesto final 33b, tal como se muestra en la figura 3G. Aunque en el dibujo de la figura 3G se muestra, para mayor simplicidad, con capas diferentes de material compuesto con CTE gradual, un taco de material compuesto en capas con CTE gradual superpuesto final puede tener propiedades combinadas que crean una transición suave desde la primera superficie 34 de interfaz de CTE hasta la segunda superficie 36 de interfaz de CTE, tal como se muestra en la figura 3H.

La figura 3I proporciona un procedimiento operativo para implementar la preparación de los materiales compuestos graduales que se han descrito anteriormente. Se define 302 una primera capa de fijación que tiene una superficie para su fijación a un primer componente estructural con un primer CTE, y se define 304 una segunda capa de fijación que tiene una segunda superficie para su fijación a un segundo componente estructural con un segundo CTE. Se disponen 306 una o varias capas de material cada una de las cuales tiene un CTE predeterminado, entre la primera capa de fijación y la segunda capa de fijación, y se efectúa 308 la superposición de la primera capa de fijación, la capa o capas intermedias y la segunda capa de fijación en orden gradual de CTE para crear una preforma de taco o forma casi final de material compuesto. El proceso de superposición puede incluir tipos de procesos de deposición metálica tales como fabricación de la forma casi final asistida por láser, sinterizado láser, conformado por pulverización o conformado por pulverización térmica. A continuación la preforma es consolidada mediante HIP seguido por cualquier tratamiento térmico adicional necesario para crear un taco o forma casi final 309 de material compuesto en capas con CTE gradual. El taco o forma casi final de material compuesto se somete a continuación a posprocesamiento para detalles del tamaño y de la interfaz de fijación para el primer y el segundo componentes estructurales 310. A continuación, el primer componente estructural se fija a la primera capa de fijación 312 y el segundo componente estructural se fija a la segunda capa de fijación 314.

En un segundo ejemplo se utilizan procesos de fabricación por superposición que utilizan técnicas habituales de pulvimetalurgia, para crear un taco o forma casi final de material compuesto, con materiales con CTE gradual. Tal como se representa en la figura 4A, una preforma 37a de forma casi final con material compuesto en capas con CTE gradual está construida con una composición química de polvo elemental de base gradual correspondiente a la gradación de CTE deseada y otros aditivos utilizados habitualmente en un proceso de pulvimetalurgia, y compactada. A continuación se utiliza una consolidación y un procesamiento HIP habituales para crear un material compuesto en capas con CTE gradual 38a superpuesto, en su forma casi final, tal como se muestra en la figura 4B. Alternativamente, tal como se muestra en la figura 4C, una preforma 37b de taco de material compuesto en capas con CTE gradual se construye con una composición química de polvo elemental de base gradual correspondiente a la gradación de CTE deseada y otros aditivos utilizados habitualmente en un proceso de pulvimetalurgia, y se compacta. A continuación, se utiliza una consolidación y un proceso HIP habituales para crear un material compuesto en capas con CTE gradual 38b superpuesto, en forma de taco, tal como se muestra en la figura 4D.

La figura 4E proporciona un procedimiento operativo para implementar la preparación de los materiales compuestos graduales mencionados anteriormente. Se define 302 una primera capa de fijación que tiene una superficie para su fijación a un primer componente estructural con un primer CTE, y se define 304 una segunda capa de fijación que tiene una segunda superficie para su fijación a un segundo componente estructural con un segundo CTE. Se proporcionan 306 una o varias capas de material cada una de las cuales tiene un CTE predeterminado entre la primera capa de fijación y la segunda capa de fijación, y utilizando enfoques habituales de pulvimetalurgia se efectúa 402 la superposición de la primera capa de fijación, la capa o capas intermedias y la segunda capa de fijación en el orden de capas con CTE gradual predeterminado, para crear una preforma de taco o forma casi final de material compuesto. El proceso de superposición, identificado como el proceso A, utiliza varias clases de proceso de pulvimetalurgia. A continuación la preforma es consolidada mediante HIP seguido por cualquier tratamiento térmico adicional necesario para crear un taco o forma casi final 309 de material compuesto en capas con CTE gradual. El taco o forma casi final de material compuesto se somete a continuación a posprocesamiento para detalles de

tamaño y de la interfaz de fijación para el primer y el segundo componentes estructurales 310. A continuación el primer componente estructural se fija a la primera capa de fijación 312 y el segundo componente estructural se fija a la segunda capa de fijación 314.

5 Tal como se muestra en las figuras 5A-C, se utilizan varios diseños de interfaz para optimizar la integridad de las uniones. El taco 10 de material compuesto en capas con CTE gradual de base mostrado en la figura 5A formado mediante los procesos de superposición descritos con respecto a las figuras 3G, 3H y 4D, se puede mecanizar tal como se refleja en el procedimiento de la figura 5D en un proceso secundario para diversas configuraciones superficiales de acoplamiento. Se puede obtener una interfaz entre capas sustancialmente ortogonal tal como se muestra en la figura 5B para una banda de conexión 39 de material compuesto que tiene interfaces 40 de capas con CTE gradual, sustancialmente perpendiculares al eje longitudinal de la banda. El taco de material compuesto superpuesto con capas en un orden gradual de CTE, etapa 502, es mecanizado para proporcionar una banda con interfaces ortogonales entre capas 504. Alternativamente, tal como se muestra en la figura 5C, el taco es mecanizado o procesado para proporcionar una banda 42 de material compuesto que tiene interfaces de acoplamiento inclinadas 44 entre capas, en la etapa 506, para aceptar mejor las tensiones locales debidas a los gradientes de CTE. Las anchuras de las capas intermedias se determinan en base al comportamiento global deseado de CTE del material compuesto y pueden variar para capas individuales en base al comportamiento de expansión de dicho material con respecto a los materiales de las capas adyacentes. A continuación, las bandas, láminas o placas escindidas son ensambladas/conformadas/mechanizadas por impresión y posprocesadas para detalles de tamaño e interfaz de fijación para el primer y segundo componentes estructurales 508.

Las estructuras de material compuesto con CTE gradual que se definen en los ejemplos anteriores se pueden adaptar para aceptar de forma inherente cualquier divergencia de CTE entre los elementos de un conjunto que se está calentando o enfriando. El material compuesto con CTE gradual suaviza el requisito de complicados dispositivos de sujeción mecánica para permitir un desplazamiento relativo entre elementos con CTE diferentes. Se pueden utilizar técnicas de unión simples y convencionales para fijar los elementos, evitando por lo tanto costes elevados, diseños complejos y recargos por peso. El enfoque del proceso permite la fabricación de la estructura de material compuesto integrado con CTE gradual en diversas geometrías elementales (por ejemplo anillos, bandas, bloques, etc.), que a continuación pueden ser utilizadas directamente para fijar elementos con CTE muy diferentes a efectos de producir un conjunto que se puede calentar o enfriar sin introducir deformaciones o tensiones térmicas significativas. Adicionalmente, las geometrías elementales pueden ser posprocesadas (por ejemplo mecanizadas, conformadas, etc.) para formar nuevas estructuras que pueden ser utilizadas a continuación como un componente con CTE gradual en una aplicación de entorno extremo. Tal como se muestra en las figuras 6A y 6B, el taco 10 de material compuesto en capas con CTE gradual, formado mediante cualquiera de los procedimientos de superposición 602, como se ha descrito anteriormente, se puede mecanizar para producir una forma preliminar 50 en la etapa 604, expandir/forjar en la etapa 606 a una forma intermedia 52 y a continuación laminar en la etapa 608 para formar un anillo de fijación 54 de forma casi final. A continuación el anillo de fijación es posprocesado para detalles de tamaño e interfaz de fijación para el primer y el segundo componentes estructurales, en la etapa 610.

40 Los conjuntos creados a partir de tacos y formas casi finales de material compuesto en capas con CTE gradual utilizando los procedimientos descritos anteriormente aceptarán normalmente las cargas termomecánicas del proceso y de la aplicación en entornos extremos (por ejemplo, al calentarse o enfriarse) sin introducir deformaciones o tensiones térmicas significativas. Sin embargo, puede haber casos en los que debido a la severidad de las cargas termomecánicas locales del proceso o bien de la aplicación, sea necesario minimizar adicionalmente la divergencia de CTE en interfaces locales de las capas intercaladas. Las figuras 7A y 7B muestran un componente inicial 33a de forma casi final o taco 33b tal como se ha descrito anteriormente. La figura 7C es una representación de un procedimiento a modo de ejemplo para minimizar adicionalmente la divergencia de CTE en interfaces locales de capas intercaladas de dichos tacos o componentes de forma casi final, depositando de manera alterna varias capas intercaladas delgadas 56 para favorecer la combinación local de una capa intercalada entre las capas adyacentes indicadas como aleación A - aleación B, mostradas arbitrariamente como las capas de la aleación 48, elemento 16, y de 15-5PH, elemento 18 del ejemplo de cinco capas descrito inicialmente. En el ejemplo mostrado, cada capa intercalada delgada se crea mediante capas alternas delgadas de aleación A y aleación B. La figura 7F es una representación de un procedimiento a modo de ejemplo para minimizar adicionalmente la divergencia de CTE en interfaces locales de capas intercaladas de componentes 38a de forma casi final o tacos 38b, como se muestra en las figuras 7D y 7E, combinando gradualmente composiciones en una capa intercalada de aleación A - aleación B utilizando capas intercaladas 58a-58c metálicas mezcladas. Se muestran como ejemplos una primera capa intercalada 58a adyacente a la capa de aleación A de un 75 % de aleación A y un 25 % de aleación B, una segunda capa intercalada 58b de un 50 % de aleación A y aleación B y una tercera capa intercalada 58c de un 25 % de aleación A y un 75 % de aleación B adyacente a la capa de aleación B. En la figura 7G se muestra el diagrama de flujo del proceso para producir interfaces locales con características necesarias adicionales de aceptación del CTE en la estructura de material compuesto en capas con CTE gradual de las figuras 7A - C y 7D - F.

El diseño de la interfaz incorpora las capas de CTE gradual iniciales que se han descrito anteriormente con respecto a la figura 3I, se define 302 una primera capa de fijación que tiene una superficie para su fijación a un primer componente estructural con un primer CTE y se define 304 una segunda capa de fijación que tiene una segunda superficie para su fijación a un segundo componente estructural con un segundo CTE. Están dispuestas 306 una o

varias capas de material cada una de las cuales tiene un CTE predeterminado entre la primera capa de fijación y la segunda capa de fijación. Está dispuesta una serie de capas intercaladas que alternan material de las capas adyacentes 702 o, alternativamente, para cada una de las capas adyacentes A y B está dispuesta 704 una capa intercalada adyacente a la aleación A de un 75% de aleación A y un 25% de aleación B, una segunda capa intercalada de un 50% de aleación A y de aleación B, y una tercera capa intercalada de un 25% de aleación A y un 75% de aleación B. La superposición se realiza utilizando la primera capa de fijación, la capa o capas intermedias con el diseño de capas intercaladas, y la segunda capa de fijación en orden gradual de CTE utilizando deposición metálica para crear una preforma 706 de taco o forma casi final de material compuesto. A continuación se efectúa el proceso secundario y la fijación a los elementos estructurales, tal como se describe en la figura 3I.

Las estructuras anulares de fijación de material compuesto en capas con CTE gradual de forma casi final son beneficiosas para muchas estructuras de entornos extremos que requieren normalmente grandes componentes cilíndricos de fijación mutua. Tal como se describirá más adelante, el proceso de pulverización térmica, que es un enfoque común de fabricación por superposición de deposición metálica, se puede utilizar para solucionar esta necesidad. Tal como se muestra en la figura 8A, se utiliza un mandril 60 para la deposición de capas 62, 64 de CTE diferente en una relación axial utilizando una pistola o soplete 66 de pulverización de plasma con una alimentación anular 68 de polvo. Las capas axiales forman un anillo de fijación de material compuesto en capas con CTE gradual de forma casi final mostrado en la figura 8B. Para minimizar la divergencia de CTE en interfaces locales, la alimentación de material se puede adaptar para producir una interfaz escarpada 63 entre las capas axiales, tal como se muestra en la figura 8C. Para mejorar adicionalmente las propiedades mecánicas y térmicas de las interfaces locales de capas intercaladas, se utiliza entonces prensado isostático en caliente (HIP) para crear una zona de interdifusión de componentes 65 de la aleación en las interfaces de capas intercaladas escarpadas, tal como se muestra en la figura 8D. El proceso reflejado en la figura 8E sirve para seleccionar múltiples capas cada una de las cuales tiene un CTE predeterminado entre la primera capa de fijación y la segunda capa de fijación 800, y disponer un mandril giratorio 802 en el que las composiciones de material predeterminadas se aplican axialmente mediante conformado por pulverización para crear un anillo de fijación 804. La alimentación del material se adapta para producir una interfaz escarpada entre cada una de las capas axiales 806. Las capas se añaden axialmente a lo largo del mandril para formar un anillo de fijación 808 de material compuesto en capas con CTE gradual. El mandril se extrae proporcionando un anillo de interfaz casi final que a continuación se puede someter a mecanizado o fresado químico ("chem milled") para las interfaces de fijación finales para los componentes 810 de CTE muy diferentes que se han descrito previamente.

Los siguientes ejemplos de necesidades existentes normalmente de fijación/cierre en aplicaciones en entornos extremos se ofrecen como procedimientos a modo de ejemplo para incorporar las estructuras de material compuesto en capas con CTE gradual descritas en las realizaciones anteriores, a efectos de desarrollar estructuras rígidas, aerodinámicas, ligeras, simples y económicas que puedan ser utilizadas para fijar/cerrar elementos con CTE muy diferentes con el fin de producir un conjunto que se pueda calentar o enfriar sin introducir deformaciones o tensiones térmicas significativas en aplicaciones en entornos extremos.

Ejemplo 1 - Fijación de una cámara propulsora de material compuesto de matriz cerámica a un inyector de titanio en un conjunto de motor cohete.

El material de construcción más común de una cámara de cohete es una aleación de Nb recubierta con siliciuro. La temperatura de funcionamiento está limitada a 1371,1 °C (2500 °F) (~50% de la temperatura de combustión) y se utiliza refrigeración por película de combustible para mantener este límite térmico. La utilización de cantidades considerables de refrigeración por película de combustible puede degradar significativamente el rendimiento y puede representar una fuente de contaminación en la pluma. La clave para un alto rendimiento son los mecanismos que limitan la vida útil del material de la cámara de combustión. Otro desafío para un rendimiento elevado consiste en la disposición de juntas sin fugas mientras se fija la cámara de combustión al inyector/válvula/soportes (que se tienen que mantener a temperaturas bajas). Actualmente, se sueldan directamente cámaras de cohete de Nb a los inyectores.

La utilización de cámaras de material compuesto de matriz cerámica puede permitir el diseño de motores cohete de alto rendimiento con contaminación reducida en la pluma y un margen térmico elevado (mucho más próximo al rendimiento máximo posible de los propelentes comunes, en comparación con las actuales cámaras de Nb) para funcionar a temperaturas convencionales y proporcionar una mayor vida útil para un vehículo espacial reutilizable. El reto de proporcionar una fijación sin fugas entre la cámara 72 de combustión de material compuesto de matriz cerámica y un inyector de titanio 74, tal como se muestra en la figura 9B, dado que no se puede soldar directamente y que otras opciones de fijación no son prácticas debido a la extraordinaria divergencia de CTE, se puede solucionar utilizando las realizaciones descritas anteriormente para crear un componente de fijación de material compuesto en capas con CTE gradual.

El procedimiento mostrado en la figura 9A contempla la valoración de la aplicación 902 para entornos extremos, que para el ejemplo mostrado es el componente de fijación de inyector-cámara en un motor cohete, con el inyector fabricado de titanio y la cámara construida de CMC. Se efectúa a continuación el diseño de componentes 904 que proporciona un anillo de fijación mutua cilíndrica que debe estar soldado EB en un lado al inyector de titanio y

broncesoldado en el lado opuesto a la cámara CMC. Se lleva a cabo a continuación 906 un análisis termomecánico que muestra una temperatura máxima en la interfaz de aproximadamente 704,4 °C (1300 °F) y cargas mecánicas que se deben principalmente a tensiones térmicas. Se evalúan propiedades de CTE dependientes de la temperatura para cada elemento a efectos de determinar el nivel de divergencia de CTE. Se evalúa el nivel de calentamiento/enfriamiento (gradiente de temperatura encontrado durante el servicio) y las condiciones de carga termodinámica en el conjunto. Se efectúa a continuación la selección de materiales 908. Para la aplicación a modo de ejemplo, un anillo de transición 76 con materiales laminares de tres capas, titanio 78, aleación 42 80 y Kovar 82, tal como se muestra en la figura 9B, acepta adecuadamente la divergencia de CTE. Se escoge una composición química de polvo inicial para una superposición de capas adecuada, tal como el proceso descrito anteriormente con respecto a las figuras 3A-3D. Se escoge el enfoque de fabricación por superposición 910 que, para el ejemplo mostrado con tamaño habitual de los componentes y nivel reducido de complejidad de diseño, es un proceso de deposición metálica asistido por láser para una forma casi final, tal como se ha descrito anteriormente con respecto a las figuras 3A - 3D. Se escoge un diseño de interfaz local 912 para proporcionar una interfaz de capas intercaladas combinadas que, para la aplicación a modo de ejemplo, constituye alimentación de polvo o de alambre para una capa inicial de 75% de aleación 42 y 25% de Kovar, 84, una segunda capa de transición de 50% de aleación 42 y 50% de Kovar 86 y una tercera capa de transición de 75% de Kovar y 25% de aleación 42, 88, tal como se muestra en la figura 9C y se ha descrito anteriormente con respecto a la figura 7F. La fabricación principal 914 se efectúa a continuación para la superposición del anillo cilíndrico gradual con interfaz combinada de capas intercaladas, tal como se ha descrito, utilizando deposición metálica de forma casi final asistida por láser. Se efectúa a continuación el proceso secundario 916 utilizando postratamiento termomecánico para incluir HIP continuando a temperatura y presión un 10 % menores durante un periodo extendido para asegurar la interdifusión necesaria de componentes de aleación en las interfaces combinadas de capas intercaladas. A continuación el anillo es posprocesado mediante mecanizado para impresión. El montaje final 918 se efectúa mediante soldadura EB del lado de titanio 78 del anillo 76 de transición de material compuesto al inyector 74, y broncesoldadura del lado de Kovar 82 a la tobera 72 para el conjunto acabado, tal como se muestra en la figura 9D.

Ejemplo 2 - Fijación de una tobera de escape de material compuesto de matriz cerámica a un reborde de Inconel 718 en un motor de aeronave.

Los motores de aeronave pueden ofrecer una mejor economía de combustible haciendo funcionar la sección de la cámara de combustión a temperaturas superiores. Las aleaciones mecánicas utilizadas convencionalmente para sistemas de escape pueden tener una vida útil excesivamente corta a temperaturas superiores. Sustituir los actuales sistemas de escape mecánicos con materiales compuestos de matriz cerámica solucionará esta cuestión y potencialmente puede ayudar a reducir el peso. Sin embargo, dicho sistema de escape de material compuesto de matriz cerámica (con CTE muy bajo) debería estar diseñado para adaptarse a una interfaz de motor de superaleación (CTE muy elevado). El reto de disponer una fijación sin fugas entre la tobera 90 de material compuesto de matriz cerámica y un reborde de superaleación 92 (por ejemplo, fabricado de Inconel 718) tal como se muestra en la figura 10B, dado que no se puede soldar directamente y que no son prácticas otras opciones de fijación debido a la extraordinaria divergencia de CTE, se puede solucionar utilizando las realizaciones descritas. Para realizar esto, se requiere un anillo adaptador metálico 94 de alta temperatura, que incorpora características adecuadas para su acoplamiento al material compuesto de matriz cerámica de baja deformación/rotura. Este diseño de interfaz necesita aceptar la enorme divergencia de CTE entre el reborde de Inconel 718 y la tobera de material compuesto de matriz cerámica.

El procedimiento mostrado en la figura 10A sirve para determinar una aplicación 1002 para entornos extremos, que constituye el componente de fijación motor-tobera para una aeronave, donde el reborde del motor es Inconel 718 y la tobera es CMC. Se fabrica 1004 un diseño de componentes que requiere un anillo de fijación mutua cilíndrica que se debe empernar al reborde 718 en un primer lado y a la tobera CMC en el lado opuesto. Se lleva a cabo 1006 un análisis termomecánico que define una temperatura máxima en la interfaz de aproximadamente 648,9 °C (1200 °F), con cargas debidas principalmente a tensiones térmicas. Se realiza 1008 la selección de materiales para el anillo de fijación mutua con un material laminar de cinco capas tal como se muestra en la figura 10C, que incorpora una capa 20 de Inconel 718, una capa 18 de 15-5 PH, una capa 16 de aleación 48, una capa 13 de aleación 42 y una capa 12 de Kovar con propiedades según las descritas anteriormente con respecto a la figura 2, para aceptar la divergencia de CTE entre el reborde 718 y la tobera CMC. Se selecciona 1010 un enfoque de fabricación por superposición en base a un tamaño previsto de los componentes y a un nivel reducido de complejidad del diseño para un enfoque de proceso por pulvimetalurgia para la fabricación de un taco con CTE gradual, tal como se describe con respecto a las figuras 4C y 4D. Se realiza 1012 un diseño de la interfaz local utilizando capas delgadas alternadas de cada material de capas adyacentes situado en las interfaces de capas intercaladas para fomentar la combinación local, tal como se ha descrito anteriormente con respecto a las figuras 7A y 7C. A continuación se efectúa 1014 la fabricación principal superponiendo el taco de material compuesto en capas con CTE gradual, con el diseño de interfaz local en capas utilizando un proceso habitual de pulvimetalurgia. A continuación se lleva a cabo 1016 el proceso secundario mecanizando el taco para proporcionar un anillo inicial, y a continuación conformando por laminado en caliente una forma casi final, tal como se ha descrito anteriormente con respecto a las figuras 6A y 6B. A continuación el anillo de fijación se somete a fresado químico ("chem milled") y mecanizado a las dimensiones finales de la interfaz. A continuación se efectúa el montaje final 1018 empernando el reborde del motor 718 al lado 718 del anillo de material compuesto con CTE gradual, y empernando la tobera CMC al lado de Kovar del anillo.

La figura 10D muestra a modo de ejemplo la tobera de escape 90 de material compuesto de matriz cerámica fijada al anillo 94 de interfaz de material compuesto integrado con CTE gradual creado utilizando el proceso de la figura 10A.

5 Haciendo referencia a las figuras 11 y 12, se pueden describir realizaciones de la invención en el contexto de un procedimiento 200 de fabricación y servicio, tal como se muestra en la figura 11, y una aeronave o vehículo aeroespacial 202 tal como se muestra en la figura 12. Para la descripción de las figuras 11 y 12 se da conocer una aeronave que incorporaría un motor tal como el descrito con respecto al ejemplo 2 de la presente memoria, sin embargo, el vehículo puede ser un cohete, un vehículo espacial u otro vehículo que incluya sistemas aeroespaciales, marinos, de combate y otras aplicaciones vehiculares. Durante la pre-fabricación, el procedimiento 200 a modo de ejemplo puede incluir la especificación y el diseño 204 de la aeronave 202 y la adquisición 206 de material. Durante la fabricación, tiene lugar la fabricación 208 de componentes y subconjuntos y la integración de sistemas 210 de la aeronave 202. A continuación, la aeronave 202 puede pasar por la certificación y entrega 212 para su puesta en servicio 214. Mientras está en servicio mediante un cliente, la aeronave 202 está programada para mantenimiento y servicio rutinarios 216 (que pueden incluir modificación, reconfiguración, reacondicionamiento y similares).

20 Cada uno de los procesos del procedimiento 200 se puede realizar o llevar a cabo mediante un integrador de sistemas, una tercera parte y/o un operador (por ejemplo, un cliente). Para los propósitos de esta descripción, un integrador de sistemas puede incluir sin limitación cualquier cantidad de fabricantes de aeronaves y subcontratistas de sistemas principales; una tercera parte puede incluir sin limitación cualquier cantidad de vendedores, subcontratistas y suministradores; y un operador puede ser una aerolínea, una empresa de arrendamiento, una entidad militar, una organización de servicios y similares.

25 Tal como se muestra en la figura 12, la aeronave 202 fabricada mediante el procedimiento 200 a modo de ejemplo puede incluir un fuselaje 218 con una serie de sistemas 220 y un interior 222. Ejemplos de sistemas de alto nivel 220 incluyen uno o varios de un sistema de propulsión 224, un sistema eléctrico 226, un sistema hidráulico 228 y un sistema ambiental 230.

30 Los aparatos y procedimientos realizados en la presente memoria pueden ser utilizados durante una o varias de las fases del procedimiento 200 de fabricación y servicio. Por ejemplo, los componentes o subconjuntos correspondientes a procesos de fabricación 208 se pueden fabricar o elaborar de manera similar a los componentes o subconjuntos fabricados mientras la aeronave 202 está en servicio. Asimismo, una o varias realizaciones de aparato, realizaciones de procedimiento, o una combinación de las mismas puede ser utilizada durante las fases de fabricación 208 y 210, por ejemplo, acelerando sustancialmente el montaje de una aeronave 202 o reduciendo el coste de la misma. De manera similar, una o varias realizaciones de aparatos, realizaciones de procedimientos, o una combinación de las mismas se pueden utilizar estando la aeronave 202 en servicio, por ejemplo y sin limitación, para mantenimiento y servicio 216.

40 Habiéndose descrito diversas realizaciones de la invención en detalle tal como requieren las leyes de patentes, los expertos en la materia reconocerán modificaciones y sustituciones a las realizaciones específicas dadas a conocer en la presente memoria. Dichas modificaciones están dentro del alcance y de la intención de la presente invención, tal como se define en las siguientes reivindicaciones.

45

REIVINDICACIONES

- 5 1. Un procedimiento de fabricación de una interfaz de fijación de material compuesto integrado en el interior de un conjunto aeroespacial, la interfaz dispuesta para fijar componentes del conjunto aeroespacial que comprenden un primer componente estructural del conjunto aeroespacial que tiene un primer coeficiente de expansión térmica CTE y un segundo componente estructural del conjunto aeroespacial que tiene un segundo CTE, teniendo la interfaz un CTE gradual y comprendiendo el procedimiento las etapas de:
- 10 seleccionar una serie de capas de CTE gradual;
superponer las capas para formar un material compuesto integrado con CTE gradual; y,
procesar el material compuesto integrado para producir una primera superficie de fijación dispuesta para su fijación al primer componente estructural del conjunto aeroespacial que tiene un primer CTE, y para producir una segunda superficie de fijación dispuesta para su fijación al segundo componente estructural del conjunto aeroespacial que tiene un segundo CTE;
- 15 en el que la etapa de superponer las capas utiliza un proceso de pulvimetalurgia.
- 20 2. El procedimiento según la reivindicación 1, en el que la etapa de seleccionar una serie de capas comprende seleccionar capas del grupo de Kovar, aleación 42, aleación 48, 15-5PH e Inconel 718.
- 25 3. El procedimiento según la reivindicación 1, en el que la etapa de superponer capas proporciona un taco con CTE gradual y la etapa de procesamiento adicional comprende la etapa de mecanizar el taco para proporcionar una banda con interfaces ortogonales entre capas.
- 30 4. El procedimiento según la reivindicación 1, en el que la etapa de superponer capas proporciona un taco con CTE gradual y la etapa de procesamiento adicional comprende la etapa de mecanizar el taco para proporcionar una banda con interfaces inclinadas entre capas.
- 35 5. El procedimiento según la reivindicación 1, en el que la etapa de superponer capas proporciona un taco con CTE gradual y la etapa de procesamiento adicional comprende las etapas de:
mecanizar el taco para producir una forma preliminar,
expandir la forma preliminar, y
laminar la forma expandida para conformar un anillo de fijación de forma casi final.

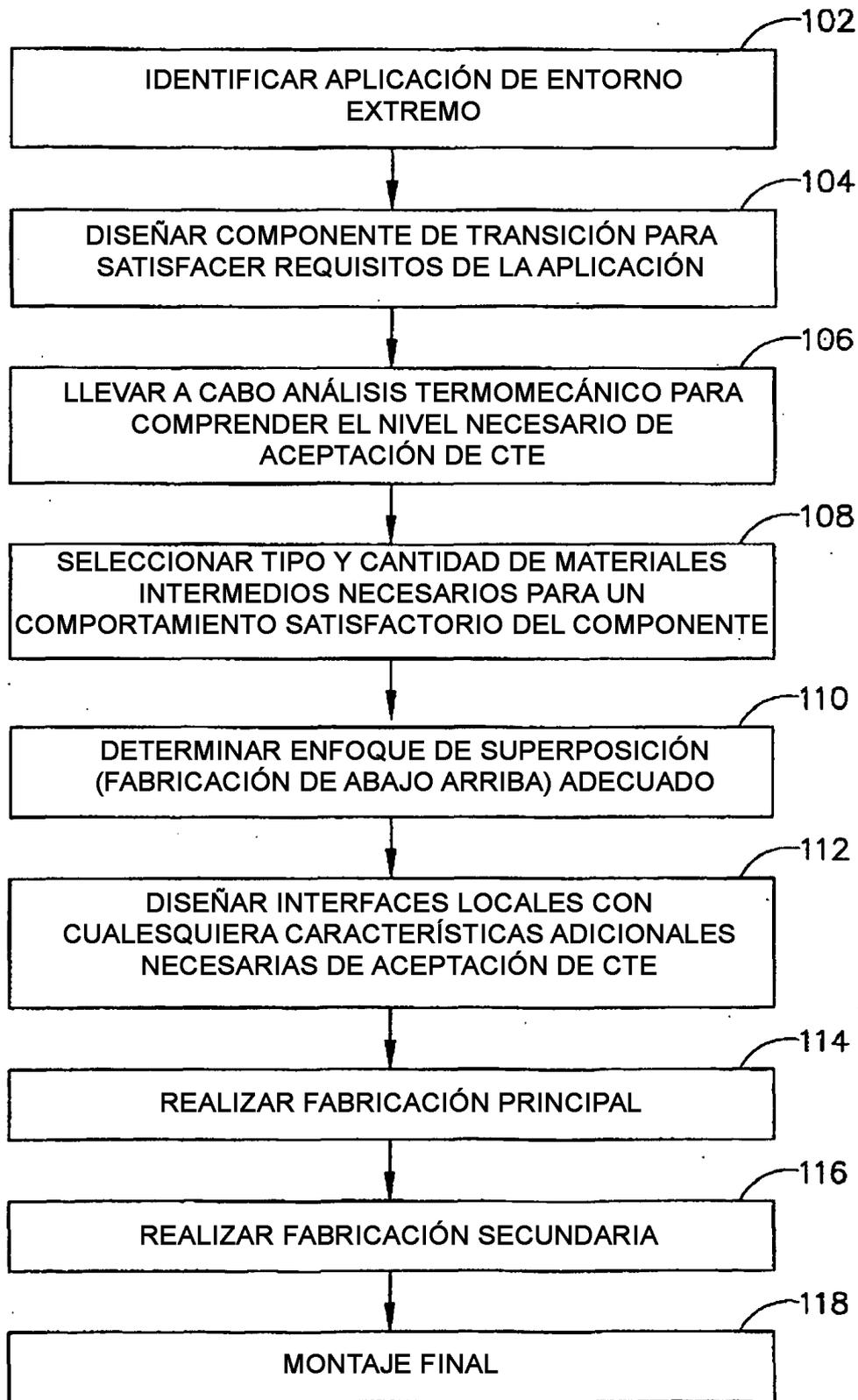


FIG. 1

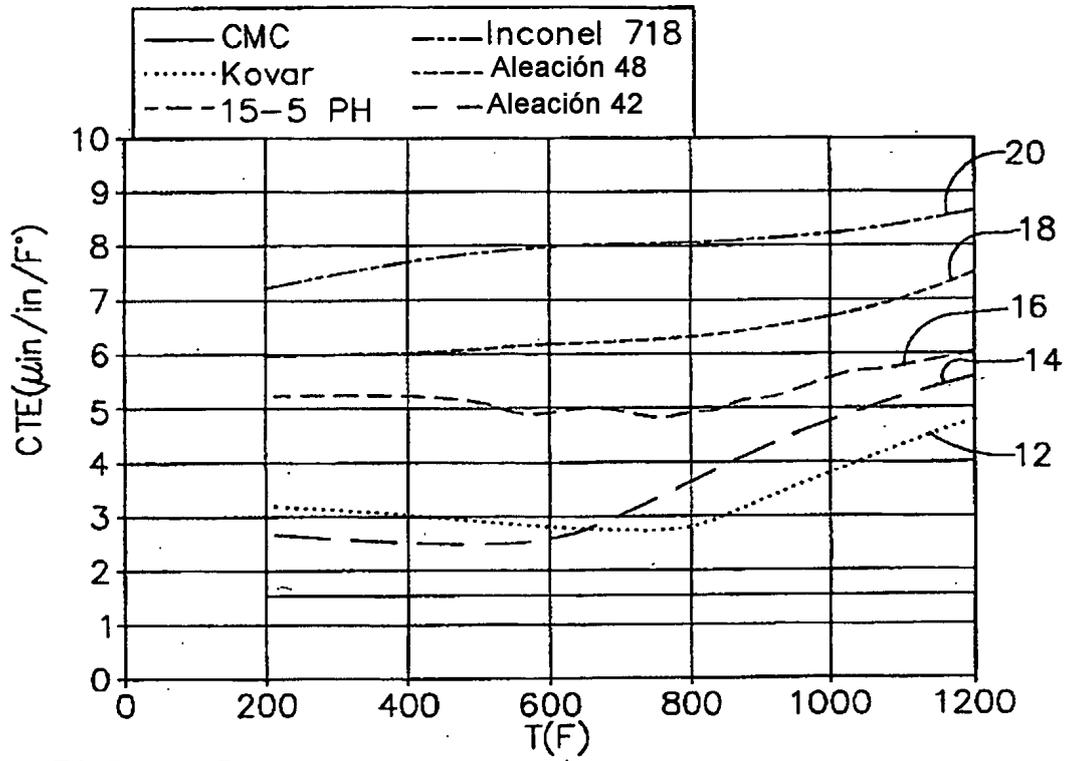


FIG. 2

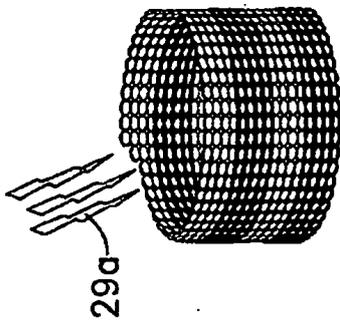


FIG. 3A

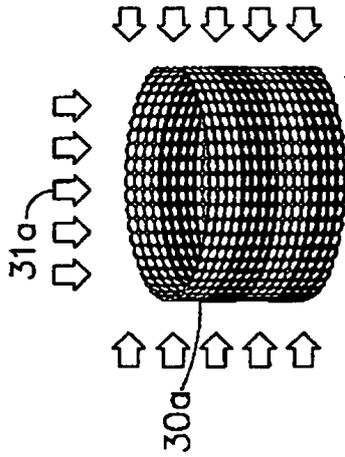


FIG. 3B

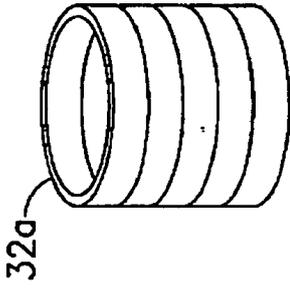


FIG. 3C

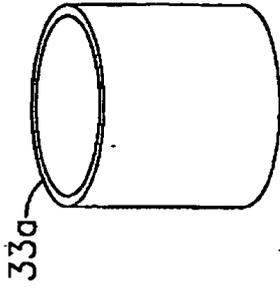


FIG. 3D

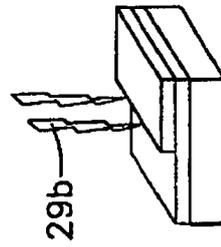


FIG. 3E

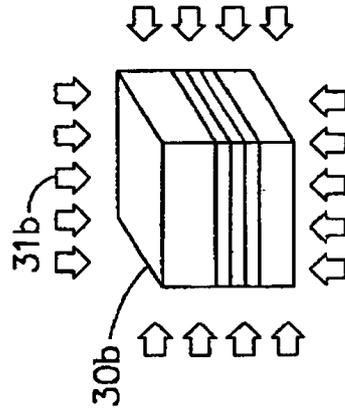


FIG. 3F

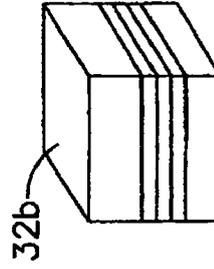


FIG. 3G

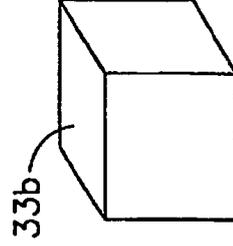


FIG. 3H

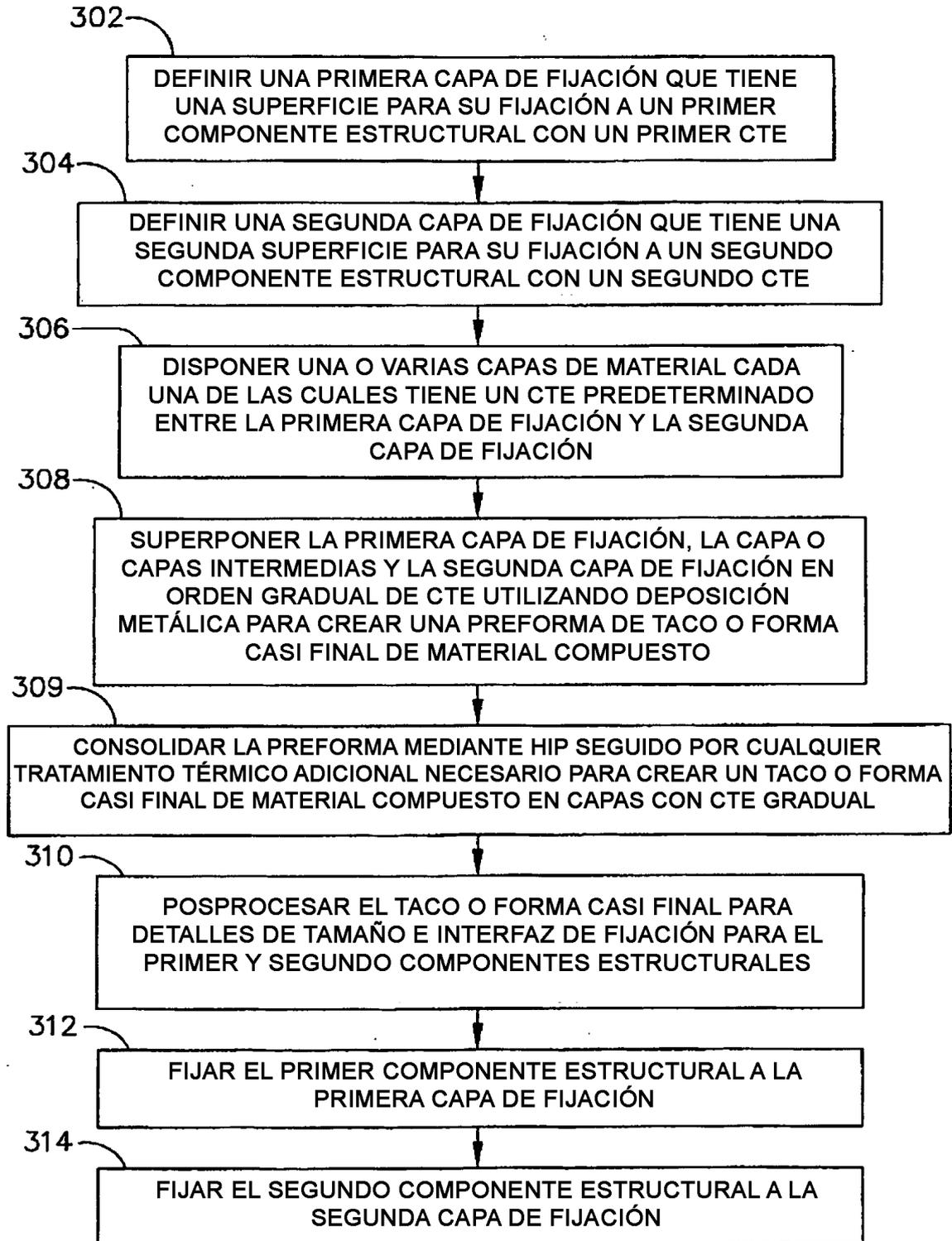


FIG. 3I.

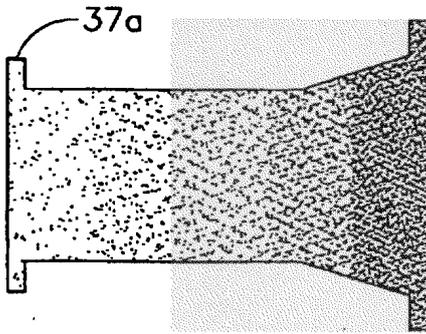


FIG. 4A

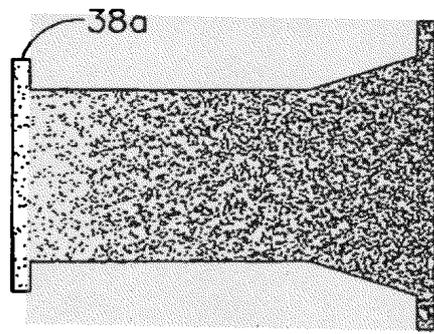


FIG. 4B

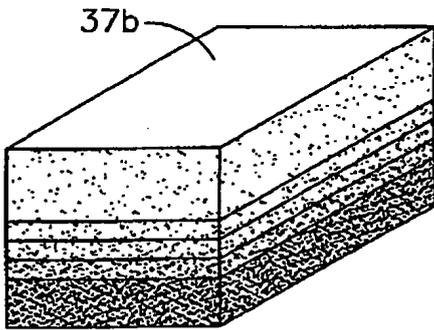


FIG. 4C

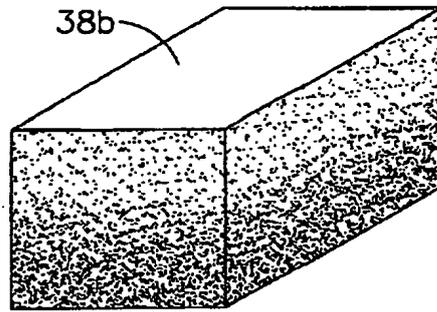


FIG. 4D

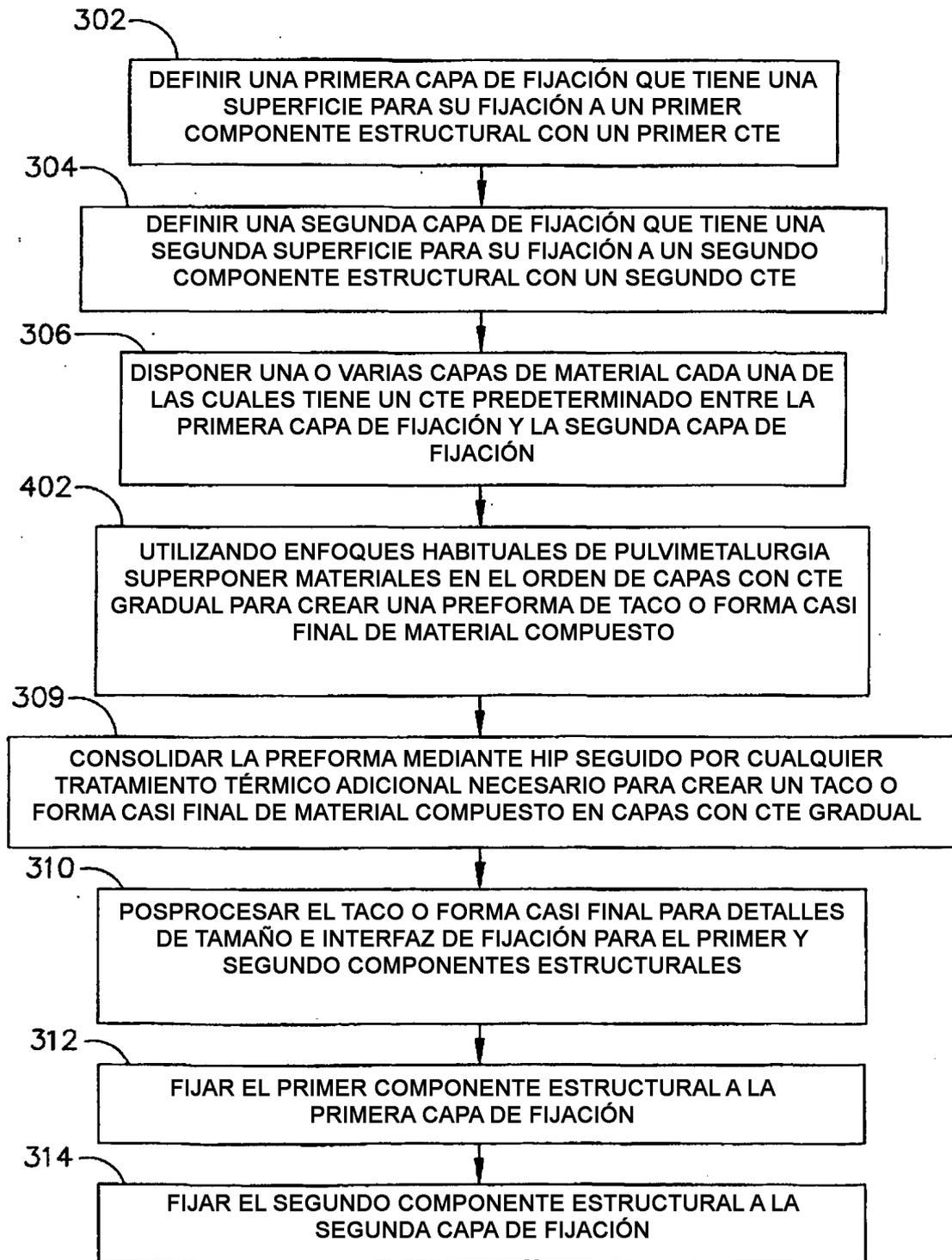
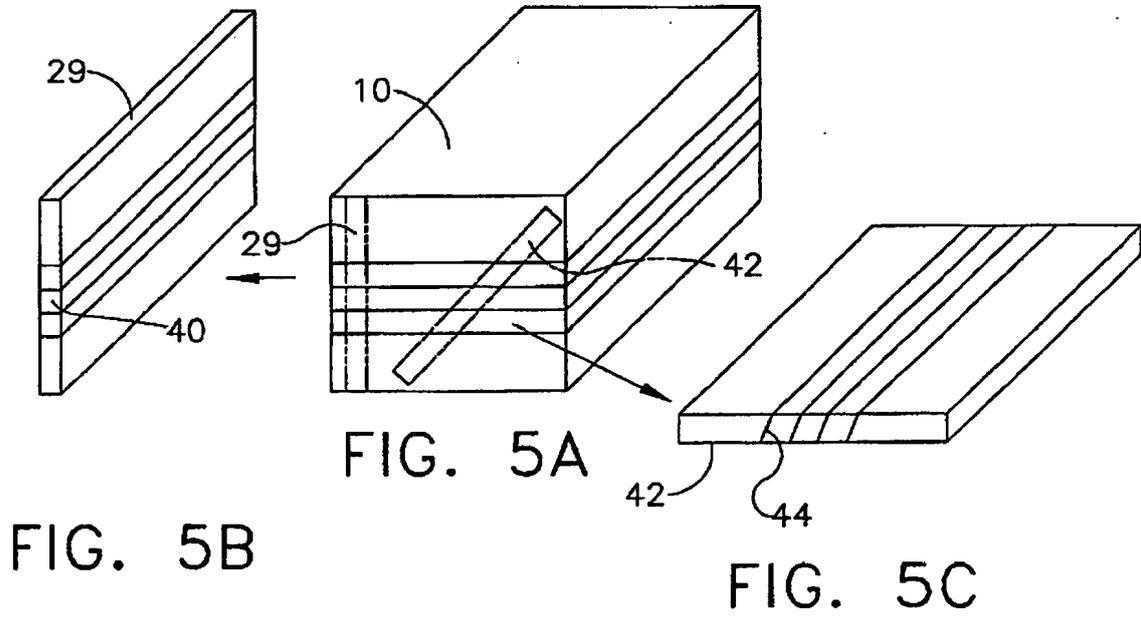


FIG. 4E



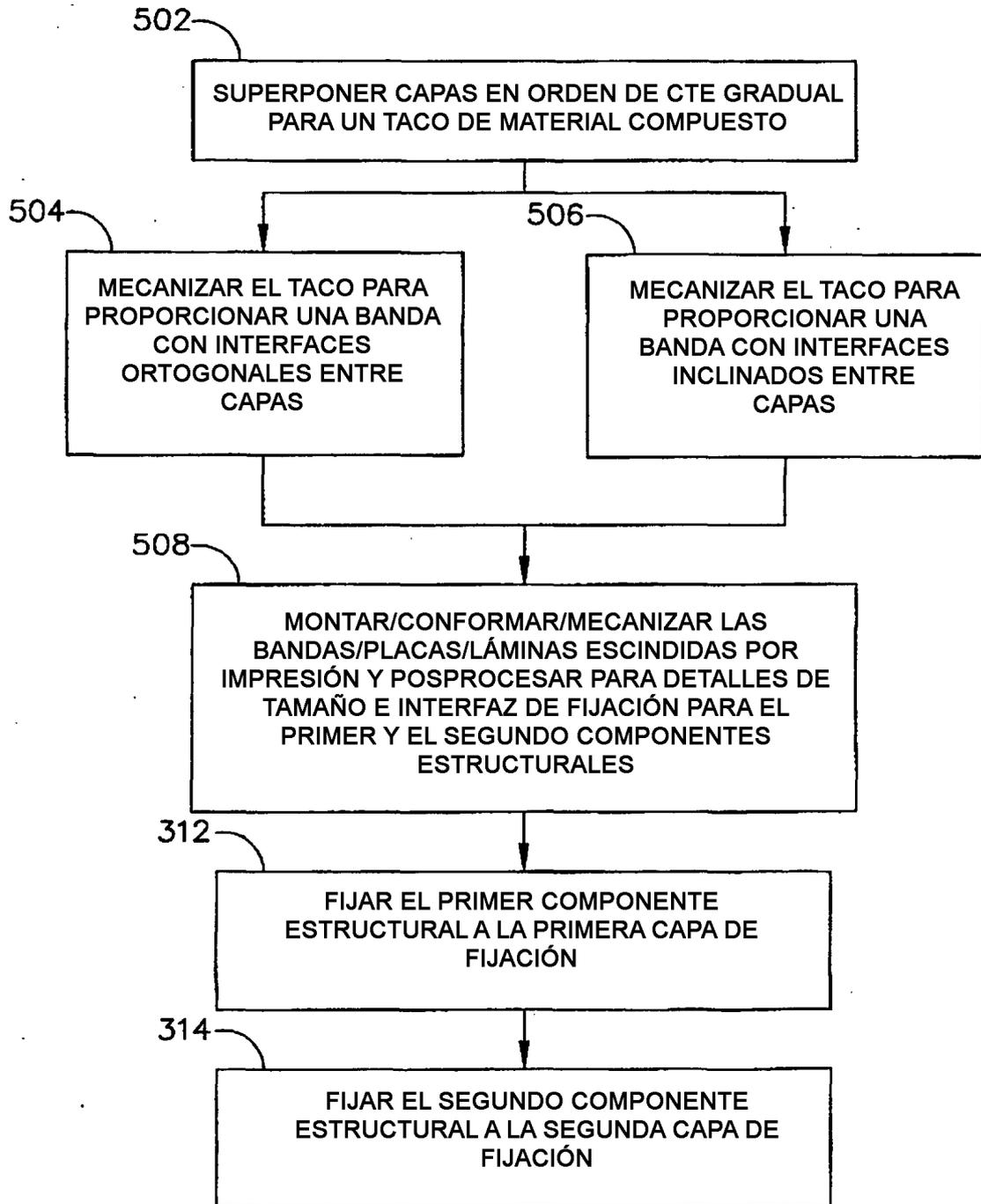


FIG. 5D

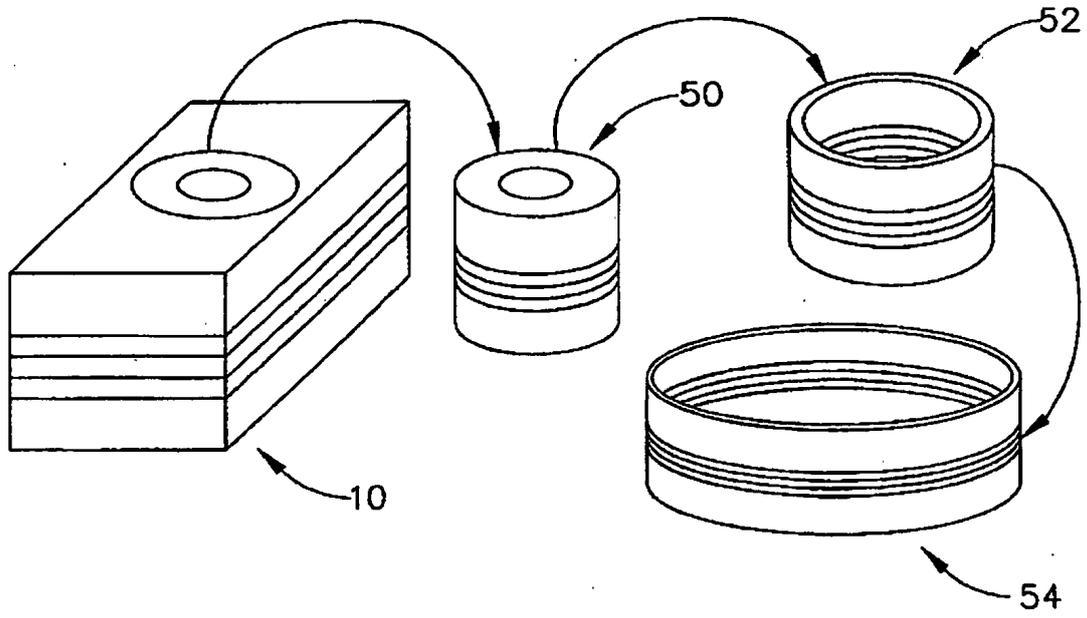


FIG. 6A

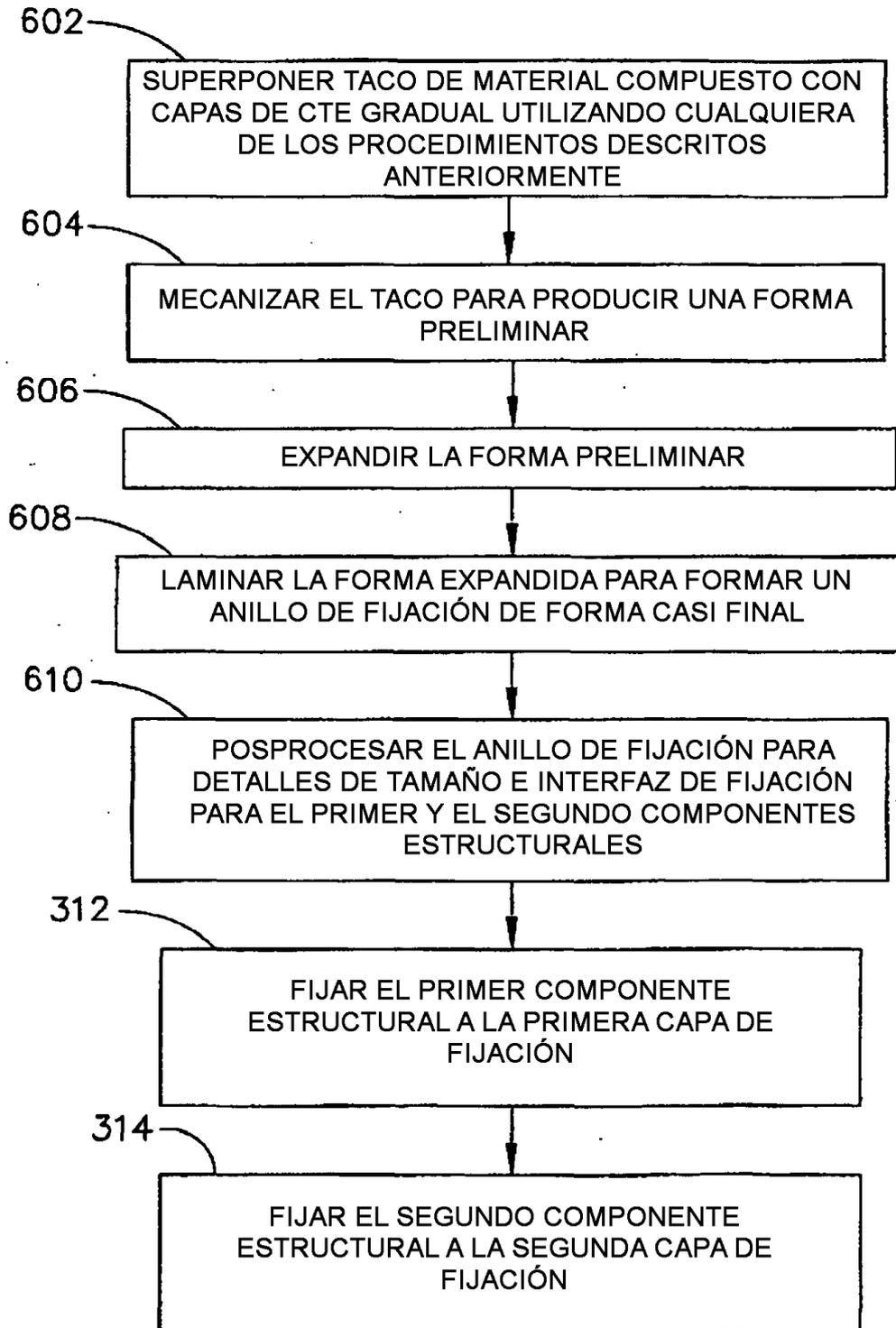


FIG. 6B

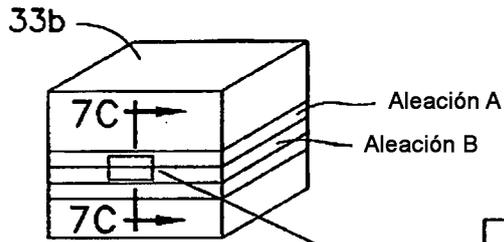


FIG. 7A

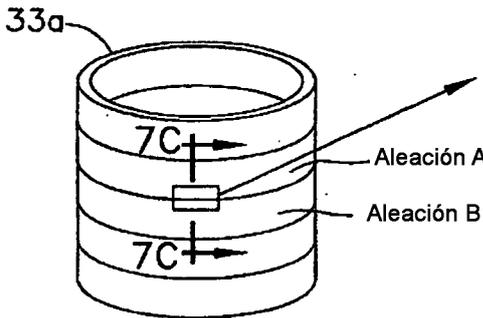


FIG. 7B

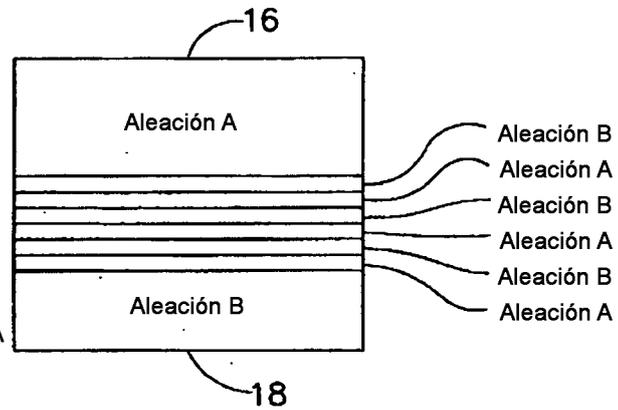


FIG. 7C

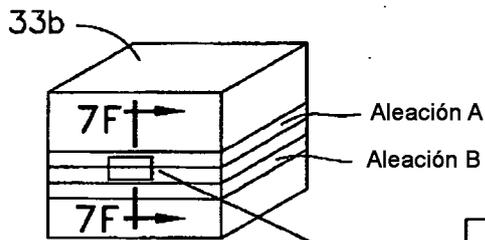


FIG. 7D

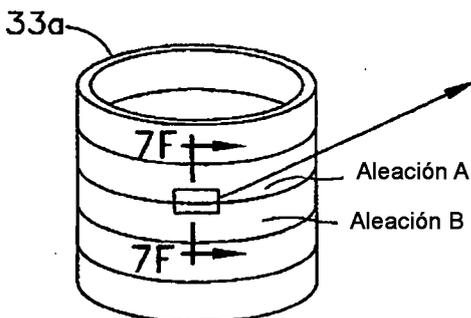


FIG. 7E

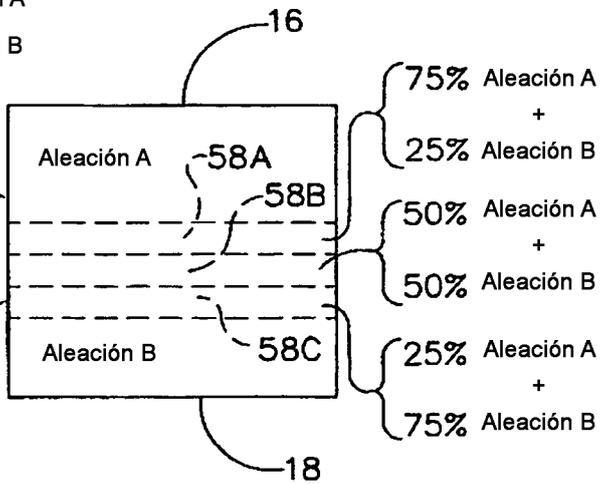


FIG. 7F

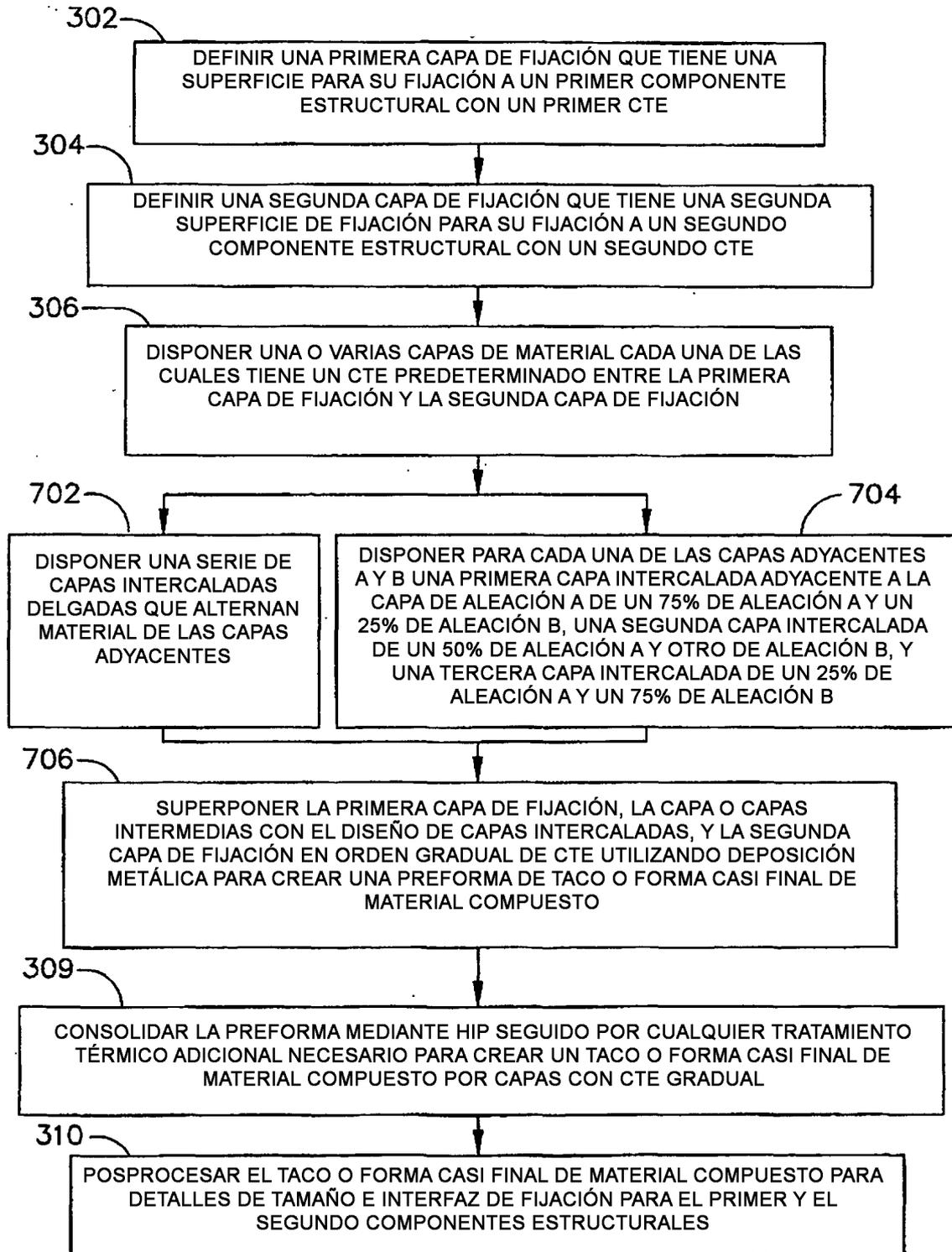
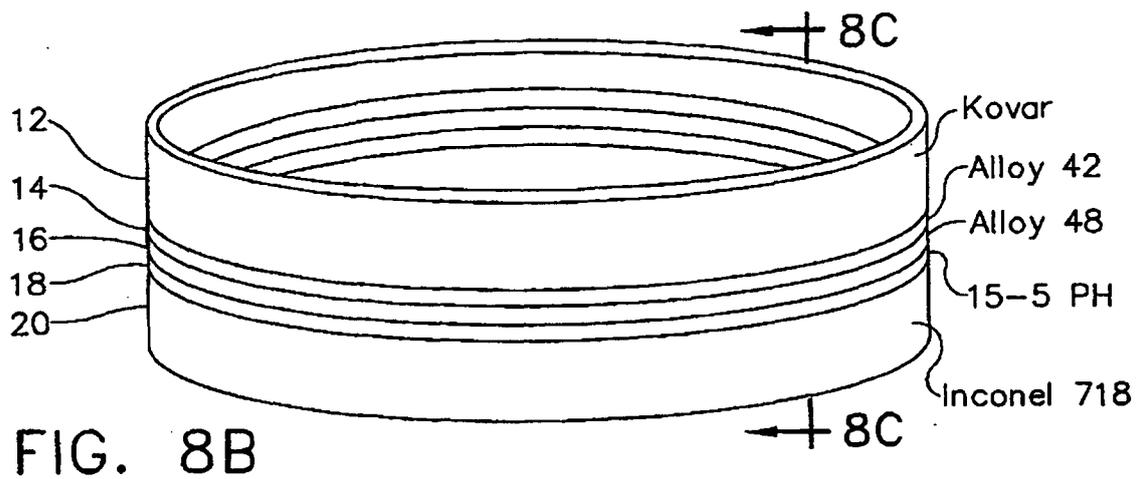
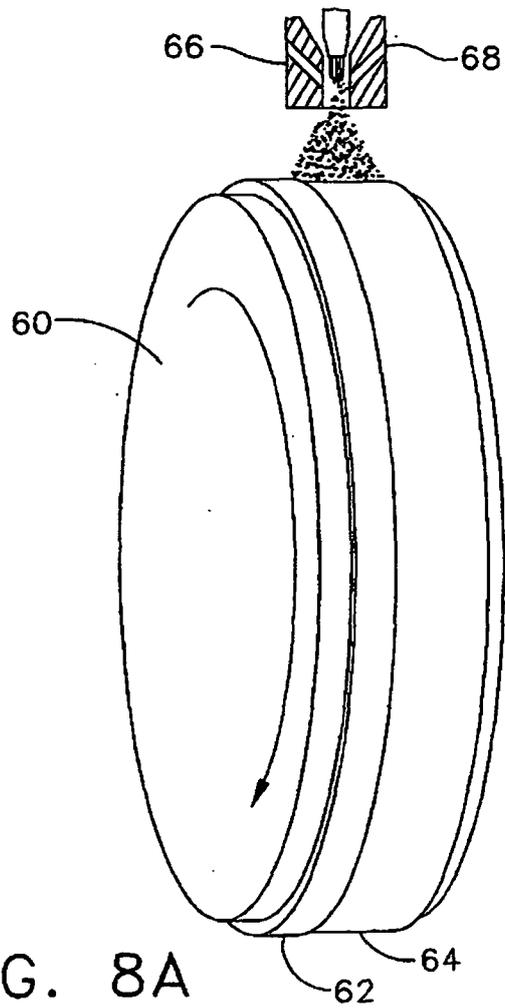


FIG. 7G



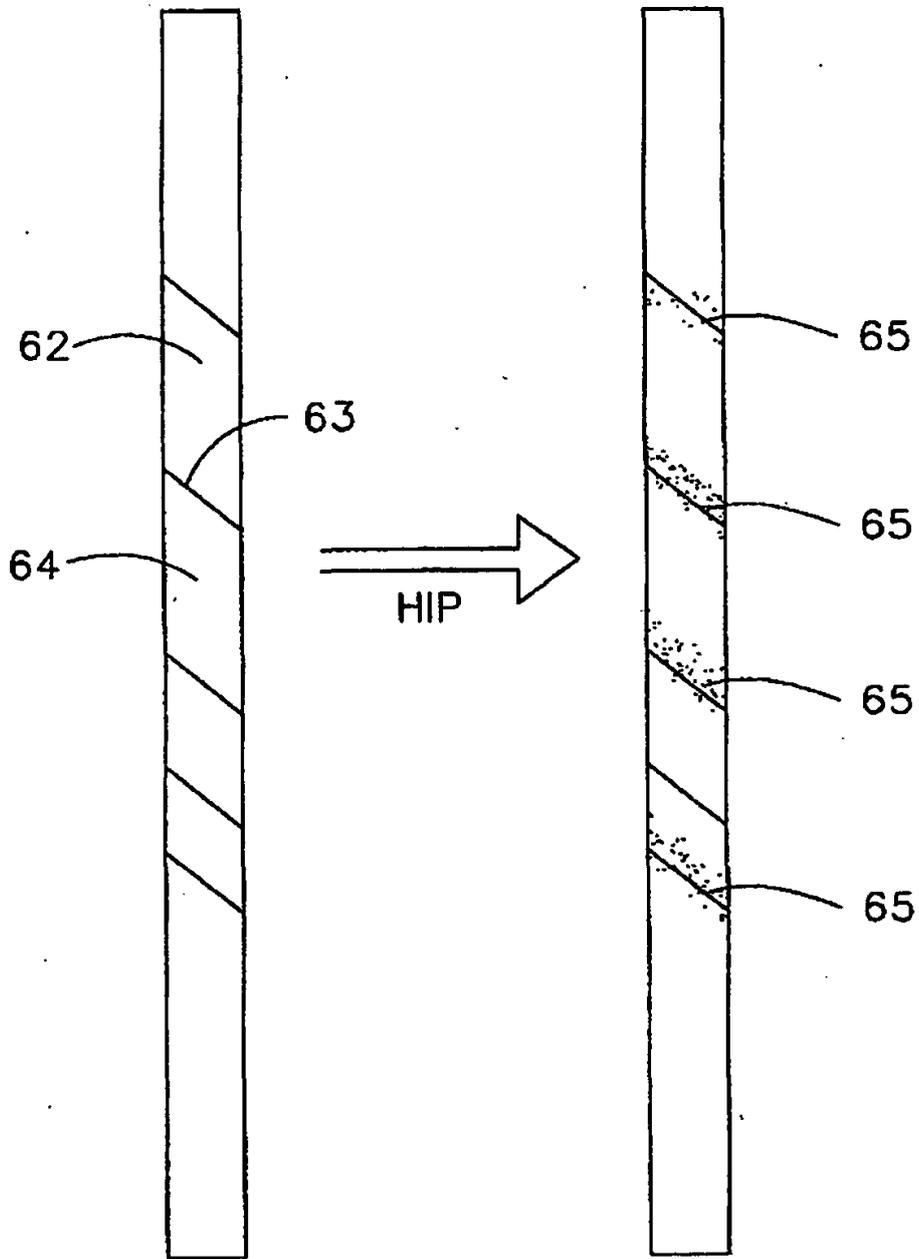


FIG. 8C

FIG. 8D

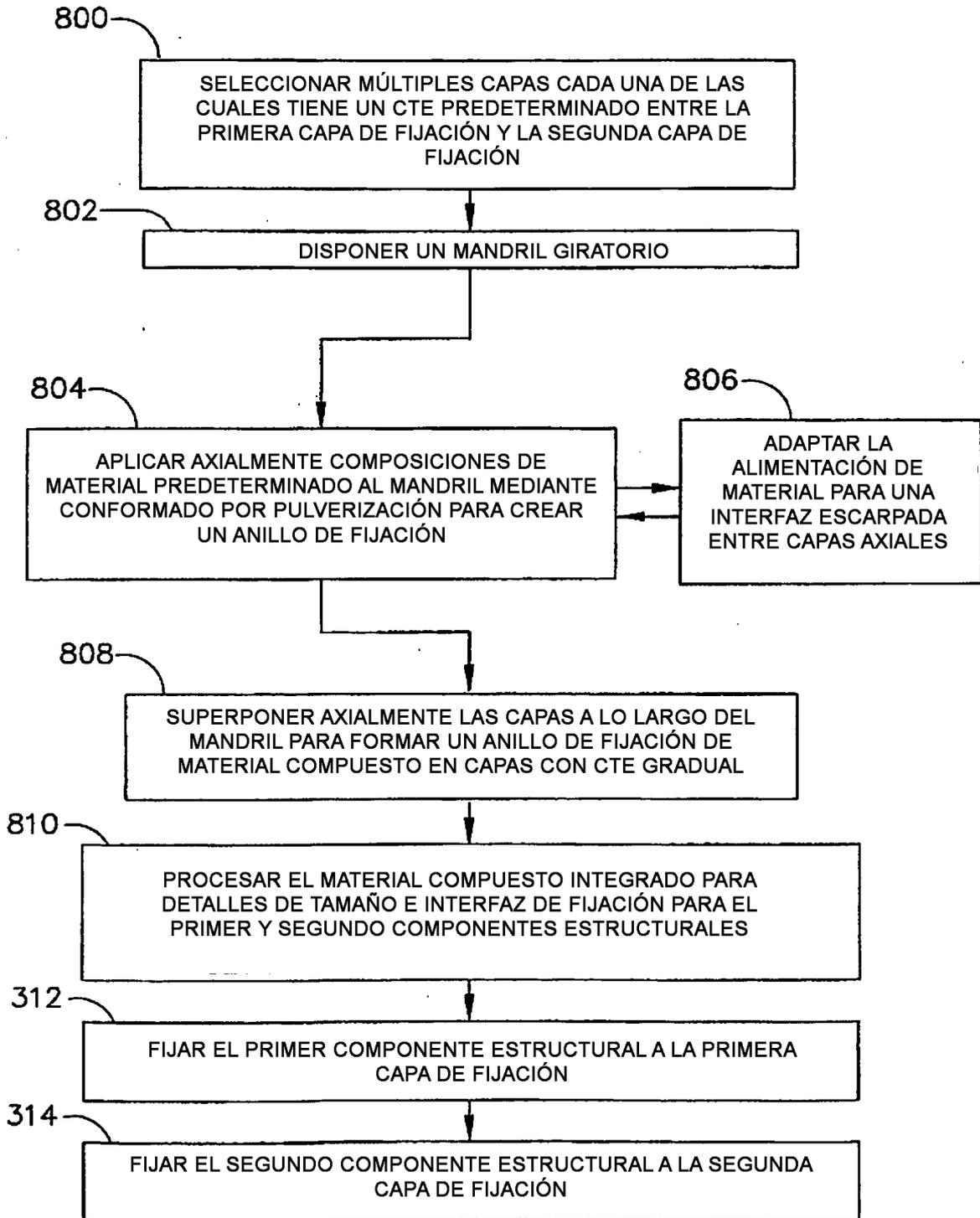


FIG. 8E

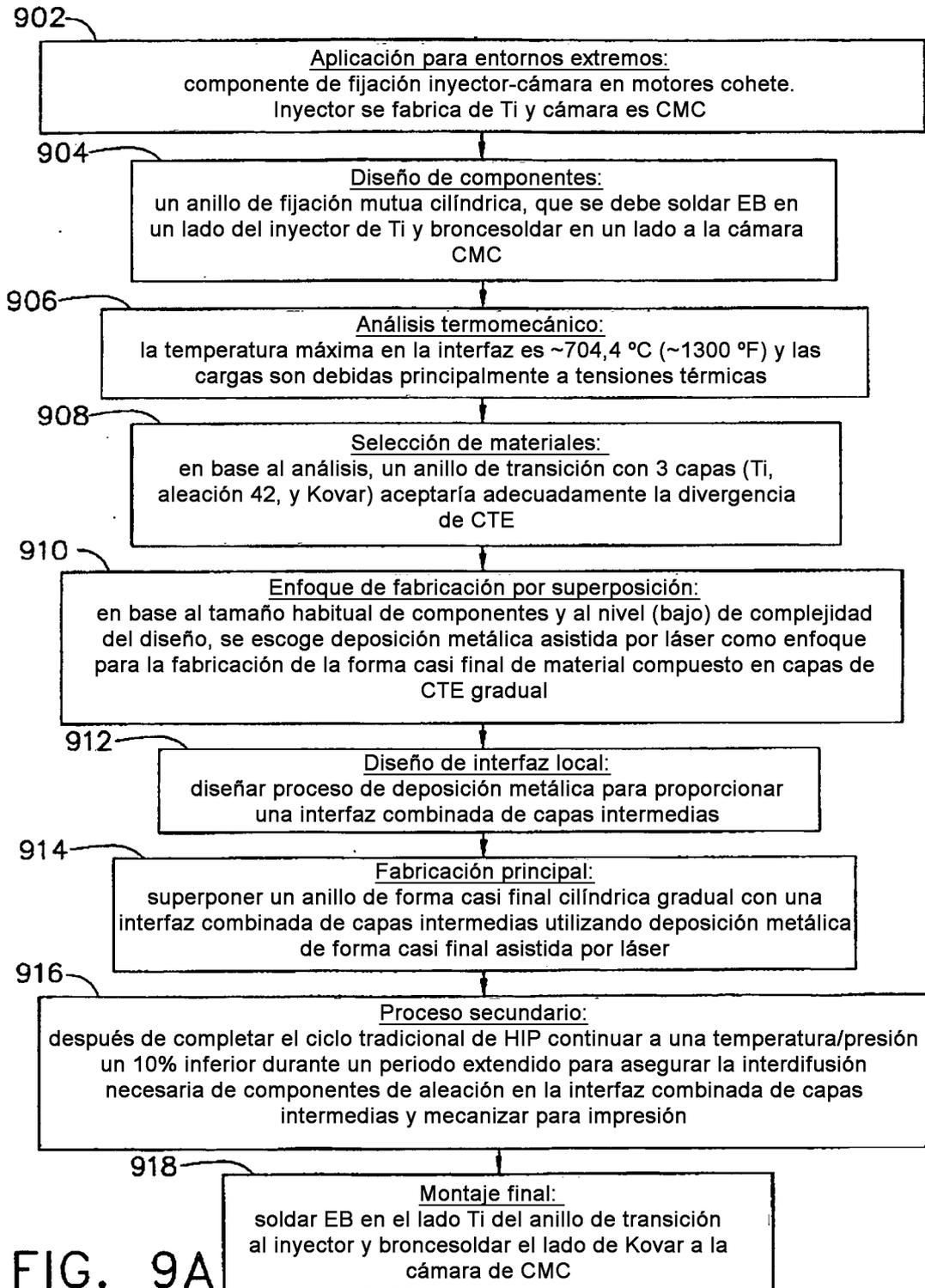


FIG. 9A

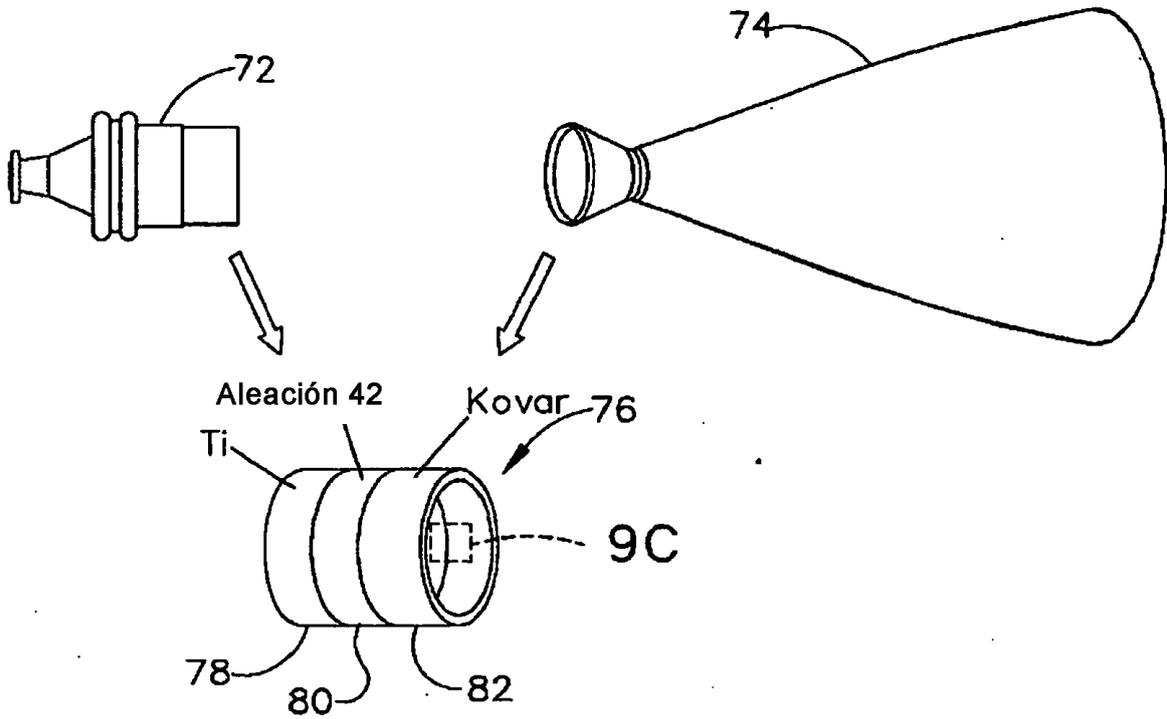


FIG. 9B

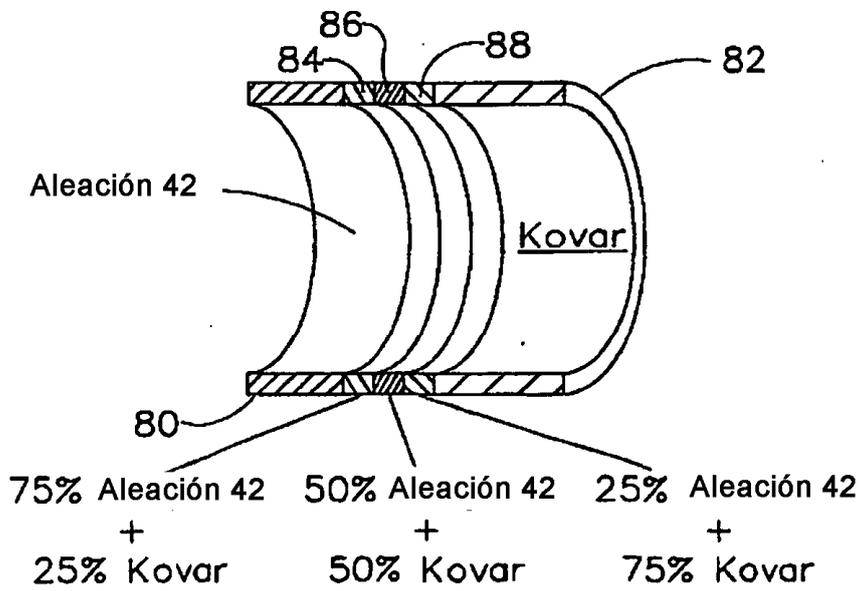


FIG. 9C

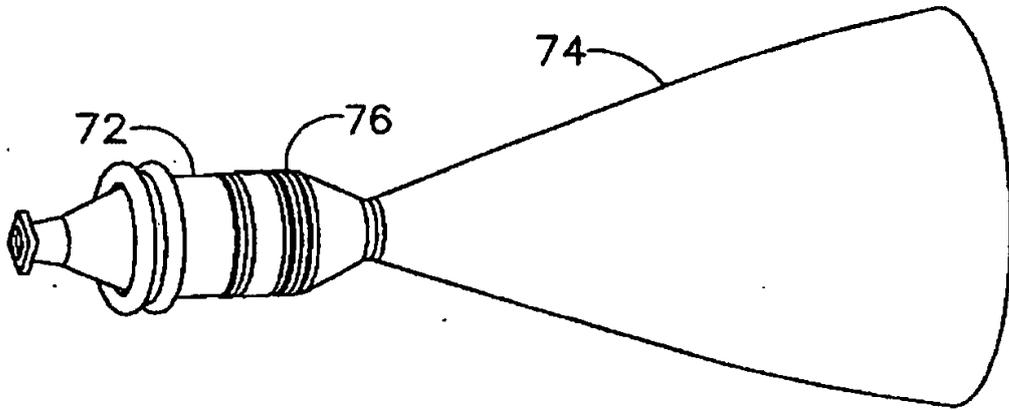


FIG. 9D

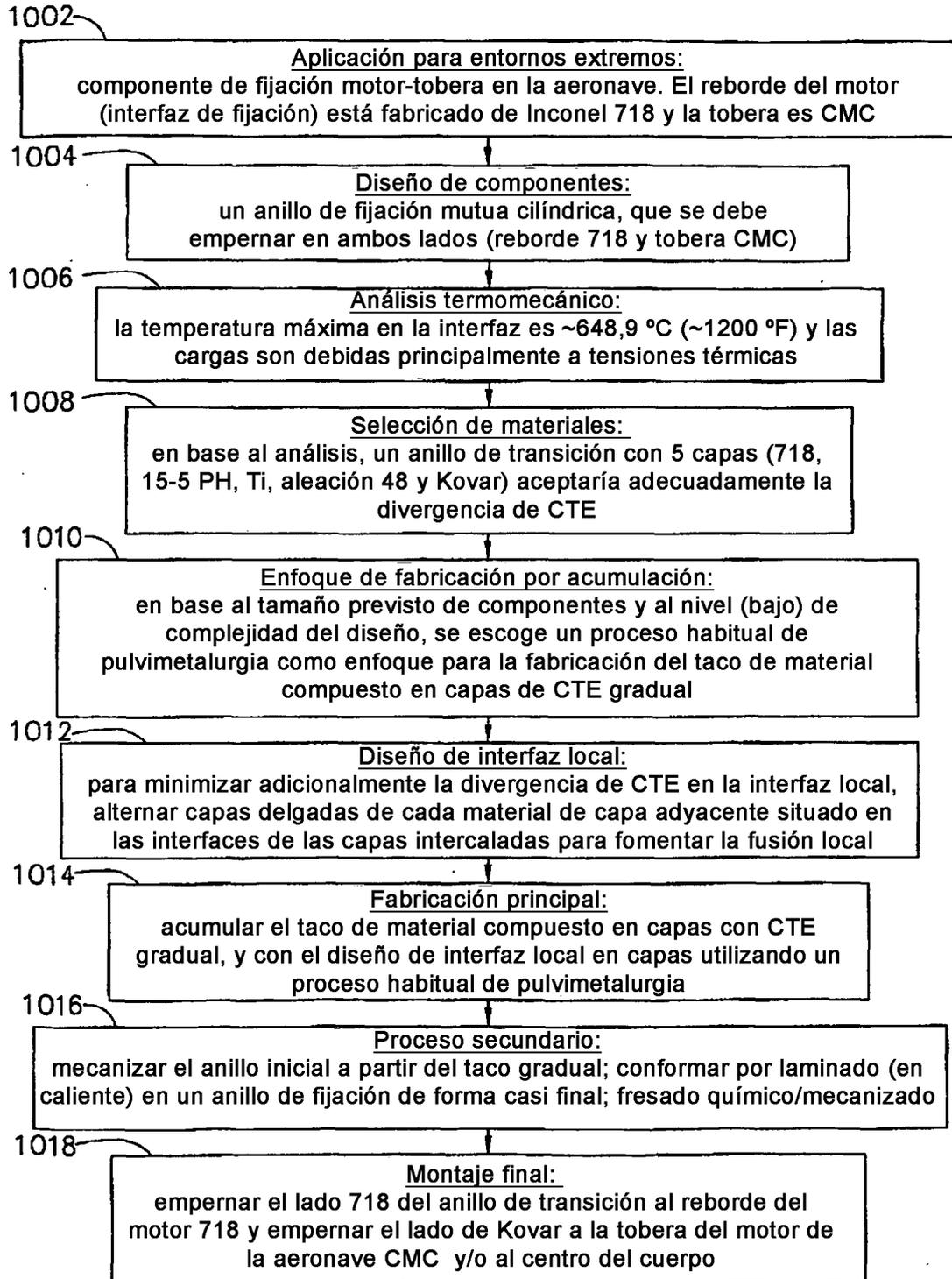


FIG. 10A

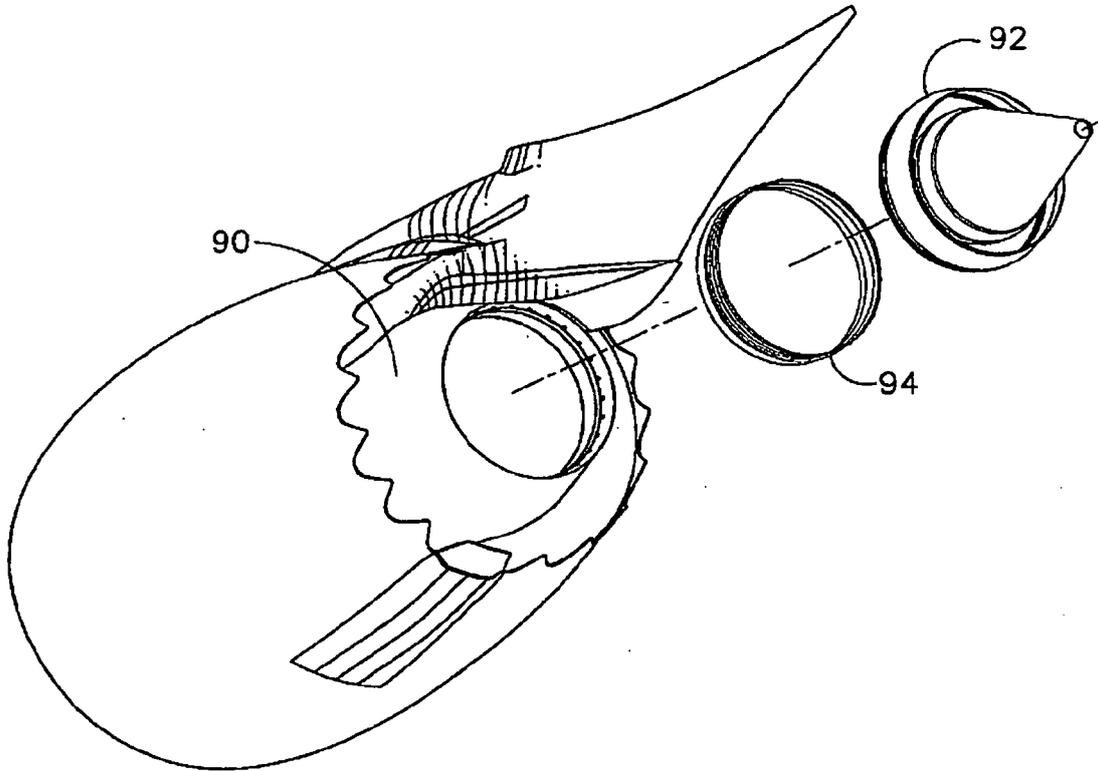


FIG. 10B

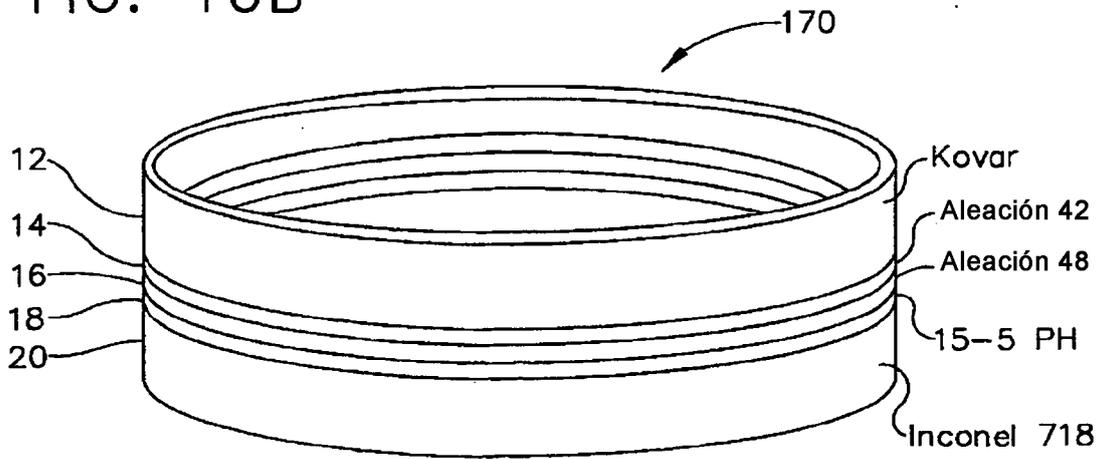


FIG. 10C

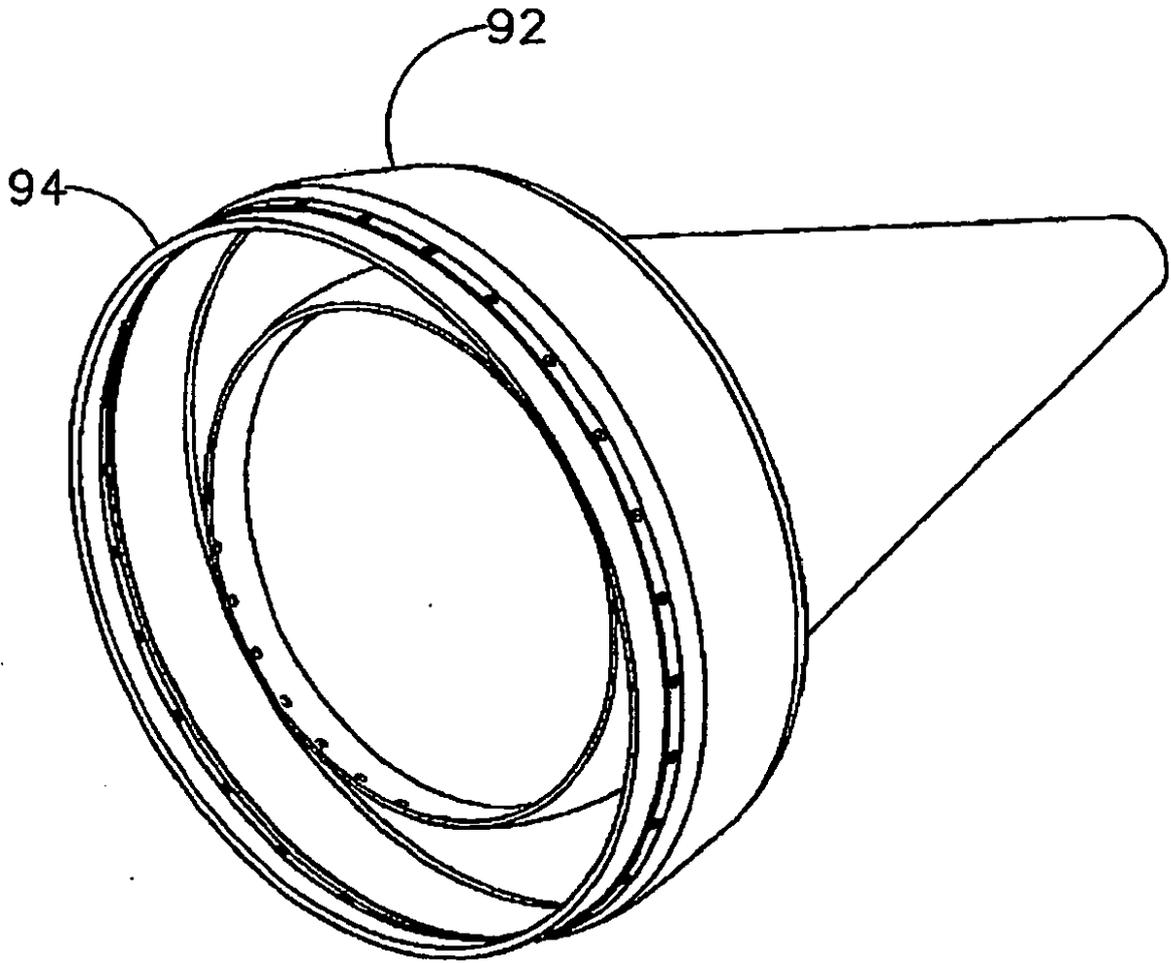


FIG. 10D

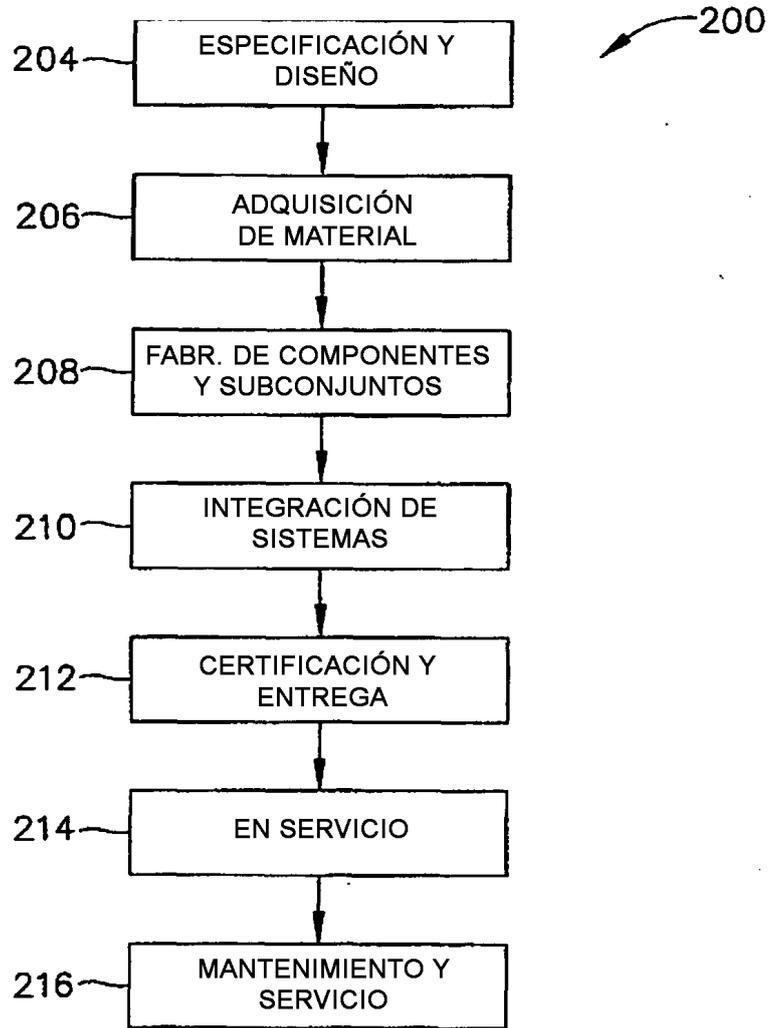


FIG. 11

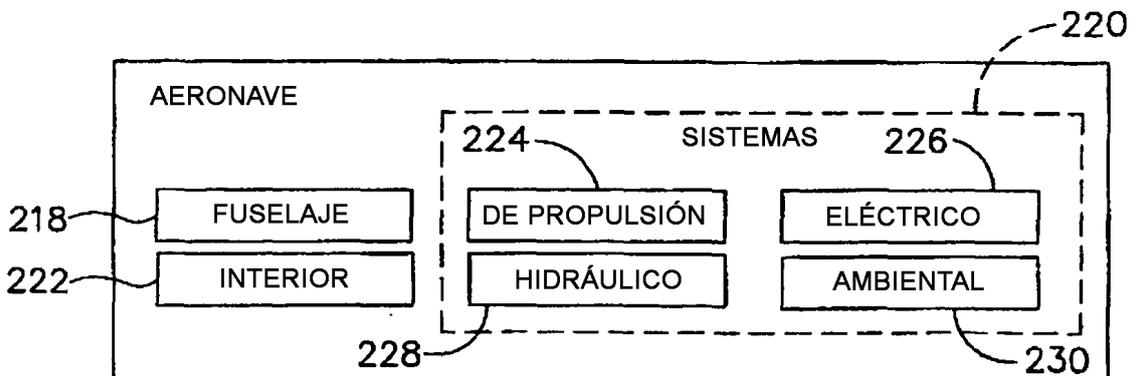


FIG. 12