

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6527144号
(P6527144)

(45) 発行日 令和1年6月5日(2019.6.5)

(24) 登録日 令和1年5月17日(2019.5.17)

(51) Int.Cl.	F 1
F 1 6 H 57/03 (2012.01)	F 1 6 H 57/03
B 6 4 C 1/00 (2006.01)	B 6 4 C 1/00 B
B 6 4 C 27/12 (2006.01)	B 6 4 C 27/12
B 6 4 F 5/40 (2017.01)	B 6 4 F 5/40
F 1 6 H 57/032 (2012.01)	F 1 6 H 57/032

請求項の数 8 (全 10 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号	特願2016-528222 (P2016-528222)	(73) 特許権者	597102912
(86) (22) 出願日	平成26年11月6日(2014.11.6)		シコルスキー エアクラフト コーポレイ ション
(65) 公表番号	特表2016-538498 (P2016-538498A)		SIKORSKY AIRCRAFT C ORPORATION
(43) 公表日	平成28年12月8日(2016.12.8)		アメリカ合衆国, コネチカット, ストラッ トフォード, メイン ストリート 690 O
(86) 国際出願番号	PCT/US2014/064259	(74) 代理人	100086232
(87) 国際公開番号	W02015/112228		弁理士 小林 博通
(87) 国際公開日	平成27年7月30日(2015.7.30)	(74) 代理人	100092613
審査請求日	平成29年10月25日(2017.10.25)		弁理士 富岡 潔
(31) 優先権主張番号	14/073, 162		
(32) 優先日	平成25年11月6日(2013.11.6)		
(33) 優先権主張国	米国 (US)		

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 変速機に対する損傷軽減

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

回転翼航空機の構成部材であって、
前記回転翼航空機の別の構成部材に接触するように構成された、腐食を受け易い表面であって、材料の一部が除去された領域を有する、未使用の変速機ハウジングの表面と、前記領域内に1つ以上の粉末材料層をコールドスプレーすることによって形成された構造堆積物であって、前記構成部材に印加される荷重を支持するように構成された、構造堆積物と、
を備え、
前記構造堆積物を含む前記構成部材は、前記構成部材の初期寸法に略等しい寸法を有しており、

前記領域は、損傷、腐食、及び孔食が生じることが予測される前記表面の部分である、
構成部材。

【請求項 2】

前記粉末材料はアルミニウムを含む、請求項 1 に記載の構成部材。

【請求項 3】

前記構造堆積物は、前記表面と略面一である、請求項 1 に記載の構成部材。

【請求項 4】

前記構造堆積物を含む前記構成部材の強度は、前記構成部材の初期強度に近い、または初期強度を上回る、請求項 1 に記載の構成部材。

【請求項 5】

構造堆積物を未使用の変速機ハウジングの表面に事前に形成する方法であって、腐食及び孔食が生じることが予測される前記表面の部分を特定する工程と、前記表面の前記部分を用意する工程と、

構造堆積物を前記表面の前記特定された部分に形成させる工程であって、前記変速機ハウジングと一体に形成され、かつ前記変速機ハウジングに印加される荷重を支持するように構成された、構造堆積物を形成させる工程と、

前記変速機ハウジングの初期寸法に略等しい所望の寸法を実現するように、前記構造堆積物から余剰材料を除去する工程と、
を備えた、方法。

10

【請求項 6】

前記変速機ハウジングは、回転翼航空機の変速機ハウジングである、請求項 5 に記載の方法。

【請求項 7】

前記構造堆積物は、コールドスプレー堆積プロセスを通して被覆される 1 つ以上の粉末材料層を含む、請求項 5 に記載の方法。

【請求項 8】

前記粉末材料はアルミニウムを含む、請求項 7 に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

20

【0001】

(関連特許出願の相互参照)

本出願は、2013年11月6日に提出された米国特許仮出願第14/073,162号の利益を主張するものであり、同出願の全記載内容を参照によって本書に引用したものとす。

【0002】

本発明の例示的な実施形態は、腐食損傷を受け易い回転翼航空機の構成部材に関するものであり、とりわけ、回転翼航空機のこのような構成部材に対する腐食損傷を防止する、または低減する方法に関するものである。

【背景技術】

30

【0003】

回転翼航空機は、アルミニウム及びマグネシウム合金により通常形成される、例えば変速機のような構成部材を含む。このような構成部材が周囲環境に晒される結果、これらの合金材料は、一般腐食及び電気化学的腐食の両方の腐食を受け易い。例えば、水または水分が構成部材の外側表面に付着すると、腐食が起こり、例えば化学的副産物及び塩水のような他の周囲環境条件によって腐食を悪化させる。あるいは、隣接する構成部材との電気化学的な不適合性により、電気化学的腐食が起こる。両方の腐食モードにより、構成部材の材料が劣化して、構成部材の断面厚さが薄くなる。幾つかの例では、構成部材の有効断面が過度に小さくなって、構成部材の構造的な完全性が失われる。

【発明の概要】

40

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

従来の回転翼航空機構成部材修復方法では、アルミニウム及びマグネシウム構造の寸法復元を、これらには限定されないが、例えばエポキシ接着法、プラズマ溶射法、高速フレーム(HVOF)溶射法、及び熔融溶接法を含む多種多様な方法を用いて可能にすることができる。高温修復方法によって、許容できない構成部材歪みが生じ、基板材料特性が、経年変化または溶解(solutioning)により劣化する。エポキシ接着法では、亀裂または破砕が使用中に発生して、環境要素による下地材料の侵食を許してしまう。材料に対する侵食が続くと、壁厚が薄くなって、構成部材が使用できなくなる。更に、これらの修復方法のいずれの修復方法においても、荷重を支持するのに適した堆積物を形成することがで

50

きない。

【課題を解決するための手段】

【0005】

本発明の1つの実施形態によれば、回転翼航空機の構成部材が提供され、この構成部材は、この回転翼航空機の別の構成部材に接触するように構成された、腐食及び/又は孔食を受け易い表面を含む。その表面は、材料の一部が除去された領域を有する。構造堆積物が、その領域内に1つ以上の粉末材料層をコールドスプレーすることによって形成される。構造堆積物は、構成部材に印加される荷重を支持するように構成される。

【0006】

本発明の別の実施形態によれば、構成部材の表面の損傷部分を再構築する方法が提供され、その方法は、局部腐食及び/または局部孔食が発生している全ての材料を除去することにより、その表面に領域を形成することと、この形成領域を用意することと、を含む。構造堆積物が、その領域内に形成され、かつその構成部材と一体に形成される。構造堆積物は、構成部材に印加される荷重を支持するように構成される。余剰材料は、この構造堆積物から除去される。

10

【0007】

本発明の別の実施形態によれば、構造堆積物を構成部材の表面に事前に形成 (preemptively forming) する方法が提供され、この方法は、損傷が生じて領域が形成されることが予測される表面の部分を特定することを含む。次に、特定された部分が用意される。構造堆積物が、その特定された部分に形成され、かつ構成部材と一体に形成される。構造堆積物は、構成部材に印加される荷重を支持するように構成される。余剰材料は、この構造堆積物から除去される。

20

【0008】

本発明であるとみなされる主題が具体的に説明されて、本明細書の最後の特許請求の範囲に明確に記載される。本発明の上記特徴及び他の特徴、及び利点は、以下の詳細な説明から、添付の図面を併せて参照することにより明らかになる。

【0009】

詳細な説明では、本発明の実施形態について、利点及び特徴と併せて図面を参照しながら実施例を通して説明する。

【図面の簡単な説明】

30

【0010】

【図1】例示的な回転翼航空機の斜視図である。

【図2a】図1の航空機のメインロータシステム及びテールロータシステムの例示的な概略図である。

【図2b】図1の航空機のメインロータシステム及びテールロータシステムの例示的な概略図である。

【図3】本発明の1つの実施形態による回転翼航空機の変速機ハウジングの斜視図である。

【図4】本発明の1つの実施形態による回転翼航空機の変速機ハウジングの合わせ面の斜視図である。

40

【図5】本発明の1つの実施形態による一体的に形成される構造堆積物を有する変速機ハウジングの一部の断面図である。

【図6】本発明の1つの実施形態による変速機ハウジングの表面の一部を再構築する方法である。

【図7】本発明の1つの実施形態による構造堆積物を変速機ハウジングの表面に事前に形成する方法である。

【発明を実施するための形態】

【0011】

図1は、メインロータシステム12を有する回転翼航空機10を模式的に示している。航空機10は、延在する尾部16を有する機体14を含み、尾部16には、例えば反トル

50

クシステム、並進推力発生システム、推進プロペラ、またはロータ推進システムのようなテールロータシステム 18 が装着される。動力は 1 つ以上のエンジン E から動力伝達変速機 20 (図 2 a 及び図 2 b 参照) に伝達されて、メインロータシステム 12 をそれぞれの回転軸 A を中心として駆動する。特定の回転翼航空機構造が本開示の実施形態において図示され、かつ説明されているが、例えば補助並進推力発生システムを備える高速複合回転翼航空機、二重反転、同軸回転翼システム航空機、及びターボプロップ、ティルトロータまたはティルトウイング航空機のような他の構造及び/または機械も、恩恵を本発明から享受することになるであろう。

【 0 0 1 2 】

次に、図 2 a を参照すると、図 1 の航空機 10 のメインロータシステム 12 及びテールロータシステム 18 の概略図が、更に詳細に提供されている。図示の非限定的な実施形態では、動力伝達変速機 20 は、1 つ以上のエンジン E、メインロータシステム 12、及びテールロータシステム 18 の間に配置される。変速機 20 は、メインロータシステム 12 及びテールロータシステム 18 の両方に機械的に接続することができ、かつメインロータシステム 12 及びテールロータシステム 18 の両方を動作させるように構成することができる。図 2 b に示す別の実施形態では、回転翼航空機 10 は、メインロータシステム 12 に機械的に接続され、かつメインロータシステム 12 を動作させるように構成される第 1 動力伝達変速機 20 を含む。同様に、第 2 動力伝達変速機 21 が、テールロータシステム 18 に機械的に接続され、かつテールロータシステム 18 を動作させるように構成される。動力伝達変速機 20、21 の各動力伝達変速機は、動力を航空機 10 の少なくとも 1 つ

【 0 0 1 3 】

動力伝達変速機 20、21 は普通、ハウジング 22 内に装着され、ハウジング 22 は、歯車列をハウジング内で支持するように構成される。1 つの実施形態では、ハウジングは、アルミニウムまたはマグネシウム材料のいずれかを含む。図 3 に示すハウジング 22 の非限定的な実施形態は普通、複数の第 1 開口部 24 を含み、これらの第 1 開口部 24 は、変速機 20 の種々の部分に通じる複数の潤滑剤流路となるように構成される。ハウジング 22 は更に、複数の第 2 開口部 26 を含み、これらの第 2 開口部 26 は、例えばメインロータシステム 12 またはテールロータシステム 18 のロータシャフト (図示せず) のような入力モジュール取り付け部材 (図示せず) を少なくとも部分的に支持するように構成される。更に、ハウジング 22 は、複数の装着脚部 28 を含むことができ、これらの装着脚部 28 は、第 1 端部 23 の近傍のハウジングの外周の周りに配置される。特定の变速機ハウジング 22 構造が、本開示の非限定的な実施形態において図示され、かつ説明されているが、他の構造が本発明の範囲内で考えられる。

【 0 0 1 4 】

ハウジング 22 のうち、損傷だけでなく、腐食及び孔食を最も受け易いハウジング構成部分は普通、別の構成部材、及び/またはハウジング 22 の材料と区別できる材料に接触するか、または係合するように構成される表面 30 である。例示的な表面 30 は、これらには限定されないが、例えば端部合わせ面 30 a、飛行制御面 30 b、及び底面 30 c を挙げることができる。端部合わせ面 30 a は、ハウジング 22 の第 1 端部 23 に設けられ、機体 14 の一部に係合するか、または航空機 10 の別の構成部材に係合するように構成される。図 4 に示すように、少なくとも 1 つの締結具 32 は、端部合わせ面 30 a から略垂直な方向に突出し、少なくとも 1 つの締結具 32 は、ハウジング 22 の第 1 端部 23 を航空機 10 の別の部分に接続するように構成される。各飛行制御面 30 b は、航空機 10 の飛行制御装置または別の構成部材 (図示せず) に接続されるように構成される。複数の飛行制御面 30 b は、ハウジング 22 の外側の周りに配置することができ、端部合わせ面 30 a に対して任意の角度で配置することができる。同様に、底面 30 c は、例えば裏面のような装着脚部 28 の一部とすることができ、この一部は、航空機 10 の別の構成部材、または機体 14 の一部と接触するように構成される。

【 0 0 1 5 】

10

20

30

40

50

次に、図5を参照すると、ハウジング22に加わる荷重を支持するように構成される構造堆積物40が、腐食及び孔食を受け易い変速機ハウジング22の表面30の少なくとも一部に形成される。構造堆積物40は、例えばこの技術分野で公知のアルミニウムまたはアルミニウム合金のような任意の適切な粉末材料により形成することができる。1つの実施形態では、構造堆積物40は、外部損傷(すなわち、刻み目、窪み、または削り溝)または腐食及び/または孔食のいずれかが既に生じてしまった後に、ハウジング22を修復する手段として形成される。別の実施形態では、構造堆積物40は、「事前修復手法(preemptive repair)」として、腐食及び孔食が生じる可能性が最も高い箇所を判断することに基づいて形成される。

【0016】

構造堆積物40は、1つ以上の粉末材料層を表面30の領域42に被覆することにより形成される。構造堆積物40を、腐食が生じてしまった後に堆積させる実施形態では、局部腐食及び局部孔食の全てを完全に除去するように必要なだけ表面30の材料を少しずつ除去することによって領域42が形成される。ハウジング22の残りの材料に欠陥が生じないことを保証するように、その表面30において近接する欠陥のない材料の一部を、更に局部腐食及び局部孔食と一緒に除去することができる。構造堆積物40を「事前に(preemptively)」堆積させる実施形態では、各領域42は、材料を腐食及び孔食が生じる可能性が最も高い箇所の表面30から除去することにより形成されるか、または構造堆積物40を形成するために使用される1つ以上の粉末材料層を、処理直後(または、鑄造直後)の表面の上に堆積させることにより形成されるかのいずれかである。いずれの実施形態においても、表面30に形成される1つ以上の領域42は普通、これに限定されないが、凹溝である。

【0017】

構造堆積物40を形成するために使用される1つ以上の粉末材料層は、コーティングよりも堅固で、表面30に加わる荷重を分担するように構成される。その結果、腐食及び孔食が生じる可能性が高い/生じてしまう可能性が高い箇所の表面30と一体に形成される1つ以上の構造堆積物40を有するハウジング22の強度は、ハウジング22の初期強度に近い、初期強度と殆ど同等である、または初期強度よりも高い。1つ以上の粉末材料層により形成される構造堆積物40は、約0.010インチ~2.00インチの範囲の厚さを有することができる。1つの実施形態では、構造堆積物40は、部品構造及び他の要素によって異なるが、0.025インチ以上の厚さを有することにより、構成部材に加わる荷重を適正に分担する。

【0018】

構造堆積物40を形成するために使用されるこれらの粉末材料層は普通、堆積プロセスで被覆され、この堆積プロセスでは、十分なエネルギーを供給して粒子を十分高い速度に加速することにより、粒子が領域42への衝突時に塑性変形して付着する。粉末材料の粒子は、ヘリウム、窒素、他の不活性ガス、またはこれらのガスの混合物などの加圧ガスまたは圧縮ガスを用いることにより、スプレーガン50の収束/放散ノズル52を通して超音速に加速される。堆積プロセスでは、粒子が、これらの粒子の固相から冶金学的に変化することはない。種々の技術を用いて、この種類の粒子堆積を行うことができ、種々の技術として、これらには限定されないが、例えばコールドスプレー堆積法、動的金属被覆(kinetic metallization)、電磁粒子加速(electromagnetic particle acceleration)、修正高速空気燃料溶射法(modified high velocity air fuel spraying)、または高速衝突融合(high velocity impact fusion: HVIF)を挙げることができる。

【0019】

これらの粉末材料層は、ハウジング22の原材料に被覆することができる、あるいは、既に形成されている構造堆積物40に被覆することができる。粉末材料が堆積している間、変速機ハウジング22を、動かないように保持してもよく、またはこの技術分野で公知の任意の適切な手段(図示せず)により接続してもよく、または並進移動させてもよい。代替的に、スプレーガン50のノズル52を、動かないように保持してもよく、または連

10

20

30

40

50

接してもよく、または並進移動させてもよい。幾つかの例では、変速機ハウジング 2 2 及びノズル 5 2 の両方を順番に、または同時に操作することができる。

【 0 0 2 0 】

変速機ハウジング 2 2 の表面 3 0 の損傷部分または腐食部分を再構築する方法 1 0 0 を図 6 に示す。表面 3 0 は、前述の表面 3 0 a、3 0 b、3 0 c のいずれかとすることができる。この方法はブロック 1 0 2 から始まり、局部損傷または局部腐食の全てを、表面 3 0 の一部から除去することにより領域 4 2 を形成する（図 5 参照）。腐食及び孔食は、例えば研削法、加工法、エッチング、または他の適用可能な技術を用いて、機械的に、または化学的に除去することができる。局部腐食を除去した後、ブロック 1 0 4 に示すように、この技術分野で公知の方法に従って、表面 3 0 を用意して表面 3 0 にマスク処理を施す。1 つの実施形態では、表面 3 0 を用意して表面 3 0 にマスク処理を施すことが、研磨材のグリッドブラストの使用を含む。汚染防止の過程としてブラスト残留物を除去するように更に追加の材料を使用してもよい。ブロック 1 0 6 では、少なくとも 1 つの粉末材料層を領域 4 2 に、コールドスプレー堆積プロセスを用いて被覆することにより、ハウジング 2 2 の材料と一体に形成される構造堆積物 4 0 を形成する。領域 4 2 に付着した構造堆積物 4 0 は、変速機ハウジング 2 2 の表面 3 0 の初期寸法を超えて突出しうる。構造堆積物 4 0 を形成した後、ブロック 1 0 8 に示すように、余剰材料が必要に応じて除去される。その結果、構造堆積物 4 0 は、変速機ハウジング 2 2 の表面 3 0 の残りの部分と略面一をなす、及び/または、構造堆積物 4 0 を含む変速機ハウジング 2 2 の寸法は、変速機ハウジング 2 2 の初期寸法に略等しい。

【 0 0 2 1 】

構造堆積物 4 0 をハウジング 2 2 の表面 3 0 に事前に形成する方法 2 0 0 を図 7 に示す。表面 3 0 は、前述の表面 3 0 a、3 0 b、3 0 c のいずれかとすることができる。この方法 2 0 0 はブロック 2 0 2 から始まり、局部腐食及び局部孔食が生じる可能性が最も高い位置の未使用の変速機ハウジング 2 2 の表面 3 0 から一部の材料を除去することにより領域 4 2 を形成する。材料は表面 3 0 から、例えば研削法、機械加工、エッチング、または他の適用可能な技術を用いて、機械的に、または化学的に除去することができる。材料を最初に全く除去することなく、構造堆積物 4 0 をハウジング 2 2 の既存の表面に付着させる実施形態では、ブロック 2 0 2 に示す工程を飛ばしてもよい。ブロック 2 0 4 では、前述のように、例えば領域 4 2 などの、構造堆積物 4 0 を収容するように構成される表面 3 0 の一部を用意して、表面構成部分にマスク処理を施す。ブロック 2 0 6 では、少なくとも 1 つの粉末材料層を、コールドスプレー堆積プロセスを用いて被覆することにより構造堆積物 4 0 を形成する。表面 3 0 に付着した構造堆積物 4 0 は、例えば変速機ハウジング 2 2 の表面 3 0 の初期寸法などの、所望の寸法を超えて突出しうる。このような例では、ブロック 2 0 8 に示すように、余剰材料は、構造堆積物 4 0 を形成した後に除去される。余剰材料 4 0 が除去されて、構造堆積物 4 0 が、変速機ハウジング 2 2 の表面 3 0 の残りの部分と略面一となり、構造堆積物 4 0 を含む変速機ハウジング 2 2 の寸法が変速機ハウジング 2 2 の初期寸法と略等しくなる。

【 0 0 2 2 】

1 つ以上の構造堆積物 4 0 を変速機ハウジング 2 2 の表面に形成することにより、腐食及び孔食を低減する、及び/または防止することができる、それによりハウジング 2 2 の耐用寿命を長くすることができる。更に、構造堆積物 4 0 は、表面 3 0 に加わる荷重を分担するように構成されるので、1 つ以上の構造堆積物 4 0 を付着させても、ハウジング 2 2 の構造的な完全性に影響を及ぼすことがない、またはハウジング 2 2 の構造的な完全性の低下を最小限にする。

【 0 0 2 3 】

本発明について、限られた数の実施形態に関連して詳細に説明してきたが、本発明はこのような本開示の実施形態に限定されないことを容易に理解できるであろう。限定されるのではなく、本発明に修正を加えて、これまで説明してこなかったが本発明の思想及び範囲と同等である任意の数の変形、変更、置換、または等価構成を取り入れることができる

10

20

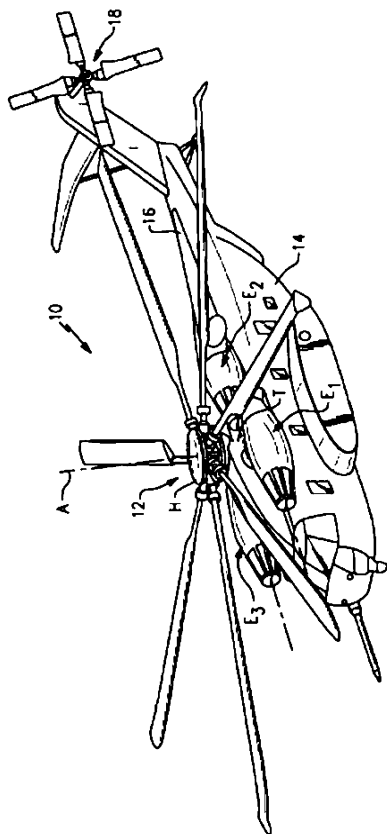
30

40

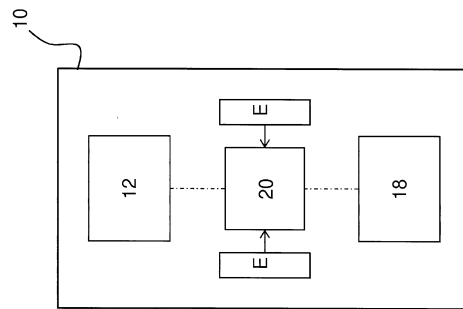
50

。更に、本発明の種々の実施形態について説明してきたが、本発明の態様は、本記載の実施形態のうちの幾つかの実施形態しか含んでいないことが理解されよう。従って、本発明は、これまでの説明によって限定的であると捉えられるべきではなく、添付の請求項の範囲によってのみ限定される。

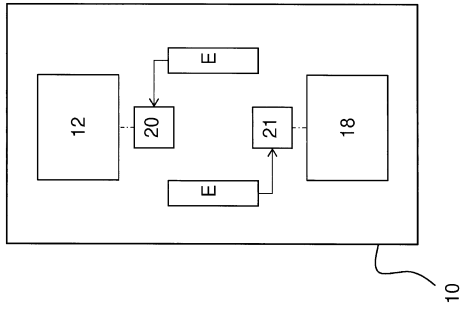
【図 1】



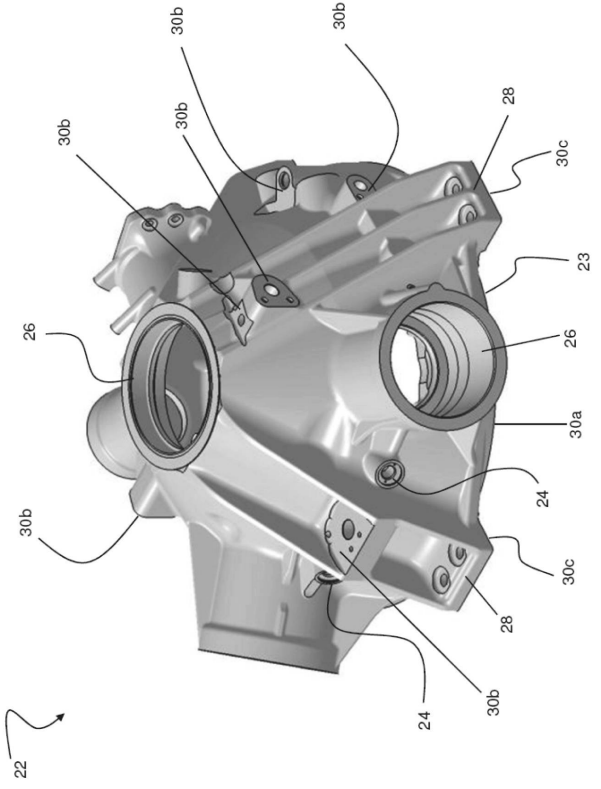
【図 2 a】



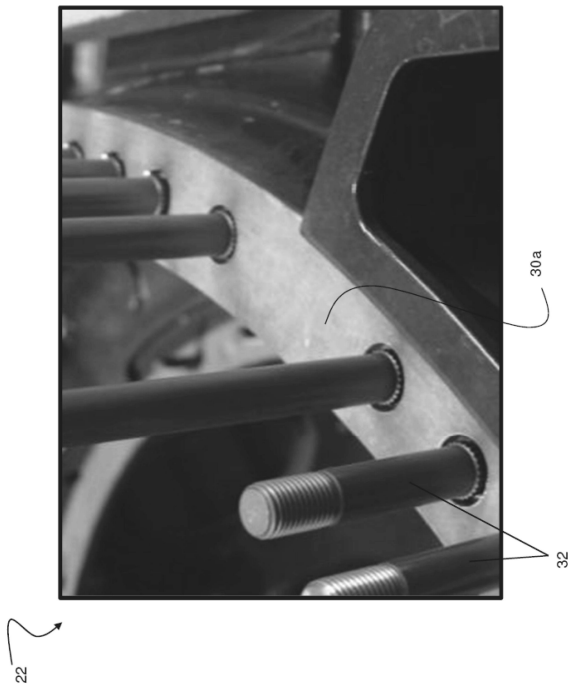
【 図 2 b 】



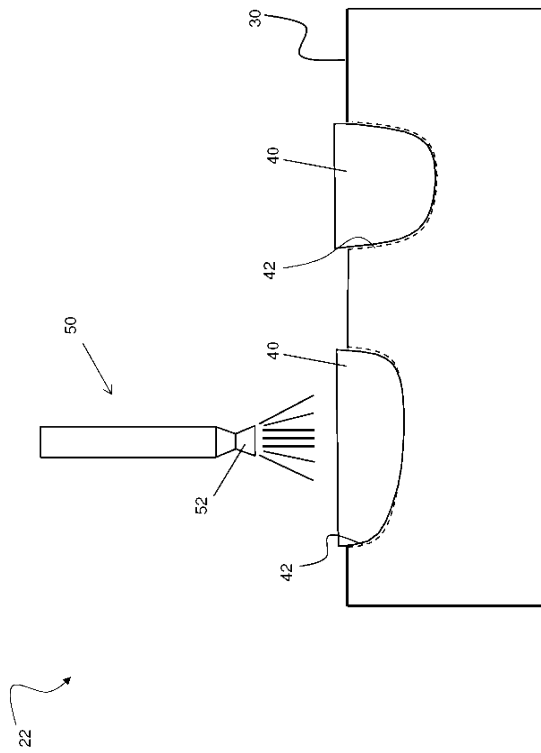
【 図 3 】



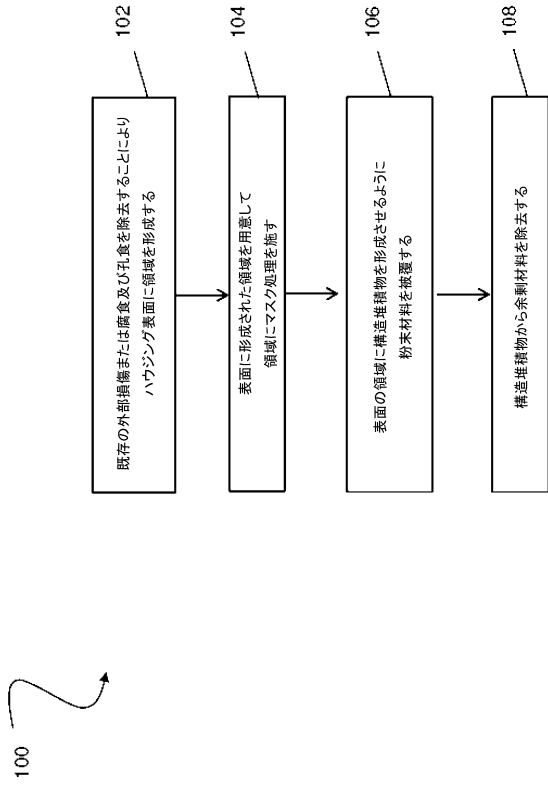
【 図 4 】



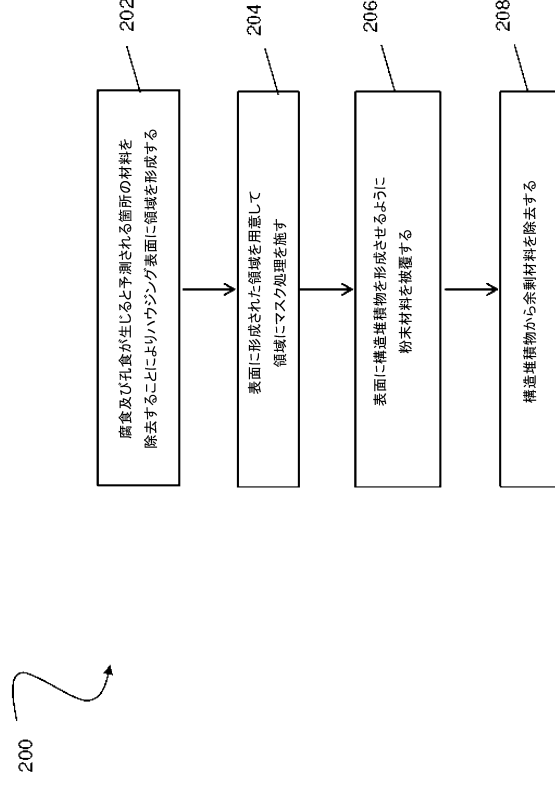
【 図 5 】



【 図 6 】



【 図 7 】



フロントページの続き

(51)Int.Cl. F I
 C 2 3 C 24/04 (2006.01) C 2 3 C 24/04

- (72)発明者 ハンセン, エリック ケー .
 アメリカ合衆国, コネチカット, ノース ブランフォード, ヘムロック ドライブ 4
- (72)発明者 サリヴァン, ジェームズ
 アメリカ合衆国, コネチカット, サジントン, プレザント ストリート 862
- (72)発明者 コーリー, アンソニー ジー .
 アメリカ合衆国, コネチカット, トランブル, デイル ロード 26
- (72)発明者 チョイ, ジンキュ
 アメリカ合衆国, コネチカット, トランブル, アカデミー ロード 21
- (72)発明者 ロビンズ, マイケル アール .
 アメリカ合衆国, コネチカット, ギルフォード, ジェファーソン ドライブ 78

審査官 前田 浩

- (56)参考文献 特表2009-528939(JP, A)
 米国特許出願公開第2006/0240192(US, A1)
 V. K. Champagne, 他2名, Magnesium Repair by Cold Spray, Army Research Laboratory, 2008年5月, 本文p.1-3, 図1-2, URL, <https://www.arl.army.mil/arlreports/2008/ARL-TR-4438.pdf>

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
- | | |
|---------|-------------|
| F 1 6 H | 5 7 / 0 3 |
| B 6 4 C | 1 / 0 0 |
| B 6 4 C | 2 7 / 1 2 |
| B 6 4 F | 5 / 4 0 |
| C 2 3 C | 2 4 / 0 4 |
| F 1 6 H | 5 7 / 0 3 2 |