

(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関  
国際事務局

(43) 国際公開日  
2016年7月28日(28.07.2016)



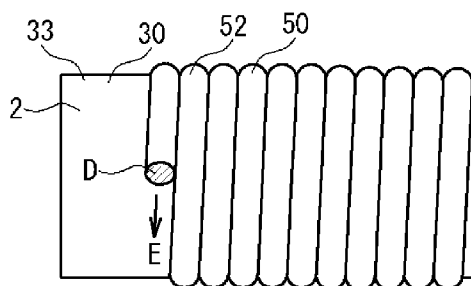
(10) 国際公開番号  
WO 2016/117202 A1

- (51) 国際特許分類:  
*F02K 9/64* (2006.01)      *C23C 28/00* (2006.01)  
*B22F 3/105* (2006.01)      *C25D 7/04* (2006.01)  
*B22F 3/16* (2006.01)      *F02K 9/62* (2006.01)  
*B22F 7/04* (2006.01)      *F02K 9/97* (2006.01)  
*C23C 26/00* (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2015/080612
- (22) 国際出願日: 2015年10月29日(29.10.2015)
- (25) 国際出願の言語: 日本語
- (26) 国際公開の言語: 日本語
- (30) 優先権データ:  
特願 2015-011787 2015年1月23日(23.01.2015) JP
- (71) 出願人: 三菱重工業株式会社 (MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.) [JP/JP]; 〒1088215 東京都港区港南二丁目16番5号 Tokyo (JP).
- (72) 発明者: 高橋 孝幸 (TAKAHASHI Takayuki); 〒1088215 東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内 Tokyo (JP). 都築 圭紀 (TSUZUKI Tamaki); 〒1088215 東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内 Tokyo (JP). 梶間 一広 (KAJIMA Kazuhiro); 〒1088215 東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工業株式会社内 Tokyo (JP).
- (74) 代理人: 工藤 実 (KUDOH Minoru); 〒1400013 東京都品川区南大井六丁目24番10号カドヤビル6階 Tokyo (JP).
- (81) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.
- (84) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR),

[続葉有]

(54) Title: METHOD FOR MANUFACTURING COMBUSTOR OF ROCKET ENGINE, COMBUSTOR OF ROCKET ENGINE, AND ROCKET ENGINE

(54) 発明の名称: ロケットエンジンの燃焼器の製造方法、ロケットエンジンの燃焼器、および、ロケットエンジン



(57) Abstract: In the present invention, a method for manufacturing a combustor of a rocket engine comprises: a step for preparing a combustor inner tube (20) having a cooling groove (24); a step for providing an outer layer (30) on an outer circumferential surface of the combustor inner tube (20) so as to cover the cooling groove (24); and a step for layering an LMD layer (50) by LMD processing on an outer circumferential surface of the outer layer (30).

(57) 要約: ロケットエンジンの燃焼器の製造方法は、冷却用の溝 (24) を有する燃焼器内筒 (20) を準備する工程と、冷却用の溝 (24) を覆うように、燃焼器内筒 (20) の外周面上に外層 (30) を設ける工程と、外層 (30) の外周面上に、LMD処理によって、LMD層 (50) を積層する工程とを具備する。



WO 2016/117202 A1

OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG). 添付公開書類:

— 国際調査報告 (条約第 21 条(3))

## 明 細 書

発明の名称：

ロケットエンジンの燃焼器の製造方法、ロケットエンジンの燃焼器、および、ロケットエンジン

### 技術分野

[0001] 本発明は、ロケットエンジンの燃焼器の製造方法、ロケットエンジンの燃焼器、および、ロケットエンジンに関する。

### 背景技術

[0002] ロケットエンジンの燃焼室の壁は、燃料の燃焼に伴って発生する熱によって高温となる。燃焼室の壁が、燃料の燃焼に伴って発生する熱によって損傷しないようにするために、燃料室に隣接して冷却機構が設けられる場合がある。冷却機構は、冷却媒体が通過する冷却流路を備える。

[0003] ロケットエンジンの燃焼室の壁には、燃料の燃焼に伴って発生する熱および圧力によって、フープ荷重（燃焼室の壁の周方向に沿って作用する引っ張り荷重）が作用する。また、ロケットエンジンの燃焼室の壁には、冷却流路を流れる冷却媒体の圧力が作用する。よって、ロケットエンジンの燃焼室の壁は、フープ荷重および冷却媒体の圧力に耐え得る構造であることが要請される。

[0004] 関連する技術として、特許文献1には、ロケット燃焼器の外筒の製作法が記載されている。特許文献1に記載の方法では、第1に、内筒の冷却用溝に充填剤が充填される。第2に、充填剤充填後の内筒の周囲には、銅粉を含む混合粉の圧縮成形体層が形成される。第3に、圧縮成形体層が焼結される。第4に、焼結された圧縮成形体層の外側に、ニッケル電鍍層が補強層として形成される。

[0005] また、特許文献2には、燃焼室の外筒の製造法が記載されている。特許文献2に記載の方法では、第1に、冷却路を有する内筒の外周側に、電鍍法によってめっき層が形成される。第2に、内筒を被うように補強外筒が配置さ

れる。第3に、内筒と補強外筒との間にろう材および金属粉末が充填される。第4に、ろう付け炉中での加熱により、内筒と補強外筒とが接合される。

[0006] また、特許文献3には、ロケット燃焼器の製作法が記載されている。特許文献3には、内筒と外筒とを接合する方法として、ろう付け法、電鋳法、粉末冶金法、拡散接合法等が知られていることが記載されている。

## 先行技術文献

### 特許文献

- [0007] 特許文献1：特開昭60-82602号公報  
特許文献2：特開昭62-250104号公報  
特許文献3：特開昭60-82603号公報

### 発明の概要

[0008] 本発明の目的は、より低コストで作製可能であり、かつ、フープ荷重および冷却媒体の圧力に対して耐力のあるロケットエンジンの燃焼器、ロケットエンジン、および、ロケットエンジンの燃焼器の製造方法を提供することにある。

[0009] いくつかの実施形態のロケットエンジンの燃焼器の製造方法は、冷却用の溝を有する燃焼器内筒を準備する工程と、前記燃焼器内筒の前記冷却用の溝を覆うように、前記燃焼器内筒の外周面上に外層を設ける工程と、前記外層の外周面上に、LMD処理によって、LMD層を積層する工程とを具備する。

[0010] いくつかの実施形態のロケットエンジンの燃焼器は、冷却用の溝を有する燃焼器内筒と、前記燃焼器内筒の外周面上に、前記燃焼器内筒の前記冷却用の溝を覆うように配置される外層と、前記外層の外周面上に配置されるLMD層とを具備する。

[0011] いくつかの実施形態のロケットエンジンは、上記段落に記載の燃焼器を備えたロケットエンジンである。

[0012] 本発明により、より低コストで作製可能であり、かつ、フープ荷重および冷却媒体の圧力に対して耐力のあるロケットエンジンの燃焼器、ロケットエ

ンジン、および、ロケットエンジンの燃焼器の製造方法が提供できる。

### 図面の簡単な説明

[0013] 添付の図面は、実施形態の説明を助けるために本明細書に組み込まれる。

なお、図面は、本発明を、図示された例および説明された例に限定するものとして解釈されるべきではない。

[図1]図1は、ロケットエンジンの概略斜視図である。

[図2]図2は、面Aにおける図1の断面図である。

[図3]図3は、ロケットエンジンの燃焼器の製造方法を示すフローチャートである。

[図4]図4は、燃焼器内筒の概略斜視図である。

[図5]図5は、面Cにおける図4の断面図である。

[図6]図6は、外層が積層された後の状態を示す内筒および外層の断面図である。

[図7]図7は、燃焼器の平面図であり、LMD処理を実行中の状態を模式的に示す図である。

[図8]図8は、燃焼器の平面図であり、LMD処理を実行中の状態を模式的に示す図である。

[図9]図9は、図8のF-F矢視断面図である。

[図10]図10は、ロケットエンジンの燃焼器の製造方法を示すフローチャートである。

[図11]図11は、燃焼器内筒の概略斜視図である。

[図12]図12は、面Gにおける図11の断面図である。

[図13]図13は、冷却用の溝に充填剤が充填された後の状態を示す内筒の断面図である。

[図14]図14は、導電性材料が充填剤の表面に適用された後の状態を示す内筒の断面図である。

[図15]図15は、電気めっき処理を実行中の状態を示す内筒および外層の断面図である。

[図16]図16は、外層を積層後の内筒および外層の断面図である。

[図17]図17は、充填剤が除去された後の燃焼器の断面図である。

[図18]図18は、LMD処理を実行中の状態を示す側面図である。

[図19]図19は、LMD処理を実行中の状態を示す側面図である。

[図20]図20は、図18のH-H矢視断面図である。

[図21]図21は、LMD処理を実行中の状態を示す側面図である。

[図22]図22は、LMD層が形成された後の燃焼器の断面図である。

[図23]図23は、LMD層が形成された後の燃焼器の側面図である。

### 発明を実施するための形態

[0014] 以下の詳細な説明においては、実施形態の包括的な理解を提供するために、説明の目的で多くの詳細な特定事項が開示される。しかし、一又は複数の実施形態は、これらの詳細な特定事項なしで実行可能であることが明らかである。以下、ロケットエンジンの燃焼器の製造方法、ロケットエンジンの燃焼器、および、ロケットエンジンに関して、添付図面を参照して説明する。

[0015] (用語の定義)

本明細書において、「LMD」は、「L a s e r M e t a l D e p o s i t i o n」、すなわち、レーザーを用いた金属材料の積層を意味する。

本明細書において、「LMD層」は、LMD処理を用いて積層された層を意味する。

本明細書において、「銅層」は、銅の含有率が90重量%以上の銅層あるいは銅合金層を意味する。

本明細書において、「ニッケル層」は、ニッケルの含有率が90重量%以上のニッケル層あるいはニッケル合金層を意味する。

本明細書において、「ニッケル基合金層」は、ニッケルの含有率が50重量%以上のニッケル合金層を意味する。

本明細書において、「引っ張り強度」は、材料が耐え得る最大の引張応力 ( $N/mm^2$ ) を意味する。

[0016] (発明者によって認識された課題)

図1および図2を参照して、発明者によって認識された課題について説明する。図1は、ロケットエンジンの概略斜視図である。図2は、面Aにおける図1の断面図である。

[0017] 図1に示されるように、ロケットエンジン1は、燃焼器2、および、ノズル3を備える。燃焼器2は、燃焼室4を備える。燃焼室4の内部では、燃料が燃焼する。燃料の燃焼により生じた燃焼ガスは、ノズル3の後方に向けて放出される。ロケットエンジンは、燃焼ガスがノズルの後方に放出されることに対する反作用によって、推力を得る。

[0018] 図2は、面Aにおける図1の断面図である。燃焼器2は、燃焼器内筒20（以下、単に、「内筒20」という場合がある。）と、外層30と、補強層40とを含む。

[0019] 内筒20は、底壁21と、複数の側壁22とを備える。また、内筒20は、冷却媒体が通過可能な冷却用の溝24を有する。

[0020] 外層30は、冷却用の溝24を覆うように、内筒20の外周面23上に配置される。内筒20と外層30との接合方法としては、種々の方法が知られている。接合方法は、例えば、ろう付け法、電鍍法、粉末冶金法、拡散接合法等である。

[0021] 補強層40は、例えば、第1補強部品40Aと、第2補強部品40Bとを含む。第1補強部品40Aと第2補強部品40Bとは、互いに接合されることにより、環状体を形成する。第1補強部品40Aと第2補強部品40Bとは、例えば、図2において、矢印Bで示される部分を電子ビーム溶接することによって、接合される。矢印Bで示される部分を電子ビーム溶接する時、第1補強部品40Aおよび第2補強部品40Bは、外層30に対しても溶接される。

[0022] ところで、内筒20は、冷却用の溝24（冷却流路）を通過する冷却媒体による冷却効果を向上させるために、熱伝導率の高い材料によって構成される。熱伝導率の高い材料は、例えば、銅である。また、内筒20には、燃料の燃焼に伴って発生する熱および圧力によって、引っ張り荷重であるフープ

荷重Fが作用する。また、内筒20および外層30には、溝24を通過する冷却媒体の圧力が作用する。

[0023] 図2に記載の例では、フープ荷重Fによる内筒20および外層30の変形、並びに、冷却媒体の圧力による内筒20および外層30の変形を抑制するために、補強層40が設けられている。補強層40を構成する第1補強部品40A、第2補強部品40B等は、一般的には、鍛造材を切削することにより製造される。このため、補強層40を追加することは、製造コストの大幅な上昇を意味する。鍛造材自体の調達コストが高く、かつ、切削加工費が高いためである。また、切削加工によって多くの切粉が発生することから、材料の歩留りが悪い。さらに、補強層40と外層30とは、一部の溶接領域のみ（矢印Bで示される部分の近傍領域のみ）で接合されるため、外層30から補強層40への荷重の伝達効率が低い。

[0024] フープ荷重Fによる内筒20および外層30の変形、並びに、冷却媒体による内筒20および外層30の変形を抑制するために、外層30の厚さを厚くすることも考えられる。例えば、外層30を電鍍（厚膜電気めっき）により形成する場合を考える。電鍍処理の時間を長くすれば、外層30の厚さを厚くすることが可能である。しかし、電鍍処理の時間を長くすることは、製造コストの上昇を意味する。

[0025] 発明者は、より低コストで作製可能な燃焼器の製造方法を提供すること、および、フープ荷重および冷却媒体の圧力に対して耐力のある燃焼器を提供することを課題として認識した。

[0026] なお、図1および図2は、発明者によって認識された課題を説明するために、便宜的に用いた図であって、本願出願前における公知技術を示すものではない。

[0027] （ロケットエンジンの燃焼器の製造方法の概要）

図3乃至図9を参照して、実施形態によるロケットエンジンの燃焼器の製造方法の概要について説明する。なお、図3乃至図9において、図1および図2に記載の部材と同じ機能を有する部材については、同一の図番が付され

ている。

[0028] 図3は、ロケットエンジンの燃焼器の製造方法を示すフローチャートである。図4は、内筒20の概略斜視図である。なお、図4において、冷却用の溝24の記載は省略されている。図5は、面Cにおける図4の断面図である。

[0029] 第1工程(S1)において、冷却用の溝24を有する燃焼器内筒20が準備される。燃焼器内筒20は、ノズル(必要であれば、図1のノズル3を参照。)の内筒等と一体のものであってもよいし、ノズルの内筒等とは別体のものであってもよい。ここでは、燃焼器内筒20は、ノズルの内筒等と別体であるとして説明する。

[0030] 内筒20は、底壁21と、複数の側壁22とを備える。また、内筒20は、複数の溝24を備える。溝24は、冷却媒体が通過可能な冷却用の溝である。内筒20は、外周面23を有する。外周面23は、より厳密には、側壁22の外周面である。内筒20は、例えば、銅を99重量%以上含む銅合金によって構成される。

[0031] 第2工程(S2)において、内筒20の冷却用の溝24を覆うように、内筒20の外周面23上に外層30が積層される。図6は、第2工程(S2)を実行後の状態を示す内筒20の断面図である。内筒20上に外層30を積層する方法としては、例えば、ろう付け法、電鍍法、粉末冶金法、拡散接合法等を用いることができる。外層30は、内周面31と、外周面33とを備える。

[0032] 外層30は、複数の層を備えていてもよい。外層30の最内層(換言すれば、溝24に面する層)は、銅層であってもよい。外層30の最外層は、レーザー低反射率層であってもよい。この場合、レーザー低反射率層の外周面が、外層30の外周面33となる。レーザー低反射率層は、銅層と比較して、LMD処理で使用するレーザー光の反射率が低い層として定義される。なお、LMD処理で使用するレーザー光の波長は、例えば、 $0.6\mu\text{m}$ 以上 $12\mu\text{m}$ 以下である。よって、LMD処理で使用するレーザー光の波長が、0

． 6  $\mu\text{m}$ 以上 12  $\mu\text{m}$ 以下である場合には、レーザー低反射率層の0.6  $\mu\text{m}$ 以上 12  $\mu\text{m}$ 以下のレーザー光に対する反射率は、銅層の0.6  $\mu\text{m}$ 以上 12  $\mu\text{m}$ 以下のレーザー光に対する反射率よりも低い。より具体的には、レーザー低反射率層の0.6  $\mu\text{m}$ 以上 12  $\mu\text{m}$ 以下の範囲のうちの少なくとも1つの波長のレーザー光に対する反射率は、銅層の当該少なくとも1つの波長のレーザー光に対する反射率よりも低い。反射率は、例えば、反射光強度を入射光強度で除して得られる値である。銅層は、レーザー光（例えば、0.6  $\mu\text{m}$ 以上の波長域のレーザー光）の反射率が高い層であり、かつ、熱伝導率の高い層であるため、銅層に直接LMD処理を施すことが困難である。したがって、外層30が銅層を含む場合には、銅層の外周側に、レーザー低反射率層を積層することが好ましい。なお、レーザー低反射率層の積層は、めっきを施すことにより行ってもよい。

[0033] 第3工程（S3）において、外層30の外周面33上に、LMD処理によって、LMD層50が積層される。図7は、燃焼器2の平面図であり、LMD処理を実行中の状態を模式的に示す図である。図7において、斜線で示される領域Dには、レーザー光が照射されるとともに、LMD層50を構成する材料の粉体が供給される。レーザー光によって、外層30の表層部分と粉体とが熔融する。領域D（レーザー光の照射位置および粉体の供給位置）を矢印Eに沿って徐々に移動させることにより、ビード52（畝状の盛り上がり部分）が形成される。

[0034] ビード52の形成を外層30の表面に沿って隙間なく行うことにより、LMD層50が形成される。LMD層50は、フープ荷重による内筒20および外層30の変形を抑制する補強層として機能する。また、LMD層50は、冷却媒体の圧力による内筒20および外層30の変形を抑制する補強層として機能する。

[0035] なお、図7に記載の例では、ビード52の形成は、螺旋状に行われている。代替的に、図8に示されるように、ビード52の形成は、環状に行われてもよい。図8に記載の例では、環状ビード52-1が形成された後、領域D

(レーザー光の照射位置および粉体の供給位置)は、燃焼器2の長手方向軸の方向であるX方向に沿って移動される。領域Dを、燃焼器2の周方向であるR方向に沿って移動させることにより、環状ビード52-2が形成される。同様に、環状ビード52-3、52-4、52-5、52-6が形成される。なお、図9は、図8のF-F矢視断面図である。

[0036] 図3乃至図9に記載の例では、補強層であるLMD層50が、LMD処理によって、形成される。このため、鍛造材の切削、および、鍛造材の外層への溶接を用いて補強層を形成する場合と比較して、補強層の製造コストが低減される。また、LMD層50と、外層30とは、LMD処理により全境界面にわたって結合されている。このため、外層30からLMD層50(補強層)への荷重の伝達効率が高い。

[0037] なお、LMD処理については、従来、部材の補修、あるいは、耐食層の形成等への適用例が存在する。しかし、ロケットエンジンの燃焼器のように熱伝導率の高い部材に、LMD処理を施すことは、LMD処理の技術常識を覆すものである。また、ロケットエンジンの燃焼器の主たる材料が、レーザー光の反射率の高い銅あるいは銅合金であることを考慮すると、レーザー光を用いるLMD処理を、ロケットエンジンの燃焼器に適用することは、LMD処理の技術常識を覆すものである。さらに、ロケットエンジンの燃焼器には、高温と高応力が作用する。高温と高応力が作用する構造材の製造を、LMD処理を用いて行うことは、LMD処理の技術常識を覆すものである。特に、ロケットエンジン燃焼器の補強材層(外筒)をLMD処理により形成することは、ロケットエンジン燃焼器の補強材層(外筒)は鍛造によって形成されるという技術常識を覆すものである。

[0038] (ロケットエンジンの燃焼器の製造方法のより詳細な説明)

図10乃至図21を参照して、ロケットエンジンの燃焼器の製造方法についてより詳細に説明する。図10乃至図21において、図1乃至図9に記載の部材と同じ機能を有する部材については、同一の図番が付されている。

[0039] 図10は、ロケットエンジンの燃焼器の製造方法を示すフローチャートで

ある。図 1 1 は、内筒 2 0 の概略斜視図である。なお、図 1 1 において、冷却用の溝 2 4 の記載は省略されている。図 1 2 は、面 G における図 1 1 の断面図である。

[0040] 第 1 工程 (S 1 0 1) において、冷却用の溝 2 4 を有する燃焼器内筒 2 0 が準備される。燃焼器内筒 2 0 は、ノズル (必要であれば、図 1 のノズル 3 を参照。) の内筒等と一体のものであってもよいし、ノズルの内筒等とは別体のものであってもよい。ここでは、燃焼器内筒 2 0 は、ノズルの内筒等と別体であるとして説明する。

[0041] 内筒 2 0 は、例えば、内筒 2 0 の長手方向中心軸 O に対して、軸対称な底壁 2 1 を備える。底壁 2 1 の長手方向中心軸 O に垂直な断面形状は、例えば、円である。当該円の内径 (底壁 2 1 の内径) または外径 (底壁 2 1 の外径) の大きさは、長手方向中心軸 O の方向に沿って、変化してもよい。内筒 2 0 は、底壁 2 1 に接続された複数の側壁 2 2 を備える。底壁 2 1 と複数の側壁 2 2 とは、例えば、一体に成形された 1 つの部材である。複数の側壁 2 2 のうちの隣接する 2 つの側壁と底壁 2 1 とによって溝 2 4 が形成される。内筒 2 0 は、底壁 2 1 の円周方向に沿って、複数の溝 2 4 を備える。溝 2 4 は、冷却媒体が通過可能な冷却用の溝である。冷却媒体は、例えば、液体水素等の低温流体である。内筒 2 0 は、外周面 2 3 を有する。外周面 2 3 は、より厳密には、側壁 2 2 の外周面である。内筒 2 0 は、例えば、銅を 9 9 重量 % 以上含む銅合金によって構成される。

[0042] 次に、内筒 2 0 の外周面 2 3 上に、外層 3 0 を設ける方法について説明する。外層 3 0 を設ける方法としては、ろう付け法、電鍍法 (厚膜電気めっき法)、粉末冶金法、拡散接合法等を採用することが可能である。また、内筒の外周面上に外層を設ける方法は、上記の方法以外の方法であってもよい。例えば、冷却穴を電解加工等の方法により直接形成することにより、内筒の外周面上に外層を設けてもよい。なお、ろう付け法を採用する場合には、被接合表面にろう材を均一に塗布することが要請される場合がある。粉末冶金法を採用する場合には、粉末の圧縮成形時に、内筒 2 0 等が変形しないよう

にすることに注意を要する。拡散接合法を採用する場合には、被接合面同士が密着するように、被接合面の寸法に高い精度が求められる点に注意を要する。ここでは、ろう付け法、粉末冶金法、拡散接合法と比較して、制約条件の少ない電鍍法（電気めっき法）について、より詳細に説明する。

- [0043] 電気めっき法では、外層30の厚さを自由に設定可能である。
- [0044] 第2工程（S102）および第3工程（S103）は、電気めっきを実行する前の準備工程である。
- [0045] 第2工程（S102）において、内筒20の冷却用の溝24に、充填剤60が充填される。充填剤60は、銅よりも融点が高い低融点材料である。充填剤60は、例えば、ワックスである。溝24への充填剤60の充填は、例えば、内筒20の全体を、熔融状態の充填剤の浴に浸漬することにより実施される。内筒20のうち、充填剤26の充填が不要な部分（例えば、底壁21のうち、燃焼室4に面する内周面）には、予め、マスキング材が施されてもよい。内筒20の全体を充填剤の浴に浸漬する工程と、内筒20を充填剤の浴から取り出す工程とを繰り返すことにより、溝24に充填剤60が充填される。溝24への充填剤60の充填後、内筒20に付着した余剰な充填剤60は、内筒20から取り除かれる。
- [0046] 図13は、第2工程（S102）を実行後の状態を示す内筒20の断面図である。図13は、余剰な充填剤60が取り除かれた後の状態を示す。図13において、充填剤60の外周面63と、内筒の外周面23（すなわち、側壁22の外周面23）とは、面一である。内筒の外周面23（すなわち、側壁22の外周面23）は、充填剤60で覆われていない。換言すれば、内筒の外周面23において、母材（銅または銅合金等）が露出している。
- [0047] 充填剤60が、非導電性材料である場合、充填剤60の表面に導電性材料70を適用する必要がある。非導電性材料の表面に、電気めっきすることは困難であるからである。導電性材料70の適用は、例えば、充填剤60の表面に、銀粉を適用することにより実行される。なお、内筒の外周面23（すなわち、側壁22の外周面23）には、銀粉が適用されてもよいし、銀粉が

適用されなくてもよい。第3工程（S103）は、導電性材料70を充填剤60の表面に適用する工程である。なお、充填剤60が、導電性材料である場合には、第3工程（S103）を、省略することができる。図14は、第3工程（S103）を実行後の状態を示す内筒20の断面図である。

[0048] 第4工程（S104）は、電気めっき工程である。図15は、第4工程（S104）を実行中の状態を示す内筒20および外層30の断面図である。第4工程（S104）では、内筒の外周面23上および充填剤の外周面63上に、外層30が電気めっきされる。第4工程（S104）は、例えば、充填剤60が充填された内筒20をめっき浴80に浸漬することにより実行される。内筒20は、第1電極82として機能する。内筒20は、例えば、陰極側の配線82に接続される。めっき材料84は、第2電極として機能する。めっき材料84は、例えば、陽極側の配線86に接続される。第1電極と第2電極との間に電圧を印加することにより（換言すれば、内筒20とめっき材料84との間に電圧を印加することにより）、内筒20の外周面23上には外層30が積層され、充填剤60の外周面63上には外層30が積層される。なお、内筒20の表面のうち、電気めっきが不要な部分には、予め、マスキング材が適用されてもよい。

[0049] 外層30は、複数の層を含んでいてもよい。第4工程（S104）において、電鍍により、内筒20および充填剤60の外周面上に第1層30-1（最内層）を積層し、その後、電鍍により、第1層の外周面上に第2層30-2（最外層）を積層してもよい。なお、第1層を積層した後、第2層を積層する前に、第1層の外周面を表面処理することにより、第1層の外周面を平滑化してもよい。

[0050] なお、第1層30-1と第2層30-2との間に、単数または複数の中間層が配置されてもよい。中間層の材質は、第1層30-1の材質と同一であってもよいし、第1層30-1の材質と異なる材質であってもよい。中間層の材質は、第2層30-2の材質と同一であってもよいし、第2層30-2の材質と異なる材質であってもよい。第1層30-1、第2層30-2、中

間層は、電気めっきにより形成される。

[0051] 図16は、第1層30-1および第2層30-2を含む外層30を積層後の内筒20の断面図である。第1層30-1の内周面は、内筒20の外周面23に接合され、第2層30-2の内周面は、第1層30-1の外周面に接合されている。図16に記載の例では、第1層30-1（最内層）が、銅層（銅合金層を含む）であり、第2層30-2（最外層）が、ニッケル層（ニッケル合金層を含む）である。なお、第1層30-1と第2層30-2との間に、単数または複数の中間層が配置されてもよい。

[0052] 第1層30-1の内周面（溝24に面する面）と、内筒の側壁22の側面（溝24に面する面）と、底壁21の外面（溝24に面する面）とによって、冷却媒体が通過する冷却流路が構成される。冷却媒体に対する耐食の観点から、第1層30-1（最内層）は、冷却媒体に対する耐食材料によって構成される。第1層30-1は、例えば、耐食材料である銅層（銅合金層を含む）である。換言すれば、第1層30-1は、銅電鍍層である。銅層は、例えば、ニッケル層と比較して、冷却媒体に対する耐食性が高い。

[0053] 銅層の引っ張り強度（銅層を構成する銅または銅合金の引っ張り強度）は、比較的小さい。このため、銅層によってフープ荷重を支持する場合には、銅層の厚さを厚くする必要がある。銅層の厚さを厚くするためには、電鍍処理の時間を長くすればよい。しかし、電鍍処理時間の増加は、製造コストの上昇を意味する。電鍍処理時間の増加を抑制するために、中間層あるいは第2層として、引っ張り強度が大きな高強度層を配置してもよい。本明細書において、高強度層は、銅の引っ張り強度よりも大きな引っ張り強度を有する材料によって構成される層を意味する。高強度層を配置することにより、第1層30-1である銅層の厚さを薄くすることができる。また、高強度層を配置することにより、外層30全体の厚さを薄くすることができる。外層30全体の厚さが薄くされることにより、電鍍処理時間の増加が抑制される。

[0054] 高強度層は、例えば、ニッケル層（ニッケル合金層を含む）である。なお、ニッケル層は、LMD処理で用いるレーザー光の反射率が低い低反射率層

である。このため、後述のLMD処理の観点から、ニッケル層を、外層30の最外層とするのが好ましい。高強度層であるニッケル層を外層30の最外層とする場合、外層30の全体の厚さを薄くできるとともに、LMD処理が容易になるとの相乗効果を奏する。

- [0055] 外層30が、高強度層を含む場合、第1層30-1である銅層の厚さは、例えば、0.5mm以上4mm以下とすることが可能である。
- [0056] 任意付加的に、第4工程の実施後、第5工程を実施する前に、外層の最外層（第2層30-2）の外周面を表面処理することにより、最外層の外周面を平滑化してもよい。
- [0057] 任意付加的に、第4工程の実施後、第5工程を実施する前に、冷却用の溝24から、充填剤60が除去されてもよい。充填剤60の除去は、例えば、内筒20を加熱して、充填剤60を溶融させることによって行われる。溶融状態の充填剤60は、冷却用の溝24から除去される。なお、充填剤60の除去は、外層30の最外層の外周面の平滑化よりも前に実行されてもよいし、外層30の最外層の外周面の平滑化よりも後に実行されてもよい。図17は、充填剤60が除去された後の燃焼器2の断面図である。
- [0058] 第5工程（S105）は、LMD処理工程である。第5工程は、外層30の最外層（第2層30-2）の外周面上に、高強度層であるLMD層50を積層する工程である。LMD層50の引っ張り強さは、外層30の第1層30-1である銅層の引っ張り強さよりも大きい。図18は、第5工程（S105）であるLMD処理を実行中の状態を示す側面図である。
- [0059] LMD処理に際して、燃焼器2は、支持装置100によって支持される。燃焼器2は、支持装置100によって、燃焼器2の長手方向中心軸Oまわりに回転自在に支持される。支持装置100は、例えば、基台110および回転体120を備える。基台110は、回転体120を介して、燃焼器2を支持する。回転体120は、適宜の固定機構（例えば、チャック）によって、燃焼器2を保持する。回転体120の回転軸は、燃焼器2の長手方向中心軸Oと一致する。支持装置100は、モータ等の駆動源130を備える。駆動

源 130 の動力により、回転体 120 は回転する。

[0060] LMD 処理は、LMD 装置 200 によって実行される。LMD 装置 200 は、LMD 装置移動装置 300 に取り付けられている。LMD 装置移動装置 300 は、少なくとも、燃焼器 2 の長手方向中心軸 O に沿う方向に LMD 装置 200 を移動させることが可能である。付加的に、LMD 装置移動装置 300 は、燃焼器 2 の径方向（図 18 の Z 方向）に、LMD 装置 200 を移動させることが可能であってもよい。図 18 に記載の例では、LMD 装置移動装置 300 は、マニピュレータである。マニピュレータは、例えば、複数のアーム（310-1、310-2、310-3）、および、複数のアーム同士を回転自在に連結する少なくとも 1 つのピボット（320-1、320-2）を備える。

[0061] LMD 処理に際して、燃焼器 2 を長手方向中心軸 O まわりに回転させるとともに、LMD 装置 200 を長手方向中心軸 O に沿う方向に移動させることにより、外層 30 の外周面上に螺旋状のビード 52 を形成することが可能である。代替的に、LMD 処理に際して、燃焼器 2 を長手方向中心軸 O まわりに回転させるとともに、LMD 装置 200 の位置を保持することにより、外層 30 の外周面上に環状ビード（必要であれば、図 8 の環状ビード 52 を参照）を形成することが可能である。

[0062] 代替的に、図 19 に示されるように、LMD 処理に際して、回転体 120 の位置を固定した状態で、LMD 装置 200 を長手方向中心軸 O に沿う方向に移動させることにより、外層 30 の外周面上に長手方向中心軸 O に沿う方向の直線状のビード 52 を形成してもよい。なお、フープ荷重（燃焼器 2 の周方向に沿う方向の荷重）を支持する観点からは、直線状のビードを形成するよりも、螺旋状のビードまたは環状のビードを形成する方が好ましい。また、LMD 装置 200 を移動させる速さをゼロまたは低速にできる観点から、直線状のビードを形成するよりも、螺旋状のビードまたは環状のビードを形成する方が好ましい。

[0063] LMD 装置 200 は、レーザー光 210 を照射する照射口と、粉体 220

を噴射する噴射口と、シールドガス230を供給する供給口とを有する。レーザー光210は、粉体220および外層30の表層部分を溶融するエネルギーを、粉体220および外層30の表層部分に付与する。粉体220は、LMD層を形成するための原料である。シールドガス230は、溶融材料（換言すれば、粉体220、および、外層30の表層部分が溶融することにより形成された溶融材料）の酸化を抑制するために供給される不活性ガスである。

[0064] 図20は、LMD装置200の断面図（図18におけるH-H矢視断面図）である。図20に記載の例では、レーザー光を照射する照射口212と、粉体220を噴射する複数の噴射口222とが、同心状に配置されている。図20に記載の例では、複数の噴射口222が、照射口212を囲むように配置されている。照射口212と噴射口222とが同心状に配置されることにより、レーザー光210の照射領域に向けて粉体220が安定的に供給される。その結果、形成されるビードの形状が安定する。

[0065] また、図20に記載の例では、粉体220を噴射する複数の噴射口222と、シールドガスを供給する供給口232とが、同心状に配置される。図20に記載の例では、複数の供給口232が、複数の噴射口222を囲むように配置されている。複数の供給口232は、1つの環状の供給口によって代替されてもよい。不活性ガス等のシールドガス（例えば、アルゴンガス）は、レーザー光の照射領域を囲むように、LMD装置200の供給口232から供給される。

[0066] LMD装置200は、レーザー光210を、外層30に向けて照射する。レーザー光210は、外層30または外層30の近傍に焦点を結ぶ。レーザー光の波長は、粉体220の材質、外層30の最外層の材質等に応じて選択されてもよい。レーザー光の波長は、例えば、1030nm以上1100nm以下である。LMD装置200は、レーザー光210が照射される領域に向けて、粉体220を噴射する。レーザー光210が照射される領域内に存在する粉体220、および、外層30の表層部分は、レーザー光210のエ

エネルギーによって、溶融する。溶融材料（換言すれば、粉体220、および、外層30の表層部分が溶融することにより形成された溶融材料）が凝固することにより、ビード52が形成される。

[0067] なお、外層30の最外層（換言すれば、外層30の表層部分）が、銅層である場合には、レーザー光が反射されることによって、最外層へのエネルギーの伝達が不十分となるおそれがある。また、外層30の最外層が銅層である場合には、銅層が高熱伝導材料であることに起因して、最外層に伝達されたエネルギーがレーザー照射領域外に拡散する。このため、銅を主材料とする燃焼器2の製造工程に、LMD処理を用いることは、困難であると考えられていた。

[0068] 本実施形態では、外層30の最外層をレーザー低反射率層とすることにより、LMD処理を効果的に実施することが可能である。

[0069] LMD層50は、LMD処理によって形成されたビード52の層である。LMD層50は、高強度層である。高強度層は、銅の引っ張り強度よりも大きな引っ張り強度を有する材料によって構成される層を意味する。高強度層であるLMD層50は、例えば、ニッケル基合金層である。ニッケル基合金層は、例えば、インコネル625（なお、「インコネル」は、登録商標である。）、インコネル718（なお、「インコネル」は、登録商標である。）等のニッケル基耐熱合金層である。粉体220を、ニッケル基合金の粉体とすることにより、LMD層50を、ニッケル基合金層とすることが可能である。

[0070] LMD層50の主材料（LMD層のうち最も重量含有率の大きな元素）と、レーザー低反射率層の主材料（レーザー低反射率層のうち最も重量含有率の大きな元素）とを同一の材料とすることで、LMD層50における不純物の量を低減することが可能である。すなわち、LMD層50は、粉体220と外層30の表層部分の材料との混合物によって形成される。表層部分を構成するレーザー低反射率層の材質の一部と、粉体220の材質の一部とを一致させることにより、LMD層50における不純物の量を低減することが可

能である。その結果、LMD層の強度の低下が抑制される。例えば、レーザー低反射率層をニッケル層とし、粉体220の材質を、ニッケル基合金とすることにより、LMD層50における不純物の量を低減することが可能である。なお、ニッケル層は、レーザー低反射率層であるとともに、高強度層である。

[0071] LMD層50を積層する工程は、例えば、複数のLMD層を積層する工程である。図21は、第5工程(S105)であるLMD処理を実行中の状態を示す側面図である。図21は、第1LMD層50-1を外層30上に積層した後、第2LMD層50-2を第1LMD層50-1上に積層中の状態を示す。第2LMD層50-2のビードは、第1LMD層のビードの山部50-Aと山部50-Aの間の谷部50-Bに形成されてもよい。LMD層のビード間の谷部に、次層のLMD層のビード（換言すれば、他のLMD層のビード）を形成することにより、LMD層表面の凸凹（でこぼこ）を小さくすることが可能である。

[0072] 代替的に、あるいは、付加的に、第2LMD層50-2のビードの幅を、第1LMD層50-1のビードの幅よりも大きくし、第2LMD層50-2のビードの高さを、第1LMD層50-1のビードの高さよりも大きくすることが可能である。第2LMD層50-2の材質は、第1LMD層50-1の材質と実質的に同じである。第2LMD層50-2のビードの大きさを大きくする（換言すれば、ビードの幅および高さを大きくする）ことによって、所定厚のLMD層を形成するのに要する時間を短縮することが可能である。

[0073] 図22は、LMD処理によってLMD層が形成された後の燃焼器2の断面図である。燃焼器2は、冷却用の溝24を有する内筒20を備える。燃焼器内筒20の外周面上には、内筒20の溝24を覆うように、外層30が配置されている。図22に記載の例では、外層の最内層である第1層30-1は、銅層であり、外層の最外層である第2層30-2は、レーザー低反射率層である。なお、レーザー低反射率層が薄層である時、レーザー低反射率層は

、LMD処理時に溶融して、LMD層50と一体化される場合がある。この場合、LMD層が形成された後の燃焼器2において、外層30は、レーザー低反射率層を含まない。

[0074] 外層30の外周面上には、LMD層50が配置されている。図22に記載の例では、LMD層50は、第1LMD層50-1と第2LMD層50-2とを含む複数の層である。LMD層の層数は、1以上の任意の整数である。なお、1つのLMD層と隣接するLMD層とは、LMD処理により一体化されるため、LMD層が形成された後の燃焼器2において、LMD層の層数が不明となる場合がある。

[0075] 図23は、LMD処理によってLMD層50が形成された後の燃焼器2の側面図である。図23に記載の例において、燃焼器2の第1端部2-1および第2端部2-2には、LMD層50が適切に形成されていない。燃焼器2の第1端部2-1および第2端部2-2は、切除または平滑化されてもよい。LMD層50は、ビード52の存在によって特徴づけられる。しかし、LMD層50の表面を平滑化処理した場合、ビード52の存在が不明となる場合がある。

[0076] 実施形態では、燃焼器の外層30の外周面上に、LMD処理によって、高強度層であるLMD層50が積層される。このため、鍛造材によって高強度層を設ける場合と比較して、製造コストおよび製造時間が低減される。また、鍛造材の切削により高強度層を作製する場合と比較して、材料の歩留まりがよい。

[0077] また、LMD処理は、局所的にレーザーを照射するものであるため、一般的な溶接処理と比較して、被処理材の熱変形が小さい。また、LMD処理によって、外層30とLMD層50とが、両層の接触面の全体にわたって一体化される。このため、外層からLMD層への荷重の伝達効率が高い。また、LMD層が荷重支持層として機能するため、外層の厚さを薄くすることが可能である。任意付加的に、外層が電鍍処理によって形成される場合には、外層の厚さを薄くすることが可能であることにより、電鍍処理（電気めっき処

理)の処理時間を短縮することが可能である。

[0078] 任意付加的に、外層の一部を、高強度を有する電鍍層とすることによって、外層全体の厚さを薄くすることが可能である。外層全体の厚さを薄くできることにより、電鍍処理（電気めっき処理）の処理時間を短縮することが可能である。

[0079] 任意付加的に、外層の最外層を、レーザー低反射率層とすることにより、LMD処理が効果的に実行される。

[0080] 任意付加的に、レーザー低反射率層を高強度層とすることにより、外層の層数を少なくすること、あるいは、外層の厚さを小さくすることが可能である。外層の層数を少なくすることにより、外層を形成する際の製造コストおよび製造時間を低減することができる。外層の厚さを小さくすることにより、外層を形成する際の製造コストおよび製造時間を低減することができる。

[0081] 本発明は上記各実施形態に限定されず、本発明の技術思想の範囲内において、各実施形態は適宜変形又は変更され得ることは明らかである。また、各実施形態又は変形例で用いられる種々の技術は、技術的矛盾が生じない限り、他の実施形態又は変形例にも適用可能である。

[0082] 本出願は、2015年1月23日に出願された日本国特許出願第2015-11787号を基礎とする優先権を主張し、当該基礎出願の開示の全てを引用により本出願に取り込む。

## 請求の範囲

- [請求項1] 冷却用の溝を有する燃焼器内筒を準備する工程と、  
前記燃焼器内筒の前記冷却用の溝を覆うように、前記燃焼器内筒の外周面上に外層を設ける工程と、  
前記外層の外周面上に、LMD処理によって、LMD層を積層する工程と  
を具備する  
ロケットエンジンの燃焼器の製造方法。
- [請求項2] 前記燃焼器内筒の外周面上に外層を設ける工程は、  
前記燃焼器内筒の外周面上に第1層を積層する工程と、  
前記外層の最外層としてレーザー低反射率層を積層する工程と  
を含み  
前記レーザー低反射率層は、前記第1層と比較して、前記LMD処理で使用するレーザー光の反射率が低い層である  
請求項1に記載のロケットエンジンの燃焼器の製造方法。
- [請求項3] 前記レーザー低反射率層の引っ張り強度は、前記第1層の引っ張り強度よりも大きい  
請求項2に記載のロケットエンジンの燃焼器の製造方法。
- [請求項4] 前記外層の最外層としてレーザー低反射率層を積層する工程は、電気めっきにより前記レーザー低反射率層を積層する工程である  
請求項2又は3に記載のロケットエンジンの燃焼器の製造方法。
- [請求項5] 前記レーザー低反射率層は、ニッケル層である  
請求項2乃至4のいずれか一項に記載のロケットエンジンの燃焼器の製造方法。
- [請求項6] 前記レーザー低反射率層の主材料と、前記LMD層の主材料とは、同じ材料である  
請求項2乃至5のいずれか一項に記載のロケットエンジンの燃焼器の製造方法。

- [請求項7] 前記燃焼器内筒の外周面上に第1層を積層する工程は、電鍍法により前記燃焼器内筒の外周面上に前記第1層を積層する工程である  
請求項2乃至6のいずれか一項に記載のロケットエンジンの燃焼器の製造方法。
- [請求項8] 前記第1層は、銅層である  
請求項2乃至7のいずれか一項に記載のロケットエンジンの燃焼器の製造方法。
- [請求項9] 前記LMD層を積層する工程は、  
前記外層の外周面上に、LMD処理によって、第1LMD層を積層する工程と、  
前記第1LMD層上に第2LMD層を積層する工程と  
を備える  
請求項1乃至8のいずれか一項に記載のロケットエンジンの燃焼器の製造方法。
- [請求項10] 前記LMD層は、螺旋状ビード、または、環状ビードを含む  
請求項1乃至9のいずれか一項に記載のロケットエンジンの燃焼器の製造方法。
- [請求項11] 前記LMD層は、ニッケル基合金層である  
請求項1乃至10のいずれか一項に記載のロケットエンジンの燃焼器の製造方法。
- [請求項12] 冷却用の溝を有する燃焼器内筒と、  
前記燃焼器内筒の外周面上に、前記燃焼器内筒の前記冷却用の溝を覆うように配置される外層と、  
前記外層の外周面上に配置されるLMD層と  
を具備する  
ロケットエンジンの燃焼器。
- [請求項13] 前記外層は、  
前記燃焼器内筒の外周面上に配置される第1層と、

前記LMD層の内周面に接触配置され、前記第1層よりも引っ張り強度の大きな高強度層と

を含む

請求項12に記載のロケットエンジンの燃焼器。

[請求項14]

前記第1層は、銅層であり、

前記高強度層は、ニッケル層である

請求項13に記載のロケットエンジンの燃焼器。

[請求項15]

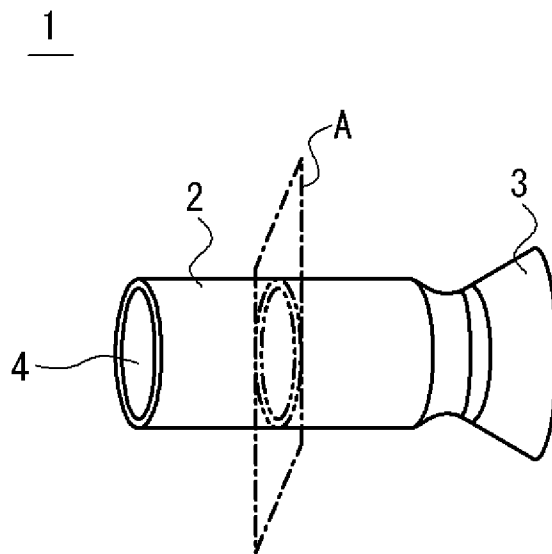
前記高強度層の主材料と、前記LMD層の主材料とは、同じ材料である

請求項13又は14に記載のロケットエンジンの燃焼器。

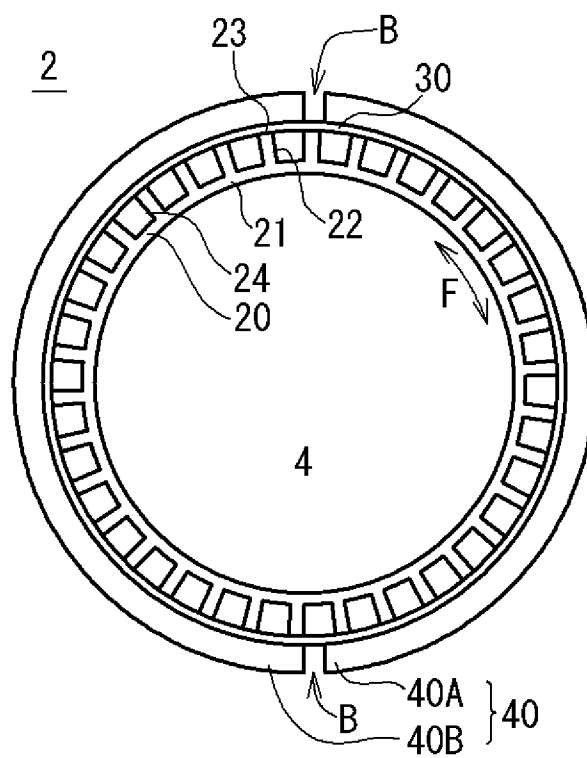
[請求項16]

請求項12乃至15のいずれか一項に記載のロケットエンジンの燃焼器を備えたロケットエンジン。

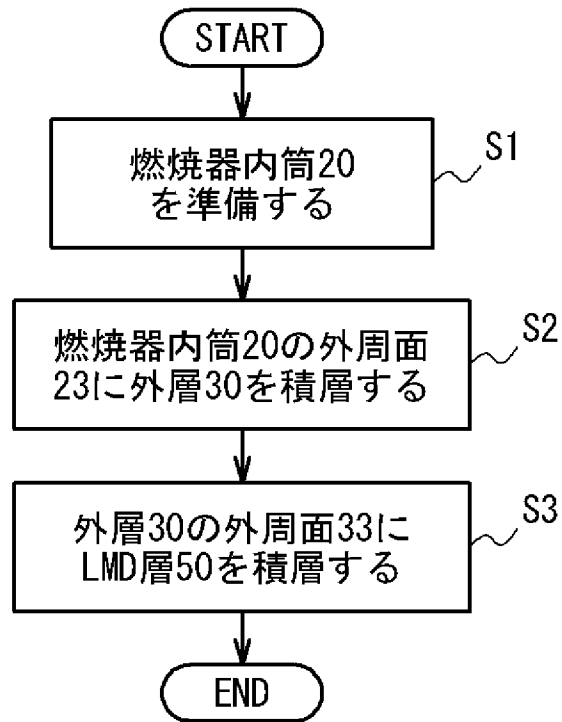
[図1]



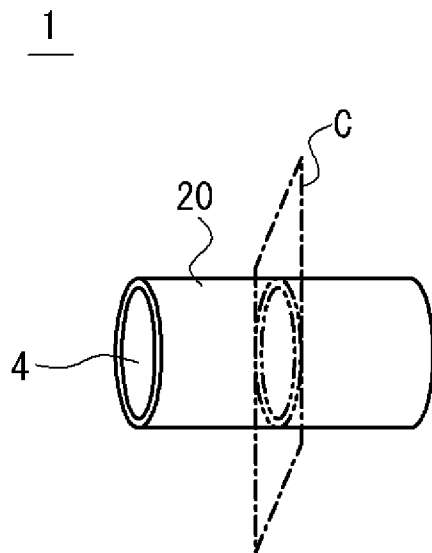
[図2]



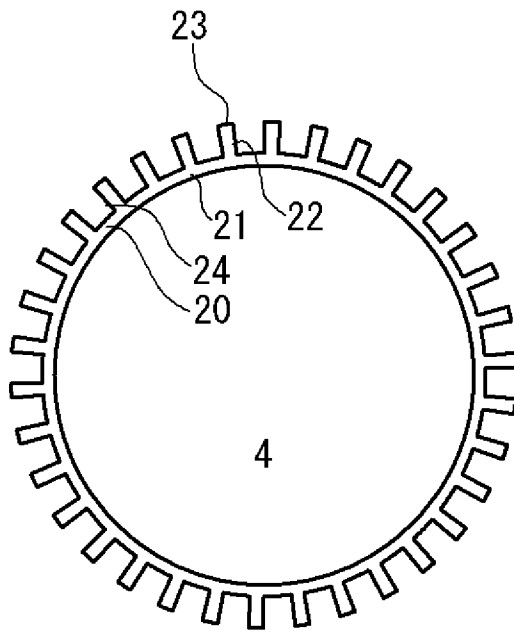
[図3]



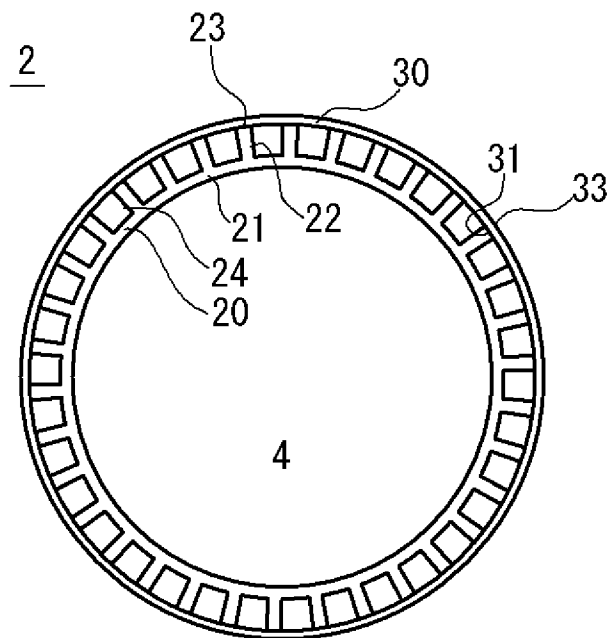
[図4]



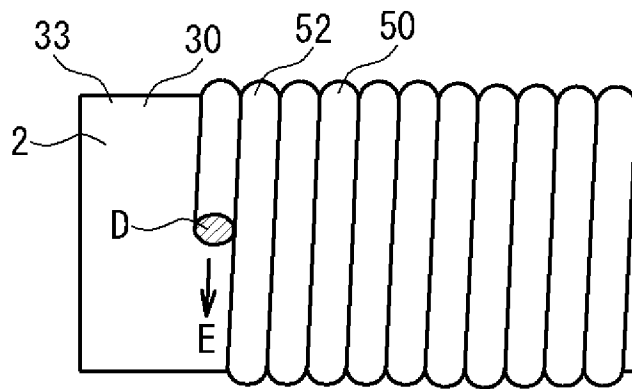
[図5]



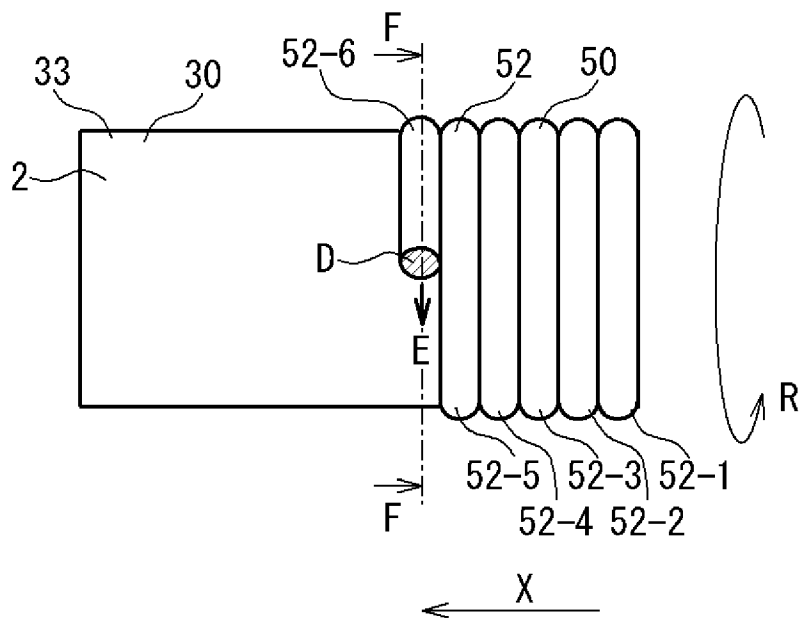
[図6]



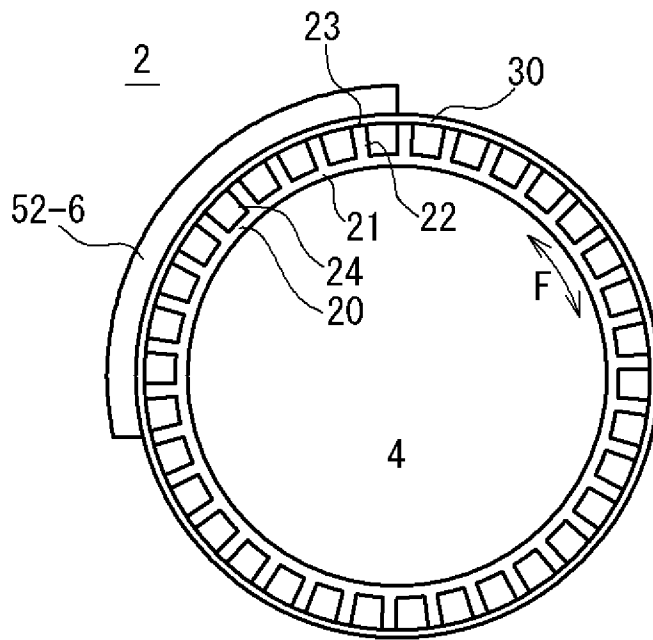
[図7]



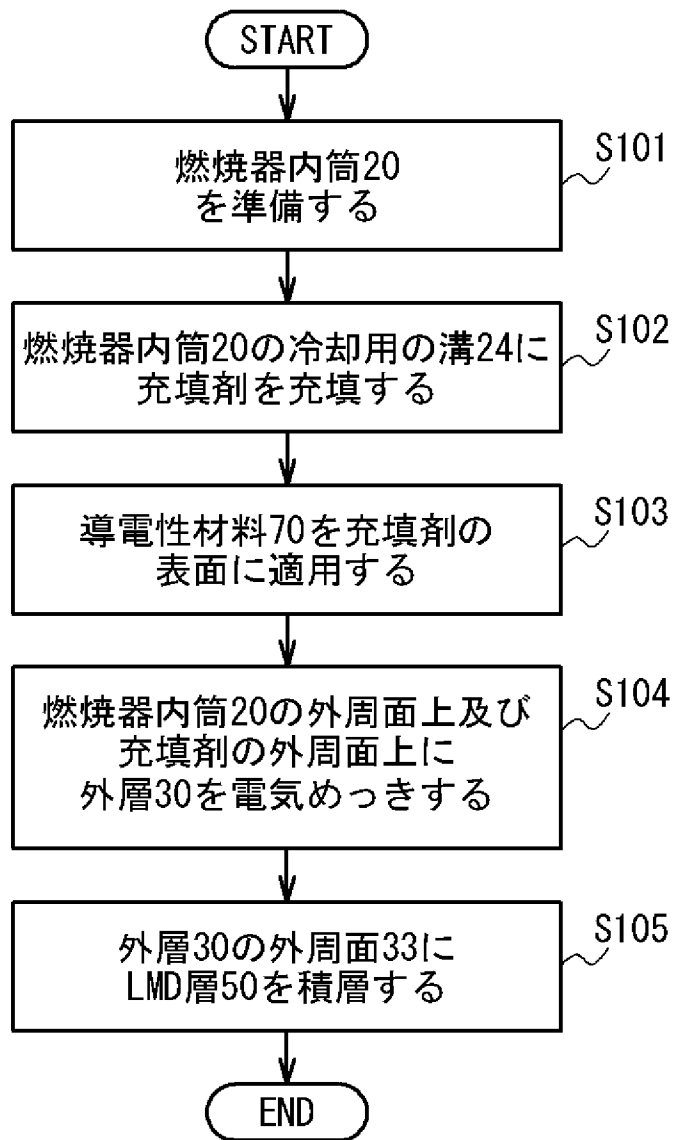
[図8]



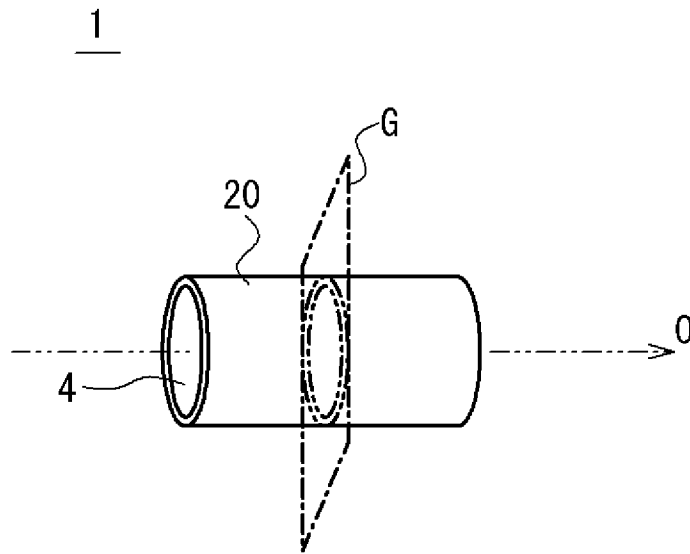
[図9]



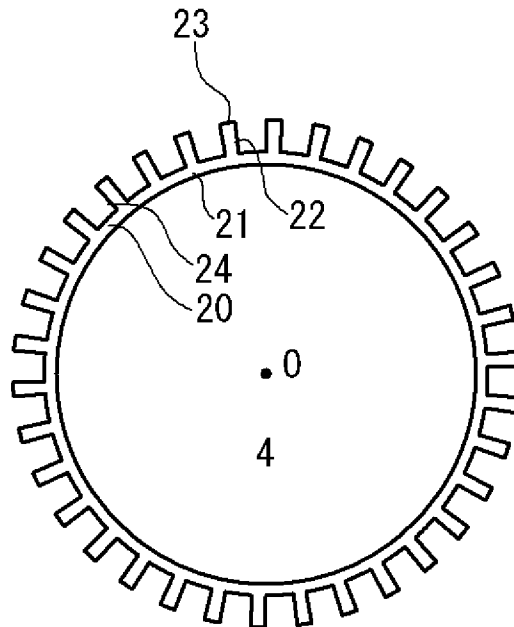
[図10]



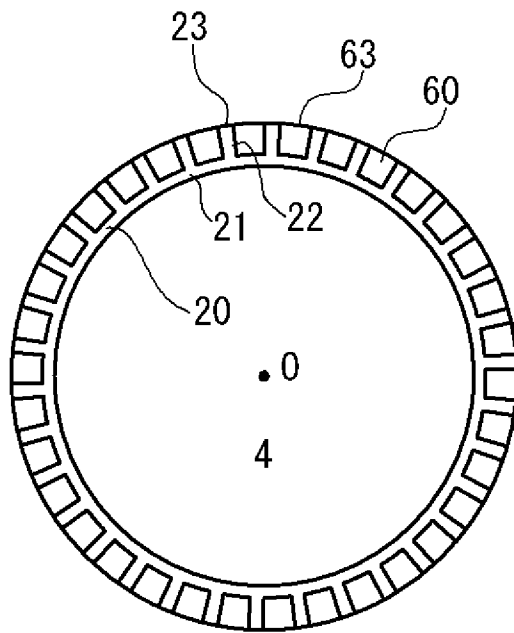
[図11]



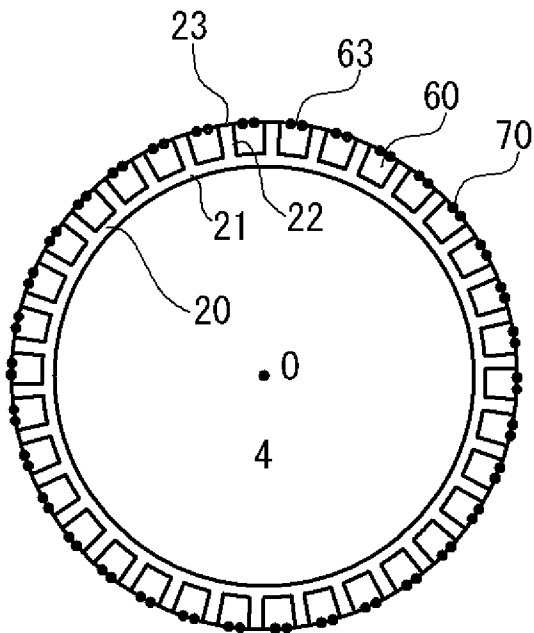
[図12]



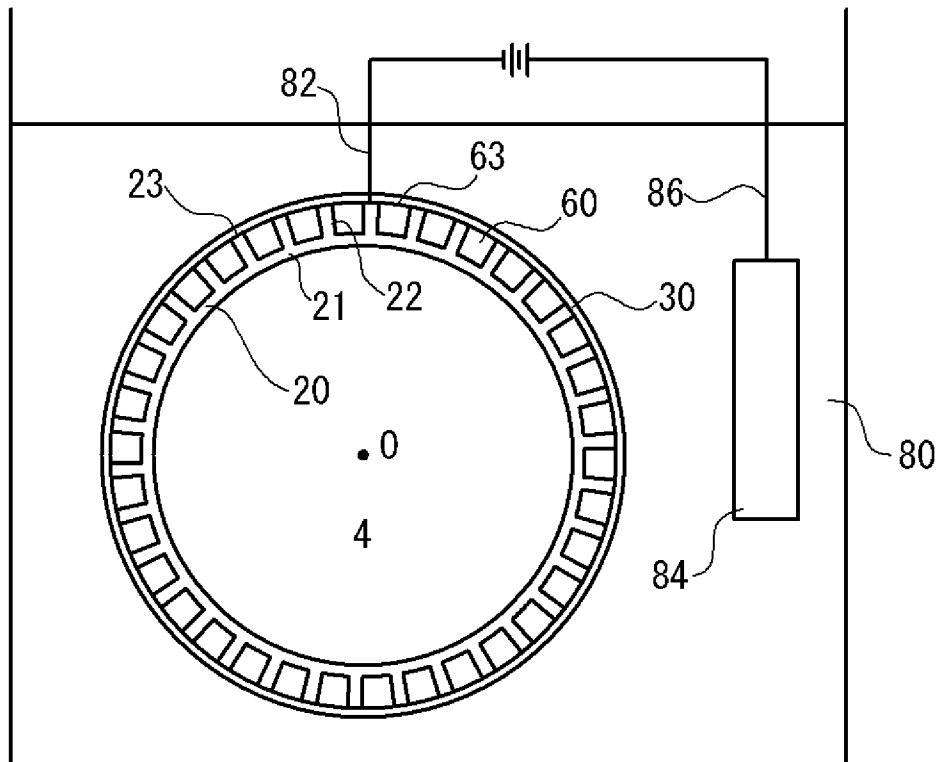
[图13]



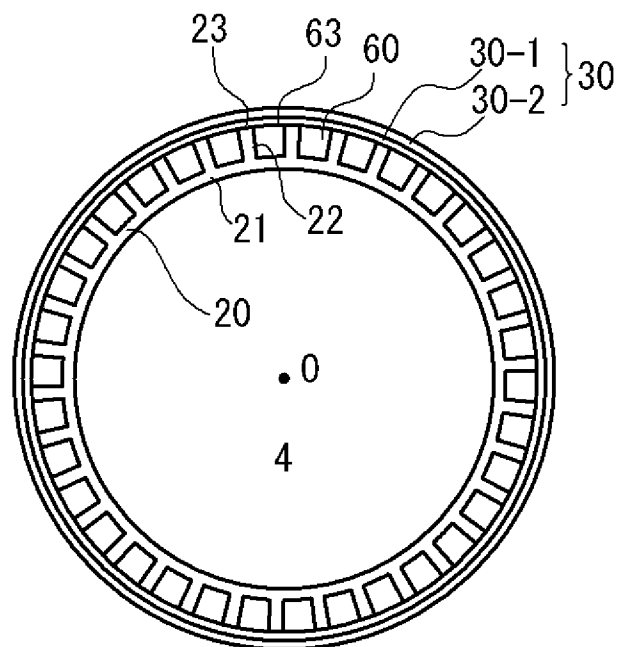
[图14]



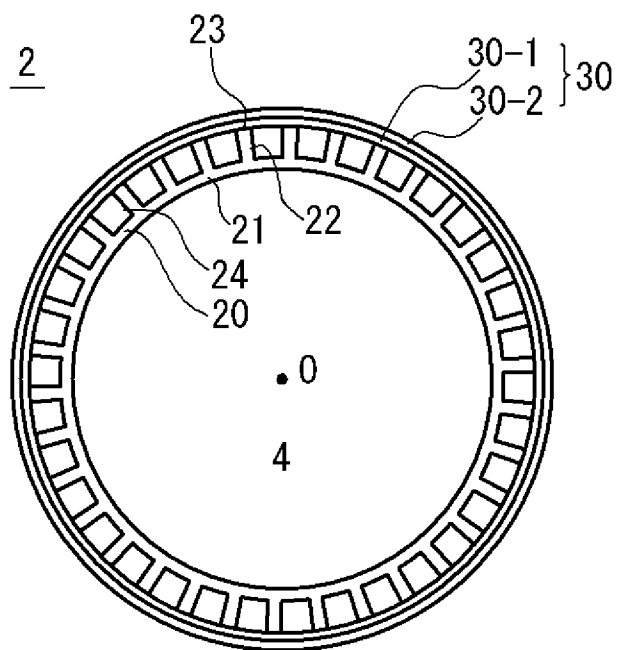
[図15]



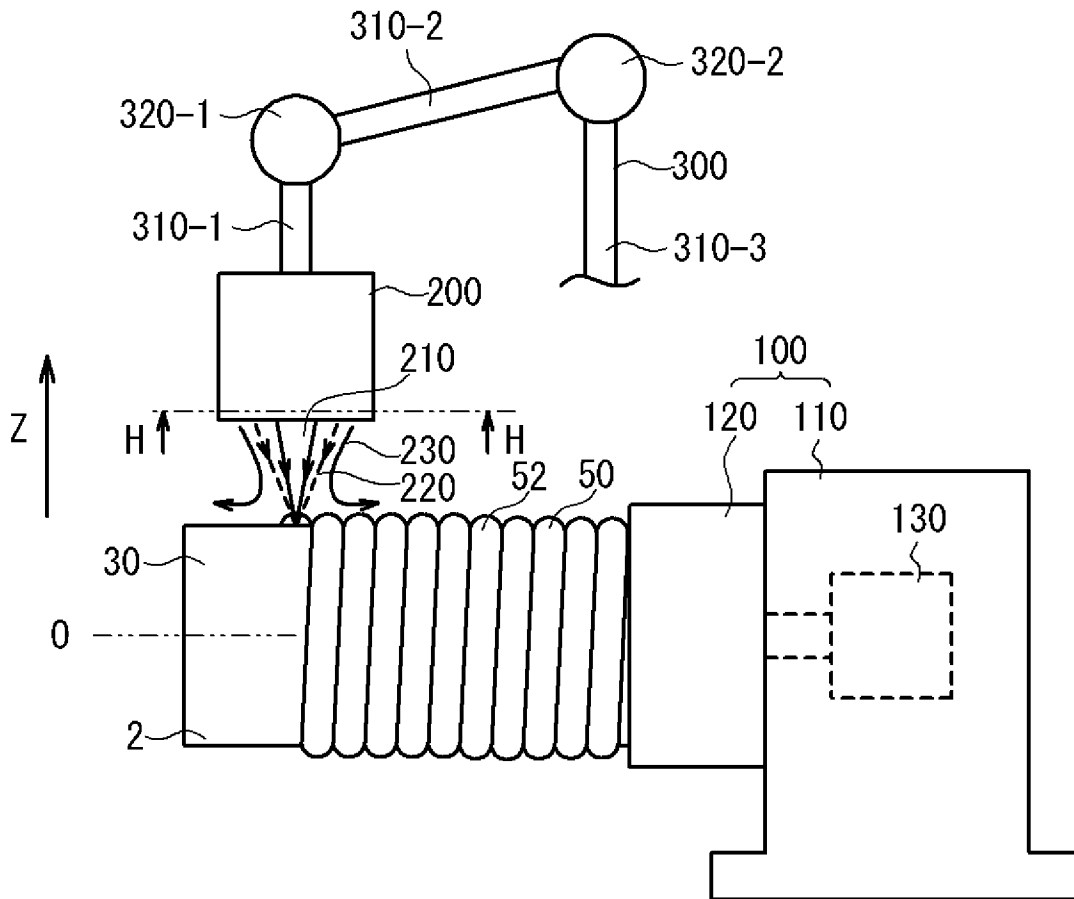
[図16]



[図17]

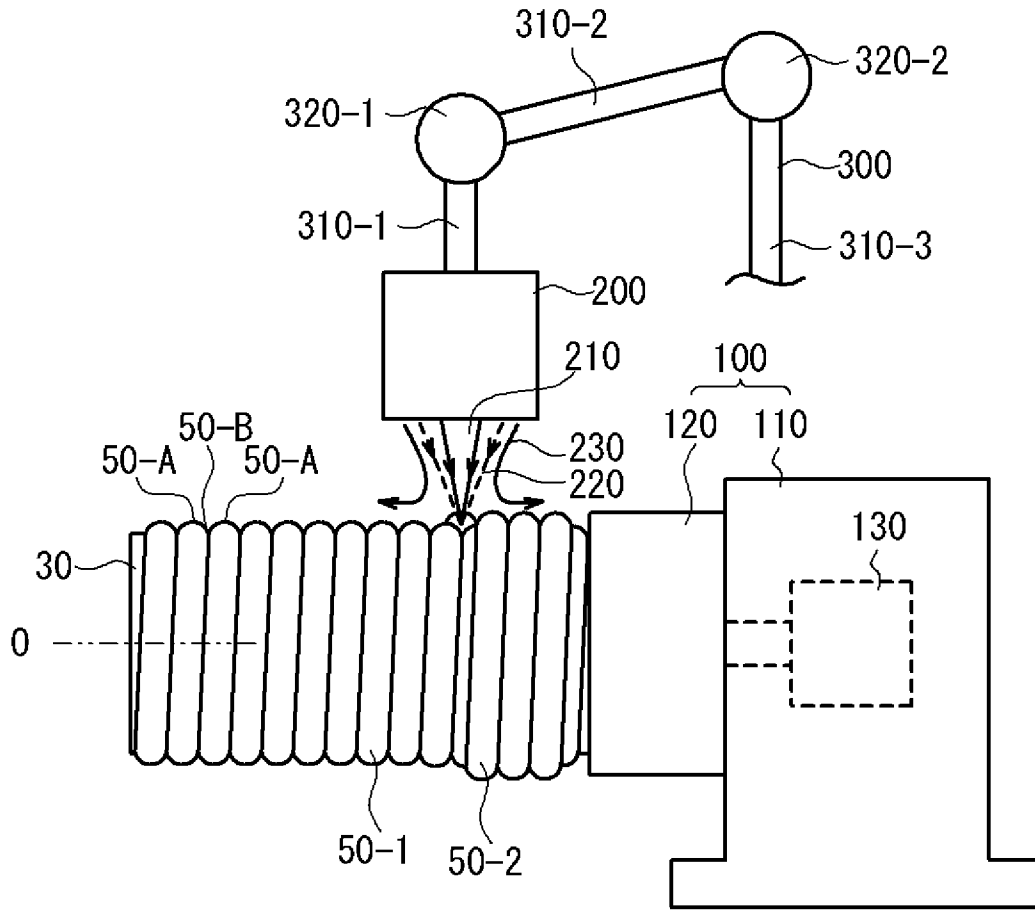


[図18]

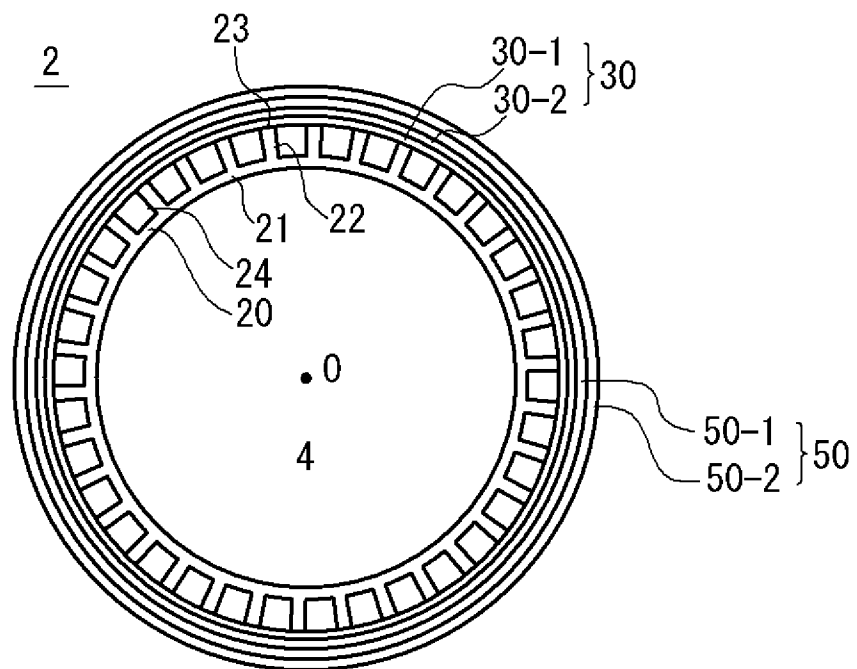




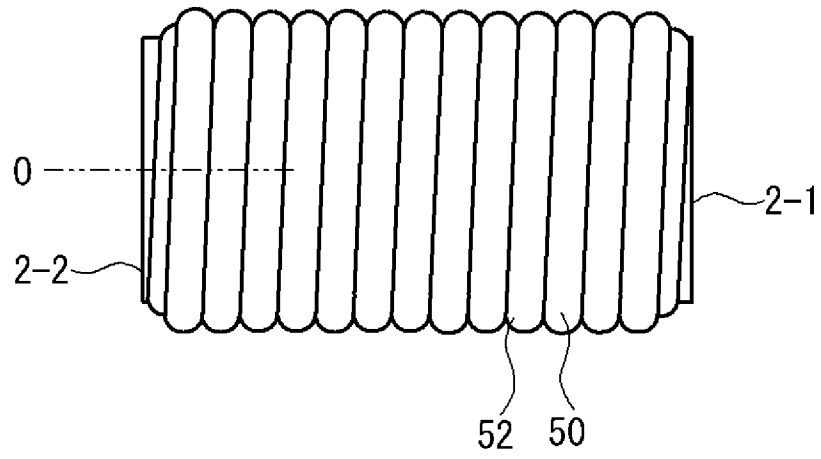
[図21]



[図22]



[図23]

2

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2015/080612

<b>A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER</b> <i>F02K9/64(2006.01)i, B22F3/105(2006.01)i, B22F3/16(2006.01)i, B22F7/04(2006.01)i, C23C26/00(2006.01)i, C23C28/00(2006.01)i, C25D7/04(2006.01)i, F02K9/62(2006.01)i, F02K9/97(2006.01)i</i> According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
<b>B. FIELDS SEARCHED</b> Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) <i>F02K9/00-9/97, B22F3/105, B22F3/16, B22F7/00-7/08, C23C26/00, C23C28/00, C25D7/04</i> Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched Jitsuyo Shinan Koho 1922-1996 Jitsuyo Shinan Toroku Koho 1996-2016 Kokai Jitsuyo Shinan Koho 1971-2016 Toroku Jitsuyo Shinan Koho 1994-2016 Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used) DWPI (Thomson Innovation), JSTPlus/JST7580 (JDreamIII)		
<b>C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT</b>		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	WO 2007/030038 A1 (VOLVO AERO CORP.), 15 March 2007 (15.03.2007), entire text; all drawings & US 2008/0276596 A1 & EP 1926904 A1	1-16
A	WO 2008/076006 A1 (VOLVO AERO CORP.), 26 June 2008 (26.06.2008), entire text; all drawings & US 2010/0116792 A1 & EP 2094430 A1	1-16
A	US 5075966 A (GENERAL ELECTRIC CO.), 31 December 1991 (31.12.1991), entire text; all drawings (Family: none)	1-16
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input type="checkbox"/> See patent family annex.		
* Special categories of cited documents: "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed "T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art "&" document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search 18 January 2016 (18.01.16)		Date of mailing of the international search report 26 January 2016 (26.01.16)
Name and mailing address of the ISA/ Japan Patent Office 3-4-3, Kasumigaseki, Chiyoda-ku, Tokyo 100-8915, Japan		Authorized officer  Telephone No.

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2015/080612

## C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	EP 2093409 A2 (DEUTES ZENTRUM FUER LUFT- UND RAMFAHRT E. V.), 26 August 2009 (26.08.2009), entire text; all drawings & DE 102008011502 A1	1-16
A	JP 60-82602 A (Director General of Japan Aerospace Exploration Agency), 10 May 1985 (10.05.1985), entire text; all drawings & US 4582678 A & DE 3436419 A1 & FR 2553148 A1	1-16
A	JP 62-250104 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), 31 October 1987 (31.10.1987), page 2, upper left column, line 9 to lower right column, line 19; fig. 1 to 5 (Family: none)	1-16

<p>A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC））</p> <p>Int.Cl. F02K9/64(2006.01)i, B22F3/105(2006.01)i, B22F3/16(2006.01)i, B22F7/04(2006.01)i, C23C26/00(2006.01)i, C23C28/00(2006.01)i, C25D7/04(2006.01)i, F02K9/62(2006.01)i, F02K9/97(2006.01)i</p>														
<p>B. 調査を行った分野</p> <p>調査を行った最小限資料（国際特許分類（IPC））</p> <p>Int.Cl. F02K9/00-9/97, B22F3/105, B22F3/16, B22F7/00-7/08, C23C26/00, C23C28/00, C25D7/04</p>														
<p>最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの</p> <table border="0"> <tr> <td>日本国実用新案公報</td> <td>1922-1996年</td> </tr> <tr> <td>日本国公開実用新案公報</td> <td>1971-2016年</td> </tr> <tr> <td>日本国実用新案登録公報</td> <td>1996-2016年</td> </tr> <tr> <td>日本国登録実用新案公報</td> <td>1994-2016年</td> </tr> </table>			日本国実用新案公報	1922-1996年	日本国公開実用新案公報	1971-2016年	日本国実用新案登録公報	1996-2016年	日本国登録実用新案公報	1994-2016年				
日本国実用新案公報	1922-1996年													
日本国公開実用新案公報	1971-2016年													
日本国実用新案登録公報	1996-2016年													
日本国登録実用新案公報	1994-2016年													
<p>国際調査で利用した電子データベース（データベースの名称、調査に使用した用語）</p> <p>DWPI (Thomson Innovation) JSTPlus/JST7580 (JDreamIII)</p>														
<p>C. 関連すると認められる文献</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>引用文献の カテゴリー*</th> <th>引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示</th> <th>関連する 請求項の番号</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>A</td> <td>WO 2007/030038 A1 (VOLVO AERO CORPORATION) 2007.03.15, 全文, 全図 &amp; US 2008/0276596 A1 &amp; EP 1926904 A1</td> <td>1-16</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>WO 2008/076006 A1 (VOLVO AERO CORPORATION) 2008.06.26, 全文, 全図 &amp; US 2010/0116792 A1 &amp; EP 2094430 A1</td> <td>1-16</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>US 5075966 A (GENERAL ELECTRIC COMPANY) 1991.12.31, 全文, 全図 (ファミリーなし)</td> <td>1-16</td> </tr> </tbody> </table>			引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号	A	WO 2007/030038 A1 (VOLVO AERO CORPORATION) 2007.03.15, 全文, 全図 & US 2008/0276596 A1 & EP 1926904 A1	1-16	A	WO 2008/076006 A1 (VOLVO AERO CORPORATION) 2008.06.26, 全文, 全図 & US 2010/0116792 A1 & EP 2094430 A1	1-16	A	US 5075966 A (GENERAL ELECTRIC COMPANY) 1991.12.31, 全文, 全図 (ファミリーなし)	1-16
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号												
A	WO 2007/030038 A1 (VOLVO AERO CORPORATION) 2007.03.15, 全文, 全図 & US 2008/0276596 A1 & EP 1926904 A1	1-16												
A	WO 2008/076006 A1 (VOLVO AERO CORPORATION) 2008.06.26, 全文, 全図 & US 2010/0116792 A1 & EP 2094430 A1	1-16												
A	US 5075966 A (GENERAL ELECTRIC COMPANY) 1991.12.31, 全文, 全図 (ファミリーなし)	1-16												
<p><input checked="" type="checkbox"/> C欄の続きにも文献が列挙されている。 <input type="checkbox"/> パテントファミリーに関する別紙を参照。</p>														
<p>* 引用文献のカテゴリー</p> <p>「A」特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの</p> <p>「E」国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの</p> <p>「L」優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献（理由を付す）</p> <p>「O」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献</p> <p>「P」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願日の後に公表された文献</p> <p>「T」国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの</p> <p>「X」特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの</p> <p>「Y」特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの</p> <p>「&amp;」同一パテントファミリー文献</p>														
<p>国際調査を完了した日</p> <p>18.01.2016</p>	<p>国際調査報告の発送日</p> <p>26.01.2016</p>													
<p>国際調査機関の名称及びあて先</p> <p>日本国特許庁 (ISA/J P)</p> <p>郵便番号100-8915</p> <p>東京都千代田区霞が関三丁目4番3号</p>	<p>特許庁審査官 (権限のある職員)</p> <p>佐藤 健一</p> <p>電話番号 03-3581-1101 内線 3355</p>	<p>3G 3420</p>												

C (続き) . 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリ*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
A	EP 2093409 A2 (DEUTESHES ZENTRUM FUER LUFT- UND RAMFAHRT E. V.) 2009. 08. 26, 全文, 全図 & DE 102008011502 A1	1-16
A	JP 60-82602 A (航空宇宙技術研究所長) 1985. 05. 10, 全文, 全図 & US 4582678 A & DE 3436419 A1 & FR 2553148 A1	1-16
A	JP 62-250104 A (三菱重工業株式会社) 1987. 10. 31, 第 2 ページ左 上欄第 9 行-右下欄第 19 行, 第 1-5 図 (ファミリーなし)	1-16