

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第5437362号
(P5437362)

(45) 発行日 平成26年3月12日 (2014. 3. 12)

(24) 登録日 平成25年12月20日 (2013. 12. 20)

(51) Int. Cl.

F I

F 2 3 R 3/28 (2006. 01)

F 2 3 R 3/28

B

F 0 2 C 7/00 (2006. 01)

F 0 2 C 7/00

C

F 0 2 C 7/22 (2006. 01)

F 0 2 C 7/00

D

F 0 2 C 7/24 (2006. 01)

F 0 2 C 7/22

Z

F 0 1 D 25/00 (2006. 01)

F 0 2 C 7/24

A

請求項の数 7 (全 23 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2011-504035 (P2011-504035)
 (86) (22) 出願日 平成21年3月13日 (2009. 3. 13)
 (65) 公表番号 特表2011-526994 (P2011-526994A)
 (43) 公表日 平成23年10月20日 (2011. 10. 20)
 (86) 国際出願番号 PCT/US2009/037148
 (87) 国際公開番号 W02009/148682
 (87) 国際公開日 平成21年12月10日 (2009. 12. 10)
 審査請求日 平成24年3月7日 (2012. 3. 7)
 (31) 優先権主張番号 61/044, 116
 (32) 優先日 平成20年4月11日 (2008. 4. 11)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)
 (31) 優先権主張番号 12/182, 526
 (32) 優先日 平成20年7月30日 (2008. 7. 30)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(73) 特許権者 390041542
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
 クタディ、リバーロード、1 番
 (74) 代理人 100137545
 弁理士 荒川 聡志
 (74) 代理人 100105588
 弁理士 小倉 博
 (74) 代理人 100129779
 弁理士 黒川 俊久
 (72) 発明者 マックマスターズ, マリー・アン
 アメリカ合衆国、オハイオ州・45040
 、メイソン、アウルウッド・ドライブ、6
 954番

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 燃料ディストリビュータおよび製造する方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ディストリビュータリング本体 (301) と導管本体 (106) とを備えるディストリビュータ (300) であって、
 前記ディストリビュータ (300) が、該ディストリビュータ (300) 内に位置する主流路を備え、また、単体構造を有し、
 前記主流路が、ディストリビュータ軸 (11) の周りで円周方向に配向されるアーチ形部を有し、
 前記ディストリビュータ (300) が、
 前記主流路のアーチ形部の軸方向前方に位置し且つ前記ディストリビュータ軸 (11) の周りで円周方向に配向されるアーチ形部 (404) を有する 1 次パイロット流路 (402) と、
 前記主流路のアーチ形部の軸方向後方に位置し且つ前記ディストリビュータ軸 (11) の周りで円周方向に配向されるアーチ形部 (504) を有する 2 次パイロット流路 (502) と
 前記ディストリビュータ軸 (11) の周りに周方向で配列される前記ディストリビュータリング本体 (301) に位置し、それぞれが前記主流路と流れ連通する出口通路 (308) を有する複数の燃料ポスト (310) と、
 前記複数の燃料ポスト (310) の少なくとも一部を囲む前記ディストリビュータリング本体 (301) 内に位置する熱シールド (312) と

10

20

をさらに含む

ことを特徴とする、ディストリビュータ（３００）。

【請求項２】

前記主流路が、

前記ディストリビュータ軸（１１）の周りで時計回り方向に流体を輸送することができる第１アーチ形部（３０５）を有する第１主流路（３０７）と、

前記ディストリビュータ軸（１１）の周りで反時計回り方向に流体を輸送することができる第２アーチ形部（３０４）を有する第２主流路（３０８）と

を含む、

請求項１記載のディストリビュータ（３００）。

10

【請求項３】

前記主流路の少なくとも一部を囲む熱シールド（３１１）をさらに含む、請求項１又は２記載のディストリビュータ（３００）。

【請求項４】

主流路の前記アーチ形部（３０５）の少なくとも一部を囲む前記ディストリビュータリング本体（３０１）内に位置する隙間（３１６）を有する、請求項１乃至３のいずれか１項記載のディストリビュータ（３００）。

【請求項５】

前記主流路の少なくとも一部を囲む前記ディストリビュータリング本体（３０１）内に位置する熱シールド（３１１）をさらに含む、請求項１記載のディストリビュータ（３００）。

20

【請求項６】

前記１次パイロット流路（４０２）の少なくとも一部を囲む前記ディストリビュータリング本体（３０１）内に位置する隙間を有する、請求項１乃至５のいずれか１項記載のディストリビュータ（３００）。

【請求項７】

前記２次パイロット流路（５０２）の少なくとも一部を囲む前記ディストリビュータリング本体（３０１）内に位置する隙間を有する、請求項１乃至６のいずれか１項記載のディストリビュータ（３００）。

【発明の詳細な説明】

30

【技術分野】

【０００１】

本発明は、一般的に流体ディストリビュータに関し、より詳細には、燃料をガスタービンエンジンで使用する燃料ノズルに輸送するための単体燃料ディストリビュータに関する。

【背景技術】

【０００２】

タービンエンジンには典型的に、燃料をエンジンの燃焼器に供給するための複数の燃料ノズルが含まれる。燃料は、バーナ的前端部で燃料ノズルから非常に細かい噴霧の状態を導入される。圧縮空気は燃料ノズルの周りを流れ、燃料と混合され、混合気を生じ、この混合気がバーナにより点火される。使用可能な燃料圧力が限定されており、所要の燃料流量の範囲が広いので、多くの燃料噴射器にはパイロットノズルおよび主ノズルが含まれ、始動中にはパイロットノズルのみが使用され、高出力作動中には両方のノズルが使用される。主ノズルへの流れは、始動中および低出力作動中には減少または停止する。このような噴射器は、特定の燃焼要求に合わせて、燃料流をより正確に制御し、燃料噴射をより正確に導くことができるので、シングルノズルの燃料噴射器より効率的かつ清浄に燃焼できる。パイロットノズルおよび主ノズルは、同じノズルアセンブリ内に収容することができ、または別のノズルアセンブリ内で支持することもできる。また、これらのデュアルノズル燃料噴射器は、デュアル燃焼器のために燃料をさらに制御することを可能にするように構成することができ、さらに高い燃料効率と有害な放出物の削減をもたらす。点火した混

40

50

合気の温度は3500°F(1920°C)より高く達する可能性がある。したがって、燃料供給導管、流路および分配システムは、実質的に漏れがなく、炎および熱から保護されていることが重要である。

【0003】

長い間継続的にタービンエンジンの作動中の高温に曝露されると、導管および燃料ノズルに熱応力が誘発される場合があり、これは導管および燃料ノズルを損傷するおそれがあり、かつ導管および燃料ノズルの作動に悪影響を与えるおそれがある。たとえば、熱応力は、導管内の燃料流の減少を引き起こす場合があり、タービンエンジン内の過剰燃料の不均衡分配につながる場合がある。燃料ノズルの導管およびオリフィスを介して流れる燃料が高温に曝されると、燃料のコークス化につながる場合があり、閉塞および不均一な流れにつながる場合がある。低放出物を実現するために、最新の燃料ノズルは、複数の別々の火炎帯を創出するように、多数の複雑な内部空気および燃料回路を必要とする。燃料回路は、コークス化を防ぐために内部空気からの熱シールドを必要とする場合があり、特定の先端領域が冷却され、燃焼ガスから遮蔽されなければならない場合がある。さらに、長い間継続的に損傷した燃料ノズルで作動すると、タービンの効率性が減少し、タービン構成部品が損傷し、および/またはエンジン排ガス温度マージンが減少することになるおそれがある。

10

【0004】

タービンエンジン内に設置した燃料ノズルのライフサイクルを改善すると、タービンエンジンの寿命を延長することができる。知られている燃料ノズルには、送達システムおよび支持システムが含まれる。流体を輸送するための導管を含む送達システムは、燃料をタービンエンジンに送達し、支持システムによって、タービンエンジン内で支持され、遮蔽される。より詳細には、知られている支持システムは送達システムを囲み、したがって、燃料ノズルを介して流れる流体によって冷却される送達システムより高い温度に曝され、高い作動温度を有する。外側および内側の輪郭および厚さを設定することで、導管および燃料ノズルの熱応力を減少させることができる。

20

【0005】

たとえば、燃料ノズルならびにその関連した導管および分配システムなどの、従来のガスタービンエンジン構成部品は、一般的に、製作および/または修理するのは高価である。というのは、複雑な導管、および燃料を輸送し分配するための分配回路を有する従来の燃料ノズル設計には、複雑なアセンブリ、および30点を超える構成部品の接合が含まれるので。より詳細には、ろう接継手を使用すると、当該構成部品を製作するのに必要な時間が増加することがあり、また、ろう付け合金の配置を可能にする適正な領域の必要性、不要なろう付け合金が流れるのを最小化する必要性、ろう付け品質を検証するための許容される検査技術の必要性、前のろう接継手を再溶融することを防ぐために使用可能ないくつかのろう付け合金を有する必要性を含めて、いくつかの理由のいずれかのために製作プロセスが複雑になることがある。さらに、多数のろう接継手は、構成部品の母材を脆弱にし得る、いくつかのろう付けの流れ(braze run)をもたらす場合がある。多数のろう接継手が存在することで、構成部品の重量および製造コストを増加する場合があり、好ましくない。

30

40

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

したがって、漏れの可能性および、これまでに述べた熱曝露からの他の望ましくない影響を低減するための単体構造を有する、たとえば、燃料ノズルのための液体燃料などの流体を輸送し、分配するための、複雑な流路回路および導管を有する流体ディストリビュータを有することが望ましいであろう。コストを削減し、組立てが容易なように、ならびに、悪熱環境からの保護を提供するために、単体構造を備えた流路のための複雑な形状を有する流体ディストリビュータを有することが望ましい。たとえば、燃料ノズルの燃料供給および分配システムなどの、流体を輸送するための複雑な3次元形状を有する、単体流体

50

ディストリビュータのための単体構造を提供する製造方法を有することが望ましい。

【課題を解決するための手段】

【0007】

上記の必要性は、単体ディストリビュータを製作する方法であって、軸を有するディストリビュータリング本体内に位置するアーチ形部を有する少なくとも1つの流路を有する単体ディストリビュータの3次元情報を決定するステップと、各スライスが単体ディストリビュータの断面層を定義する複数のスライスに3次元情報を変換するステップと、レーザエネルギーを使用して金属粉末を溶解することによって単体ディストリビュータの各層を次々に形成するステップとを含む方法を提供する例示的实施形態によって満たすことができる。

10

【0008】

本発明の別の態様では、ディストリビュータは、ディストリビュータリング本体に位置するアーチ形部を備えた流路を含み、迅速製造プロセスを使用して製造される。

【0009】

本発明の別の態様では、単体燃料ディストリビュータは、燃料導管およびディストリビュータを含み、迅速製造プロセスを使用して製造される。

【0010】

本発明とみなされる主題は、本明細書の結びの部分で特に指摘され、明確に特許請求されている。しかし、本発明は、添付図面と共に以下の記述を参照すれば最もよく理解できる。

20

【図面の簡単な説明】

【0011】

【図1】ハイバイパスターボファンのガスタービンエンジンの概略図である。

【図2】本発明の例示的实施形態による燃料ディストリビュータの等角図である。

【図3】図2に示した燃料ディストリビュータの横軸断面図である。

【図4】本発明の代替例示的实施形態による燃料ディストリビュータの等角図である。

【図5】図4に示した燃料ディストリビュータの横軸断面図である。

【図6】本発明の別の代替例示的实施形態による燃料ディストリビュータの等角図である。

。

【図7】図6に示した燃料ディストリビュータの入口端部近くの横軸断面図である。

30

【図8】図6に示した燃料ディストリビュータの中間位置での横軸断面図である。

【図9】図6に示した燃料ディストリビュータの出口端部近くの横軸断面図である。

【図10】本発明の別の例示的实施形態による燃料ディストリビュータの等角縦断面図である。

【図11】本発明の実施形態による燃料ディストリビュータを有する例示的燃料ノズルの等角図である。

【図12】図11に示した例示的燃料ノズルの部分的等角断面図である。

【図13】図11に示した例示的燃料ノズルの部分的等角断面図である。

【図14】図11に示した例示的燃料ノズルの別の等角図である。

【図15】図14に示した例示的燃料ノズルの例示的ディストリビュータ先端部の軸方向断面図である。

40

【図16】図15に示した例示的ディストリビュータ先端部に示した例示的ディストリビューションリングの等角断面図である。

【図17】図15に示した例示的ディストリビュータ先端部に示した例示的ディストリビューションリングの別の等角断面図である。

【図18】図14および15に示した例示的燃料ノズルの例示的ディストリビュータ先端部の等角断面図である。

【図19】図15に示した例示的ディストリビュータ先端部に示した例示的ディストリビューションリングの別の等角断面図である。

【図20】図14および15に示した例示的燃料ノズルの例示的ディストリビュータ先端

50

部の別の等角断面図である。

【図 2 1】シングルパイロット導管を有する別の例示的ディストリビュータの等角断面図である。

【図 2 2】図 2 1 に示したシングルパイロット導管を有する例示的ディストリビュータの別の等角断面図である。

【図 2 3】図 2 1 に示した例示的ディストリビュータを備えた例示的燃料ノズル先端部の軸方向断面図である。

【図 2 4】例示的燃料ディストリビュータの流路および熱シールドの軸方向断面の部分図である。

【図 2 5】環状リングを有する例示的ディストリビュータの等角図である。

10

【図 2 6】単体ディストリビュータを製作する方法の例示的实施形態を示す流れ図である。

【発明を実施するための形態】

【0012】

次に、図を通して同じ番号が同じ要素を示す図面を詳細に参照すると、図 1 は、液体燃料を輸送するための導管、および燃料を燃料噴射器内で分配するディストリビュータの例示的实施形態を内蔵する例示的ガスタービンエンジン 10（ハイバイパスタイプ）を略図形式で示す。例示的ガスタービンエンジン 10 は、参照目的のためにそこを通る軸方向中心線軸 12 を有する。エンジン 10 には望ましくは、全体として数字 14 で識別されるコアガスタービンエンジンおよびそこから上流に配置されるファンセクション 16 が含まれる。コアエンジン 14 には典型的に、環状入口 20 を画定する、全体としてチューブ状の外側ケーシング 18 が含まれる。外側ケーシング 18 は、コアエンジン 14 に入る空気の圧力を第 1 圧力レベルまで上昇させるために、ブースタ 22 をさらに囲み、支持する。高圧の多段式軸流圧縮器 24 は、ブースタ 22 から圧縮空気を受け、空気の圧力をさらに増加させる。圧縮空気は燃焼器 26 に流れ、そこで、燃料が圧縮空気の流れに注入され、点火し、圧縮空気の温度およびエネルギーレベルを上昇させる。高エネルギー燃焼生成物は、第 1（高圧）ドライブシャフト 30 を介して高圧圧縮器 24 を駆動するために、燃焼器 26 から第 1（高圧）タービン 28 に流れ、次に、第 1 ドライブシャフト 30 と同軸である第 2（低圧）ドライブシャフト 34 を介してブースタ 22 およびファンセクション 16 を駆動するために第 2（低圧）タービン 32 に流れる。タービン 28 と 32 のそれぞれを駆動した後、燃焼生成物は、排気ノズル 36 を介してコアエンジン 14 から離れ、エンジン 10 のジェット推進スラストの少なくとも一部を提供する。

20

30

【0013】

ファンセクション 16 には、環状ファンケーシング 40 に囲まれた回転可能な軸流ファンロータ 38 が含まれる。ファンケーシング 40 が、複数の実質的に半径方向に延びる、周方向で離間された出口ガイドベーン 42 によって、コアエンジン 14 から支持されていることが理解されるであろう。このようにして、ファンケーシング 40 は、ファンロータ 38 およびファンロータブレード 44 を囲む。ファンケーシング 40 の下流セクション 46 は、コアエンジン 14 の外側部分の上に延び、追加のジェット推進スラストを提供する 2 次的、またはバイパス空気流導管 48 を画定する。

40

【0014】

流れの観点から、矢印 50 で表示される初期空気流が、入口 52 を介しファンケーシング 40 まで、ガスタービンエンジン 10 に入ることが理解されるであろう。空気流 50 はファンブレード 44 を通過し、導管 48 を介して移動する第 1 圧縮空気流（矢印 54 により表示）と、ブースタ 22 に入る第 2 圧縮空気流（矢印 56 により表示）とに 2 つに分かれる。

【0015】

第 2 圧縮空気流 56 の圧力は増加し、矢印 58 により表示されるように、高圧圧縮器 24 に入る。燃料と混合し、燃焼器 26 で燃焼した後、燃焼生成物 60 は燃焼器 26 から出て、第 1 タービン 28 を介して流れる。次に、燃焼生成物 60 は、第 2 タービン 32 を介

50

して流れ、排気ノズル 36 から出て、ガスタービンエンジン 10 のスラストの少なくとも一部を提供する。

【0016】

燃焼器 26 には、縦軸 12、ならびに入口 64 および出口 66 と同軸である環状燃焼室 62 が含まれる。上記のように、燃焼器 26 は高圧圧縮器排出出口 69 からの圧縮空気の環状の流れを受ける。この圧縮器排出空気の一部は、混合器（図示せず）内に流入する。燃料は燃料ノズル先端部アセンブリから注入され、空気と混合し、混合気を形成し、この混合気が燃焼のために燃焼室 62 に送られる。混合気の点火は適正な点火装置により達成され、結果として生じる燃焼ガス 60 は、環状の、第 1 段タービンノズル 72 に向かって軸方向に流れ、その中へ入る。ノズル 72 は、ガスが角度をなして流れ、第 1 タービン 28 の第 1 段タービンプレードに作用するように、ガスを回転させる複数の半径方向に延びる、周方向で離間されたノズルベーン 74 を含む、環状流路により画定される。図 1 に示したように、第 1 タービン 28 は望ましくは、第 1 ドライブシャフト 30 を介して高圧圧縮器 24 を回転させる。低圧タービン 32 は望ましくは、第 2 ドライブシャフト 34 を介してブースタ 22 およびファンロータ 38 を駆動する。

10

【0017】

燃焼室 62 はエンジン外側ケーシング 18 内に収容される。燃料は、たとえば図 11、12、13 および 14 に示した例のように、燃料ノズルによって燃焼室に供給される。液体燃料は、たとえば図 2、4、6、および 10 に示した単体導管 105 を介するように、導管を介して、燃料ノズルへ輸送される。単体構造を有しない他の導管 105 が、液体燃料を燃料ノズルへ輸送するのに、代替として使用されてよい。単体導管 105 などの燃料供給導管は、ステム 102 内に位置してよく、燃料ディストリビュータ先端部 190 と結合されてよい。パイロット燃料、および主燃料は、たとえば、図 15 および 20 に示したように、燃料ノズル先端部アセンブリにより燃焼器 26 内に噴射される。タービンエンジンの作動中、当初、パイロット燃料は、始動およびアイドリング運転などの所定のエンジン作動状態の間、パイロット燃料通路 153（たとえば、図 10 参照）を介して供給される。パイロット燃料は、パイロット燃料出口 162 を介して、燃料ディストリビュータ先端部 190 から排出される。追加出力が要求されるとき、主燃料が主燃料通路 151、152（たとえば、図 10 参照）を介して供給され、主燃料は主燃料出口 161 を使用して噴射される。

20

30

【0018】

図 15 ~ 25 は、単体ディストリビュータ 300 の本発明の例示的实施形態を示す。図 2 ~ 14 は、導管 105 および単体ディストリビュータ 300 を含む燃料ディストリビュータ 100 の例示的实施形態を示す。用語「単体」は、本明細書に記載のディストリビュータ 300 などの関連構成部品が、製造中に一体成形として製造されることを意味するために、本出願では使用される。したがって、単体構成部品は、その構成部品にとっての一体式構造を有しており、接合されて単一構成部品を形成する複数の構成部品製の構成部品とは異なる。

【0019】

図 2 は、本発明の例示的实施形態による燃料ディストリビュータ 100 の等角図を示す。図 2 に示した例示的燃料ディストリビュータ 100 には、導管 105 および単体ディストリビュータ 300 が含まれる。導管 105 およびディストリビュータ 300 は、以降に本明細書に記載の方法を使用して製造される、図 2 に示した単体構造を有してよい。あるいは、燃料ディストリビュータ 100 は単体ディストリビュータ 300 および導管 105 を個別に製造し、単体ディストリビュータ 300 が導管 105 と流れ連通するように、適切な従来の接続手段を使用して結合することにより製作してよい。

40

【0020】

図 2 ~ 10 に示したように、導管 105 は導管本体 106 内に位置する 1 つまたは複数の流路 108 を含む。導管 105 は入口端部 111 および出口端部 112 を有する。流体は入口端部 111 で導管 105 に入り、出口端部 112 に向かって縦方向 101 に流れ、

50

出口端部 112 で導管 105 から出る。図 3 は、図 2 に示した例示的単体導管の横軸断面図を示す。図 2 に示したように、例示的単体導管 105 は外側輪郭 140 と、導管本体 106 内に位置する多数の流路 108 を有する導管本体 106 を含む。流路は断面形状 120 および内側輪郭 141 を有する。図 3 に示した例示的实施形態では、4 つの通路があり、それぞれが円形断面形状を有する。図 2 に示したように、流路は異なる寸法を有してよい。たとえば、図 2 に示した例示的实施形態では、2 つの外側に位置する通路 155、157 はパイロット燃料流路であり、2 つの内側の通路 151、152 は、燃料ディストリビュータ 100 に使用する主燃料流路である。それぞれの流路 108 は、たとえば、流路 108 の内側輪郭 141 を導管本体 106 の外側輪郭 140 から分離する、品目 114 として示したような、壁を有する。導管本体 106 内に隣接して位置する流路 108 は、たとえば、品目 116 として示したような、分離壁によって相互に分離されている。図 2 および 3 に示した例示的实施形態では、主流路 151、152 はそれぞれ約 0.060 インチ（約 0.152 cm）と 0.150 インチ（約 0.381 cm）の間の直径を有し、パイロット流路 155、157 はそれぞれ約 0.040 インチ（約 0.102 cm）と 0.150 インチ（約 0.381 cm）の間の直径を有する。壁 114 は、約 0.020 インチ（約 0.051 cm）と 0.060 インチ（約 0.152 cm）の間の厚さを有する。分離壁 116 は約 0.020 インチ（約 0.051 cm）と 0.060 インチ（約 0.152 cm）の間の厚さを有する。

【0021】

円形断面は通常、製造上の要件に基づき、流路で選択されてきた。しかし、たとえば熱応力に曝される燃料回路におけるなど、特定の 경우에는、非円形断面を有する流路 118 を有することは有利である。流路 108 の内側部分および導管本体 106 の外側輪郭 140 を適正に輪郭を形作ることによって、流路 108 の応力集中を軽減することができる。流路 108 は円形（図 3 参照）であってもよいし、楕円形（図 5）であってもよい。円形通路であれば、縦は短い、幅が広がるであろう。楕円形通路であれば、幅は狭いが、縦が長くなるであろう。幅が狭くなると、導管 105 の供給部分でより可撓性をもたらす、導管本体 106 の熱応力の軽減を促進する。図 4 は、本発明の代替例示的实施形態による導管 105 を有する燃料ディストリビュータの等角図であり、そこでは流路 118 は非円形断面形状 121 を有する。図 5 は、図 4 に示した例示的導管 105 の横軸断面図を示す。各流路 118 の内側輪郭 141 は円形、非円形、または円形と非円形の適正な組合せであるように選択することができる。図 5 は、円形輪郭を備えた 1 つの流路と、非円形輪郭 141 を備えた 3 つの流路 118 とを有する導管 105 の例示的实施形態を示す。各流路 118 は、その内側輪郭 141 を導管本体 106 の外側輪郭 140 から分離する壁 114 を有する。導管本体 106 内に隣接して位置する流路 118 は、分離壁 116 により相互に分離される。図 5 に示した例示的实施形態では、非円形流路 118 は、約 0.004 平方インチ（約 0.026 cm²）と 0.018 平方インチ（約 0.116 cm²）の間の断面積を有し、円形パイロット流路は、約 0.005 平方インチ（約 0.0323 cm²）の断面積を有する。壁 114 は、約 0.020 インチ（約 0.051 cm）と 0.060 インチ（約 0.152 cm）の間の厚さを有する。分離壁 116 は、約 0.020 インチ（約 0.051 cm）と 0.060 インチ（約 0.152 cm）の間の厚さを有する。

【0022】

図 2 ~ 5 に示した導管 105 の例示的实施形態では、流路 108 の断面形状 120、121 は導管 105 の入口端部 111 から出口端部 112 まで実質的に一定を維持する。同様に、各流路 108 の断面積は、導管 105 の入口端部 111 から出口端部 112 まで実質的に一定であってよい。あるいは、流路 108 の断面積は、燃料ノズルのディストリビュータ先端部 190 内で適正な流量特性を達成するように、導管 105 の入口端部 111 から出口端部 112 まで、望ましくは実質的に一様に変化してもよい。たとえば、入口端部 111 と出口端部 112 の間で、望ましくは実質的に一様に流量範囲を減少することにより、導管 105 内のいくつかの流路 108 の流体を加速することが可能である。

【 0 0 2 3 】

いくつかの用途では、入口端部 1 1 1 と出口端部 1 1 2 の間で、導管 1 0 5 の流路 1 0 8 の内側輪郭 1 4 1 および断面積を変化させることが有利である。図 6 ~ 9 は、入口端部 1 1 1 近くの第 1 断面形状 1 3 1 および出口端部 1 1 2 近くの第 2 断面形状 1 3 2 を有する、4 つの流路 1 0 8 を有する導管 1 0 5 の例示的实施形態を示す。断面形状 1 4 1 は、入口端部 1 1 1 近くの第 1 断面形状 1 3 1 と出口端部 1 1 2 近くの第 2 断面形状 1 3 2 の間で実質的に一様に変化する。図 7 ~ 9 は、入口端部 1 1 1 近く、出口端部 1 1 2 のところ、および入口端部 1 1 1 と出口端部 1 1 2 の間の中間位置での、導管 1 0 5 の横軸断面を示す。図 7 ~ 9 に示すように、第 1 断面形状 1 3 1 は、4 つの通路 1 0 8 のそれぞれが円形である。出口端部 1 1 2 近くの第 2 断面形状 1 3 2 は、流路のうち 3 つは非円形であり、第 4 通路（パイロット通路 1 5 3）は円形のままである。図 8 は、中間位置での断面を示し、3 つの流路 1 1 8 について円形断面から非円形断面への変化を示す。

10

【 0 0 2 4 】

断面形状 1 3 1、1 3 2 を変化させるのに加えて、熱応力および重量を減少させるために導管 1 0 5 の壁 1 1 4 および分離壁 1 1 6 の厚さを変化させることが有利である場合がある。たとえば、導管 1 0 5 は、導管 1 0 5 の熱応力を減少させるために、入口端部 1 1 1 近くのバルブろう付け領域からのより厚い部分から、ディストリビュータ先端部 1 9 0 近くに位置する出口端部 1 1 2 近くのより薄い部分へ変化してよい。燃料通路 1 0 8 の壁の厚さ 1 1 4 は、図 7 に示すように重量を減少させるために、特定の断面で実質的に一定に維持してよい。あるいは、特定の断面では、導管 1 0 6 の外側輪郭 1 4 0 および流路 1 0 8 の壁の厚さ 1 1 4 は、図 5 に示すように、右端と左端の流路の間で平坦な外側表面を獲得するように輪郭を形作ってよい。断面位置における熱応力プロファイルに基づいて、導管 1 0 5 の異なった断面位置で、上記の手段の組合せを有することが有利である場合もある。導管 1 0 5 の断面および外側輪郭 1 4 0 は、導管本体 1 0 6（図 7 ~ 9 参照）の通路の形状に概して適合するように成形してよい、またはそれらは滑らかな外側表面（図 3、5 参照）を有するように成形してよい。導管 1 0 5 の燃料ノズル用途では、下記のように、パイロット供給導管を介して流れる燃料が、導管本体 1 0 6 および導管本体内に位置する流体通路を冷却し、熱応力の減少を促進するように、1 つまたは複数のパイロット供給導管を位置することは可能である。

20

【 0 0 2 5 】

図 1 0 は、燃料ノズルの液体燃料を輸送するために使用する例示的単体導管 1 0 5 の部分的断面等角図である。例示的実施形態では、単体導管 1 0 5 には、燃料ノズル内への主燃料通路として役割を果たす導管本体 1 0 6 内に位置する流路 1 0 8 と、導管本体 1 0 6 内で延びるパイロット燃料通路 1 5 3 とが含まれる。パイロット燃料通路 1 5 3 からの燃料は、パイロット供給チューブ 1 5 4 により燃料ノズル内に導かれ、パイロット燃料出口 1 6 2 を介して出る。いくつかの単体導管 1 0 5 では、たとえば図 1 0 に示したように、2 つ以上のサブ通路 1 0 9、1 1 0 に枝分かれする流路 1 0 8 を有することは有利である。単体導管 1 0 5 を燃料ノズルに適用するために図 1 0 に示したように、流路 1 0 8 は第 1 主通路 1 5 1 と第 2 主通路 1 5 2 に枝分かれする。液体燃料は主通路入口 1 2 6 を介してノズル内に供給され、流路 1 0 8 に入る。次に、燃料流は 2 つの流れに枝分かれし、一方は第 1 主通路 1 5 1 を介し、他方は第 2 主通路 1 5 2 を介して、その後ディストリビュータ先端部 1 9 0 に入る。図 1 0 に示したように、主燃料通路 1 0 8、サブ通路 1 5 1、1 5 2、およびパイロット燃料通路 1 5 3 は、入口端部 1 1 1 と出口端部 1 1 2 の間で、導管本体 1 0 6 で一般的に縦方向 1 0 1 に軸に沿って延びる。

30

40

【 0 0 2 6 】

本明細書に記載のように導管 1 0 5 を有し、ガスタービンエンジン燃料ノズルで利用される、例示的燃料ディストリビュータ 1 0 0 が、図 1 1 ~ 1 3 に示してある。例示的実施形態では、単体導管 1 0 5 は、ガスタービンエンジン 1 0 に搭載するためのフランジ 1 6 0 を有する、ステム 1 0 2 内に位置する。単体導管 1 0 5 は、ステムの内側と、単体導管 1 0 5 の導管本体 1 0 6 との間に隙間 1 0 7 ができるように、ステム 1 0 2 内に位置する

50

。隙間１０７は、熱、およびガスタービンエンジンの燃料ノズルを囲む他の悪環境条件から、単体導管１０５を絶縁する。単体導管１０５の追加冷却は、隙間１０７内の循環空気により達成される。単体導管１０５は、ろう付けなどの従来の接続手段を使用してステム１０２に接続される。あるいは、単体導管１０５およびステム１０２は、たとえば、本明細書に記載の、直接レーザ金属焼結のように、迅速製造方法により製造されてよい。例示的实施形態では、燃料ディストリビュータ先端部１９０は、主燃料通路（第１主通路１５１および第２主通路１５２）ならびにパイロット燃料通路１５３が、たとえば図１３に示したように、燃料ディストリビュータ３００と流れ連通して結合するように、単体導管１０５およびステム１０２から延びる。詳細には、主燃料通路１５１、１５２は、燃料ディストリビュータ３００内で画定された主燃料回路に、流れ連通して結合される。同様に、１次パイロット通路１５５および２次パイロット通路１５７は、燃料ノズル内に内向きに半径方向に配置された、対応するパイロット噴射器（たとえば、図１５に示した品目１６３、５６３参照）と流れ連通して結合される。導管１０５は単体導管（すなわち、単体構造を有する）として本明細書で上述したが、当該技術分野で知られている方法を使用して他の適切な製造構造物を有する導管１０５を使用することが可能であることは、当業者には明白であろう。

10

【００２７】

ディストリビュータ先端部１９０およびディストリビュータ３００を有する例示的燃料ノズルの等角図が、図１４に示してある。図１５は、図１４に示した例示的燃料ノズルの例示的ディストリビュータ先端部１９０の軸方向断面図である。例示的ディストリビュータ先端部１９０は、上記のように、供給導管１０５から燃料流を受け取り、下記のように主燃料通路およびパイロット燃料通路などの、燃料ノズルの様々な位置に燃料を分配するディストリビュータ３００を含む。図１５～２０は、燃料を燃料ノズル先端部アセンブリ６８で分配する、２つの主流路３０４、３０５および２つのパイロット流路４０２、５０２を有する、本発明の例示的実施形態を示す。図２１～２３は、２つの主流路６０４、６０３および単独のパイロット流路６０２を有する、本発明の別の例示的実施形態を示す。

20

【００２８】

図１５～２０に示した例示的ディストリビュータ３００は、本明細書に記載の主流路およびパイロット流路を含む、ディストリビュータリング本体３０１を含む。ディストリビュータ３００の主流路３０２、３０３は、供給導管１０５の対応する主流路（たとえば、図３の品目１５１、１５２など）と流れ連通している。本明細書に示され、記載された例示的主燃料通路はそれぞれ、供給導管１０５から、ディストリビュータ軸１１の周りに周方向で位置する２つのアーチ形部３０４、３０５に燃料流を輸送する入口部３０７を含む。

30

【００２９】

図１６を参照すれば、そこに示した視角では、主流路は左軸部（品目３０２として示す）および右軸部（品目３０３として示す）を含む。左軸部３０２および右軸部３０３内の流れは、ディストリビュータ軸１１に関して、一般的に軸方向にある。主流路左軸部３０２からの流量は、左円周部３０４に入る。左主流路円周部３０４は、ディストリビュータ軸１１の周りを一般的に周方向で配向されるアーチ形を有する。同様に、主流路右軸部３０３からの流量は、右円周部３０５に入る。右主流路円周部３０５は、ディストリビュータ軸１１の周りを一般的に周方向で配向されるアーチ形を有する。主流路左円周部３０４および右円周部３０５は、一般的に同じ軸位置（図１５参照）に位置し、２つの周方向経路からの流れが混合するのを防ぐ壁３０６によって分離される。主流路の流体流れ方向は、左通路３０２、３０４には品目３１７として、右通路３０３、３０５には品目３１８として、図１６に示される。燃料は、主通路右円周部３０５では周方向で時計回り方向に、主通路左円周部３０４では反時計回り方向に流れる。２つの軸流路３０２、３０３および対応する円周通路３０４、３０５が、本明細書に記載の実施形態に示してあるが、流路に他の配置を有することは可能であり、単体ディストリビュータ３００の他の配向が本発明の範囲内にあることは、当業者には理解されたい。

40

50

【0030】

図16に示すように、主流路304、305からの燃料流は、ディストリビュータリング本体301に位置し、ディストリビュータ軸11の周りに周方向で配列される複数の主流出口通路308により、ディストリビュータ300から周方向外向きに導かれる。図15～25に示した例示的实施形態では、各主流出口通路308は燃料ポスト310の内側に位置する。燃料ポスト310はディストリビュータリング本体301の一部として形成される。各出口通路308は、主流路304、305と流れ連通する。主流路304、305からの加圧燃料は、出口通路308に入り、燃料噴射309(図16参照)としてディストリビュータ300から噴出される。本明細書に記載の本発明のいくつかの実施形態では、主流路304、305を、通路304、305の断面領域(図16で「P」と印す)が円周方向で一様に変化するようになすことが可能である。断面領域「P」の変化は、ディストリビュータリング本体301のディストリビュータ軸の周りで円周方向に配列される複数の出口通路308内への、通路304、305内の燃料流としての主流路304、305内の一定圧力を維持するように、知られている方法を使用して、寸法決めされる。

10

【0031】

前記のように、ガスタービンエンジンで使用される燃料ノズルなどの、燃料ノズルは高温に曝される。このような高温への曝露は、場合によっては、たとえば、ディストリビュータリング本体301に位置する、出口通路308などの燃料通路で燃料コークス化および閉塞をもたらす。ディストリビュータ300の燃料コークス化および/または閉塞を緩和する1つの方法は、通路308を悪熱環境から保護するために、熱シールドを使用することである。図16および図24に示した本発明の例示的实施形態では、燃料ポスト310は、燃料ポスト310を囲む熱シールドによって保護される。図24に示した例示的实施形態は、熱ポスト310を囲む、前方熱シールド312および後方熱シールド314を含む。図16に示したように、熱シールドは、ディストリビュータ軸11の周りの円周方向に主流路304、305の少なくとも一部も囲んでよい。熱シールド314、312は、燃料通路(たとえば、図16および24で品目308、304、305として表示)の壁と、熱シールド312、314の間に絶縁用隙間316ができるように製造される。絶縁用隙間316は、燃料通路に悪熱環境からのさらなる保護を提供する。熱シールドは、たとえば、一般にガスタービンエンジンで使用されるコバルト基合金およびニッケル基合金などの、高温に耐える能力を備えた任意の適正な材料で製造することができる。たとえば図15～25に示したような、本発明の例示的实施形態では、ディストリビュータ300は、ディストリビュータリング本体301、流路302、303、305、306、燃料ポスト310、熱シールド312、314、および隙間316が、一体式構造を有するように形成される単体構造を有する。このような単体ディストリビュータ300を製造する方法は、以降に本明細書に記載される。

20

30

【0032】

本発明の別の態様では、単体ディストリビュータ300は、ディストリビュータリング本体301を冷却し、流路を悪熱環境から保護するために、パイロット燃料を流すための、たとえば図18に品目402、502として示したような、少なくとも1つの流路を有する。図15～20は、本明細書では1次パイロット流路402および2次パイロット流路502と呼ぶ、2つのパイロット燃料冷却流路を有する本発明の例示的实施形態を示す。図15を参照すれば、1次パイロット流路402からの燃料は、1次パイロット燃料噴射器163を介して燃料ノズルから出て、2次パイロット燃料流路502からの燃料は、2次パイロット燃料噴射器563を介して燃料ノズルから出る。ディストリビュータ300の1次パイロット流路402は、供給導管105(たとえば、図3参照)の対応するパイロット1次通路155と流れ連通する。同様に、ディストリビュータ300の2次パイロット流路502は、供給導管105(たとえば、図3参照)の対応するパイロット2次通路157と流れ連通する。

40

【0033】

50

図 17 を参照すれば、ディストリビュータリング本体 301 の 1 次パイロット流路 402 は、たとえば、供給導管 105 のパイロット 1 次通路 155 からなどの、1 次パイロット燃料の受取位置として役目を果たす、1 次パイロット入口 401 を含む。1 次パイロット流路 402 は、1 次パイロット流流入路 403 と、ディストリビュータ軸 11 に関して円周方向に配向される円周部分 404 とをさらに含む。図 17 に示した例示的实施形態では、1 次パイロット流流入路は、ディストリビュータ軸 11 に関して一般的に軸方向を有するものとして示される。他の配向も、1 次パイロット流流入路 403 に使用してよい。流入路 403 からの 1 次パイロット燃料流は、1 次流路 402 の円周部分 404 に入り、図 17 に品目 406 として示した流れ方向の矢印で指示したように、円周方向に流れる。1 次パイロット流路 402 のより低い温度のパイロット燃料流は、前記した高温への曝露の悪影響を減少するために、ディストリビュータリング本体 301 と、ディストリビュータ 300 内に位置する燃料流路とに冷却をもたらす。図 18 を参照すれば、円周流路 404 からの 1 次パイロット燃料流（品目 406 参照）は、ディストリビュータ 300 に位置する 1 次パイロット流流出路 405 に入る。図 18 に示した例示的实施形態では、1 次パイロット流流出路 405 は、ディストリビュータ軸 11 に関して一般的に軸方向を有するものとして示される。他の配向も、1 次パイロット流流出路 405 に使用してよい。図 18 に示した例示的实施形態では、ディストリビュータ 300 は、流出路 405 と流れ連通する 1 次パイロット供給チューブ部 154 を含み、1 次パイロット燃料をディストリビュータ軸 11 の方向に半径方向に内向き、および 1 次燃料出口 162 の方向に配向する。第 1 パイロット燃料は、1 次パイロット燃料出口 162 を介してディストリビュータリング本体 301 から出て、1 次パイロット燃料噴射器 163 によって燃料ノズルから噴出される。図 15 に示した例示的实施形態では、第 1 パイロット流路 402 の円周部 404 は、主流路 304、305 から軸方向前方位置でディストリビュータリング本体 301 に位置する。代替実施形態では、第 1 パイロット流路 402 の円周部 404 は、主流路 304、305 から軸方向後方位置に位置する。

【0034】

図 15 および 19 を参照すれば、本発明の例示的实施形態には、2 次パイロット流路 502 が含まれる。2 次パイロット燃料は、図 19 で流れ方向の矢印 506 により示されるように、2 次パイロット流路 502 を介して流れる。ディストリビュータリング本体 301 に位置する 2 次パイロット流路 502 は、たとえば、供給導管 105 のパイロット 2 次通路 157 からのように、2 次パイロット燃料のための受取位置として役目を果たす 2 次パイロット入口部 507 を含む。2 次パイロット流路 502 は、2 次パイロット流流入路 503 と、ディストリビュータ軸 11 に関して円周方向に配向する円周部 504 とをさらに含む。図 19 に示した例示的实施形態では、2 次パイロット流流入路 503 は、ディストリビュータ軸 11 に関して一般的に軸方向を有するものとして示される。他の配向も、2 次パイロット流流入路 503 に使用してよい。流入路 503 からの 2 次パイロット燃料流は、2 次流路 502 の円周部 504 に入り、図 19 に品目 506 として示した流れ方向の矢印によって指示されるように、円周方向に流れる。2 次パイロット流路 502 のより低い温度のパイロット燃料流は、前記した高温への曝露の悪影響を減少するために、ディストリビュータリング本体 301 と、ディストリビュータ 300 内に位置する燃料流路とに冷却をもたらす。図 19 を参照すれば、円周流路 504 からの 2 次パイロット燃料流（品目 506 参照）は、ディストリビュータ 300 に位置する 2 次パイロット流流出路 505 に入る。図 19 に示した例示的实施形態では、2 次パイロット流流出路 505 は、ディストリビュータ軸 11 に関して一般的に軸方向を有するものとして示される。他の配向も、2 次パイロット流流出路 505 に使用してよい。図 15 ~ 20 に示した例示的实施形態では、2 次パイロット流路 502 の円周部 504 は、主流路 304、305 から軸方向後位置のディストリビュータリング本体 301 に位置する。代替実施形態では、2 次パイロット流路 502 の円周部 504 は、主流路 304、305 から軸方向前方位置に位置してよい。図 17 および 19 を参照すれば、円周方向の 1 次パイロット燃料の流れ方向 406 は反時計回りであり、円周方向の 2 次パイロット燃料の流れ方向 506 は時計回りである

10

20

30

40

50

。本発明の代替実施形態では、１次および２次燃料パスの流れ方向は、異なる向きを有しても、同じ向きであってもよい。

【００３５】

本発明の一態様では、ディストリビュータリング３０１の１次パイロット流路４０４および２次パイロット流路５０４は、たとえば、図１５、１７および１９の品目３１６のような、絶縁用隙間によって保護される。同様に、たとえば、図１５および１８の品目５１６のような、絶縁用隙間は、パイロット噴射器の少なくとも一部の周りに提供される。これらの絶縁用隙間は、燃料流パスにディストリビュータリング本体３０１が経験する高温から少なくともいくつかの保護を提供し、流れパスおよび噴射器のコークス化および／または閉塞の発生率を減少させるのを助ける。示した例示的实施形態では、絶縁用隙間は約

10

【００３６】

単一パイロット噴射器６６３を有する燃料ノズルのための単一パイロット流路６０２を有する本発明の例示的实施形態が、図２１～２４に示される。燃料ディストリビュータ１００の例示的实施形態は、これまでに本明細書に記載のものと同様に、主流路６０３、６０４の燃料ポスト６１０、主燃料出口６６１、前方熱シールド部６１２、後方熱シールド部６１４、および絶縁用隙間６１６を有するディストリビュータ本体６０１を含む。前方

20

【００３７】

本発明の別の態様では、ディストリビュータ３００は、ディストリビュータリング本体３０１の前方端部に位置し、それと同軸に位置する、環状リング６７０（図１５、２１、２３参照）を有する。環状リング６７０は、環状リング壁６７２を含み、ディストリビュータリング本体３０１から軸方向に前方に延びる。本発明の一態様では、環状リング６７０は軸および円周方向に延びるスロット６７４を有する。軸スロット６７４は、組立中に燃料ノズルの他の部品と係合し、燃料ノズル内で組立中にディストリビュータ３００の正確な配向を確かにするための手段を提供する。本発明の別の態様では、環状リング壁６７２中に広がる衝突冷却孔６８０が提供される。燃料ノズル作動中に、冷却用空気（図示せず）が半径方向内側方向に冷却孔６８０を通過し、燃料ノズルの隣接する部品に衝突し、これらの部品に冷却をもたらす。図２５に示した例示的实施形態では、環状リング壁は、

30

40

【００３８】

図１５～２０に示した単体ディストリビュータ３００の例示的实施形態、および図２１～２５に示した単体ディストリビュータ３００の代替実施形態は、直接金属レーザ焼結（ＤＭＬＳ）、レーザネットシェーブ製造（ＬＮＳＭ）、電子ビーム焼結および他の製造で

50

知られているプロセスなどの、迅速製造プロセスを使用して製造できる。DMLSは、本明細書に記載の単体導管105、単体ディストリビュータ300および単体燃料ディストリビュータ100を製造する好ましい方法である。

【0039】

図26は、本明細書に記載の単体導管105、単体ディストリビュータ300および単体燃料ディストリビュータ100を製作する方法200の例示的实施形態を説明する流れ図である。方法200には、直接金属レーザ焼結(DMLS)を使用して単体ディストリビュータ300(図15~25に図示)を製作するステップが含まれる。DMLSは、構成部品の3次元情報、たとえば、3次元コンピュータモデルを使用して金属構成部品を製作する、知られている製造プロセスである。3次元情報は複数のスライスに変換され、各スライスは所定の高さのスライスの構成部品の断面を定義する。次に、構成部品は、完了するまで、スライスごとに、または層ごとに、「ビルドアップ」される。構成部品の各層は、レーザを使用して金属粉末を溶解することで形成される。

【0040】

したがって、方法200には、単体ディストリビュータ300の3次元情報を決定するステップ205と、各スライスが単体ディストリビュータ300の断面層を定義する複数のスライスに3次元情報を変換するステップ210とが含まれる。次に、単体ディストリビュータ300は、DMLSを使用して製作され、またはより詳細には、各層が、レーザエネルギーを使用して金属粉末を溶解することによりステップ215で次々に形成される。各層は約0.0005インチ(約0.0013cm)と約0.001インチ(約0.0025cm)の間の寸法を有する。単体ディストリビュータ300は、任意の適正なレーザ焼結機械を使用して製作してよい。適正なレーザ焼結機械の例には、限定はされないが、ミシガン州NoviのEOS of North America, Inc.から入手可能なEOSINT.RTM.M270DMLSマシン、PHENIX PM250マシン、および/またはEOSINT.RTM.M250Xtended DMLSマシンが含まれる。単体ディストリビュータ300を製作するのに使用する金属粉末は、望ましくは、コバルトクロムを含む粉末であるが、限定はされないが、HS188およびINC0625などの、任意の他の適正な金属粉末であってよい。金属粉末は、約10ミクロンと74ミクロンの間の粒径を有することができるが、望ましくは約15ミクロンと約30ミクロンの間である。

【0041】

単体ディストリビュータ300を製造する方法は、好ましい方法としてDMLSを使用すると本明細書には記載されているが、層ごとの構築または追加製作を使用する任意の他の適正な迅速製造方法も使用できることは、当業者には理解されよう。これら代替の迅速製造方法には、限定はされないが、選択的レーザ焼結(SLS)、インクジェットおよびレーザジェットなどによる3D印刷、ステレオリトグラフィ(SLS)、直接選択的レーザ焼結(DSL)、電子ビーム焼結(EBS)、電子ビーム溶解(EBM)、レーザ技術ネットシェーブ法(LENS)、レーザネットシェーブ製造(LNSM)および直接金属堆積(DMD)が含まれる。

【0042】

タービンエンジン(図11~25参照)の燃料ディストリビュータ100用の単体ディストリビュータ300が含む構成部品および継手は、知られている燃料ノズルより少ない。詳細には、上記単体ディストリビュータ300は、たとえば本明細書に含まれる図15~23に品目302、304、402、403、404、405、503、505および602として示したような、1つまたは複数の流路を有する一体形ディストリビュータリング本体301を使用するので、必要とする構成部品はより少ない。結果として、記載の燃料ディストリビュータ100は、知られている燃料ディストリビュータに対し、より軽い、よりコストがかからない代替を提供する。さらに、ディストリビュータ300用または燃料ディストリビュータ100用の記載の単体構造は、知られているディストリビュータと比較して、漏れまたは故障の機会が少なくなり、より容易に修理が可能になる。

【 0 0 4 3 】

本明細書で使用されるように、単数形で列挙され又は数詞がないステップは、複数を除外することが明確に説明されていない限り、複数の前記要素またはステップを除外しないと理解されるべきである。本明細書に記載および／または例示した単体ベンチュリ 5 0 0、6 0 0 の要素／構成部品／ステップなどを導入するとき、数詞がないことや「前記」などの冠詞は、1 つまたは複数の要素／構成部品／などがあることを意味することを意図する。用語「comprising（含む）」「including（含む）」および「having（有する）」は包括的であり、列挙した要素／構成部品／など以外に追加の要素／構成部品／などがあり得ることを意味することを意図する。さらに、本発明の「一実施形態」に言及することは、列挙した特徴も組み込む追加の実施形態が存在することを除外すると解釈されることは意図していない。

10

【 0 0 4 4 】

本明細書に記載の方法ならびに導管 1 0 5、ディストリビュータ 3 0 0、および燃料ディストリビュータ 1 0 0 などの物品は、液体燃料をタービンエンジンに供給することとの関連で記載されているが、本明細書に記載の導管 1 0 5、ディストリビュータ 3 0 0、および燃料ディストリビュータ 1 0 0 ならびにその製造の方法は、燃料ディストリビュータまたはタービンエンジンに限定されないことは理解されたい。本明細書に含まれる図面に描かれた導管 1 0 5、ディストリビュータ 3 0 0 または燃料ディストリビュータ 1 0 0 の構成部品は、本明細書に記載の特定の実施形態に限定はされず、むしろ、これらは本明細書に記載の他の構成部品と独立して、個別に利用することが可能である。

20

【 0 0 4 5 】

本書は、最良の形態を含み、本発明を開示するために、また当業者が本発明を製造および使用できるようにするために、例示を使用するものである。本発明の特許性のある範囲は、特許請求の範囲により定義され、当業者が気付く他の例示も含まれる場合がある。このような他の例示は、その例示が本特許請求の範囲の文言上の用語と異なる構造要素を有する場合、またはその例示が本特許請求の範囲の文言上の用語とごくわずかな差異を伴う等価の構造要素を含む場合は、本特許請求の範囲内にあることを意図するものである。

【 符号の説明 】

【 0 0 4 6 】

30

- 1 0 タービンエンジン
- 1 1 ディストリビュータ軸
- 1 2 軸方向中心線軸
- 1 6 ファンセクション
- 1 8 外側ケーシング
- 2 0 環状入口
- 2 2 ブースタ
- 2 4 多段式軸流圧縮器
- 2 6 燃焼器
- 2 8 タービン
- 3 0 ドライブシャフト
- 3 2 タービン
- 3 4 ドライブシャフト
- 3 6 排気ノズル
- 3 8 軸流ファンロータ
- 4 0 環状ファンケーシング
- 4 2 ガイドベーン
- 4 4 ファンブレード
- 4 6 下流セクション
- 4 8 導管

40

50

5 0	空気流	
5 2	入口	
5 4	空気流	
5 6	空気流	
5 8	空気流	
6 0	燃焼生成物 / 燃焼ガス	
6 2	燃焼室	
6 4	入口	
6 6	出口	
6 8	ノズル先端部アセンブリ	10
6 9	出口	
7 2	タービンノズル	
7 4	ノズルベーン	
1 0 0	ディストリビュータ	
1 0 1	縦方向	
1 0 2	ステム	
1 0 5	導管	
1 0 6	導管本体	
1 0 7	隙間	
1 0 8	流路	20
1 0 9	サブ通路	
1 1 0	サブ通路	
1 1 1	入口端部	
1 1 2	出口端部	
1 1 4	壁	
1 1 6	分離壁	
1 1 8	流路	
1 2 0	断面形状	
1 2 1	断面形状	
1 2 6	主通路入口	30
1 3 1	断面形状	
1 3 2	断面形状	
1 4 0	外側輪郭	
1 4 1	内側輪郭	
1 5 1	主燃料通路	
1 5 2	主燃料通路	
1 5 3	パイロット燃料通路	
1 5 4	パイロット供給チューブ	
1 5 5	通路	
1 5 7	通路	40
1 6 0	フランジ	
1 6 1	主燃料出口	
1 6 2	パイロット燃料出口	
1 6 3	パイロット燃料噴射器	
1 9 0	燃料ディストリビュータ先端部	
3 0 0	ディストリビュータ	
3 0 1	ディストリビュータリング本体	
3 0 2	主流路	
3 0 3	主流路	
3 0 4	主流路	50

3 0 5	主流路	
3 0 6	壁	
3 0 7	入口部	
3 0 8	主流出口通路	
3 0 9	燃料噴射	
3 1 0	燃料ポスト	
3 1 2	熱シールド	
3 1 4	熱シールド	
3 1 6	絶縁用隙間	
3 1 7	流体流れ方向	10
3 1 8	流体流れ方向	
4 0 1	パイロット入口	
4 0 2	パイロット流路	
4 0 3	流入路	
4 0 4	パイロット流路	
4 0 5	流出路	
4 0 6	パイロット燃料の流れ方向	
5 0 2	パイロット流路	
5 0 3	流入路	
5 0 4	パイロット流路	20
5 0 5	パイロット流流出路	
5 0 6	パイロット燃料の流れ方向	
5 0 7	パイロット入口部	
5 1 6	絶縁用隙間	
5 6 3	パイロット燃料噴射器	
6 0 1	ディストリビュータリング本体	
6 0 2	パイロット流路	
6 0 3	主流路	
6 0 4	主流路	
6 1 0	燃料ポスト	30
6 1 1	熱シールド	
6 1 2	前方熱シールド部	
6 1 4	後方熱シールド部	
6 1 6	絶縁用隙間	
6 5 4	パイロット供給チューブ	
6 6 1	主燃料出口	
6 6 3	パイロット噴射器	
6 7 0	環状リング	
6 7 2	環状リング壁	
6 7 4	スロット	40
6 8 0	冷却孔	

【図 1】

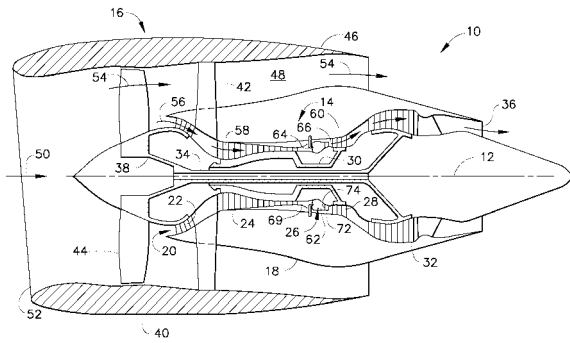


FIG. 1

【図 2】

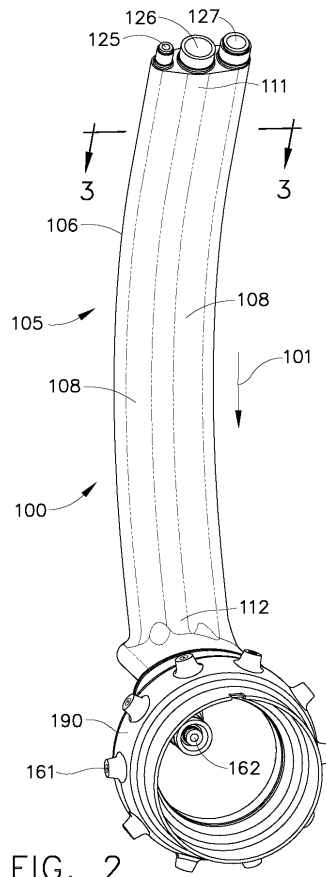


FIG. 2

【図 3】

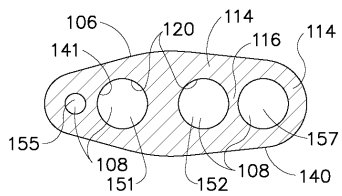


FIG. 3

【図 4】

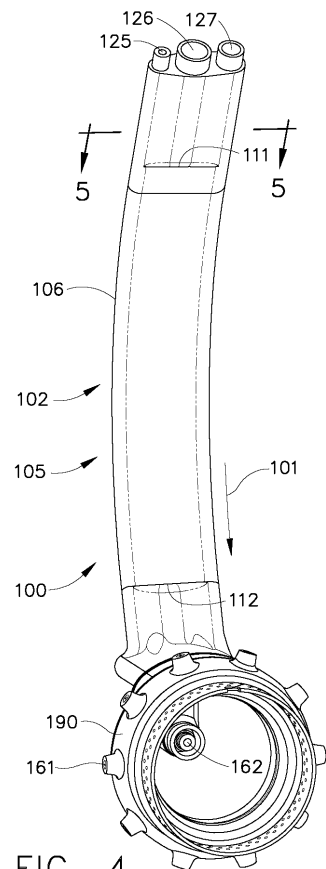


FIG. 4

【図 5】

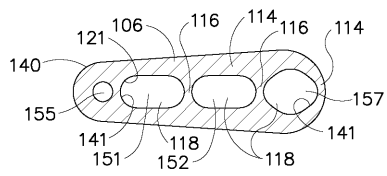


FIG. 5

【図 6】

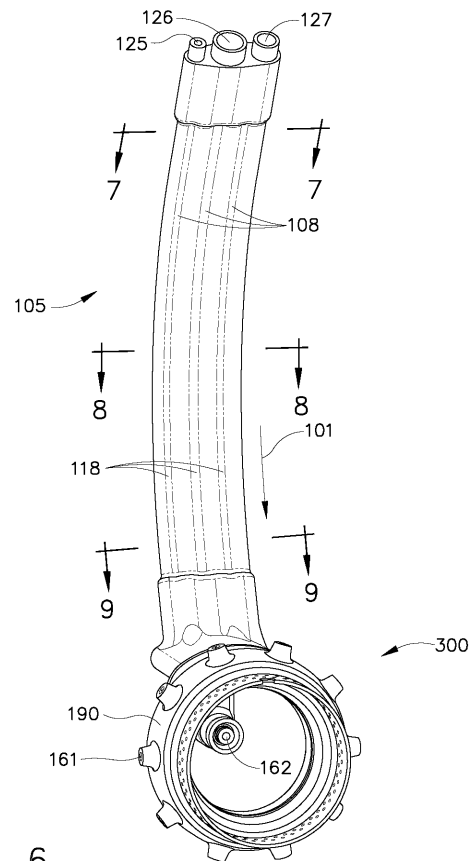


FIG. 6

【図 7】

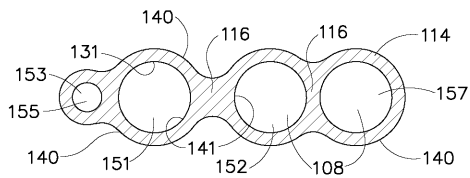


FIG. 7

【図 8】

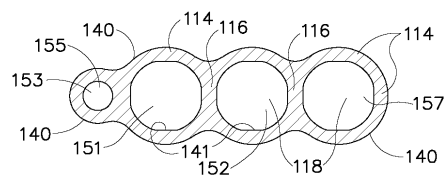


FIG. 8

【図 9】

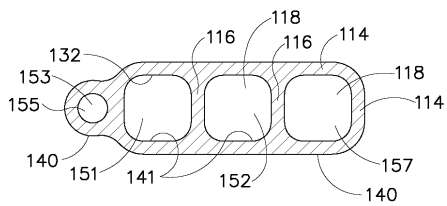


FIG. 9

【図 10】

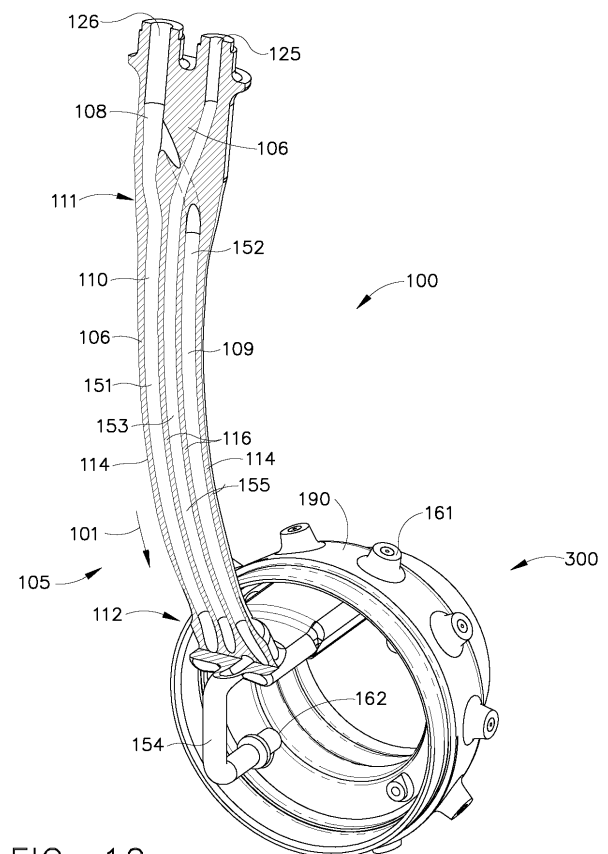


FIG. 10

【図 1 1】

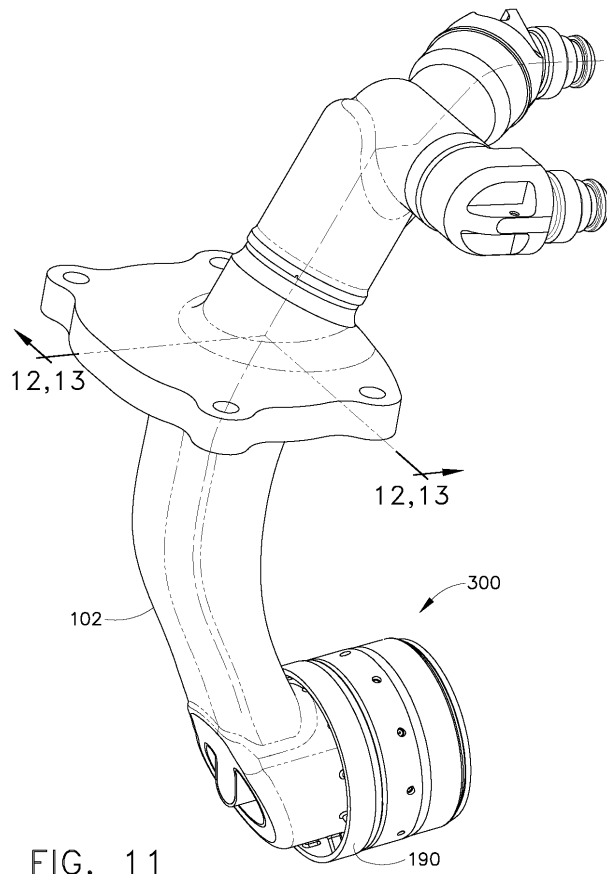


FIG. 11

【図 1 2】

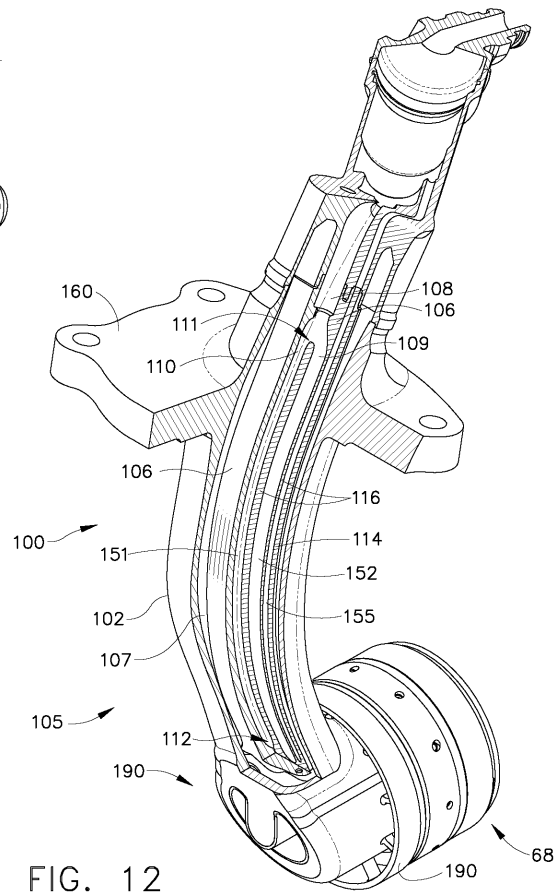


FIG. 12

【図 1 3】

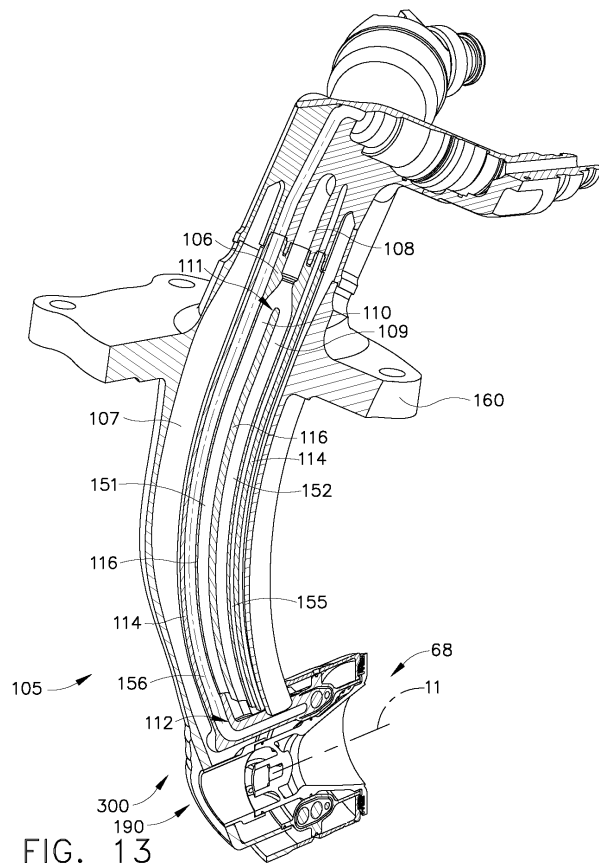


FIG. 13

【図 1 4】

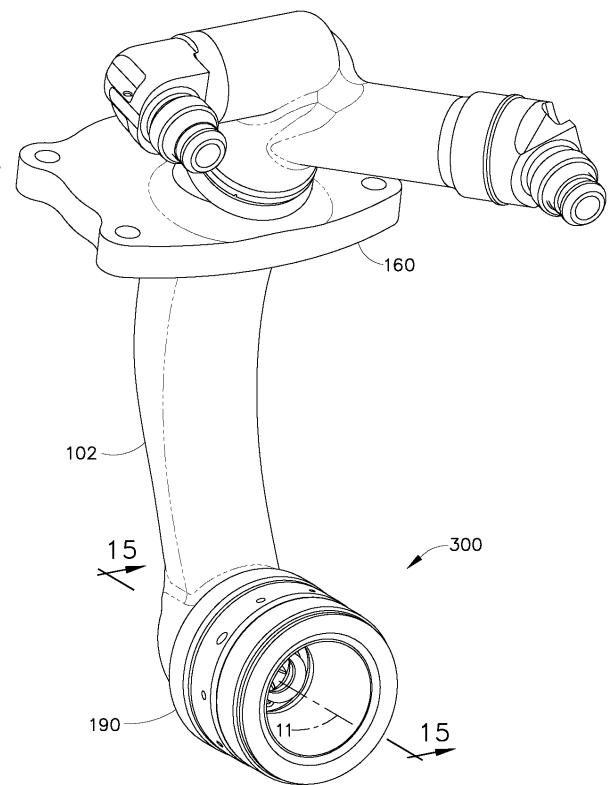


FIG. 14

【図 15】

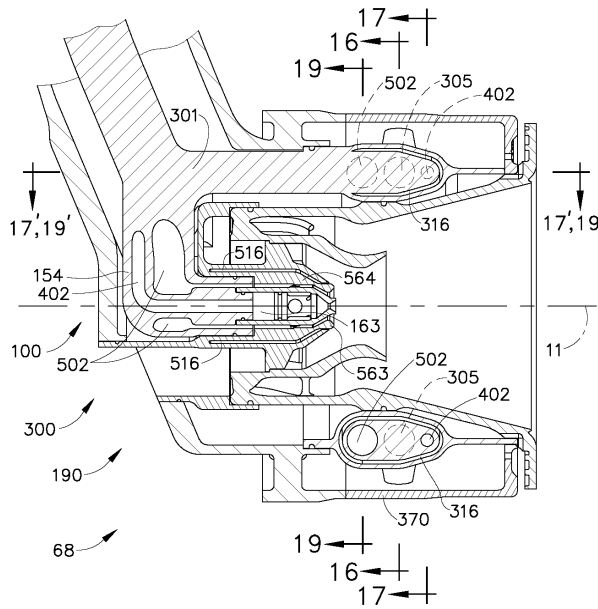


FIG. 15

【図 16】

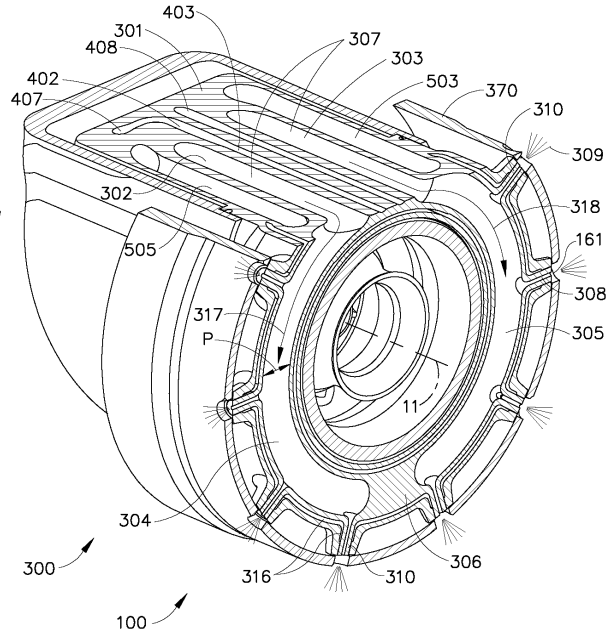


FIG. 16

【図 17】

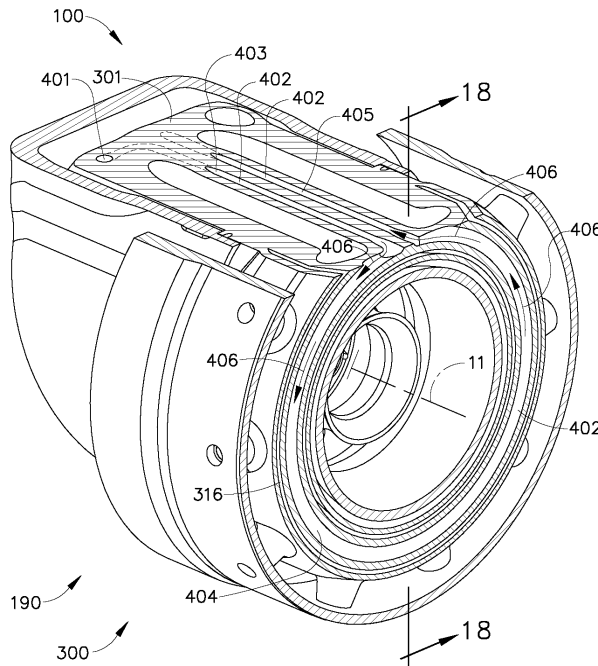


FIG. 17

【図 18】

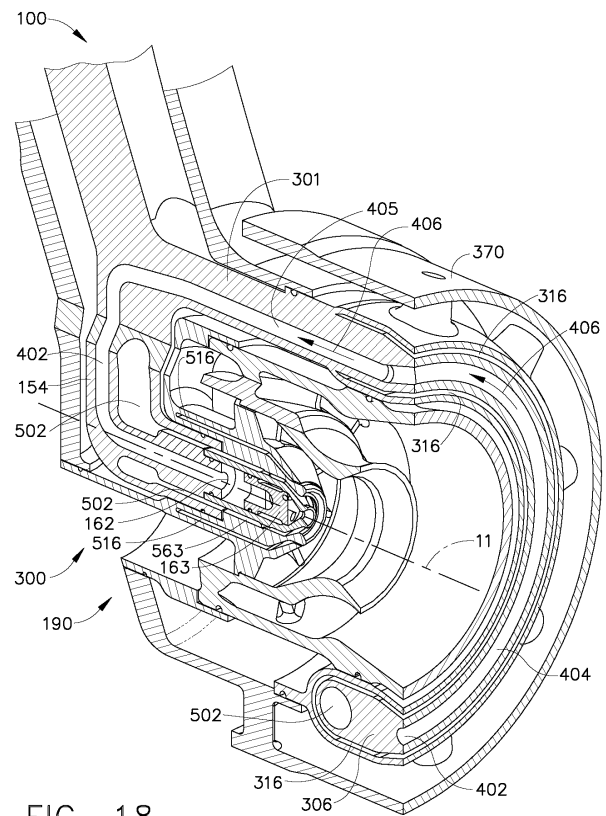


FIG. 18

【図 19】

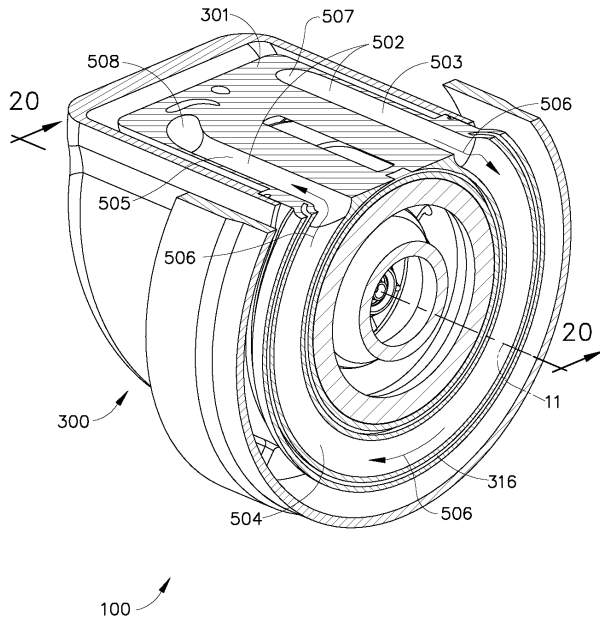


FIG. 19

【図 20】

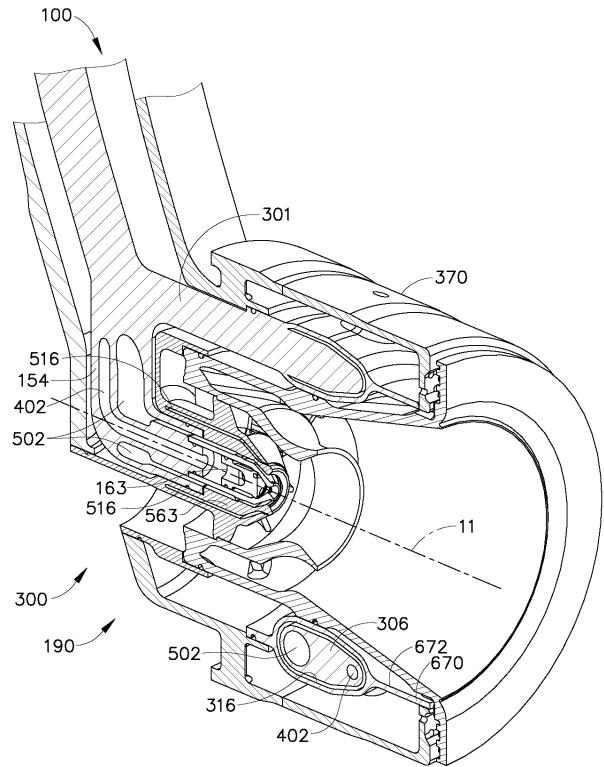


FIG. 20

【図 21】

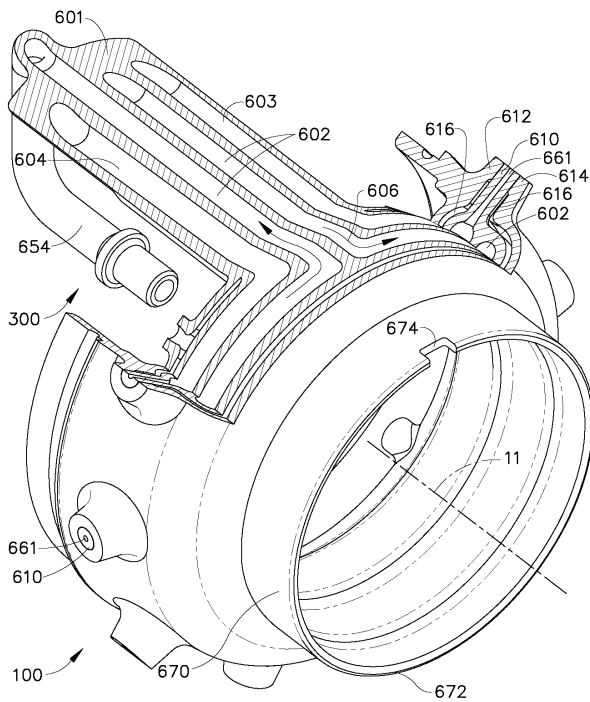


FIG. 21

【図 22】

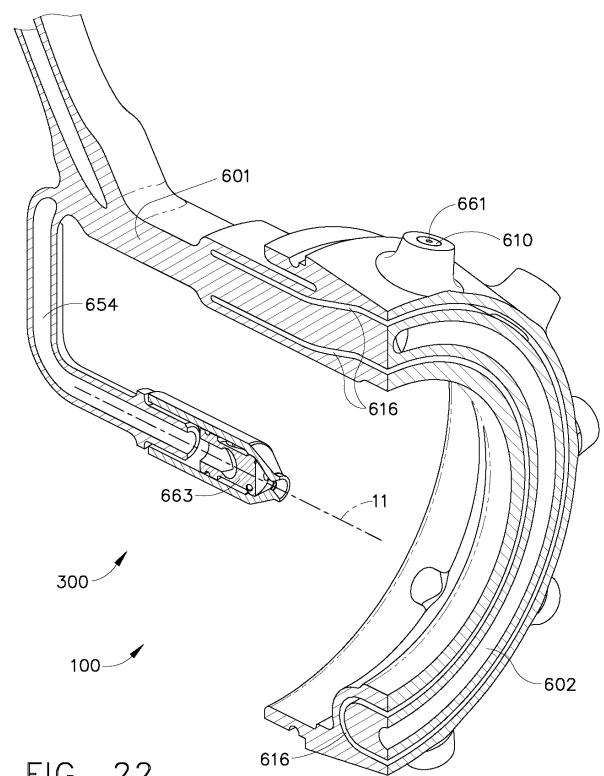


FIG. 22

【図 23】

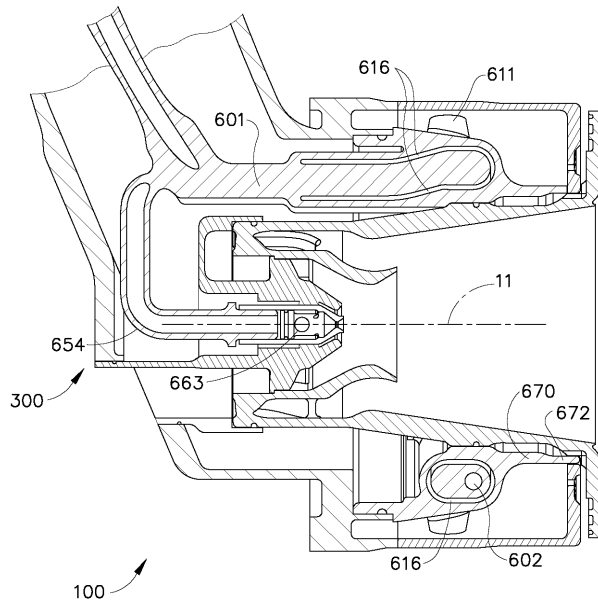


FIG. 23

【図 24】

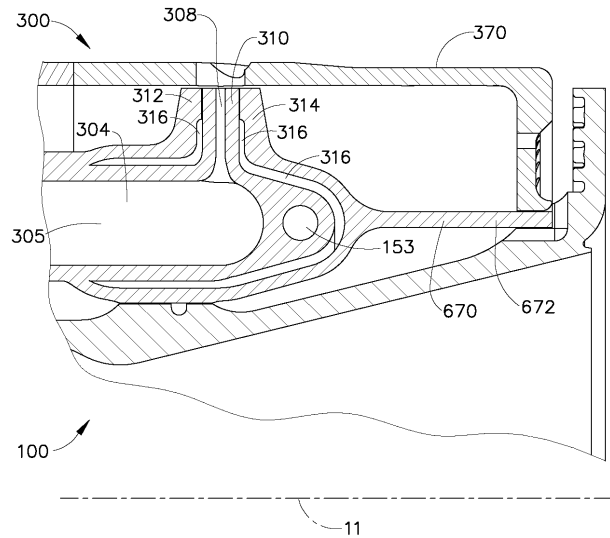


FIG. 24

【図 25】

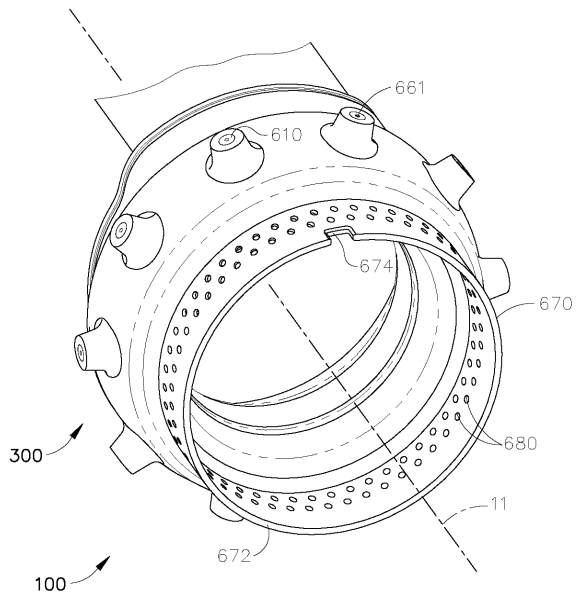


FIG. 25

【図 26】

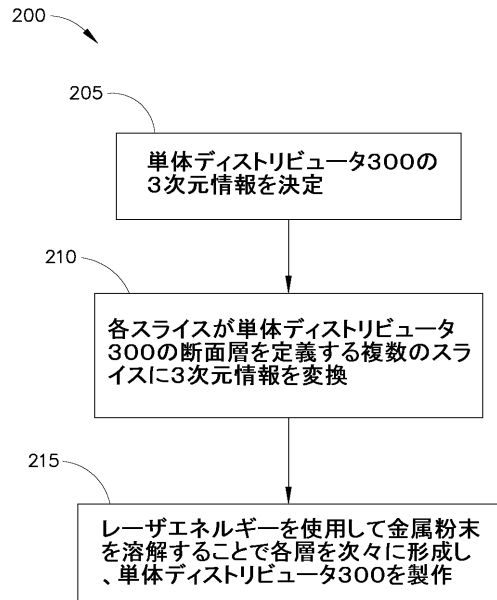


FIG. 26

フロントページの続き

(51)Int.Cl.		F I	
F 0 1 D 25/08	(2006.01)	F 0 1 D 25/00	L
		F 0 1 D 25/00	X
		F 0 1 D 25/08	

(31)優先権主張番号 12/182,500

(32)優先日 平成20年7月30日(2008.7.30)

(33)優先権主張国 米国(US)

(72)発明者 ベンジャミン, マイケル・エイ
 アメリカ合衆国、オハイオ州・45242、シンシナッティ、ウォルナット・リッジ・コート、9
 960番

(72)発明者 マンシーニ, アルフレッド
 アメリカ合衆国、オハイオ州・45241、シンシナッティ、ギベルニー・ブルヴァード、10
 210番

審査官 藤原 弘

(56)参考文献 特開2007-192536(JP, A)
 特開2007-155318(JP, A)
 国際公開第2007/073593(WO, A1)
 特表2003-515718(JP, A)
 米国特許第05761907(US, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
 F 0 2 C 7 / 2 3 2
 F 2 3 R 3 / 2 8