

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2017-115862

(P2017-115862A)

(43) 公開日 平成29年6月29日(2017.6.29)

(51) Int.Cl.		F I	テーマコード (参考)
FO1D 5/18 (2006.01)		FO1D 5/18	3G202
FO1D 5/20 (2006.01)		FO1D 5/20	
FO2C 7/18 (2006.01)		FO2C 7/18	

審査請求 有 請求項の数 10 O L 外国語出願 (全 16 頁)

(21) 出願番号	特願2016-231921 (P2016-231921)	(71) 出願人	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 123 45、スケネクタディ、リバーロード、1 番
(22) 出願日	平成28年11月30日(2016.11.30)	(74) 代理人	100137545 弁理士 荒川 聡志
(31) 優先権主張番号	14/960, 991	(74) 代理人	100105588 弁理士 小倉 博
(32) 優先日	平成27年12月7日(2015.12.7)	(74) 代理人	100129779 弁理士 黒川 俊久
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100113974 弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 タービン翼形部に対するフィレット最適化

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 フィレット最適化したタービン翼形部を提供する。

【解決手段】 ガスタービンエンジン用の動翼は、根元及び先端壁120を含む、圧力側98及び吸引側100を有する翼形部を備える。圧力側98及び吸引側100は、先端壁120を超えて延在して先端チャンネルを画成し、複数の内部コーナー138及び外部コーナー138を画成する。コーナー138は、フィレット140を有し、圧力側98、吸引側100、又は、先端壁120に対する厚さよりも大きい厚さを有する。フィルム孔132は、フィレット140におけるフィルム孔132の長さが増加され、フィルム孔132に対して増加した長さ対直径比が定められ、フィルム孔132を通るフィルム冷却が改善される様、フィレット140を通して延在し得る。

【選択図】 図5

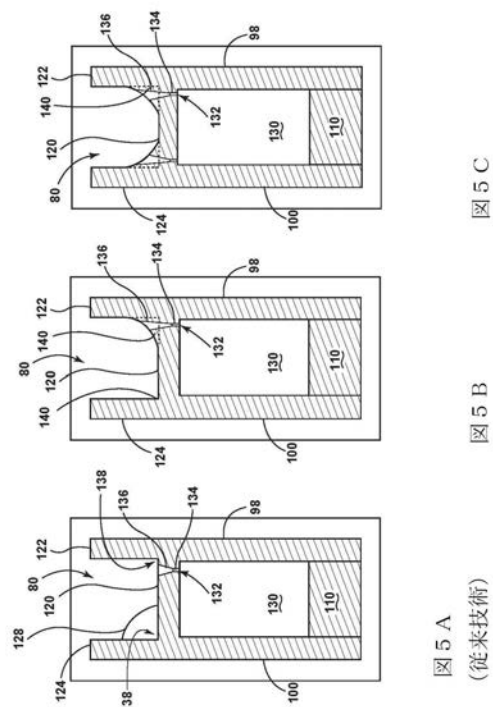


図5A (従来技術)

図5C

図5B

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジン(10)用の動翼(68)であって、

圧力側(98)及び吸引側(100)を定める外壁を有する翼形部(78)であって、前記外壁が前縁(102)から後縁(104)まで翼弦方向に延在し、根元(82)から先端(80)まで翼長方向に延在する、翼形部と、

前記外壁の前記圧力側(98)及び前記吸引側(100)にわたり、前記外壁と交差して少なくとも一つのコーナー(138)を形成する先端壁(120)であって、前記外壁が前記コーナー(138)において第一の厚さ(152)を有し、前記先端壁(120)が前記コーナー(138)において第二の厚さ(154)を有する、先端壁と、

前記先端壁(120)に沿って一部分が位置し、前記先端壁(120)及び前記外壁によって少なくとも部分的画成される、冷却通路(130)と、

前記コーナー(138)に位置し、前記第一の厚さ及び前記第二の厚さ(152, 154)の大きい方よりも少なくとも1.5倍大きい有効半径(158)を有するフィレット(140)と

、

前記フィレット(140)を通過して延在し、前記冷却通路(130)を前記翼形部(78)の外部と流体結合させる少なくとも一つのフィルム孔(132)とを備える動翼。

【請求項 2】

前記少なくとも一つのフィルム孔(132)は、前記圧力側(98)及び前記吸引側(100)の少なくとも一方を通過して延在する、請求項 1 記載の動翼(68)。

【請求項 3】

先端壁(120)は先端チャンネル(121)を有し、前記少なくとも一つのフィルム孔(132)は前記先端チャンネル(121)まで延在する、請求項 1 記載の動翼(68)。

【請求項 4】

前記外壁内に配置される先端シェルフ(126)を更に備え、前記外壁は前記先端壁(120)を超えて延在し、前記先端シェルフ(126)において外部コーナー(138)を画成し、前記先端壁(120)において内部コーナー(138)を画成し、前記外部コーナー及び前記内部コーナーのいずれか一方が前記コーナー(138)を画成する、請求項 3 記載の動翼(68)。

。

【請求項 5】

前記フィレット(140)は、前記外部コーナー(138)及び前記内部コーナー(138)の両方に位置し、前記少なくとも一つのフィルム孔(132)が両方のフィレット(140)を通過し抜ける、請求項 4 記載の動翼(68)。

【請求項 6】

前記コーナー(138)は前記先端壁(120)に沿って翼弦方向に延在し、前記フィレット(140)は前記コーナー(138)に沿って翼弦方向に延在し、前記少なくとも一つのフィルム孔(132)は多数のフィルム孔(132)を有する、請求項 1 記載の動翼(68)。

【請求項 7】

前記有効半径(158)は、前記第一の厚さ(152)及び前記第二の厚さ(154)の大きい方よりも少なくとも2.0倍大きい、請求項 1 記載の動翼(68)。

【請求項 8】

前記有効半径(158)は、前記第一の厚さ(152)及び前記第二の厚さ(154)の大きい方よりも少なくとも4.0倍大きい、請求項 1 記載の動翼(68)。

【請求項 9】

前記有効半径(158)は、前記第一の厚さ(152)及び前記第二の厚さ(154)の大きい方よりも10.0倍未満大きい、請求項 8 記載の動翼(68)。

【請求項 10】

前記コーナー(138)によって形成される角(128)を更に有し、前記角(128)は前記有効半径(158)を定める、請求項 9 記載の動翼(68)。

【発明の詳細な説明】

10

20

30

40

50

【技術分野】

【0001】

本発明は、タービン翼形部に対するフィレット最適化に関する。

【背景技術】

【0002】

タービンエンジン、特にガスまたは燃焼タービンエンジンは、動翼および静翼対を含む圧縮機段から、燃焼器を介して、その次の複数のタービン翼への一連であるエンジンを通り抜ける燃焼されたガスの流れからエネルギーを抽出するロータリエンジンである。ガスタービンエンジンは、陸上および航海上の移動ならびに電力生成に用いられてきたが、ヘリコプターを含む飛行機などの航空上の利用に通常最もよく用いられている。飛行機分野では、ガスタービンエンジンは、航空機の駆動に用いられる。

10

【0003】

航空機用のガスタービンエンジンは、エンジン効率を最大化するために高温で作動するように設計されるため、高圧タービンや低圧タービン等の幾つかのエンジン部品を冷却することが有益となる。典型的には、冷却は、高圧および/または低圧圧縮機から冷却を必要とするエンジン部品に冷却用空気をダクトで送ることによって達成される。高圧タービンにおける温度は約1000°C乃至2000°Cであり、圧縮機からの冷却用空気の温度は約500°C乃至700°Cである。圧縮機の空気は高温であるが、タービンの空気と比べるとより低いため、タービンを冷却するために使用することができる。

【0004】

20

現代のタービン動翼、並びに、翼又はノズルは、一般的に、動翼の異なる部分を冷却するために動翼を通るよう冷却用空気を経路決定するための一つ以上の内部冷却回路を含み、動翼の前縁、後縁、及び、先端等の動翼の異なる部分を冷却するための専用の冷却回路を含み得る。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0005】

【特許文献1】米国特許第5688104号

【発明の概要】

【0006】

30

一態様では、ガスタービンエンジン用の動翼は、圧力側及び吸引側を定める外壁を有する翼形部を有し、外壁は前縁から後縁まで翼弦方向に延在し、根元から先端まで翼長方向に延在する。動翼は、更に、外壁の圧力側及び吸引側にわたり、外壁と交差して少なくとも一つのコーナーを形成する先端チャンネルを有し、外壁はコーナーにおいて第一の厚さを有し、先端チャンネルは前記コーナーにおいて第二の厚さを有する。動翼は、更に、先端チャンネルに沿って位置する部分を有し、先端チャンネル及び外壁によって少なくとも部分的に画成される冷却通路を含み、コーナーは冷却通路のコーナーを画成する。更に、動翼は、第一の厚さ及び第二の厚さの大きい方よりも少なくとも1.5倍大きい有効半径を有するコーナーに位置するフィレット、及び、フィレットを通して延在し、冷却通路を翼形部の外部と流体結合させる少なくとも一つのフィルム孔を有する。

40

【0007】

別の態様では、ガスタービンエンジンの動翼にフィルム孔を形成する方法であって、先端チャンネル及び外壁の交差によって形成される冷却通路のコーナーのフィレットを通るようフィルム孔を形成することを含み、このときフィレットは、先端チャンネル及び外壁の厚さの大きい方よりも少なくとも1.5倍大きい有効半径を有する。

【0008】

別の態様では、ガスタービンエンジン用の動翼は、先端チャンネルとコーナーを画成する外壁を交差させることで少なくとも部分的に形成される内部冷却通路を有する翼形部を含み、交差する先端チャンネルと外壁の厚い方の厚さの少なくとも1.5倍の有効半径を有するフィレット、及び、フィレット及び先端チャンネルと外壁の少なくとも一方を通して延在す

50

る少なくとも一つのフィルム孔を有する。

【図面の簡単な説明】

【0009】

図面は、以下のとおりである。

【図1】図1は、航空機用のガスタービンエンジンの概略的な断面図である。

【図2】図2は、冷却用空気用入口通路を含む、図1のエンジンのタービン動翼であるエンジン部品の斜視図である。

【図3】図3は、図2の翼形部の断面図である。

【図4】図4は、先端チャンネル及び先端シェルフを示す図2の翼形部の先端の斜視図である。

10

【図5】図5A乃至図5Cは、フィレットを先端チャンネルに配置することによる増加したフィルム孔の長さを示す図4の断面Vで切断した断面図である。

【図6】図6は、翼形部の先端に外部フィレットが設けられた、増加したフィルム孔の長さを示す概略図である。

【図7】図7A乃至図7Cは、先端チャンネルに隣接して翼形部の内部にフィレットを置くことによる増加したフィルム孔長さを示す図4の断面V I Iの断面図である。

【図8】図8A乃至図8Cは、フィルム孔を有する内部フィレットが側壁まで延在した、増加したフィルム孔の長さを示す図4の断面V I I Iの断面図である。

【図9】図9A乃至図9Cは、内部フィレットが内部蛇行回路内に配置された、増加したフィルム孔の長さを示す図4の断面V I I Iの断面図である。

20

【図10】図10A及び図10Bは、フィルム孔を有する内部フィレットが先端シェルフまで延在した、増加したフィルム孔の長さを示す図4の断面I Xの断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0010】

記載される本発明の実施形態は、タービンエンジンにおける空気の流れを経路決定することに関する機器、方法および他の装置を対象にする。説明を目的として、本発明は航空機のガスタービンエンジンに関して記載することとする。しかしながら、この発明は、それに制限されず、例えば他の移動体への応用および非移動体への工業的、商業的かつ居住的応用等、航空機以外の応用での一般的適用性を有しうることは理解されるであろう。

【0011】

30

ここで、説明を目的として、本発明がタービンエンジンのタービン動翼用の翼形部に関して説明されることが更に理解されるであろう。しかしながら、本発明がタービン動翼に制限されず、非制限的な例として、圧縮機の動翼、タービン又は圧縮器の静翼、ファンの動翼、又は、ストラット等の任意の翼形部構造を有し得ることが理解されるであろう。更に、フィレット最適化は、非制限的な例として、バンド、燃焼器組立体、又は、プラットホーム等、フィルム孔又は表面フィルム冷却を利用する追加的なエンジン部品に用いられる。

【0012】

本願で使用されるように、「前方」又は「上流」といった用語は、エンジン入口、又は、別の部品と比べてエンジン入口に比較的近い部品に向かう方向に移動することを意味する。「前方」又は「上流」と関連して使用される「後方」又は「下流」といった用語は、エンジン中心線に対してエンジンの後部又は出口に向かう方向を意味する。

40

【0013】

更に、本願で使用するように、「半径の」又は「半径方向の」といった用語は、エンジンの中心長手軸とエンジン外周との間の寸法を意味する。

【0014】

全ての方向の参照（例えば、半径の、軸方向の、近位の、遠位の、上部、下部、上方、下方、左、右、横方向、前、後、頂上、底、上側、下側、垂直方向、水平方向、時計回り、反時計回り、上流、下流、後方等）は、読み手の本発明の理解を補助するよう識別目的のためだけに使用され、特に、位置、配向、又は、本発明の使用に関して制限を設けるも

50

のではない。連結参照（例えば、取付、結合、連結、及び、接合）は、広義に解釈されるべきであり、特に記載しない限り、素子群間の中間部材や素子間の相対移動を含み得る。このように、連結参照は、二つの素子が直接的に連結され、互いと固定される関係であることを必ずしも暗示するものではない。例示的な図面は、説明のみを目的として提供され、添付の図面に反映される寸法、位置、順番、及び、相対的なサイズは変えられ得る。

【 0 0 1 5 】

本願で使用されるように、「フィレット」といった用語は、二枚の交差壁の接合部によって形成されるコーナーに「充填」される材料を説明するために使用されることが更に理解されるであろう。更に、交差壁が一体でもよく、別個の交差素子を備える必要がないことも理解されるであろう。同様にして、フィレットは、交差壁と一体でもよい。フィレットが交差壁と一体である場合、フィレットとコーナーとの間には明白な境界がない。このような場合、フィレットは、壁が交差して仮想コーナーを形成するまで壁の厚さを実質的に延ばすことで識別され得る。

10

【 0 0 1 6 】

図 1 は、航空機用のガスタービンエンジン 10 の概略断面図である。エンジン 10 は、概して長手方向に延びる軸線または前方 14 から後方 16 へ延びる中心線 12 を有する。エンジン 10 は、下流への直列流れ関係で、ファン 20 を含むファンセクション 18、ブースターまたは低圧 (LP) 圧縮機 24 および高圧 (HP) 圧縮機 26 を含む圧縮機セクション 22、燃焼器 30 を含む燃焼セクション 28、HP タービン 34 および LP タービン 36 を含むタービンセクション 32 および排気セクション 38 を含む。

20

【 0 0 1 7 】

ファンセクション 18 は、ファン 20 を包囲するファンケーシング 40 を含む。ファン 20 は、中心線 12 回りに放射状に配置される複数のファン動翼 42 を含む。HP 圧縮機 26、燃焼器 30 および HP タービン 34 は、燃焼ガスを生成するエンジン 10 のコア 44 を形成する。コア 44 は、ファンケーシング 40 と一体となることが可能であるコアケーシング 46 によって包囲される。

【 0 0 1 8 】

エンジン 10 の中心線 12 回りに同軸上に配置される HP シャフトまたはスプール 48 は、HP タービン 34 を HP 圧縮機 26 と駆動的に連結する。より大きい直径の環状の HP スプール 48 内でエンジン 10 の中心線 12 回りに同軸上に配置される LP シャフトまたはスプール 50 は、LP タービン 36 を LP 圧縮機 24 およびファン 20 と駆動的に連結する。スプール 48、50 のいずれかまたは双方に搭載されて、ともに回転するエンジン 10 の部分を、個別にまたはまとめて回転子 51 と称する。

30

【 0 0 1 9 】

LP 圧縮機 24 および HP 圧縮機 26 は複数の圧縮機段 52、54 をそれぞれ含み、圧縮機段において、圧縮機動翼 58 の集合は、対応する静的な圧縮機静翼 60、62 (ノズルとも呼ばれる) の集合に対して回転して、上記段を通り抜ける流体の流れを圧縮または加圧する。1つの圧縮機段 52、54 において、多数の圧縮機動翼 56、58 は、環内に設けられることが可能であり、動翼プラットホームから動翼先端まで、中心線 12 に対して半径方向に外側に延びることが可能である一方で、対応する静的な圧縮機静翼 60、62 が、動翼 56、58 にその下流に隣接して位置する。図 1 に示す動翼、静翼および圧縮機段の数は、説明の目的のためだけに選択されたものであり、他の数が可能であることに留意されたい。ある圧縮機段の動翼 56、58 は、ディスク 53 に搭載可能であり、それは、その所有のディスクを有する各段を伴う HP および LP スプール 48、50 のうちの対応するひとつに搭載される。静翼 60、62 は、回転子 51 回りの円周方向配置のコアケーシング 46 に搭載される。

40

【 0 0 2 0 】

HP タービン 34 および LP タービン 36 は複数のタービン段 64、66 をそれぞれ含み、そこでタービン動翼 68、70 の集合は、対応する静的なタービン静翼 72、74 (ノズルとも呼ばれる) の集合に対して回転して、上記段を通り抜ける流体の流れからエネ

50

ルギーを抽出する。1つのタービン段64、66において、多数のタービン動翼68、70は、環内に設けられることが可能であり、動翼プラットホームから動翼先端まで、中心線12に対して半径方向に外側に延びることが可能である一方で、対応する静的なタービン静翼72、74が、動翼68、70の上流に隣接して位置する。図1に示す動翼、静翼およびタービン段の数は、説明の目的のためだけに選択されたものであり、他の数が可能であることに留意されたい。

【0021】

作動において、回転ファン20は、LP圧縮機24へ周辺空気を供給し、その後周辺空気をさらに加圧するHP圧縮機26へ加圧された周辺空気を供給する。HP圧縮機26からの加圧空気は、燃焼器30において燃料と混合して点火され、それによって燃焼ガスを生成する。HPタービン34は、ある仕事量をこれらのガスから抽出し、HP圧縮機26を駆動する。燃焼ガスは、LP圧縮機24を駆動し、追加の仕事量を抽出するLPタービン36へ排出され、排気ガスは、最終的に、排気セクション38を経由してエンジン10から排出される。LPタービン36の駆動がLPスプール50を駆動し、ファン20およびLP圧縮機24を回転させる。

10

【0022】

ファン20によって供給される一部の周辺空気は、エンジンコア44を回避することが可能であり、エンジン10の部分、特に高温部分の冷却に用いること、および/または他の態様の航空機の冷却もしくは動力に用いることが可能である。タービンエンジンとの関連で、エンジンの高温部分は、通常、燃焼器30の下流であり、特に燃焼セクション28の直下流であるために最高温部分となるHPタービン34を伴う、タービンセクション32である。他の冷却流体の源としては、限定するものではないが、LP圧縮機24またはHP圧縮機26から排出される流体でありうる。

20

【0023】

図2は、図1のエンジン10のタービン動翼68のうちの一つであるエンジン部品の斜視図である。タービン動翼68は、蟻ほぞ76及び翼形部78を含む。翼形部78は、先端80から根元82まで延在する。蟻ほぞ76は、更に、根元82で翼形部78と一体化されるプラットホーム84を含むことで、タービンの気流を半径方向に含むことが補助される。蟻ほぞ76は、エンジン10上にタービンの回転子ディスクが搭載されるよう構成され得る。蟻ほぞ76は、少なくとも一つの入口通路を有し、蟻ほぞ76を通して延在して通路出口94において翼形部78とそれぞれ内部流体連通される第一の入口通路88、第二の入口通路90、及び第三の入口通路92が例示的に示される。蟻ほぞ76は、入口通路88、90、92が蟻ほぞ76の本体内に収容されるよう、断面で示されることが分かるであろう。

30

【0024】

図3を参照するに、断面で示される翼形部78は、凹状の圧力側壁98及び凸状の吸引側壁100を有し、これら側壁は一緒に接合され、前縁102及び後縁104と共に翼形部形状を画成する。翼形部78は、圧力側壁98が吸引側壁100に追従する方向に回転する。そのため、図3に示すように、翼形部78は、頁の上方に上向きに回転する。

40

【0025】

翼形部78は、翼形部78の特定の部分を冷却するために設けられる一つ以上の冷却回路を形成するよう配置され得るリップ110によって離間される第一の通路106及び第二の通路108を例として示す、複数の内部通路を含む内部96を有する。通路106、108は、根元から先端まで翼形部78内で半径方向に延在され得る。通路が、特定の通路と翼形部78の外表面との間に流体連通を提供する一つ以上のフィルム孔を有することができ、それによってフィルムに翼形部78の外表面に沿った冷却流体を供給することは理解されるであろう。

【0026】

図4の斜視図は、翼形部78の先端80を最も良く示している。圧力側壁98及び吸引側壁100は先端80の上面を超えて延在し、該上面は、圧力側延長部122と吸引側延

50

長部 1 2 4 との間に配置される先端壁 1 2 0 として画成される。先端壁 1 2 0 と延長部 1 2 2、1 2 4 との組み合わせにより、先端 8 0 に沿って設けられる先端チャンネル 1 2 1 が画成される。先端シェルフ 1 2 6 は、圧力側壁 9 8 に位置する溝として圧力側延長部 1 2 2 において画成され得る。翼形部 7 8 は、翼形部内に配置された一つ以上のフィルム孔 1 3 2 を更に含み、フィルム孔 1 3 2 は圧力側壁 9 8 に例示的に示される。更に、翼形部 7 8 は、後縁 1 0 4 においてスロットチャンネル 1 1 8 として示される複数の出口アパーチャを有し得、先端出口 1 1 6 は先端 8 0 に隣接する後縁に設けられる。代替的には、中心延長部（図示せず）は、圧力延長部 1 2 2 と吸引延長部 1 2 4 との間の先端壁 1 2 0 から延在して、先端チャンネル 1 2 1 を別個の先端チャンネルに分割することができる。

【0027】

図 5 A 乃至図 5 C をここで参照するに、図 4 の断面 V で切断した断面図は、図 3 の第一又は第二の通路 1 0 6、1 0 8 を有し得る、先端通路 1 3 0 として冷却通路を示す。図 5 A は、先端壁 1 2 0 において先端通路 1 3 0 と翼形部 7 8 の外部との間を延在するフィルム孔 1 3 2 を有する、翼形部 7 8 に対する従来の先端 8 0 を示す。先端通路 1 3 0 は、対称的な或いは非対称的な断面の何れかを有し得る。フィルム孔 1 3 2 は、計測セクション及び拡散セクションをそれぞれ定める第一の部分 1 3 4 及び第二の部分 1 3 6 を有する複合フィルム孔であり得る。フィルム孔の合成角は、エンジンの中心線 1 2 に対して軸方向の成分と半径方向の成分の両方を有するとして定められ得る。代替的には、複合フィルム孔は、翼形部 7 8 の翼長と翼弦に対して、翼長成分と翼弦成分を有するとして定められ得る。そのため、フィルム孔 1 3 2 は略半径方向の、即ち、エンジンの中心線 1 2 に対して直交する断面で示されているが、フィルム孔 1 3 2 がエンジンの中心線 1 2 に対して軸方向に、又は、軸方向と半径方向の組み合わせの方向にも延在し得ることは理解されるであろう。更に、フィルム孔 1 3 2 は、非線形でもよく、円弧状のプロフィールの少なくとも一部分を定める。フィルム孔 1 3 2 は、複合されることに限定されない。フィルム孔 1 3 2 は、非制限的な例において、軸方向の、半径方向の、線形の、角度付けされた、複合された、円弧状の又はその他でもよい。そのため、フィルム孔 1 3 2 の中心線は、直線状、湾曲状、円弧状、継ぎ目のある形状又はその他でもよい。

【0028】

複数のコーナー 1 3 8 が、先端壁 1 2 0 と圧力壁延長部 1 2 2 及び吸引壁延長部 1 2 4 との間の接合部に画成され得る。コーナー 1 3 8 は、明確な点を有する鋭いコーナーとして示されるが、それにそれほど制限されないことは理解されるであろう。例えば、コーナー 1 3 8 は、仮想コーナーが画成され得る様、僅かに丸みが付けられか、又はその他でもよい。コーナー角 1 2 8 が各コーナー 1 3 8 で定められてもよい。コーナー 1 3 8 を定める交差壁は、コーナー 1 3 8 について鋭角、直角、又は、鈍角 1 2 8 を形成するよう交差され得る。更に、コーナー 1 3 8 が二枚の壁間の接合部におけるコーナー 1 3 8 から延在する、長くなる断面距離を有する様、交差壁のうちの一つ以上の壁は角度が付けられるか円弧状に形成され得る。

【0029】

図 5 B を参照すると、圧力側延長部 1 2 2 及び先端壁 1 2 0 に隣接するコーナー 1 3 8 は、フィレット 1 4 0 を有する。フィレット 1 4 0 は、フィルム孔 1 3 2 の長さが延長するよう、コーナー 1 3 8 において増加した厚みを形成する。図 5 C では、フィレット 1 4 0 は、圧力側延長部 1 2 2 と吸引側延長部 1 2 4 のいずれか一方、又は、その双方に隣接して配置され得る。名目上、丸みが付けられたコーナーが、本願記載のフィレットに相当しないことは更に理解されるであろう。フィレット 1 4 0 は増加した厚みを形成する一方、僅かに丸みが付けられたコーナーは名目上でもよい。

【0030】

ここで図 6 を参照するに、図示するフィレット 1 4 0 は例示的であり、フィレット 1 4 0 が交差壁の接合部においてコーナー 1 3 8 を充填し、増加した厚みを形成する材料であることは理解されるであろう。図 6 に示す幾何学的形状は例示として理解されるべきであり、本発明を制限するものとして解釈されてはならない。代替的には、フィレット 1 4 0

10

20

30

40

50

は、フィレット140を画成する離散した円弧状の又は線形の表面を有する複合フィレットとして形成され得る。

【0031】

長さLは、フィルム孔132の入口160と出口162との間の長さとして定められ、直径Dは、フィルム孔132の断面幅として定められ得る。長さは、中心線が翼形部の表面と交差するフィルム孔132の中心を通る入口160と出口162との間の距離として定められ得る。このように、フィルム孔132は、長さ対直径比L/Dによって定められ得る。フィルム孔132は第二の部分136において増加する断面積を有するものとして示されるが、フィルム孔132が一貫した直径Dと断面積を有してもよいことは理解されるであろう。代替的には、フィルム孔132の中心線は、非制限的な例として、直線状、湾曲状、円弧状、継ぎ目のある形状、及び、その他の好適な形状でもよい。

10

【0032】

吸引側壁100と吸引側壁延長部124は、壁に対する幅として定められる厚さ152を有し得る。同様に、先端壁120は、厚さ154を有し得る。フィレット140の増加した厚みは、フィレット140における延長部120、124がそれぞれの壁120、124の厚さ152、154よりも大きい増加した厚みを有する様、破線で示すように、壁120、124の仮想延長部に対して定められ得る。フィレット140が追加的な材料を有する必要はないが、壁120、124の少なくとも一方と一体であり、フィレット140に隣接し、破線で示される壁120、124の仮想延長部に対する厚さを定めてもよいことは理解されるであろう。更に、壁の仮想延長部が説明目的のために提供され、壁120、124の厚さに対するフィレット140の厚さを視覚的に比較する手段を読み手に提供し、フィレット140に隣接するこのような壁の延長部が必要でないことは理解されるであろう。

20

【0033】

フィレット140は、有効半径158がフィレット140と円弧面150の中心点156との間で定められる様、円形の面または円弧面150の少なくとも一部分を定め得る。フィレット140は、破線で示されるコーナー138と円弧面150との間に延びる厚さを有する。フィレット140は、有効半径158が第一又は第二の厚さ152、154の大きい方よりも少なくとも1.5倍大きくなるよう成形されている。代替的には、フィレット140の形状及びサイズは、フィルム孔132の長さを増加するよう構成される。フィルム孔132の長さLが増加すると、フィルム孔132に対するL/D比の値が大きくなる。更に、コーナー138によって形成される角128(図5A)により増加した又は減少した有効半径158が得られる。例えば、図示されるように、フィレット処理されたコーナー138は直角であり、厚さ152、154のうち大きい方よりも約2.0から2.5倍の有効半径158が得られる。角128が鋭角または鈍角である別のコーナー138では、例えば、フィレット140は図示する例示的な実施形態よりも大きい又は小さい有効半径を定め得る。このように、フィレット140は、厚さ152、154の1.5乃至10.0倍以上の有効半径を定め得る。しかしながら、フィレット140によって定められる厚さが交差壁120、124の角128によって定められることに制限されないことは理解されるであろう。

30

40

【0034】

厚さ152、154は、先端壁120及び吸引側壁延長部124を参照して示されるが、図示する翼形部78内の先端通路130のそれぞれの幾何学的形状が例示的であり、図示する幾何学的形状、寸法、比率、又は、位置に翼形部78を限定するものではないことは理解されるであろう。フィレット140は、翼形部78の先端80における追加的な場所で定められてもよく、図7乃至図10に示す例において十分に説明される。

【0035】

フィレット140によって定められる円形状が例示的であることが更に理解されるであろう。フィレット140は、フィレット140が円形状を定めるように成形される必要はない。フィレット140は、半径又は局所半径が有効半径158を定め得るよう、任意の

50

円弧形状又は円弧状のセグメントを有し得る。フィレット140は、弧のセグメントまたはフィレット140の少なくとも一部分が、局所半径が有効半径158を含むよう定める様に、非円形の弧であり得る。代替的には、フィレット140は、合成曲率半径を有する複合フィレットとして定められ得、離散した円弧状の又は線形の表面がフィレット140を定める。フィレット140によって定められる合成曲率半径が利用される場合、平均的な全半径が有効半径158を決定するために使用され得る。更に、フィレット140は、フィルム孔の入口又は出口の成形、並びに、非線形の幾何学的形状に適応される。このように、出口成形は、標準的な丸い入口又は出口以外の任意の形状として理解されるべきである。

【0036】

図7A乃至図9Bをここで参照するに、先端80の近傍におけるフィレット140の実施の多数の実施例が示される。図7A乃至図7Cでは、翼形部の先端通路130内に、フィレット140が配置され、図4の断面VIIが示される。従来の動翼の先端を示す図7Aを参照するに、コーナー138は、先端壁120及び圧力側壁98及び吸引側壁100に隣接する翼形部78の内部に画成され得る。図7Bでは、フィレット140は、圧力側壁98に隣接して配置され、フィルム孔132によって定められるL/D比が増加するよう、フィルム孔132の増加した長さを提供する。図7Cは、圧力側壁98及び吸引側壁100の両方にフィレット140が隣接する例示的な追加の実施形態を示す。そのため、フィレットが圧力側壁98、吸引側壁100、又は、その双方に隣接して配置され得ることが理解されるであろう。

【0037】

図8A乃至図8Cをここで参照するに、翼形部の先端80は、図4の断面VIIIによって定められ、フィルム孔132は先端通路130から翼形部78の圧力側壁98まで延在している。図7Aと同様に、従来の動翼の先端を示す図8Aでは、コーナー138は先端壁120及び圧力側壁98及び吸引側壁100に隣接して画成される。フィルム孔132は、圧力側壁98を通過して延在し、先端通路130と翼形部78の側部との間に流体連通を提供する。

【0038】

図8Bでは、圧力側壁98に隣接したコーナー138がフィレット140を有し、圧力側壁98の外表面まで延在するフィルム孔132に対して増加したL/D比を提供する。図8Cにおいて、別の実施例では、圧力側壁98及び吸引側壁100それぞれにフィルム孔132が設けられる可能性が示される。そのため、フィルム孔132がフィレット140を通過して、圧力側壁98及び吸引側壁100のいずれか一方、又は、双方に設けられ得ることが理解されるであろう。

【0039】

図9A乃至図9Cをここで参照するに、別の実施例では、フィレット140が内部冷却回路の蛇行セクション内に配置される様子を示す。先端通路として冷却回路の従来のターン170を示す図9Aを見ると、コーナー138は、先端壁120と、翼形部78の半径方向の翼長の長さに沿って延在する一つ以上の内部リブ172との間の接合部において画成され得る。図9B及び図9Cを参照するに、フィレット140は、先端壁120における内部リブ172に対して画成されるコーナーに配置されてもよい。フィレット140は、先端80におけるフィルム冷却有効性を向上させるよう、フィルム孔132の長さを増加し、フィルム孔に対してより大きいL/D比を定めるよう利用されてもよい。

【0040】

図4の断面IXで切断した図10A及び図10Bを参照するに、先端シェルフ126を含む翼形部78の先端80は圧力側壁98に設けられる。図7及び図8と同様に、図10Aにおいて、コーナーは、先端壁120と圧力側壁98及び吸引側壁100に隣接した先端通路130内に配置され得る。フィルム孔132は、先端壁120に配置され、先端シェルフ126まで延在している。図10Bにおいて、先端シェルフ126において圧力側壁98に隣接するコーナー138はフィレット140を有し得、先端シェルフ126まで

10

20

30

40

50

延在するフィルム孔 132 に対して増加した L/D 比を提供する。代替的には、フィレット 140 が、翼形部の外部にあり先端チャンネル 121 内に位置する、先端シェルフ 126 において先端壁 120 と圧力側延長部 122 との間に設けられ得ることも予想される。

【0041】

先端シェルフ 126 におけるフィルム孔 132 は、成形されたフィルム孔でもよく、又は、本願記載の複合フィルム孔を有してもよい。フィルム孔 132 は、フィレット、底シェルフ表面、半径面、又は、それらの任意の組み合わせなど、先端シェルフ 126 の任意の表面に設けられ得る。更に、フィルム孔 132 は、半径方向、軸方向、接線方向、又は、それらの任意の組み合わせの任意の配向を有し得る。フィルム孔 132 は、フィレット処理された表面 140 から先端シェルフ 126 まで、又は、先端壁 120 から翼形部の内部又は外部のフィレット処理された表面 140 の一部分を通して先端シェルフ 126 まで延在し得る。フィレット 140 により、フィルム孔 132 の長さが増加し、フィルム孔 132 に対してより大きい L/D 比が定められフィルム有効性が向上される。

10

【0042】

本願に記載するように、内部でも外部でもよいフィレット処理された表面が、孔が貫通する内部及び外部のフィレット半径の双方を局所的に増加することで、フィルム孔の長さ及びフィルム孔に対する L/D 値を増加させることが理解されるであろう。L/D に対する増加した値により、冷却フィルム孔の有効性が向上される。フィレットは、壁又は表面全体を厚くすることなく全体的なシステム重量を最小限に増加することができる。更に、フィレットにより、構造サポートが増加される。更に、フィレットは、フィルム孔の入口又は出口の成形、並びに、非線形の幾何学的形状に適應される。このように、出口成形は、標準的な丸い入口又は出口以外の任意の形状として理解されるべきである。追加的には、本願に記載するように、二つのフィレットはフィレットを通して延在するフィルム孔に対する L/D 比を増加するために使用される様、任意のフィレットが互いと組み合わせて使用され得、。

20

【0043】

フィルム孔は、壁表面またはフィレット表面に設けられ、フィレットの少なくとも一部分を貫通し、それにより、フィレット無しでは実現することが不可能なフィルム孔に対する増加した長さが得られる。更に、フィレットは、より大きい L/D 値を実現するために長さを更に増加させるよう、フィレット処理された内部表面又は外部表面及び内部表面の組み合わせ等のように複合されてもよい。

30

【0044】

フィレットが、増加した長さを提供し、湾曲されたフィルム孔、「Sカーブ」フィルム孔、並びに、有効性が向上された標準的な線形の又は複合のフィルム孔を超える他の配向といったより広い範囲のフィルム孔の可能性を提供することが更に理解されるであろう。

【0045】

本願記載の実施形態は翼形部に関するが、フィレット処理されたコーナーがコーナーを画成する交差壁を有する追加的なエンジン部品に利用され、フィルム孔を利用しエンジン部品のこれらコーナー或いはその近傍を冷却し得ることが更に理解されるであろう。

40

【0046】

記載したこの記述は、例を用いて、最良の形態を含む本発明を開示して、かつ、いかなる当業者に対しても、任意の装置またはシステムを作成し用いることおよび任意の統合された方法を実行することを含んだこの発明の実施をすることができるようにもする。特許を受けることができる本発明の範囲は、特許請求の範囲によって規定され、当業者が想到する他の実施例を含みうる。そうした他の実施例は、特許請求の範囲の字義どおりの用語と異なるものではない構造的要素を有する場合、または特許請求の範囲の字義どおりの用語と実体のない差異をもつ同等の構造的要素を含む場合、特許請求の範囲の範囲内であることが意図される。

【符号の説明】

【0047】

50

1 0	エンジン	
1 2	長手軸 (中心線)	
1 4	前方	
1 6	後方	
1 8	ファンセクション	
2 0	ファン	
2 2	圧縮機セクション	
2 4	低圧 (LP) 圧縮機	
2 6	高圧 (HP) 圧縮機	
2 8	燃焼セクション	10
3 0	燃焼器	
3 2	タービンセクション	
3 4	HPタービン	
3 6	LPタービン	
3 8	排気セクション	
4 0	ファンケーシング	
4 2	ファン動翼	
4 4	コア	
4 6	コアケーシング	
4 8	HPシャフト / HPスプール	20
5 0	LPシャフト / LPスプール	
5 2	圧縮機段	
5 4	圧縮機段	
5 6	圧縮機動翼	
5 8	圧縮機動翼	
6 0	圧縮機静翼 (ノズル)	
6 2	圧縮機静翼 (ノズル)	
6 4	タービン段	
6 6	タービン段	
6 8	タービン動翼	30
7 0	タービン動翼	
7 2	タービン静翼	
7 4	タービン静翼	
7 6	蟻ほぞ	
7 8	翼形部	
8 0	先端	
8 2	根元	
8 4	プラットフォーム	
8 8	第一の入口通路	
9 0	第二の入口通路	40
9 2	第三の入口通路	
9 2 a	前側入り口	
9 2 b	後側入り口	
9 4	通路出口	
9 6	内部	
9 8	圧力側壁	
1 0 0	吸引側壁	
1 0 2	前縁	
1 0 4	後縁	
1 0 6	第一の通路	50

- 108 第二の通路
- 110 リブ
- 120 先端壁
- 121 先端チャネル
- 122 圧力延長部
- 124 吸引延長部
- 126 先端シェルフ
- 128 角
- 130 先端通路
- 132 フィルム孔
- 134 第一の部分
- 136 第二の部分
- 138 コーナー
- 140 フィレット
- 150 円弧面
- 152 第一の厚さ
- 154 第二の厚さ
- 156 中心点
- 158 有効半径
- 160 入口
- 162 出口
- 170 ターン
- 172 リブ

10

20

【図1】

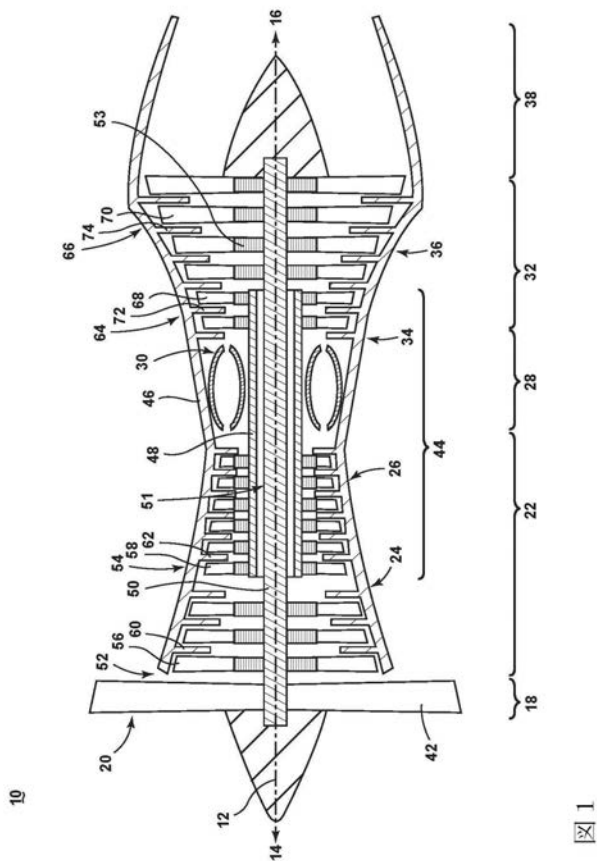


図1

【図2】

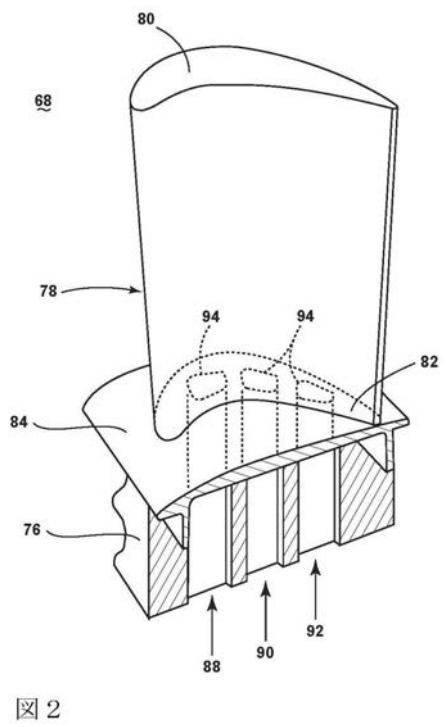


図2

【 図 3 】

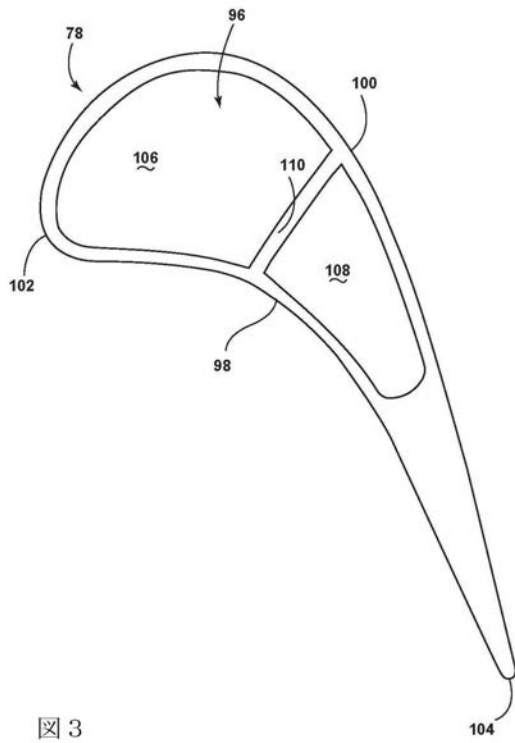


図 3

【 図 4 】

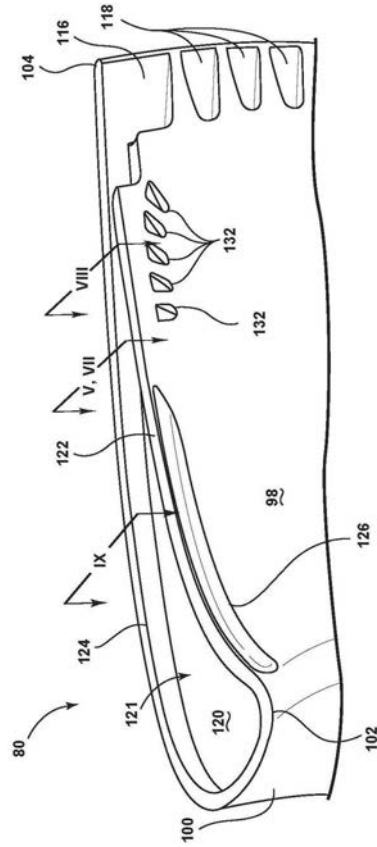


図 4

【 図 5 】

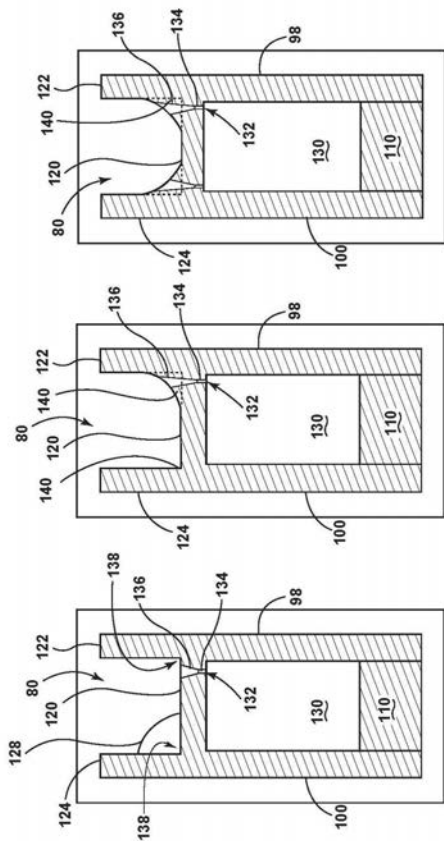


図 5 A
(従来技術)

図 5 B

図 5 C

【 図 6 】

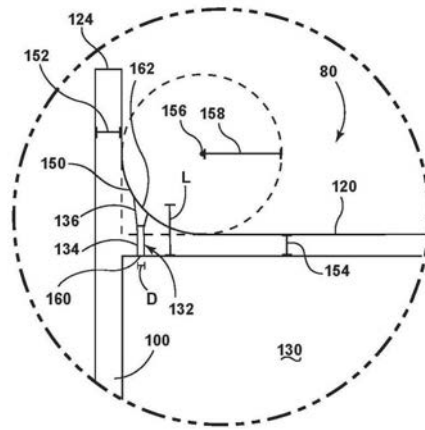


図 6

【 図 7 】

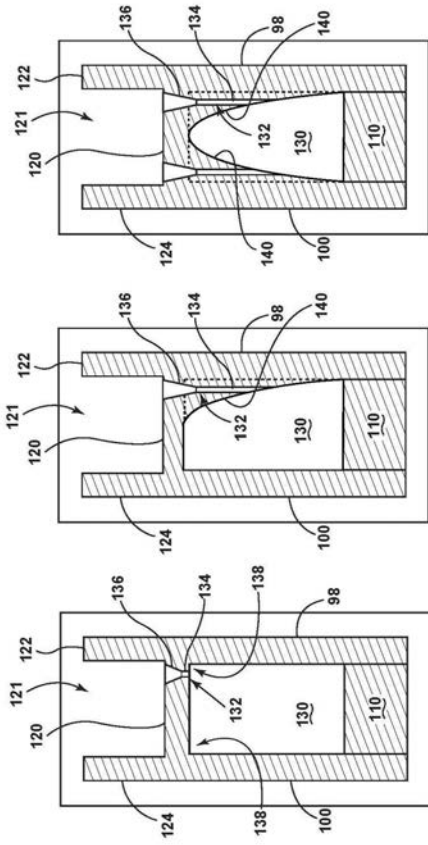


図 7 A
(従来技術)

図 7 B

図 7 C

【 図 8 】

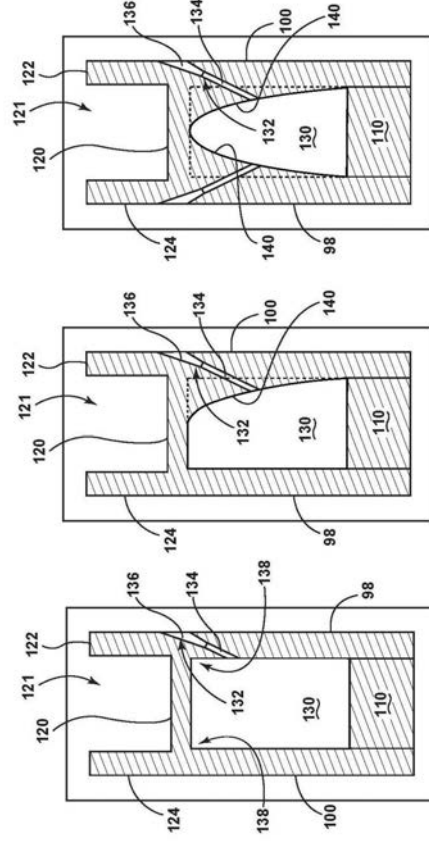


図 8 A
(従来技術)

図 8 B

図 8 C

【 図 9 】

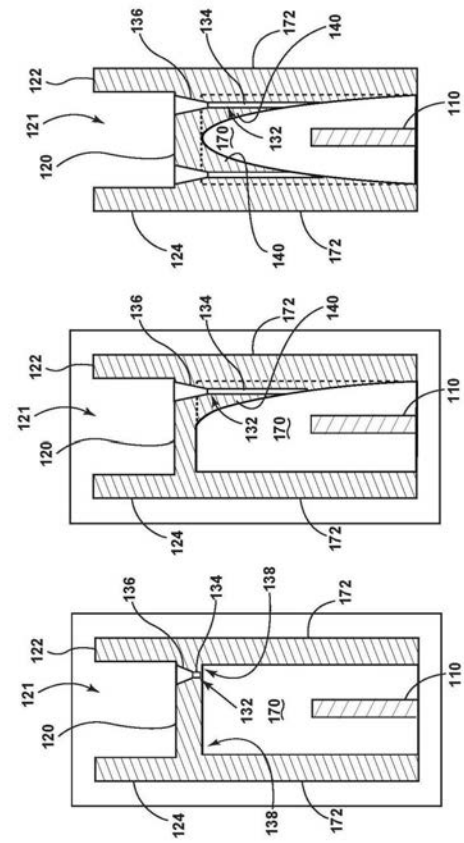


図 9 A
(従来技術)

図 9 B

図 9 C

【 図 10 】

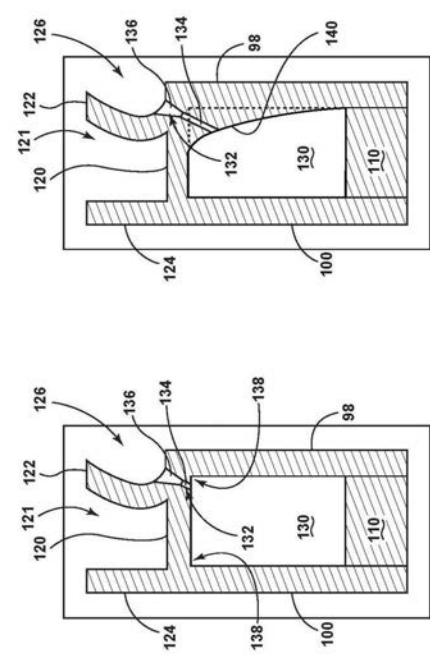


図 10 A

図 10 B

フロントページの続き

- (72)発明者 ジャレッド・ピーター・ブーラー
アメリカ合衆国、マサチューセッツ州・01910、リン、ウエスタン・アベニュー、1000番
- (72)発明者 ロナルド・スコット・バンカー
アメリカ合衆国、オハイオ州・45069、ウエスト・チェスター、センター・ポイント・ドライブ 9075、エムデーエス174
- (72)発明者 ヴィクトル・ヒューゴ・シルヴァ・コレイア
アメリカ合衆国、マサチューセッツ州・01910、リン、ウエスタン・アベニュー、1000番
- (72)発明者 ブライアン・ケネス・コルセッティ
アメリカ合衆国、マサチューセッツ州・01910、リン、ウエスタン・アベニュー、1000番
- Fターム(参考) 3G202 CA05 CA06 CB01 JJ05 JJ17 JJ18 JJ26

【外国語明細書】
2017115862000001.pdf