

(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2017-145826

(P2017-145826A)

(43) 公開日 平成29年8月24日 (2017. 8. 24)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
FO1D 5/18 (2006.01)	FO1D 5/18	3G202
FO2C 7/18 (2006.01)	FO2C 7/18	A
FO1D 9/02 (2006.01)	FO1D 9/02	102
FO1D 25/12 (2006.01)	FO1D 25/12	E

審査請求 有 請求項の数 10 O L 外国語出願 (全 17 頁)

(21) 出願番号 特願2017-22847 (P2017-22847)
(22) 出願日 平成29年2月10日 (2017. 2. 10)
(31) 優先権主張番号 15/043, 933
(32) 優先日 平成28年2月15日 (2016. 2. 15)
(33) 優先権主張国 米国 (US)

(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、スケネクタデイ、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
(74) 代理人 100113974
弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジン後縁排出穴

(57) 【要約】

【課題】 ガスタービンエンジン後縁排出穴を提供すること。

【解決手段】 ガスタービンエンジン用のエアロfoilのための装置および方法は、複数の後縁排出穴を利用する後縁冷却回路を含む。排出穴は、エアロfoil冷却および可鍛性を向上させるために周方向R付き入口、収束部分、計量部分、および、発散部分を含むことができる。

【選択図】 図1

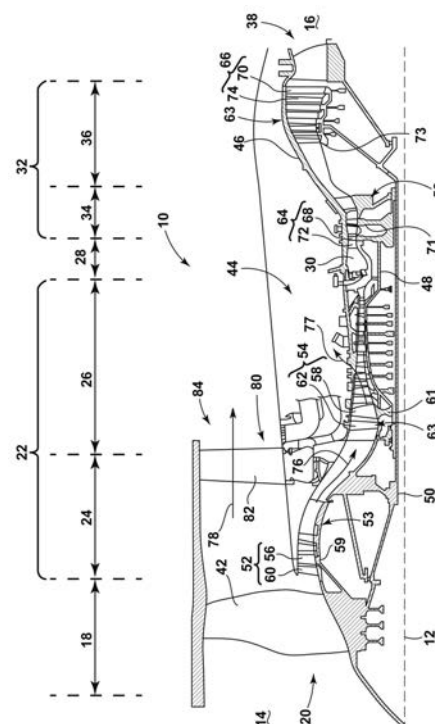


FIG. 1

【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

ガスタービンエンジン（１０）用のエーロfoil（９２）であって、

前縁（１１４）と後縁（１１６）との間で軸方向に延びて翼弦方向を規定するとともに、根元部（９６）と先端部（９４）との間で径方向に延びて翼幅方向を規定する吐出側（１１０）および吸込側（１１２）を画定する外面と、

前記エーロfoil（９２）内に位置されるとともに、前記根元部（９６）から前記先端部（９４）へ向けて延びる冷却通路（１３２）を有する冷却回路（１２６）と、

周方向Ｒ付き入口部分（１８０）、収束部分（１８２）、計量部分（１８４）、および、発散部分（１８６）の軸流配列を成して前記翼幅方向で前記冷却通路（１３２）に設けられる複数の後縁排出穴（１３６）と、

を備えるエーロfoil（９２）。

【請求項 2】

前記収束部分（１８２）は、前記後縁排出穴（１３６）内への空気流を加速させるために減少する断面積を含む請求項 1 記載のエーロfoil（９２）。

【請求項 3】

前記発散部分（１８６）は、前記後縁排出穴（１３６）から抜け出る前記空気流を減速させるために増大する断面積を含む請求項 2 記載のエーロfoil（９２）。

【請求項 4】

前記発散部分（１８６）が 7° 以下である広がり角（１９４）を規定する請求項 3 記載のエーロfoil（９２）。

【請求項 5】

前記後縁排出穴（１３６）の中心線（１９０）が前記吐出側（１１０）または前記吸込側（１１２）のうちの一方と平行である請求項 1 記載のエーロfoil（９２）。

【請求項 6】

前記後縁排出穴（１３６）の中心線（１９０）が前記エーロfoil（９２）を等分する請求項 1 記載のエーロfoil（９２）。

【請求項 7】

前記計量部分（１８４）は、少なくとも 1 の直径に対する長さの比率を規定する長さおよび直径を有する請求項 1 記載のエーロfoil（９２）。

【請求項 8】

前記直径に対する長さの比率が 2 である請求項 7 記載のエーロfoil（９２）。

【請求項 9】

前記計量部分（１８４）の前記長さが 40 ミルである請求項 7 記載のエーロfoil（９２）。

【請求項 10】

前記収束部分（１８２）および前記発散部分（１８６）が直線状の中心線（１９０）を規定する請求項 1 記載のエーロfoil（９２）。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】****【0001】**

本発明は、ガスタービンエンジン後縁排出穴に関する。

【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、エンジンを通過する燃焼ガスの流れから多数の回転するタービンブレードへとエネルギーを引き出すロータリーエンジンである。

【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にするために高温で動作するように設計され、そのため、高圧タービンおよび低圧タービンなどの特定のエンジン構成

10

20

30

40

50

要素の冷却が有益となり得る。一般に、冷却は、より冷たい空気を高圧圧縮機および／または低圧圧縮機から冷却を必要とするエンジン構成要素へと導くことによって達成される。高圧タービン内の温度は約1000℃～2000℃であり、また、圧縮機からの冷却空気は約500℃～700℃である。圧縮機空気は高温であるが、圧縮機空気は、タービン空気と比べて冷たく、タービンを冷却するために使用され得る。

【0004】

現代のタービンブレードは、一般に、ブレードの異なる部分を冷却するためにブレードを通じて冷却空気を経路付けるための1つ以上の内部冷却回路を含み、また、ブレードの前縁、後縁、および、先端部などのブレードの異なる部分を冷却するための専用の冷却回路を含むことができる。

10

【先行技術文献】

【特許文献】

【0005】

【特許文献1】米国特許第9115590号

【発明の概要】

【0006】

1つの態様において、本発明の実施形態は、ガスタービンエンジン用のエーロfoilであって、前縁と後縁との間で軸方向に延びて翼弦方向を規定するとともに、根元部と先端部との間で径方向に延びて翼幅方向を規定する吐出側および吸込側を画定する外面を含むエーロfoilに関する。エーロfoilは、エーロfoil内に位置されるとともに、根元部から先端部へ向けて延びる冷却通路を有する冷却回路と、周方向R付き入口部分、収束部分、計量部分、および、発散部分の軸流配列を成して翼幅方向で冷却通路に設けられる複数の後縁排出穴とを更に含む。

20

【0007】

他の態様において、本発明の実施形態は、根元部から先端部へ向けて翼幅方向に延びる冷却通路を有する冷却回路を含むガスタービンエンジン用のエーロfoilであって、冷却通路には複数の後縁排出穴が設けられ、後縁排出穴が、周方向R付き入口部分、収束部分、計量部分、および、発散部分を含む、エーロfoilに関する。

【0008】

更なる他の態様において、本発明の実施形態は、複数の後縁排出穴を通じて冷却流体の流れを供給する方法に関し、この方法は、後縁排出穴内への冷却流体の流れを加速させるステップと、後縁排出穴から抜け出る冷却流体の流れを減速させるステップとを含む。

30

【図面の簡単な説明】

【0009】

【図1】航空機用のガスタービンエンジンの概略断面図である。

【図2】ブレードの形態を成す図1のエンジンのエーロfoilの等角図である。

【図3】後縁回路を示す図2のエーロfoilの断面図である。

【図4】図3の後縁回路を示す流れ図である。

【図5】図4の後縁回路のコア図である。

【図6】図5のコアの後縁排出穴の拡大図である。

40

【図7】図6の1つの後縁排出穴の幾何学的形態を示す概略図である。

【図8】後縁回路を通じた冷却流体の流れを与える方法のフローチャートである。

【発明を実施するための形態】

【0010】

本発明の記載される実施形態は、ガスタービンエンジン用のエーロfoil内に配置される複数の後縁排出穴に向けられる。例示目的で、本発明は、航空機ガスタービンエンジン用のタービンに関して説明される。しかしながら、本発明は、そのように限定されず、圧縮機を含むエンジン内に、および、非航空機用途、例えば、他のモバイル用途および非モバイル産業、商業用途、および、住宅用途などにおいて一般的な適用性を有してもよいことが理解される。

50

【0011】

本明細書中で使用される用語「前」または「上流側」は、エンジン入口へと向かう方向の移動を示す、または、構成要素が他の構成要素と比べてエンジン入口に相対的に近いことを示す。「前」または「上流側」と併せて使用される用語「後」または「下流側」は、エンジン中心線に対して後方またはエンジンの出口の方へ向かう方向を示す。

【0012】

また、本明細書中で使用される用語「径方向の」または「径方向に」は、エンジンの長手方向中心軸とエンジン外周との間で延びる寸法を示す。

【0013】

全ての方向の言及（例えば、径方向、軸方向、基端、先端、上側、下側、上方、下方、左、右、横、前、後、上端、下端、上、下、垂直、水平、時計回り、反時計回り、上流側、下流側、後方など）は、本発明の読者の理解を助けるために識別目的でのみ使用され、特に位置、向き、または本発明の使用について限定することはない。接続の言及（例えば、取り付けられ、結合され、接続され、および、連結され）は、広く解釈されるべきであり、別段に示唆されなければ、一群の要素間の中間部材、および、要素間の相対的な移動を含むことができる。したがって、接続の言及は、2つの要素が直接に接続されて互いに固定関係を成すことを必ずしも暗示するとは限らない。典型的な図面は単なる例示目的であり、また、明細書に添付される図面中に反映される寸法、位置、順序、および、相対的なサイズは変化し得る。

【0014】

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、略長手方向に延びる軸または前部14から後部16へ延びる中心線12を有する。エンジン10は、下流側へと連続する流れ関係を成して、ファン20を含むファンセクション18、ブースタまたは低圧（LP）圧縮機24と高圧（HP）圧縮機26と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、並びに、排気セクション38を含む。

【0015】

ファンセクション18は、ファン20を取り囲むファンケーシング40を含む。ファン20は、中心線12の周りで径方向に配置される複数のファンブレード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と結合され得るコアケーシング46によって取り囲まれる。

【0016】

エンジン10の中心線12の周囲に同軸に配置されるHPシャフトまたはスプール48が、HPタービン34をHP圧縮機26に駆動可能に接続する。より大きな直径の環状のHPスプール48内においてエンジン10の中心線12の周りで同軸に配置されるLPシャフトまたはスプール50が、LPタービン36をLP圧縮機24およびファン20に駆動可能に接続する。

【0017】

LP圧縮機24およびHP圧縮機26はそれぞれ複数の圧縮機段52、54を含み、これらの圧縮機段内で、圧縮機ブレード56、58の組が、段を通過する流体の流れを圧縮するまたは加圧するために固定圧縮機ベーン60、62（ノズルとも呼ばれる）の対応する組に対して回転する。単一の圧縮機段52、54内に複数の圧縮機ブレード56、58をリング状に設けることができ、これらの圧縮機ブレード56、58は、ブレードプラットフォームからブレードチップへと中心線12に対して径方向外側に延びることができ、一方、対応する固定圧縮機ベーン60、62は、回転ブレード56、58の上流側にこれらの回転ブレードに隣接して位置される。なお、図1に示されるブレード、ベーン、および、圧縮機段の数は単なる例示目的で選択されたものであり、他の数も想定し得る。

【0018】

圧縮機の段のためのブレード56、58をディスク59に装着することができ、ディス

10

20

30

40

50

ク 5 9 は H P および L P スプール 4 8、5 0 のうちの対応する一方に装着され、この場合、各段がそれ自体のディスク 5 9、6 1 を有する。圧縮機の段のためのベーン 6 0、6 2 を周方向の配列を成してコアケーシング 4 6 に装着することができる。

【0019】

H P タービン 3 4 および L P タービン 3 6 はそれぞれ複数のタービン段 6 4、6 6 を含み、これらのタービン段 6 4、6 6 内で、タービンブレード 6 8、7 0 の組が、段を通過する流体の流れからエネルギーを引き出すために固定タービンベーン 7 2、7 4（ノズルとも呼ばれる）の対応する組に対して回転される。単一のタービン段 6 4、6 6 内に複数のタービンベーン 7 2、7 4 をリング状に設けることができ、これらのタービンベーン 7 2、7 4 は中心線 1 2 に対して径方向外側に延びることができ、一方、対応する回転ブレード 6 8、7 0 は、固定タービンベーン 7 2、7 4 の下流側にこれらの固定タービンベーンに隣接して位置されるとともに、ブレードプラットフォームからブレードチップへと中心線 1 2 に対して径方向外側に延びることができる。なお、図 1 に示されるブレード、ベーン、および、タービン段の数は単なる例示目的で選択されたものであり、他の数も想定し得る。

10

【0020】

タービンの段のためのブレード 6 8、7 0 をディスク 7 1 に装着することができ、ディスク 7 1 は H P および L P スプール 4 8、5 0 のうちの対応する一方に装着され、この場合、各段がそれ自体のディスク 7 1、7 3 を有する。タービンの段のためのベーン 7 2、7 4 を周方向の配列を成してコアケーシング 4 6 に装着することができる。

20

【0021】

スプール 4 8、5 0 のいずれかまたは両方に装着されてそれとともに回転するエンジン 1 0 の部分は、個々にまたは総称してロータ 5 3 とも称される。コアケーシング 4 6 に装着される部分を含むエンジン 1 0 の固定部も個々にまたは総称してステータ 6 3 とも称される。

【0022】

動作時、ファンセクション 1 8 から出る空気流は、空気流の一部が L P 圧縮機 2 4 内へと導かれるように分けられ、L P 圧縮機 2 4 は、その後、加圧された外気 7 6 を H P 圧縮機 2 6 へ供給し、H P 圧縮機 2 6 は外気を更に加圧する。H P 圧縮機 2 6 からの加圧空気 7 6 は、燃焼器 3 0 内で燃料と混合されて点火され、それにより、燃焼ガスが生成される。一部の仕事はこれらのガスから H P タービン 3 4 によって引き出され、H P タービン 3 4 は H P 圧縮機 2 6 を駆動させる。燃焼ガスが L P タービン 3 6 内へ排出され、L P タービン 3 6 は、L P 圧縮機 2 4 を駆動させるために更なる仕事を引き出し、また、排ガスは、最終的に、排気セクション 3 8 を介してエンジン 1 0 から排出される。L P タービン 3 6 の駆動は、L P スプール 5 0 を駆動させて、ファン 2 0 および L P 圧縮機 2 4 を回転させる。

30

【0023】

空気流 7 8 の残りの部分は、L P 圧縮機 2 4 およびエンジンコア 4 4 を通らずに、固定ベーン列を通じて、特に複数のエロフォイルガイドベーン 8 2 を備える出口ガイドベーンアセンブリ 8 0 を通じて、ファン排気側 8 4 でエンジンアセンブリ 1 0 から抜け出る。より具体的には、径方向に延びるエロフォイルガイドベーン 8 2 の周方向の列が、空気流 7 8 の何らかの方向制御を及ぼすためにファンセクション 1 8 付近で利用される。

40

【0024】

ファン 2 0 によって供給される外気の一部は、エンジンコア 4 4 を迂回することができ、エンジン 1 0 の一部、特に高温部を冷却するために使用され得るおよび／または航空機の他の局面を冷却するまたは他の局面に動力を供給するために使用され得る。タービンエンジンとの関連で、エンジンの高温部は通常は燃焼器 3 0 であり、また、燃焼器 3 0 の下流側の構成要素、特に H P タービン 3 4 を伴うタービンセクション 3 2 は、それが燃焼セクション 2 8 の直ぐ下流側にあるため、最も高温の部分である。他の冷却流体源は、L P 圧縮機 2 4 または H P 圧縮機 2 6 から排出される流体となり得るが、これに限定されない

50

。この流体は、タービンセクション 32 のための冷却源として燃焼器 30 を迂回する LP または HP 圧縮機 24、26 から引き出される空気を含み得るブリード空気 77 となり得る。これは、一般的なエンジン形態であるが、これに限定しようとするものではない。

【0025】

図 2 は、図 1 からのエンジン 10 のタービンブレード 68 のうちの 1 つの形態を成すエンジン構成要素の斜視図である。タービンブレード 68 は、ダブテール 90 およびエーロフォイル 92 を含む。エーロフォイル 92 は先端部 94 および根元部 96 を含み、これらの間で翼幅方向を規定する。エーロフォイル 92 は、根元部 96 のプラットフォーム 98 でダブテール 90 に取り付く。プラットフォーム 98 は、タービンエンジン主流空気流を径方向で含むのに役立つ。ダブテール 90 は、エンジン 10 でタービンロータディスク 71 に取り付くように構成され得る。ダブテール 90 は、3 つの入口通路 100 として典型的に示される少なくとも 1 つの入口通路 100 を更に含み、各通路は、通路出口 102 においてエーロフォイル 92 と内部で流体連通するべくダブテール 90 を貫通して延びる。入口通路 100 がダブテール 90 の本体内に収容するようにダブテール 90 が断面で示されることが理解されるべきである。

10

【0026】

図 3 を参照すると、断面で示されるエーロフォイル 92 は、前縁 114 および後縁 116 を有するエーロフォイル形状を規定するように互いに結合される凹形状の吐出側壁 110 および凸形状の吸込側壁 112 を有し、前縁 114 と後縁 116 との間で翼弦方向が規定される。エーロフォイル 92 は、側壁 110、112 によって画定される内部 118 を有する。ブレード 68 は、吐出側壁 110 が吸込側壁 112 に追従するような方向で回転する。したがって、図 3 に示されるように、エーロフォイル 92 は、頁の上端へ向かって上方に回転する。

20

【0027】

1 つ以上のリブ 120 が内部 118 を複数の冷却チャンネルに分割できる。前縁冷却チャンネル 122 を前縁 114 に隣接して配置でき、また、中間チャンネル 124 が前縁冷却チャンネル 122 に隣接できる。前縁および中間チャンネル 122、124 は、典型例であり、翼幅方向に延びる単一のチャンネルとなり得る、または、通路、チャンネル、入口、ピンバンク、回路、サブ回路、膜穴、プレナム、メッシュ、タービュレータ、または、その他のものの複数の特徴を有する複合冷却回路となり得るが、そのような細部が本発明と密接な関係がないことが理解されるべきである。

30

【0028】

後縁回路 126 が、後縁プレナム 128、衝突穴 130、排気通路 132、ピン穴 134、排出穴 136、および、後縁スロット開口 140 を含むことができる。衝突穴 130 は、後縁プレナム 128 を排気通路 132 に流体結合する。排気通路 132 は、ピン穴 134 および排出穴 136 を通じて後縁 116 に流体結合される。後縁回路 126 および内部 118 は、後縁スロット開口 140 を介してエーロフォイル 92 の外部に流体結合される。

【0029】

排出穴 136 が後縁 116 に隣接して配置されるが、後縁排出穴 136 と後縁 116 との間に更なるチャンネルまたはプレナムを配置できることが理解されるべきである。そのようなチャンネルは、エーロフォイル 92 の全翼幅方向長さにわたって延びることができ、または、別個のチャンネル或いは更には単一の排気穴、例えば後縁で冷却流体を排出するための膜穴を含むことができる。

40

【0030】

図 4 を見ると、前縁および中間冷却チャンネル 122、124 並びに後縁冷却回路 126 のための流れ図が概略的に示される。エーロフォイル 92 内の冷却チャンネルおよび回路 122、124、126 の一般的な形態を例示するため、エーロフォイル 92 は破線で概略的に示される。エーロフォイル 92 は、翼弦方向で前縁 114 から後縁 116 へと延びるとともに翼幅方向で先端部 94 から根元部 96 へと延び且つエーロフォイル 92 を通じた

50

冷却流体の流れを方向付ける冷却チャネルおよび回路 1 2 2、1 2 4、1 2 6 を形成するべく内壁により別個のチャネルまたは通路へと分割され得るキャビティとして内部 9 6 を画定する。エーロフォイル 9 2 の先端部 9 4 よりも上側に配置される先端冷却通路 1 5 0 は、前縁 1 1 4 付近から後縁 1 1 6 へ向けて略翼弦方向に延在し得る。先端冷却通路 1 5 0 は、冷却流体を排出するために冷却チャネルおよび回路 1 2 2、1 2 4、1 2 6 のための共通の通路を与え、それにより、冷却流体を 1 つ以上の膜穴または他の出口を通じて排出されなければエーロフォイル 9 2 から排出できる。

【0031】

各チャネルまたは回路 1 2 2、1 2 4、1 2 6 には入口通路 1 0 0 から冷却流体の流れを供給できる。各入口通路 1 0 0 は冷却回路に個別に供給することができ、または、共通の入口通路 1 0 0 から複数のチャネルまたは回路 1 2 2、1 2 4、1 2 6 に供給することができる。

10

【0032】

1 つの入口通路 1 0 0 から供給されるものとして示される後縁回路 1 2 6 には、根元部 9 6 - 先端部 9 4 方向で後縁プレナム 1 2 8 内の冷却流体の流れを与えることができる。冷却流体の流れの一部は、後縁プレナム 1 2 8 から先端ダクト 1 5 2 を通じて先端冷却通路 1 5 0 内へ供給され得る。加えて、先端ダクト 1 5 2 内の冷却流体の一部をフラグ通路 1 5 4 へ供給することができ、このフラグ通路 1 5 4 で冷却流体を先端フラグ 1 5 6 へ供給できる。

【0033】

20

後縁プレナム 1 2 8 内の冷却流体の流れの残りの部分は、複数の衝突穴 1 3 0 を通じて後縁中間通路 1 3 2 内へ流入できる。中間通路 1 3 2 内で、冷却流体は、複数のピン 1 3 4 を有するピンバンク 1 5 8 を通過する。ピンバンク 1 5 8 から、冷却流体は、複数の後縁排出穴 1 3 6 を通じて後縁 1 1 6 へ通される。後縁排出穴 1 3 6 から抜け出る際に、冷却流体を先端フラグ 1 5 6 および先端冷却通路 1 5 0 と流体連通状態にあるエーロフォイル 9 2 から排出することができ、この場合、後縁 1 1 6 にある 1 つ以上の後縁スロット開口 1 4 0 を通じて冷却流体を排出できる。

【0034】

図 4 に示される冷却チャネルおよび回路 1 2 2、1 2 4、1 2 6 がエーロフォイル 9 2 内の冷却回路の 1 つの実施の典型例であって特定の幾何学的形態、通路、ピンバンク、膜穴、または、他のものによって限定的に解釈されるべきでないことが理解されるべきである。また、冷却チャネルおよび回路 1 2 2、1 2 4、1 2 6 が一般に前縁 1 1 4 から後縁 1 1 6 へ向けてまたは後縁 1 1 6 から前縁 1 1 4 へ向けて移動するように例示されるが、この例示が冷却回路自体の単なる典型的な描写であることが理解されるべきである。特定の通路、チャネル、入口、または、他のものは、エーロフォイル 9 2 に対して任意の方向で、例えば後縁または前縁 1 1 4、1 1 6 方向で、先端部 9 4 または根元部 9 6 方向で、または、エーロフォイル 9 2 の吐出側壁 1 1 0 または吸込側壁 1 1 2 へ向けて、または、これらの任意の組み合わせで流れることができる。

30

【0035】

図 5 を見ると、後縁 1 1 6 に隣接して翼幅方向態様で配置される後縁排出穴 1 3 6 を示す後縁回路 1 2 6 のコア図が例示される。冷却流体流れ C をそれがプレナム 1 2 8 を通過する際に促すために複数のタービュレータ 1 6 0 が後縁プレナム 1 2 8 に配置される。冷却空気が流通するエーロフォイル 9 2 の中空内部であるものの立体図を図 5 のコア図が示すことが理解されるべきである。後縁排出穴 1 3 6 は、ピンバンク 1 5 8 または先端フラグ 1 5 6 から後縁 1 1 6 への冷却流れを与える。

40

【0036】

図 6 は、排出穴 1 3 6 およびピンバンク 1 5 8 の一部を例示する後縁 1 1 6 の拡大図を示す。排出穴 1 3 6 は、入口 1 7 0、導管 1 7 2、および、出口 1 7 4 を有して形成される。ピンバンク 1 5 8 から抜け出る冷却空気の流れは、入口 1 7 0 で排出穴 1 3 6 へ与えられる。冷却空気の流れは、導管 1 7 2 を通過して、出口 1 7 4 で排出穴 1 3 6 から排出

50

される。排出された冷却流は後縁 116 へ与えられ、この後縁で冷却流をエーロフォイル 92 から排出できる。

【0037】

図 7 を見ると、入口 170 は、排出穴 136 と内部空気供給源との間の内部交差部に周方向 R 付き入口 180 を有することができる。周方向 R 付き入口 180 は、冷却流体の流れ C を収束部分 182 へ与える。入口半径 180 に入る冷却流体の流れ C は収束部分 182 内に流入し、この収束部分 182 で、収束部分 182 の減少する断面積によって冷却流体の流れ C が加速されて導管 172 へ与えられる。導管 172 は、排出穴 136 を通過する冷却流体の流れ C を計量するための計量部分 184 を画定できる。計量部分 184 から、冷却流体の流れ C は、増大する断面積によって冷却流体 C を減速させるための発散部分 186 へ移動して、後縁 116 へ与えられる。

10

【0038】

穴中心線 190 は、排出穴 136 を貫いて延びる平均線軸として規定され得る。中心線 190 は、直線または非直線であってもよく、また、吐出側壁 110 または吸込側壁 112 と平行に配置され得る、或いは、エーロフォイル 92 を 2 つの等しいまたは等しくない半体へと分ける角度を規定し得る。発散軸 192 は、計量部分 184 の端部を出口 174 に接続する直線として規定され得る。広がり角 194 は、冷却流が壁から分離しないような穴中心線 190 と発散軸 192 との間の角度となり得る。広がり角 194 は、例えば、非限定的な例では 7 度以下の角度となり得るが、更に大きな角度が考えられる。

【0039】

加えて、計量部分 184 は、直径に対する長さの比率が少なくとも 1.0 であり、2.0 となり得るような長さおよび直径を有することができる。1 つの例において、計量部分 184 は 40 ミルとなり得る。更に、1 つ以上のタービュレータを後縁排出穴 136 に配置できると考えられる。例えば、タービュレータを計量部分 184 に配置できる。

20

【0040】

例示された後縁排出穴 136 が典型的なものであることが更に理解されるべきである。後縁排出穴 136 は、形状またはサイズ或いはこれらの両方が変わり得る。排出穴 136 自体、または、収束部分 182、計量部分 184、または、発散部分 192 などの個々の部分は、特定のエーロフォイル 92 の冷却効率を高めるために長さ、幅、断面直径が異なり得る。加えて、後縁排出穴 136 は、後縁 116 の長さ範囲に沿って均一に離間され得る或いは不均一に離間され得る或いは単一の後縁排出穴としてまたは特定のエーロフォイル 92 に有益となり得るような別個の一群の後縁排出穴 136 として離散的に位置され得る。更に、別個の穴 136 または一群の穴は、冷却効率の向上をエーロフォイル 92 にもたらすためにサイズ、形状、または、方向が変わり得る。

30

【0041】

また、後縁排出穴 136 は、後縁 116 の翼幅方向の範囲に沿って配置される場合、中間範囲付近の排出穴 136 において、より大きい幅を有することができ、根元部 96 および先端部 94 の近傍の搬出穴 136 において、より小さい幅を有することができる。

【0042】

図 8 を見ると、後縁排出穴 136 を通じて冷却流体の流れ C を与える方法 200 は、202 において、後縁排出穴 136 内への流れを加速させることを含むことができる。冷却流体流れ C は、流れを加速させるために 360° 入口半径 180 を通じて収束部分 182 へと供給される。随意的に、204 において、方法 200 は、後縁排出穴 136 を通じた冷却流体の流れ C を計量部分 184 によって計量することを含むことができる。206 において、方法 200 は、後縁排出穴 136 から抜け出る冷却流体流れ C を減速させることを更に含む。冷却流体 C を発散部分 186 に通過させることにより、後縁排出穴 136 から抜け出る流れが減速する。随意的に、208 において、方法 200 は、冷却流体流れ C を後縁通路 138 内へと排出することを含むことができる。210 において、方法 200 は、随意的に、冷却流体流れ C を後縁スロット開口 140 から排出することを更に含むことができる。

40

50

【0043】

後縁排出穴136の利用は、電気化学プロセスを使用する穿孔などの他の方法とは対照的に、鑄造コアを利用することにより進展され得ることが理解されるべきである。内部構造は、鑄造中に高いエーロfoilコア強度をもたらし、それにより、鑄造工程中にエーロfoil残存率が向上し、鑄造歩留まりが高まる。加えて、360°入口半径180、収束部分182、計量部分184、および、発散部分186を伴う後縁排出穴を含むコア鑄造は、エーロfoil冷却の向上をもたらす。更に、エーロfoil伴流を減少させて、エーロfoil92の効率を高めることができる。

【0044】

開示される設計の用途は、ファンセクションおよびブースタセクションを有するタービンエンジンに限定されず、ターボジェットおよびターボエンジンにも同様に適用できることが理解されるべきである。

【0045】

この書かれた説明は、実施例を使用して、最良の態様を含む発明を開示するとともに、任意の装置またはシステムを形成して使用すること、および、任意の組み入れられた方法を実行することを含めて、任意の当業者が発明を実施できるようにする。本発明の特許可能な範囲は、特許請求の範囲によって規定され、また、当業者が想起する他の実施例を含んでもよい。そのような他の実施例は、それらが特許請求項の文字通りの言葉とは異なる構造的要素を有する場合には、或いは、それらが特許請求項の文字通りの言葉と実質的に異なる等価な構造的要素を含む場合には、特許請求の範囲内に入るべく意図される。

【0046】

最後に、代表的な実施態様を以下に示す。

[実施態様1]

タービンエンジン(10)用のエーロfoil(92)であって、

前縁(114)と後縁(116)との間で軸方向に延びて翼弦方向を規定するとともに、根元部(96)と先端部(94)との間で径方向に延びて翼幅方向を規定する吐出側(110)および吸込側(112)を画定する外面と、

エーロfoil(92)内に位置されるとともに、根元部(96)から先端部(94)へ向けて延びる冷却通路(132)を有する冷却回路(126)と、

周方向R付き入口部分(180)、収束部分(182)、計量部分(194)、および、発散部分(186)の軸流配列を成して翼幅方向で冷却通路(132)に設けられる複数の後縁排出穴(136)と、

を備えるエーロfoil(92)。

[実施態様2]

収束部分(182)は、後縁排出穴内(136)への空気流を加速させるために減少する断面積を含む実施態様1記載のエーロfoil(92)。

[実施態様3]

発散部分(186)は、後縁排出穴(136)から抜け出る空気流を減速させるために増大する断面積を含む実施態様2記載のエーロfoil(92)。

[実施態様4]

発散部分(186)が7°以下である広がり角(194)を規定する実施態様3記載のエーロfoil(92)。

[実施態様5]

後縁排出穴(136)の中心線(190)が吐出側(110)または吸込側(112)のうちの一方と平行である実施態様1記載のエーロfoil(92)。

[実施態様6]

後縁排出穴(136)の中心線(190)がエーロfoil(92)を等分する実施態様1記載のエーロfoil(92)。

[実施態様7]

10

20

30

40

50

計量部分（１８４）は、少なくとも１の直径に対する長さの比率を規定する長さおよび直径を有する実施態様１記載のエーロfoil（９２）。

〔実施態様８〕

直径に対する長さの比率が２である実施態様７記載のエーロfoil（９２）。

〔実施態様９〕

計量部分（１８４）の長さが４０ミルである実施態様７記載のエーロfoil（９２）。

〔実施態様１０〕

収束部分（１８２）および発散部分（１８６）が直線状の中心線（１９０）を規定する実施態様１記載のエーロfoil（９２）。

10

〔実施態様１１〕

収束部分（１８２）、計量部分（１８４）、および、発散部分（１８６）が非直線状の中心線（１９０）を規定する実施態様１記載のエーロfoil（９２）。

〔実施態様１２〕

後縁排出穴が後（１３６）縁に沿って配置される２つ以上のグループを成して配列される実施態様１記載のエーロfoil（９２）。

〔実施態様１３〕

後縁排出穴（１３６）が翼幅方向に沿って配置されて後縁（１１６）まで延び、エーロfoil（９２）の翼幅方向の中央付近の後縁排出穴（１３６）は、根元部および先端部の付近の排出穴よりも大きい幅を有する実施態様１記載のエーロfoil（９２）。

20

〔実施態様１４〕

エーロfoil（９２）がブレードまたはベーンのうちの少なくとも一方である実施態様１記載のエーロfoil（９２）。

〔実施態様１５〕

後縁排出穴（１３６）に配置される複数のタービュレータを更に備える実施態様１記載のエーロfoil（９２）。

〔実施態様１６〕

タービンエンジン（１０）用のエーロfoil（９２）であって、エーロfoil（９２）が根元部（９６）から先端部（９４）へ向けて翼幅方向に延びる冷却通路（１３２）を有する冷却回路（１２６）を備え、冷却通路（１３２）には複数の後縁排出穴（１３６）が設けられ、後縁排出穴（１３６）は、周方向Ｒ付き入口部分（１８０）、収束部分（１８２）、計量部分（１８４）、および、発散部分（１８６）を含む、エーロfoil（９２）。

30

〔実施態様１７〕

収束部分（１８２）は、後縁排出穴（１３６）内への空気流を加速させるために減少する断面積を含む実施態様１６記載のエーロfoil（９２）。

〔実施態様１８〕

発散部分（１８６）は、後縁排出穴（１３６）から抜け出る空気流を減速させるために増大する断面積を含む実施態様１７記載のエーロfoil（９２）。

〔実施態様１９〕

40

発散部分（１８６）が７°以下である広がり角（１９４）を規定する実施態様１８記載のエーロfoil（９２）。

〔実施態様２０〕

後縁排出穴（１３６）の中心線（１９０）が吐出側（１１０）または吸込側（１１２）のうちの一方と平行である実施態様１６記載のエーロfoil（９２）。

〔実施態様２１〕

後縁排出穴（１３６）の中心線（１９０）がエーロfoil（９２）を等分する実施態様１６記載のエーロfoil（９２）。

〔実施態様２２〕

計量部分（１８４）は、少なくとも１の直径に対する長さの比率を規定する長さおよび

50

直径を有する実施態様 1 6 記載のエーロfoil (9 2)。

[実施態様 2 3]

直径に対する長さの比率が 2 である実施態様 2 2 記載のエーロfoil (9 2)。

[実施態様 2 4]

エーロfoil (9 2) がブレードまたはベーンのうちの少なくとも一方である実施態様 1 6 記載のエーロfoil (9 2)。

[実施態様 2 5]

後縁排出穴 (1 3 6) に配置される複数のタービュレータを更に備える実施態様 1 6 記載のエーロfoil (9 2)。

[実施態様 2 6]

エーロfoil (9 2) における複数の後縁排出穴 (1 3 6) を通じて冷却流体の流れ C を供給する方法であって、

1 つ以上の後縁排出穴 (1 3 6) 内への冷却流体の流れ C を加速させるステップ (9 2) と、

後縁排出穴 (1 3 6) から抜け出る冷却流体の流れ C を減速させるステップ (9 2) と、

を備える方法。

[実施態様 2 7]

後縁排出穴 (1 3 6) を通じた冷却流体の流れ C を計量するステップを更に備える実施態様 2 6 記載の方法。

[実施態様 2 8]

加速させるステップが計量するステップの前に行なわれる実施形態 2 7 記載の方法。

[実施態様 2 9]

計量するステップが減速させるステップの前に行なわれる実施形態 2 8 記載の方法。

[実施態様 3 0]

減速された流れを後縁チャンネルへと排出するステップを更に備える実施態様 2 9 記載の方法。

[実施態様 3 1]

減速された流れを後縁スロット開口 (1 4 0) を通じて排出するステップを更に備える実施態様 2 9 記載の方法。

【符号の説明】

【0 0 4 7】

1 0 エンジン

1 2 中心線

1 4 前部

1 6 後部

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 L P 圧縮機

2 6 H P 圧縮機

2 8 燃焼セッション

3 0 燃焼器

3 2 タービンセクション

3 4 H P タービン

3 6 L P 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 ファンブレード

4 4 コア

10

20

30

40

50

4 6	コアケーシング	
4 8	H P スプール	
5 0	L P スプール	
5 1	ロータ	
5 2	H P 圧縮機段	
5 3	ディスク	
5 4	H P 圧縮機段	
5 6	L P 圧縮機ブレード	
5 8	H P 圧縮機ブレード	
6 0	L P 圧縮機ベーン	10
6 1	ディスク	
6 2	H P 圧縮機ベーン	
6 3	ステータ	
6 4	H P タービン段	
6 6	L P タービン段	
6 8	H P タービンブレード	
7 0	L P タービンブレード	
7 1	ディスク	
7 2	H P タービンベーン	
7 3	ディスク	20
7 4	L P タービンベーン	
7 6	加圧外気	
7 7	ブリード空気	
7 8	空気流	
8 0	出口ガイドベーンアセンブリ	
8 2	エーロフォイルガイドベーン	
8 4	ファン排気側	
9 0	ダブテール	
9 2	エーロフォイル	
9 4	先端部	30
9 6	根元部	
9 8	プラットフォーム	
1 0 0	入口通路	
1 0 2	通路出口	
1 1 0	吐出側壁	
1 1 2	吸込側壁	
1 1 4	前縁	
1 1 6	後縁	
1 1 8	内部	
1 2 0	リブ	40
1 2 2	前縁チャネル	
1 2 4	中間チャネル	
1 2 6	後縁回路	
1 2 8	後縁プレナム	
1 3 0	衝突穴	
1 3 2	後縁中間通路	
1 3 4	ピン穴	
1 3 6	排出穴	
1 4 0	後縁スロット開口	
1 5 0	先端冷却通路	50

- 152 先端ダクト
- 154 フラグ通路
- 156 先端フラグ
- 158 ピンバンク
- 170 入口
- 172 導管
- 174 出口
- C 冷却流体の流れ
- 180 周方向R付き入口
- 182 収束部分
- 184 計量部分
- 186 発散部分
- 190 穴中心線
- 192 発散軸
- 194 広がり角
- 200 方法
- 202 ステップ
- 204 ステップ
- 206 ステップ
- 208 ステップ
- 210 ステップ

10

20

【図 1】

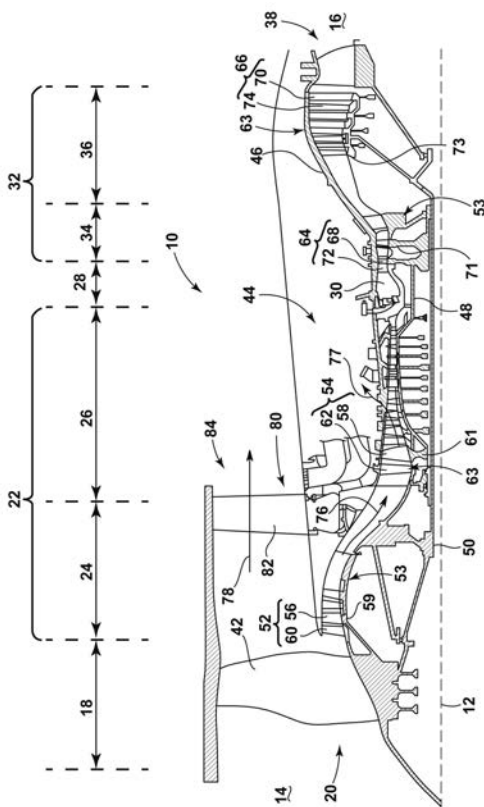


FIG. 1

【図 2】

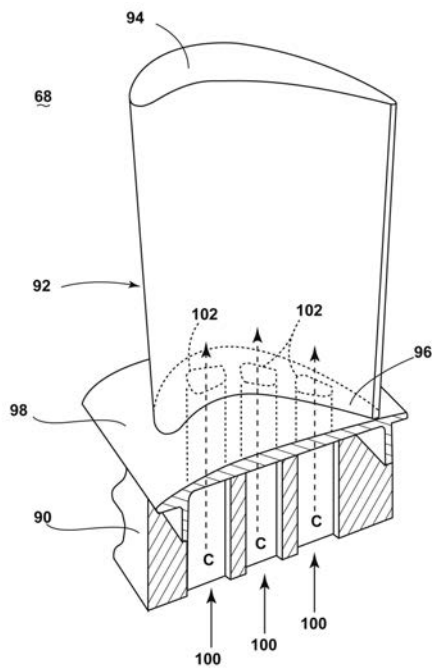


FIG. 2

【 図 3 】

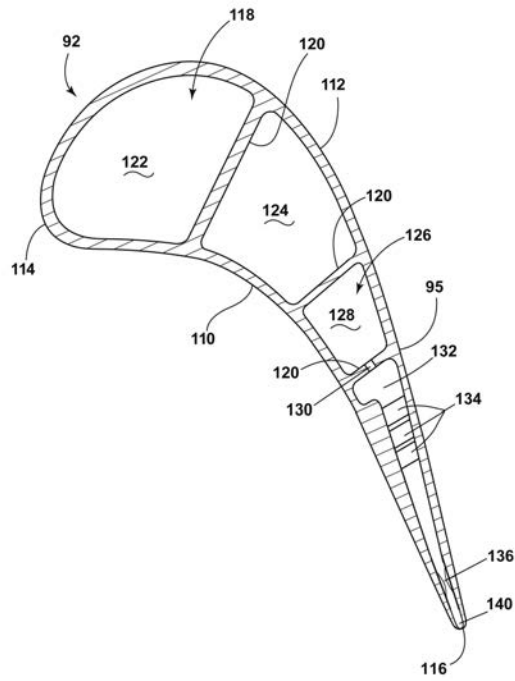


FIG. 3

【 図 4 】

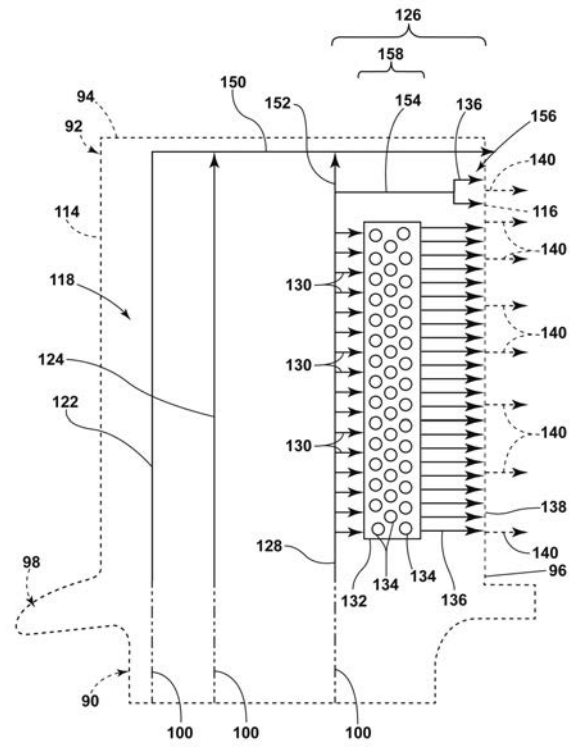


FIG. 4

【 図 5 】

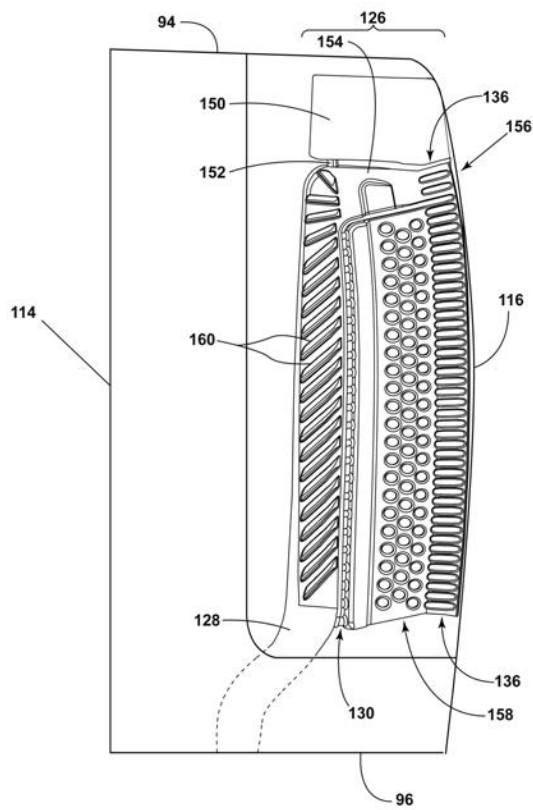


FIG. 5

【 図 6 】

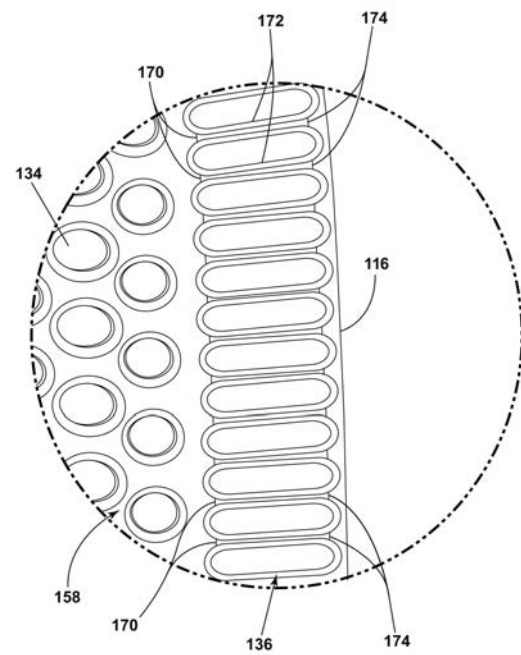


FIG. 6

【図 7】

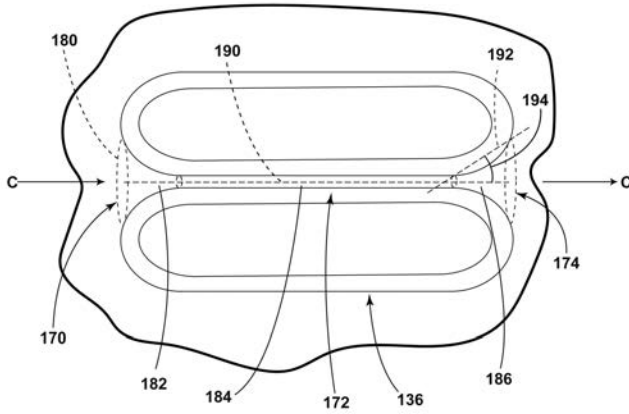


FIG. 7

【図 8】

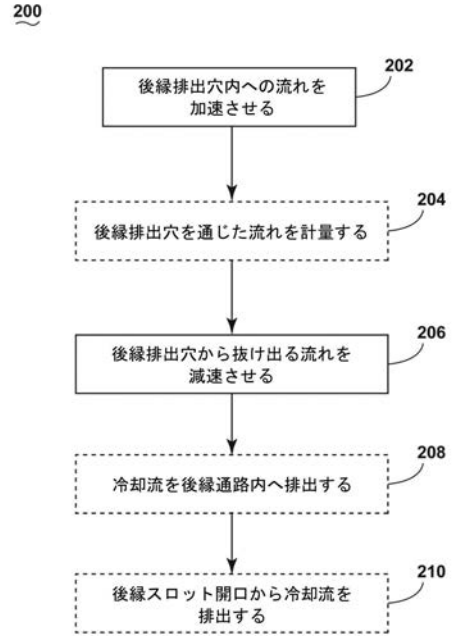


FIG. 8

フロントページの続き

(72)発明者 ダグラス・ジェラルド・コニッツァー

アメリカ合衆国、ニューヨーク州・1 2 3 4 5、スケネクタディ、リバー・ロード、1 番

(72)発明者 マシュー・リー・クルマナカール

アメリカ合衆国、ニューヨーク州・1 2 3 4 5、スケネクタディ、リバー・ロード、1 番

(72)発明者 ウエストン・ノーラン・ドゥーリー

アメリカ合衆国、ニューヨーク州・1 2 3 4 5、スケネクタディ、リバー・ロード、1 番

(72)発明者 ジェイムス・ハーバート・デインズ

アメリカ合衆国、ニューヨーク州・1 2 3 4 5、スケネクタディ、リバー・ロード、1 番

Fターム(参考) 3G202 AB01 BA02 CA02 CA06 CB01 GA08 GB01 JJ04

【外国語明細書】
2017145826000001.pdf