

(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2017-190775

(P2017-190775A)

(43) 公開日 平成29年10月19日(2017.10.19)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
FO1D 9/02 (2006.01)	FO1D 9/02 102	3G202
FO1D 5/18 (2006.01)	FO1D 5/18	
FO1D 25/12 (2006.01)	FO1D 25/12 E	
FO1D 5/28 (2006.01)	FO1D 5/28	
FO1D 25/00 (2006.01)	FO1D 25/00 L	

審査請求 有 請求項の数 9 O L 外国語出願 (全 21 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2017-74092 (P2017-74092)
 (22) 出願日 平成29年4月4日 (2017.4.4)
 (31) 優先権主張番号 15/130,013
 (32) 優先日 平成28年4月15日 (2016.4.15)
 (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
 (74) 代理人 100113974
 弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

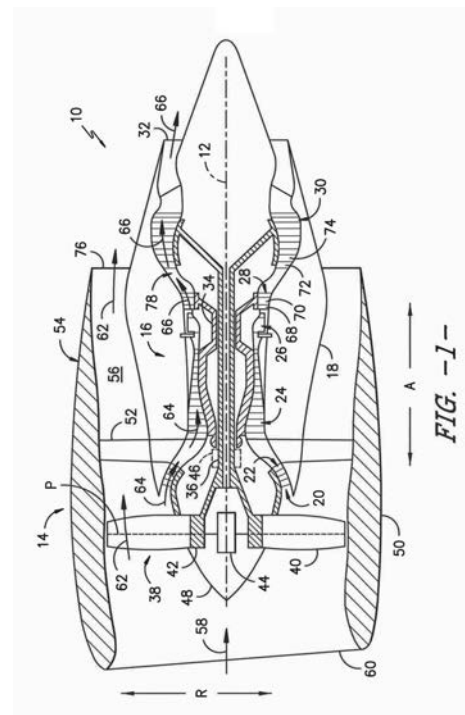
(54) 【発明の名称】 非見通し孔を使用する翼形部の冷却

(57) 【要約】

【課題】冷却アパーチャから流出する冷却流体の表面角を減少させるために翼形部の冷却アパーチャと外面との間の角度を減少させるための特徴を有する、ガスタービンエンジンのための翼形部を提供する。

【解決手段】セラミックマトリックス複合材料の第1の複数のプライ(96)から形成され、かつ翼形部の内面(100)を形作る第1の部分(92)及びセラミックマトリックス複合材料の第2の複数のプライ(98)から形成され、かつ翼形部の外面(102)を形作る第2の部分(94)を含む、ガスタービンエンジン(10)のための翼形部(80)が提供される。第1の部分(92)及び第2の部分(94)は、翼形部の内面(100)から外面(102)まで延在する非見通し冷却アパーチャ(120)を有する。一実施形態では、第2のアパーチャ(110)と外面(102)との間に45°未満の表面角(α)が形作られる。ガスタービンエンジン(10)のための翼形部(80)を形成するための方法も提供される。

【選択図】図1



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジン（１０）のための翼形部（８０）であって、翼形部（８０）の内面（１００）を形作る第１の部分（９２）であって、セラミックマトリックス複合材料の第１の複数のプライ（９６）から形成される第１の部分（９２）と、翼形部（８０）の外表面（１０２）を形作る第２の部分（９４）であって、セラミックマトリックス複合材料の第２の複数のプライ（９８）から形成される第２の部分（９４）とを備え、第１の部分（９２）及び第２の部分（９４）が、翼形部（８０）の内面（１００）から外面（１０２）まで延在する非見通し冷却アパーチャ（１２０）を有する翼形部（８０）。 10

【請求項 2】

第１の部分（９２）が、第１のアパーチャ（１０４）を有し、第２の部分（９４）が、第２のアパーチャ（１１０）を有し、第１のアパーチャ（１０４）及び第２のアパーチャ（１１０）が、冷却アパーチャ（１２０）を形成する、請求項 1 に記載の翼形部（８０）。

【請求項 3】

第２のアパーチャ（１１０）と外面（１０２）との間に表面角（ α ）が形作られ、表面角（ α ）が、 45° 未満である、請求項 2 に記載の翼形部（８０）。

【請求項 4】

第１のアパーチャ（１０４）が、第１の最小断面積（ A_1 ）を有し、第２のアパーチャ（１１０）が、第２の最小断面積（ A_2 ）を有し、第１の最小断面積（ A_1 ）が、第２の最小断面積（ A_2 ）よりも小さい、請求項 2 に記載の翼形部（８０）。 20

【請求項 5】

第１の複数のプライ（９６）の各プライが、切抜部（１１８）を有し、複数の切抜部（１１８）が、第１のアパーチャ（１０４）を形作る、請求項 2 に記載の翼形部（８０）。

【請求項 6】

第２の複数のプライ（９８）の各プライが、切抜部（１１８）を有し、複数の切抜部（１１８）が、第２のアパーチャ（１１０）を形作る、請求項 2 に記載の翼形部（８０）。

【請求項 7】

第２の複数のプライ（９８）の切抜部（１１８）の断面積が、第２のアパーチャ（１１０）の第１の端部（１１２）から第２のアパーチャ（１１０）の第２の端部（１１４）にかけて増加する、請求項 6 に記載の翼形部（８０）。 30

【請求項 8】

切抜部（１１８）の各々が、中心（１２２）を有し、切抜部（１１８）の中心（１２２）が、第２の方向（ D_2 ）に沿って位置合わせされる、請求項 6 に記載の翼形部（８０）。

【請求項 9】

切抜部（１１８）の各々が、中心（１２２）を有し、ある切抜部（１１８）の中心（１２２）が、隣接する切抜部（１１８）の中心（１２２）からずらされる、請求項 6 に記載の翼形部（８０）。 40

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【０００１】

本主題は、一般にガスタービンエンジンに、より詳細には、ガスタービンエンジンの内部構成要素を冷却するための特徴に関する。最も詳細には、本主題は、ガスタービンエンジン翼形部のための非見通し冷却孔に関する。

【背景技術】

【０００２】

ガスタービンエンジンは、一般に、互いに流れ連通するように配置されるファン及びコアを含む。さらに、ガスタービンエンジンのコアは、一般に、連続した流れの順序で、圧 50

縮機セクション、燃焼セクション、タービンセクション、及び排気セクションを含む。運転中、空気は、ファンから圧縮機セクションの入口に供給され、そこでは、1つ以上の軸流圧縮機が、空気が燃焼セクションに到達するまで空気を徐々に圧縮する。燃料は、燃焼ガスを供給するために燃焼セクション内で圧縮空気と混合され、燃焼される。燃焼ガスは、燃焼セクションからタービンセクションに送られる。タービンセクションを通る燃焼ガスの流れは、タービンセクションを駆動し、次に、排気セクションを通して例えば大気に送られる。

【0003】

一般に、タービンの性能及び効率は、燃焼ガス温度の上昇によって改善され得る。しかしながら、燃焼温度の上昇は、例えば材料の不具合の可能性を増大させることによってガスタービンエンジン構成要素に悪影響を及ぼし得る。このように、燃焼温度の上昇は、タービン性能にとって有益であり得るが、ガスタービンエンジンの一部の構成要素は、構成要素への上昇した温度の悪影響を低下させるために特徴の冷却又は燃焼ガスへの曝露の低減を必要とし得る。

【0004】

例えばより低温の流体の流れを構成要素の表面上に向けることによってガスタービンエンジン構成要素をフィルム冷却することは、高くなった燃焼温度の悪影響の低減を助け得る。例えば、冷却アパーチャが、構成要素の全体にわたって設けられてもよく、冷却アパーチャは、構成要素内からの冷却流体の流れが構成要素の外面上に向けられることを可能にし得る。しかしながら、構成要素の高い曲率の領域では、冷却流体フィルムを形成するように冷却流体の流れを冷却アパーチャから構成要素の外面上に向けることが困難であり得る。さらに、例えば構成要素にアパーチャを穿孔又は機械加工することによって冷却アパーチャを形成する既知の方法は、穴による冷却を制御するのに最適な冷却アパーチャの長さを製造する際に、また最適な流体出口表面角を有する冷却アパーチャを製造する際に有効ではない場合がある。加えて、冷却アパーチャを機械加工する既知の方法は、貫通孔の襟状化 (through-hole scarfing) につながりやすく、多くの場合、冷却アパーチャを適切に配置することを難しくしている。

【0005】

したがって、既存の冷却特徴の1つ以上の欠点を克服するガスタービン構成要素のための改善された冷却特徴は望ましいものである。詳細には、冷却アパーチャから流出する冷却流体の表面角を減少させるために翼形部の冷却アパーチャと外面との間の角度を減少させるための特徴を有する、ガスタービンエンジンのための翼形部は有益であろう。さらに、冷却アパーチャの第1のセクションと第2のセクションとの間に方向の変化を含む冷却アパーチャを有する翼形部は好適であろう。さらに、ガスタービンエンジンのための翼形部を形成するための方法であって、翼形部が、翼形部の改善された表面冷却のための特徴を有する方法は有用であろう。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0006】

【特許文献1】米国特許第638602号明細書

【発明の概要】

【0007】

本発明の態様及び利点は、以下の説明に部分的に述べられ、この説明から明らかになり得るし、本発明の実施を通して学ばれ得る。

【0008】

本開示の例示的な一実施形態では、ガスタービンエンジンのための翼形部が提供される。翼形部は、翼形部の内面を形作る第1の部分を含む。第1の部分は、セラミックマトリックス複合材料の第1の複数のプライから形成される。また、翼形部は、翼形部の外面を形作る第2の部分を含む。第2の部分は、セラミックマトリックス複合材料の第2の複数のプライから形成される。第1の部分及び第2の部分は、翼形部の内面から外面まで延在

10

20

30

40

50

する非見通し冷却アパーチャを有する。

【 0 0 0 9 】

本開示の別の例示的な実施形態では、ガスタービンエンジンのための翼形部が提供される。翼形部は、翼形部の内面を形作る第 1 の部分を含む。第 1 の部分は、セラミックマトリックス複合材料の第 1 の複数のプライから形成される。また、翼形部は、翼形部の外面を形作る第 2 の部分を含む。第 2 の部分は、セラミックマトリックス複合材料の第 2 の複数のプライから形成される。第 1 の部分は、第 1 のアパーチャを有し、第 2 の部分は、第 2 のアパーチャを有する。第 1 のアパーチャ及び第 2 のアパーチャは、異なる方向に沿って延在し、内面から外面まで翼形部を貫通する連続通路を形成する冷却アパーチャを形作る。さらに、第 2 のアパーチャと外面との間に表面角が形作られる。表面角は、45°未満である。

10

【 0 0 1 0 】

本開示のさらなる例示的な実施形態では、ガスタービンエンジンのための翼形部を形成するための方法が提供される。本方法は、セラミックマトリックス複合材料の第 1 の複数のプライをレイアップするステップと、翼形部の第 1 の部分を形成するために第 1 の複数のプライを処理するステップと、セラミックマトリックス複合材料の第 2 の複数のプライをレイアップするステップであって、第 2 の複数のプライが、翼形部の第 1 の部分上にレイアップされるステップと、第 1 の部分に隣接する、翼形部の第 2 の部分を形成するために第 2 の複数のプライ及び第 1 の部分を処理するステップとを含む。第 1 の部分及び第 2 の部分は、非見通し冷却アパーチャを有するようになる。

20

【 0 0 1 1 】

本発明のこれら及び他の特徴、態様、及び利点は、以下の説明及び添付の特許請求の範囲を参照することによってより良く理解されるようになる。本明細書に組み込まれ、本明細書の一部を構成する添付図面は、本発明の実施形態を示しており、説明と共に本発明の原理を説明する役割を果たす。

【 0 0 1 2 】

当業者を対象とした、本発明の完全かつ有効な開示（その最良の態様を含む）が、添付図面への参照がなされる本明細書に述べられている。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 3 】

30

【図 1】本主題の様々な実施形態に従って例示的なガスタービンエンジンの概略断面図を提供している。

【図 2】本主題の例示的な実施形態に従ってタービンロータブレードの側面斜視図を提供している。

【図 3】本主題の例示的な実施形態に従ってタービンノズルセグメントの斜視図を提供している。

【図 4】本主題の例示的な実施形態に従って、図 3 の線 4 - 4 に沿った、タービンノズルセグメントの翼形部の部分の断面図を提供している。

【図 5】本主題の例示的な実施形態に従って、翼形部の冷却アパーチャを通る、図 4 の線 5 - 5 に沿った、図 4 のタービンノズルセグメントの翼形部の部分の断面図を提供している。

40

【図 6】本主題の例示的な実施形態に従って図 5 の冷却アパーチャの平面図を提供している。

【図 7】本主題の別の例示的な実施形態に従って、図 5 に示されている、翼形部の冷却アパーチャにおける断面図を提供している。

【図 8】本主題の例示的な実施形態に従って図 7 の冷却アパーチャの平面図を提供している。

【図 9】本主題の例示的な実施形態に従って図 3 のタービンノズルセグメントの翼形部の部分の断面図を提供している。

【図 10】本主題の別の例示的な実施形態に従って図 3 のタービンノズルセグメントの翼

50

形部の部分の断面図を提供している。

【図 1 1】本主題の例示的な実施形態に従ってガスタービンエンジンの翼形部を形成するための方法を示すチャートを提供している。

【発明を実施するための形態】

【0014】

次に、本発明の現在の実施形態を詳細に参照するが、その 1 つ以上の例が、添付図面に示されている。詳細な説明では、図面中の特徴を参照するために、数字及び文字による指示が使用されている。図面及び説明における同じ又は同様の指示は、本発明の同じ又は同様の部分を参照するために使用されている。本明細書で使用される場合、「第 1 の」、「第 2 の」、及び「第 3 の」という用語は、構成要素を互いに区別するために交換可能に使用され得るものであり、個々の構成要素の位置又は重要性を意味するためのものではない。「上流」及び「下流」という用語は、流体経路における流体の流れに関する相対方向を意味する。例えば、「上流」は、流体が流れてくる方向を意味し、「下流」は、流体が流れていく方向を意味する。

【0015】

次に、複数の図を通して同一の数字が同じ要素を示す図面を参照すると、図 1 は、本開示の例示的な実施形態に係るガスタービンエンジンの概略断面図である。より詳細には、図 1 の実施形態に関して、ガスタービンエンジンは、高バイパスターボファンジェットエンジン 10 (本明細書では「ターボファンエンジン 10」と呼ばれる) である。図 1 に示されているように、ターボファンエンジン 10 は、軸線方向 A (参照のために提供される長手方向中心線 12 と平行に延在する) 及び半径方向 R を有する。一般に、ターボファン 10 は、ファンセクション 14 及びファンセクション 14 の下流に配置されるコアタービンエンジン 16 を含む。

【0016】

描かれている例示的なコアタービンエンジン 16 は、一般に、環状入口 20 を形作る略管状の外側ケーシング 18 を含む。外側ケーシング 18 は、連続した流れ関係で、ブースタ又は低圧 (LP) 圧縮機 22 及び高圧 (HP) 圧縮機 24 を含む圧縮機セクションと、燃焼セクション 26 と、高圧 (HP) タービン 28 及び低圧 (LP) タービン 30 を含むタービンセクションと、ジェット排気ノズルセクション 32 とを包み込んでいる。高圧 (HP) シャフト又はスプール 34 は、HP タービン 28 と HP 圧縮機 24 とを駆動連結している。低圧 (LP) シャフト又はスプール 36 は、LP タービン 30 と LP 圧縮機 22 とを駆動連結している。

【0017】

描かれている実施形態に関して、ファンセクション 14 は、可変ピッチファン 38 を含み、可変ピッチファン 38 は、ディスク 42 に互いに離間して結合された複数のファンブレード 40 を有する。描かれているように、ファンブレード 40 は、概ね半径方向 R に沿ってディスク 42 から外側に延在する。ファンブレード 40 の各々は、ファンブレード 40 が、ファンブレード 40 のピッチを変化させるように構成された適切な駆動部材 44 に動作可能に結合されているおかげで、ピッチ軸線 P を中心にディスク 42 に対して回転可能である。ファンブレード 40、ディスク 42、及び駆動部材 44 は、パワーギヤボックス 46 を介して LP シャフト 36 により長手方向軸線 12 を中心に一緒に回転可能である。パワーギヤボックス 46 は、LP シャフト 36 の回転速度をより効率的なファン回転速度に低下させるための複数のギヤを含む。

【0018】

引き続き図 1 の例示的な実施形態を参照すると、ディスク 42 は、複数のファンブレード 40 を通る空気流を促進するように空気力学的に成形された回転可能な前方ナセル 48 によって覆われている。さらに、例示的なファンセクション 14 は、ファン 38 及び / 又はコアタービンエンジン 16 の少なくとも一部の周囲を囲む環状ファンケーシング又は外側ナセル 50 を含む。ナセル 50 は、周方向に互いに離間された複数の出口ガイドベーン 52 によってコアタービンエンジン 16 に対して支持されるように構成されてもよいこと

が認識されるべきである。さらに、ナセル 50 の下流セクション 54 は、コアタービンエンジン 16 の外側部分との間にバイパス空気流路 56 を形作るようにコアタービンエンジン 16 の外側部分を覆うよう延在してもよい。

【0019】

ターボファンエンジン 10 の運転中、大量の空気 58 が、ナセル 50 及び / 又はファンセクション 14 の関連する入口 60 を通ってターボファン 10 に流入する。大量の空気 58 が、ファンブレード 40 を通過するとき、矢印 62 によって示されているような空気 58 の第 1 の部分は、バイパス空気流路 56 に向けられるか、又は送られ、矢印 64 によって示されているような空気 58 の第 2 の部分は、LP 圧縮機 22 に向けられるか、又は送られる。空気の第 1 の部分 62 と空気の第 2 の部分 64 との比率は、バイパス比として一般に知られている。次に、空気の第 2 の部分 64 の圧力は、空気の第 2 の部分 64 が高圧 (HP) 圧縮機 24 を通して燃焼セクション 26 に送られるときに高められ、そこでは、空気の第 2 の部分 64 は、燃焼ガス 66 を供給するために燃料と混合され、燃焼される。

【0020】

燃焼ガス 66 は、HP タービン 28 を通して送られ、そこでは、燃焼ガス 66 から熱エネルギー及び / 又は運動エネルギーの一部が、外側ケーシング 18 に結合された HP タービンスタータベーン 68 及び HP シャフト又はスプール 34 に結合された HP タービンロータブレード 70 の連続した段によって取り出され、これにより、HP シャフト又はスプール 34 が回転し、この結果、HP 圧縮機 24 の動作が支援される。次に、燃焼ガス 66 は、LP タービン 30 を通して送られ、そこでは、燃焼ガス 66 から熱エネルギー及び運動エネルギーの第 2 の部分が、外側ケーシング 18 に結合された LP タービンスタータベーン 72 及び LP シャフト又はスプール 36 に結合された LP タービンロータブレード 74 の連続した段によって取り出され、これにより、LP シャフト又はスプール 36 が回転し、この結果、LP 圧縮機 22 の動作及び / 又はファン 38 の回転が支援される。

【0021】

その後、燃焼ガス 66 は、推進力を提供するためにコアタービンエンジン 16 のジェット排気ノズルセクション 32 を通して送られる。同時に、空気の第 1 の部分 62 の圧力は、空気の第 1 の部分 62 が、ターボファン 10 のファンノズル排気セクション 76 から排気されて、同様に推進力を提供する前にバイパス空気流路 56 を通して送られるときに大幅に高められる。HP タービン 28、LP タービン 30、及びジェット排気ノズルセクション 32 は、コアタービンエンジン 16 を通して燃焼ガス 66 を送るための高温ガス通路 78 を少なくとも部分的に形作っている。

【0022】

一部の実施形態では、ターボファンエンジン 10 の構成要素 (特に、高温ガス通路 78 内の構成要素) は、高温能力を有する非金属材料であるセラミックマトリックス複合 (CMC) 材料を備えてもよい。このような構成要素に利用される例示的な CMC 材料は、炭化ケイ素、ケイ素、シリカ、又はアルミナのマトリックス材料及びこれらの組合せを含んでもよい。セラミック繊維 (サファイア及び炭化ケイ素のようなモノフィラメントを含む酸化安定強化繊維 (例えば、Textron の SCS-6) 並びに炭化ケイ素を含むローピング及びヤーン (例えば、日本カーボンの NICALON (登録商標)、宇部興産の TYRANNO (登録商標)、及び Dow Corning の SYLRAMIC (登録商標))、ケイ酸アルミナ (例えば、Nextel の 440 及び 480)、及び短いウスカ及び短繊維 (例えば、Nextel の 440 及び SAFFIL (登録商標))、及び任意にセラミック粒子 (例えば、Si、Al、Zr、Y、及びこれらの組合せの酸化物) 及び無機充填材 (例えば、パイロフィライト、ウォラストナイト、マイカ、タルク、カイヤナイト、及びモンモリロナイト) など) は、マトリックス内に埋め込まれてもよい。さらなる例として、CMC 材料はまた、炭化ケイ素 (SiC) 又は炭素の繊維布を含んでもよい。

【0023】

CMC 材料は、エンジンの様々な構成要素 (例えば、タービン、圧縮機、及び / 又はフ

ァンの領域の翼形部)のために使用されてもよい。圧縮機及びタービンは、一般に、複数の段として軸方向に並べられる、翼形部の列を含む。各段は、周方向に互いに離間されたステータベーンの列及びエンジン10の中心線12を中心に回転するロータアセンブリを含む。タービンノズル(内側帯と外側帯との間に延在するステータベーンを備える)は、隣接する下流のロータブレードでの取り出しを最大にする仕方で高温燃焼ガスを誘導する。エンジン10の様々な実施形態では、ノズル及び/又はタービンブレード(各々の関連する翼形部を含む)は、CMC構成要素であってもよい。言うまでもなく、タービンエンジン10の他の構成要素も、CMC材料から形成されてもよい。

【0024】

次に図2を参照すると、タービンロータブレード74の側面斜視図が、本主題の例示的な実施形態に従って提供されている。先ほど説明したように、LPタービン30は、外側ケーシング18に結合されるタービンステータベーン72及びシャフト又はスプール36に結合されるタービンロータブレード74の連続した段を含む。ブレード74の各々は、正圧面82及びその反対側の負圧面84を有する翼形部80を含む。翼形部80の各々の互いに反対側の正圧面82及び負圧面84は、ブレード根元86からブレード先端87までブレード翼幅Sに沿って半径方向に延在する。描かれているように、ブレード根元86は、ブレード74の半径方向最内部分であり、ブレード先端は、ブレード74の半径方向最外部分である。さらに、図2にさらに示されているように、翼形部80の正圧面82及び負圧面84は、前縁88とその反対側の後縁90との間に軸方向に延在する。翼形部80は、互いに反対側の前縁88と後縁90との間に軸方向に延在する翼弦Cを有する。さらに、翼形部80は、正圧面82と負圧面84との間の幅Wを有する。翼形部80の幅Wは、翼幅Sに沿って変化してもよい。

【0025】

ブレード74の各々は、ブレード根元86を介してシャフト又はスプール36に結合される。より詳細には、ブレード根元86は、タービンロータディスク(図示せず)に結合され、次いで、タービンロータディスクが、シャフト又はスプール36(図1)に結合される。図2に描かれているように、また、一般に当該技術分野で周知されているように、ブレード根元86が、ブレード74とディスクとを結合するためにタービンロータディスクの相補的に成形されたスロットに受け入れられるダブテール又は他の形状を有する突出部89を有してもよいことが容易に理解されよう。言うまでもなく、ブレード74の各々は、他の方法でもタービンロータディスク及び/又はシャフトもしくはスプール36に結合され得る。いかなる場合も、ブレード74は、周方向に互いに隣接するブレード74の列が各ディスクの外周部から半径方向外側に延在する(すなわち、ブレード列内の互いに隣接するブレード74が、周方向Mに沿って互いに離間され、ブレード74の各々が、半径方向Rに沿ってディスクから延在する)ようにタービンロータディスクに結合される。このようにして、タービンロータディスク及び外側ケーシング18は、各々、タービンアセンブリを通る高温ガス通路78の内端壁及び外端壁を形成する。

【0026】

次に図3を参照すると、タービンノズルセグメントの斜視図が提供されている。タービンステータは、中心線12を中心に完全なリングを形成するように周方向端部で互いに当接する複数のタービンノズルセグメントによって形成される。各ノズルセグメントは、先ほど説明したように外側帯と内側帯との間に延在する1つ以上のベーン(HPタービン28のベーン68又はLPタービン30のベーン72など)を備えてもよい。図3は、HPタービン28の例示的なタービンノズルセグメント67を描いている。ノズルセグメント67は、外側帯67a及び内側帯67bを含み、外側帯67aと内側帯67bとの間に、ステータベーン68が延在している。ステータベーン68の各々は、翼形部80を含み、翼形部80は、ブレード74に関して上で説明した翼形部80と同じ特徴を有する。例えば、ベーン68の翼形部80は、正圧面82及びその反対側の負圧面84を有する。翼形部80の各々の互いに反対側の正圧面82及び負圧面84は、内側帯67bにあるベーン根元から外側帯67aにあるベーン先端まで翼幅に沿って半径方向に延在する。さらに、

翼形部 80 の正圧面 82 及び負圧面 84 は、前縁 88 とその反対側の後縁 90 との間に軸方向に延在する。翼形部 80 は、互いに反対側の前縁 88 と後縁 90 との間に軸方向に延在する翼弦をさらに有する。さらに、翼形部 80 は、正圧面 82 と負圧面 84 との間の幅を有し、また、この幅は、翼幅に沿って変化してもよい。

【0027】

ベーン 68 の翼形部 80 は、ブレード 74 の翼形部 80 と同じ特徴を有してもよいが、ベーン 68 の翼形部 80 は、ブレード 74 の翼形部 80 と異なる構成を有してもよいことが認識されよう。例として、ベーン 68 の翼形部 80 の翼幅が、ブレード 74 の翼形部 80 の翼幅に比べて大きくても小さくてもよい。別の例として、ベーン 68 の翼形部 80 の幅及び / 又は翼弦が、ブレード 74 の翼形部 80 の幅及び / 又は翼弦と異なってもよい。さらに又は或いは、LP ステータベーン 72 の翼形部 80 及び / 又は HP タービンロータブレード 70 の翼形部 80 のサイズ、形状、及び / 又は構成が、HP ステータベーン 68 及び LP タービンロータブレード 74 の翼形部 80 と異なってもよい。しかしながら、翼形部 80 のサイズ、形状、及び / 又は構成は異なり得るものの、本明細書で説明されている主題は、エンジン 10 内の任意の翼形部及びエンジン 10 の他の適切な構成要素に適用され得ることも理解されるべきである。

【0028】

図 4 は、本主題の例示的な実施形態に従って、図 3 の線 4 - 4 に沿った、ステータベーン 68 の翼形部 80 の部分の断面図を提供している。図 5 は、本主題の例示的な実施形態に従って、図 4 の線 5 - 5 に沿った、翼形部 80 の部分の断面図を提供している。図示のように、翼形部 80 は、第 1 の部分 92 及び第 2 の部分 94 を備える。第 1 の部分 92 は、CMC 材料の第 1 の複数のプライ 96 から製造され、第 2 の部分 94 は、CMC 材料の第 2 の複数のプライ 98 から製造される。第 1 の部分 92 は、翼形部 80 の内面 100 を形作り、第 2 の部分 94 は、翼形部 80 の外面 102 を形作る。

【0029】

引き続き図 4 及び図 5 を参照すると、翼形部 80 は、翼形部 80 の外面 102 上に冷却流体の流れを供給するための冷却アパーチャ 120 を有する。冷却アパーチャ 120 の各々は、第 1 のセクション及び第 2 のセクションを備える。より詳細には、翼形部 80 の第 1 の部分 92 は、これを貫通する第 1 のアパーチャ 104 を有し、第 1 のアパーチャ 104 は、冷却アパーチャ 120 の第 1 のセクションである。第 1 のアパーチャ 104 は、内面 100 の位置に形作られる第 1 の端部 106 及び翼形部 80 の第 2 の部分 94 の位置に形作られる第 2 の端部 108 を有する。第 1 の端部 106 及び第 2 の端部 108 は、第 1 の長さ L_1 (図 6) だけ互いに離間される。さらに、第 1 のアパーチャ 104 は、第 1 の方向 D_1 に沿ってその第 1 の端部 106 からその第 2 の端部 108 まで延在する。

【0030】

加えて、翼形部 80 の第 2 の部分 94 は、これを貫通する第 2 のアパーチャ 110 を有し、第 2 のアパーチャ 110 は、冷却アパーチャ 120 の第 2 のセクションである。第 2 のアパーチャ 110 は、第 1 のアパーチャ 104 の第 2 の端部 108 に隣接して形作られる第 1 の端部 112 を有する。また、第 2 のアパーチャ 110 は、翼形部 80 の外面 102 の位置に形作られる第 2 の端部 114 を有する。第 1 の端部 112 及び第 2 の端部 114 は、第 2 の長さ L_2 (図 6) だけ互いに離間される。第 2 のアパーチャ 110 は、第 2 の方向 D_2 に沿ってその第 1 の端部 112 からその第 2 の端部 114 まで延在する。

【0031】

再び図 4 を参照すると、第 1 の部分 92 は、冷却流体の流れ F (例えば、HP 圧縮機 24 から分流される加圧空気の流れ) を受け入れる空洞 116 を有する。空洞 116 内に受け入れられる流体の流れ F は、一般に、翼形部 80 の外面 102 に対して又はこれの上を流れる燃焼ガスよりも冷たい。第 1 のアパーチャ 104 及び第 2 のアパーチャ 110 を通って空洞 116 から外面 102 まで延在する冷却アパーチャ 120 の各々は、空洞 116 から外面 102 への冷却流体の流れ F を容易にするために、空洞 116 と流体連通する連続通路を形成する。このようにして、外面 102 上への冷却流体の流れ F は、外面 102

がさらされる温度を低下させることを助け得る。

【 0 0 3 2 】

図 4 に、より明確には図 5 に示されているように、第 1 の方向 D_1 は、第 2 の方向 D_2 と異なる。第 1 のアパーチャ 1 0 4 と第 2 のアパーチャ 1 1 0 との間の方向の変化は、非見通し冷却アパーチャ 1 2 0 を提供する。すなわち、翼形部 8 0 の空洞 1 1 6 は、翼形部の外から冷却アパーチャ 1 2 0 (翼形部 8 0 の内面 1 0 0 から外面 1 0 2 まで延在する) を通して見られ得ない。方向の変化は、翼形部 8 0 の第 2 のアパーチャ 1 1 0 と外面 1 0 2 との間の角度 α が、第 2 のアパーチャ 1 1 0 と外面 1 0 2 との間に減少した表面角 α が形作られるように減少されることを可能にする。より詳細には、単方向の冷却アパーチャは、冷却アパーチャ又は冷却孔が内面 1 0 0 から外面 1 0 2 まで延在し、これにより翼形部 8 0 の空洞 1 1 6 から外面 1 0 2 への冷却流体の流れを可能にすることができるようにするための特定の最小表面角 α を必要とする。すなわち、単方向の冷却孔の構成において、翼形部の冷却孔と外面との間の角度が、最小値を下回る(すなわち、あまりに小さい)場合、冷却孔は、冷却流体に接近するために外面から内面まで延在することができない。しかしながら、第 1 のアパーチャ 1 0 4 及び第 2 のアパーチャ 1 1 0 が、異なる方向に沿って延在するが、依然として空洞 1 1 6 から外面 1 0 2 への連続通路を形成するように空洞 1 1 6 に接近するために第 1 のアパーチャ 1 0 4 を利用し、外面 1 0 2 に接近するために第 2 のアパーチャ 1 1 0 を利用することによって、本主題の冷却アパーチャ 1 2 0 は、翼形部の冷却アパーチャと外面との間の小さな表面角 α を可能にする。好ましくは、表面角 α は、 45° 以下(又は未満)である。すなわち、第 2 のアパーチャ 1 1 0 と外面 1 0 2 との間に形作られる表面角 α は、 $0^\circ \sim 45^\circ$ である。減少した表面角は、冷却アパーチャ 1 2 0 から流出する冷却流体の流れ F を外面 1 0 2 により良好に沿わせ、この結果、フィルム有効性を、したがって、ガスタービンエンジン 1 0 の翼形部の表面冷却を改善し得る。

【 0 0 3 3 】

さらに、第 1 のアパーチャ 1 0 4 及び第 2 のアパーチャ 1 1 0 を備える任意の数の冷却アパーチャ 1 2 0 が翼形部 8 0 の全体にわたって使用されてもよいことが容易に理解されよう。より具体的には、図 4 の点線によって示されているように、冷却アパーチャ 1 2 0 は、翼形部 8 0 の翼幅 S に沿って様々な位置に形作られてもよい(すなわち、概ね半径方向 R に沿って翼形部 8 0 にわたり離間されてもよい)。さらに、第 1 のアパーチャ 1 0 4 と第 2 のアパーチャ 1 1 0 との間の方向の変化は、冷却アパーチャ 1 2 0 が、高い曲率を有する翼形部 8 0 の領域(前縁 8 8 など)(そこでは、外面 1 0 2 上に冷却流体の流れを向けることが困難であり得る)にとって特に有益となることを可能にする。しかしながら、冷却アパーチャ 1 2 0 は、翼形部 8 0 の前縁 8 8 に沿って特に有益なものであり得るが、冷却アパーチャ 1 2 0 は、翼形部 8 0 の任意の位置に適し得るものであり、例えば、後縁 9 0 に沿って並びに翼形部 8 0 の正圧面 8 2 及び負圧面 8 4 にわたって形作られてもよい。さらに、冷却アパーチャ 1 2 0 はまた、ブレードプラットフォームに並びにノズルの内壁もしくは内側帯及び/又は外壁もしくは外側帯(図 3 に示されているノズル 6 7 の内側帯 6 7 b 及び/又は外側帯 6 7 a など)に沿って形作られてもよい。このように、冷却アパーチャ 1 2 0 は、概ね軸線方向 A 及び半径方向 R に沿って離間されてもよい。さらに、翼形部 8 0 の多数の位置での多数の冷却アパーチャ 1 2 0 の使用は、アパーチャ 1 2 0 の各々から流れる冷却流体によって行われる表面冷却の強化を助け得る。

【 0 0 3 4 】

さらに、2つのセクション(第 1 のアパーチャ 1 0 4 が、第 1 のセクションであり、第 2 のアパーチャ 1 1 0 が、第 2 のセクションである)を有するものとして本明細書では説明されているが、他の実施形態では、冷却アパーチャ 1 2 0 は、2つより多くのセクションを有してもよいことが認識されよう。例えば、翼形部 8 0 は、3つの部分を備えてもよい(第 1 の部分は、内面 1 0 0 及び空洞 1 1 6 を形作り、第 2 の部分は、第 1 の部分の外側に形作られ(すなわち、内面 1 0 0 から外方向に第 1 の部分に隣接して形作られ)、第 3 の部分は、第 2 の部分の外側に形作られ(すなわち、第 1 の部分から外方向に第 2 の部

分に隣接して形作られ)て、外面 102 を形作る。翼形部 80 の各部分は、アパーチャを有してもよく、各アパーチャは、異なる方向に沿って延在してもよく、又は少なくとも、2 つの異なる方向に沿って延在してもよい。ある部分のアパーチャは、空洞 116 から外面 102 への連続通路(すなわち、冷却アパーチャ 120)を形成するように、隣接する部分のアパーチャに隣接して形作られてもよい。アパーチャが、2 以上の異なる方向に沿って延在するため、冷却アパーチャ 120 は、翼形部 80 の内面 100 と外面 102 との間にアパーチャ 120 の方向の変化を有する非見通しアパーチャとなる。

【0035】

さらに、図 4 及び図 5 の図から認識されるように、冷却アパーチャ 120 の長さは変えられてもよい。すなわち、ある冷却アパーチャ 120 は、別の冷却アパーチャ 120 と異なる全長(例えば、第 1 の長さ L_1 及び第 2 の長さ L_2 の合計)を有してもよい。他の実施形態では、第 1 のアパーチャ 104 の長さ L_1 及び / 又は第 2 のアパーチャ 110 の長さ L_2 は、冷却アパーチャ 120 の中で変えられてもよい。冷却アパーチャ 120 の長さを変えることによって、冷却が制御され得る。すなわち、冷却アパーチャ 120 の長さは、翼形部 80 の様々な位置の様々な冷却要求に対応するために、また冷却アパーチャ 120 に局所的な冷却を制御するためにカスタマイズ可能である。

【0036】

図 5 ~ 図 8 に示されているように、第 2 の複数のブライ 98 の各ブライは、切抜部 118 を有するように切り抜かれてもよい。複数の切抜部 118 は、第 2 のアパーチャ 110 を形作る。さらに、第 1 の部分 92 を貫通する、機械加工された穴として示されているが、第 1 のアパーチャ 104 は、同様に第 1 の複数のブライ 96 の切抜部によって形作られてもよいことが認識されよう。すなわち、第 2 のアパーチャ 110 に関して説明したように、第 1 の複数のブライ 96 の各ブライは、ブライに切抜部 118 を有するように切り抜かれてもよく、第 1 のブライ 96 の複数の切抜部 118 が、第 1 のアパーチャ 104 を形作ってもよい。第 1 のアパーチャ 104 及び第 2 のアパーチャ 110 は、他の方法でも形作られ得る。

【0037】

特に図 6 を参照すると、冷却アパーチャ 120 の平面図が、本主題の例示的な実施形態に従って提供されている。図 6 に描かれているように、第 1 のアパーチャ 104 は、その長さ L_1 にわたって内面 100 から第 2 の部分 94 まで一定の第 1 の断面積 A_1 を有する。さらに、描かれている実施形態では、第 2 のアパーチャ 110 を形成する切抜部 118 は、第 2 のアパーチャ 110 の長さ L_2 に沿って(すなわち、第 2 の方向 D_2 に沿って第 1 の部分 92 の位置の第 1 の端部 112 から外面 102 の位置の第 2 の端部 114 にかけて)増加する第 2 の断面積 A_2 を有する。反対に、第 2 のアパーチャ 110 の断面積 A_2 は、その第 2 の端部 114 からその第 1 の端部 112 にかけて減少する。例示的な実施形態(図 5 に示されている実施形態など)において、第 2 のアパーチャ 110 の断面積 A_2 は、第 2 の方向 D_2 に沿って、第 1 のアパーチャ 104 の断面積 A_1 の約 2 倍の大きさ又は広さ ~ 断面積 A_1 の約 1.2 倍の大きさ又は広さに増加してもよい。すなわち、翼形部 80 の外面 102 の位置の切抜部 118 の断面積 A_2 は、第 1 のアパーチャ 104 の断面積 A_1 の約 1.2 倍の大きさ又は広さであってもよく、第 2 のアパーチャ 110 の第 1 の端部 112 の位置の切抜部 118 は、第 1 のアパーチャ 104 の断面積 A_1 の約 2 倍であってもよい。このように、第 1 のアパーチャ 104 は、最小断面積 A_1 を有し、第 2 のアパーチャ 110 は、最小断面積 A_2 を有する。さらに、このような実施形態では、外面 102 の位置の切抜部 118 の出口面積 A_2 は、最小断面積 A_1 より大きくてもよい(例えば、今しがた説明したように第 1 のアパーチャ 104 の最小断面積の値より大きくてもよい)。他の実施形態では、第 1 のアパーチャ 104 は、変化する断面積 A_1 を有してもよく、第 2 のアパーチャ 110 は、一定の断面積 A_2 を有してもよい。このような実施形態では、第 1 のアパーチャ 104 の最小断面積 A_1 は、同様に第 2 のアパーチャ 110 の最小断面積 A_2 より小さくてもよい。

【0038】

上から見て、図 6 の平面図は、軸線 H - H に位置合わせされた、第 1 のアパーチャ 1 0 4 及び第 2 のアパーチャ 1 1 0 の中心を示しているが、第 1 のアパーチャ 1 0 4 及び第 2 のアパーチャ 1 1 0 は位置合わせされなくてもよい。例えば、図 7 及び図 8 に示されているように、第 1 のアパーチャ 1 0 4 及び第 2 のアパーチャ 1 1 0 は、第 2 のアパーチャ 1 1 0 の中心線 C_{L_2} が軸線 H - H に揃えられる一方で、第 1 のアパーチャ 1 0 4 の中心線 C_{L_1} は異なる軸線 I - I に揃えられるように形作られてもよい。

【0039】

さらに、切抜部 1 1 8 の各々は、中心 1 2 2 を有してもよく、図 5 及び図 6 に示されている実施形態などの実施形態では、プライ 9 8 の切抜部 1 1 8 の各々は、切抜部 1 1 8 の各々の中心 1 2 2 が第 2 の方向 D_2 に沿って中心 1 2 2 の各々に位置合わせされるように位置合わせされてもよい。しかしながら、他の実施形態では、切抜部 1 1 8 は、第 2 の方向 D_2 に関して及び / 又は軸線 H - H に関して互いにずらされてもよい。例えば、図 9 及び図 10 に示されているように、あるプライの切抜部 1 1 8 の中心 1 2 2 は、連続する及び / 又は直前のプライの切抜部 1 1 8 の中心 1 2 2 からずらされてもよい。すなわち、中心 1 2 2 は、図 4 及び図 5 に示されているように位置合わせされてもよいが、反対に、図 9 及び図 10 に示されているようにずらされてもよい。

【0040】

図 9 及び図 10 にさらに示されているように、第 2 の複数のプライ 9 8 の互いに隣接するプライの切抜部 1 1 8 は、異なる形状及び / 又は断面を有してもよい。より詳細には、図 5 は、同じ概ね矩形の又は錠剤状の形状を有し、かつ断面積が一定に増加又は減少するものとして切抜部 1 1 8 を示している。しかしながら、他の実施形態では、互いに隣接する切抜部 1 1 8 は、同じ断面積及び / 又は異なる形状を有してもよい。さらに他の実施形態では、切抜部 1 1 8 の断面積の変化は一定でなくてもよい。例として、プライ A の切抜部 1 1 8 は、断面積 A_A を有してもよく、隣接するプライ B の切抜部 1 1 8 は、断面積 A_B を有してもよく、プライ C (プライ B に隣接する) の切抜部 1 1 8 は、断面積 A_C を有してもよい。図 9 を参照すると、プライ A の切抜部 1 1 8 の断面積 A_A は、プライ B の切抜部 1 1 8 の断面積 A_B とほぼ等しくてもよいが、プライ C の切抜部 1 1 8 の断面積 A_C は、断面積 A_A 及び A_B より小さくてもよい。図 10 に示されている別の例として、プライ B の切抜部 1 1 8 の断面積 A_B は、プライ A の切抜部 1 1 8 の断面積 A_A 及びプライ C の切抜部 1 1 8 の断面積 A_C の両方より広くてもよい又は大きくてもよい。このように、図 9 及び図 10 に示されている実施形態では、第 2 の方向 D_2 に沿った、プライ A ~ プライ C の切抜部 1 1 8 の断面積の変化は一定ではない。

【0041】

先ほど説明したように、翼形部 8 0 は、第 1 の複数のプライ 9 6 及び第 2 の複数のプライ 9 8 から形成されてもよい。図 11 は、翼形部 8 0 を製造するための例示的な方法 8 0 0 を示すチャートを提供している。例示的な方法 8 0 0 のステップ 8 0 2 において、第 1 の複数のプライ 9 6 がレイアップされる (例えば、レイアップ用の工具、マンドレル、又は型の中又は上に)。ステップ 8 0 2 として大まかに示されているレイアップ中に、所望の構成要素の形状が、予備成形品を製造するために形成されてもよい。したがって、レイアップステップ又はこの工程の一部は、レイアップ予備成形ステップと呼ばれ得る。レイアップ予備成形ステップは、結果として得られる CMC 構成要素又は結果として得られる CMC 構成要素の一部 (例えば、CMC 翼形部 8 0 の第 1 の部分 9 2) の所望の形状を形成するために多数のプライ又は構造 (マトリックス材料に予備含浸したプライ (プリプレグ) 又はプリプレグテープなど) を積層することを含んでもよい。層は、CMC 構成要素の前駆体であるレイアップ又は予備成形品を形成するために積み重ねられる。このように、ガスタービンエンジンの翼形部を形成するための例示的な方法 8 0 0 において、レイアップ予備成形ステップ 8 0 2 は、第 1 の部分 9 2 の予備成形品を形成するために CMC 材料をレイアップすることを含む。

【0042】

第 1 の複数のプライ 9 6 を備える第 1 の部分の予備成形品は、ステップ 8 0 4 において

処理される（例えば、オートクレーブで硬化される）。第１の複数のプライ９６が処理された後、第２の複数のプライ９８が、ステップ８０６に示されているように、第１の部分９２上にレイアップ又は組織化されてもよい。次に、ステップ８０８に示されているように、第２の複数のプライ９８及び第１の部分９２は、第１の部分９２及び第１の部分９２に隣接する第２の部分９４を有する翼形部８０を形成するために処理されてもよい（例えば、オートクレーブで硬化されてもよい）。さらに、プライ９８及び第１の部分９２を処理した後、翼形部８０はまた、所望に応じて（例えば、翼形部８０の完成形状を形成する又は形作るために）仕上げ加工されてもよい。

【００４３】

上で説明したように、冷却アパーチャ１２０は、翼形部８０の第１の部分９２及び第２の部分９４を貫通して形作られてもよい。より具体的には、第１のアパーチャ１０４は、第１の部分９２に内面１００から第２の部分９４まで形作られてもよく、第２のアパーチャ１１０は、第２の部分９４に第１の部分９２から外面１０２まで形作られてもよい。一緒に、第１のアパーチャ１０４及び第２のアパーチャ１１０は、内面１００から外面１０２まで延在する冷却アパーチャ１２０を形作る。このようにして、翼形部８０内からの冷却流体の流れは、翼形部８０の外面１０２に向けられ得る。

【００４４】

方法８００の一実施形態では、第１の部分９２は、第１のアパーチャ１０４を有するようにその未加工状態（green state）で機械加工されてもよい。より詳細には、処理後（例えば、オートクレーブ処理後）、翼形部８０の第１の部分９２は、未加工状態にあり、第１のアパーチャ１０４は、その未加工状態の第１の部分９２を貫通して穿孔、機械加工、又は形成されてもよい。方法８００の別の実施形態では、プライ９６がレイアップされる前に、第１の複数のプライ９６の各プライが、第１の複数のプライ９６の各プライに切抜部１１８を有するように切り抜かれてもよい。次に、各プライに切抜部を有するプライ９６が、翼形部８０の第１の部分９２を形成するためにレイアップされ、処理されてもよい。切抜部１１８は、第１の部分９２を貫通する第１のアパーチャ１０４を形作る。第２のアパーチャ１１０も同様に、第２の複数のプライ９８の各プライに切抜部１１８を形作ることによって第２の部分９４に形作られてもよい。例えば、プライ９８が第１の部分９２上にレイアップされる前に、各プライが、第２の複数のプライ９８の各プライに切抜部１１８を有するように切り抜かれてもよい。第１の部分９２上に第２の複数のプライ９８をレイアップさせる又は組織化させる際に、切抜部１１８は、第１の部分９２及び第２の複数のプライ９８を貫通する冷却アパーチャ１２０を形作るように第１のアパーチャ１０４に対して配置される。一部の実施形態では、切抜部１１８は、第２のアパーチャ１１０を形作るように位置合わせされてもよいし、或いは、互いに隣接する切抜部１１８は、第２のアパーチャ１１０を形作る際に互いにずらされてもよい。さらに、プライ９６及び／又は９８がその中に切抜部を有するように切り抜かれる実施形態では、ガーバーテクノロジー（Gerber Technology）（コネチカット州トランド郡）の高精度のガーバーカッター（Gerber cutter）が、プライを切り抜くために使用されてもよい。しかしながら、プライ９６、９８に切抜部を形作るための別の種類のカッター又は他の手段もまた使用され得る。

【００４５】

言うまでもなく、第１のアパーチャ１０４及び第２のアパーチャ１１０を形作ることは、説明したのとは異なる、方法８００内の他の時点で行われてもよいことが認識されよう。例えば、プライ９８は、第１の複数のプライ９６が処理されているときに又は第１の複数のプライ９６が第１の部分９２を形成するためにレイアップされる前に切り抜かれてもよい。別の例として、プライ９６、９８は、レイアップ工程の一部として切り抜かれてもよい（例えば、プライ９６、９８は、レイアップされるときに切り抜かれてもよい）。

【００４６】

方法８００は、単なる例として提供されており、一部のステップ又は方法８００の一部が別の順序で実行されてもよいことが認識されよう。さらに、翼形部８０を製造又は形成

10

20

30

40

50

する他の方法もまた使用され得る。詳細には、他の処理サイクル（例えば、ＣＭＣプライを硬化させるための他の既知の方法又は技術を利用する）が使用されてもよい。さらに、翼形部８０は、さらに追加の工程にかけられてもよい（例えば、翼形部８０は、熔融含浸工程又は化学蒸気浸透工程を経てよい）。さらに又は或いは、方法８００は、セラミックマトリックスを得るために焼かれるプレセラミックポリマーのマトリックスの使用又は前述のもしくは他の既知の工程の任意の組合せを含んでもよい。

【００４７】

この記載された説明では、最良の態様を含めて本発明を開示するために、さらには、任意の当業者が任意の装置又はシステムの製造及び使用並びに任意の組み込み方法の実行を含めて本発明を実施することを可能にするために、例が使用されている。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ており、また、当業者によって想到される他の例を含み得る。このような他の例は、特許請求の範囲の文言と異なる構造的要素を含む場合又は特許請求の範囲の文言と実質的に異なる均等な構造的要素を含む場合に、特許請求の範囲内にあることが意図されている。

〔実施態様１〕

ガスタービンエンジン（１０）のための翼形部（８０）であって、

翼形部（８０）の内面（１００）を形作る第１の部分（９２）であって、セラミックマトリックス複合材料の第１の複数のプライ（９６）から形成される第１の部分（９２）と

、翼形部（８０）の外表面（１０２）を形作る第２の部分（９４）であって、セラミックマトリックス複合材料の第２の複数のプライ（９８）から形成される第２の部分（９４）とを備え、

第１の部分（９２）及び第２の部分（９４）が、翼形部（８０）の内面（１００）から外面（１０２）まで延在する非見通し冷却アパーチャ（１２０）を有する翼形部（８０）。

〔実施態様２〕

第１の部分（９２）が、第１のアパーチャ（１０４）を有し、第２の部分（９４）が、第２のアパーチャ（１１０）を有し、第１のアパーチャ（１０４）及び第２のアパーチャ（１１０）が、冷却アパーチャ（１２０）を形成する、実施態様１に記載の翼形部（８０）。

〔実施態様３〕

第２のアパーチャ（１１０）と外面（１０２）との間に表面角（ α ）が形作られ、表面角（ α ）が、 45° 未満である、実施態様２に記載の翼形部（８０）。

〔実施態様４〕

第１のアパーチャ（１０４）が、第１の最小断面積（ A_1 ）を有し、第２のアパーチャ（１１０）が、第２の最小断面積（ A_2 ）を有し、第１の最小断面積（ A_1 ）が、第２の最小断面積（ A_2 ）よりも小さい、実施態様２に記載の翼形部（８０）。

〔実施態様５〕

第１の複数のプライ（９６）の各プライが、切抜部（１１８）を有し、複数の切抜部（１１８）が、第１のアパーチャ（１０４）を形作る、実施態様２に記載の翼形部（８０）。

〔実施態様６〕

第２の複数のプライ（９８）の各プライが、切抜部（１１８）を有し、複数の切抜部（１１８）が、第２のアパーチャ（１１０）を形作る、実施態様２に記載の翼形部（８０）。

〔実施態様７〕

第２の複数のプライ（９８）の切抜部（１１８）の断面積が、第２のアパーチャ（１１０）の第１の端部（１１２）から第２のアパーチャ（１１０）の第２の端部（１１４）にかけて増加する、実施態様６に記載の翼形部（８０）。

〔実施態様８〕

10

20

30

40

50

切抜部 (1 1 8) の各々が、中心 (1 2 2) を有し、切抜部 (1 1 8) の中心 (1 2 2) が、第 2 の方向 (D_2) に沿って位置合わせされる、実施態様 6 に記載の翼形部 (8 0) 。

[実施態様 9]

切抜部 (1 1 8) の各々が、中心 (1 2 2) を有し、ある切抜部 (1 1 8) の中心 (1 2 2) が、隣接する切抜部 (1 1 8) の中心 (1 2 2) からずらされる、実施態様 6 に記載の翼形部 (8 0) 。

[実施態様 1 0]

ガスタービンエンジン (1 0) のための翼形部 (8 0) であって、

翼形部 (8 0) の内面 (1 0 0) を形作る第 1 の部分 (9 2) であって、セラミックマトリックス複合材料の第 1 の複数のプライ (9 6) から形成される第 1 の部分 (9 2) と

10

、翼形部 (8 0) の外面 (1 0 2) を形作る第 2 の部分 (9 4) であって、セラミックマトリックス複合材料の第 2 の複数のプライ (9 8) から形成される第 2 の部分 (9 4) とを備え、

第 1 の部分 (9 2) が、第 1 のアパーチャ (1 0 4) を有し、第 2 の部分 (9 4) が、第 2 のアパーチャ (1 1 0) を有し、第 1 のアパーチャ (1 0 4) 及び第 2 のアパーチャ (1 1 0) が、異なる方向に沿って延在し、

第 1 のアパーチャ (1 0 4) 及び第 2 のアパーチャ (1 1 0) が、内面 (1 0 0) から外面 (1 0 2) まで翼形部 (8 0) を貫通する連続通路を形成する冷却アパーチャ (1 2 0) を形作り、

20

第 2 のアパーチャ (1 1 0) と外面 (1 0 2) との間に表面角 (α) が形作られ、表面角 (α) が、 45° 未満である翼形部 (8 0) 。

[実施態様 1 1]

第 1 のアパーチャ (1 0 4) が、第 1 の最小断面積 (A_1) を有し、第 2 のアパーチャ (1 1 0) が、第 2 の最小断面積 (A_2) を有し、第 1 の最小断面積 (A_1) が、第 2 の最小断面積 (A_2) よりも小さい、実施態様 1 0 に記載の翼形部 (8 0) 。

[実施態様 1 2]

第 2 の複数のプライ (9 8) の各プライが、切抜部 (1 1 8) を有し、切抜部 (1 1 8) の断面積が、第 1 の部分 (9 2) から外面 (1 0 2) にかけて増加し、複数の切抜部 (1 1 8) が、第 2 のアパーチャ (1 1 0) を形作る、実施態様 1 0 に記載の翼形部 (8 0) 。

30

[実施態様 1 3]

ガスタービンエンジン (1 0) のための翼形部 (8 0) を形成するための方法であって、

セラミックマトリックス複合材料の第 1 の複数のプライ (9 6) をレイアップするステップと、

翼形部 (8 0) の第 1 の部分 (9 2) を形成するために第 1 の複数のプライ (9 6) を処理するステップと、

セラミックマトリックス複合材料の第 2 の複数のプライ (9 8) をレイアップするステップであって、第 2 の複数のプライ (9 8) が、翼形部 (8 0) の第 1 の部分 (9 2) 上にレイアップされるステップと、

40

第 1 の部分 (9 2) に隣接する、翼形部 (8 0) の第 2 の部分 (9 4) を形成するために第 2 の複数のプライ (9 8) 及び第 1 の部分 (9 2) を処理するステップであって、第 1 の部分 (9 2) 及び第 2 の部分 (9 4) が、非見通し冷却アパーチャ (1 2 0) を有するようになるステップと

を含む方法。

[実施態様 1 4]

第 1 の部分 (9 2) が、第 1 のアパーチャ (1 0 4) を有し、第 2 の部分 (9 4) が、第 2 のアパーチャ (1 1 0) を有し、第 1 のアパーチャ (1 0 4) 及び第 2 のアパーチャ

50

(1 1 0) が、冷却アパーチャ (1 2 0) を形成する、実施態様 1 3 に記載の方法。

[実施態様 1 5]

第 1 の部分 (9 2) 上に第 2 の複数のブライ (9 8) をレイアップするステップの前に、第 1 の部分 (9 2) を貫通する第 1 のアパーチャ (1 0 4) を形作るステップであって、第 1 のアパーチャ (1 0 4) が、第 1 の部分 (9 2) を機械加工することによって形作られるステップをさらに含む、実施態様 1 4 に記載の方法。

[実施態様 1 6]

第 1 の複数のブライ (9 6) の各ブライに切抜部 (1 1 8) を形作るステップであって、切抜部 (1 1 8) が、第 1 のアパーチャ (1 0 4) を形作るステップをさらに含む、実施態様 1 4 に記載の方法。

10

[実施態様 1 7]

第 2 の複数のブライ (9 8) の各ブライに切抜部 (1 1 8) を形作るステップであって、切抜部 (1 1 8) が、第 2 のアパーチャ (1 1 0) を形作るステップをさらに含む、実施態様 1 4 に記載の方法。

[実施態様 1 8]

第 2 の複数のブライ (9 8) の切抜部 (1 1 8) が、第 2 のアパーチャ (1 1 0) を形作るように位置合わせされる、実施態様 1 7 に記載の方法。

[実施態様 1 9]

第 1 のアパーチャ (1 0 4) が、第 1 の方向 (D_1) に沿って延在し、第 2 のアパーチャ (1 1 0) が、第 2 の方向 (D_2) に沿って延在し、第 1 の方向 (D_1) が、第 2 の方向 (D_2) と異なる、実施態様 1 4 に記載の方法。

20

[実施態様 2 0]

第 2 の部分 (9 4) が、翼形部 (8 0) の外面 (1 0 2) を形作り、第 2 のアパーチャ (1 1 0) と外面 (1 0 2) との間に表面角 (α) が形作られ、表面角 (α) が、 45° 未満である、実施態様 1 4 に記載の翼形部 (8 0) 。

【符号の説明】

【 0 0 4 8 】

1 0 高バイパスターボファンジェットエンジン、ターボファン、ガスタービンエンジン

1 2 長手方向軸線又は長手方向中心線

1 4 ファンセクション

30

1 6 コアタービンエンジン

1 8 外側ケーシング

1 9 ケーシングの内面

2 0 環状入口

2 2 低圧圧縮機

2 4 高圧圧縮機

2 6 燃焼セクション

2 8 高圧タービン

3 0 低圧タービン

3 2 ジェット排気ノズルセクション

40

3 4 高圧シャフト/スプール

3 6 低圧シャフト/スプール

3 8 可変ピッチファン

4 0 ファンブレード

4 2 ディスク

4 4 駆動部材

4 6 パワーギヤボックス

4 8 前方ナセル

5 0 ファンケーシング又は外側ナセル

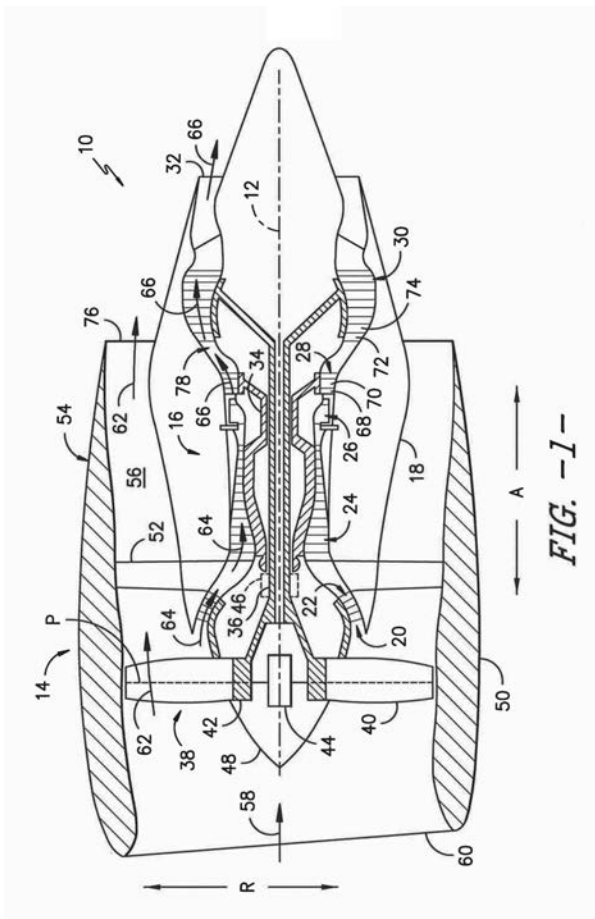
5 2 出口ガイドベーン

50

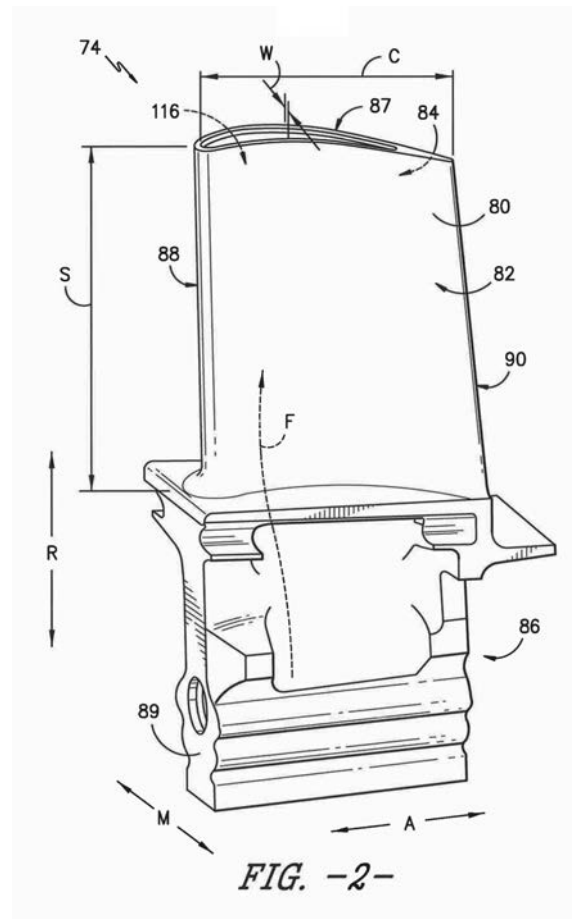
5 4	下流セクション	
5 6	バイパス空気流路	
5 8	空気	
6 0	入口	
6 2	空気の第 1 の部分	
6 4	空気の第 2 の部分	
6 6	燃焼ガス	
6 7	ノズル、タービンノズルセグメント	
6 7 a	ノズルの外側帯	
6 7 b	ノズルの内側帯	10
6 8	H P タービンステータベーン	
7 0	H P タービンロータブレード	
7 2	L P タービンステータベーン	
7 4	L P タービンロータブレード	
7 6	ファンノズル排気セクション	
7 8	高温ガス通路	
8 0	C M C 翼形部	
8 2	正圧面	
8 4	負圧面	
8 6	ブレード根元	20
8 7	ブレード先端	
8 8	ブレード前縁	
8 9	突出部	
9 0	ブレード後縁	
9 2	第 1 の部分	
9 4	第 2 の部分	
9 6	第 1 の複数のプライ	
9 8	第 2 の複数のプライ	
1 0 0	内面	
1 0 2	外面	30
1 0 4	第 1 のアパーチャ	
1 0 6	第 1 の端部	
1 0 8	第 2 の端部	
1 1 0	第 2 のアパーチャ	
1 1 2	第 1 の端部	
1 1 4	第 2 の端部	
1 1 6	空洞	
1 1 8	切抜部	
1 2 0	冷却アパーチャ	
1 2 2	切抜部の中心	40
R	半径方向	
A	軸方向、軸線方向	
M	周方向	
S	ブレード翼幅	
C	翼弦	
W	ブレード幅	
D ₁	第 1 の方向	
D ₂	第 2 の方向	
α	表面角	
A ₁	第 1 の断面積、最少断面積	50

A_2 第2の断面積、最少断面積、出口面積
 L_1 第1のアパーチャの長さ
 L_2 第2のアパーチャの長さ
 F 冷却流体の流れ

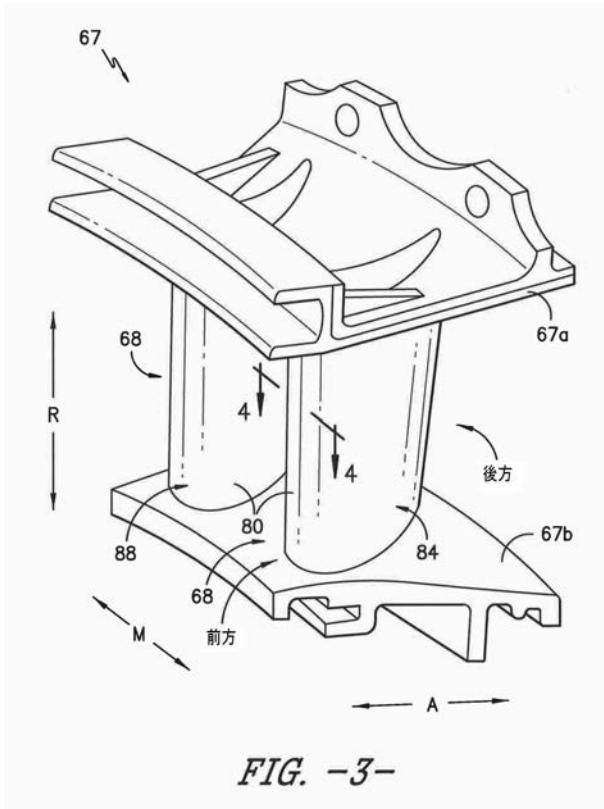
【図1】



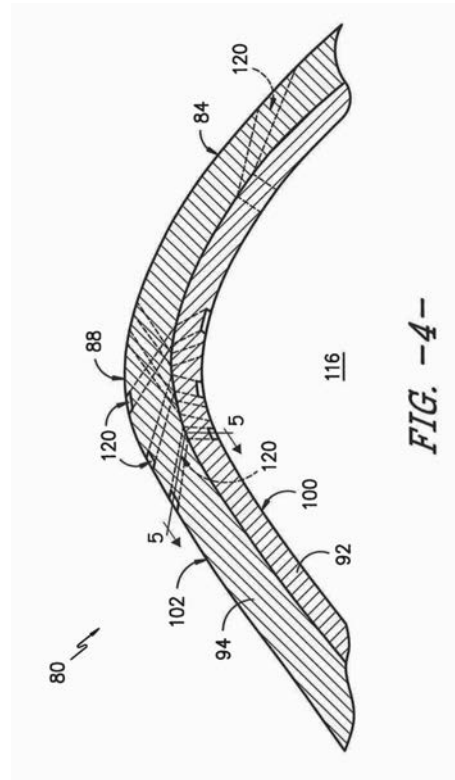
【図2】



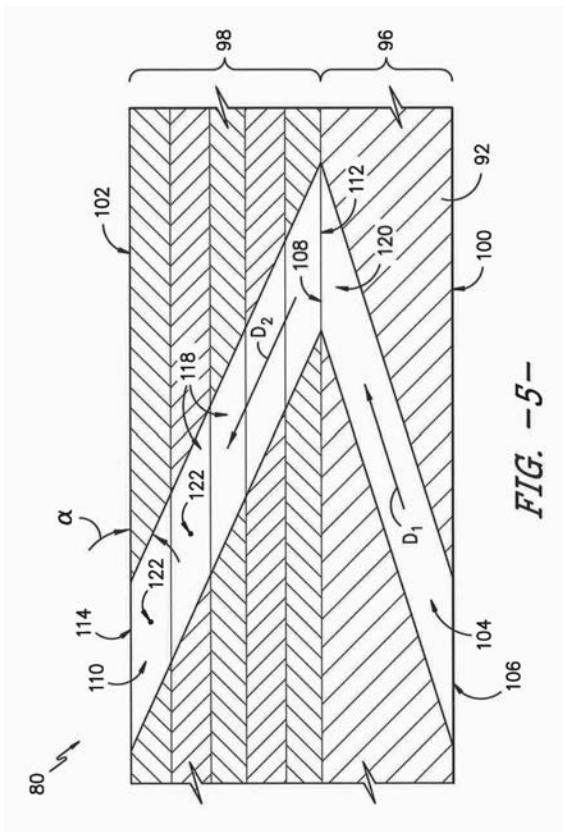
【図 3】



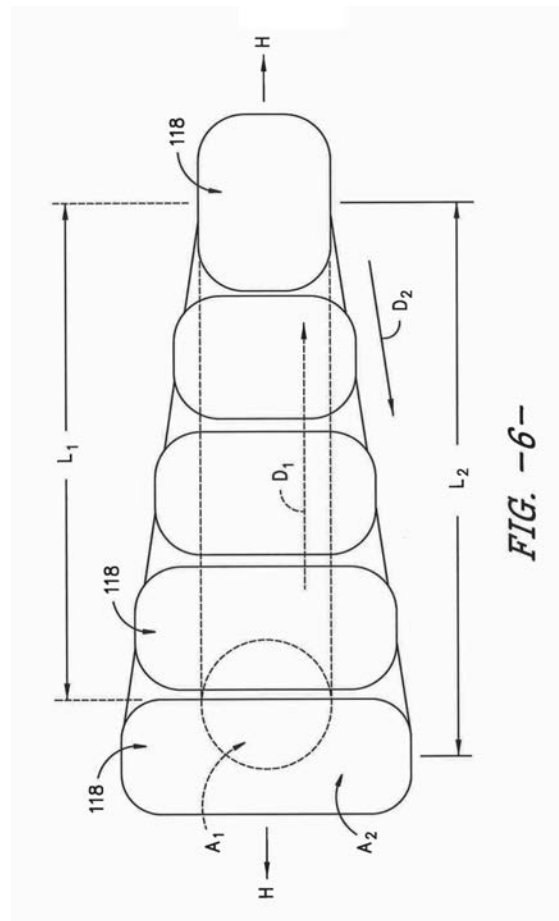
【図 4】



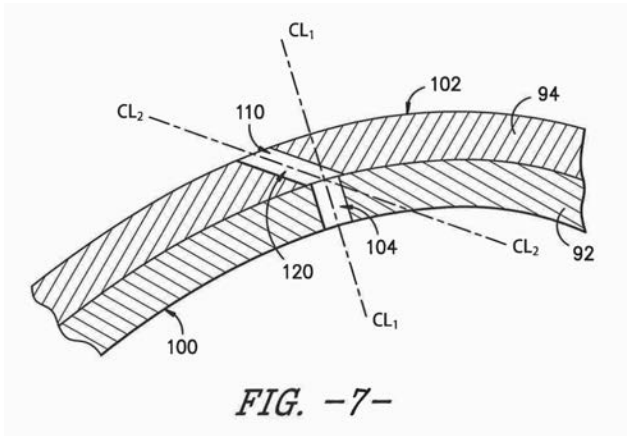
【図 5】



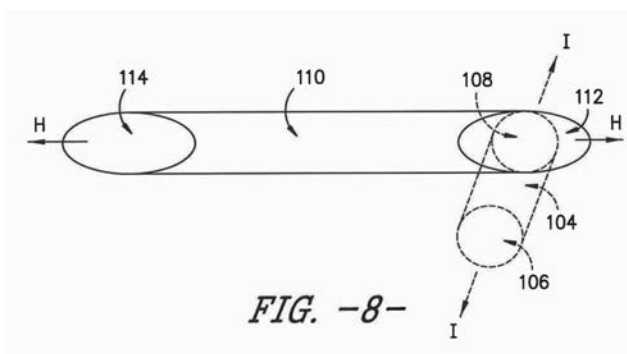
【図 6】



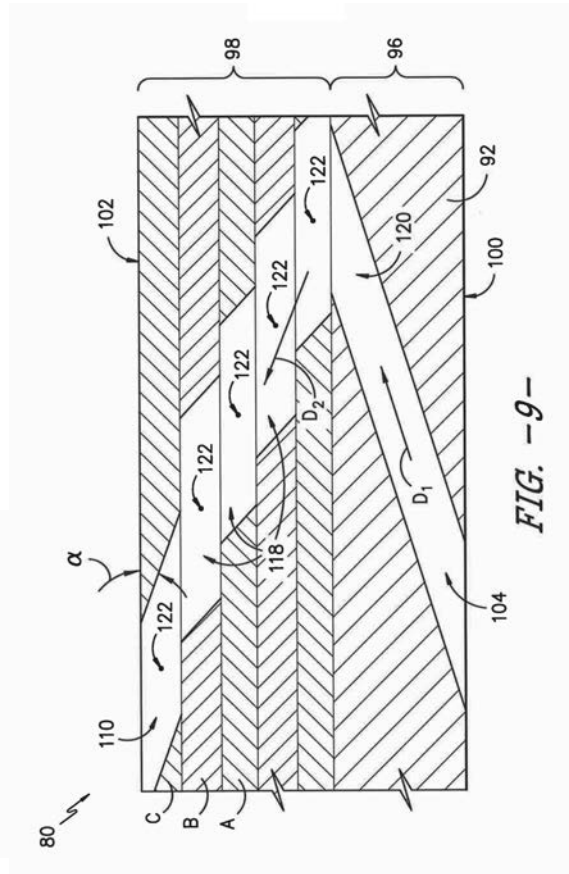
【図 7】



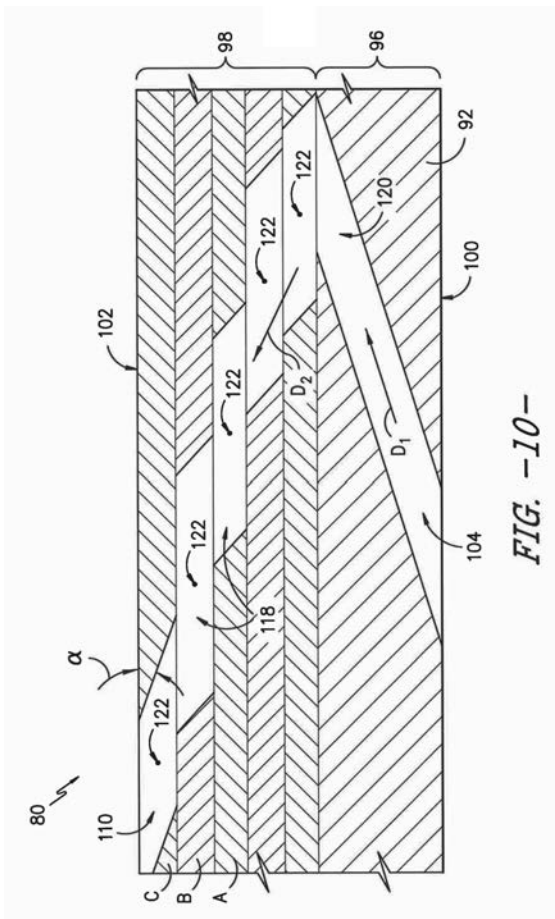
【図 8】



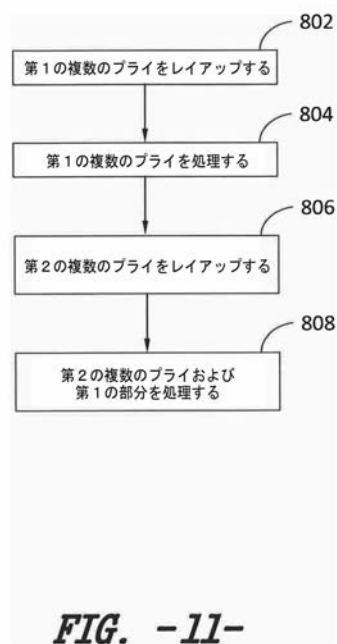
【図 9】



【図 10】



【図 11】



フロントページの続き

(51) Int.Cl.			F I			テーマコード (参考)	
F 0 2 C	7/00	(2006.01)	F 0 1 D	25/00		X	
F 0 2 C	7/18	(2006.01)	F 0 2 C	7/00		C	
C 0 4 B	35/80	(2006.01)	F 0 2 C	7/00		D	
			F 0 2 C	7/18		A	
			C 0 4 B	35/80			

(72)発明者 カーク・ダグラス・ガリアー

アメリカ合衆国、オハイオ州・4 5 2 1 5、シンシナティ、ノイマン・ウェイ、1 番

F ターム(参考) 3G202 CA06 CA09 CA13 CA14 CA15 CB01 GA08 GA10 GB01

【外国語明細書】
2017190775000001.pdf