

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第5514860号
(P5514860)

(45) 発行日 平成26年6月4日 (2014.6.4)

(24) 登録日 平成26年4月4日 (2014.4.4)

(51) Int.Cl.	F I	
FO1D 5/28 (2006.01)	FO1D 5/28	
FO1D 5/14 (2006.01)	FO1D 5/14	
FO1D 9/02 (2006.01)	FO1D 9/02	1 O 1
FO2C 7/00 (2006.01)	FO2C 7/00	C
FO1D 25/00 (2006.01)	FO2C 7/00	D
請求項の数 15 (全 9 頁) 最終頁に続く		

(21) 出願番号	特願2012-105607 (P2012-105607)	(73) 特許権者	590005449
(22) 出願日	平成24年5月7日 (2012.5.7)		ユナイテッド テクノロジーズ コーポレ イション
(65) 公開番号	特開2012-246919 (P2012-246919A)		UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION
(43) 公開日	平成24年12月13日 (2012.12.13)		アメリカ合衆国, コネチカット, ハートフ ード, ファイナンシャル プラザ 1
審査請求日	平成24年5月7日 (2012.5.7)		
(31) 優先権主張番号	13/116, 156	(74) 代理人	100086232
(32) 優先日	平成23年5月26日 (2011.5.26)		弁理士 小林 博通
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100092613
			弁理士 富岡 潔
		(72) 発明者	ガブリエル エル. スシウ
			アメリカ合衆国, コネチカット, グラスト ンベリー, タングルウッド ドライブ 2 7
		最終頁に続く	

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジン用のセラミック複合材料製エアフォイル及びベーン並びにセラミック複合材料製エアフォイル形成方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジン用のセラミック複合材料 (CMC) 製のエアフォイルであって、
前記エアフォイルは、負圧側、正圧側、外側プラットフォーム及び内側プラットフォーム
を有するエアフォイル部を含み、前記外側プラットフォーム及び前記内側プラットフォー
ムは、前記エアフォイル部に一体的に接続され、

前記エアフォイルは、前記負圧側、前記外側プラットフォーム、前記正圧側及び前記内
側プラットフォームを連続的に画定する連続的な I 字形状の繊維構造を有するセラミック
複合材料 (CMC) からなる少なくとも 1 つの CMC 層を備えることを特徴とするガスタ
ービンエンジン用セラミック複合材料製エアフォイル。

10

【請求項 2】

最も内側に位置する CMC 層の少なくとも一部は、中空のエアフォイルを形成するよう
に、負圧側及び正圧側を画定するエアフォイル部内において離間していることを特徴とす
る請求項 1 に記載のセラミック複合材料製エアフォイル。

【請求項 3】

最も内側に位置する CMC 層の少なくとも一部は、中実のエアフォイルを形成するよう
に、負圧側及び正圧側を画定するエアフォイル部内において直接的に隣接していることを
特徴とする請求項 1 に記載のセラミック複合材料製エアフォイル。

【請求項 4】

外側プラットフォームは山形をなすことを特徴とする請求項 1 に記載のセラミック複合

20

材料製エアフォイル。

【請求項 5】

内側プラットフォームは山形をなすことを特徴とする請求項 1 に記載のセラミック複合材料製エアフォイル。

【請求項 6】

外側プラットフォーム及び内側プラットフォームは山形をなすことを特徴とする請求項 1 に記載のセラミック複合材料製エアフォイル。

【請求項 7】

ガスタービンエンジンのセラミック複合材料（CMC）製ベーンであって、
セラミック複合材料からなる CMC 外側リングと、
セラミック複合材料からなる CMC 内側リングと、
CMC 外側リングと CMC 内側リングとの間で一体化された、セラミック複合材料からなる複数の CMC エアフォイルと、

備え、

各 CMC エアフォイルは、負圧側、正圧側、外側プラットフォーム及び内側プラットフォームを有するエアフォイル部を含み、前記外側プラットフォーム及び前記内側プラットフォームは、前記エアフォイル部に一体的に接続され、

各 CMC エアフォイルは、前記負圧側、前記外側プラットフォーム、前記正圧側及び前記内側プラットフォームを連続的に画定する連続的な I 字形状の繊維構造を有するセラミック複合材料からなる少なくとも 1 つの CMC 層から形成されることを特徴とする記載のガスタービンエンジン用セラミック複合材料製ベーン。

【請求項 8】

複数の CMC エアフォイルは、低圧タービン内に配設されることを特徴とする請求項 7 に記載のセラミック複合材料製ベーン。

【請求項 9】

複数の CMC エアフォイルは、高圧圧縮機内に配設されることを特徴とする請求項 7 に記載のセラミック複合材料製ベーン。

【請求項 10】

外側プラットフォームは山形をなすことを特徴とする請求項 7 に記載のセラミック複合材料製ベーン。

【請求項 11】

内側プラットフォームは山形をなすことを特徴とする請求項 7 に記載のセラミック複合材料製ベーン。

【請求項 12】

外側プラットフォーム及び内側プラットフォームは山形をなすことを特徴とする請求項 7 に記載のセラミック複合材料製ベーン。

【請求項 13】

セラミック複合材料（CMC）製のエアフォイルの形成方法であって、前記エアフォイルは、負圧側、正圧側、外側プラットフォーム及び内側プラットフォームを有するエアフォイル部を含み、前記外側プラットフォーム及び前記内側プラットフォームは、前記エアフォイル部に一体的に接続され、

前記負圧側、前記外側プラットフォーム、前記正圧側及び前記内側プラットフォームを連続的に画定するように、セラミック複合材料からなる少なくとも 1 つの CMC 層を連続的な I 字形状の繊維構造とすることを含むセラミック複合材料製エアフォイル形成方法。

【請求項 14】

中空のエアフォイルを形成するように、エアフォイル部内において、最も内側に位置する CMC 層を離間させることをさらに含む請求項 13 に記載のセラミック複合材料製エアフォイル形成方法。

【請求項 15】

中空のエアフォイルを形成するように、エアフォイル部内において、最も内側に位置す

10

20

30

40

50

るCMC層を配置することをさらに含む請求項13に記載のセラミック複合材料製エアフォイル形成方法。

【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に関し、特にセラミック複合材料（CMC：Ceramic Matrix Composites）からなるガスタービンエンジンの構成要素に関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンのタービンセクションは、複数のエアフォイルを含み、該エアフォイルは、著しく酸化状態にあるガス流環境において高温下で作動するものであり、通常、高温超合金から製造される。セラミック複合材料（以下、単にCMCともいう）は、金属合金に比べて耐熱性がより高く、強度重量比が高い。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0003】

しかし、セラミック複合材料には、主に繊維の配向が強度特性を決定するため特有の製造方法が要求される。

【課題を解決するための手段】

【0004】

本発明の例示的な態様によると、ガスタービンエンジン用セラミック複合材料（CMC）製エアフォイルは、連続的なI字形の繊維構造を含み、負圧側、外側プラットフォーム、正圧側及び内側プラットフォームを画定する、セラミック複合材料（CMC）からなる少なくとも1つのCMC層を備える。

【0005】

本発明の例示的な態様によると、ガスタービンエンジンのセラミック複合材料（CMC）製ペーンは、セラミック複合材料からなるCMC外側リングと、セラミック複合材料からなるCMC内側リングと、CMC外側リングとCMC内側リングとの間で一体化された、セラミック複合材料からなる複数のCMCエアフォイル部と、備え、各CMCエアフォイル部は、セラミック複合材料からなる少なくとも1つのCMC層から形成され、該CMC層は、連続的なI字形の繊維構造を含み、負圧側、外側プラットフォーム、正圧側及び内側プラットフォームを画定する。

【0006】

本発明の例示的な態様によると、セラミック複合材料製エアフォイル形成方法は、負圧側、外側プラットフォーム、正圧側及び内側プラットフォームを画定するように、セラミック複合材料からなる少なくとも1つのCMC層を連続的なI字形の繊維構造とすることを含む。

【0007】

以下に開示する例示的な実施例についての詳細な説明を参照することによって、当業者であれば本発明の種々の特徴を理解されるであろう。以下に記載する発明を実施するための形態に伴う図面について簡単に説明する。

【図面の簡単な説明】

【0008】

【図1】ガスタービンエンジンの概略的な断面図。

【図2】ガスタービンエンジンの低圧タービンの拡大断面図。

【図3】低圧タービンセクションの例示的なロータディスクの拡大概略図。

【図4】低圧タービンセクションの例示的なステータペーンの拡大概略図。

【図5】CMCエアフォイルの概略図。

【図6】繊維構造を示すCMCエアフォイルの概略的な正面図。

10

20

30

40

50

【図 7】繊維構造を示す CMC エアフォイルの概略的な斜視図。

【図 8】内側及び外側リング内で接続された CMC エアフォイルの拡大正面図。

【発明を実施するための形態】

【0009】

図 1 にガスタービンエンジン 20 を概略的に図示する。本明細書においては、二重スプールターボファンエンジンとしてガスタービンエンジン 20 を図示している。該エンジンは、ファンセクション 22、圧縮セクション 24、燃焼セクション 26 及びタービンセクション 28 を有する。別の実施例のエンジンは、他のシステムや特徴部に加えてオグメンタセクション（図示せず）を有する。ファンセクション 22 は、バイパス流路に沿って空気を送る。次いで、圧縮セクション 24 は、圧縮のためコア流路に沿って空気を送る。空

10

【0010】

ガスタービンエンジン 20 は、通常、低速スプール 30 及び高速スプール 32 を有する。低速スプール 30 及び高速スプール 32 は、ベアリングシステム 38 を介してエンジンの固定構造体 36 に対してエンジンの長手方向の中心軸 A を中心に回転するように取付けられる。付加的に又は別の実施例として、種々のベアリングシステム 38 を種々の位置に設けてもよいことを理解されたい。

【0011】

20

低速スプール 30 は、通常、ファン 42、低圧圧縮機 44 及び低圧タービン 46 を相互に接続する内側シャフト 40 を有する。内側シャフト 40 は、低速スプール 30 よりも低速でファン 42 を駆動させるようにギア付き構造体 48 を通してファン 42 に接続される。高速スプール 32 は、高圧圧縮機 52 及び高圧タービン 54 を相互に接続する外側シャフト 50 を有する。燃焼器 56 は、高圧圧縮機 52 と高圧タービン 54 との間に配される。内側シャフト 40 及び外側シャフト 50 は、同心をなし、各々の長手方向軸と同一線上にある長手方向の中心軸 A を中心に回転する。

【0012】

コア空気流は、低圧圧縮機 44、次いで高圧圧縮機 52 により圧縮され、燃焼器 56 において燃料と混合されて燃焼され、高圧タービン 54 及び低圧タービン（LPT）46 において膨張する。タービン 54、46 は、膨張により低速スプール 30 及び高速スプール 32 をそれぞれ回転駆動する。

30

【0013】

図 2 を参照すると、低圧タービン 46 は、通常、複数の低圧タービン段の列を含む低圧タービンケース 60 を有する。段（ステージ）は、ベーン 64A、64B と交互に配される複数のロータ構造体 62A、62B、62C を含む。各ロータ構造体 62A、62B、62C 及び各ベーン 64A、64B は、完全に環状のリング支柱リング構造（full hoop ring-strut ring construction）において（図 3、4）、セラミック複合材料（CMC）からなるエアフォイル 66 を含む。本明細書において、「完全に環状」とは、中断されず連続した部材を意味し、該部材は該部材の開口をベーンが貫通しないような構成となっている。本明細書に開示する例示的な構成要素に用いられるセラミック複合材料は、例えば、S200 及び SiC/SiC を含むが、これに限定されない。本明細書に開示する例示的な構成要素に用いられる金属超合金は、例えば、INCO718 及び Waspaloy を含むが、これに限定されない。開示した実施例では、低圧タービンを図示しているが、本発明は低圧タービンに限定されず、高圧タービン、高圧圧縮機、低圧圧縮機、中圧タービン、又は三重スプール構造のガスタービンエンジンの中圧タービンなど他のセクションに適用され得る。

40

【0014】

図 5 を参照すると、完全に環状のリング支柱リング構造とともに利用し得るセラミック複合材料（CMC）からなるエアフォイル 66（以下、CMC エアフォイルという）が図

50

示されている。以下に基本的なエアフォイル66について説明するが、低圧タービン46内におけるロータエアフォイルつまりロータブレード及び静止エアフォイルつまりステータベーン（静翼）等についても以下に説明する製造方法を適用することができることを理解されたい。

【0015】

CMCエアフォイル66は、通常、前縁70と後縁72の間に画定されるエアフォイル部68を有する。エアフォイル部68は、通常、正圧側82を形成する凹形状部分と、負圧側84を形成する凸形状部分と、を有する。各CMCエアフォイル66は、エアフォイル部68の各側にプラットフォームセグメント78、80への移行部分をもたらしフィレット（隅肉）74、76を有する。プラットフォームセグメント78、80は、コアガス流路の内径及び外径を形成する。

10

【0016】

例示的な実施例におけるCMCエアフォイル66の製造においては、I字形状の繊維構造（図6、7に概略的に図示）を用いる。I字形状の繊維構造により、個々の繊維の結合性（*integrity*）が促進され、エアフォイル部68が内側及び外側プラットフォームセグメント78、80に対して強固に一体的に接続され得る。エアフォイル部68及びプラットフォームセグメントが連続的に形成されるため、「I」字形の構造により、CMC構造繊維を支持する内部応力に連続性をもたらされ、最大の強度重量比を実現する。種々のCMCの製造性を用いてもよいことを理解されたい。

20

【0017】

図6を参照すると、少なくとも1つのCMCからなる層（プライ）88（以下、CMC層という）がI字形に構成されて、I字形の繊維構造（図7）が形成され、正圧側82、プラットフォームセグメント78、負圧側84及びプラットフォームセグメント80が連続的に形成される。CMC層88の第1の部分は、エアフォイル部68を画定し、CMC層88の横断部分はプラットフォームセクション78、80を画定する。前記第1の部分には、エアフォイル部68の正圧側82及び負圧側84を画定する。前記第1の部分における最も内側のCMC層88は、中実又は中空のエアフォイル部68を形成するように、中心エアフォイル軸Bに直接的に隣接するか又は該軸Bから離間している。

【0018】

例示的な実施例において、プラットフォームセクション78、80は、内側及び外側コアガス流路（図3）を画定するように隣接するプラットフォームセグメントと当接する縁部の係合のため相補的な形状をもたらし山形（つまりV字形：*chevron-shape*）をなしている。すなわち、CMCエアフォイル66は、隣接するエアフォイルと相補的な関係で互いに組み付けられ、エアフォイルのリングを形成する。該エアフォイルのリングは、さらに、隣接する複数のプラットフォームセクション78、80の周囲に沿って、CMCからなるCMC外側リング100及びCMC内側リング102によってさらに覆われて、完全に環状となる。図7、8では図示していないが、エアフォイル等に適切なねじれ（ツイスト）等を施してもよいことを理解されたい。

30

【0019】

本発明の開示した製造方法により、連続的なI字形状に基づく1つまたは複数のエアフォイルを容易に製造することが可能となる。図6、7に示すように、「連続（的）」という用語は、強度を最大にする中断されず連続したCMC層を意味する。

40

【0020】

図面において同様の部品については同様の参照数字を付している。図示した実施例では、特定の配置について開示しているが、他の配置や構成であってもよいことを理解されたい。

【0021】

特定の手順について図示、開示しているが、当該手順については、他の順番であってもよいし、独立又は組み合わせてもよいことを理解されたい。

【0022】

50

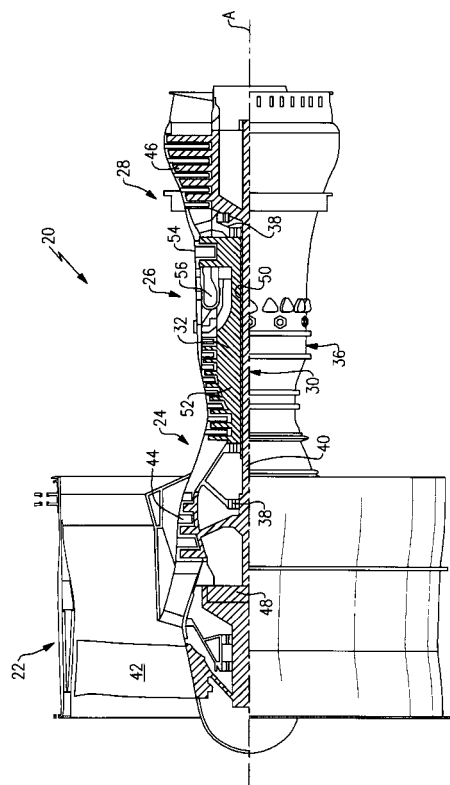
上記の説明は例示的なものであって、限定的なものではない。当業者であれば、以下の特許請求の範囲の範囲から逸脱することなく、種々の変更や修正がなされることを理解されるであろう。

【符号の説明】

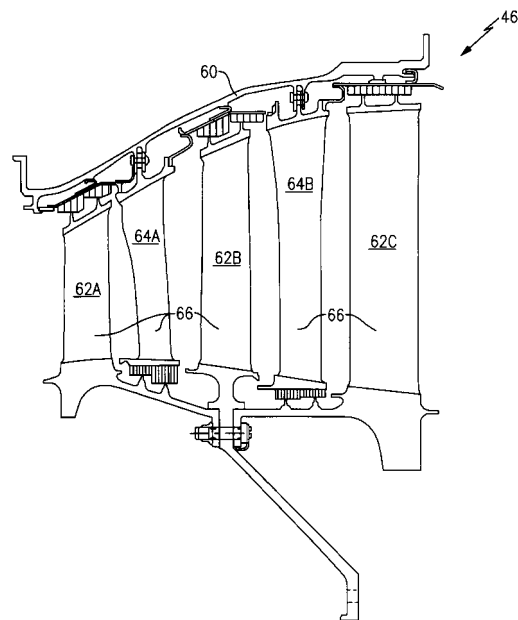
【0023】

30	低速スプール	
32	高速スプール	
38	ベアリングシステム	
40	内側シャフト	
42	ファン	10
44	低圧圧縮機	
46	低圧タービン	
48	ギア付き構造体	
50	外側シャフト	
52	高圧圧縮機	
54	高圧タービン	
56	燃焼器	
60	低圧タービンケース	
62A, 62B, 62C	ロータ構造体	
64A, 64B	ベーン	20
66	エアフォイル	
68	エアフォイル部	
70	前縁	
72	後縁	
78, 80	プラットフォームセグメント	
82	正圧側	
84	負圧側	
88	CMC層	
100	CMC外側リング	
102	CMC内側リング	30

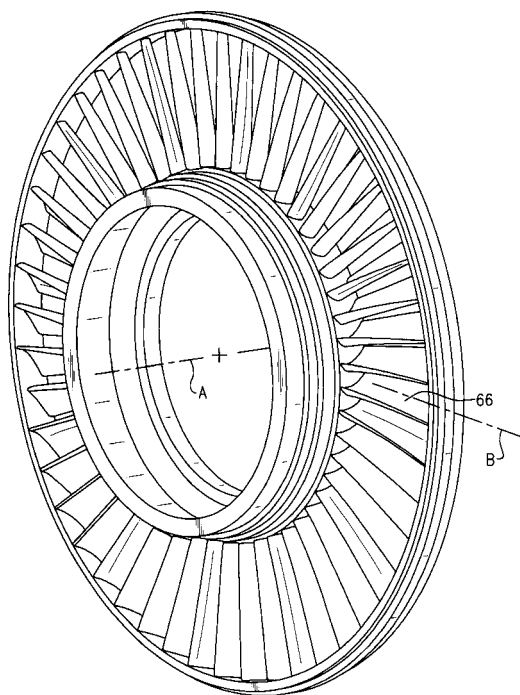
【図 1】



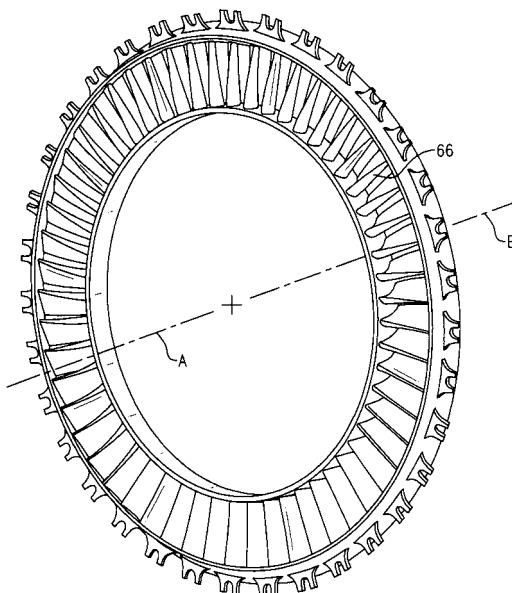
【図 2】



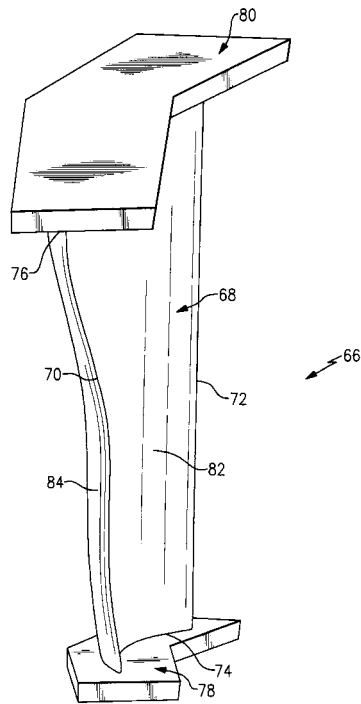
【図 3】



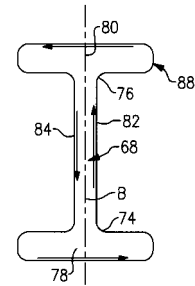
【図 4】



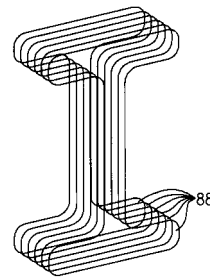
【図 5】



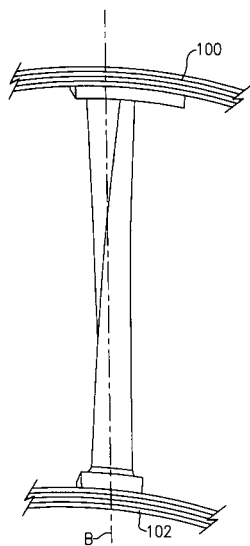
【図 6】



【図 7】



【図 8】



フロントページの続き

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

(72)発明者 イオアニス アルヴァノス
アメリカ合衆国, マサチューセッツ, ウェスト スプリングフィールド, ディアー ラン ロード
1 0 7

審査官 米澤 篤

(56)参考文献 国際公開第2010/146288 (WO, A1)
特表2012-530212 (JP, A)
特開2008-151117 (JP, A)
特開平02-196103 (JP, A)
特開2005-307892 (JP, A)
米国特許第05743711 (US, A)
国際公開第2011/059064 (WO, A1)
特開2008-157231 (JP, A)
特開2008-133183 (JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F 0 1 D 5/28
F 0 1 D 5/14
F 0 1 D 9/02
F 0 1 D 25/00
F 0 2 C 7/00