

(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2017-194050

(P2017-194050A)

(43) 公開日 平成29年10月26日 (2017. 10. 26)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
F 0 1 D 5/28 (2006.01)	F 0 1 D 5/28	3 G 2 0 2
F 0 2 K 3/06 (2006.01)	F 0 2 K 3/06	4 F 1 0 0
F 0 2 C 7/00 (2006.01)	F 0 2 C 7/00	F
F 0 1 D 25/00 (2006.01)	F 0 2 C 7/00	C
B 6 4 C 1/00 (2006.01)	F 0 1 D 25/00	L
審査請求 有 請求項の数 10 O L 外国語出願 (全 15 頁) 最終頁に続く		

(21) 出願番号 特願2017-19231 (P2017-19231)
 (22) 出願日 平成29年2月6日 (2017. 2. 6)
 (31) 優先権主張番号 15/018, 902
 (32) 優先日 平成28年2月9日 (2016. 2. 9)
 (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 1 2 3
 4 5、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

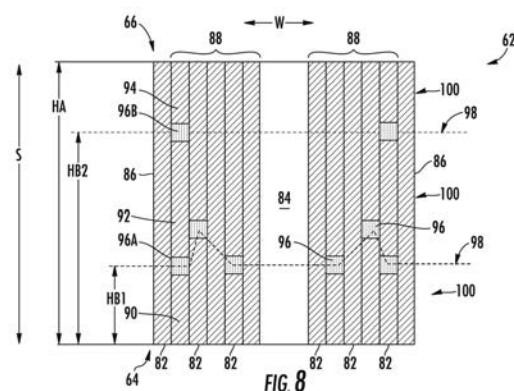
(54) 【発明の名称】 破碎し易いガスタービンエンジンエロフォイル

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 航空機エンジン用のエロフォイルを提供する。

【解決手段】 エロフォイル62は、翼弦方向に前縁から後縁まで延び、スパン方向にエロフォイル先端66とエロフォイル基部64との間を延びる複数の複合プライ82を含むことができる。エロフォイル62は、第1のプライセグメント90と、第2のプライセグメント92と、第1のプライセグメント90と第2のプライセグメント92の間に配設される突合せ継手96と、を含む少なくとも1つの不連続なプライを含むことができる。突合せ継手96は、第1のプライセグメント90および第2のプライセグメント92を破碎し易く取り付けするために、第1の断片プロファイル98に沿って配設することができる。

【選択図】 図8



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

航空機エンジン用のエーロfoil（62）であって、

翼弦方向に前縁（72）から後縁（74）まで延び、スパン方向にエーロfoil先端（66）とエーロfoil基部（64）との間を延び、少なくとも1つの不連続なプライを含む、複数の複合プライ（82）を含み、前記少なくとも1つの不連続なプライは、

第1のプライセグメント（90）と、

第2のプライセグメント（92）と、

前記第1のプライセグメント（90）および前記第2のプライセグメント（92）を破碎し易く取り付けるために、第1の断片プロファイル（98）に沿って前記第1のプライセグメント（90）と前記第2のプライセグメント（92）との間に配設される突合せ継手（96）と、を含む、エーロfoil（62）。

10

【請求項 2】

前記複数の複合プライ（82）は、少なくとも2つの不連続なプライを含み、各不連続なプライは、別個の突合せ継手（96）を含み、その2つの突合せ継手（96）は、前記スパン方向に千鳥状である、請求項1記載のエーロfoil（62）。

【請求項 3】

前記突合せ継手（96）は、少なくとも部分的に翼弦方向に沿って延びる、請求項1記載のエーロfoil（62）。

【請求項 4】

前記第1のプライセグメント（90）は、第1の複合材料を含み、前記第2のプライセグメント（92）は、第2の複合材料を含み、前記第1の複合材料は、前記第2の複合材料とは異なる、請求項1記載のエーロfoil（62）。

20

【請求項 5】

前記突合せ継手（96）は、少なくとも部分的に前記スパン方向に延びる、請求項1記載のエーロfoil（62）。

【請求項 6】

前記エーロfoil（62）は、前記エーロfoil基部（64）とエーロfoil先端（66）との間のエーロfoilの全体高さを画定し、前記突合せ継手（96）は、第1の破断高さに位置決めされ、前記第1の破断高さは、前記エーロfoilの全体高さの25%よりも大きい、請求項1記載のエーロfoil（62）。

30

【請求項 7】

前記複数の複合プライ（82）は、第2の断片プロファイル（98）に沿って前記エーロfoil（62）を通して延びる第2の突合せ継手（96）を更に含む、請求項6記載のエーロfoil（62）。

【請求項 8】

前記突合せ継手（96）は、樹脂材料を含む、請求項1記載のエーロfoil（62）。

【請求項 9】

前記複数の複合プライ（82）は、前記エーロfoil基部（64）から前記エーロfoil先端（66）まで途切れずに延びる少なくとも1つの連続したプライを含む、請求項1記載のエーロfoil（62）。

40

【請求項 10】

ファンセクション（16）を含み、前記ファンセクション（16）は、請求項1記載の前記エーロfoilを含むファンブレード（44）を含む、ガスタービンエンジン（10）。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】****【0001】**

本主題は、一般にエーロfoilに関し、より詳細には、航空機エンジンのエーロfoilに関する。

50

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンのファンブレードなどの航空機エンジンに使用されるエーロfoilは、極端なローディング事象（loading events）の影響を受け易いことがある。例えば、ファンブレードは、エンジンの中に吸い込まれた鳥に当たることがあり、或いは、ファンブレードのうちの1つがロータディスクから切断されるブレードアウト事件（blade-out occurrence）が起きることがある。衝撃が十分大きい場合、ファンブレードは、エンジンを通して下流に移動する前に、破断して1つまたは複数の破片になることがある。大型の破片により、望ましくない損傷が航空機やエンジンに生じることがある。エーロfoilによっては、エーロfoil全体の強度や剛性を向上させるために様々な特徴部を備えて形成されるものがある。それでも、破断が起きるのをすべて未然に防ぐことは困難である。更に、そういった特徴に起因して、エーロfoilが、特定のローディング事象中に、部分的にだけ破断することがある。破断が完全でないまたはなめらかでない場合には、部分的に切断されたブレードがエンジン回転からエネルギーを得るのに伴って、より大きい損傷が生じることがある。事例によっては、エーロfoilの破片が、エンジンを通して航空機や周囲環境に放出されることがある。

10

【0003】

エーロfoilが破断する際の寸法と速度に関する懸念に加えて、エーロfoilの破断した破片の形状が、極端なローディング事象によって生じる損傷を決定づけることがある。エーロfoilの破砕部片の可能性の高い寸法と形状を認識することによって、そのような事件に関する良好な予想と準備が可能になることがある。予期しない形状や寸法を有する断片によって、より大きな損傷がエンジンに生じることがある。しかしながら、エーロfoilの断片の寸法を最小化することやモデル化することは困難なことがある。既存のエーロfoilでは、エーロfoilの破断の場所と寸法は、極端なローディング事象の規模と場所に応じて大きく異なる。破砕部片を事前に決定することや方向付けることによって、エーロfoilの破断の有害な影響について、使用者による最小化と予想が可能になることがある。

20

【0004】

したがって、航空機のエーロfoil構造には、更なる改善が望まれている。例えば、航空機エンジンのエーロfoilの衝撃または破壊の挙動を制御することが望ましいことがある。

30

【先行技術文献】

【特許文献】

【0005】

【特許文献1】米国特許第8,960,606号公報

【発明の概要】

【課題を解決するための手段】

【0006】

本発明の態様と利点については、一部が次の説明において記載され、または、この説明から明らかになることがあり、もしくは本発明の実施を通して学ぶことができる。

40

【0007】

本開示の1つの実施形態に従って、航空機エンジン用のエーロfoilが提供される。エーロfoilは、翼弦方向に前縁から後縁まで延び、スパン方向にエーロfoil先端とエーロfoil基部との間を延びる複数の複合プライを含むことができる。エーロfoilは、第1のプライセグメントと、第2のプライセグメントと、第1のプライセグメントと第2のプライセグメントの間に配設される突合せ継手と、を含む少なくとも1つの不連続なプライを含むことができる。突合せ継手は、第1および第2のプライセグメントを破砕し易く取り付けのために、第1の断片プロファイルに沿って配設することができる。

【0008】

本開示の他の実施形態に従って、ガスタービンエンジンが提供される。ガスタービンエ

50

ンジンは、エンジンシャフト、圧縮機、燃焼器、タービン、およびファンセクションを含むことができる。エンジンシャフトは、中心軸に沿って延びることができ、一方、圧縮機は、エンジンシャフトに取り付けられて、中心軸の周りを半径方向に延びることができる。燃焼器は、圧縮機から圧縮流体を受け取るために圧縮機の下流に位置決めすることができる。タービンは、回転力を燃焼器に提供するために燃焼器の下流のエンジンシャフト上に実装されたタービンとすることができる。ファンは、エンジンシャフトに作動可能に連結された、半径方向に延びる複数のファンブレードを含むことができる。各ファンブレードは、翼弦方向に前縁から後縁まで延び、スパン方向にエーロフォイル先端とエーロフォイル基部との間を延びる複数の複合プライを含むことができる。各ファンブレードは、翼弦方向に前縁から後縁まで延び、スパン方向にエーロフォイル先端とエーロフォイル基部との間を延びる複数の複合プライを有する、少なくとも1つの不連続のプライも含むことができる。各ファンブレードは、第1のプライセグメントと、第2のプライセグメントと、第1のプライセグメントと第2のプライセグメントの間に配設される突合せ継手と、を有する少なくとも1つの不連続なプライも含むことができる。突合せ継手は、第1および第2のプライセグメントを破碎し易く取り付けのために、第1の断片プロファイルに沿って配設することができる。

10

【0009】

本発明のこれらや他の特徴、態様、および利点については、以下の説明と添付した特許請求の範囲を参照してよりよく理解されるであろう。本明細書に組み入れられてその一部を構成している添付図面は、本発明の実施形態を図示しており、説明と共に本発明の原理を明らかにするのに役立つ。

20

【0010】

当業者を対象にした本発明の完全かつ実施可能な程度の開示は、その最良の形態を含めて、添付図面を参照する本明細書に記載されている。

【図面の簡単な説明】

【0011】

【図1】本開示の一実施形態に従ったガスタービンエンジンの概略断面図である。

【図2】本開示の一実施形態に従ったガスタービンエンジンの一部分の拡大概略断面図である。

【図3】本開示の一実施形態に従ったファンブレードの斜視図である。

30

【図4】本開示の一実施形態に従ったファンブレードの側面図である。

【図5】本開示の別実施形態に従ったファンブレードの側面図である。

【図6】本開示の一実施形態に従った翼弦方向平面に沿ったエーロフォイルの一部分の概略断面図である。

【図7】本開示の別実施形態に従った翼弦方向平面に沿ったエーロフォイルの一部分の概略断面図である。

【図8】本開示の一実施形態に従ったスパン方向平面に沿ったエーロフォイルの一部分の概略断面図である。

【図9】本開示の別実施形態に従ったスパン方向平面に沿ったエーロフォイルの一部分の概略断面図である。

40

【発明を実施するための形態】

【0012】

本明細書および図面において参照符号を繰り返し使用することは、本発明の同一または類似の特徴部または要素を表すことを意図している。

【0013】

以下、その1つまたは複数の例が添付図面に示されている本発明の実施形態について詳細に言及する。各例は、本発明の限定ではなく、本発明の説明として提供する。實際上、当業者に明らかであろうことは、様々な修正と変形が、本発明においてその範囲と精神から逸脱することなくできる、ということである。例えば、1つの実施形態の一部として図示または説明された特徴を別の実施形態のために使用して、更に別の実施形態を生み出す

50

ことができる。したがって、本発明が、添付した特許請求の範囲とそれと等価なものの範囲内に入るような修正と変形を包含することが意図される。

【0014】

本明細書で使用する時、用語「第1の」、「第2の」、および「第3の」は、一つの構成要素を別の構成要素から区別するために交換可能に使用することができ、個別の構成要素の場所や重要度を表すことを意図していない。

【0015】

用語「上流」および「下流」は、流体経路内の流体の流れに関して相対的な方向を指す。例えば、「上流」は、その方向から流体が流れてくることを指し、「下流」は、その方向に流体が流れていくことを指す。

10

【0016】

エーロフォイルは、一般にガスタービンエンジンで使用するために設けられる。以下で説明するように、エーロフォイルは、極端な衝撃または負荷時に、1つまたは複数の所定のプロファイルに沿って破断して断片になるように構成することができる。エーロフォイルは、積重されたシートとして互いに結合された幾つかのプライとして形成されることがある。1つまたは複数のプライは、多数の部片で構成される。それらの部片は一般的に、例えば、樹脂突合せ継手で連結することができる。それを貫いて延びる突合せ継手を有する1つまたは複数のプライは、エーロフォイルの断片プロファイルを決定することができる。

【0017】

以下、図面を参照すると、図1は、本主題の態様に従って航空機の内部で利用され得るガスタービンエンジン10の一実施形態の断面図を示す。より具体的には、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であり、エンジン10は、参照目的のために、それを貫いて延びる長手方向または軸方向の中心線軸12を有して示されている。例示的なターボファンの実施形態が示されているが、本開示は、オープンロータ、ターボシャフト、またはターボプロップの構成などの他のエンジンにも同等に適用できる可能性があることが期待される。

20

【0018】

一般に、エンジン10は、コアガスタービンエンジン（参照番号14で全体を示す）と、その上流に位置決めされたファンセクション16と、を含む。コアエンジン14は一般的に、環状の入口20を画定する実質上管状の外側ケーシング18を含む。加えて、外側ケーシング18は更に、コアエンジン14に入る空気の圧力を第1の圧力レベルまで上昇させるための低圧（LP）圧縮機22を囲んで支持する。その後、多段軸流高圧（HP）圧縮機24が、LP圧縮機22からの加圧空気を受け取り、その空気の圧力を更に上昇させる。HP圧縮機24を出る加圧空気は、その後、燃焼器26に流れることができ、燃焼器26では燃料が加圧空気の流れの中に注入され、その結果生じる混合物は燃焼器26の中で燃焼される。高エネルギーの燃焼生成物は、燃焼器26から、エンジン10の高温ガス経路に沿って、高圧（HP）シャフトまたはスプール30を介してHP圧縮機24を駆動するための高圧（HP）タービン28に導かれ、その後、HPシャフト30と概ね同軸である低圧（LP）駆動シャフトまたはスプール34を介してLP圧縮機22およびファンセクション16を駆動するための低圧（LP）タービン32に導かれる。タービン28および32の個々の駆動後に、燃焼生成物は、推進力のあるジェット推力を提供するために、コアエンジン14から排気ノズル36を介して排出することができる。

30

40

【0019】

加えて、図1および図2に示しているように、エンジン10のファンセクション16は一般的に、環状ファンケーシング40で囲まれるように構成された回転型軸流ファンロータ38を含む。特定の実施形態では、LPシャフト34は、ファンロータ38やロータディスク39に、例えばダイレクトドライブの構成で、直接連結されることがある。代替の構成では、LPシャフト34は、間接駆動や歯車駆動の構成の減速歯車ギアボックスなどの減速デバイス37を介してファンロータ38に連結されることがある。そういった減速

50

デバイスは、要望または要求に応じて、エンジン 10 内の任意の適切なシャフト／スプール間に含めることができる。

【0020】

ファンケーシング 40 は、複数の実質上半径方向に延びる周方向に離間した出口案内ベーン 42 によってコアエンジン 14 に対して支持されるように構成できることを、当業者なら理解されよう。そのため、ファンケーシング 40 は、ファンロータ 38 とそれに対応するファンロータブレード 44 を囲むことができる。更に、ファンケーシング 40 の下流セクション 46 は、追加の推進力のあるジェット推力を提供する、第 2 の、すなわちバイパスの空気流導管 48 を画定するようにコアエンジン 14 の外側部分の全体にわたって延びることができる。

10

【0021】

エンジン 10 の動作中、最初の空気流（矢印 50 で示す）は、ファンケーシング 40 に関連する入口 52 を通ってエンジン 10 に入ることができることを理解されたい。空気流 50 は、その後ファンブレード 44 を通り抜けて、導管 48 を通って移動する第 1 の圧縮空気流（矢印 54 で示す）と、LP 圧縮機 22 に入る第 2 の圧縮空気流（矢印 56 で示す）と、に分かれる。第 2 の圧縮空気流 56 の圧力はそのとき上昇し、HP 圧縮機 24 に入る（矢印 58 で示す）。燃料と混合され、燃焼器 26 内で燃焼された後、燃焼生成物 60 は、燃焼器 26 を出て、第 1 のタービン 28 を通って流れる。その後、燃焼生成物 60 は、エンジン 10 用の推力を提供するために、第 2 のタービン 32 を通って流れて、排気ノズル 36 を出る。

20

【0022】

図 3～5 を参照すると、幾つかの例示的なエーロフォイル 62 が、ファンブレード 44 との関連で提供される。図示したエーロフォイル 62 はファンブレード 44 の一部として示しているが、エーロフォイル 62 についての以下の議論は、他のエーロフォイルの実施形態に、例えば圧縮機 22、24 および／またはタービン 28、32（図 1 参照）のステータベーンやロータブレードに同等に適用できることが理解される。示しているように、各ファンブレード 44 は、エーロフォイル基部 64 からエーロフォイル先端 66 までスパン S に沿って半径方向外方に延びる。エーロフォイル 62 の第 1 および第 2 の側部 68、70 は、翼弦方向 C に沿ってエーロフォイルの前縁 72 から後縁 74 まで延びる。図示実施形態では、ファンブレード 44 の側部 68、70 は、対向する圧力側部 68 と吸込み側部 70 として構成される。任意として、各ファンブレード 44 は、移行セクション 80 に繋がっている 1 対の対向する圧力面 78 を備えた真っ直ぐな軸方向ダブテールの形態の根元セクション 76 を有する、一体化した構成要素を含む。エンジン 10 内に実装するとき、図 2 に図示しているように、根元セクション 76 は、ファンロータディスク 39 のダブテールスロットの中に配設され、それにより、ファンブレード 44 がファンロータ 38 に取り付けられる。

30

【0023】

図 4 および図 5 に図示しているように、1 つまたは複数の断片プロファイル 98 が、各エーロフォイル 62 を通して画定される。一般的に、断片プロファイル 98 は、エーロフォイル 62 がそれに沿って破断するように決定される線または平面として構成され、それによりエーロフォイル 62 が割れて多数のエーロフォイル断片 100 になる。図 4 に示しているように、特定の実施形態の断片プロファイル 98 は、翼弦方向 C に前縁 72 から後縁 74 まで直線的に延びる。図 4 の断片プロファイル 98 は、翼弦方向 C に対して負角 θ を有するように図示されているが、1 つまたは複数の断片プロファイル 98 は、0 度より大きいかまたは等しい角度 θ を画定することがある。エンジン内に実装するとき、断片プロファイル 98 の任意的な実施形態は、中心線軸 12（図 1 参照）に実質上平行に構成されることがある。図 5 の例示的な実施形態などの他の実施形態では、断片プロファイル 98 は、部分的に翼弦方向 C に延び、部分的にスパン方向 S に延びる。例えば、図 5 の実施形態は、エーロフォイル先端 66 から後縁 74 に弓形に延びる。実施形態によっては、前縁 72 とエーロフォイル先端 66 の間に延びる同様の弓形の断片プロファイル 98 を含む

40

50

ことがある。

【0024】

代替的な実施形態は、多数のプロファイル経路とそれらの組み合わせを含めて他の適切な断片プロファイル構成を含むことができる。代替的な実施形態によっては、少なくとも1つの断片プロファイル98は、僅かに部分的にエーロfoil62を横断する。換言すると、断片プロファイル98は、エーロfoilの寸法のうち2つの極値まで延びることではない。例えば、断片プロファイル98は、前縁72または後縁74の一方または双方に到達することなく、エーロfoil62内を翼弦方向Cに沿って延びることができる。加えて、弓形の断片プロファイル98は、エーロfoil先端66またはエーロfoil縁部72、74の一方または双方に到達することなく、部分的に翼弦方向Cに、また部分的にスパン方向Sに延びることができる。別の実施形態では、多数の横切る断片プロファイル98が、エーロfoil62を再分割するために互いに交差するように設けられることがある。

10

【0025】

図6～9に移ると、例示的なエーロfoilの幾つかの断面図が提供される。図6および図7のエーロfoil62は、上からの部分的断面として示され、一方、図8および図9のエーロfoilは、後ろ向きの断面として示されている。各エーロfoil62の全体でなくとも大部分は、ラミネートシートまたはプライとして互いに結合された複合材料で構成される。用語「複合 (composite)」は一般的に、バインダまたは母材中に支持された繊維または粒子などの補強材を含有する材料を指す。エーロfoilレイアップ (airfoil layup) の全体は、母材に埋め込まれて圧力側部68および/または吸込み側部70に実質上平行に配向された幾つかの層またはプライ82を含むことがある。実施形態によっては、複合材料は、エポキシなどの樹脂材料に埋め込まれた炭素質 (例えば、黒鉛) 繊維の例を含む。繊維は、樹脂材料を含浸するテープの中に一方に整列されることがある。そういった「プレプレグ (prepreg)」テープは、部品形状に形成し、オートクレーブ処理またはプレス成形を介して硬化させて、軽量で堅く比較的均質な物品を形成することができる。隣接するプライの一方に整列テープ (unidirectionally-aligned tape) は、平行角、垂直角、または他の適切なオフセット角、例えば互いに対して45度で位置決めすることができる。位置決めは、エーロfoil62の所望の剛性または破碎性に従って選択することができる。

20

30

【0026】

例示的な炭素繊維材料が説明されているが、他のエーロfoil62の実施形態は、他の複合材料を含むために同様または代替の方法を介して形成されることがある。例えば、特定のエーロfoil62の実施形態は、セラミックマトリックス複合材 (CMC)、ポリママトリックス複合材 (PMC)、または金属マトリックス複合材 (MMC) などの他の適切な複合材料のプライを含むことになる。

【0027】

図6～9の図示される実施形態では、複数の複合プライ82は、エーロfoilコア84上のラミネート積層物として互いに結合される。積層物は、横方向Wの全体にわたって外方に一般的に延びる。示しているように、複数の複合プライ82は、圧力側部68と吸込み側部70において最外側プライ86を含む。最外側プライ86は、翼弦方向Cに前縁72 (図5参照) から後縁74まで1つまたは複数の内側プライ88を囲む単一シートまたは多数シートとして構成することができる。更に、最外側プライ86は、スパン方向Sにエーロfoil基部64からエーロfoil先端66まで内側プライ88とエーロfoilコア84を更に囲むことができる。各内側プライ88は、最外側プライ86に実質上平行に配設することができる。

40

【0028】

エーロfoilコア84は、内側プライ88と最外側プライ86用の基部ガイドを形成する。エーロfoil84は、図示を分かりやすくするために一体の塊として示されているが、エーロfoilコア84の任意的な実施形態は、1つまたは複数の最外側プライ8

50

6に平行な、例えば、内側プライ88と同様の、追加のプライまたは複合プライ82として構成することができる。例えば、任意的な実施形態では、エーロフォイルコア84は、それぞれ連続しており、突合せ継手を全く含んでいない多数の複合プライ82を含むことがある。連続したプライによっては、エーロフォイル基部64からエーロフォイル先端66まで途切れずにまたは間断なく延びることがある。エーロフォイルコア84の他の実施形態は、対応する突合せ継手96を有する1つまたは複数の不連続なプライを含むことがある。更なるエーロフォイルコア84の追加的または代替的な実施形態は、エーロフォイル基部64からエーロフォイル先端66まで部分的または全体的に延びる中空キャビティを画定することがある。任意として、剛化材料が中空キャビティの中に配置されるか、または中空キャビティを充填してもよい。例えば、織地コア、発泡体、または適切な低密度材料が、エーロフォイルコア84の中空キャビティを実質上充填することができる。

10

【0029】

図7～9に示しているように、幾つかの複合プライ82は、不連続なプライ部材として形成される。各不連続なプライは、突合せ継手96によって接合された整列した第1のプライセグメント90および第2のプライセグメント92を含む。各プライセグメントは、同一の材料または任意として別々の材料から形成されることがあり、したがって、第1のプライセグメント90は、第2のプライセグメントとは異なる材料から形成される。異なった材料は、例えば、別々のバインダ材料、別々の繊維もしくはテープアライメント、別々の繊維材料、または他の幾何的もしくは化学的な特徴部によって区別することができる。突合せ継手96は、例えば、2つのプライセグメント90、92を破碎し易く取り付ける樹脂プールを含むことがある。特定の実施形態では、突合せ継手96の樹脂プールは、スパン方向Sまたは翼弦方向Cの一方において一定の厚さを維持する。樹脂は、ポリマ樹脂またはエポキシを含むことがある。任意として、ポリマ樹脂は、個別の複合プライ82に含められたマトリックス補強材と同様の材料またはそれとは別の材料を含むことがある。図7の実施形態では、突合せ継手96は、翼弦方向Cに分離している2つの整列したプライセグメント90、92を取り付ける。その結果、突合せ継手96は、少なくとも部分的にスパン方向S（図5参照）に延びる。

20

【0030】

エーロフォイル62の特定の実施形態は、突合せ継手を実質上含んでいない多数の連続したプライ、並びに、1つまたは複数の埋め込んだ突合せ継手96を有する多数の不連続なプライを含む。上で説明したように、各不連続なプライは、突合せ継手96によって破碎し易く取り付けられた第1のプライセグメント90および第2のプライセグメント92を含む。図8および図9の図示される実施形態では、各突合せ継手96は、少なくとも部分的に翼弦方向Cに延びる。任意的な実施形態では、突合せ継手96は、後縁74（図4および図5参照）から前方へ、その対応しているプライ82およびエーロフォイル62の他の部分まで延びる。特定の実施形態では、少なくとも1つの途切れない突合せ継手96は、断片プロファイル98を画定するために、後縁74から前縁72（図4参照）まで全体的に延びる。

30

【0031】

図7～9の例示的な実施形態は、それぞれ複数の不連続なプライを含む。示しているように、特定の実施形態では、複数の突合せ継手96は、オフセットしたまたは千鳥状の位置に配設される。換言すると、少なくとも2つの突合せ継手96は、異なった翼弦方向位置（図7参照）に配設されるか、または、異なったスパン方向高さ、例えば、エーロフォイル基部64に対する最大高さ（図8参照）に配設される。そういった実施形態によっては、断片プロファイル98は、図8に図示しているように、エーロフォイル62の横方向Wの全体にわたって形成される。任意として、不連続なプライは、複数の突合せ継手96を含んでいてもよい。例えば、図8の例示的な実施形態に設けられているように、不連続なプライの実施形態によっては、3つの別々のプライセグメント90、92、94として構成される。第1の突合せ継手96Aは、第1および第2のプライセグメント90、92を取り付けるために第1の破断高さHB1に設けられる。第2の突合せ継手96Bは、第

40

50

2 および第3のプライセグメント92、94を取り付けるために第2の破断高さHB2に設けられる。極端な衝撃時、不連続なプライおよび／またはエーロfoil62全体は、異なった破断高さHB1、HB2で、例えば、第1の突合せ継手96Aと第2の突合せ継手96Bで、突合せ継手96に対応する複数の断片プロファイル98に沿って分離することができる。

【0032】

図8に示しているように、破断高さHB1、HB2は、エーロfoil基部64とエーロfoil先端66の間のエーロfoilの全体高さHA、例えば最大高さに対して画定される。例えば、特定の実施形態の第1の破断高さHB1、第1の突合せ継手96Aの第1の破断高さHB1は、エーロfoilの全体高さHAの25%よりも大きい点にある。換言すると、エーロfoil基部64とエーロfoil先端66の間の距離の4分の1よりも長い。追加的または代替的な実施形態では、第2の破断高さHB2は、突合せ継手96のためにエーロfoilの全体高さHAの75%よりも大きい点に画定される。上記の実施形態では第1の突合せ継手96Aと第2の突合せ継手96Bだけが説明されているが、別の実施形態では、多数の破断高さHB1、HB2に3つ以上の突合せ継手96を含むことがある。追加的または代替的な実施形態は、独立した別々の不連続のプライセグメント90、92、94のために、離れた破断高さHB1、HB2に第1の突合せ継手96Aと第2の突合せ継手96Bを含むことがある。換言すると、複数の千鳥状の突合せ継手96は、複数の対応する断片プロファイル98を画定することがある。

【0033】

複数の突合せ継手96が千鳥状である実施形態では、断片プロファイル98は、複合プライ82を通る連続的な経路に概ね従うことができる。換言すると、千鳥状の突合せ継手96の実施形態では、断片プロファイル98は、様々な突合せ継手96の位置に概ね対応するデコボコまたは鋸歯状のプロファイルを有する断片プロファイル98を作り出すために横方向にデコボコに延びることができる。更に、実施形態によっては、多数の突合せ継手96は、エーロfoil62の全体に多数の断片プロファイル98を画定するように構成される。極端な衝撃の後、幾つかのそういった実施形態のエーロfoil62は、多数の断片プロファイル98に沿って突合せ継手96で分離することができる。

【0034】

図4および図5に戻ると、各断片プロファイル98は、不連続なプライの1つまたは複数の突合せ継手96に概ね対応する（図7～9参照）。換言すると、断片プロファイル98は、翼弦方向Cおよびスパン方向Sについて突合せ継手96に実質上従うことができる。そして、複数の断片プロファイル98は、離れた破断高さHB1、HB2に画定されることができる。エーロfoil62は任意で、各突合せ継手96で切断および分離するように構成される。極端な衝撃事象の時、突合せ継手96での分離は、連続したプライがあればそのプライに連鎖的に伝わって、エーロfoil62を完全に切断してばらばらのエーロfoil断片100にする。断片プロファイル98は、その結果、各エーロfoil断片100のための分離と形状のすべてを画定する。

【0035】

ここに記載した説明は、例を用いて、最良の形態を含めて本発明を開示していると共に、任意のデバイスやシステムを作製および使用することと任意の組み入れた方法を実行することとを含めて任意の当業者が本発明を実施することも可能にする。特許性を有する本発明の範囲は特許請求の範囲によって定義され、当業者の想到する他の例を含むことができる。そういった他の例は、特許請求の範囲の文字通りの用語と異なる構造要素を含む場合に、或いは、特許請求の範囲の文字通りの用語に対する差異の実体がない等価な構造要素を含む場合に、特許請求の範囲の範囲内にあることを意図している。

【符号の説明】

【0036】

- 10 ガスタービンエンジン
- 12 中心線軸

10

20

30

40

50

1 4	コアガスタービンエンジン	
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	低圧圧縮機	
2 4	高圧圧縮機	
2 6	燃焼器	
2 8	高圧タービン	
3 0	高圧駆動シャフト	
3 2	低圧タービン	10
3 4	低圧駆動シャフト	
3 6	排気ノズル	
3 8	ファンロータ	
3 9	ファンロータディスク	
4 0	環状ファンケーシング	
4 2	出口案内ベーン	
4 4	ファンブレード	
4 6	下流セクション	
4 8	空気流導管	
5 0	空気流	20
5 2	入口	
5 4	第 1 の圧縮空気流	
5 6	第 2 の圧縮空気流	
5 8	空気流	
6 0	燃焼生成物	
6 2	エーロフォイル	
6 4	エーロフォイル基部	
6 6	エーロフォイル先端	
6 8	第 1 (圧力) 側部	
7 0	第 2 (吸込み) 側部	30
7 2	前縁	
7 4	後縁	
7 6	根元セクション	
7 8	対向する圧力面	
8 0	移行セクション	
8 2	複合プライ	
8 4	エーロフォイルコア	
8 6	最外側プライ	
8 8	内側プライ	
9 0	プライセグメント (第 1)	40
9 2	プライセグメント (第 2)	
9 4	プライセグメント (第 3)	
9 6	突合せ継手	
9 6 a	突合せ継手 (第 1)	
9 6 b	突合せ継手 (第 2)	
9 8	断片プロファイル	
1 0 0	エーロフォイル断片	
θ	角度	
C	翼弦方向	
S	スパン方向	50

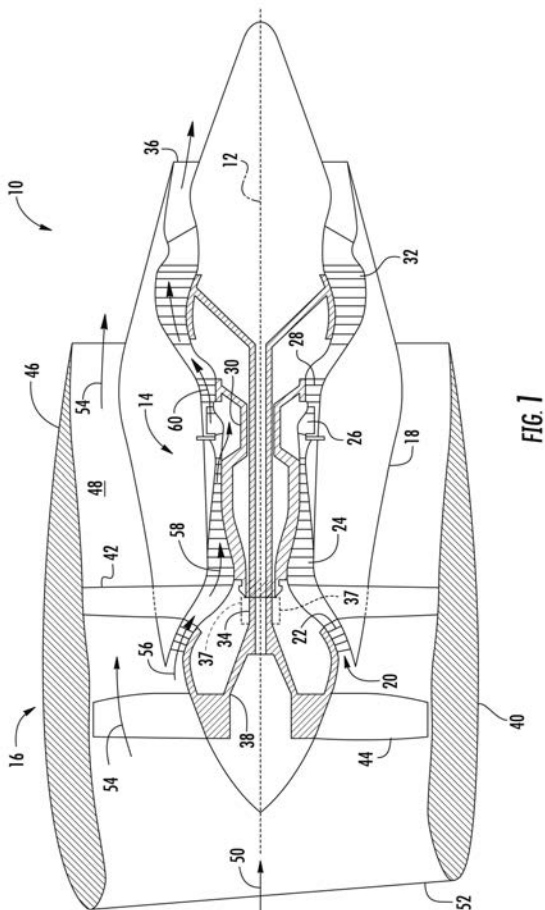
W 横方向

H A エーロフォイルの全体高さ

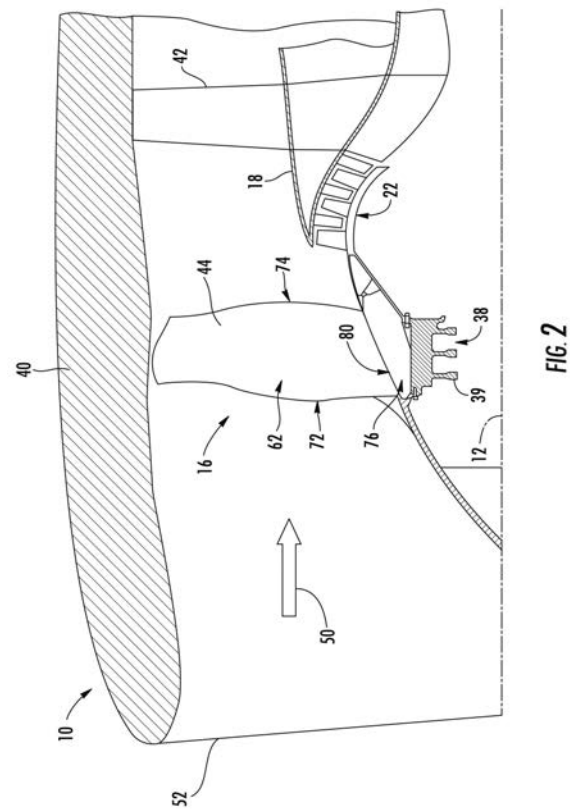
H B 1 破断高さ (第 1)

H B 2 破断高さ (第 2)

【図 1】



【図 2】



【図 3】

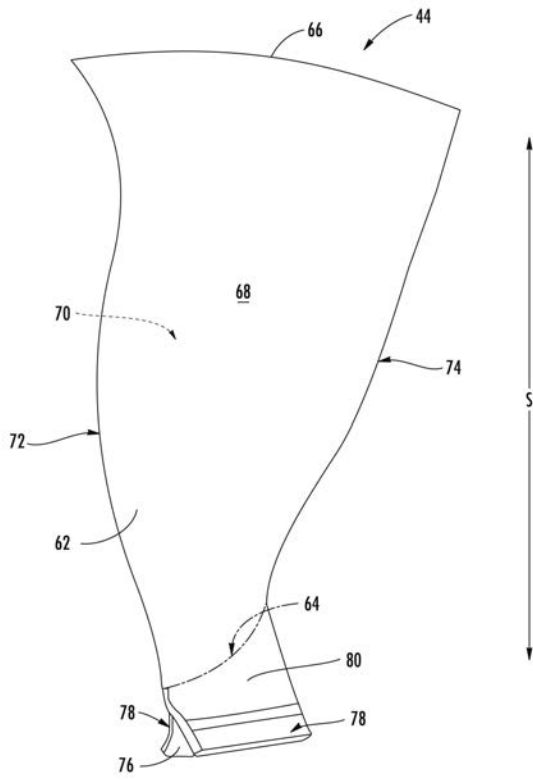


FIG. 3

【図 4】

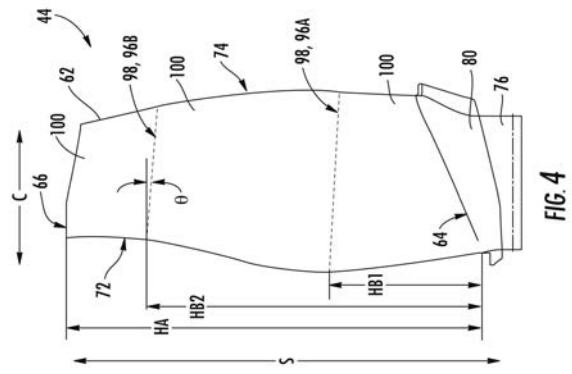


FIG. 4

【図 5】

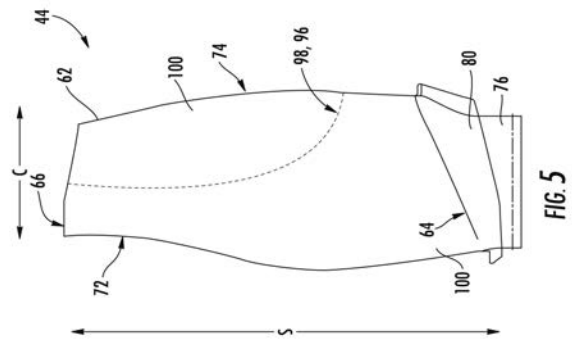


FIG. 5

【図 6】

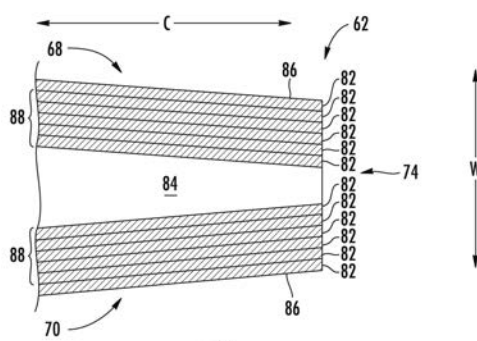


FIG. 6

【図 7】

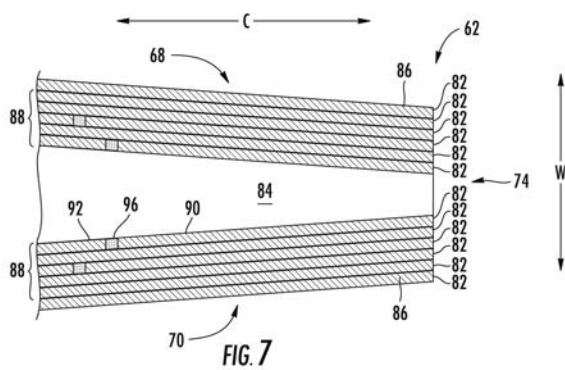


FIG. 7

【図 8】

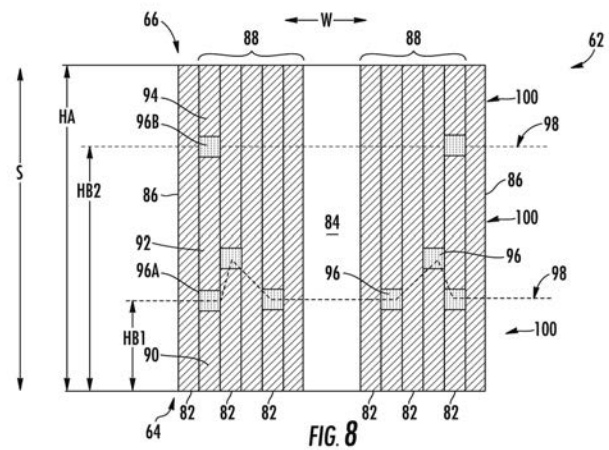
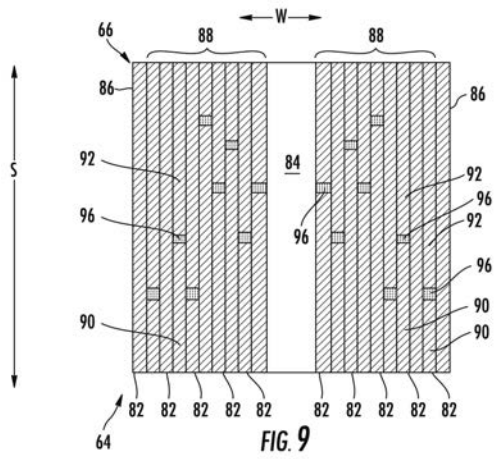


FIG. 8

【 図 9 】



(51)Int.Cl.		F I		テーマコード (参考)	
<i>B 6 4 C</i>	<i>11/26</i>	<i>(2006.01)</i>	B 6 4 C	1/00	B
<i>B 3 2 B</i>	<i>3/10</i>	<i>(2006.01)</i>	B 6 4 C	11/26	
<i>B 3 2 B</i>	<i>7/08</i>	<i>(2006.01)</i>	B 3 2 B	3/10	
			B 3 2 B	7/08	Z

(72)発明者 グレゴリー・カール・ゲマインハート
インド、カルナタカ・560066、バンガロール、ホワイトフィールド・ロード、フーディ・ビ
レッジ、フェイズ2、イーピーアイピー、プロット122、ジョン・エフ・ウェルチ・テクノロジ
ー・センター・プライベート・リミテッド

F ターム(参考) 3G202 BA02 BA06 BA08 BA09 BA10
4F100 AK53A AK53B BA03 DG01A DG01B DH02A DH02B EC10C EJ17 EJ42
GB31

【外国語明細書】
2017194050000001.pdf