

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第3989576号
(P3989576)

(45) 発行日 平成19年10月10日(2007.10.10)

(24) 登録日 平成19年7月27日(2007.7.27)

(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 I O I

FO4D 29/38 (2006.01)

FO4D 29/38 A

請求項の数 7 (全 9 頁)

(21) 出願番号	特願平8-246768	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成8年9月19日(1996.9.19)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開平9-189202		GENERAL ELECTRIC CO
(43) 公開日	平成9年7月22日(1997.7.22)		MPANY
審査請求日	平成15年9月12日(2003.9.12)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
(31) 優先権主張番号	08/533478		クタデイ、リバーロード、1番
(32) 優先日	平成7年9月25日(1995.9.25)	(74) 代理人	100093908
(33) 優先権主張国	米国(US)		弁理士 松本 研一
		(72) 発明者	ウォルター・ダグラス・ハワード
			アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナテ
			イ、フォーリング・ウォーターズ・レーン
			、10245番
		(72) 発明者	シーオード・ロバート・イングリッド
			アメリカ合衆国、オハイオ州、ラブランド
			、スミス・ロード、6722番
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービン用の部分的に金属製の翼

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

シャンク部と、中実部と、多数の相隔たるセグメントと、複数の中実けたとからなり、前記中実部と前記セグメントと前記中実けたは一緒に取付けられて翼形部を形成し、この翼形部は

- (a) 前縁と、
- (b) 後縁と、
- (c) 圧力側と、
- (d) 吸引側とを含み、前記圧力側と前記吸引側は前後両縁において互いに結合されて翼形を画成し、この翼形は前記前縁から前記後縁まで延在する翼弦線を有したこの翼弦線と直交しそして前記圧力側から前記吸引側に延びる厚さ方向を有し、
- (e) 前記シャンク部に取付けられた翼根と、
- (f) 翼端と、
- (g) 前記翼端に向かって外方にかつ前記翼根に向かって内方に延在する半径方向軸線とを含み、

前記中実部は本質的に金属材料からなり、前記中実部は前記翼端に近接しかつ同翼端を含んで前記前縁から前記後縁までかつ前記前縁と前記後縁に近接しかつ両縁を含んで前記翼根から前記翼端まで前記圧力側と前記吸引側を部分的に含み、

前記中実けたは、概して半径方向に前記翼根から前記翼端近辺まで延在しかつ概して厚さ方向に前記圧力側から前記吸引側近辺まで延在する第1けたを一つ含み、

10

20

前記中実けたは、概して翼弦方向に前記前縁近辺から前記後縁近辺まで延在しかつ概して厚さ方向に前記圧力側から前記吸引側近辺まで延在する第2けたを二つ含み、

前記第1および第2けたは交差し、

前記中実けたは更に、前記半径方向軸線から概して45度の角度で前記交差部から延在しかつ概して厚さ方向に前記圧力側から前記吸引側近辺まで延在する第3けたを更に含み、

前記セグメントは本質的に、複合材と構造的フォームとシンタクティックフォームとそれらの混合物とからなる部類から選択された材料からなり、前記セグメントは共に前記翼端と前記前縁と前記後縁の近辺で前記中実部により部分的に境されており、

前記中実けたは前記セグメントを分離しかつそれらに取付けられ、前記中実けたは本質的に金属材料からなるガスタービン航空機エンジンファン翼。

10

【請求項2】

前記セグメントは概して厚さ方向に前記圧力側から前記吸引側まで延在する請求項1記載のガスタービン航空機エンジンファン翼。

【請求項3】

前記中実部はさらに前記吸引側を全体的に含み、従って前記セグメントは前記吸引側に向かって前記中実部と当接している請求項1記載のガスタービン航空機エンジンファン翼。

【請求項4】

前記セグメントは、圧力側の表面積の50～80%である、請求項1乃至3のいずれか1項に記載のガスタービン航空機エンジンファン翼。

20

【請求項5】

前記第1けたは前記翼端近辺で前記中実部に取付けられた一端を有し、そして前記第2けたは各端が前記前縁と前記後縁の対応する一方近辺で前記中実部に取付けられているような2端を有する請求項4記載のガスタービン航空機エンジンファン翼。

【請求項6】

前記セグメントは、翼形部の体積の50～80%である、請求項1乃至5のいずれか1項に記載のガスタービン航空機エンジンファン翼。

【請求項7】

前記中実けたは心けたを含み、この心けたは概して翼弦方向に前記前縁近辺から前記後縁近辺まで延在し、概して半径方向に前記翼根から前記翼端近辺まで延在しそして厚さ方向に前記圧力側と前記吸引側から隔てられている、請求項1記載のガスタービン航空機エンジンファン翼。

30

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】

本発明は一般的にはガスタービンに関し、特に、ガスタービン用の部分的に金属製の翼に関する。

【0002】

【従来の技術】

40

ガスタービンはガスタービン発電装置と航空機用ガスタービンエンジンを包含するがこれらに限定されない。ガスタービンにはコアエンジンが含まれ、それに入る空気流を圧縮する高圧圧縮機と、燃料と圧縮空気の混合物を燃やして推進用ガス流を生成する燃焼器と、推進用ガス流により回転する高圧タービンとを有し、高圧タービンは比較的大径の軸に連結されて高圧圧縮機を駆動する。典型的な前ファン付きガスタービン航空機エンジンには低圧タービン（高圧タービンの後方に配置）が追加され、同軸の小径軸に連結されて前ファン（高圧圧縮機の前方に配置）を駆動するとともに任意の低圧圧縮機（前ファンと高圧圧縮機との間に配置）を駆動する。低圧圧縮機は時々ブースタ圧縮機または単にブースタと呼ばれる。

【0003】

50

ファンと、高圧と低圧の圧縮機とタービンはガスタービン翼を有し、各翼には翼形部が含まれ、シャंक部に取り付けられている。動翼は回転するガスタービンロータディスクに取り付けたガスタービン翼である。静翼は回転しないガスタービンステータケーシングに取り付けたガスタービン翼である。通例、半径方向外方に延在する動翼の周方向列と、半径方向内方に延在する静翼の周方向列とが交互に存在する。最初および（または）最後の列の静翼（入口および出口案内翼とも呼ばれる）が存在する場合、それらの半径方向内端も回転しないガスタービンステータケーシングに取り付け得る。逆転する「ステータ」ペーン（静翼）も知られている。従来のガスタービン翼設計は通例、全体的に金属製例えばチタン製あるいは全体的に複合材製の翼形部を有する。「複合材」は任意の（金属または非金属）マトリックス結合剤に埋め込んだ任意の（金属または非金属）繊維を有する材料と定義される。ただし、「複合材」という用語は金属マトリックスに埋め込んだ金属繊維を包含しない。「金属」という用語は合金を包含する。複合材の一例は、エポキシ樹脂に埋め込んだ黒鉛繊維を有する材料である。全体が金属製の翼は高価な幅広翼弦中空翼を含むものであり、比較的重く、その結果燃料性能が低下しそして比較的頑丈な翼取付部が必要になる。これに対し、比較的軽い全体が複合材製の翼は鳥の衝突により比較的多くの反応・破損を起こす。公知の混成翼は、前縁が壊食と鳥の衝撃に対して金属により保護されている複合材翼を包含する。ファン翼は通例、航空機用ガスタービンエンジン内で最大の（従って最も重い）翼であり、そして前ファン翼は鳥の衝突により衝撃を受ける最初の翼である。必要なものは、比較的軽量でかつ鳥の衝突による損傷に比較的良く耐えるガスタービン翼、特にガスタービンファン翼である。

10

20

【 0 0 0 4 】**【 発明の目的 】**

本発明の目的は部分的に金属製のガスタービン翼を提供することである。

【 0 0 0 5 】**【 発明の概要 】**

本発明のガスタービン翼はシャंक部と、中実部と、多数の相隔たるセグメントと、少なくとも2つの中実けたとを含み、中実部とセグメントと中実けたは一緒に取り付けられて翼形部を形成している。翼形部は前縁と後縁と圧力側と吸引側と翼根と翼端と半径方向軸線とを含み、圧力側と吸引側は前後両縁において互いに結合されて翼形を画成し、この翼形は翼弦線と厚さ方向を有する。翼根はシャंक部に取り付けられている。中実部と中実けたは本質的に金属材料からなり、そしてセグメントは本質的に複合材、構造的フォーム（泡）および（または）シタクティックフォームからなる。中実部は、翼端に近接しかつ同翼端を含んで前縁から後縁まで、そして前縁と後縁に近接しかつ両縁を含んで翼根から翼端まで圧力側と吸引側を部分的に含んでいる。セグメントは共に翼端と前縁と後縁の近辺で中実部により部分的に境されている。中実けたはセグメントを分離しかつそれらに取り付けられている。

30

【 0 0 0 6 】

本発明のガスタービン翼から様々な利点を得られる。翼の翼形部の中実部は、本質的に金属からなるので、翼例えば航空機ファン翼の鳥の衝突による衝撃破損を最も起こしやすい部位において鳥の衝突による破損に対する耐性をもたらす。翼の翼形部のセグメントは、本質的に複合材、構造的フォームおよび（または）シタクティックフォームからなるので、翼例えば航空機ファン翼の鳥の衝撃破損を最も起こし難い部位において重量を低減する。このようなセグメントはまた修理しやすい。翼の翼形部の中実けたは、本質的に金属からなるので、翼に追加的な曲げ剛性とねじり剛性を与えるとともに、鳥の衝突による翼衝撃中エネルギーを散逸させることにより割れ・離層抑止手段として作用する。

40

【 0 0 0 7 】**【 実施例の記載 】**

添付図面は本発明の様々な好適実施例を示し、全図を通じて同符号は同要素を表す。図1と図2は本発明のガスタービン翼の第1好適実施例110の概略を示す。ガスタービン翼110はシャंक部112と、中実部114と、多数の相隔たるセグメント116と、複

50

数の中実けた 1 1 8 とを含んでいる。通例、シャंक部 1 1 2 は翼台 1 2 0 とダブルテール 1 2 2 とを有し、翼台 1 2 0 は空気流の半径方向支承を助け、ダブルテール 1 2 2 はロータディスク（図示せず）に取付けられる。中実部 1 1 4 とセグメント 1 1 6 と中実けた 1 1 8 は一緒に取付けられて翼形部 1 2 4 を形成している。

【 0 0 0 8 】

翼形部 1 2 4 は前縁 1 2 6 と後縁 1 2 8 と圧力（凹形）側 1 3 0 と吸引（凸形）側 1 3 2 と翼根 1 3 4 と翼端 1 3 6 と半径方向軸線 1 3 8 とを有する。圧力側 1 3 0 と吸引側 1 3 2 は前後両縁 1 2 6、1 2 8 において互いに結合されて翼形を画成し、この翼形は前縁 1 2 6 から後縁 1 2 8 まで延在する翼弦線 1 4 0 を有し、また翼弦線 1 4 0 と直交しそして圧力側 1 3 0 から吸引側 1 3 2 に伸びる厚さ方向 1 4 2 を有する。翼根 1 3 4 はシャंक部 1 1 2 に取付けられている。半径方向軸線 1 3 8 は翼端 1 3 6 に向かって外方にかつ翼根 1 3 4 に向かって内方に延在する。

10

【 0 0 0 9 】

中実部 1 1 4 は本質的に金属材料からなり、そして好ましくは金属材料からなる。「金属」という用語は合金を包含する。好ましくは中実部 1 1 4 は一体の金属部である。一実施例において、金属材料は本質的に（そして好ましくは完全に）チタンからなる。金属材料として選択し得る他のものは、例えば、アルミニウム、コバルト、ニッケルまたは鋼であるが、これらに限定されない。中実部 1 1 4 は、翼端 1 3 6 に近接しかつ同翼端を含んで前縁 1 2 6 から後縁 1 2 8 まで、そして前縁 1 2 6 と後縁 1 2 8 に近接しかつ両縁を含んで翼根 1 3 4 から翼端 1 3 6 まで圧力側 1 3 0 と吸引側 1 3 2 を部分的に含んでいる。このような中実部 1 1 4 は翼端摩擦保護の改善に役立つ金属翼端 1 3 6 を形成することに注意されたい。

20

【 0 0 1 0 】

セグメントは本質的に（そして好ましくは完全に）、複合材と構造的フォーム（泡）とシンタクティックフォームとそれらの混合物とからなる部類から選択された材料からなる。

「複合材」という用語は任意の（金属または非金属）マトリックス結合剤に埋め込んだ任意の（金属または非金属）繊維を有する材料と定義される。ただし、「複合材」という用語は金属マトリックスに埋め込んだ金属繊維（すなわち繊維）を包含しない。好ましくは、セグメント 1 1 6 が複合材セグメントの時、このような複合材セグメントは複合材の個別薄層の集積物である。一実施例において、複合材料は本質的に（そして好ましくは完全に）、エポキシ（すなわちエポキシ樹脂）マトリックス結合剤に埋め込んだ炭素繊維からなる。複合材料として選択し得る他のものは、繊維ビスマレイミド、繊維ポリイミド、および他の繊維エポキシ熱硬化性または熱可塑性樹脂およびそれらの混合物を包含するが、これらに限定されない。繊維率と繊維方位は、職工の技能レベル以内にあるように、遠心荷重と空気力学的荷重の下で翼形部の全体的な剛性を保って翼の構造的固着を最少にするように選定される。「構造的フォーム」という用語は、海綿状コアと一体表皮とを有するプラスチックと定義される。「シンタクティックフォーム（syntactic foam）」という用語は、剛性の微細粒子を流体重合体内に分散し次いでそれを硬化させることにより製造される海綿状重合体と定義される。シンタクティックフォームの一例はロハセルフォーム（Rohacell Foam）である。セグメント 1 1 6 は共に翼端 1 3 6 と前縁 1 2 6 と後縁 1 2 8 の近辺で中実部 1 1 4 により部分的に境されている。

30

40

【 0 0 1 1 】

中実けた 1 1 8 はセグメント 1 1 6 を分離しかつそれらに取付けられている。中実けたは本質的に（そして好ましくは完全に）金属材料からなる。好ましくは、この金属材料は中実部 1 1 4 のそれと同じである。好ましくは、中実けた 1 1 8 は第 1 けた 1 4 4 を含み、第 1 けた 1 4 4 は概して半径方向に翼根 1 3 4 から翼端 1 3 6 近辺まで延在し、また概して厚さ方向に圧力側 1 3 0 から吸引側 1 3 2 まで延在する。一実施例において、中実けた 1 1 8 は第 2 けた 1 4 6 を含み、第 2 けた 1 4 6 は概して翼弦方向に前縁 1 2 6 近辺から後縁 1 2 8 近辺まで延在し、また概して厚さ方向に圧力側 1 3 0 から吸引側 1 3 2 まで延在する。好適構造において、第 1 けた 1 4 4 は、翼端 1 3 6 近辺で中実部 1 1 4 に取付け

50

られた１端１４８を有し、そして第２けた１４６は、各端が前縁１２６と後縁１２８の対応する一方近辺で中実部１１４に取付けられているような２端１５０、１５２を有する。第１好適実施例では、図２に明示のように、セグメント１１６は概して厚さ方向に圧力側１３０から吸引側１３２まで延在する。好ましくは、中実けた１１８は共に一体けた配列をなし、そして中実けた１１８と中実部１１４は共に一体金属配列をなす。

【００１２】

ガスタービン翼の第２好適実施例２１０はガスタービン翼の前述の第１好適実施例１１０と概して同じであるが、下記の追加物が存在する。第２好適実施例では、図３に明示のように、第１けた２４４と第２けた２４６が交差し、そして中実けたは第３けた２５４を含み、第３けた２５４は、半径方向軸線１３８からほぼ４５度の角度で交差部２５６から延在し、また概して厚さ方向に（第１および第２けた２４４、２４６と同様に）圧力側から吸引側まで延在する。

10

【００１３】

ガスタービン翼の第３好適実施例３１０と第４好適実施例４１０はそれぞれガスタービン翼の前述の第１好適実施例１１０または第２好適実施例２１０と概して同じであるが、下記の違いが存在する。第３好適実施例では、図４に明示のように、ガスタービン翼３１０の翼形部３２４の中実部３１４がさらに吸引側３３２を全体的に含み、従ってセグメント３１６は吸引側３３２に向かって中実部３１４と当接している。この場合、中実けた３１８は全て、概して厚さ方向に圧力側３３０から吸引側３３２近辺まで延在する。第４好適実施例では、図５に明示のように、ガスタービン翼４１０の中実けたは心けた４５８を含み、心けた４５８は概して翼弦方向に前縁４２６近辺から後縁４２８近辺まで延在し、概して半径方向に翼根から翼端まで延在し、そして厚さ方向に圧力側４３０と吸引側４３２から隔てられている。

20

【００１４】

図１と図２の第１好適実施例について再び説明すると、ガスタービン翼１１０は、吸引（凸）側１３２が基準点を通る前に圧力（凹）側１３０が同じ基準点を通るような方向に回転する。従って、鳥衝撃の跡は、主に、前縁１２６近くの圧力側１３０の金属中実部１１４の区域に存在し、次に、圧力側１３０の隣接する複合材、構造的フォームおよび（または）シタクティックフォーム製セグメント１１６の区域に存在する。このような複合材、構造的フォームおよび（または）シタクティックフォーム域は耐座屈性をもたらす。なぜならそれは引張状態にあるからで、この状態は複合材、構造的フォームおよび（または）シタクティックフォームにとって最善である。翼形部１２４を構成する複合材、構造的フォームおよび（または）シタクティックフォームセグメント１１６の材料の後述の割合は、重量および耐衝撃性因子の最適化を介した工学的解析により決定されたものである。

30

【００１５】

好ましくは、セグメント１１６は圧力側１３０の表面積のほぼ４０～９０％（望ましくは５０～８０％）を含み、そして翼形部１２４の体積のほぼ４０～９０％（望ましくは５０～８０％）を含む。一実施例において、セグメント１１６は圧力側１３０の表面積のほぼ７０％を含み、そして翼形部１２４の体積のほぼ７０％を含む。好適実施例では、ガスタービン翼１１０は少なくとも４つのセグメント１１６を含む。

40

【００１６】

全セグメント１１６は全体で、前縁１２６と後縁１２８との間の圧力側１３０に沿う距離のほぼ１５～９５％（望ましくは５０～８０％）にわたって圧力側１３０に沿って概して翼弦方向に延在することが好ましい。一好適実施例において、セグメント１１６は全体で前縁１２６と後縁１２８との間の圧力側１３０に沿う距離のほぼ６０％にわたって延在する。セグメント１１６は全体で翼根１３４と翼端１３６との間の距離のほぼ６０～９５％（望ましくはほぼ７０～９５％）にわたって半径方向に延在することが望ましい。一実施例において、セグメント１１６は全体で翼根１３４と翼端１３６との間の距離のほぼ９０％にわたって半径方向に延在する。

50

【 0 0 1 7 】

一好適実施例において、複合材（または構造的／シタクティックフォーム）材料は金属材料の融点より低い温度で中実部 1 1 4 から熱的に除去可能である。これにより翼形部 1 2 4 は、鳥の衝突または異物の衝撃により破損した場合修理しやすい。もし翼形部が複合材（または構造的／シタクティックフォーム）セグメント 1 1 6 で破損すれば、複合材（または構造的／シタクティックフォーム）材料を熱的に除去し、金属中実部 1 1 4 および（または）金属中実けた 1 1 8 を修理し、そして新しい複合材（または構造的／シタクティックフォーム）材料を再び取付ける。このような翼破損のほとんどは最前列のガスタービン翼 1 1 0 で発生するので、翼形部 1 2 4 はガスタービン航空機エンジンファン翼 1 1 0 の翼形部（あるいは、もしエンジンがファンを持たなければ、ガスタービン航空機エンジン圧縮機翼の翼形部）であることが好ましい。工学的解析によれば、本発明のガスタービン翼 1 1 0 がガスタービン航空機エンジンファン翼の形態の場合、その好適直径はほぼ 4 5 ～ 9 8 インチでありそして翼端 1 3 6 での好適設計最高速度はほぼ 1 5 5 0 フィート毎秒より低い。このような好適作動条件は、翼端温度が翼形部 1 2 4 のセグメント 1 1 6 で使用される複合材料、例えば、エポキシ、ビスマレイミド、およびポリイミド樹脂（あるいは構造的フォームまたはシタクティックフォーム材料）の使用温度を超えないことを保証する。

10

【 0 0 1 8 】

本発明のガスタービン翼 1 1 0 を製造する好適方法は、オートクレーブ、圧縮成形、および（複合材料の場合）樹脂移送成形を包含するが、これらに限定されない。オートクレーブを選んだ場合、金属中実部 1 1 4 は工具の片側として作用するので、ツーリングが最少になる。前述のように、複合材料の場合、繊維率と繊維方位は、職工の技能レベル以内にあるように、遠心荷重と空気力学的荷重の下で翼形部の全体的な剛性を保って翼の構造的固着を最少にするように選定される。

20

【 0 0 1 9 】

シャンク部 1 1 2 のダブテール 1 2 2 を圧力（凹）側（図示せず）で部分的に複合材製にし得ることに注意されたい。代替的に、ダブテール 1 2 2 は、複合材（または構造的／シタクティックフォーム）セグメント 1 1 6 を確実に捕捉しそしてダブテール金属摩耗表面を呈するように金属くさびシステム（やはり図示せず）を有し得る。また、複合材（または構造的／シタクティックフォーム）材料は衝撃を受けると金属中実部 1 1 4 から離散するので、翼形部 1 2 4 用の受止め構造体が比較的少なくてすむことに注意されたい。

30

【 0 0 2 0 】

以上、本発明の様々な好適実施例を例示の目的で説明したが、本発明は開示した明確な態様に限定されるものではなく、明らかに、上述の教示から多様な改変が可能である。

【図面の簡単な説明】

【図 1】ガスタービン航空機エンジンファン翼の形態の本発明のガスタービン翼の第 1 好適実施例の圧力側の概略側面図である。

【図 2】図 1 のガスタービン翼の翼形部の線 2 - 2 に沿う概略図である。

【図 3】本発明のガスタービン翼の第 2 好適実施例の圧力側の概略側面図である。

【図 4】図 2 と同様の図であるが、本発明のガスタービン翼の第 3 好適実施例の図である

40

。

【図 5】図 2 と同様の図であるが、本発明のガスタービン翼の第 4 好適実施例の図である

。

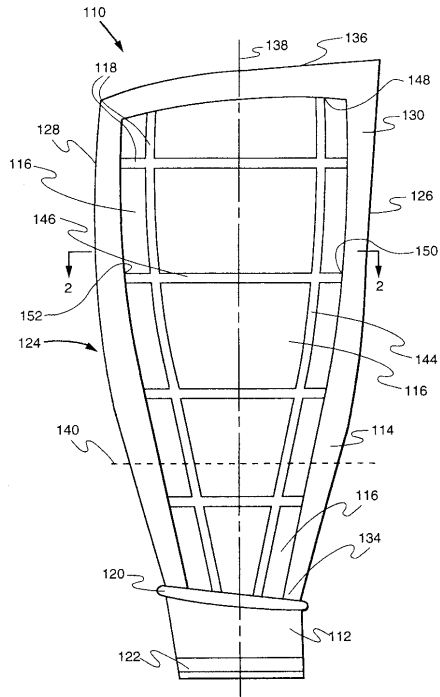
【符号の説明】

- 1 1 0 ガスタービン翼
- 1 1 2 シャンク部
- 1 1 4 中実部
- 1 1 6 セグメント
- 1 1 8 中実けた
- 1 2 4 翼形部

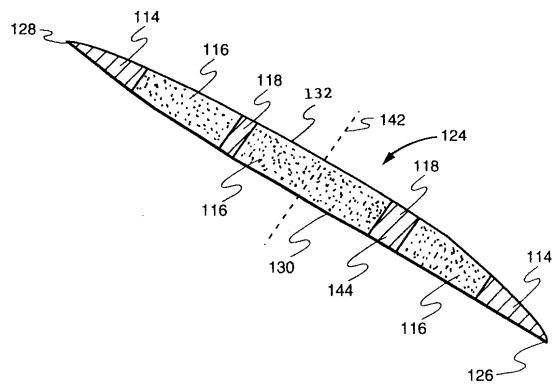
50

1 2 6	前縁	
1 2 8	後縁	
1 3 0	圧力側	
1 3 2	吸引側	
1 3 4	翼根	
1 3 6	翼端	
1 3 8	半径方向軸線	
1 4 0	翼弦線	
1 4 4	第 1 けた	
1 4 6	第 2 けた	10
2 1 0	ガスタービン翼	
2 4 4	第 1 けた	
2 4 6	第 2 けた	
2 5 4	第 3 けた	
3 1 0	ガスタービン翼	
3 1 4	中実部	
3 1 6	セグメント	
3 1 8	中実けた	
3 2 4	翼形部	
3 3 0	圧力側	20
3 3 2	吸引側	
4 1 0	ガスタービン翼	
4 2 6	前縁	
4 2 8	後縁	
4 3 0	圧力側	
4 3 2	吸引側	
4 5 8	心けた	

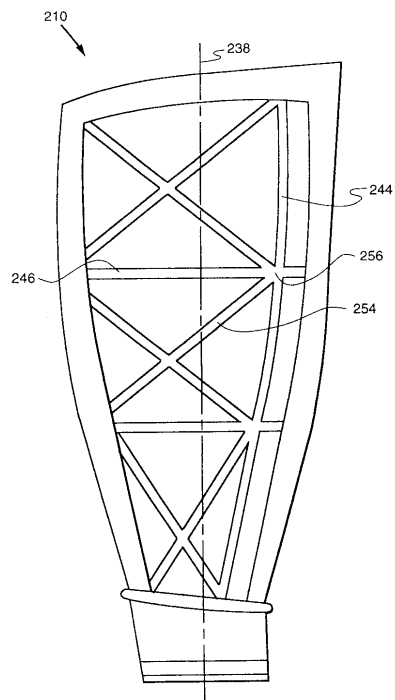
【図 1】



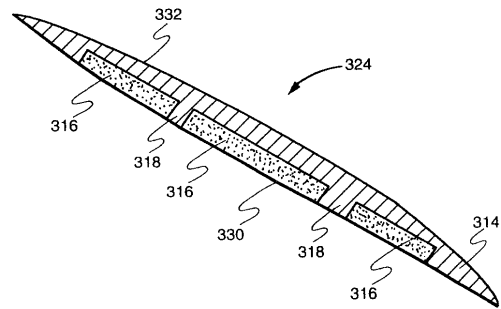
【図 2】



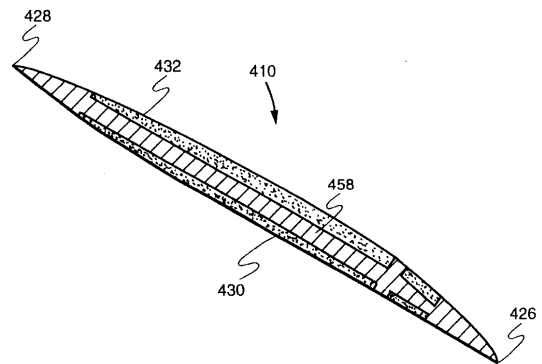
【図 3】



【図 4】



【図 5】



フロントページの続き

(72)発明者 ウィリアム・エリオット・バクラク
アメリカ合衆国、バーモント州、ベニングトン、ピー・オー・ボックス・４２２５（番地なし）

審査官 藤原 直欣

(56)参考文献 米国特許第０５３４３６１９（ＵＳ，Ａ）
米国特許第０５２９５７８９（ＵＳ，Ａ）
特開昭５３－０９５３０４（ＪＰ，Ａ）

(58)調査した分野(Int.Cl.，ＤＢ名)

F01D 5/28

F01D 5/14

F01D 9/02

F04D 29/38、29/66