

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第4150952号
(P4150952)

(45) 発行日 平成20年9月17日 (2008. 9. 17)

(24) 登録日 平成20年7月11日 (2008. 7. 11)

(51) Int. Cl.

F I

FO1D 5/18 (2006.01)

FO1D 5/18

請求項の数 9 (全 16 頁)

(21) 出願番号	特願2002-140854 (P2002-140854)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成14年5月16日 (2002. 5. 16)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(65) 公開番号	特開2002-364303 (P2002-364303A)		GENERAL ELECTRIC CO
(43) 公開日	平成14年12月18日 (2002. 12. 18)		MPANY
審査請求日	平成17年2月10日 (2005. 2. 10)		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	09/859610		クタデイ、リバーロード、1 番
(32) 優先日	平成13年5月17日 (2001. 5. 17)	(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	ジェラルド・アンソニー・リンク
			アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナテ
			ィ、リボルト・ロード、5307番
		(72) 発明者	マーク・エドワード・シュテーゲミラー
			アメリカ合衆国、オハイオ州、フランクリ
			ン、シェイカー・ロード、2516番

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジンのブレード、システム及びブレードの変更方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

正圧側に (A) 単一の行 (48) の先端冷却孔と (B) 後縁の第 1 列から数えて 9 列の孔とで構成される冷却孔 (42) の配列を含む、ガスタービンエンジンのタービンブレードを変更する方法であって、

- a) ティルト角 (39) を 18.5 パーセント増加し、
- b) リーン角 (33) を 40 パーセント減少し、
- c) 冷却空気流を不変のまま維持するために、前記 9 列の孔の配列を、

第 1 列 (71) が、直径 16 ミル (0.41 mm) の 3 個の孔と直径 17 ミルの 6 個の孔の、全部で 9 個の孔を含み、

第 2 列 (72) が、直径 17 ミル (0.43 mm) の 9 個の孔を含み、

第 3 列 (73) が、直径 17 ミルの 3 個の孔を含み、

第 4 列 (74) が、直径 15 ミル (0.38 mm) の 11 個の孔を含み、

第 5 列 (75) が、直径 15 ミルの 10 個の孔を含み、

第 6 列 (76) が、直径 15 ミルの千鳥配列された 25 個の孔を含み、

第 7 列 (77) が、直径 15 ミルの 15 個の孔を含み、

第 8 列 (78) が、直径 15 ミルの 15 個の孔を含み、

第 9 列 (79) が、直径 13 ミル (0.33 mm) の 21 個の孔を含む配列となるように変更する

ことからなることを特徴とする方法。

10

20

【請求項 2】

正圧側に (1) (A) 単一の行 (4 8) の先端冷却孔と、(B) 後縁の第 1 列から数えて 9 列の孔とで構成される冷却孔 (4 2) の配列を含む、フィルム冷却されたタービンプレード (3) における弯曲を減らすための方法であって、(2) 以下の孔の列、すなわち、

第 1 列 (7 1) が、直径 1 6 ミル (0 . 4 1 mm) の 3 個の孔と直径 1 7 ミルの 6 個の孔の、全部で 9 個の孔を含み、

第 2 列 (7 2) が、直径 1 7 ミル (0 . 4 3 mm) の 9 個の孔を含み、

第 3 列 (7 3) が、直径 1 7 ミルの 3 個の孔を含み、

第 4 列 (7 4) が、直径 1 5 ミル (0 . 3 8 mm) の 1 1 個の孔を含み、

第 5 列 (7 5) が、直径 1 5 ミルの 1 0 個の孔を含み、

第 6 列 (7 6) が、直径 1 5 ミルの千鳥配列された 2 5 個の孔を含み、

第 7 列 (7 7) が、直径 1 5 ミルの 1 5 個の孔を含み、

第 8 列 (7 8) が、直径 1 5 ミルの 1 5 個の孔を含み、

第 9 列 (7 9) が、直径 1 3 ミル (0 . 3 3 mm) の 2 1 個の孔を含む、孔の配列を備えることを特徴とする方法。

【請求項 3】

前記千鳥配列された 2 5 個の孔が、2 つの平行な列 (7 6) で構成されることを特徴とする請求項 2 に記載の方法。

【請求項 4】

列の縦方向に隣接した孔の間の縦方向の距離 (A C 、 B D) が等しいことを特徴とする請求項 2 又は 3 に記載の方法。

【請求項 5】

孔の間の千鳥配列の距離 (A B 、 B C 、 C D) が等しいことを特徴とする請求項 4 に記載の方法。

【請求項 6】

先端に近い孔の行と、後縁から数えて列 1 0 の孔とを含むタービンプレード (3) を変更する方法であって、

a) 第 6 列 (6 4) を削除し、

b) 残りの列を、次のような孔の列に置換すること、すなわち、

i) 第 1 列 (5 9) を、

A) 直径 1 6 ミル (0 . 4 1 mm) の 3 個の孔と、

B) 直径 1 7 ミル (0 . 4 3 mm) の 6 個の孔と、

からなる 9 個の孔を含む列 (7 1) に置換し、

i i) 第 2 列 (6 0) を、直径 1 7 ミルの 9 個の孔を有する列 (7 2) に置換し、

i i i) 第 3 列 (6 1) を、直径 1 7 ミルの 3 個の孔を有する列 (7 3) に置換し、

i v) 第 4 列 (6 2) を、直径 1 5 ミル (0 . 3 8 mm) の 1 1 個の孔を有する列 (7 4) に置換し、

v) 第 5 列 (6 3) を、直径 1 5 ミルの 1 0 個の孔を有する列 (7 5) に置換し、

v i) 第 7 列 (6 5) を、直径 1 5 ミルの 2 5 個の孔を有する列 (7 6) に置換し、

v i i) 第 8 列 (6 6) を、直径 1 5 ミルの 1 5 個の孔を有する列 (7 7) に置換し、

v i i i) 第 9 列 (6 7) を、直径 1 5 ミルの 1 5 個の孔を有する列 (7 8) に置換し、

i x) 第 1 0 列 (6 8) を、直径 1 3 ミル (0 . 3 3 mm) の 2 1 個の孔を有する列 (7 9) に置換し、

c) 前記孔の行 (4 8) を、直径 1 2 ミル (0 . 3 0 mm) の 8 個の孔を有する行 (7 0) に置換する、

ことからなることを特徴とする方法。

【請求項 7】

前記ブレードのティルト角（３９）を、３．２度に変更するステップをさらに含むことを特徴とする請求項６に記載の方法。

【請求項８】

前記ブレードのリーン角（３３）を、２．１度に変更するステップをさらに含むことを特徴とする請求項６又は７に記載の方法。

【請求項９】

ガスタービンエンジンの高圧タービンの第１段用のブレード（３）であって、

a) 正圧側に、

i) 先端の近くのそれぞれ直径１２ミル（０．３０mm）の８個の冷却孔の行（７０）と、

ii) 次のような９列の孔、すなわち、

A) 直径１６ミル（０．４１mm）の３個の孔と直径１７ミルの６個の孔の、全部で９個の孔を含む第１列（７１）と、

B) 直径１７ミル（０．４３mm）の９個の孔を含む第２列（７２）と、

C) 直径１７ミルの３個の孔を含む第３列（７３）と、

D) 直径１５ミル（０．３８mm）の１１個の孔を含む第４列（７４）と、

E) 直径１５ミルの１０個の孔を含む第５列（７５）と、

F) ２つの相補的な列になった直径１５ミルの２５個の孔を含む第６列（７６）と

、

G) 直径１５ミルの１５個の孔を含む第７列（７７）と、

H) 直径１５ミルの１５個の孔を含む第８列（７８）と、

I) 直径１３ミル（０．３３mm）の２１個の孔を含む第９列（７９）と、

を有し、

b) ２．１度のリーン角（３３）と、

c) ３．２度のティルト角（３９）と、

を有することを特徴とするブレード（３）。

【発明の詳細な説明】

【０００１】

【発明の属する技術分野】

本発明は、改良された構造的特性及び冷却特性を有するタービンプレードに関する。

【０００２】

【従来の技術】

ガスタービンエンジン用のタービンプレードは、高い重力場がブレードに著しいストレスを加え、また該ブレードは高温の条件下で作動する、という過酷な環境で作動する。

【０００３】

重力場の大きさは、簡単な例で説明することができる。次式により円心加速度が与えられる。

$$a = w^2 \times r$$

ここで、aは、円心加速度であり、wは、１秒当りのラジアンで表す回転速度であり、rは、加速度を計算する際の半径である。

【０００４】

半径１フィートのシャフトが、１秒当り１６７回転に相当する１０，０００rpmで回転する場合には、円心加速度aは、

$$a = (167 \times 2 \times \pi) (1 / \text{秒}) \times (167 \times 2 \times \pi) (1 / \text{秒}) \times 1 \text{ フィート、}$$

又は、約１１０万フィート／秒²として計算される。１Gが地球の重力加速度であるGの単位に換算するために、この加速度を３２．２で割ると、約３４，０００Gが得られる。

【０００５】

【発明が解決しようとする課題】

明らかに、この高い重力場はブレードに大きなストレスを加える、すなわち静止状態において１ポンドの重量のブレードは、作動時に３４，０００ポンドの重さとなる。さらに、

10

20

30

40

50

ガス負荷が、重力場とは異なる方向に該ブレードに対して一層のストレスを加える。

【 0 0 0 6 】

重力場に起因するストレスに加えて、タービンブレードが曝されるガスの温度は高温である。例えば、タービン入口の温度は 2 , 5 0 0 F (1 , 3 7 0) が一般的である。高温によって、多くの金属が弱くなる。高温に対処するために、ブレード内に含まれる通路に冷却空気を通すことで、一部のタービンブレードは能動的に冷却されている。

【 0 0 0 7 】

本発明者らは、ストレスと熱による有害な影響を減らすために、タービンブレードについての新たな構造を開発した。

【 0 0 0 8 】

【課題を解決するための手段】

本発明の一形態において、タービンブレードは、特定のティルト角、特定のリーン角、及び特定の冷却孔の列の組を備え、多くの列において孔の分布は一樣ではない。本発明は、ブレードにおける特定の温度勾配と機械的負荷を減少させ、これによりブレードの弯曲を減少させるものである。

【 0 0 0 9 】

【発明の実施の形態】

図 1 は、ガスタービンエンジンに使用される一般的なタービンブレード 3 の翼形部を示す。図 2 は、この断面図を示し、冷却空気フィルム 5 を供給する内部通路 4 を示す。このような冷却では、図 1 のブレードの先端 6 について、図 3 に示すような等温線 7 を示す温度分布が得られる。図 3 における先端の冷却孔 8 は、図 1 には示されていない。

【 0 0 1 0 】

本発明者らは、特定のタービンブレードが、図 4 に示すように作動中に弯曲する傾向にあることを観察してきた。この弯曲は、鎖線 1 2 で示される通常の後縁の形状からの後縁 1 1 の変位により表される。この特定のブレードは、General Electric Company から商業的に入手できる CF 6 - 5 0 ガスタービンエンジンの高圧タービンの第 1 段に見られるものである。

【 0 0 1 1 】

本発明者らは、温度勾配が弯曲の一因であると推測する。この弯曲を減らすために、本発明者らは、ブレード毎に異なるパターンの冷却孔を含むこの種のブレードについての、多くの異なる構造的形状を試験してきた。これらの試験は、コンピュータモデルの実行という形式と、ブレードの実サンプルを試験する、というものであった。

【 0 0 1 2 】

本発明者らは、ブレードが (1) 3 . 2 度のティルト角、(2) 2 . 1 度のリーン角、及び (3) 正圧側における特定のパターンの冷却孔、を備えるように該ブレードを修正した場合には、弯曲が著しく減ることを確認した。さらに、1 つの特定の温度勾配の著しい減少が達成される。

【 0 0 1 3 】

この減少を説明する前に、ティルト角とリーン角のパラメータについて説明する。図 5 は、一般的なタービンブレード 3 を示す。このブレードは、重なり合わされた一連の翼形部又は翼形セクション 1 8 として設計される。図 6 は、分解された、重なり合わされていない形態の翼形セクション 1 8 を示す。当該技術分野では周知のように、翼形セクション 1 8 は、重なり軸線 2 1 に沿って重ねられる。重なり軸線 2 1 は、ティルト方向及びリーン方向のような異なる方向をとることができ、これを次に説明する。

【 0 0 1 4 】

図 7 は、タービンディスク 2 4 上のタービンブレード 3 の概略図である。重なり軸線 2 1 が示される。図 8 は、平板 2 7 として簡略化された形態のブレードを示す。平板 2 7 は、図 9 に示す幾何学的な軸平面 3 0 と同一平面に示されている。鎖線 2 8 は、半径方向の線である。

【 0 0 1 5 】

10

20

30

40

50

リーン角という用語は、傾いた重なり軸線 2 1 A によって示されるように、半径 2 8 からのブレード本体 2 7 の傾きを指す。換言すれば、仮想のブレード 2 7 P は、平坦なブレード 2 7 と比較して傾きを呈する。しかしながら、傾きが存在しても、重なり軸線 2 1 A はなおも軸平面 3 0 内にとどまる。角度 3 3 は、リーン角を表す。

【 0 0 1 6 】

ティルト角という用語は、図 1 0 で説明される。この用語は、図 1 0 の傾斜した重なり軸線 2 1 B によって示されるように、図 9 における軸平面 3 0 からのブレード本体 2 7 の傾斜を指す。換言すれば、仮想のブレード 2 7 P P は、ブレード 2 7 と比較して傾斜を呈する。傾斜した重なり軸線 2 1 B は、半径平面 3 6 内で移動する。角度 3 9 はティルト角を表す。

10

【 0 0 1 7 】

ここで、図 9 及び図 1 0 を参照することによって、上述のティルト角とリーン角を説明することができる。本発明においては、図 9 におけるリーン角 3 3 は 2 . 1 度になり、図 1 0 におけるティルト角 3 9 は 3 . 2 度になる。

【 0 0 1 8 】

本発明者らは、図 1 1 により詳細に示す、弯曲現象を呈する図 4 の従来技術のブレードにおいて、ティルト角は 2 . 7 度であり、リーン角は 3 . 5 度であることを指摘しておく。従って、本発明のもとでは、ティルト角は 2 . 7 度から 3 . 2 度へ 1 8 . 5 パーセント増加し、その一方で、リーン角は 3 . 5 度から 2 . 1 度へ 4 0 パーセント減少する。

【 0 0 1 9 】

上述のように、本発明はまた、特定のパターンの冷却孔を含む。図 1 1 は、上述の弯曲問題に対処した、従来技術による第 1 段目の高圧タービンプレード 3 を示す。冷却孔 4 2 が示される。図 1 2 は、本発明の一形態による冷却孔パターンを示す。

20

【 0 0 2 0 】

本発明者らは、弯曲を呈するブレードについての図 1 1 の温度差 4 1 が、ここでは T と呼ばれる特定の温度差であることを見出した。この差は、後縁における正圧側と負圧側との間に存在するもので、スパン方向の中央部、すなわち領域 4 3 付近で測定される。

【 0 0 2 1 】

本発明のもとでは、図 1 2 における対応する差 4 4 は、T の 6 8 パーセントに低下することが見出される。この温度差の低下は、ティルト角とリーン角の変化と相まって、上述の弯曲を減少させる。

30

【 0 0 2 2 】

図 1 1 及び図 1 2 の孔のパターンのいくつかの特性について、詳細に説明する。孔のパターンは、(1) 単一の行、及び (2) 多数の列、のグループに分けることができる。図 1 1 の従来技術によるブレード 3 は、(1) ブレード先端 5 1 における 1 0 個の孔の行 4 8、及び (2) 5 9 ~ 6 8 と表記された 1 0 列の孔を含む。

【 0 0 2 3 】

図 1 2 の本発明のブレードは、図 1 1 の 1 0 個の孔に対して (1) 先端における 8 個の孔の行 7 0 と、図 1 1 のような 1 0 列ではなく (2) 列 7 1 ~ 7 9 の 9 列の孔を含む。

【 0 0 2 4 】

図 1 2 の孔 7 8 A は、列 7 9 の一要素とみなす。図 1 1 の孔 6 7 A は、列 6 7 の一要素とみなす。

40

【 0 0 2 5 】

これらの行及び列の孔の数を、以下の表 1 及び表 2 に示す。

【 0 0 2 6 】

【 表 1 】

表1 従来技術のブレード (図11)

列	孔の数	
5 9	1 4	
6 0	1 5	
6 1	3	
6 2	1 2	10
6 3	1 2	
6 4	2	
6 5	1 9	
6 6	2 0	
6 7	2 0	20
6 8	1 9	

【 0 0 2 7 】

【表2】

表2 本発明 (図12)

列	孔の数	
7 1	9	
7 2	9	30
7 3	3	
7 4	1 1	
7 5	1 0	
7 6	2 5	
7 7	1 5	
7 8	1 5	40
7 9	2 1	

【 0 0 2 8 】

図12の本発明のもとでの、孔の直径を表3に示す。2種類の孔を含む列71を例外として、所定の列における全ての孔は同じ直径である。各グループの孔は、同じ直径である。行70の孔は全て同じ直径であり、0.012インチ(0.3mm)である。

【 0 0 2 9 】

【表3】

表3 本発明(図12)

列	孔の直径
7 1	下側の3つの孔-16ミル
7 1	上側の6つの孔-17ミル
7 2	17ミル
7 3	17
7 4	15
7 5	15
7 6	15
7 7	15
7 8	15
7 9	13

10

20

【0030】

これらの孔のパターン同士の類似点と相違点は、次のとおりである。

【0031】

第1に、図11の行48は10個の孔を含む。図12の行70は8個の孔を含む。行の1つの定義は、前縁の列77-79の要素である78Aのようないくつかの孔を除く、ブレードの正圧側の最上部すなわちブレード先端の最も近くに位置する孔の不連続な一続きであるということである。

30

【0032】

第2に、図11の2つの孔を持つ列64が、図12では除かれている。

【0033】

第3に、図11の列65が、千鳥配列にされた25個の孔の列76に置き換えられている。この千鳥配列は、構造的に高い強度を維持しながら、孔全体の面積を十分に大きくし、大きな空気流量が得られるようにされたものである。すなわち、孔が単列で配置される場合には、隣接する孔を隔てる距離が小さくなり、したがって、この距離の部分における材料が弱くなる。

【0034】

相対距離の具体例として、図14に孔A、B、C、及びDを示す。縦方向の距離AB、BC、及びCDは、ほぼ等しく、違いは5パーセント以内である。ABという用語は、孔(A、B)の間の距離を指し、この定義は、BCやACのような他の対にも当てはまる。千鳥配列の距離AC及びBDは、ほぼ等しく、違いは5パーセント以内である。縦方向の距離と千鳥配列の距離とのこれらの関係は、列76の全ての孔に当てはまる。

40

【0035】

別の観点から、列76は、AとBの間の間隔として表される水平距離すなわち投影が、20ミルすなわち0.020インチ(0.51mm)だけ離された2つの副列に分けられる。

【0036】

第4に、図11における後尾の列59の孔は、等間隔で配置されている。すなわち、隣り合う孔の間の距離は同一である。後尾の列59は後縁に最も近い列である。しかしながら

50

、図 1 2 では、後尾の列 7 1 の孔は等間隔で配置されていない。これらは 2 つのグループ 8 5 及び 8 9 で構成される。

【 0 0 3 7 】

グループ 8 5 及び 8 9 の間の距離 9 1 は、グループ 8 5 又は 8 9 のいずれの隣合う孔の間隔よりも大きい。すなわち、距離 9 1 は、グループ 8 9 の孔と孔の間隔よりも大きく、グループ 8 5 の孔と孔の間隔よりも大きい。

【 0 0 3 8 】

第 5 に、図 1 3 は、図 1 1 のブレード 3 の繰り返しであり、後縁 1 3 7 の高さ 1 2 5 を、1 0 個の等しい部分すなわち等区間に分ける平行線が示される。各区間は、ブレードの高さ 1 2 5 の 1 0 パーセントに相当する。従来技術のブレード 3 において、最後部の 2 つの列 5 9 及び 6 0 の両方の冷却孔は、1 3 5 で示される 2 0 パーセント区間の下にも存在する。

10

【 0 0 3 9 】

図 1 4 の本発明のブレード 1 4 では、3 0 % と表記される 3 0 パーセント区間 1 4 5 より下には、列 7 2 の孔は無い。さらに、3 0 パーセント区間と 5 0 パーセント区間の間には、最後列 7 1 の孔は無い。

【 0 0 4 0 】

本発明者らは、図 1 4 のブレードが実寸大で描かれていることを指摘しておく。実際のブレードでは、根元の最下端から先端までの全高は 4 . 2 インチ (1 0 6 . 7 mm) である。

【 0 0 4 1 】

第 6 に、図 1 1 における列 5 9 ~ 6 8 の孔の総数は 1 3 6 個である。図 1 2 における列 7 1 ~ 7 9 の孔の総数は 1 1 6 個であり、すなわち図 1 1 における数の 8 5 パーセントに減少している。言い換えれば、減少率は 1 5 パーセントである。

20

【 0 0 4 2 】

この孔は、異なる数の列 (図 1 1 では列 5 9 ~ 6 8 の 1 0 列、図 1 2 では列 7 1 ~ 7 9 の 9 列) として配置されているが、これら列の組は両方とも、図 1 4 に × 印のついた点 8 1 として示される、対応する基準点の後方に配置される。例えば、点 8 1 を、図 1 1 及び図 1 2 のブレード上に配置するために、全ての列の前方に位置する点を 1 つのブレード上に 1 箇所見つけて、次いでこれを測ることによって他のブレード上に対応する点を配置する。

30

【 0 0 4 3 】

図 1 4 の最後尾の列 7 1 と後縁の孔の列 8 7 を混同してはならない。

【 0 0 4 4 】

図 1 2 における列 7 1 ~ 7 9 のいくつかは、図 2 に示す形式の個別の内部通路 (図示せず) からの供給を受けるが、図 1 2 における内部通路は、マニホールドにより互いに連結することができる。従って、図 1 2 における列 7 5 のような列の孔を、正確に直線的に整列させる必要はなく、ねじれを有するブレードにおいても、おそらくその必要はない。

【 0 0 4 5 】

したがって、図 1 2 に示す配置は、前述のねじれ及びリーン角と共に、温度差 4 4 を、絶対温度ではなく華氏で測定して、既に定義したパラメータ T の 6 8 パーセントまで減少させる。別の言い方をすれば、温度 T は、3 2 パーセント減少する。この減少と、上述の構造的な変更によって、図 4 に示す弯曲が減少する。

40

【 0 0 4 6 】

本発明の別の形態において、既存のガスタービンエンジン上の既存のタービンブレードが、本発明によって変更されたブレードに取り換えられる。交換したブレードを通り抜ける冷却空気流の総量は、交換前のブレードにおける流量と同じままである。冷却空気流量は、秒当りの空気のポンド数か、又は加圧空気流量のパーセンテージのどちらかで測定される。図 1 5 は、この交換が行われる際の状態の 1 つを示す。

【 0 0 4 7 】

このタービンブレードは、鎖線の円 8 0 内に配置される。燃焼器 8 5 から的高温ガス 8 3

50

が、これらタービンブレードに導かれる。点 8 8 におけるタービン入口温度は、華氏 2 , 5 0 0 度の範囲内である。上述のように、これらの条件下での図 1 2 における温度差 4 4 は、図 1 1 における対応する温度差の 6 8 パーセントまで減少する。この差は、炎天下、最大出力という条件のもとで測定される。

【 0 0 4 8 】

一般化されたブレードについて同様の差を得ることができる一般化された手順を、次に示す。

【 0 0 4 9 】

図 1 6 に、フローチャートを示す。全体的な目的の 1 つは、最初に例えば図 1 7 における 1 0 個の孔の列 1 0 1 の冷却孔の 1 つを削除して、9 個の孔を残すことである。次に、列 1 0 1 と等しい流量を与えるように 9 個の孔の直径を計算する。次いで、図 1 9 のように、9 個の孔を列 1 0 1 の 1 0 箇所に配置する。ブレードの平均温度などのような、図 1 9 における各分布に関係するパラメータを計算する。1 0 個の分布の全てを計算した後に、パラメータの最適値を与える分布を選択する。このプロセスは、図 1 7 における他の列についても繰り返される。

【 0 0 5 0 】

このことをより詳細に説明すると、簡単のために、図 1 7 に示すようにこのブレードは最初に 4 つの列 1 0 1 - 1 0 4 の孔を含むものとする。ここに概説した手順は、どのような数の列にも当てはまるので、この 4 という数は重要ではない。

【 0 0 5 1 】

図 1 6 のブロック 1 1 0 において、列 1 0 1 のような 1 つの列が選択される。この列は 1 0 個の孔を含み、この 1 0 という数は、ブロック 1 1 0 における N に相当する。

【 0 0 5 2 】

図 1 6 のブロック 1 1 5 において、N 個の孔と同量の空気流量を供給するために (N - 1) 個の孔に必要とされる、要求された直径が計算される。すなわち、孔を 1 つ削除し、このとき同じ空気流量が与えられるように等直径の残りの孔の直径が計算される。

【 0 0 5 3 】

ブロック 1 2 0 は、ループ 1 2 5 の始まりを示し、この 9 個の孔の異なる構成について、ブレードの平均温度などのような重要なパラメータが計算される。9 個の孔の構成が選択され、次いで温度が計算される。

【 0 0 5 4 】

ブロック 1 2 0 において、ダミー変数 X が 1 つであると設定される。ブロック 1 3 0 において、ブランクすなわち孔の無い部分が、X 番目の位置に設定される。図 1 8 にこのブランクが示されており、ダミー変数が 1 に設定される場合には、イテレーション 1 が起こり、図 1 8 におけるブランクは、イテレーション 1 に対応する列に示すように位置番号 1 に設定される。

【 0 0 5 5 】

図 1 6 のブロック 1 3 5 は、コンピュータシミュレーションが行われることを示す。ブロック 1 4 0 は、このシミュレーションで計算された重要なパラメータが、このシミュレーション用に保存されることを示す。ブレードの平均温度がそのパラメータとして示されている。しかしながら、図 1 2 の温度差 4 4 を重要なパラメータとして選択することもできるし、ブレードの他の温度、又はパラメータの他の組み合わせを選択することもできる。

【 0 0 5 6 】

従って、このとき、(1) 図 1 7 の列 1 0 1 が図 1 8 にイテレーション 1 として表記された列に置き換えられ、(2) 図 1 7 の列 1 0 2 、 1 0 3 及び 1 0 4 は変更されない状態での温度に関する計算が行われる。

【 0 0 5 7 】

ブロック 1 4 5 において、ダミー変数 X は増加される。決定ブロック 1 5 0 において、X が (N + 1) に等しいかどうかの問い合わせが行われる。等しくない場合は、全ての孔の位置にブランクが配置されなかったことを表し、「 N O 」の分岐が選択され、プロセスは

10

20

30

40

50

ブロック 130 に戻る。

【0058】

NO の分岐に沿う逸脱の繰り返しにより、ループ 125 の実行が繰り返され、図 19 に示すように逐次的に配置されるブランクすなわち孔の欠如についての継続的なシミュレーションが行われる。

【0059】

図 16 の判断ブロックにおいて、X が (N + 1) に等しいと判断された場合、これはブランクが全部の孔の位置に配置されたことを示す。「YES」の分岐が選択され、論理は次のブロックに到達する。

【0060】

このブロックにおいて、重要なパラメータの最低値を与えるイテレーションが特定される。従って、重要なパラメータの最低値を与える孔の位置が特定される。

【0061】

図 16 のブロック 160 は、このプロセスが繰り返されることを示す。このプロセスは、図 17 における全ての孔の列について繰り返すことができる。この時点で多くのオプションが生じる。例えば、図 17 における各列 102、103 及び 104 について上述のプロセスを繰り返すことができる。各繰り返しにおいて、その他の列は 10 個の孔を含む元の状態のまま残る。次いで、各列における最適な配置が見つかる場合には、これら 4 つの最適な列はそれぞれ 9 個の孔から成る 4 つの新しい列に組み合わされる。

【0062】

別の例としては、列について最適な配置が見つかる場合、この列を最適な列に置換することができる。この置換された列は、他の列についての最適な配列を見つけるための計算に用いられる。

【0063】

さらに、各々の計算において 1 つの孔を削除することについては既に説明した。別の手法において、2 つ又はそれ以上の孔を削除し、残りの孔を元の位置全体に分布させることができる。

【0064】

一般的な場合、孔が位置する可能性のある全ての位置についてのマトリックスが作成される。異なる組み合わせの列の配置が試験され、最適な配置が選択される。

【0065】

1 つの作動モードにおいて、図 12 における孔のパターン全体、又は個々の列のパターンが選択される。すなわち、本発明に用いられるパターンが出发点として選択される。次いで、このパターンの変更が行われ、温度挙動が試験される。

【0066】

ここで述べた温度は、ガスタービン航空機産業においてこれらの用語が定義されているように、炎天下、最大出力での使用という条件のもとで測定される。

【0067】

本発明によってもたらされる 1 つの結果として、図 14 における後縁 90 は、作動中と、静止している非作動状態の両方においてエンジンの半径方向の線に沿って位置するように拘束される。

【0068】

本発明の技術思想及び技術的範囲から逸脱することなく、多くの置き換え及び修正を行うことができる。本特許権によって保護されることが望むものは、特許請求の範囲において定められる発明である。特許請求の範囲に記載された符号は、理解容易のためであってなんら発明の技術的範囲を実施例に限縮するものではない。

【図面の簡単な説明】

【図 1】 タービンブレードの簡略化された翼形部を示す図。

【図 2】 タービンブレード 3 における冷却通路 4 と冷却孔 5 を示す図。

【図 3】 ブレード 3 の、図 6 における先端 6 で見受けられる代表的な温度勾配を示す図

10

20

30

40

50

。

【図４】 本発明者らが確認した現象を示す図。

【図５】 タービンブレード３と、その上に積み重ねられた翼形セクション１８を示す図

。

【図６】 重なり軸線２１に沿って配置された翼形セクション１８の分解図。

【図７】 ティルト角及びリーン角という用語を定義するために用いられる、タービンディスク２４上のタービンブレード３の座標系を示す概略図。

【図８】 ティルト角という用語を定義するために用いられる、平板２７として簡略化された形態のブレードの座標系を示す概略図。

【図９】 ティルト角という用語を定義するために用いられる、平板２７が幾何学的な軸平面３０と同一平面に示されている座標系を示す概略図。 10

【図１０】 リーン角という用語を定義するために用いられる、傾斜した重なり軸線２１Ｂの座標系を示す概略図。

【図１１】 従来技術において見られるタービンブレードを示す図。

【図１２】 本発明の１つの形態を示す図。

【図１３】 基準区間１３５が表記された、図１１の従来技術のブレードを示す図。

【図１４】 基準区間１４５が表記された、図１２の本発明のブレードを示す図。

【図１５】 ガスタービンエンジンの簡略化された概略図。

【図１６】 本発明の１つの形態によって実行されるプロセスのフローチャート。

【図１７】 タービンブレード（図示せず）において使用される、冷却孔の一般的なパターンを示す図。 20

【図１８】 孔のパターンを改良するために、図１７における孔の列１０１を、本発明のもとでどのようにして逐次的に変更することができるかを示す図。

【図１９】 例えば図１７における列１０１の１０個の孔を９個の孔に減らし、これら９個の孔を、１０の異なる方法で１０個の可能な列の位置に分布させる、一連の配置を示す図。

【符号の説明】

４４ 温度差

７０ 先端の近くの冷却孔の行

７１ 第１列

７２ 第２列

７３ 第３列

７４ 第４列

７５ 第５列

７６ 第６列

７７ 第７列

７８ 第８列

７９ 第９列

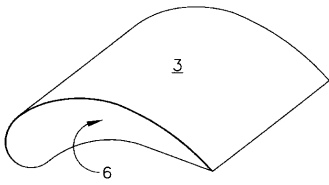
８５、８９ 第１列の２つのグループ

９１ 第１列の２つのグループ間の距離

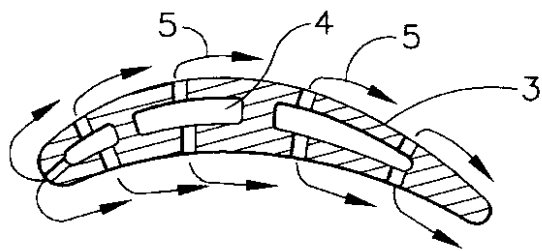
30

40

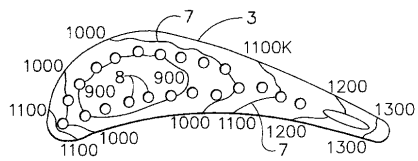
【図 1】



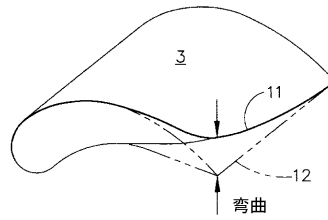
【図 2】



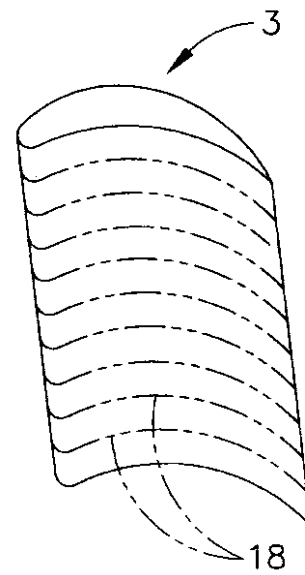
【図 3】



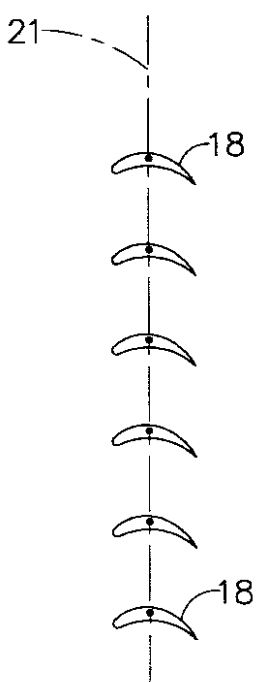
【図 4】



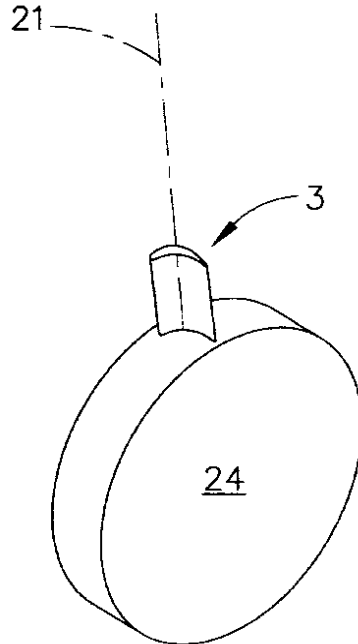
【図 5】



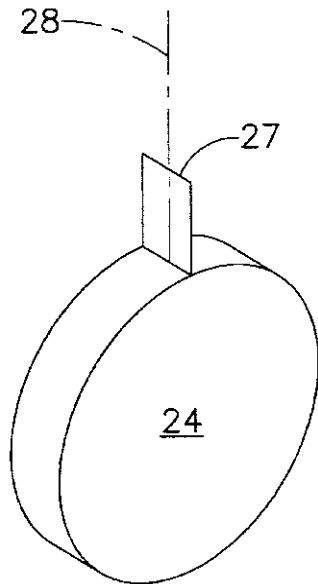
【図 6】



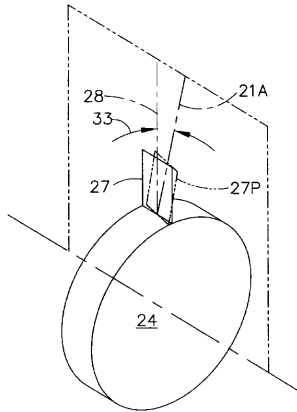
【図 7】



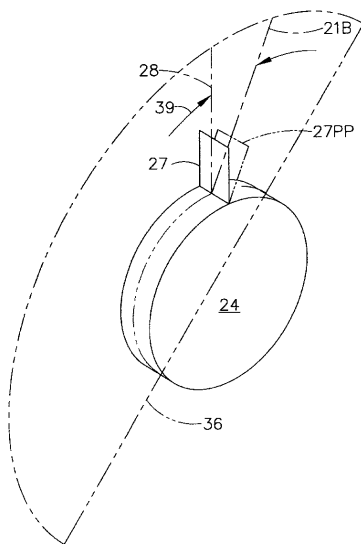
【図 8】



【図 9】

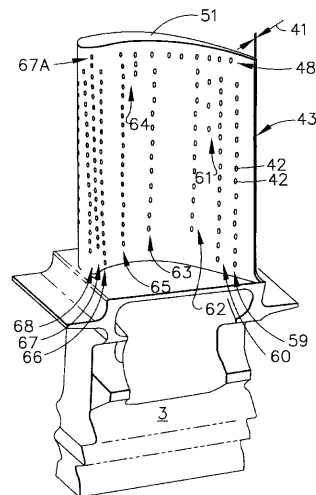


【図 10】

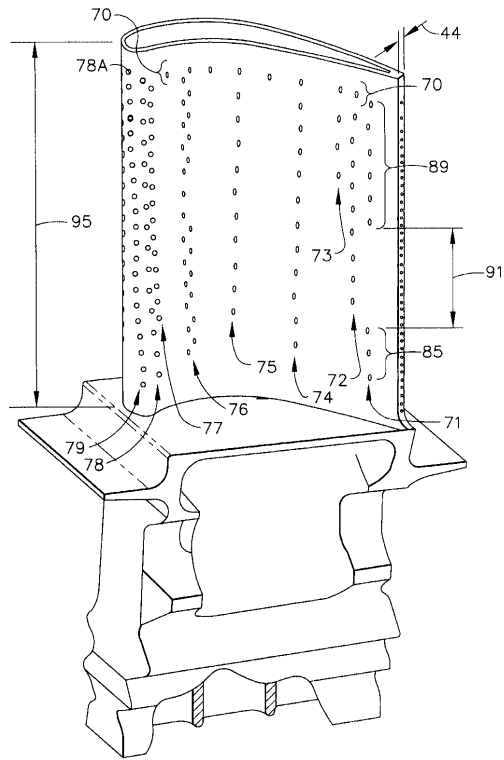


【図 11】

(従来技術)

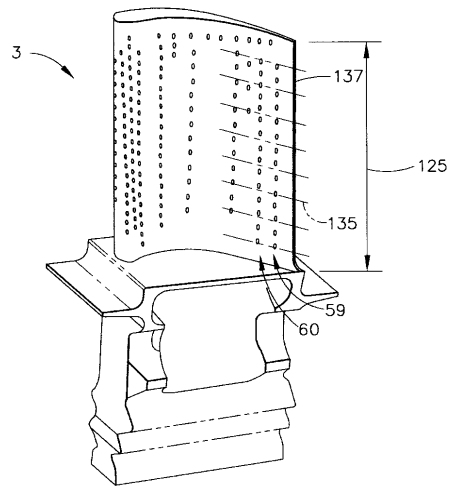


【図 1 2】

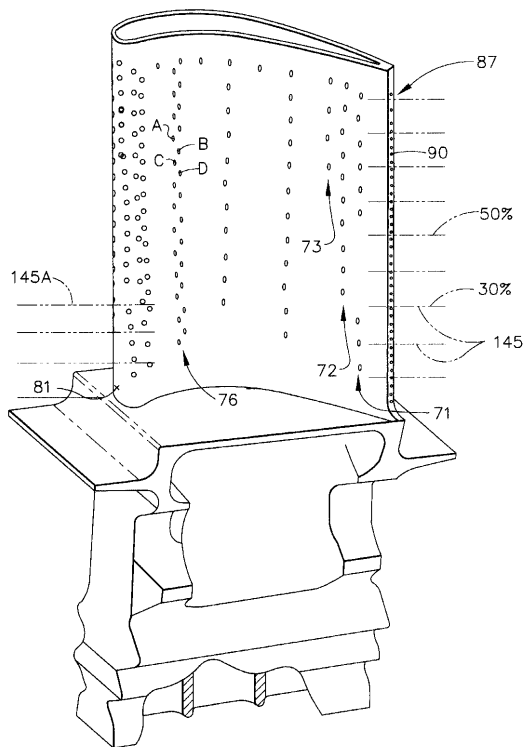


【図 1 3】

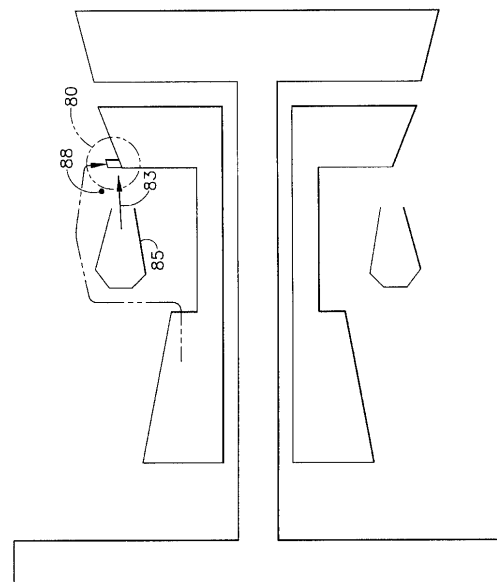
(従来技術)



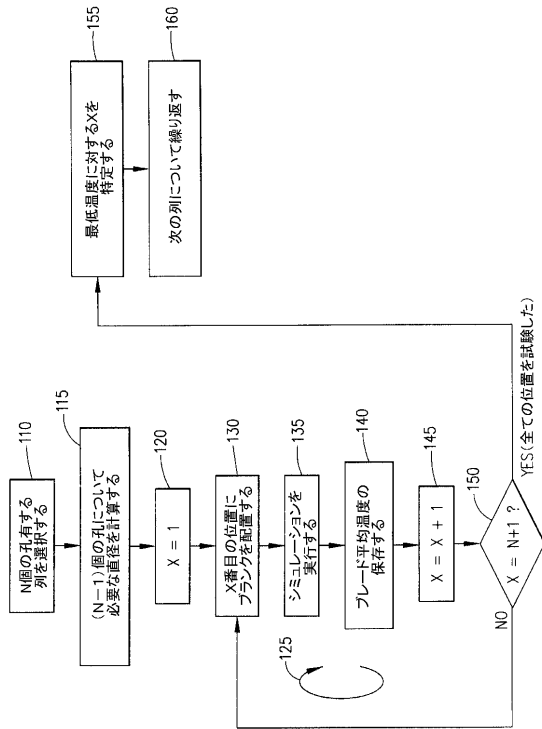
【図 1 4】



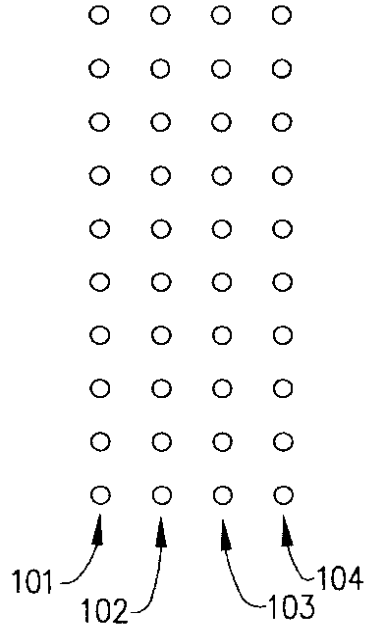
【図 1 5】



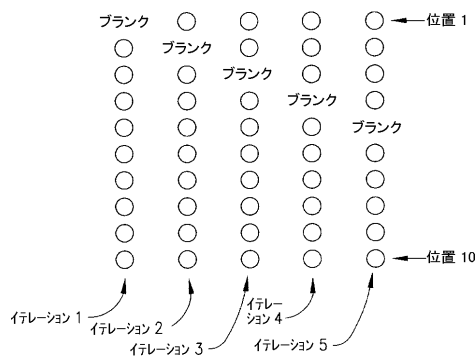
【図 16】



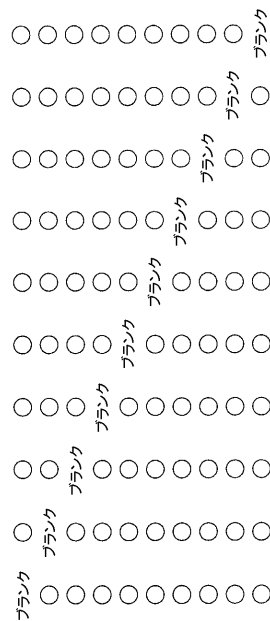
【図 17】



【図 18】



【図 19】



フロントページの続き

(72)発明者 ハーデーウ・シン

アメリカ合衆国、オハイオ州、メーソン、フェアウェイ・ドライブ、5 6 9 8 番

(72)発明者 ブライアン・アラン・ノートン

アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、ジョレイン・ドライブ、7 8 8 5 番

審査官 寺町 健司

(58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)

F01D 5/14-20

F01D 9/02

F02C 7/18