

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号
特許第4063938号
(P4063938)

(45) 発行日 平成20年3月19日(2008.3.19)

(24) 登録日 平成20年1月11日(2008.1.11)

(51) Int.Cl.

F I

FO1D 5/18 (2006.01)

FO1D 5/18

FO2C 7/16 (2006.01)

FO2C 7/16 A

請求項の数 5 (全 9 頁)

(21) 出願番号	特願平9-360190	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成9年12月26日(1997.12.26)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開平10-274002		GENERAL ELECTRIC CO
(43) 公開日	平成10年10月13日(1998.10.13)		MPANY
審査請求日	平成16年7月15日(2004.7.15)		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	08/778595		クタデイ、リバーロード、1番
(32) 優先日	平成9年1月3日(1997.1.3)	(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	チングーパング・リー
			アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナテ
			イ、カマーゴ・パインズ、12番
		審査官	藤原 直欣

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジンの動翼の冷却通路の乱流器構造

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

(a) シャンク部(12)と(b)翼形部(14)とを含むガスタービンエンジンの動翼(10)のための乱流器構造であって、

前記翼形部は更に

(1) 圧力側(22)、
(2) 前記圧力側と互いに接合されて翼形を形成すると吸引側(20)、
(3) 前記シャンク部に取付けた翼根(28)、
(4) 翼端(26)、
(5) 前記翼端に向かって外方にそして前記翼根に向かって内方に延在する縦軸(24)及び、

(6) 全体に縦方向に延在し、少なくとも吸引側(20)の前壁(36)及び圧力側(22)の後壁(38)によって画定される蛇行冷却回路(34)、
を含み、

前記蛇行冷却回路(34)には冷却材が流されるよう構成されており、

前記蛇行冷却回路は、前記冷却材が前記翼端に向けて流れる第1の冷却通路(30)と、
前記冷却材が前記翼根に向けて流れる第2の冷却通路(32)とを有し、

前記第1の冷却通路(30)は、前記前壁(36)の内面(31A)に第1の乱流器の対(56A)を備え、

前記第1の乱流器の対は、それぞれ前記前壁の内面の中心線(62)の各側に対称に配置

10

20

され、且つ、各々の間が離隔してその間に流路を形成しており、且つ、前記前壁の内面の中心線（62）に向かうように該中心線に対し前記冷却材の流れの上流側を基準として30～60°の角度（ α_1 ）が付けられており、

前記第1の冷却通路（30）は更に、前記後壁（38）の内面（33A）に第2の乱流器の対（58A）を備え、

前記第2の乱流器の対は、それぞれ前記後壁の内面の中心線（62）の各側に対称に配置され、且つ、各々の間が離隔してその間に流路を形成しており、且つ、前記後壁の内面の中心線（62）から遠ざかるように該中心線に対し前記冷却材の流れの上流側を基準として120～150°の角度（ β_1 ）が付けられており、

前記第2の冷却通路（32）は、前記前壁（36）の内面（31B）に第3の乱流器の対（56B）を備え、

前記第3の乱流器の対は、それぞれ前記前壁の内面の中心線（66）の各側に対称に配置され、且つ、各々の間が離隔してその間に流路を形成しており、且つ、前記前壁の内面の中心線（66）から遠ざかるように該中心線に対し前記冷却材の流れの上流側を基準として120～150°の角度（ α_2 ）が付けられており、

前記第2の冷却通路（32）は更に、前記後壁（38）の内面（33B）に第4の乱流器の対（58B）を備え、

前記第4の乱流器の対は、それぞれ前記後壁の内面の中心線（66）の各側に対称に配置され、且つ、各々の間が離隔してその間に流路を形成しており、且つ、前記後壁の内面の中心線（66）に向かうように該中心線に対し前記冷却材の流れの上流側を基準として30～60°の角度（ β_2 ）が付けられている

ことを特徴とする乱流器構造。

【請求項2】

前記第1、第2、第3及び第4の乱流器（56A, 58A, 56B, 58B）はそれぞれ、リブからなる請求項1に記載の乱流器構造。

【請求項3】

前記第1、第2、第3及び第4の乱流器（56A, 58A, 56B, 58B）はそれぞれ、離隔したリブ部分片からなる請求項1に記載の乱流器構造。

【請求項4】

前記第1、第2、第3及び第4の乱流器（56A, 58A, 56B, 58B）はそれぞれ、円筒からなる請求項1に記載の乱流器構造。

【請求項5】

請求項1乃至4のいずれか1項に記載の乱流器構造を備えるガスタービンエンジンの動翼（10）。

【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エンジンにおける動翼の内部冷却に関し、特に、このような動翼内に冷却通路を画成する少なくとも一つの壁の内面に沿って配設され、回転中に発生するコリオリの力を利用する乱流器構造に関する。

【0002】

【従来の技術】

ガスタービンエンジン、例えば航空機ジェットエンジンは、動翼を有する構成部（例えば、タービン、圧縮機、ファン等）を備えている。例えば、タービン動翼は、回転するタービンロータディスクに取付けたシャंक部と、エンジンの燃焼器を出た高温ガスから有用な仕事を抽出するために用いられる翼形部とを有する。翼形部はシャंकに取付けた翼根と、翼形部の自由端である翼端とを含んでいる。最新の航空機ジェットエンジンは、タービン動翼の内部冷却を用いて翼形部温度をある設計限度内に保つ。通例、タービン動翼の翼形部は、縦方向に延在する内部通路を通流する空気（通常エンジン圧縮機からの抽気）により冷却され、この空気は翼根近くで流入しそして翼端近くで流出する。公知のタービ

10

20

30

40

50

ン動翼冷却通路は、複数の接続されない縦方向向きの通路からなる冷却回路を含み、この回路の各通路は翼根近くから冷却空気を受入れそしてその空気を縦方向に翼端の方に導く。また、公知の冷却通路には蛇行冷却回路が含まれ、これは直列に接続されて蛇行流を生成する複数の縦方向通路からなる。いずれの冷却回路でも、幾らかの空気が翼形部前縁近くのフィルム冷却孔を通して翼形部を出るとともに幾らかの空気が後縁冷却孔を通して翼形部を出る。

【0003】

冷却通路は通常、円形、長方形、正方形、又は、楕円形の横断面形状を有する。非回転翼と比較すると、正方形断面形状の縦方向向きの冷却通路を含む蛇行冷却回路を有する回転翼に対して、コリオリ（回転）の力が通路のある壁に沿って熱伝達係数を増加するが、通路の別の壁に沿っての熱伝達係数を減少させることが知られている。基本的には、コリオリの力は通路を流れる冷却材の速度ベクトルと回転する翼形部の角速度ベクトルのベクトル・クロス乗積に比例する。コリオリの力は正方形通路の片側に向けて冷却材を圧縮してその側の熱伝達を増加し、同時に、対抗する側の熱伝達を減少する。これは横断面の不均一な動翼温度分布を生じ、これが、例えば、冷却流を増加して、補償しなければならない高温領域を生じる。冷却流の増加は、エンジン圧縮機空気を更に多く抽出することによって行うことができるが、しかし、それは、消費される燃料の各ガロン当たりの飛行マイル数を減少することによりエンジン効率を減少する。

【0004】

乱流促進器或は乱流器は熱境界層を破りそして冷却通路壁近くで乱流を発生するために動翼の冷却流路に普通用いられる素子である。こうして、冷却材と壁との間の熱伝達を高める。乱流器（従来、冷却通路壁上に鑄造され断面と間隔が同じである複数の長方形または正方形リブ）の高さと形状は乱流発生の効果を得るのに重要であることは理解されている。特に、乱流促進体の高さは熱境界層を乱すために同層の厚さより大きくなければならない。

【0005】

従って、ガスタービンエンジンの動翼内の冷却通路と一体の乱流器構造として、冷却通路壁上のコリオリの力の効果を補うものの開発が望まれている。

【0006】

【発明の概要】

本発明の一態様によれば、ガスタービンエンジンの動翼内の冷却通路を画定する前壁及び後壁の内面に乱流器構造が形成され、冷却通路は前壁及び後壁それぞれの内面上を通る中心線を有する。冷却通路内面近くの冷却材の境界層流の方向と、動翼が回転したとき、冷却通路に入りそれを通して流れる冷却材に働くコリオリの力によって生じる一對の逆に回る循環流とが調和するように、乱流器構造は中心線に対して方向づけされた複数の離隔した乱流器の対を含み、これにより冷却材と壁との間の熱伝達が高められる。冷却材が半径方向外方或は半径方向内方に流れるかによって、乱流器の対は冷却通路の前壁及び後壁に対する中心線に向けて或は中心線から遠ざかるように角度が付けられる。

【0007】

本発明の第2態様によれば、ガスタービンエンジンの動翼がシャंक部と翼形部とを含むものとして開示される。翼形部は更に互いに接合されて翼形を形成する圧力側と吸引側と、シャंक部に取付けた翼根と、翼端と、翼端に向かって外方にそして翼根に向かって内方に延在する縦軸とを有する。全体に縦方向に延在し、少なくとも前壁及び後壁によって画定される冷却通路も翼形部に形成される。そのような冷却通路の前壁及び後壁は、その内面と一体であって、中心線に対して角度がつけられた複数の離隔した乱流器の対を有していて、そのため、動翼の回転中に、コリオリの力によって生じる逆に回る冷却材循環流の方向と同じ方向に内面近くの冷却材境界層流が流れる。冷却材が半径方向外方或は半径方向内方に流れるかによって、乱流器の対は冷却通路の前壁及び後壁の中心線に向けて或は中心線から遠ざかるように角度が付けられる。

【0008】

本発明は添付図面と関連する以下の説明からさらに良く理解されよう。

【 0 0 0 9 】

【発明の詳細な記載】

図面の全図を通じて同符号は同要素を表していて、図 1 はガスタービンエンジン動翼 1 0 (例えば航空機ジェットエンジンタービン動翼)を示す。動翼 1 0 はシャंक 1 2 と翼形部 1 4 とを含んでいる。シャंक 1 2 は更にタービン空気流を半径方向に包含する翼台 1 6 と、タービンロータディスク(図示せず)に取付けるダブテール 1 8 とを含んでいる。翼形部 1 4 は凸形の吸引側 2 0 と凹形の圧力側 2 2 とを有し、両側は相互に接合されて翼形をなしている。縦軸 2 4 が、翼端 2 6 に向かって半径方向外方に、そしてシャंक 1 2 に取付けられる翼根 2 8 に向かって半径方向内方に延在する。動翼 1 0 は翼形部圧力側 2 2 が翼形部吸引側 2 0 に追従するような方向に回転する。従って、図 1、3、4、及び 7 に示すように、動翼 1 0 の回転方向は矢印 2 5 で示される。

10

【 0 0 1 0 】

図 2 と図 3 に示すように、翼形部 1 4 は複数の全体に縦方向に延在する内部冷却通路 3 0 及び 3 2 を含み、冷却通路 3 0 及び 3 2 はそれぞれ翼端 2 6 に向けて或は翼端 2 6 から遠ざけるように(或は、半径方向外方或は半径方向内方へ)冷却空気または冷却材 3 2 の流れを向ける。冷却通路 3 0 及び 3 2 は好ましくは 1 列に配置され、隣合う通路が互いに接続されて蛇行冷却回路 3 4 の少なくとも一部分を画成している。図 3 に見られるように、通路 3 0 及び 3 2 はそれぞれ、実質的に長方形から台形に近い形までの範囲で独特な断面を有するが、このような冷却通路 3 0 及び 3 2 の断面は任意の形状を有し得る。しかし、説示した本翼形部では、冷却通路 3 0 及び 3 2 は実質的に四辺形で、2 対の対向壁を有する。第 1 対の対向壁 3 6 及び 3 8 (前壁及び後壁としても知られている)は、方向が翼形部 1 4 の吸引側 2 0 と圧力側 2 2 それぞれにほぼ合致している。第 2 対の対向壁 4 0、4 2 は各通路 3 0 及び 3 2 を形成するように前壁 3 6 及び後壁 3 8 と接合している。蛇行冷却回路 3 4 の冷却通路 3 0 及び 3 2 はシャंक 1 2 内の入口 4 4 から冷却材を受入れることが認められる。冷却材は冷却通路 3 0 及び 3 2 を通った後、翼端 2 6 の穴 4 6 を通って翼形部 1 4 を出る。

20

【 0 0 1 1 】

図 2 乃至図 4 に見られるように、冷却通路 3 0 を通る冷却材の流れは、縦軸 2 4 に関して半径方向外方にあるのに対して、冷却通路 3 2 を通る冷却材の流れは半径方向内方である。動翼 1 0 を含むガスタービンエンジンの運転中、冷却通路 3 0 及び 3 2 の内部を流れる空気は回転力を受ける。冷却通路 3 0 及び 3 2 を通る半径方向流とその回転との相互作用は、冷却通路 3 0 及び 3 2 内に内部循環流を生じるコリオリの力として知られた結果をもたらす。図 4 及び図 7 に見られるように、循環流の方向は半径方向流の方向(即ち、縦軸 2 4 に関して半径方向外方又は半径方向内方のどちらか)による。図 4 は、流体を前壁 3 6 から後壁 3 8 へ動かすコリオリの力によって生じた通路 3 0 内の一対の逆に回る循環 4 8 及び 5 0 が略図的に示されている。対照的に、図 7 は、後壁 3 8 から前壁 3 6 へ流体を動かす通路 3 2 内のコリオリの力によって生じた一対の逆に回る循環 5 2 及び 5 4 が略図的に示されている。

30

【 0 0 1 2 】

冷却通路壁に沿って境界層流を乱し、且つ、境界層内で乱流を発生して、流体と壁との間の熱伝達を促進するために乱流器を使用することは周知である。角度付けされた乱流器がその向きに沿って境界層流を向けることができることも知られていて、例えば、リー(Lee)の米国特許第 4 5 1 4 1 4 4 号(これは本発明の譲受人すなわち本件出願人により所有されるもので、参照によりここに包含する)に例示されている。その例に見られるものは、しかし、各壁の全ての乱流器は冷却通路の前壁又は後壁それぞれの内面上を通る中心線に対して同一方向に角度が付けられているが、それは、その目的がそのような乱流器の上流側でダストが累積するのを防ぐ為であったからである。

40

【 0 0 1 3 】

本願発明によれば新規な乱流器構造が設けられ、ここで、冷却通路 3 0 及び 3 2 の前壁 3

50

6 及び 3 8 の内面 3 1 および 3 3 にそれぞれ複数の縦方向に離隔した乱流器の対 5 6 および 5 8 が一体とされる。更に具体的には、冷却通路 3 0 に対して、図 5 は、前壁 3 6 の内面 3 1 A 上に配置した乱流器の対 5 6 A を示し、図 6 は、後壁 3 8 の内面 3 3 A 上に配置された乱流器の対 5 8 A を示す。冷却通路 3 0 を通る半径方向空気流 6 0 は翼端 2 6 に向っていることに注意されたい。冷却通路 3 0 内のコリオリの力はその通路内に前壁 3 6 から後壁 3 8 へ循環 4 8 及び 5 0 を生じるので、前壁 3 6 の内面 3 1 A 上の乱流器の対 5 6 A は、貫通する中心線 6 2 に向けて角度が付けられ（図 5 で角度 α_1 は中心線 6 2 に対して約 30 ないし 60° の範囲にするのが好ましい）、そして、後壁 3 8 の内面 3 3 A 上の乱流器の対 5 8 A は、中心線 6 2 から遠ざかるように角度が付けられる（図 6 で角度 β_1 は中心線 6 2 に対して約 120 ないし 150° の範囲にするのが好ましい）。このようにして、前壁 3 6 及び後壁 3 8 に沿う熱境界層流（それぞれ矢印 3 7 A 及び 3 9 A で示す）は循環 4 8 及び 5 0 と一致するように向きが決められる。従って、コリオリの力はそのような境界層流内での流体の動きを促進し、その結果、流体と壁 3 6、3 8 との間の熱伝達を高める。

10

【0014】

同様に、冷却通路 3 2 に対して、図 8 は前壁 3 6 の内面 3 1 B 上に配置された乱流器の対 5 6 B を示し、図 9 は後壁 3 8 の内面 3 3 B 上に配置された乱流器の対 5 8 B を示す。冷却通路 3 2 を通る半径方向空気流 6 4 は翼端 2 6 から遠ざかることに注意されたい。冷却通路 3 2 内のコリオリの力はその通路内に後壁 3 8 から前壁 3 6 へ循環 5 2 及び 5 4 を生じるので、前壁 3 6 の内面 3 1 B 上の乱流器の対 5 6 B は、中心線 6 6 から遠ざかるように角度が付けられ（図 8 で角度 α_2 は中心線 6 6 に対して約 120 ないし 150° の範囲にするのが好ましい）、そして、後壁 3 8 の内面 3 3 B 上の乱流器の対 5 8 B は、中心線 6 6 に向けて角度が付けられる（図 9 で角度 β_2 は中心線 6 6 に対して約 30 ないし 60° の範囲にするのが好ましい）。前記の冷却通路 3 2 の場合、前壁 3 6 及び後壁 3 8 に沿う熱境界層流（それぞれ矢印 3 7 B 及び 3 9 B で示す）は循環 5 2 及び 5 4 と一致するように向きが決められる。従って、コリオリの力は冷却通路 3 2 の境界層流内での流体の動きを促進し、流体と壁 3 6、3 8 との間の熱伝達を高める。

20

【0015】

図 5、6、8、及び 9 から分かるように、乱流器の対 5 6 及び 5 8 は、中心線 6 2 及び 6 6 の各側に略対称的にそれぞれ配置されその間に流路を設けるようにしたリブから作るのが好ましい。図示していないが、そのようなリブは全ての用途で中実である必要はなく、且つ、各乱流器は離隔したリブ部分片、円筒などで形成することができる。従って、乱流器の対 5 6 及び 5 8 を設けるための乱流器のこの特定の設計或は形状は本願発明にとって必須のもではなく、又、或は限定と考えるべきものではない。

30

【0016】

本願発明の一部ではないが、動翼 1 0 も前縁及び後縁冷却回路を含み、冷却材は後縁導流路 6 8 から入り、後縁開口 7 0 から出て行き、また、冷却材は前縁導流路 7 2 から入り、前縁フィルム冷却孔 7 4 から出て行く。

以上、本発明の好適実施例を説示したが、本発明の範囲内で当業者による適当な改変により動翼内の冷却通路の乱流器構造のさらなる適用を達成できる。

40

【図面の簡単な説明】

【図 1】ガスタービンエンジン用動翼の斜視図である。

【図 2】図 1 に示した動翼の縦断面図である。

【図 3】図 1 に示した動翼の翼形部の図 2 の線 3 - 3 に沿う拡大断面図である。

【図 4】図 3 に示した翼形部の部分断面図で、冷却通路を流れる空気流の方向は半径方向外方である。

【図 5】図 4 に示した冷却通路の図 3 の線 5 - 5 に沿う部分断面図で、本発明による乱流器構造が翼形部の前壁上に示されている。

【図 6】図 4 に示した冷却通路の図 3 の線 6 - 6 に沿う部分断面図で、本発明による乱流器構造が翼形部の後壁上に示されている。

50

【図 7】図 3 に示した翼形部の部分断面図であり、冷却通路を流れる空気流の方向は半径方向内方である。

【図 8】図 7 に示した冷却通路の図 3 の線 8 - 8 に沿う部分断面図で、本発明による乱流器構造が翼形部の前壁上に示されている。

【図 9】図 7 に示した冷却通路の図 3 の線 9 - 9 に沿う部分断面図で、本発明による乱流器構造が翼形部の後壁上に示されている。

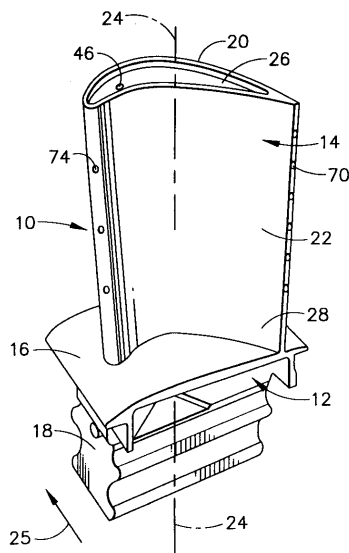
【符号の説明】

- 10 タービン動翼
- 12 シャンク
- 14 翼形部
- 20 吸引側
- 22 圧力側
- 24 縦軸
- 26 翼端
- 28 翼根
- 30 冷却通路
- 36 前壁
- 38 後壁
- 40、42 冷却通路壁
- 48、50 冷却通路 30 内の循環流
- 52、54 冷却通路 32 内の循環流
- 56 A、58 A、56 B、58 B 乱流器の対
- 62、66 中心線

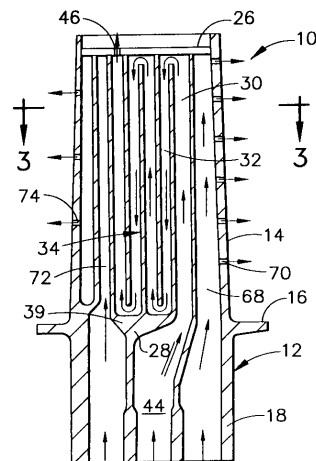
10

20

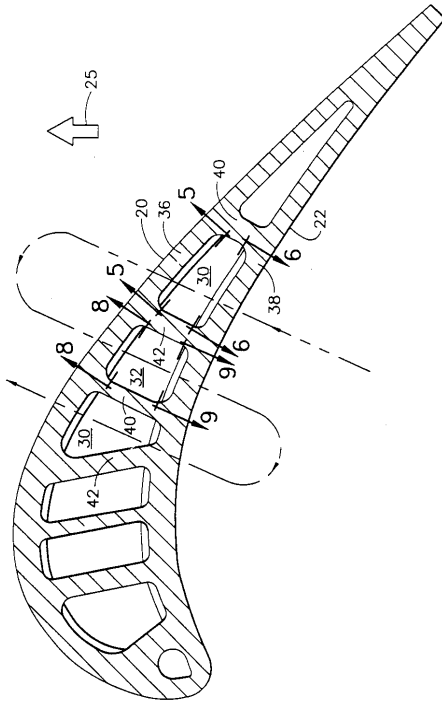
【図 1】



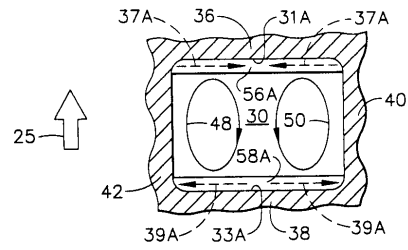
【図 2】



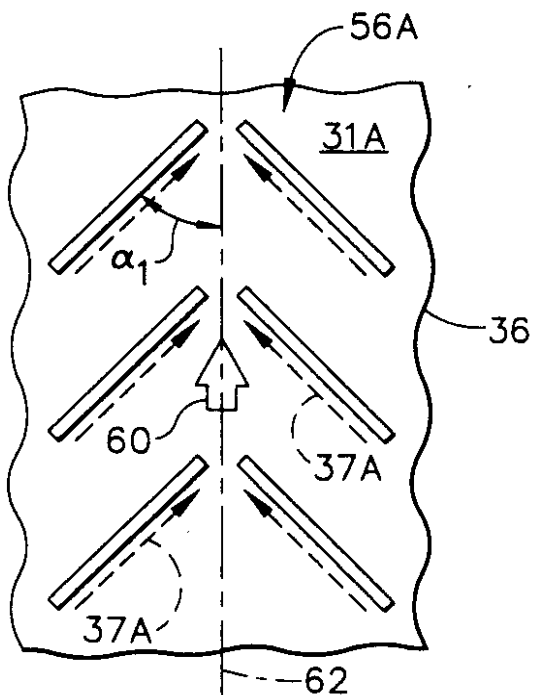
【図 3】



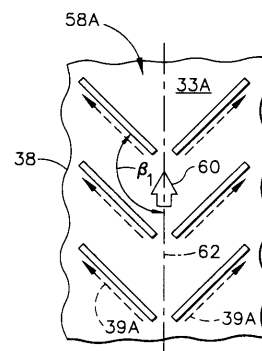
【図 4】



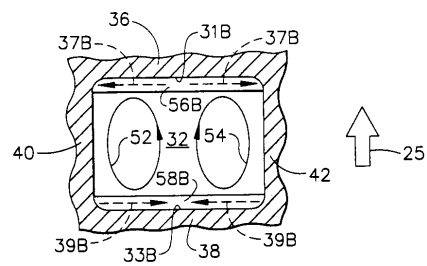
【図 5】



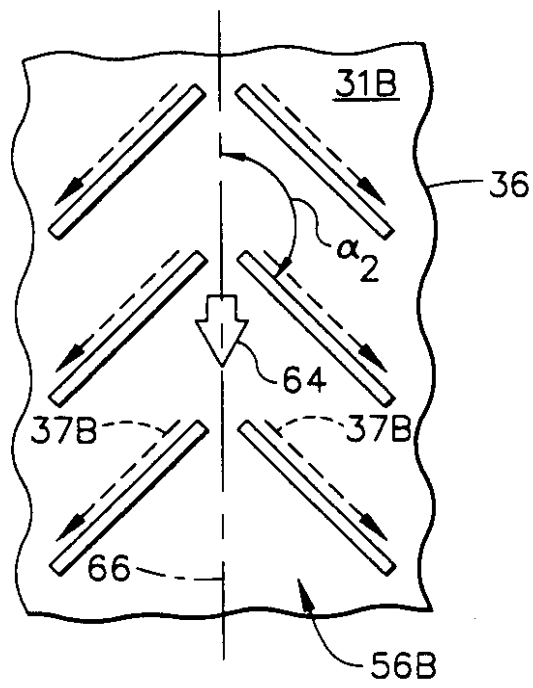
【図 6】



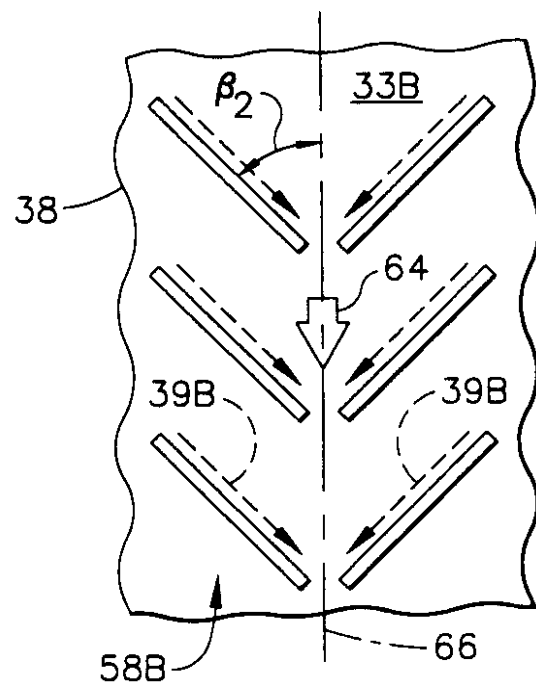
【図 7】



【図 8】



【図 9】



フロントページの続き

(56)参考文献 特開平 0 4 - 1 0 3 8 0 2 (J P , A)
特開平 0 6 - 0 4 2 3 0 1 (J P , A)

(58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)

F01D 5/18

F02C 7/16-7/18