

(19) 日本国特許庁(JP)

## (12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4995368号  
(P4995368)

(45) 発行日 平成24年8月8日(2012.8.8)

(24) 登録日 平成24年5月18日(2012.5.18)

(51) Int.Cl.

FO1D 5/18 (2006.01)  
FO1D 11/08 (2006.01)

F1

FO1D 5/18  
FO1D 11/08

## 請求項の数 5 外国語出願 (全 10 頁)

(21) 出願番号 特願2000-269440 (P2000-269440)  
 (22) 出願日 平成12年9月6日 (2000.9.6)  
 (65) 公開番号 特開2001-132406 (P2001-132406A)  
 (43) 公開日 平成13年5月15日 (2001.5.15)  
 審査請求日 平成19年9月5日 (2007.9.5)  
 (31) 優先権主張番号 09/390993  
 (32) 優先日 平成11年9月7日 (1999.9.7)  
 (33) 優先権主張国 米国(US)

## 前置審査

(73) 特許権者 390041542  
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ  
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ  
 クタディ、リバーロード、1番  
 (74) 代理人 100137545  
 弁理士 荒川 智志  
 (74) 代理人 100105588  
 弁理士 小倉 博  
 (74) 代理人 100129779  
 弁理士 黒川 俊久  
 (72) 発明者 ダニエル・ジョン・ハリス  
 アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・  
 チェスター、グレゴリー・クリーク・レー  
 ン、7003番

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 内部冷却式動翼先端シュラウド

## (57) 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

タービン動翼シュラウド付先端(77)であって、  
 横断面が翼形(72)の翼形部先端(77)と、  
 上記翼形部先端に取り付けられた動翼先端シュラウド(88)と  
 を含み、

前記先端シュラウドは、周方向に延在するとともに軸方向に隔設された前方シュラウド端(100)及び後方シュラウド端(102)と、周方向に隔設された時計方向シュラウド側端(108)及び反時計方向シュラウド側端(110)とを含み、

前記タービン動翼シュラウド付先端(77)は、

動翼先端シュラウド(88)の内部に配設されたシュラウド冷却回路(120)を更に含み、

上記シュラウド冷却回路(120)が、上記シュラウドの実質的に全体を冷却するためには、上記先端の中空内部(62)の第1チャンバ(109)及び第2チャンバ(112)とそれぞれ流体連通している周方向に延在するシュラウド冷却通路(122)を前方及び後方に複数(128, 130)含んでおり、

前記第1チャンバ(109)及び第2チャンバ(112)とそれぞれ通じている前方ポート(124)及び後方ポート(126)が前記先端シュラウドの周方向中央に設置されており、

前記複数のシュラウド冷却通路(122)はそれぞれ、対応する前記前方ポート(124)

10

20

) 及び前記後方ポート(126)から前記時計方向シュラウド側端(108)及び前記反時計方向シュラウド側端(110)まで周方向に延在することを特徴とする、タービン動翼シュラウド付先端(77)。

**【請求項2】**

シュラウドの半径方向外側シュラウド面(87)に周方向に延在する1以上のシール歯状部(92)をさらに含み、歯状部(92)が中空内部(62)から半径方向遠方に延在する、請求項1記載のタービン動翼シュラウド付先端(77)。

**【請求項3】**

周方向に延在する2以上のシール歯状部(92, 94)が存在し、ガスタービンエンジンケーシング(14)の内側に装着され、かつシール歯状部(92, 94)から離隔してシール歯状部(92, 94)と共にガス流路シールを構成する環状シール手段をさらに含む、請求項2記載のタービン動翼シュラウド付先端(77)。

10

**【請求項4】**

前記環状シール手段が、シュラウドステータ(104)の半径方向内面(190)に装着されたハニカム材料(107)を支持するシュラウドステータ(104)を含み、ハニカム材料(107)がシール歯状部(92, 94)と協働してシール歯状部(92, 94)と共にガス流路シールを構成する、請求項3記載のタービン動翼シュラウド付先端(77)。

**【請求項5】**

インピングメント冷却の空気(193)をシュラウドステータ(104)の半径方向外面(190)に導くためのインピングメント冷却手段(194)をさらに含む、請求項4記載のタービン動翼シュラウド付先端(77)。

20

**【発明の詳細な説明】**

**【0001】**

**【発明の属する技術分野】**

本発明は航空機ガスタービンエンジンのタービン動翼先端シュラウド及びシールに関し、さらに具体的にはシュラウド及び先端の冷却に関する。

**【0002】**

**【従来の技術】**

ガスタービンエンジンでは、ランダムな振動の際の動翼の振幅を制限するとともに翼形部に流体の流れを導くため、個々の翼形部に先端シュラウドが多用される。殊にガスタービンエンジンの低圧セクションではそうである。隣り合ったシュラウド同士は、機械的剛性を与えるために周方向に当接する。かかるアセンブリー式が取付けられると、シュラウドは実質的に連続した環状面をなす。周方向シュラウドの周方向両端部には当接面が設けられ、アセンブリに望ましい拘束をもたらす。

30

**【0003】**

周方向に延在するシール歯状部はシュラウドから半径方向外方に延在してシールランド部と係合し、シュラウドとロータ周囲のケーシングとの間のガス流路をシールする。シールランド部は通常ハニカムでカバーしたステータシュラウドの形態をしている。

**【0004】**

通例、ガスタービンエンジンは、タービン動翼のようなタービンロータ部品の受ける材料温度を抑制するため、冷却空気を部品に供給する冷却装置を含んでいる。従来技術の冷却装置では、タービン部品冷却用の空気をエンジン圧縮機から得て、空気を分岐して軸方向流路を介してエンジンのタービンセクションに導くのが普通である。

40

**【0005】**

通例、低圧タービン動翼は冷却しない。冷却するのが通例の高圧タービン動翼では変形防止用先端シュラウドを用いない。高速民間航空機(HSCT)エンジンプログラムなど、遠距離超音速運転用の超音速高性能エンジンが開発段階にある。低圧タービンセクションの低圧タービン動翼は、高出力エンジン設定状態でのエンジン作動で飛行包絡線の大半にわたって長時間高温に暴露される。エンジンの軽量化及びエンジン長の短縮も望ましい。

50

**【0006】****【発明が解決しようとする課題】**

高速エンジンは現在用いられている冷却技術よりも優れた冷却技術を必要とする。高速民間輸送機用のエンジンの一例は、高圧タービン排出口に近接した低圧タービンを用いる。さらに、エンジンミッションでは、高出力エンジン設定状態で低圧タービンを長期にわたって非常に高い温度に暴露することが必要とされる。航空機用ガスタービンエンジン設計者は、軽量で短いエンジンを設計することとともに、ガスタービンエンジンの性能を向上させるべく絶えず奮闘している。冷却空気の使用は燃料消費を増すので、冷却空気の生成に使われるエンジンの仕事量を極力減らすのが極めて望ましい。

**【0007】**

10

**【課題を解決するための手段】**

ガスタービンエンジンのタービン動翼シュラウド付先端は、横断面が翼形の翼形部先端、その先端に取り付けられた動翼先端シュラウド、及び動翼先端シュラウド内に配設されたシュラウド冷却回路を含む。シュラウド冷却回路は、シュラウドの実質的に全体を冷却することができるようになっており、先端の中空内部と流体連通している。

**【0008】**

20

本発明の一実施形態では、先端シュラウドは、中空内部から半径方向遠方に延在するシュラウドの半径方向外側シュラウド面に、周方向に延在する1以上のシール歯状部を有する。好ましくは、2以上のシール歯状部を用いる。本発明のさらに具体的な実施形態では、先端シュラウドは周方向に延在するとともに軸方向に隔設された前方シュラウド端及び後方シュラウド端、周方向に隔設された時計方向シュラウド側端及び反時計方向シュラウド側端をさらに含む。シュラウド冷却回路は、時計方向シュラウド側端と反時計方向シュラウド側端の間に周方向に延在するシュラウド冷却通路を含む。本発明のさらに具体的な実施形態では、先端シュラウド内にシュラウド冷却通路を前方及び後方に複数設け、それぞれ中空内部の第1中空チャンバ及び第2中空チャンバと流体連通させる。

**【0009】**

30

本発明の別の実施形態では、翼形部先端に先端シュラウドを設けた翼形部を有する動翼は、シュラウド冷却回路と流体連通している翼形部冷却回路を含む。本発明のさらに具体的な実施形態では、動翼はさらにシュラウド冷却通路を前方及び後方に複数含んでいて、それぞれ翼形部冷却回路の第1中空チャンバ及び第2中空チャンバとそれぞれ流体連通させる。翼形部は、さらに具体的な実施形態では、約3以上のアスペクト比を有する。

**【0010】**

40

ガスタービンエンジンのタービンアセンブリは、かかる複数のタービン動翼をタービンロータの外周に装着してなる。動翼は翼形部を有しており、翼形部は動翼プラットホームから翼形の翼先端まで半径方向外方に延在し、動翼プラットホームから半径方向内方に延びる付け根によってロータに装着される。動翼の中空内部はロータを介してロータ冷却流路と流体連通している。通常、中空内部の各々は、シュラウド冷却回路と流体連通した翼形部冷却回路の1つを含む。環状シールアセンブリは、エンジンケーシングの内側に装着され、シール歯状部から半径方向遠方に離隔してシール歯状部と共にガス流路シールを構成する。環状シールアセンブリは、シュラウドステータの半径方向内面に取付けられるハニカム材料を支持するシュラウドステータを含み、ハニカム材料はシール歯状部と協働してガス流路シールを構成する。

**【0011】**

一実施形態では、インピングメント冷却装置を用いて、インピングメント冷却空気をシュラウドステータの半径方向外面に導く。かかる装置は、さらに具体的な実施形態では、インピングメント冷却空気がシュラウドステータの半径方向外面を衝突冷却した後に、インピングメント冷却空気を流路内及びシール歯状部の回りに流すための外部歯状部冷却アセンブリを含む。ある外部歯状部冷却アセンブリは、シュラウドステータの前端とエンジンケーシングによってシュラウドステータを支持する支持ハンガとの間の漏れ流路を含む。

50

**【 0 0 1 2 】**

内部冷却式先端シュラウドは、低圧タービン動翼が非常に高い温度のガス流に暴露される高出力エンジン設定状態でガスタービンエンジンを長時間作動するのを役立つ。本発明により、特にステータが全く介在しない逆方向回転式の高圧及び低圧タービンロータを有するエンジン設計において、低圧タービン動翼を高圧タービン排気口に近接して配置することができる。本発明の利点としては、エンジンが軽量化され、エンジン長が短くなることが挙げられる。

**【 0 0 1 3 】**

本発明は、高出力状態に置かれる部品の充分な耐クリープ及び酸化寿命を得るのに有効な冷却を提供する。本発明は、目標とする耐クリープ及び酸化寿命を達成することができる水準までタービン動翼先端シュラウドを冷却しその金属温度を下げる。この冷却先端シュラウドは、振動周波数条件を満たすように動翼を細長く（アスペクト比を高く）することができるのでタービン動翼を軽量化するとともに軸方向長さを短くすることができるという利点をもつ。これは、先端シュラウドが動翼同士を拘束する作用によって得られる追加の支持によるものであり、設計条件を満足する動翼周波数が増える。

10

**【 0 0 1 4 】****【発明の実施の形態】**

本発明に特徴的であると思料される新規な側面は、特許請求の範囲に記載し、特定した。本発明を、その他の目的及び利点と併せて、添付の図面を参照してさらに具体的に説明する。

20

**【 0 0 1 5 】**

図1及び図2に示す超音速航空機ガスタービンエンジン（全体を符号2で示す）は、ガス発生器10と、可変2Dノズル8をもった排気セクション6とを有する。ガス発生器10は長手方向中心線A及び中心線Aと同軸かつ同心に配設された環状エンジンケーシング14を有する。空気AFは、多段式ファン16を通って下流軸方向Fにガス発生器10に入り、その後ファンバイパス17を通って導かれるファンバイパス空気ABと、コアエンジン20を通って導かれるコア空気ACとに分けられる。コアエンジン20は多段式高圧圧縮機24と、燃料噴射器27をもつ環状燃焼器26と、単段式高圧タービン28とを含み、これらはすべてガス発生器10の中心線Aと同軸に直列流れの関係で配置される。高圧ロータ31の高圧軸30が、高圧圧縮機24とコアエンジン20の高圧タービン28とを固定状態に相互接続する。高圧圧縮機24は、単段式高圧タービン28によって回転駆動され、コアエンジン20に流入する空気を比較的高圧に圧縮する。この高圧空気は、次に燃焼器26の中で燃料と混合され点火されて高エネルギーのガス流を形成する。このガス流は、後方に流れ、高圧タービン28を通って進み、高圧タービン28とコアエンジン20の高圧軸30を回転駆動し、高圧軸30は次に多段式高圧圧縮機24を回転駆動する。

30

**【 0 0 1 6 】**

コアエンジン高圧タービン28から排出されるガス流は、高圧タービン28とは逆方向に回転するよう設計された2段式低圧タービン22（LPT）を通って膨張する。なお、高圧タービン28と低圧タービン22の間にステータがないのは、エンジン作動時にそれらが互いに逆回転するからである。低圧タービン22は、環状高圧軸30を通して前方に延在する低圧軸32を介してファン16を駆動する。コアエンジンで生じる高圧高温ガスは、低圧タービン22を通り抜けた後、可変混合機36によって排出セクション6でバイパス空気ABと混合される。ノズル8は、そのコアとバイパスとの流れが混合されたガスを受けてエンジン2の推力を生じる。

40

**【 0 0 1 7 】**

図3をさらに参照すれば、2段式低圧タービン22は回転自在な環状低圧タービンロータ34を含んでおり、低圧タービンロータから半径方向外方に延在する第1列38の第1タービン動翼と第2列39の第2タービン動翼が軸方向に隔設されている。1列のLPTステータ動翼40は、第1列38の第1タービン動翼と第2列39の第2タービン動翼の間で、静止エンジンケーシング14に固定されており、ケーシング14から半径方向内方に

50

延在する。

#### 【0018】

本発明は低圧タービン用に設計されたもので、第2列39の第1タービン動翼における第2段低圧タービン動翼70のためのものをここで例示する。低圧タービン動翼70は、その詳細は図5、図6、及び図7に示してあるが、正圧側面74と負圧側面76のある翼形部72と、翼形部72を低圧ロータ34のディスク73に装着する基部78を有する。翼形部72は下流後方に翼形部前縁LEから翼形部後縁TEまで延在する。基部78は、翼形部72を固定支持するプラットホーム80及び動翼70をディスク73に取り付けるためのダブテール付け根82とを有する。翼形部72は、翼形部冷却回路81を内部に含む中空内部62を取り囲む外壁60を有し、当技術分野で周知のように冷却空気を翼形部を通して流し、翼形部を内外両面からフィルム冷却孔を用いて冷却する。10

#### 【0019】

図6及び図7に示す通り、冷却回路81は、直列に流体連通した前方キャビティ109、中央キャビティ111及び後方キャビティ112を有する3つの流路を備える回路として示してある。前方キャビティ109及び後方キャビティ112はそれぞれ、縁部冷却空気114を前縁キャビティ117及び後縁キャビティ119を通して前縁LE及び後縁TEに供給する。翼形部72の外端部分84には、横断面が翼形の先端シュラウド88を備えた動翼先端77を有する。なお、翼形部は翼幅Sを有しているが、翼幅Sは、翼幅の半分1/2Sで測定した、翼幅中央部での翼弦長CLよりも実質的に大きく、基部78から先端77までごく僅かなテープが付いている。本発明の翼形部72は、約3以上のアスペクト比で非常に細くすることができる。20

#### 【0020】

図4及び図8を参照すると、先端シュラウド88は、高温ガス流を導くためのタービンガス流路89の外側境界部分を画成する半径方向内側の先端シュラウド面90を有する。1対の前方シール歯状部92及び後方シール歯状部94は、各々、先端シュラウド88の半径方向外側シュラウド面から半径方向外方に延在しているとともにシュラウド面に沿って周方向にも延在している。先端シュラウド88は、周方向に延在するとともに軸方向に隔設された前方シュラウド端100及び後方シュラウド端102を含んでおり、周方向に隔設された時計方向シュラウド側端108及び反時計方向シュラウド側端110も含んでいる。時計方向シュラウド側端108及び反時計方向シュラウド側端110のうちの周方向に隣接する側端は、それらが時計方向側及び反時計方向側シュラウド側端のそれぞれに2つのこぎり歯118で示す、それぞれ相互に係合し当接するのこぎり歯形状116を有する。低圧タービン動翼70の隣接するシール歯状部のそれぞれ前方及び後方シール歯状部92及び94の周方向に隣接するシール歯状部は、図8に示す通り相互に当接している。30

#### 【0021】

図4、図5、図6及び図7を参照すれば、内部のシュラウド冷却回路120は先端シュラウド88の内部に配設される。シュラウド冷却回路120はそのシュラウドの実質的に全体を冷却することができるようになっており、翼形部と動翼先端77の中空内部にある翼形部冷却回路81と流体連通している。ここに開示されるシュラウド冷却回路120の実施形態は、それぞれ時計方向シュラウド側端及び反時計方向シュラウド側端108及び110の間でそれぞれ周方向に延在するシュラウド冷却通路122を含む。40

#### 【0022】

シュラウド冷却通路122は、それぞれ前方キャビティ及び後方キャビティ109及び112のうちの対応するキャビティに通じている先端シュラウド88中の前方ポート及び後方ポート124, 126をそれぞれ通して冷却空気を供給される。前方ポート及び後方ポート124及び126はそれぞれ、先端シュラウド88の周方向の中央に設置され、シュラウド冷却通路122はそれぞれ、前方ポート及び後方ポートから時計回り及び反時計回りの方向に時計方向シュラウド側端及び反時計方向シュラウド側端108及び110の対応する側端まで周方向に延在する。これは時計回り及び反時計回りの方向に先端77を一50

様に冷却することを助長する。

#### 【0023】

好ましくは、シュラウド冷却通路122のそれぞれ前方及び後方に複数の冷却通路128及び130は、それぞれ前方及び後方ポート124及び126を通してそれぞれ対応する前方及び後方キャビティ109及び112と流体連通しており、前方及び後方キャビティ109及び112によって冷却空気を供給される。このことは動翼先端77に沿って軸方向に異なる冷却空気圧を調整するのに役立つ。シュラウド冷却通路122中の冷却空気は、時計方向シュラウド側端108及び反時計方向シュラウド側端110のそれぞれ周方向に隣接する側端の間に排出され、それによって先端シュラウド88のこの領域を冷却しシュラウド及びシュラウド側端を冷却するのにさらに役立つする。

10

#### 【0024】

冷却空気は、当業者には周知の種々の技術で翼形部冷却回路81に供給することができる。空気は通常、図6に示す通り、動翼70のダブテール付け根82を通して翼形部冷却回路81の第1キャビティである前方キャビティ109に供給される。図2及び図3に示す本発明の実施形態には、高圧圧縮機24の第4段140から高圧ロータ31の第5段ディスク146上に装着された遠心ポンプ144によって高圧ロータと低圧タービンロータ34との間の環状エンジンキャビティ150を通して導かれる冷却空気CAを図示する。冷却空気CAは、環状エンジンキャビティ150から図6に示す通り、動翼70のダブテール付け根82を通して前方キャビティ109に導かれる。

#### 【0025】

20

高圧圧縮機24の第4段140からの第4段抽気160は、図2及び図3に示すように、抽気用パイプ162を通して冷却プレナム164に管で運ばれる。抽気160はそれから一列のLPTステータ動翼40を通して第1セットの接線方向の流れインデューサー168に導かれ、低圧タービン22の第1ディスク冷却キャビティ170中に圧送される。抽気160は第1タービン動翼の第1列を冷却するのに用いられる。本発明の別の実施形態が図9に示されていて、その中で抽気160の1部分176が、第2セットの接線方向の流れインデューサー178に導かれ、図6に示す通り、動翼70のダブテール付け根82を通して前方キャビティ109に通じる低圧タービン22の第2ディスク冷却キャビティ180に圧送される。

#### 【0026】

30

図3及び図4を参照すれば、環状タービンシュラウドステータ104が低圧タービン動翼を取り囲む。シュラウドステータ104はシールランド部106を有し、シールランド部106は好ましくはシュラウドステータ104のシールランド部の半径方向内側のシュラウド面に接着その他の固定方法で取付けられたハニカム又は同様にコンプライアンスを有する材料107でできている。シール歯状部92及び94は、摩削可能なハニカム材料107に対してシールしその間のシール隙間を流れる高温ガスの量を極力少なくするようになっている。冷却プレナム164中の抽気はシュラウドステータ104をインピング冷却するにも用いられる。

#### 【0027】

40

インピングメント冷却空気193をシュラウドステータ104の半径方向外面190上に導くための、ある具体的実施形態でのインピングメント冷却手段は、冷却プレナム164からの抽気160を受けるように構成されるインピングメントプレナム192を含む。インピングメントプレナム192の半径方向内側の壁198中のインピングメント冷却孔194は、インピングメント冷却空気193をシュラウドステータ104の半径方向外面190上に向けるのに用いられる。

#### 【0028】

外部歯状部冷却手段210は、インピングメント冷却空気193がシュラウドステータ104の半径方向外面190上を衝突冷却した後、その冷却空気193を流路89内で前方シール歯状部92及び後方シール歯状部94の周りに流すためにも用いられる。外部歯状部冷却手段の一実施形態は、シュラウドステータ104の前方端214とエンジンケーシ

50

ング 14 からシュラウドステータ 104 を支持する支持ハンガ 216 との間に漏れ流路 212 を含む。

**【0029】**

本明細書では本発明の好ましい例示的な実施形態と思料するものについて説明してきたが、本発明のその他の形態は本明細書の教示内容から当業者には自明であり、本発明の技術的思想及び技術的範囲に属するかかる形態すべてが特許請求の範囲で保護されることを望むものである。

**【0030】**

従って、特許による保護を望むのは、請求項に規定され特徴付けられた発明である。

**【図面の簡単な説明】**

**【図1】** 本発明の内部冷却式タービン動翼シュラウドの1つの例示的な実施形態を示すガスタービンエンジンの概略横断面図。

**【図2】** 図1におけるエンジンのガス発生器の拡大図。

**【図3】** 図2におけるガス発生器のタービンセクションの拡大図。

**【図4】** 図3におけるタービンセクションの低圧タービン動翼先端及びシールの拡大図。

**【図5】** 図4におけるタービン動翼先端の線5-5によるタービンシュラウドの概略上面図。

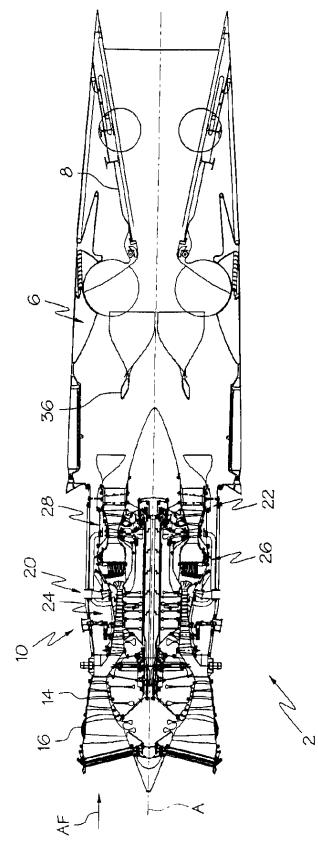
**【図6】** 図3におけるタービンセクションの低圧タービン動翼の概略横断面図。

**【図7】** 図6における低圧タービン動翼の翼形部の概略横断面図。

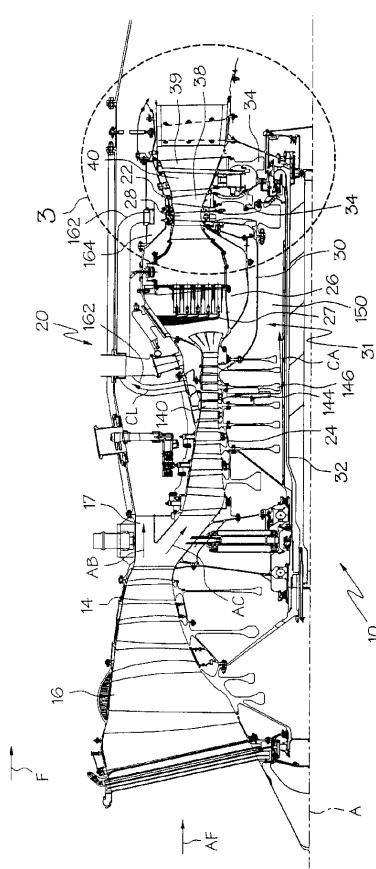
**【図8】** 図4におけるタービンシュラウド及び先端タービン動翼先端の斜視図。

**【図9】** 図3におけるガス発生器のタービンセクションに対する別の実施形態の拡大図。

**【図1】**



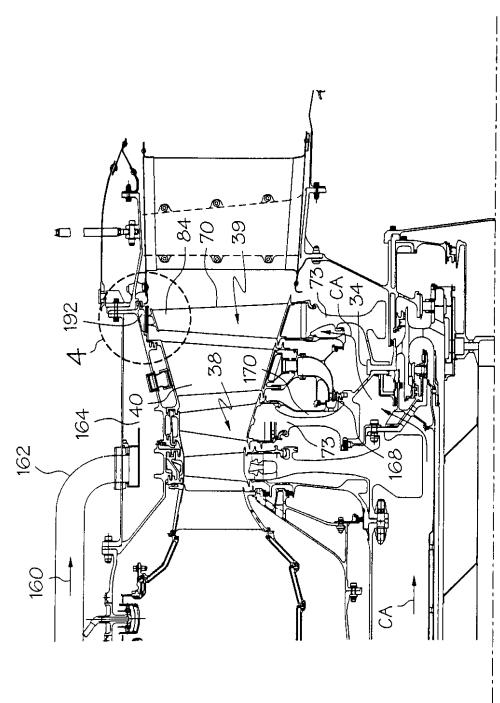
**【図2】**



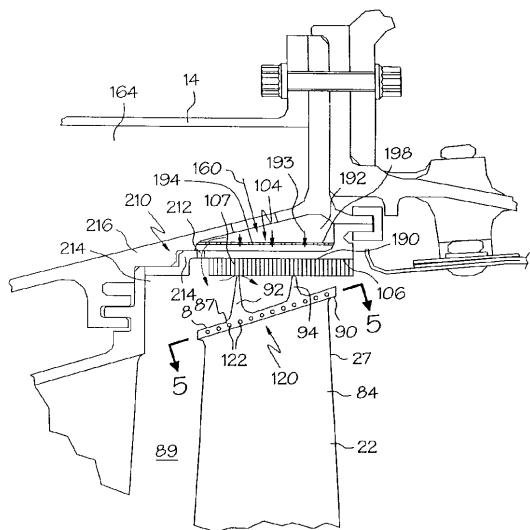
10

20

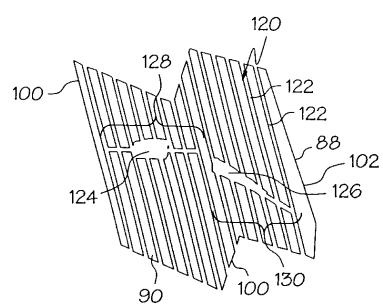
【図3】



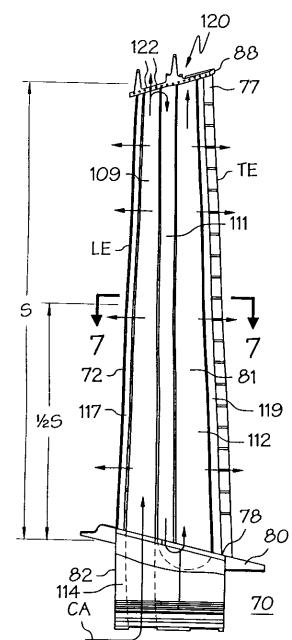
【 図 4 】



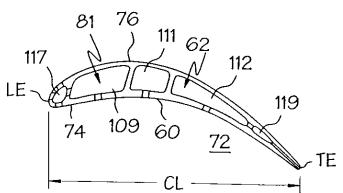
【 図 5 】



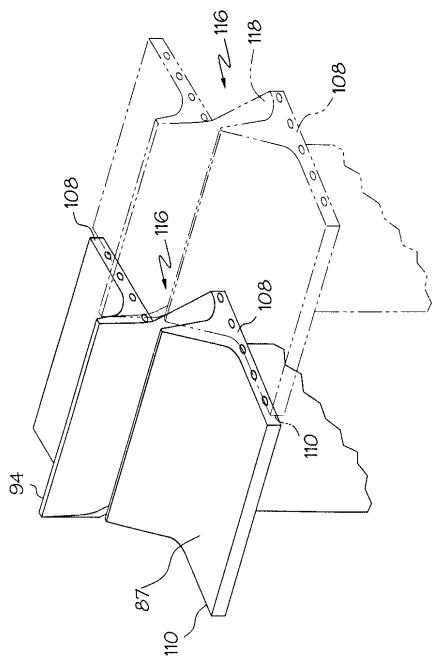
【 図 6 】



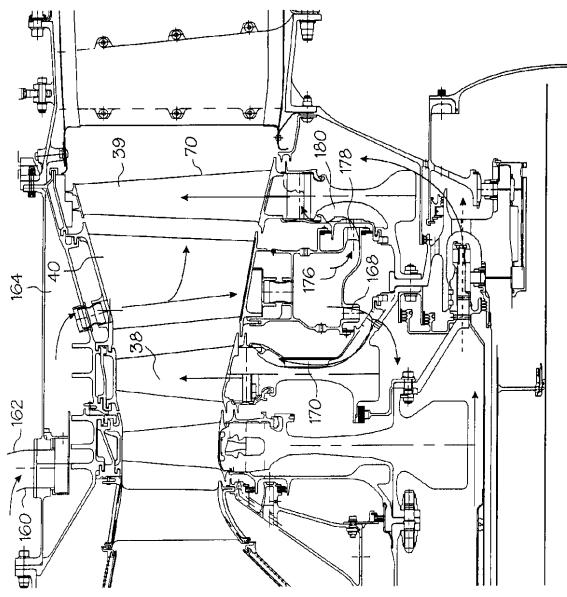
【図7】



【図8】



【図9】



---

フロントページの続き

(72)発明者 ロバート・エー・フレデリック

アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・チェスター、オレゴン・パス、6445番

(72)発明者 ローレンス・ポール・ティムコ

アメリカ合衆国、オハイオ州、フェアフィールド、シグモン・ウェイ、5607番

審査官 後藤 泰輔

(56)参考文献 英国特許出願公告第01605335(GB,A)

特開平11-022489(JP,A)

実開平06-076601(JP,U)

特開平11-229808(JP,A)

特開昭54-145811(JP,A)

特開昭60-045705(JP,A)

特開昭55-117012(JP,A)

特開昭58-128401(JP,A)

米国特許第03527544(US,A)

米国特許第05064343(US,A)

米国特許第05941687(US,A)

米国特許第05350277(US,A)

米国特許第06340284(US,B1)

特開平10-299409(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 5/18-5/24,11/00-11/10