

(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2006-200530

(P2006-200530A)

(43) 公開日 平成18年8月3日(2006.8.3)

| | | |
|--------------------------------------|--------------|-------------|
| (51) Int. Cl. | F I | テーマコード (参考) |
| FO1D 25/24 (2006.01) | FO1D 25/24 D | 3G002 |
| FO1D 11/08 (2006.01) | FO1D 11/08 | |
| FO2C 7/24 (2006.01) | FO2C 7/24 A | |
| FO2C 7/28 (2006.01) | FO2C 7/28 A | |
| | FO2C 7/28 E | |
| 審査請求 未請求 請求項の数 10 O L 外国語出願 (全 11 頁) | | |

(21) 出願番号 特願2005-376829 (P2005-376829)
 (22) 出願日 平成17年12月28日 (2005.12.28)
 (31) 優先権主張番号 11/028, 815
 (32) 優先日 平成17年1月4日 (2005.1.4)
 (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・カンパニイ
 GENERAL ELECTRIC CO
 MPANY
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
 クタデイ、リバーロード、1番
 (74) 代理人 100093908
 弁理士 松本 研一
 (74) 代理人 100105588
 弁理士 小倉 博
 (74) 代理人 100129779
 弁理士 黒川 俊久

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ロータアセンブリ先端隙間を維持する方法および装置

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 排ガス温度オーバーシュート及び燃料消費率を減少するためにタービン動翼先端の隙間を維持すること。

【解決手段】 この方法は、複数の動翼の周りにケーシング、および少なくとも1つのタービンシュラウドアセンブリを形成するように、複数のケースセグメント38を一緒に円周方向に取り付けることを含み、ケースセグメントの各々は、少なくとも2つの取り付けフランジ54、55、56およびその間に画成される通路52、53を含む。この方法は、巡航動作中、複数の動翼と少なくとも1つのタービンシュラウドアセンブリの間の軸対称の回転先端隙間48を維持するのを促進するために、通路の内側表面60および各取り付けフランジの少なくとも一部分に熱遮断コーティングを付着させることも含む。この熱遮断コーティングも、排ガス温度および燃料消費率を低下させるように、発進動作中、軸対称回転先端隙間を制御することを促進する。

【選択図】 図3

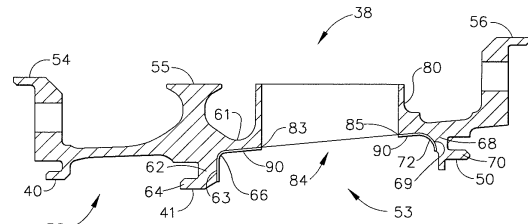


FIG. 3

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジン(10)用のロータアセンブリであって、

中間フランジ(55)、後方フランジ(56)、およびその間を延びる本体を備え、前記本体はその中に画成される少なくとも1つの通路(53)を備える少なくとも1つのケースセグメント(38)と、

複数の動翼(32)と、

前記複数の動翼の半径方向外側と連結されたタービンシュラウドアセンブリ(42、43)であって、軸対称の回転先端隙間(48)が前記複数の動翼との間で画成されるようにされた少なくとも1つのタービンシュラウドアセンブリと、

排気ガス温度オーバーシュートおよび燃料消費率を低減するように、エンジンの動作中前記軸対称回転先端隙間を維持するのを促進するように構成される、前記少なくとも1つの通路に付着される熱遮断コーティング(90)とを備えることを特徴とするロータアセンブリ。

10

【請求項 2】

前記中間および後方取り付けフランジ(55、56)の各々が、基台部分(62、68)、リップ部分(64、70)および通路部分を備え、前記熱遮断コーティング(90)が各前記通路部分の少なくとも一部分に付着させられることを特徴とする請求項1記載のロータアセンブリ。

【請求項 3】

後方縁部(85)および前方縁部(83)を備える入り口チューブ(80)を設けることを含み、前記チューブが前記ケースセグメント通路(53)と流体連通し、前記各中間および前方縁部の少なくとも一部分が前記熱遮断コーティング(90)を有することを特徴とする請求項1記載のロータアセンブリ。

20

【請求項 4】

前記熱遮断コーティング(90)が前記少なくとも1つの通路(53)に結合され、前記軸対称回転先端隙間(48)がエンジン(10)の発進および巡航動作中維持されるように、前記ケースセグメント(38)の熱膨張を前記シュラウドアセンブリ(42、43)の熱膨張率と実質的に同じ率に促進するように構成されることを特徴とする請求項1記載のロータアセンブリ。

30

【請求項 5】

前記熱遮断コーティング(90)が0.0889cm(0.035インチ)より大きな厚さを備えることを特徴とする請求項1記載のロータアセンブリ。

【請求項 6】

前記熱遮断コーティング(90)が0.1143cm(0.045インチ)より小さな厚さを備えることを特徴とする請求項1記載のロータアセンブリ。

【請求項 7】

中間フランジ(55)、後方フランジ(56)、およびその間を延びる本体とを備え、前記本体はその中に画成される少なくとも1つの通路(53)を備える、少なくとも1つのケースセグメント(38)を含むロータアセンブリと、

40

複数の動翼(32)と、

前記複数の動翼との間で軸対称の回転先端隙間(48)が画成されるようにされた少なくとも1つのタービンシュラウドアセンブリであって、前記複数の動翼の半径方向外側と結合された少なくとも1つのタービンシュラウドアセンブリと、

エンジンの発進および巡航動作中、前記軸対称回転先端隙間を維持するのを促進するように構成された、少なくとも1つの通路に付着された熱遮断コーティング(90)とを備える、ガスタービンエンジン(10)。

【請求項 8】

エンジン動作中前記ケースセグメント(38)が前記ガスタービンエンジンの排気ガス温度オーバーシュートを低減させるのを促進するように、前記中間および後方取り付けフラン

50

ジ(55、56)の両方が、基台部分(62、68)、リップ部分(64、70)および通路部分とを備えることを特徴とする請求項7記載のエンジン(10)。

【請求項9】

少なくとも1つの入り口チューブがそれぞれのケースセグメント(38)内に画成された前記通路(53)に流体連通して結合されるように、前記ケースセグメント(38)に結合される少なくとも1つの入り口チューブ(80)をさらに備え、前記少なくとも1つの入り口チューブが後方縁部(85)および前方縁部(83)を含み、前記各後方および前方縁部の少なくとも一部分が前記熱遮断コーティング(90)を有することを特徴とする請求項7記載のエンジン(10)。

【請求項10】

エンジン(10)の発進および巡航動作中、複数のケースセグメント(38)の各々の熱膨張率を少なくとも1つのタービンシュラウドアセンブリ(42、43)の熱膨張率に実質的に一致させることを促進するために、前記熱遮断コーティング(90)が前記通路(53)に結合されることを特徴とする請求項7記載のエンジン(10)。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

この発明は、一般的にガスタービンエンジンに関し、より詳しくはガスタービンエンジンに使用されるタービンケーシングに関する。

【背景技術】

【0002】

少なくともいくつかの知られたガスタービンエンジンは一般に、直列流配置(serial flow arrangement)では、エンジンを通り流れる空気を圧縮するための高圧圧縮機、高エネルギーのガス流を形成するようにその中で燃料が圧縮された空気と混合され点火される燃焼器、および高圧タービン(HPT)を含む。この高圧圧縮機、燃焼器、および高圧タービンは、時には集合的にコアエンジンと呼ばれる。そのようなガスタービンエンジンは、高圧圧縮機に圧縮された空気を供給する低圧圧縮機、または昇圧機も含むことができる。

【0003】

少なくともいくつかの知られたタービンは、動翼の複数の列を含むロータアセンブリを含む。各動翼は動翼台から先端に向かって半径方向外側に延びる。複数のシュラウドは、先端隙間が各それぞれの動翼先端とHRTケーシングの間に画成されるように、ロータアセンブリの周りを実質的に円周方向に延びる流路ケーシングを形成するように一緒に結合される。理想的には、先端隙間は最小であるべく設計されるが、一方依然として、使用されるエンジン動作状態の範囲にわたり擦れないエンジン動作を円滑に進めるのに十分なサイズになっている。

【0004】

動作中、タービンの性能はタービン翼先端とHRTケーシングの間の回転している先端隙間によって影響を受ける可能性がある。特に、隙間が大きくなると、動翼先端を横切る洩れがタービンアセンブリの性能を悪い方向に制限する可能性がある。定常状態発進動作中、緊密な回転隙間を維持することによって、排気ガス温度(EGT)オーバーシュートを減少させることが促進される。さらに、巡航動作中のそのような隙間を維持することによって、燃料消費率(SFC)を減少させることが促進される。

【0005】

したがって、動翼先端の隙間を維持することを促進するために、少なくともいくつかの知られたHPTケーシング設計は、ケーシングの温度を制御することによって、固定子ケースの熱膨張率をタービンロータアセンブリの熱膨張率に実質的に一致させることを試みている。いくつかの例では、HPTケーシングの熱的な一致は、受動的要素(ケーシング厚さおよび熱質量)と能動的要素(例えば、ケーシングの外表面上に冷却空気を導くこと)の組み合わせによって達成することができる。HPTケーシングの熱応答を制限するこ

10

20

30

40

50

とによって、EGTオーバーシュートおよびSFCを減少させることが促進される。

【特許文献1】米国特許第5,645,399号

【特許文献2】米国特許第5,899,660号

【特許文献3】米国特許第5,127,795号

【発明の開示】

【課題を解決するための手段】

【0006】

一態様では、ガスタービンエンジン用のロータアセンブリの組み立て方法が提供される。ロータアセンブリは、複数の動翼および少なくとも1つのタービンシュラウドアセンブリを含む。この方法は、複数の動翼の周りに1つのケーシング、および少なくとも1つのタービンシュラウドアセンブリを形成するように、複数のケースセグメントを一緒に取り付けることを含む。ケースセグメントの各々は、少なくとも2つの取り付けフランジおよびその間を延びる通路を含む。この方法は、排ガス温度オーバーシュートおよび燃料消費率を低下させるように、エンジン動作中、複数の動翼と少なくとも1つのタービンシュラウドアセンブリの間に画成される軸対称回転先端隙間を維持するのを促進するために、通路の内側表面および各取り付けフランジの少なくとも一部分に熱遮断コーティングを付着させることも含む。

10

【0007】

別の態様では、ガスタービンエンジン用のロータアセンブリが提供される。このロータアセンブリは、中間フランジ、後方フランジ、およびその間を延びる本体を含む少なくとも1つのケースセグメントを含む。本体はその中に画成される少なくとも1つの通路を含む。ロータアセンブリは、複数の動翼と少なくとも1つのタービンシュラウドアセンブリの間に軸対称の回転先端隙間が画成されるように、複数の動翼、および複数の動翼の半径方向外側と対になった少なくとも1つのタービンシュラウドアセンブリも含む。熱遮断コーティングが前記少なくとも1つの通路に付着され、前記コーティングは、排気ガス温度オーバーシュートおよび燃料消費率を減少させるように、エンジンの動作中の軸対称回転先端隙間を維持するのを促進するように構成される。

20

【0008】

別の態様では、ガスタービンエンジンが提供される。このエンジンは、中間フランジ、後方フランジ、およびその間を延びる本体を含む少なくとも1つのケースセグメントを含むロータアセンブリを含む。本体はその中に画成される少なくとも1つの通路を含む。ロータアセンブリは、複数の動翼と少なくとも1つのタービンシュラウドアセンブリの間に軸対称の回転先端隙間が画成されるように、複数の動翼、および複数の動翼の半径方向外側と対になった少なくとも1つのタービンシュラウドアセンブリも含む。熱遮断コーティングが少なくとも1つの通路に付着され、このコーティングは、エンジンの発進および巡航動作中、軸対称回転先端隙間を維持するのを促進するように構成される。

30

【発明を実施するための最良の形態】

【0009】

図1は、低圧圧縮機12、高圧圧縮機14、および燃焼器アセンブリ16を含むガスタービンエンジン10の概略図である。エンジン10は、直列、軸流の関係に配置される高圧タービン(HPT)18、および低圧タービン20も含む。圧縮機12およびタービン20は第1の軸24によって結合され、圧縮機14およびタービン18は第2の軸26によって結合される。一実施形態では、エンジン10は、General Electric Company, Cincinnati, Ohioから商業的に入手可能なGE90エンジンである。

40

【0010】

動作では、空気はエンジン10の上流側11から低圧圧縮機12を通り、圧縮された空気13が低圧圧縮機12から高圧圧縮機14に供給される。圧縮された空気13は次いで、燃焼器アセンブリ16に供給され、そこで燃料と混合され点火される。燃焼ガスは燃焼器16から駆動タービン18および20に導かれる。

50

【 0 0 1 1 】

例示的な実施形態では、エンジン 10 は、空転、発進、巡航、および降下を含むさまざまな動作モード中、航空機に動力供給するために動作可能である。したがって、エンジン 10 は、動作中、エンジン 10 が動力を増加させる出力アップ、または動力を低下させる出力ダウンのいずれかであるとき、第 1 および第 2 のロータ軸 24 および 26 が加速または減速の移行状態の下で動作する。エンジン 10 は、エンジン 10 の出力が実質的に中間の固定された量に維持され、例えば、第 1 および第 2 のロータ軸 24 および 26 の回転数が比較的一定に保持される巡航動作中などの定常状態でも動作する。

【 0 0 1 2 】

図 2 は、高圧タービン 18 の一部分の概略図である。図 3 は、HPT 18 の一部分の拡大断面図である。図 4 は、図 3 の部分に隣接して円周方向にとられた HPT 18 の一部分の拡大断面図である。HPT 18 は、その各々がタービン翼 32 の 1 列および固定子静翼 34 の 1 列を含む複数の段 30 を含む。タービン翼 32 は、ロータ軸 26 に結合されたロータディスク（図示せず）によって支持される。HPT ケーシング 36 が、静翼 34 がケーシング 36 によって支持されるように、タービン翼 32 および固定子静翼 34 の周りを円周方向に延びる。

10

【 0 0 1 3 】

HPT ケーシング 36 は、プレナム 39 がその間に画成されるように、固定子静翼 34 から間隔の開けられた基台ケースセグメント 38 を含む。ケースセグメント 38 は、前方取り付けフック 40 および中間取り付けフック 41 を含む。取り付けフック 40 および 41 は、前方シュラウド通路 52 を画成する。前方シュラウド通路 52 の前方シュラウドアセンブリ 42 は、取り付けフック 40 および 41 に結合されている。ケースセグメント 38 は、隣接する下流側シュラウドアセンブリ 43 に結合される後方取り付けフック 50 を含む。取り付けフック 41 および 50 は、以下でより詳しく説明するように、ケースセグメント 38 内に後方シュラウド通路 53 を画成する。各シュラウドアセンブリ 42 および 43 は、シュラウド 44 および 45 とタービン翼先端 46 の間に軸対称の先端隙間 48 が画成されるように、タービン翼 46 の半径方向外向きに取り付けられた、それぞれのシュラウド 44 および 45 を含む。

20

【 0 0 1 4 】

ケースセグメント 38 は、エンジン 10 内で実質的に軸方向にケースセグメント 38 を結合させるために使用される前方取り付けフランジ 54、中間フランジ 55、および後方取り付けフランジ 56 を含む。前方取り付けフック 40 は前方取り付けフランジ 54 から半径方向内側に延び、中間取り付けフック 41 は中間フランジ 55 から半径方向内側に延び、後方取り付けフック 50 は後方取り付けフランジ 56 から半径方向内側に延びる。追加の取り付けフック 51 が、ケースセグメント取り付けフランジ 56 と、隣接するケースセグメント 59 から延びる取り付けフランジ 58 との間に結合される。したがって、シュラウドアセンブリ取り付けフック 50 および 51 は、ケースセグメント取り付けフランジ、特に取り付けフランジ 56 および取り付けフランジ 58 のところに各々配置される。

30

【 0 0 1 5 】

ケースセグメント 38 は、中間フランジ 55 と取り付けフランジ 56 の間を延びる外側表面 61 も含む。一実施形態では、エンジン 10 は、複数のダクト（図示せず）を介して外側表面 61 の冷却を促進する、ケースセグメント 38 に流体連通して結合される隙間制御システム（図示せず）を含む。

40

【 0 0 1 6 】

後方シュラウド通路 53 は、中間取り付けフック 41 と後方取り付けフック 50 の間を延び、ケースセグメントの半径方向内側表面 60 によってさらに画成される。取り付けフック 41 は、ケースセグメント 38 から半径方向内側に延びる基台部分 62、および基台部分 62 から上流側に延びるリップ部分 64 を含む。基台部分 62 は、リップ部分 64 に延びる後方表面 63 を含む。基台部分 62 は、後方に向かう正確な面接合部 66 が画成されるように、内側表面 60 に結合される。

50

【 0 0 1 7 】

取り付けフック 5 0 は、ケースセグメント 3 8 から半径方向内側に延びる基台部分 6 8、および基台部分 6 8 から後方側に延びるリップ部分 7 0 を含む。基台部分 6 8 は、リップ部分 7 0 に延びる前方表面 6 9 を含む。基台部分 6 8 は、正確な前方に向かう面接合部 7 2 が画成されるように、内側表面 6 0 に結合される。内側表面 6 0 は、接合部 6 6 と 7 2 の間を延びる。

【 0 0 1 8 】

H P T 1 8 は、H P T ケーシング 3 6 と流体連通して結合される複数の円周方向に間隔を開けた空気入り口チューブ 8 0 も含む。入り口チューブ 8 0 は、取り付けフック 4 1 および 5 0 の間で、かつケーシングセグメント 3 8 のところで、H P T ケーシング 3 6 と結合される。開口部 8 4 が、プレナム 3 9 が、開口部 8 4 を貫通する入り口チューブ 8 0 から排出される圧縮空気 1 3 を受けることができるように、ケースセグメント 3 8 および内部表面 6 0 を貫通して延びる。

10

【 0 0 1 9 】

エンジン 1 0 の動作中、圧縮機排出渦流 (p a r a s i t i c s) および漏れを含む高熱のエンジンガスを含む可能性のある圧縮空気 1 3 が、入り口チューブ 8 0 を貫通してプレナム 3 9 内に運ばれ、H P T ケーシング 3 6 に温度勾配を発生させる。この温度勾配は、定常状態の発進および巡航の両動作中、半径方向軸対称の膨張および円周方向の歪みの両方を発生させ、H P T ケーシング 3 6 が中間取り付けフック 4 1 のところでシュラウドアセンブリ 4 2 を、後方取り付けフック 5 0 のところでシュラウドアセンブリ 4 3 を支持する限り、回転先端隙間 4 8 は増大する可能性がある。回転先端隙間 4 8 の増大は、H P T 1 8 の効率低下を促進する。軸対称回転先端隙間 4 8 を制御することによって、発進動作中ピーク排ガス温度 (E G T) の低下を促進し、それによって E G T のオーバーシュートを制限するのを促進する。さらに、巡航動作中緊密な回転先端隙間 4 8 を維持することによって、燃料消費率 (S F C) を減少させることが促進される。

20

【 0 0 2 0 】

図 3 および 4 により明瞭に示すように、熱遮蔽コーティング (T B C) 9 0 が後方シュラウド通路 5 3 に貼り付けられている。例示的な実施形態では、T B C 9 0 は、中間取り付けフック基台部分後方表面 6 3 からケースセグメント内側表面 6 0 に沿って後方取り付けフック基台部分前方表面 6 9 に延びる。別の例示的な実施形態では、T B C 9 0 は、中間取り付けフック基台部分後方表面 6 3 からケースセグメント内側表面 6 0 に沿って入り口チューブ前方縁部 8 3 に、かつ、入り口チューブ後方縁部 8 5 から後方取り付けフック基台部分前方表面 6 9 に延びる。

30

【 0 0 2 1 】

一実施形態では、T B C 9 0 は、重量パーセントで約 4 . 5 % から約 7 . 5 % のアルミニウム、約 1 5 . 5 % から約 2 0 . 5 % のクロム、約 3 . 0 % のマンガン、約 1 . 0 % の鉄、約 0 . 3 % の炭素、約 2 . 0 % のシリコン、約 3 . 5 % の他の元素、および約 7 0 . 0 % のニッケルの公称成分範囲を有するニッケルクロムアルミニウム (N i C r A l) コーティングである。この N i C r A l コーティングは、限定する目的ではなく例示の目的で示されている。一実施形態では、コーティング 9 0 は、厚さ約 0 . 0 8 8 9 c m (0 . 0 3 5 インチ) と約 0 . 1 1 4 3 c m (0 . 0 4 5 インチ) の間であり、限定ではないが、高速フレーム溶射 (H V O F)、空気プラズマ溶射 (A P S)、低圧プラズマ溶射 (L P P S)、電気アーク溶線式溶射および燃焼溶線式溶射または粉体式溶射を含む任意の知られた溶射技術を使用して後方シュラウド通路 5 3 に付着させることができる。別の実施形態では、T B S 9 0 に先立ち、接合コーティング 9 2 を、コーティング 9 2 が約 0 . 0 1 0 1 6 c m (0 . 0 0 4 インチ) と約 0 . 0 2 5 4 c m (0 . 0 1 インチ) の間の厚さを有するように後方シュラウド通路 5 3 に付着させることができる。

40

【 0 0 2 2 】

動作中、タービン性能は回転する先端隙間 4 8 によって影響を受ける可能性があり、したがって、翼先端 4 6 がシュラウド 4 4 および 4 5 に接触することを防止しながら、回転

50

先端隙間 48 を最適化することが望ましい。回転先端隙間 48 を維持するのを促進するために、ケースセグメント 38 を含むタービンケーシング 36 の熱膨張をロータディスク（図示せず）およびタービン翼 32 の熱膨張に実質的に一致させることが望ましい。TBC 90 が基台ケースセグメント 38 に付着されるため、シュラウドアセンブリ 42 および 43 用の取り付けフック 41 でのケースセグメント 38 の熱膨張特性は、前方および後方ケース取り付けフランジ 54 および 56 の熱膨張特性と、それぞれ、よりぴったりと合わせることができる。したがって、軸対称タービン翼先端とシュラウド回転先端の間の隙間は、発進動作中制御し、巡航動作中維持することが促進される。より具体的には、EGT オーバーシュートおよび SFC は、ケースセグメント 38 の内側表面 60 に TBS 90 を加えることによって所定の限界を超えて低減させることが促進される。

10

【0023】

上記で説明した TBS は、EGT オーバーシュートを減少させながらタービン翼先端とシュラウド回転先端との間の隙間を維持することができるように、軸対称回転隙間を制御するのを容易にし、熱膨張特性をケースセグメント内で一致させることを促進するために使用することができる、コスト効率の良いコーティングを提供する。緊密な軸対称回転先端隙間を維持することは、発進および巡航動作中のピーク EGT を減少させ、それによって実稼働中のエンジンの飛行時間を増加させ、新しい、かつ修復の終わったエンジン工場の準備品を増加させる。

【0024】

タービンケーシングアセンブリ、特にケーシングセグメントの例示的な実施形態が上記で詳細に説明されている。各ケーシングセグメントは、本明細書で説明した具体的な実施形態に限定されず、そうではなく各構成部品は、本明細書で説明された他の構成部品とは独立に、かつ分離して使用することができる。各構成部品は、他のタービンケーシングアセンブリと組み合わせても使用することができる。

20

【0025】

本発明を様々な具体的な実施形態に関して説明してきたが、当業者は、本発明を特許請求の範囲の趣旨および範囲内で変更して実施することができることを理解するであろう。

【図面の簡単な説明】

【0026】

【図 1】ガスタービンエンジンの概略図である。

30

【図 2】図 1 に示す高圧タービンの一部分の概略図である。

【図 3】図 2 に示す高圧タービンの一部分の拡大断面図である。

【図 4】図 2 に示す高圧タービンの一部分の拡大断面図である。

【符号の説明】

【0027】

- 10 ガスタービンエンジン
- 12 低圧圧縮機
- 14 高圧圧縮機
- 16 燃焼器アセンブリ
- 18 高圧タービン (HPT)
- 20 低圧タービン
- 24 第 1 の軸
- 26 第 2 の軸
- 32 タービン翼
- 34 固定子静翼
- 36 高圧タービンケーシング
- 38 ケースセグメント
- 39 プレナム
- 40 前方取り付けフック
- 41 中間取り付けフック

40

50

- 4 2 前方シュラウドアセンブリ
- 4 3 シュラウドアセンブリ
- 4 6 タービン翼先端部
- 5 0 後方取り付けフック
- 5 2 前方シュラウド通路
- 5 3 後方シュラウド通路
- 5 4 前方取り付けフランジ
- 5 5 中間取り付けフランジ
- 5 6 後方取り付けフランジ
- 8 0 入り口チューブ
- 9 0 熱遮断コーティング

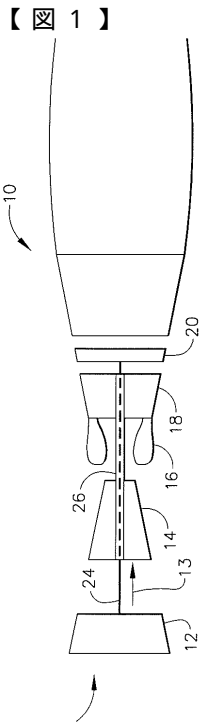


FIG. 1

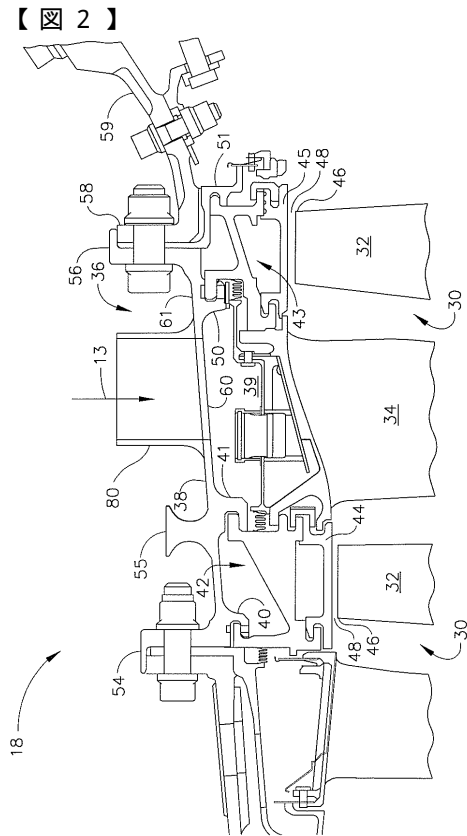


FIG. 2

【 図 3 】

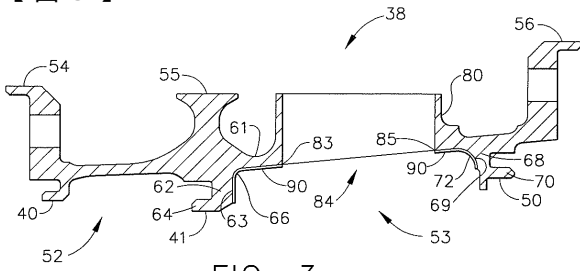


FIG. 3

【 図 4 】

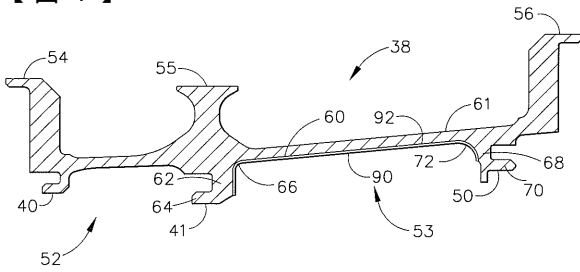


FIG. 4

フロントページの続き

(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

Fターム(参考) 3G002 GA10 GA18 GB03 HA04 HA12

【外国語明細書】

2006200530000001.pdf