

(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2017-141822  
(P2017-141822A)

(43) 公開日 平成29年8月17日(2017.8.17)

(51) Int.Cl.			F I			テーマコード (参考)
<b>FO1D</b>	<b>9/04</b>	<b>(2006.01)</b>	FO1D	9/04		3G202
<b>FO1D</b>	<b>9/02</b>	<b>(2006.01)</b>	FO1D	9/02	101	4F213
<b>FO2C</b>	<b>7/00</b>	<b>(2006.01)</b>	FO2C	7/00	D	
<b>FO1D</b>	<b>25/00</b>	<b>(2006.01)</b>	FO1D	25/00	X	
<b>FO1D</b>	<b>5/14</b>	<b>(2006.01)</b>	FO1D	5/14		

審査請求 有 請求項の数 10 O L 外国語出願 (全 19 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2017-12599 (P2017-12599)  
 (22) 出願日 平成29年1月27日 (2017.1.27)  
 (31) 優先権主張番号 15/042, 568  
 (32) 優先日 平成28年2月12日 (2016.2.12)  
 (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  
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123  
 45、スケネクタデー、リバーロード、1  
 番  
 (74) 代理人 100137545  
 弁理士 荒川 聡志  
 (74) 代理人 100105588  
 弁理士 小倉 博  
 (74) 代理人 100129779  
 弁理士 黒川 俊久  
 (74) 代理人 100113974  
 弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

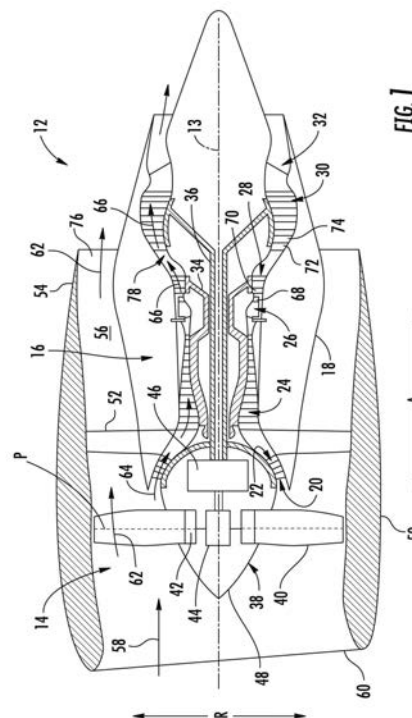
(54) 【発明の名称】 流路の輪郭形成

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 作動中にタービンセクションを通して延びるホットガスストリークに対応する、タービンセクション内の予想される位置または実際の位置にしたがって設計されるタービン構成部品の所与の段の中の構成部品を提供する。

【解決手段】 ガスタービンエンジン 12 は、圧縮機セクション、燃焼セクション 26、およびタービンセクションを含む。タービンセクションはタービン構成部品の段を含み、タービン構成部品の段は、ガスタービンエンジン 12 の周方向に沿って流路面を一緒になって含む複数のタービン構成部品を含む。流路面は、ガスタービンエンジンのコア空気流路を部分的に画定し、かつ周方向に沿って輪郭をさらに画定する。輪郭は、タービンセクションを通るホットガスストリークに適応するように、1つのタービン構成部品当たりの繰り返しが1度に満たない。

【選択図】 図 1



**【特許請求の範囲】****【請求項 1】**

軸方向（A）および周方向（C）を定めるガスタービンエンジンであって、

直列流れ順に配置され、一緒になってコア空気流路（37）を少なくとも部分的に画定する圧縮機セクション、燃焼セクション（26）、およびタービンセクションを含むガスタービンエンジンにおいて、前記タービンセクションがタービン構成部品の段を含み、前記タービン構成部品の段が、前記周方向（C）に沿って流路面を一緒になって含む複数のタービン構成部品を含み、前記流路面が、前記コア空気流路（37）を部分的に画定し、かつ周方向（C）に輪郭をさらに画定し、前記輪郭が1つのタービン構成部品当たりの繰り返しが1度に満たない、ガスタービンエンジン。

10

**【請求項 2】**

前記複数のタービン構成部品のそれぞれが、壁、および前記壁に取り付けられた、または一体に形成されたタービンノズル（100）を含み、前記タービン構成部品のそれぞれの前記壁が高温側を含み、前記流路面が、前記各タービンノズル（100）間を前記周方向（C）に沿う前記壁の前記高温側に沿って実質的に連続的に延在する、請求項1記載のガスタービンエンジン。

**【請求項 3】**

前記壁が、付加製造プロセスを使用して少なくとも部分的に製造される、請求項2記載のガスタービンエンジン。

**【請求項 4】**

前記複数のタービン構成部品が、

第1の壁を含む第1のタービン構成部品であって、前記第1の壁が高温側を含み、かつ前記コア空気流路（37）を部分的に画定し、前記第1の壁が、前記周方向（C）に沿って前記高温側に輪郭を含むように製造された、第1のタービン構成部品と、

前記周方向（C）に沿って前記第1のタービン構成部品に隣接して配置され、第2の壁を含む第2のタービン構成部品であって、前記第2の壁が高温側を含み、かつ前記コア空気流路（37）を部分的に画定し、前記第2の壁がまた前記高温側に輪郭を含むように製造され、前記第1の壁の前記輪郭が、前記燃焼セクションからのホットガストリークに適応するように、前記第2の壁の前記輪郭とは異なる、第2のタービン構成部品とを含む、請求項1記載のガスタービンエンジン。

20

30

**【請求項 5】**

前記第1の壁の前記高温側の前記輪郭が前記周方向（C）に沿って画定され、前記第2の壁の前記高温側の前記輪郭もまた前記周方向（C）に沿って画定される、請求項4記載のガスタービンエンジン。

**【請求項 6】**

前記第1の壁の前記高温側の前記輪郭、および前記第2の壁の前記高温側の前記輪郭がそれぞれ、前記軸方向（A）に沿って同じ位置に配置される、請求項5記載のガスタービンエンジン。

**【請求項 7】**

前記タービン構成部品の段がタービンノズル段であり、前記第1のタービン構成部品が第1のタービンノズルセクションであり、前記第2のタービン構成部品が第2のタービンノズルセクションである、請求項4記載のガスタービンエンジン。

40

**【請求項 8】**

前記第1の壁が、前記第1のタービンノズルセクションの第1の端壁であり、前記第2の壁が、前記第2のタービンノズルセクションの第2の端壁である、請求項7記載のガスタービンエンジン。

**【請求項 9】**

前記タービン構成部品の段がタービンロータブレード（110）の段（108）であり、前記第1のタービン構成部品が第1のタービンロータブレード（110）であり、前記第2のタービン構成部品が第2のタービンロータブレード（110）であり、前記第1の壁

50

が前記第1のタービンロータブレード(110)の第1のプラットフォーム(116)であり、前記第2の壁が前記第2のタービンロータブレード(110)の第2のプラットフォーム(116)である、請求項1記載のガスタービンエンジン。

【請求項10】

ガスタービンエンジンのタービンのタービン構成部品の段の2つ以上のタービン構成部品であって、前記ガスタービンエンジンが周方向およびコア空気流路を定める、2つ以上のタービン構成部品を製造するための方法であって、

第1のタービン構成部品壁を含む第1のタービン構成部品を鋳造するステップであって、前記第1のタービン構成部品壁が、前記ガスタービンエンジンに取り付けられたとき、前記コア空気流路を少なくとも部分的に画定する高温側を含み、前記第1のタービン構成部品壁の前記高温側が前記周方向に沿ってベース輪郭を画定する、ステップと、

第2のタービン構成部品壁を含む第2のタービン構成部品を鋳造するステップであって、前記第2のタービン構成部品壁が、前記ガスタービンエンジンに取り付けられたとき、前記コア空気流路を少なくとも部分的に画定する高温側を含み、前記第2の構成部品壁の前記高温側がベース輪郭を画定し、前記第1のタービン構成部品壁の前記高温側の前記ベース輪郭が前記第2のタービン構成部品壁の前記高温側の前記ベース輪郭と同じである、ステップと、

前記第1のタービン構成部品が、前記ガスタービンエンジンに取り付けられたとき、前記タービンを通るホットガストリークに適応することができるように、前記第1のタービン構成部品壁の前記高温側の前記ベース輪郭を前記第2のタービン構成部品壁の前記高温側の前記ベース輪郭とは異なるように修正するステップと

を含む方法(200)。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本主題は一般に、ガスタービンエンジンの高温ガス通路の輪郭形成に関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンは概して、互いに流れ連通して配置されたファンおよびコアを含む。さらに、ガスタービンエンジンのコアは概して、直列流れ順に、圧縮機セクション、燃焼セクション、タービンセクション、および排気セクションを含む。作動時、空気は、ファンから圧縮機セクションの入口に供給され、圧縮機セクションで1つまたは複数の軸流圧縮機が空気を燃焼セクションに達するまで漸進的に圧縮する。燃料は圧縮空気と混合され、燃焼セクション内で燃焼されて燃焼ガスを供給する。燃焼ガスは、燃焼セクションからタービンセクションに送られる。タービンセクションを通る燃焼ガスの流れはタービンセクションを駆動し、次いで、排気セクションを通過して送られて、例えば、大気に流れる。

【0003】

燃焼セクションは典型的には、複数の個別の燃料ノズルを含む。複数の個別の燃料ノズルは周方向に離間され、燃料-空気混合物を噴射して燃焼室内で燃焼させるように構成される。周方向に沿って燃焼ガスの実質的に均一な混合物を生成するように意図されるが、典型的には、各燃料ノズルの下流位置は他の周方向位置より温度が高い(「ホットガストリーク」と呼ばれる場合がある)。

【0004】

したがって、このような流れがタービンセクション内に送られると、ホットガストリークは他の周方向位置よりも高温となり得る。タービンセクション内の構成部品がホットガストリークの温度に確実に耐えることができるようするため、タービンセクション内の構成部品のそれぞれはこれらのホットガストリークに適応するように設計および製造される。しかしながら、本開示の発明者は、このようなやり方は、タービンセクション内の特定の構成部品の過剰性能につながりかねないことに気づいた。

## 【 0 0 0 5 】

したがって、本開示の発明者は、作動中にタービンセクションを通して延びるホットガストリークに対応する、タービンセクション内の予想される位置または実際の位置にしたがって、ガスタービンエンジン内の構成部品を設計することが有益になる場合があることに気づいた。より詳細には、本開示の発明者は、作動中にタービンセクションを通して延びるホットガストリークに対応する、それらの予想される位置または実際の位置にしたがって、タービン構成部品の所与の段の中の構成部品を設計することが有益になる場合があることに気づいた。

## 【 先行技術文献 】

## 【 特許文献 】

10

## 【 0 0 0 6 】

【 特許文献 1 】 米国特許出願公開第 2 0 1 5 / 0 0 0 3 9 9 5 号 公 報

## 【 発明の概要 】

## 【 課題を解決するための手段 】

## 【 0 0 0 7 】

本発明の態様および利点は、以下の説明で部分的に記載され、またはその説明から明らかになることができ、または本発明の実施を通じて学ぶことができる。

## 【 0 0 0 8 】

本開示の 1 つの例示的な実施形態では、ガスタービンエンジン用のタービン構成部品の段が提供される。ガスタービンエンジンは、コア空気流路、軸方向、および周方向を定める。タービン構成部品の段は、第 1 の壁を含む第 1 のタービン構成部品を含み、第 1 の壁は高温側を含み、かつコア空気流路を部分的に画定する。第 1 の壁は、高温側の全体に沿って輪郭を含むように製造される。タービン構成部品の段はさらに、周方向に第 1 のタービン構成部品に隣接して配置された第 2 のタービン構成部品を含む。第 2 のタービン構成部品は第 2 の壁を含み、第 2 の壁は高温側を含み、かつコア空気流路を部分的に画定する。第 2 の壁もまた、高温側の全体に沿って輪郭を含むように製造され、第 1 の壁の高温側に沿う輪郭は、燃焼セクションからのホットガストリークに適応するように、第 2 の壁の高温側に沿う輪郭とは異なる。

20

## 【 0 0 0 9 】

本開示の別の例示的な実施形態では、軸方向および周方向を定めるガスタービンエンジンが提供される。ガスタービンエンジンは、直列流れ順に配置され、一緒になってコア空気流路を少なくとも部分的に画定する圧縮機セクション、燃焼セクション、およびタービンセクションを含む。タービンセクションはタービン構成部品の段を含み、タービン構成部品の段は、周方向に沿って流路面を一緒になって含む複数のタービン構成部品を含む。流路面は、コア空気流路を部分的に画定し、かつ周方向に輪郭をさらに画定する。輪郭は 1 つのタービン構成部品当たりの繰り返しが 1 度に満たない。

30

## 【 0 0 1 0 】

本開示の別の例示的な実施形態では、ガスタービンエンジンのタービンのタービン構成部品の段の 2 つ以上のタービン構成部品を製造するための方法が提供される。ガスタービンエンジンは、周方向およびコア空気流路を定める。本方法は、第 1 のタービン構成部品壁を含む第 1 のタービン構成部品を鋳造するステップを含み、第 1 のタービン構成部品壁は、ガスタービンエンジンに取り付けられたとき、コア空気流路を少なくとも部分的に画定する高温側を含む。第 1 のタービン構成部品壁の高温側は周方向に沿ってベース輪郭を画定する。本方法はまた、第 2 のタービン構成部品壁を含む第 2 のタービン構成部品を鋳造するステップを含み、第 2 のタービン構成部品壁は、ガスタービンエンジンに取り付けられたとき、コア空気流路を少なくとも部分的に画定する高温側を含む。第 2 のタービン構成部品壁の高温側はベース輪郭を画定し、第 1 のタービン構成部品壁の高温側のベース輪郭は第 2 のタービン構成部品壁の高温側のベース輪郭と同じである。本方法はまた、第 1 のタービン構成部品が、ガスタービンエンジンに取り付けられたとき、タービンを通るホットガストリークに適応することができるように、第 1 のタービン構成部品壁の高温

40

50

側のベース輪郭を第2の壁の高温側のベース輪郭とは異なるように修正するステップを含む。

【0011】

本発明のこれらのおよび他の特徴、態様、および利点は、以下の説明および添付の特許請求の範囲を参照すればよりよく理解できるであろう。添付の図面は、本明細書に組み込まれ、その一部を構成するものであり、本記述と併せて本発明の実施形態を例示して本発明の原理を説明する働きをしている。

【0012】

当業者を対象として、最良の態様を含む本発明の完全かつ有効な開示を、添付の図を参照して本明細書に記載する。

【図面の簡単な説明】

【0013】

【図1】本主題の様々な実施形態による例示的なガスタービンエンジンの概略断面図である。

【図2】図1の例示的なガスタービンエンジンの燃焼セクション、およびタービンセクションの一部分の拡大側面図である。

【図3】図2に示した例示的なガスタービンエンジンのタービンセクションのタービンノズル段の軸方向図である。

【図4】図3の例示的なタービンノズル段の一部分の拡大図である。

【図5】図4の例示的なタービンノズル段の第1のノズルセクションの図4の線5-5に沿う断面側面図である。

【図6】図4の例示的なタービンノズル段の第2のノズルセクションの図4の線6-6に沿う断面側面図である。

【図7】本開示の例示的な態様によってタービン構成部品の段を製造するための方法のフロー図である。

【発明を実施するための形態】

【0014】

次に、1つまたは複数の例が添付図面に示されている本発明の実施形態を詳細に参照する。詳細な説明では、図面内の要素を指すために数字表示および文字表示を使用する。図面および記述における類似または同様の表示は、本発明の類似または同様の部品を指すために使用されている。用語「第1の」、「第2の」、および「第3の」は、本明細書で使用するとき、1つの構成部品を別の構成部品と区別するために交換可能に使用される場合があり、個々の構成部品の位置または重要性を意味することを意図していない。用語「上流」および「下流」は、流体経路での流体の流れに関する相対的な方向を指す。例えば、「上流」は流体が流れて来る元の方向を指し、「下流」は流体が流れて行く先の方向を指す。

【0015】

次に、図全体を通して同一の数字が同じ要素を示している図面を参照すると、図1は、本開示の例示的な実施形態によるターボ機械の概略断面図である。より具体的には、図1の実施形態では、ターボ機械は、ガスタービンエンジン、またはむしろ、本明細書では「ターボファンエンジン12」と呼ぶ高バイパスターボファンジェットエンジン12として構成されている。図1に示すように、ターボファンエンジン12は、軸方向A（参考のために示した長手方向の中心線13に平行に延在する）、半径方向R、および軸方向Aの周りを延在する周方向（図示せず）を定める。一般に、ターボファン12は、ファンセクション14、およびファンセクション14の下流に配置されたコアタービンエンジン16を含む。

【0016】

図示の例示的なコアタービンエンジン16は全体として、環状の入口20を画定する実質的に管状の外側ケーシング18を含む。直列流れ関係で、ブースタまたは低圧（LP：low pressure）圧縮機22および高圧（HP：high pressure）

10

20

30

40

50

）圧縮機 24 を含む圧縮機セクション、燃焼セクション 26、高圧（HP）タービン 28 および低圧（LP）タービン 30 を含むタービンセクション、ならびにジェット排気ノズルセクション 32 が、外側ケーシング 18 内に収まり、コアタービンエンジン 16 に含まれる。高圧（HP）シャフトまたはスプール 34 は、HP タービン 28 を HP 圧縮機 24 に駆動可能に接続する。低圧（LP）シャフトまたはスプール 36 は、LP タービン 30 を LP 圧縮機 22 に駆動可能に接続する。したがって、LP シャフト 36 および HP シャフト 34 はそれぞれ回転構成部品であり、ターボファンエンジン 12 の作動中、軸方向 A の周りを回転する。

【0017】

図 1 の実施形態をさらに参照すると、ファンセクション 14 は可変ピッチファン 38 を含み、可変ピッチファン 38 は、間隔を置いて配置された態様でディスク 42 に結合された複数のファンブレード 40 を有する。図示のように、ファンブレード 40 は、半径方向 R に概ね沿ってディスク 42 から外向きに延在する。ファンブレード 40 が、ファンブレード 40 のピッチを同時にまとめて変えるように構成された適切なピッチ変更機構 44 に動作可能に結合されることによって、各ファンブレード 40 はディスク 42 に対してピッチ軸 P の周りを回転することができる。ファンブレード 40、ディスク 42、およびピッチ変更機構 44 は、動力歯車装置 46 を通る LP シャフト 36 によって、長手方向軸 13 の周りを一緒に回転することができる。動力歯車装置 46 は、LP シャフト 36 に対するファン 38 の回転速度をより効率的なファン回転速度に調節するための複数の歯車を含む。より具体的には、ファンセクションは、動力歯車装置 46 を通る LP シャフト 36 によって回転することができるファンシャフトを含む。したがって、ファンシャフトもまた、回転構成部品と考えられ、1 つまたは複数の軸受によって同様に支持される。

【0018】

図 1 の例示的な実施形態をさらに参照すると、ディスク 42 は、空気流が複数のファンブレード 40 を通りやすくなるように空気力学的な輪郭をもつ回転可能なフロントハブ 48 によって覆われる。さらに、例示的なファンセクション 14 は、ファン 38 および / または少なくともコアタービンエンジン 16 の一部分を周方向に取り囲む環状のファンケーシングまたは外側ナセル 50 を含む。例示的なナセル 50 は、周方向に離間した複数の出口案内翼 52 によって、コアタービンエンジン 16 に対して支持される。さらに、ナセル 50 の下流セクション 54 は、コアタービンエンジン 16 の外側部分を覆って延在して、それらとの間にバイパス空気流通路 56 を画定する。

【0019】

ターボファンエンジン 12 の作動中、ある量の空気 58 が、ナセル 50 および / またはファンセクション 14 に付随する入口 60 を通ってターボファン 12 に入る。その量の空気 58 がファンブレード 40 を通りすぎると、矢印 62 で示した空気 58 の第 1 の部分は、バイパス空気流通路 56 内に向けられ、または送られ、矢印 64 で示した空気 58 の第 2 の部分は、コア空気流路 37、または、より詳細には、LP 圧縮機 22 内に向けられ、または送られる。空気の第 1 の部分 62 と空気の第 2 の部分 64 との比は通常、バイパス比として知られる。次いで、空気の第 2 の部分 64 は、高圧（HP）圧縮機 24 を通ってその圧力が上昇し、燃焼セクション 26 内に送られて、そこで燃料と混合されて燃焼して燃焼ガス 66 を供給する。

【0020】

燃焼ガス 66 は HP タービン 28 を通るよう送られ、そこで、燃焼ガス 66 からの熱エネルギーおよび / または運動エネルギーの一部が、外側ケーシング 18 に結合された HP タービンステータベーン 68 と、HP シャフトまたはスプール 34 に結合された HP タービンロータブレード 70 との連続した段によって取り出され、したがって、HP シャフトまたはスプール 34 が回転させられ、それによって、HP 圧縮機 24 の作動が維持される。次いで、燃焼ガス 66 は LP タービン 30 を通るよう送られ、そこで、燃焼ガス 66 から、熱エネルギーおよび運動エネルギーの第 2 の部分が、外側ケーシング 18 に結合された LP タービンステータベーン 72 と、LP シャフトまたはスプール 36 に結合さ

10

20

30

40

50

れたLPタービンロータブレード74との連続した段によって取り出され、したがって、LPシャフトまたはスプール36が回転させられ、それによって、LP圧縮機22の作動および/またはファン38の回転が維持される。

【0021】

続いて、燃焼ガス66は、コアタービンエンジン16のジェット排気ノズルセクション32を通るように送られて推進力を与える。同時に、空気の第1の部分62がバイパス空気流通路56を通るように送られると、空気の第1の部分62の圧力が実質的に上昇し、その後、ターボファン12のファンノズル排気セクション76から排出されて、これもまた推進力を与える。HPタービン28、LPタービン30、およびジェット排気ノズルセクション32は、コアタービンエンジン16を通るように燃焼ガス66を送るための高温ガス通路78を少なくとも部分的に画定する。

10

【0022】

次に、図2を参照すると、図1のターボファンエンジン12、特に、燃焼セクション26、およびタービンセクションのHPタービン28の拡大断面図が示されている。図示の燃焼セクション26は、概ね、内側ライナ82および外側ライナ84によって画定された燃焼室80を含む燃焼器79を含み、燃焼室80は、前方端86から後方端88まで軸方向Aに概ね沿って延在する。複数の燃料ノズル90が燃焼室80の前方端86に配置されて、燃焼室80に燃料と圧縮機セクションからの圧縮空気との混合物を供給する。上記のように、燃料と空気の混合物は燃焼室80内で燃焼され、そこを通る燃焼ガスの流れを生じさせる。図示の実施形態では、燃焼器79はキャニュラ燃焼器として構成されている。詳細には、燃焼器79は、周方向C（軸方向Aの周りを延在する方向、図3参照）に概ね沿って離間した複数の燃料ノズル90、および、これも周方向Cに沿って延在する環状の単一の燃焼室80を含む。

20

【0023】

燃焼セクション26の下流で、HPタービン28は複数のタービン構成部品の段を含み、タービン構成部品の各段は複数のタービン構成部品を含む。より具体的には、図示の実施形態では、HPタービン28は複数のタービンノズル段、およびタービンロータブレードの1つまたは複数の段を含む。詳細には、図示の実施形態では、HPタービン28は、第1のタービンノズル段92および第2のタービンノズル段94を含み、各段はこれらを通る燃焼ガスの流れを方向づけるように構成される。第1のタービンノズル段92は、周方向Cに沿って離間した複数のタービンノズルセクション96を含む。なお、第1のタービンノズル段92は燃焼セクション26の直ぐ下流に配置され、したがって、複数の燃焼排出ノズルセクションを有する燃焼器排出ノズル段と呼ぶこともできる。さらに、図示の例示的な実施形態では、第2のタービンノズル段94もまた、周方向Cに沿って離間した複数のタービンノズルセクション98を含む。

30

【0024】

第1および第2のタービンノズル段92、94を形成するタービンノズルセクション96、98のそれぞれは、コア空気流路37内に配置されたタービンノズル100（一般にエーロfoilとして構成される）、およびコア空気流路37を少なくとも部分的に画定する壁を含む。より具体的には、各ノズルセクション96、98は内側端壁102および外側端壁104を含み、ノズル100は、内側端壁102から外側端壁104に半径方向Rに概ね沿って延在する。図示の実施形態では、ノズル100は、内側端壁102および外側端壁104のそれぞれに取り付けられる、またはそれぞれと一体に形成される。さらに、タービンノズルセクション96、98のそれぞれは、シール106を含み、シール106もまたコア空気流路37を部分的に画定する。これについては、下記でより詳細に論じる。「コア空気流路を部分的に画定すること」は、本明細書で使用するとき、半径方向Rに沿って流路の内側境界または障壁を形成すること、または、半径方向Rに沿って流路の外側境界または障壁を形成することを指すことを認識すべきである。

40

【0025】

HPタービン28は、第1のタービンノズル段92、すなわち燃焼器排出ノズル段の直

50

ぐ下流で、第2のタービンノズル段94の直ぐ上流に配置されたタービンロータブレード110の第1段108を含む。タービンロータブレード110の第1段108は、周方向Cに沿って離間した複数のタービンロータブレード110、および第1段ロータ112を含む。複数のタービンロータブレード110はそれぞれ基部114を含み、基部114によって各タービンロータブレード110は第1段ロータ112に取り付けられる。図示していないが、タービンロータ112はさらにHPシャフト34(図1参照)に接続される。このようにして、タービンロータブレード110は、HPタービン28によって画定されたコア空気流路37を通る燃焼ガスの流れから運動エネルギーを、HPシャフト34に与える回転エネルギーとして取り出すことができる。

【0026】

第1および第2のタービンノズル段92、94を形成する複数のノズルセクション96、98と同様に、タービンロータブレード110のそれぞれの基部114は、これもまたコア空気流路37を少なくとも部分的に画定する壁またはプラットフォーム116を含む。さらに、プラットフォーム116もまたシール118を含む。プラットフォーム116のシール118は、第1および第2のタービンノズル段92、94を形成するタービンノズルセクション96、98のシール106と相互作用して、燃焼ガスが、コア空気流路37からタービンロータブレード110の第1段108と第1および第2のタービンノズル段92、94との間の望ましくない燃焼ガスの流れを防ぐように構成される。

【0027】

さらに図2を参照すると、前述したように、図示の例示的な燃焼セクション26の燃焼器79は、周方向Cに沿って離間した複数の燃料ノズル90を含む。燃焼セクション26は、周方向Cに沿って実質的に均一な温度分布になるように燃焼ガスを燃焼室80内で混合するように計画される場合がある。しかしながら、そのようなことは、周方向に離間した複数の個別の燃焼ノズル90を含むため、困難となる場合がある。その代わりに、燃焼器79は、燃焼器ノズル90のそれぞれから下流に延びる「ホットガストリーク」を生じる場合がある。本開示の発明者は、タービン構成部品の所与の段の各タービン構成部品をホットガストリークの比較的高温に耐えるように設計および製造する代わりに、タービン構成部品の各段の各タービン構成部品を、このようなタービン構成部品の所与の周方向位置に対して予想される特定の温度に耐えるように設計することが有益になり得ると判断した。したがって、下記で論じるように、図示の例示的なターボファンエンジン12のタービンセクションは、複数のタービンノズルセクション96のそれぞれが過剰性能になる必要なく、ホットガストリークに適応するように構成される。

【0028】

次に、図3および4を参照すると、複数のタービン構成部品を含むタービン構成部品の段の図が示されている。詳細には、図3は、例示的なタービン構成部品の段の概略軸方向図であり、図4は、例示的なタービン構成部品の段の拡大概略軸方向図である。図示のように、タービン構成部品の段は複数のタービン構成部品を含み、それぞれ、コア空気流路37を部分的に画定する壁、およびそれから延在するブレードまたはノズルを含む。例えば、図示の例示的なタービン構成部品の段は、コア空気流路37を部分的に画定する第1の壁を有する第1のタービン構成部品、コア空気流路37を部分的に画定する第2の壁を有する第2のタービン構成部品、およびコア空気流路37を部分的に画定する第3の壁を有する第3のタービン構成部品を含む。第2のタービン構成部品は、周方向Cに沿って第1のタービン構成部品に隣接して配置され、同様に、第3のタービン構成部品は、周方向Cに沿って第2のタービン構成部品に隣接して配置される。

【0029】

より具体的には、図示の実施形態に対して、タービン構成部品の段は、図2を参照して上記で説明した例示的な第1のタービンノズル段92などの第1のタービン構成部品の段92として構成される(このように、同じまたは同様の符号は同じまたは同様の部品を指すことができる)。したがって、第1のタービン構成部品は第1のタービンノズルセクション96Aであり、第1の壁は第1の内側端壁102Aであり、第2のタービン構成部品

10

20

30

40

50

は第2のタービンノズルセクション96Bであり、第2の壁は第2の内側端壁102Bであり、かつ第3のタービン構成部品は第3のタービンノズルセクション96Cであり、第3の壁は第3の内側端壁102Cである。さらに、図示のように、第1のタービンノズル段92は、これに加えて、周方向Cに沿って配置された複数のさらなるタービンノズルセクション(全体として「96」と呼ぶ)を含み、複数のさらなるタービンノズルセクション96のそれぞれは内側端壁(全体を「102」と呼ぶ)を含む。

#### 【0030】

まず、図3に示された複数のタービンノズルセクション96の内側端壁102を全体的に参照すると、内側端壁102は一緒になって、周方向Cに沿う流路面120および反対側の低温側表面122を画定する。流路面120は、コア空気流路37を部分的に画定する。流路面120はさらに輪郭を画定する。周方向Cに沿って、すなわち、軸方向Aの周りに延在する流路面120によって画定された輪郭の一部が例示の目的で図3に示され、下記で説明される。しかしながら、図5および6を参照して下記でさらに説明するように、流路面120によって画定される輪郭とは、流路面120(すなわち、周方向Cおよび軸方向Aに延在する)の輪郭全体のことを指すことができる

図3に示した実施形態をさらに参照すると、複数のタービンノズルセクション96のそれぞれの端壁102は、高温側128(下記参照)を画定する。図示の実施形態では、流路面120は、各タービンノズル100間を周方向Cに沿う端壁102の高温側128に沿って実質的に連続して延在する。さらに、輪郭は非軸対称であり、さらに1つのタービンノズルセクション96当たりの繰り返しが1度に満たない。例えば、図示の実施形態では、例示的なタービンノズルセクション96は、燃焼セクション26からの4つのホットストリークに適応するように構成される。したがって、タービンノズル段は12個のタービンノズルセクション96を含むが、流路面120によって画定される輪郭は4回しか繰り返さない。もちろん、他の例示的な実施形態では、タービンノズル段92は任意の他の適切な数のタービンノズルセクション96を含むことができ、任意の他の適切な数のホットガスストリークに適応することができる(すなわち、流路面120によって画定される輪郭は任意の他の適切な回数繰り返すことができる)。さらに、他の例示的な実施形態では、流路面120によって画定される輪郭が全く繰り返さず、予想されるホットガスストリークの位置のそれぞれで異なる構成を含むことができる。したがって、「1つのタービンノズルセクション当たりの繰り返しは1度に満たない」は、本明細書で使用する時、繰り返しがなく、すなわち、0回繰り返すことを含む。

#### 【0031】

次に、図4を特に参照すると、1つのこのような流路面120の輪郭の繰り返しセクションは、第1のタービンノズルセクション96A、第2のタービンノズルセクション96B、および第3のタービンノズルセクション96Cによって画定される。ノズルセクション96A、96B、96Cの内側端壁102A、102B、102Cはそれぞれ高温側128A、128B、128Cを含み、それらは、各高温側128A、128B、128Cの全体に沿う各輪郭を有する。詳細には、図示の実施形態では、高温側128A、128B、128Cはそれぞれ輪郭130A、130B、130Cを含む。輪郭130A、130B、130Cは、周方向Cに沿って画定され、さらに、輪郭130A、130B、130Cのそれぞれは、軸方向Aに沿って同じ位置に配置される。

#### 【0032】

第1のタービンノズルセクション96Aは、ホットガスストリークが生じると予想される第1のタービンノズル段92内に周方向に配置される。このようなホットストリークに適応するために、第1、第2、および第3のタービンノズルセクション96A、96B、96Cはそれぞれ、内側端壁102A、102B、102Cの高温側128A、128B、128Cの全体に沿って延在する輪郭が異なるように製造される。詳細には、図示の実施形態では、ノズルセクション96A、96B、96Cはそれぞれ、第1の内側端壁102Aの輪郭130Aが第2の内側端壁102Bの輪郭130Bと異なり、さらに第2の内側端壁102Bの輪郭130Bが第3の内側端壁102Cの輪郭130Cと異なるように

製造される。

【0033】

より具体的には、図示の実施形態では、第1の内側端壁102Aは、ベース材料131に付け加えられた付加の材料129を含んで、第1の内側端壁102Aが、燃焼セクション26からのホットガストリークに適応することができるように製造される。例えば、第1のタービンノズルセクション96Aの第1の内側端壁102Aの高温側128Aの輪郭130Aは、第2のタービンノズルセクション96Bの第2の内側端壁102Bの高温側128Bの輪郭130Bよりコア空気流路37内に深く延在する。より具体的には、第1のタービンノズルセクション96Aの第1の内側端壁102Aの高温側128Aの輪郭130Aは、第2のタービンノズルセクション96Bの第2の内側端壁102Bの高温側128Bの輪郭130Bよりコア空気流路37内を半径方向Rに沿って深く延在する。

10

【0034】

さらに、図3および4に同じく示すように、第1、第2、および第3のタービンノズルセクション96A、96B、96Cは、それぞれ第1、第2、および第3の外側端壁104A、104B、104Cを含む。しかしながら、まず、外側端壁104（全体として「104」と呼ぶ）を参照すると、外側端壁104は一緒になって、周方向Cに沿って流路面124を画定する。流路面124はコア空気流路37を部分的に画定する。内側端壁102と同様に、外側端壁104によって画定された流路面124は、周方向Cの輪郭、および軸方向Aに沿う輪郭を画定する。周方向Cに沿って延在する輪郭の一部分を詳細に参照すると、輪郭は非軸対称であり、さらに1つのタービンノズルセクション96当たりの繰り返し度が1度に満たない。例えば、上記のように、図示のタービンノズル段92の例示的なタービンノズルセクション96は、燃焼セクション26からの4つのホットガストリークに適応するように構成される。したがって、タービンノズル段92は12個のタービンノズルセクション96を含むが、流路面124によって画定される輪郭は4回しか繰り返さない。もちろん、この場合もまた、他の例示的な実施形態では、タービンノズル段92は任意の他の適切な数のタービンノズルセクション96を含むことができ、任意の他の適切な数のホットガストリークに適応することができる（すなわち、流路面124によって画定された輪郭は任意の他の適切な回数繰り返すことができる）。さらに、他の例示的な実施形態では、流路面124によって画定される輪郭が全く繰り返さず、予想されるホットガストリークの位置のそれぞれで異なる構成を含むことができる。

20

30

【0035】

上記の内側端壁102と同様に、外側端壁104によって画定された1つのこのような流路面124の輪郭の繰り返しセクションは、第1のタービンノズルセクション96A、第2のタービンノズルセクション96B、および第3のタービンノズルセクション96Cを含む。ノズルセクション96A、96B、96Cの外側端壁104A、104B、104Cはそれぞれ高温側132A、132B、132Cを含み、それらは、各高温側132A、132B、132Cの全体に沿う各輪郭を有する。詳細には、図示の実施形態では、高温側132A、132B、132Cは、それぞれ周方向Cに沿う輪郭134A、134B、134Cを含む。第1のタービンノズルセクション96Aは、ホットストリークが生じると予想される第1のタービンノズル段92内に周方向に配置される。このようなホットストリークに適応するために、第1、第2、および第3のタービンノズルセクション96A、96B、96Cはそれぞれ、外側端壁104A、104B、104Cの高温側132A、132B、132Cの全体に沿って延在する輪郭が異なるように製造される。詳細には、図示の実施形態では、ノズルセクション96A、96B、96Cはそれぞれ、第1の外側端壁104Aの輪郭134Aが第2の外側端壁104Bの輪郭134Bと異なり、さらに第2の外側端壁104Bの輪郭134Bが第3の外側端壁104Cの輪郭134Cと異なるように製造される。

40

【0036】

詳細には、図示の実施形態では、第1の外側端壁104Aは、ベース材料131に付け加えられた付加の材料129を含んで、第1の外側端壁104Aが、燃焼セクション26

50

からのホットガストリークに適応することができるように製造される。例えば、第1のタービンノズルセクション96Aの第1の外側端壁104Aの高温側132Aの輪郭134Aは、第2のタービンノズルセクション96Bの第2の外側端壁104Bの高温側132Bの輪郭134Bよりコア空気流路37内に深く延在する。より具体的には、第1のタービンノズルセクション96Aの第1の外側端壁104Aの高温側132Aの輪郭134Aは、第2のタービンノズルセクション96Bの第2の外側端壁104Bの高温側132Bの輪郭134Bよりコア空気流路37内を半径方向Rに沿って深く延在する。しかしながら、外側端壁104のベース材料131に付け加えられた付加の材料129は、内側端壁102のベース材料131に付け加えられた付加の材料129と同様に見えるが、他の実施形態では、内側端壁102は外側端壁104とは異なる輪郭/形状を画定することができることを認識すべきである。

10

#### 【0037】

さらに、次に、図5および6を参照すると、段92の少なくとも特定の隣接するノズルセクション96は、(周方向Cに加えて)軸方向Aに沿って、それらの各壁の高温側に沿う異なる輪郭をさらに含む。より具体的には、図5は、図4の第1のタービンノズルセクション96Aの線5-5に沿う断面側面図を示し、図6は、図4の第2のタービンノズルセクション96Bの線6-6に沿う断面側面図を示す。

#### 【0038】

図示のように、第1のタービンノズルセクション96Aの第1の内側および外側端壁102A、104Aはそれぞれ、軸方向Aに沿って、かつ高温側128A、132Aに沿って輪郭136A、138Aを含む。同様に、第2のタービンノズルセクション96Bの第2の内側および外側端壁102B、104Bはそれぞれ、軸方向Aに沿って、かつ高温側128B、132Bに沿って輪郭136B、138Bを含む。第1のタービンノズルセクション96Aの輪郭136A、138Aと第2のタービンノズルセクション96Bの輪郭136B、138Bとはすべて、周方向Cに沿って、第1および第2のノズルセクション96A、96Bの同じ相対位置から取られている。図示のように、第1および第2のタービンノズルセクション96A、96Bは、第1のタービンノズルセクション96Aの第1の内側および外側端壁102A、104Aの輪郭136A、138Aが、第2のタービンノズルセクション96Bの第2の内側および外側端壁102B、104Bの輪郭136B、138Bとは異なるように製造されている。より具体的には、第1のタービンノズルセクション96Aは、それを通して流れるホットガストリークに適応するように製造されている。詳細には、図示の実施形態では、第1のタービンノズルセクション96Aの第1の内側および外側端壁102A、104Aは、ベース材料131に付け加えられた付加の材料129を含んで、そこを通して流れるホットガストリークに適応することができるように製造される。しかしながら、外側端壁104のベース材料131に付け加えられた付加の材料129は、内側端壁102のベース材料131に付け加えられた付加の材料129と同様に見えるが、他の実施形態では、内側端壁102は外側端壁104とは異なる輪郭/形状を画定することができることを認識すべきである。

20

30

#### 【0039】

図7に示す例示的なフロー図を参照して下記でより詳細に論じるように、少なくとも特定の例示的な実施形態では、第1のタービンノズルセクション96Aの第1の内側端壁102Aの幾何形状は、付加製造プロセスを少なくとも部分的に使用して製造することができる。より具体的には、特定の例示的な態様では、複数のノズルセクション96のそれぞれは、ベース部分(ベース輪郭を有する高温側128A、132Aを有する端壁102A、104Aを含む)を鋳造することによって製造することができ、第1のタービンノズルセクション96Aの第1の内側および外側端壁102A、104Aは、付加製造を受けて、第1のタービンノズル段92のこのような部分の特定の周方向位置に対して、このような部分をカスタマイズすることができる。例えば、第1のタービンノズルセクション96Aの第1の内側および外側端壁102A、104Aは、ベース部分として鋳造することができ、次いで、第1の内側および外側端壁102A、104Aの高温側128A、132

40

50

A に対して所望の輪郭となるように付加製造プロセス（ラピッドプロトタイピング、ラピッドマニファクチャリング、および3Dプリントとしても知られる）を使用して追加的に製造することができる。例えば、特定の例示的な態様では、第1のタービンノズルセクション96Aの第1の内側および外側端壁102A、104Aは、選択的レーザ焼結（SLS：selective laser sintering）、直接金属レーザ焼結（DMLS：direct metal laser sintering）、電子ビーム溶融（EBM：electron beam melting）、拡散接合、または選択的加熱焼結（SHS：selective heat sintering）を使用して部分的に製造することができる。

【0040】

なお、他のノズルセクション96Aもまた同じように製造することができる、あるいは、ベース部分の幾何形状が最終的に所望の幾何形状となるように、ベース部分として単に鋳造することができる。これに加えて、さらに他の例示的な実施形態では、複数のノズルセクション96のそれぞれは、ベース部分が、ホットガストリークに曝されると予想される構成部品セクションに対して所望の輪郭/幾何形状を画定するように鋳造することができる。次いで、残りの構成部品は、ベース部分から所望の輪郭/幾何形状になるように機械加工することができる。

【0041】

他の実施形態では、図3から6で第1のタービンノズル段92として説明したタービン構成部品の段は、これに代えて、第2のタービンノズル段94とすることができ、または、タービン構成部品の段を他のガスタービンエンジンに組み込んだときには、任意の他の適切なタービンノズル段とすることができ、こともまた認識すべきである。さらに、さらなる他の例示的な実施形態では、図3から6で第1のタービンノズル段92として説明したタービン構成部品の段は、これに代えて、第1のタービンロータ段とすることができ（その結果、タービン構成部品の壁はタービンロータブレード110のプラットフォーム116として構成される）、または、タービンロータブレードの複数の段を含む実施形態では、タービンロータブレードの任意の他の段とすることができ。さらに、図3から6を参照して上記で説明したタービン構成部品の段は、ターボファンエンジン12のHPタービン28の一部として構成されているように説明されたが、他の実施形態では、タービン構成部品の段を、所与のガスタービンエンジン内に含まれる任意の他のタービン（例えば、LPタービン）に組み込むことができる。1つまたは複数のこれらの例示的な実施形態では、タービン構成部品セクションの端壁（またはプラットフォーム）はさらに、端壁（またはプラットフォーム）内に機械加工された、または他の方法で形成された1つまたは複数のフィルム冷却孔を含むことができる。様々な構成部品セクション間で輪郭が異なることを補うために、構成部品セクションの端壁（またはプラットフォーム）は、特定の輪郭に応じて、様々な配置（例えば、様々な寸法、形状、向き）の複数の冷却孔を画定することができる。

【0042】

さらに、他の例示的な実施形態では、タービン構成部品の構成部品壁を、内側または外側端壁102、104として構成するのではなく、その代わりに、各タービン構成部品のシール106として構成することができる。例えば、タービンノズルセクション96のシール106は、燃焼セクション26からのホットガストリークに適応するような輪郭を含むことができ、その結果、複数のタービンノズルセクション96のシール106によって画定された流路面は、1つのタービンノズルセクション96当たりの繰り返し1度に満たない輪郭を周方向Cに画定する。

【0043】

さらに、本明細書で説明した例示的なターボファンエンジン12は一例として提示したにすぎず、他の例示的な実施形態では、本開示の態様は、任意の他の適切な構成を有するターボファンエンジンに組み込むことができることを認識すべきである。さらに、さらなる他の例示的な実施形態では、本開示の態様は、任意の他の適切なガスタービンエンジン

10

20

30

40

50

に組み込むことができる。例えば、他の例示的な実施形態では、本開示の態様は、例えば、ターボプロップエンジン、ターボシャフトエンジン、またはターボジェットエンジンに組み込むことができる。さらに、さらなる他の実施形態では、本開示の態様は、限定することなく、蒸気タービン、遠心圧縮機、および/またはターボチャージャを含む任意の他の適切なターボ機械に組み込むことができる。

#### 【0044】

次に、図7を参照すると、本開示の例示的な態様による2つ以上のタービン構成部品を製造するための方法(200)のフロー図が提供されている。より具体的には、例示的な方法(200)は、ガスタービンエンジンのタービンのタービン構成部品の段の2つ以上の構成部品を製造するために構成することができる。特定の例示的な態様のガスタービンエンジンは、図1および2を参照して上記で説明した例示的なターボファンエンジン12と実質的に同じように構成することができる。したがって、ガスタービンエンジンのタービンは、コア空気流路を部分的に画定することができる。

10

#### 【0045】

例示的な方法(200)は、(202)において、第1のタービン構成部品壁を含む第1のタービン構成部品を鋳造するステップを含む。第1のタービン構成部品壁は、ガスタービンエンジンに取り付けられたとき、コア空気流路を部分的に画定する高温側を含むことができる。ガスタービン構成部品壁の高温側は、ガスタービンエンジンの周方向に沿ってベース輪郭を画定する。例示的な方法(200)はさらに、(204)において、第2のタービン構成部品壁を含む第2のタービン構成部品を鋳造するステップを含む。第2のタービン構成部品壁もまた、取り付けられたとき、コア空気流路を部分的に画定する高温側を含む。第2のタービン構成部品壁の高温側はさらに、周方向Cに沿ってベース輪郭を画定する。第1のタービン構成部品壁の高温側のベース輪郭は、第2のタービン構成部品壁の高温側のベース輪郭と同じである。

20

#### 【0046】

さらに、図7をさらに参照すると、例示的な方法(200)はさらに、(206)において、第1のタービン構成部品壁の高温側のベース輪郭を、ガスタービンエンジンに取り付けられたときにタービンを通るホットガストリークに適応するように修正するステップを含む。図示の例示的な態様では、(206)において、第1のタービン構成部品壁の高温側のベース輪郭を修正するステップは、(208)において、第1のタービン構成部品壁の高温側に材料を付け加えるステップを含む。例えば、特定の例示的な態様では、(208)において、第1のタービン構成部品壁の高温側に材料を付け加えるステップは、付加製造プロセスを使用して第1のタービン構成部品壁の高温側に材料を付け加えるステップを含むことができる。

30

#### 【0047】

さらに、図7の例示的な態様では、タービン構成部品の段は複数のタービン構成部品を含み、複数のタービン構成部品は一緒になって、コア空気流路を部分的に画定する実質的に連続した流路面を画定する。流路面は、周方向に輪郭を画定する。輪郭は、各タービン構成部品当たりの繰り返しが1度に満たない。したがって、図示の態様では、(210)において、第1のタービン構成部品壁の高温側に材料を付け加えるステップは、流路面が、各タービン構成部品当たりの繰り返しが1度に満たない輪郭を周方向(および/または、軸方向)に画定するように、第1のタービン構成部品壁の高温側に材料を付け加えるステップを含む。

40

#### 【0048】

本明細書では、最良の態様を含む例を用いて本発明を開示し、また、任意の装置またはシステムの作製および使用、ならびに任意の組み入れられた方法の実施を含め、当業者が本発明を実施できるようにしている。本発明の特許性を有する範囲は、特許請求の範囲によって規定され、当業者が想到する他の例を含むことができる。このような他の例は、特許請求の範囲の文言と相違ない構成要素を含む場合、または特許請求の範囲の文言と実質的に相違ない等価の構成要素を含む場合、特許請求の範囲内であることを意図されている

50

。

## 【符号の説明】

## 【0049】

1 2	ターボファンジェットエンジン	
1 3	長手方向または軸方向中心線	
1 4	ファンセクション	
1 6	コアタービンエンジン	
1 8	外側ケーシング	
2 0	入口	
2 2	低圧圧縮機	10
2 4	高圧圧縮機	
2 6	燃焼セクション	
2 8	高圧タービン	
3 0	低圧タービン	
3 2	ジェット排気セクション	
3 4	高圧シャフト/スプール	
3 6	低圧シャフト/スプール	
3 7	コア空気流路	
3 8	ファン	
4 0	ブレード	20
4 2	ディスク	
4 4	ピッチ変更機構	
4 6	動力歯車装置	
4 8	フロントハブ	
5 0	ファンケーシングまたはナセル	
5 2	出口案内翼	
5 4	下流セクション	
5 6	バイパス空気流通路	
5 8	空気	
6 0	入口	30
6 2	空気の第 1 の部分	
6 4	空気の第 2 の部分	
6 6	燃焼ガス	
6 8	ステータベーン	
7 0	タービンロータブレード	
7 2	ステータベーン	
7 4	タービンロータブレード	
7 6	ファンノズル排気セクション	
7 8	高温ガス通路	
7 9	燃焼器	40
8 0	燃焼室	
8 2	内側ライナ	
8 4	外側ライナ	
8 6	前方端	
8 8	後方端	
9 0	燃料ノズル	
9 2	第 1 のタービンノズル段	
9 4	第 2 のタービンノズル段	
9 6	第 1 のタービンノズルセクション	
9 8	第 2 のタービンノズルセクション	50

1 0 0	タービンノズル	
1 0 2	内側端壁	
1 0 4	外側端壁	
1 0 6	シール	
1 0 8	タービンロータブレードの第 1 段	
1 1 0	タービンロータブレード	
1 1 2	第 1 段ロータ	
1 1 4	タービンロータブレードの基部	
1 1 6	プラットフォーム	
1 1 8	ロータブレードシール	10
1 2 0	流路面	
1 2 2	低温側表面	
1 2 4	流路面	
1 2 6	低温側表面	
1 2 8	高温側	
1 2 9	付加の材料	
1 3 0	内側端壁の輪郭	
1 3 1	ベース材料	
1 3 2	外側端壁の高温側	
1 3 4	外側端壁の輪郭	20
1 3 6	内側端壁の軸方向輪郭	
1 3 8	外側端壁の軸方向輪郭	
2 0 0	方法	
2 0 2	第 1 のタービン構成部品壁を含む第 1 のタービン構成部品を鋳造するステップ	
2 0 4	第 2 のタービン構成部品壁を含む第 2 のタービン構成部品を鋳造するステップ	
2 0 6	第 1 のタービン構成部品がホットガストリークに適応することができるよう	
	に、第 1 のタービン構成部品壁の高温側のベース輪郭を第 2 のタービン構成部品壁の高温	
	側のベース輪郭とは異なるように修正するステップ	
2 0 8	付加製造プロセスを使用して第 1 のタービン構成部品壁の高温側に材料を付け	
	加えるステップ	30
2 1 0	高温側表面が、各タービン構成部品当たりの繰り返しが 1 度に満たない輪郭を	
	周方向に画定するように、第 1 のタービン構成部品壁の高温側に材料を付け加えるステッ	
	プ	

【 図 1 】

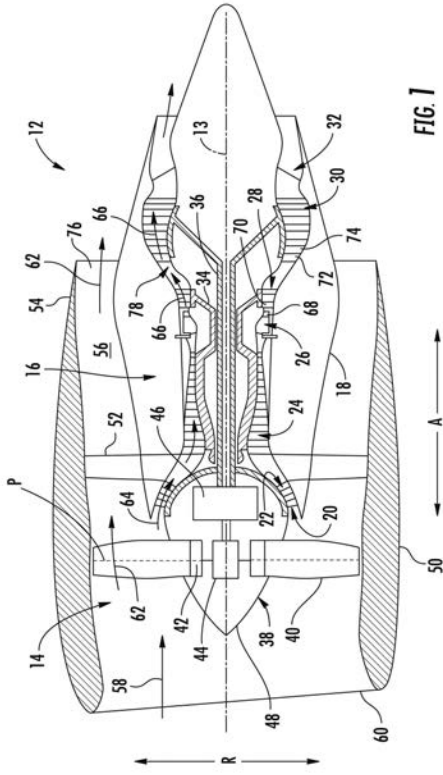


FIG. 1

【 図 2 】

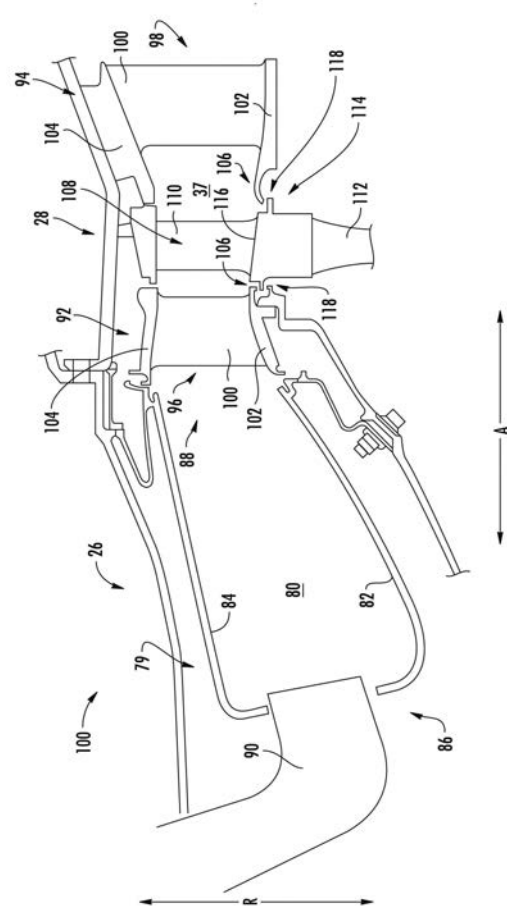


FIG. 2

【 図 3 】

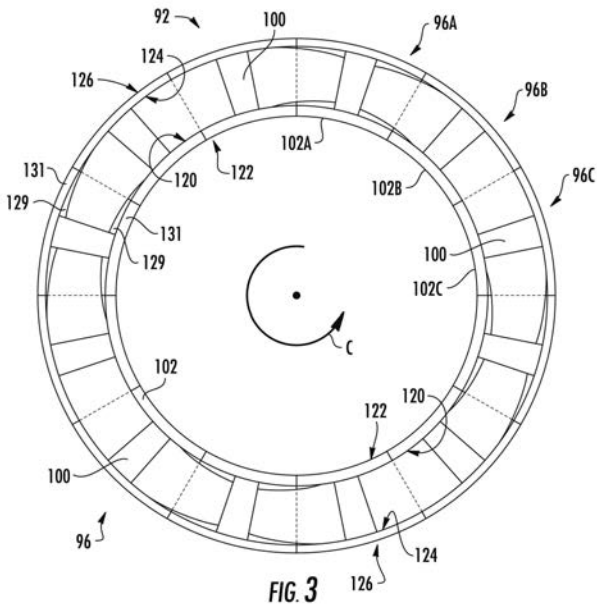


FIG. 3

【 図 4 】

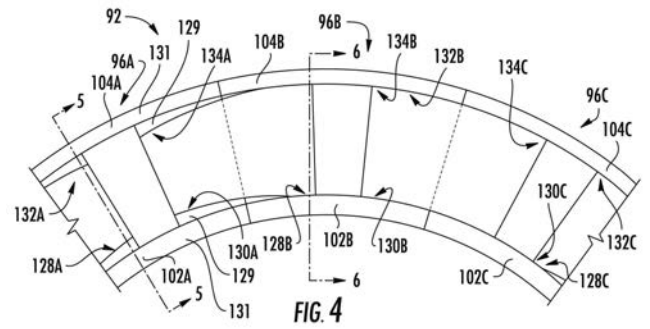
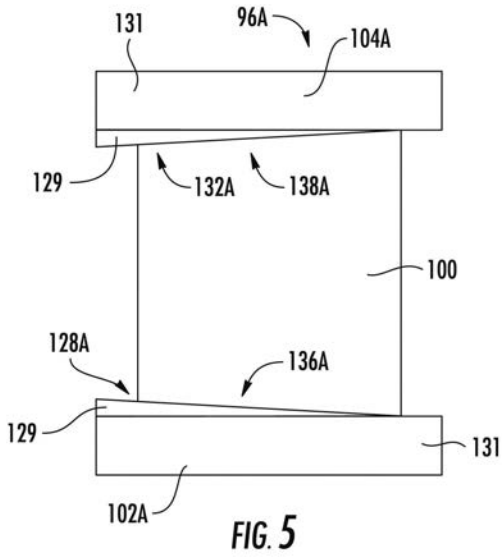
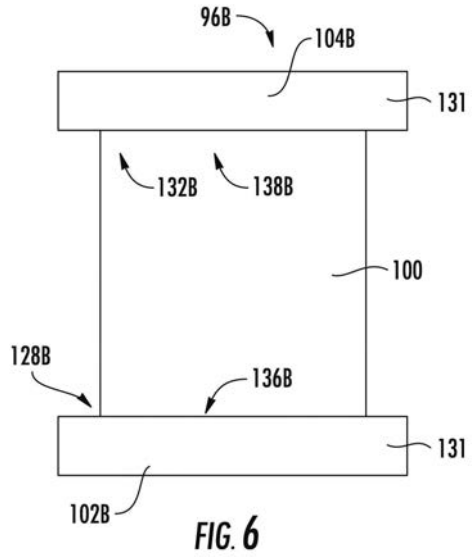


FIG. 4

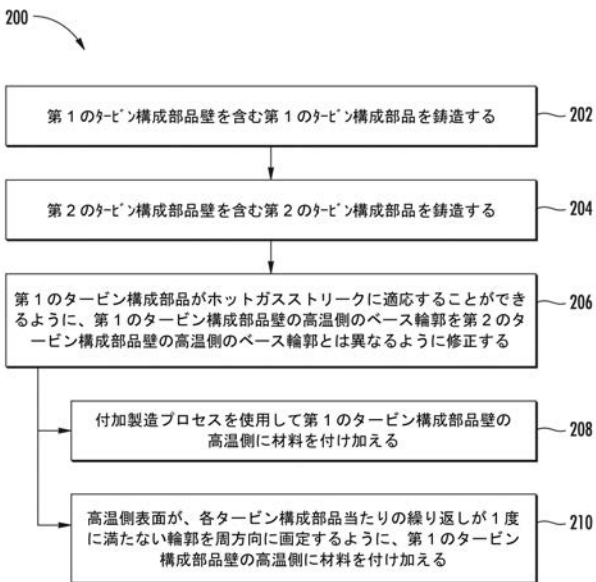
【 図 5 】



【 図 6 】



【 図 7 】



---

フロントページの続き

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード(参考)
<b>B 2 9 C 64/153 (2017.01)</b>	B 2 9 C 64/153	
<b>B 3 3 Y 80/00 (2015.01)</b>	B 3 3 Y 80/00	

(72)発明者 ロナルド・スコット・バンカー

アメリカ合衆国、オハイオ州・4 5 2 1 5、シンシナティ、ノイマン・ウェイ、1番

Fターム(参考) 3G202 BA02 BA10 CA02 CA15 GA07 GA11 GA13  
4F213 AC04 AG07 WA22 WA25 WL12

【外国語明細書】

2017141822000001.pdf