

(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2017-129138

(P2017-129138A)

(43) 公開日 平成29年7月27日(2017.7.27)

(51) Int.Cl.			F I			テーマコード (参考)		
<b>FO2C</b>	<b>7/00</b>	<b>(2006.01)</b>	FO2C	7/00	E	3G202		
<b>FO1D</b>	<b>9/02</b>	<b>(2006.01)</b>	FO2C	7/00	B			
<b>FO1D</b>	<b>9/04</b>	<b>(2006.01)</b>	FO2C	7/00	F			
<b>FO1D</b>	<b>25/24</b>	<b>(2006.01)</b>	FO1D	9/02	101			
			FO1D	9/04				

審査請求 有 請求項の数 15 O L 外国語出願 (全 16 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2017-5534 (P2017-5534)  
 (22) 出願日 平成29年1月17日 (2017.1.17)  
 (31) 優先権主張番号 15/002, 782  
 (32) 優先日 平成28年1月21日 (2016.1.21)  
 (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・カンパニー  
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123  
 45、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 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】 タービンエンジン用のタービン後部フレーム

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】タービンエンジン用のタービン後部フレームを提供する。

【解決手段】ガスタービンエンジン用のタービン後部フレーム80は、外側リングと内側リングとの間に配置された複数の支柱35を含む。支柱35は、外側リング内に画定された1つまたは複数の取り付け面91に隣接して取り付けることができる。取り付け面91は、挿入されたエンジンマウント92の上流側に最大半径方向距離を有する外側リングの凹部90を含むことができる。支柱35は、タービン後部フレームの空気力学的性能を向上させるために、取り付け面の中心線からオフセットされたピッチ角と、先端部の接線方向に湾曲した後縁と、をさらに含むことができる。

【選択図】 図3

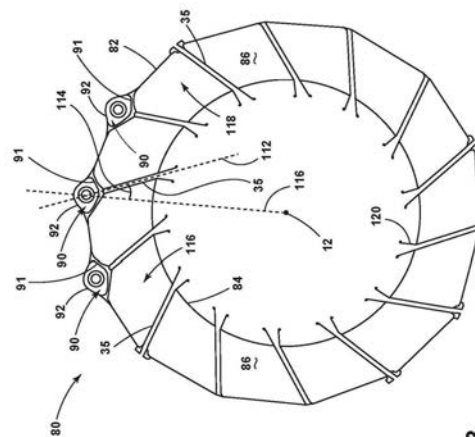


FIG. 3

**【特許請求の範囲】****【請求項 1】**

エンジン中心線(12)を有するガスタービンエンジン用のタービン後部フレーム(33)であって、

外側リング(82)であって、前記外側リングに凹部(90)を画定する少なくとも1つの取り付け面(91)を有する外側リングと、

前記外側リング内に位置する内側リング(84)であって、前記外側リングと前記内側リングとの間に環状流路(86)を画定する内側リングと、

前記取り付け面に結合され、かつ前記環状流路内に位置し、かつ前記内側リングと前記外側リングとの間に延在する少なくとも1つの支柱(88)であって、前縁(100)、後縁(102)、前記内側リングに位置する根元部(104)、および前記外側リングの前記凹部に位置する先端部(106)を画定する翼形形状を有する少なくとも1つの支柱と、

前記先端部の反対側の前記外側リングの前記凹部に設けられた少なくとも1つのエンジンマウント(92)と、を含み、

空気の流れが前記環状流路を通過して、流れ方向を規定し、前記取り付け面は、軸方向に画定された前記支柱の翼弦方向中心の上流側に前記凹部の最大半径方向距離(108)を有するように成形されている、タービン後部フレーム。

**【請求項 2】**

前記前縁は、前記最大半径方向距離の上流側にある、請求項1に記載のタービン後部フレーム。

**【請求項 3】**

前記取り付け面は、前記流れ方向に非増加半径方向長さを有する前記取り付け面に沿って前記環状流路の半径方向断面を有するようにさらに形成されている、請求項1に記載のタービン後部フレーム。

**【請求項 4】**

前記取り付け面は、前記取り付け面に沿って通る前記環状流路の半径方向断面が前記流れ方向に非減少半径方向長さを有さないようにさらに形成されている、請求項3に記載のタービン後部フレーム。

**【請求項 5】**

前記支柱は、前記前縁と前記後縁との間に延びる翼弦線(130)を規定する前記翼形形状に向けられており、前記翼弦線は、前記取り付け面の中心線に対して5~25度のピッチ角(134)を規定する、請求項1に記載のタービン後部フレーム。

**【請求項 6】**

前記前縁における前記翼形形状のピッチ線(135)は、前記流れ方向に対して配向されている、請求項5に記載のタービン後部フレーム。

**【請求項 7】**

前記翼形形状の前記後縁は、前記支柱の半径方向外側50%の翼幅内で接線方向に湾曲している、請求項6に記載のタービン後部フレーム。

**【請求項 8】**

前記支柱の半径方向内側50%の翼幅は、前記半径方向外側50%と同一または反対方向の接線方向の少なくとも一方に湾曲している、請求項7に記載のタービン後部フレーム。

**【請求項 9】**

前記少なくとも1つの支柱は、前記根元部から前記先端部まで延在する翼幅方向の体軸(112)を規定し、前記翼幅方向の体軸は、前記エンジン中心線に対して角度(114)を規定する、請求項1に記載のタービン後部フレーム。

**【請求項 10】**

前記少なくとも1つのエンジンマウントは、少なくとも2つの離間したエンジンマウントを含む、請求項1に記載のタービン後部フレーム。

10

20

30

40

50

## 【請求項 1 1】

前記少なくとも 1 つの支柱は、間にノズル領域を形成する 2 つの円周方向に離間した支柱を含む、請求項 1 に記載のタービン後部フレーム。

## 【請求項 1 2】

前記環状流路の最大半径方向距離は、前記ノズル領域に配置されている、請求項 1 1 に記載のタービン後部フレーム。

## 【請求項 1 3】

エンジン中心線 ( 1 2 ) を有するガスタービンエンジン用のタービン後部フレーム ( 3 3 ) であって、

外側リング ( 8 2 ) であって、前記外側リングに凹部 ( 9 0 ) を画定する少なくとも 1 つの取り付け面 ( 9 1 ) を有する外側リングと、

前記外側リング内に位置する内側リング ( 8 4 ) であって、前記外側リングと前記内側リングとの間に環状流路 ( 8 6 ) を画定する内側リングと、

前記環状流路内に位置し、かつ前記内側リングと前記外側リングとの間に延在する少なくとも 1 つの支柱 ( 8 8 ) と、

前記外側リングの前記凹部に設けられた少なくとも 1 つのエンジンマウント ( 9 2 ) と、を含み、

前記取り付け面は、軸方向に画定された前記支柱の翼弦方向中心の上流側に前記凹部の最大半径方向距離 ( 1 0 8 ) を有するように成形されている、タービン後部フレーム。

## 【請求項 1 4】

前記少なくとも 1 つの支柱は、前縁 ( 1 0 0 )、後縁 ( 1 0 2 )、前記内側リングに位置する根元部 ( 1 0 4 )、および前記外側リングの前記凹部に位置する先端部 ( 1 0 6 ) を画定する翼形形状と、円周方向に離間して間に流れ領域 ( 1 1 8 ) を画定する隣接する支柱と、を有する、請求項 1 3 に記載のタービン後部フレーム。

## 【請求項 1 5】

前記前縁は、前記最大半径方向距離の上流側にある、請求項 1 3 に記載のタービン後部フレーム。

## 【発明の詳細な説明】

## 【技術分野】

## 【0001】

タービンエンジン用のタービン後部フレームを提供する。

## 【背景技術】

## 【0002】

ガスタービンエンジンは陸上および海上移動および発電のために用いられているが、例えばヘリコプターを含む飛行機などの航空用途に最も一般的に用いられる。飛行機では、ガスタービンエンジンは、航空機の推進力に用いられる。タービンエンジンは、回転ブレードと固定ペーンとのペアを含む一連の圧縮機段においてエンジンを通り、燃焼器を通り、それから多くのタービンブレード上を通り燃焼ガスの流れからエネルギーを抽出する回転エンジンである。ガスタービンエンジンは、通常、ガス流路内にさらなる固定ペーンを含むことができるタービン後部フレームにある複数の支柱により航空機に取り付けられる。

## 【0003】

航空機用のガスタービンエンジンは、エンジン推力を最大にするために高温および高圧で動作するように設計されている。推力を最大にするためには、ガスタービンから出る流れ方向を軸方向状態に維持することが重要である。タービン後部フレームは、流れがエンジンから出る際に低圧タービンからの流れ方向を軸方向に向けるように働く支柱を含む。通常、支柱は、エンジンの外側ケーシングの凹部に配置されたラグマウントに取り付けられる。

## 【先行技術文献】

## 【特許文献】

10

20

30

40

50

【 0 0 0 4 】

【 特許文献 1 】 米国特許出願公開第 2 0 1 2 / 0 0 9 3 6 4 2 号明細書

【 発明の概要 】

【 0 0 0 5 】

一態様では、エンジン中心線を有するガスタービンエンジン用のタービン後部フレームは、凹部を画定する少なくとも1つのラグマウントを有する外側リングと、外側リング内に位置する内側リングであって、外側リングと内側リングとの間に環状流路を画定する内側リングと、を含む。エンジンは、ラグマウントに結合され、かつ環状流路内に位置し、かつ内側リングと外側リングとの間に延在する少なくとも1つの支柱をさらに含み、少なくとも1つの支柱は、前縁、後縁、内側リングに位置する根元部、および外側リングの凹部に位置する先端部を画定する翼形形状を有する。エンジンは、先端部の反対側の外側リングの凹部に設けられた少なくとも1つのエンジンマウントをさらに含む。ラグマウントは、軸方向に画定された支柱の翼弦方向中心の上流側に凹部の最大半径方向距離が生じるように成形されている。

10

【 0 0 0 6 】

別の態様では、一態様では、エンジン中心線を有するガスタービンエンジン用のタービン後部フレームは、外側リングの凹部を画定する少なくとも1つのラグマウントを有する外側リングと、外側リング内に位置する内側リングであって、外側リングと内側リングとの間に環状流路を画定する内側リングと、を含む。エンジンは、環状流路内に位置し、かつ内側リングと外側リングとの間に延在する少なくとも1つの支柱をさらに含む。エンジンは、外側リングの凹部に設けられた少なくとも1つのエンジンマウントをさらに含む。ラグマウントは、軸方向に画定された支柱の翼弦方向中心の上流側に凹部の最大半径方向距離を有するように成形されている。

20

【 0 0 0 7 】

さらに別の態様では、エンジン中心線を有するガスタービンエンジンのタービン後部フレームのためのベーンセグメントであって、ベーンセグメントは、外側リングと内側リングとの部分の間に位置する円周方向に離間した翼形部を含む。取り付け面は、軸方向に画定された支柱の翼弦方向中心の上流側に凹部の最大半径方向距離を有するように成形されている。

【 図面の簡単な説明 】

30

【 0 0 0 8 】

【 図 1 】 ガスタービンエンジンの概略的な軸方向断面図である。

【 図 2 】 外側ケーシングおよびタービン後部フレームを有する図 1 のエンジンの概略図である。

【 図 3 】 図 2 のタービン後部フレームの半径方向断面図である。

【 図 4 】 タービン後部フレームに結合された図 1 のエンジンの低圧タービン部の拡大図である。

【 図 5 】 図 3 のタービン後部フレームの支柱の凹部の断面を組み合わせた上面図である。

【 図 6 】 中線断面および先端部の断面を示す図 5 の支柱の上面図である。

【 発明を実施するための形態 】

40

【 0 0 0 9 】

本発明の記載される態様は、特にガスタービンエンジンのタービン後部フレームに関する。説明の便宜上、本発明は、航空機ガスタービンエンジンについて記載する。しかし、本発明はそのように限定されず、例えば他の移動体用途、ならびに非移動体の工業用途、商業用途、および住宅用途などの非航空機用途において一般的に適用できることが理解されよう。

【 0 0 1 0 】

本明細書では、「前方」または「上流側」という用語は、エンジン入口に向かう方向の動き、または別の構成要素と比較してエンジン入口に相対的に近い構成要素を示す。「前方」または「上流側」に関連して使用される「後方」または「下流側」という用語は、工

50

ンジン中心線に対してエンジンの後方または出口に向かう方向を示す。

【0011】

さらに、本明細書では、「半径方向の」または「半径方向に」という用語は、エンジンの中心長手方向軸とエンジン外周との間に延びる寸法を示す。

【0012】

すべての方向についての言及（例えば、半径方向、軸方向、近位、遠位、上部、下部、上方、下方、左、右、横方向、前部、後部、頂部、底部、上に、下に、垂直、水平、時計回り、反時計回り、上流側、下流側、後方など）は、本発明の読者の理解を助けるための識別目的のためだけに使用され、特に本発明の位置、方向、または使用に関して限定するものではない。接続についての言及（例えば、取り付け、結合する、連結する、接合する）は広義に解釈されるべきであり、特に断らない限り、要素の集合間の中間部材および要素間の相対運動を含むことができる。このように、接続についての言及は、2つの要素が直接に接続され、互いに固定された関係にあると必ずしも推測する必要はない。例示的な図面は、例示目的のためだけであって、本明細書に添付した図面に反映された寸法、位置、順序、および相対的な大きさは、変えることができる。

10

【0013】

図1は、航空機用ガスタービンエンジン10の概略的な断面図である。エンジン10は、ほぼ長手方向に延びる軸線または前方14から後方16へ延びる中心線12を有する。エンジン10は、下流方向の直列の流れ関係で、ファン20を含むファン部18と、ブースタもしくは低圧(LP)圧縮機24および高圧(HP)圧縮機26を含む圧縮機部22と、燃焼器30を含む燃焼部28と、HPタービン34およびLPタービン36を含むタービン部32と、排気部38と、を含む。

20

【0014】

ファン部18は、中心線12の周りで半径方向に配置された複数のファンブレード42を有するファンを含む。HP圧縮機26、燃焼器30、およびHPタービン34は、エンジン10のコア44を形成し、それは燃焼ガスを生成する。

【0015】

エンジン10の中心線12の周りに同軸に配置されたHPシャフトまたはスプール48は、HPタービン34をHP圧縮機26に駆動連結する。LPシャフトまたはスプール50は、より大径の環状のHPスプール48内にエンジン10の中心線12の周りに同軸に配置され、LPタービン36をLP圧縮機24およびファン20に駆動連結する。スプール48、50のいずれかまたは両方に取り付けられて回転するエンジン10の一部は、個別にまたは一括してロータ51とも呼ばれる。

30

【0016】

LP圧縮機24およびHP圧縮機26は、複数の圧縮機段52、54をそれぞれ含み、そこでは一組の圧縮機ブレード58が対応する一組の静止圧縮機ベーン60、62（ノズルとも呼ばれる）に対して回転して、その段を通過する流体の流れを圧縮または加圧する。単一の圧縮機段52、54では、複数の圧縮機ブレード56、58がリング状に設けられてもよく、ブレードプラットフォームからブレード先端部まで、中心線12に対して半径方向外向きに延在することができ、一方、対応する静止圧縮機ベーン60、62は、回転ブレード56、58の下流側に隣接して配置される。図1に示すブレード、ベーン、および圧縮機段の数は、単に例示の目的でのみ選択されたものであって、他の数も可能であることに留意されたい。圧縮機の1つの段のブレード56、58は、ディスク53に取り付けられることができ、ディスク53は、HPおよびLPスプール48、50の対応する1つに取り付けられ、各段はそれ自体のディスクを有する。ベーン60、62は、ロータ51の周りに円周方向の配置でコアケーシング46に取り付けられる。

40

【0017】

HPタービン34およびLPタービン36は、複数のタービン段64、66をそれぞれ含み、そこでは一組のタービンブレード68、70が対応する一組の静止タービンベーン72、74（ノズルとも呼ばれる）に対して回転して、その段を通過する流体の流れから

50

エネルギーを取り出す。単一のタービン段 64、66 では、複数のタービンブレード 68、70 がリング状に設けられてもよく、ブレードプラットフォームからブレード先端部まで、中心線 12 に対して半径方向外向きに延在することができ、一方、対応する静止タービンベーン 72、74 は、回転ブレード 68、70 の上流側に隣接して配置される。図 1 に示すブレード、ベーン、およびタービン段の数は、単に例示の目的でのみ選択されたものであって、他の数も可能であることに留意されたい。

#### 【0018】

動作時には、回転するファン 20 が LP 圧縮機 24 に周囲空気を供給し、次に LP 圧縮機 24 が HP 圧縮機 26 に加圧された周囲空気を供給し、HP 圧縮機 26 が周囲空気をさらに加圧する。HP 圧縮機 26 からの加圧された空気は、燃焼器 30 内で燃料と混合されて点火され、それによって燃焼ガスを発生する。いくらかの仕事が HP タービン 34 によってこれらのガスから取り出されて、HP タービン 34 が HP 圧縮機 26 を駆動する。燃焼ガスは LP タービン 36 内に排出され、LP タービン 36 は LP 圧縮機 24 を駆動するための追加の仕事を取り出し、排気ガスは最終的に排気部 38 を経由してエンジン 10 から排出される。LP タービン 36 の駆動によって、LP スプール 50 を駆動し、ファン 20 および LP 圧縮機 24 を回転させる。

10

#### 【0019】

ファン 20 によって供給される周囲空気の一部は、エンジンコア 44 を迂回して、エンジン 10 の各部分、特に高温部分の冷却に使用することができ、および / または航空機他の態様を冷却し、もしくはそれに動力を供給するために使用することができる。タービンエンジン 10 の場面では、エンジンの高温部分は通常、燃焼器 30 の下流側、特にタービン部 32 にあり、HP タービン 34 が燃焼部 28 のすぐ下流側にあるので最も高温の部分である。冷却流体の他の供給源は、限定はしないが、LP 圧縮機 24 または HP 圧縮機 26 から排出された流体であってもよい。

20

#### 【0020】

図 2 では、図 1 のエンジン 10 が外側ケーシング 40 内に配置されている。外側ケーシング 40 は、複数の環状マウント 47 によってコアケーシング 46 に取り付けることができる。タービン後部フレーム 33 は、LP タービン 36 の下流側に配置される。タービン後部フレーム 33 は、翼に取り付けるための 1 つまたは複数のパイロンなどにより、エンジンを航空機に取り付けるための取り付け面を含むことができる。タービン後部フレーム 33 は、コアケーシング 46 内に取り付けられた複数の支柱 35 を含むことができる。空気を排出する場合に支柱 35 は、コアケーシング 46 と LP スプール 50 などのエンジンコア 44 の内部部品との間の剛性面を提供するだけでなく、エンジンコア 44 から出る空気流を、空気流を排出する際に角度または渦巻き方向から軸方向に向きを変えることができる。

30

#### 【0021】

図 3 を参照すると、タービン後部フレーム 80 の半径方向断面は、外側リングと内側リングとの間、すなわちバンド 82、84 の間に環状に延在する複数の支柱 35 の配置を示す。支柱 35 またはベーンセグメントは、環状流路 86 内のバンド 82、84 の間に取り付けることができる。外側バンド 82 は、エンジン中心線 12 に対して半径方向内側に延在する 1 つまたは複数の取り付け面 91 を有することができる。取り付け面 91 は、1 つまたは複数の支柱 35 に隣接する外側バンド 82 内に配置された取り付け凹部 90 を画定することができる。1 つまたは複数のエンジンマウント 92 は、非限定的な実施例ではクレビスマウントまたはラグマウントを含むことができ、凹部 90 内に配置され、エンジン 10 から必要以上に延在することなくエンジンマウント 92 を配置するためのさらなるスペースを提供する外側バンド 82 に取り付けることができる。エンジンマウント 92 は、エンジン 10 を航空機に、通常、航空機上のパイロン（図示せず）に取り付けることを提供する。

40

#### 【0022】

図面は、タービン後部フレーム 80 を通して後方を見るように示され、エンジン中心線

50

12がその中心に配置されている。3つの支柱35が、凹部90内に配置されるエンジンマウント92の組を提供する取り付け面91に隣接して配置されている。支柱35は、内側バンド84への取り付けを容易にするために利用される拡がる端部120を有することができる。図示する14の支柱35、3つの取り付け面91、およびエンジンマウント92は、例示的なものとして理解されたい。より多くのまたはより少ない支柱35、取り付け面91、およびエンジンマウント92をエンジン10で実施することができ、限定するものと解釈するべきではない。

#### 【0023】

各支柱35は、支柱35に沿って翼幅方向に延びる支柱体軸112として翼幅方向の体軸を規定することができる。支柱35は、支柱体軸112がエンジンマウント92を通りエンジン中心線12から半径方向に延びるエンジン半径方向軸116に対して支柱角114を規定するように、曲げることができる。隣接する支柱35は、流れ領域118が隣接する支柱35の間に配置されるように、流路をさらに画定することができる。環状流路86の最大半径方向距離は、流れ領域118内に配置することができる。支柱35が取り付け面91に隣接して拡がらないので、流れ領域118は、環状流路を通る流れ方向に拡がらないことを理解されたい。

#### 【0024】

代替的な実施例では、バンド82、84、取り付け面91、および支柱35は、互いの間の接合部に配置されたフィレットを含むことができ、あるいはフィレットと一体にすることができ、またはフィレット面が接合部に画定されるように適合させることができる。

#### 【0025】

ここで図4を参照すると、空気の主流の流れFは、前方から後方の方向に移動して、環状流路86を通過することができる。支柱35は、環状流路86を通る主流の流れFを、一例では、渦巻く流れから実質的な軸方向の流れに導くための翼形状を含むことができる。翼形状を有するので、支柱35は、前縁100および後縁102を含むことができ、前縁100から後縁102までの翼弦方向を規定することができる。中線103は、支柱35の半径方向の中心で翼弦方向に延びるものとして規定することができる。支柱35は、さらに、内側バンド84に隣接する根元部104と、外側バンド82に隣接する先端部106と、をさらに有することができ、根元部104から先端部106までの翼幅方向を規定することができる。

#### 【0026】

取り付け面91は、傾きが上流側縁部から最大半径方向距離または高さ108まで増加し、最大半径方向高さ108から下流側縁部まで徐々に減少するバンプ状の幾何学的形状を含む。取り付け面91によって画定される凹部90は、実質的に球面形状あるいは楕円形状とすることができ(図5を参照)、最大半径方向高さ108は、主流の流れFに対して支柱35の翼弦方向中心の上流側に配置することができる。さらに、最大半径方向高さ108は、エンジンマウント92の上流側に配置することができる。さらに、最大半径方向高さ108は、支柱35の前縁100の下流側に配置することができる。このように、取り付け面91によって画定される凹部90の少なくとも一部は、流れ方向Fに非増加半径方向長さを有することができる。

#### 【0027】

凹部90は、取り付け面91に沿った主流の流れ方向Fに環状流路86の非増加半径方向長さを規定することができる。あるいは、取り付け面91は、環状流路86の半径方向距離が、凹部90、支柱35、またはこれらの組み合わせの少なくとも一部に沿って一致するように適合させることができる。最後に、環状流路86の最大半径方向距離は、隣接する支柱35の間に画定される流れ領域118(図3を参照)に配置することができる。

#### 【0028】

本明細書の記述では、支柱35および取り付け面91に関する主題について説明しているが、実施はこれに限定されるものではなく、記載するように、一体の支柱と整流板との組み合わせとして、あるいは整流板のみとして利用することができることを理解されたい

10

20

30

40

50

。このように、取り付け面 9 1 および凹部 9 0 に関連する幾何学的形状は、整流板に適用されて、整流板を取り付けることができる例示的な構造として支柱を利用することができる。整流板に取り付けられた任意の構造は、本明細書に記載した支柱の空気力学的設計によって限定されるものではないことを理解されたい。

#### 【0029】

図 5 に、取り付け面 9 1 の上面図を示し、支柱 3 5 の中線断面を破線で示している。翼弦線 1 3 0 は、翼形部の前縁 1 0 0 と後縁 1 0 2 との間に延びる。ピッチ角 1 3 4 は、翼弦線 1 3 0 と取り付け面 9 1 の中心線との間で定義することができる。ピッチ角 1 3 4 は、中心線 1 3 2 から 5 度 ~ 25 度に画定することができる。しかし、ピッチ角 1 3 4 は 1 度のように小さくてもよいし、あるいは 45 度のように大きくてもよいと考えられる。翼弦線 1 3 0 は、前縁 1 0 0 のピッチ線 1 3 5 が流入する流れ方向 1 4 0 の方向に向くように、翼形部の向きによって画定することができる。

10

#### 【0030】

最大半径方向高さ 1 0 8 は、凹部の中心線 1 3 2 の近傍またはそれに沿って配置され、凹部 9 0 の残りの部分の高さは、最大半径方向高さ 1 0 8 から離れるにつれて減少することを理解されたい。このように、最大凹部高さから中心線 1 3 2 に沿って軸方向に移動することで、減少する凹部高さを画定する。同様に、凹部の中心線 1 3 2 から横方向に移動することで、最小凹部高さが凹部 9 0 の外周の周りに配置されるように、凹部の高さがさらに減少する。

#### 【0031】

支柱 3 5 の翼形形状は、正圧側面 1 3 6 および負圧側面 1 3 8 をさらに画定する。支柱 3 5 の前縁 1 0 0 は、流入する流れ方向 1 4 0 の方向に位置合わせされ、取り付け面 9 1 の中心線 1 3 2 に沿って配置されている。翼形部の正圧側面 1 3 6 は、最大半径方向高さ 1 0 8 に面しており、前縁 1 0 0 の後方で中心線 1 3 2 から離間している。負圧側面 1 3 8 は、正圧側面 1 3 6 の反対側に配置され、凹部の中心線 1 3 2 からより遠くに、正圧側面 1 3 6 よりも低い凹部高さに隣接して配置されている。

20

#### 【0032】

図 6 では、支柱 3 5 の翼幅方向長さに沿った中線における支柱 3 5 の断面を破線で示し、実線の先端部の断面 1 4 2 と比較して図 5 のピッチ角 1 3 4 を画定する。後縁 1 0 2 は、流入する流れ方向 1 4 0 の方向に支柱の先端部または半径方向外側 50% の近傍で接線方向に湾曲することができ、湾曲した後縁 1 4 4 として示してある。理解され得るように、後縁 1 4 4 の接線方向の湾曲は、支柱 3 5 の後縁 1 4 4 に対する接線方向の湾曲の結果として生じる支柱 3 5 の残りの部分のピッチ角 1 3 4 よりも大きい先端部のピッチ角 1 4 8 を有する先端部の翼弦線 1 4 6 を画定することができる。後縁 1 0 2 の接線方向の湾曲は、翼形部の半径方向外側 50% に配置することができ、先端部に隣接していることに限定されないことを理解されたい。さらに、翼形部の半径方向内側 50% は、半径方向外側 50% と同じ方向に接線方向に湾曲することができ、あるいは半径方向外側 50% と反対方向に湾曲することができる。

30

#### 【0033】

ラグマウントの前方に配置された最大半径方向距離を有する凹部は、フレームの圧力損失をより低くし、特定の燃料消費量を低減させることを理解されたい。さらに、最大半径方向距離の前方位置は、圧力損失をもたらすこともあり得る支柱の拡がる端部を必要とせず、ラグマウント内のエンジンマウントのための空間を提供する。加えて、ラグマウントの改良された設計は、ラグマウントに隣接する支柱の翼形形状の増強された設計制御を提供する。記載した態様は、ノズルの空気力学的性能を向上させることができる、後部フレームからのより低い流れ剥離および後部フレームからのより清浄な流れを提供する。さらに、支柱に隣接する環状流路の半径方向長さを拡がらないようにすることができ、収束させることができるので、圧力損失をさらに低減させることができる。

40

#### 【0034】

中心線に隣接する正圧側面を有するパンプ中心線に隣接して前縁を配置することで、従

50

来の設計と比較して全圧力損失が10%以上低くなることをさらに理解されたい。流入する空気流の方向に対して前縁のピッチ線を配向させ、ラグマウント中心線に対して5～25度のピッチ角を利用することにより、全体的な空気力学的効率をさらに向上させることができる。最後に、ラグマウントに沿った先端部の後縁の接線方向の湾曲によって、空気力学的効率をさらに向上させることができる。

#### 【0035】

この明細書は、本発明を開示するために実施例を用いており、最良の形態を含んでいる。また、いかなる当業者も本発明を実施することができるように実施例を用いており、任意のデバイスまたはシステムを製作し使用し、任意の組み込まれた方法を実行することを含んでいる。本発明の特許可能な範囲は、特許請求の範囲によって定義され、当業者が想到する他の実施例を含むことができる。このような他の実施例は、特許請求の範囲の文言との差がない構造要素を有する場合、または特許請求の範囲の文言との実質的な差がない等価の構造要素を含む場合、特許請求の範囲内にある。

10

#### 【0036】

本発明は、以下の実施態様を含む。

##### [実施態様1]

エンジン中心線(12)を有するガスタービンエンジン用のタービン後部フレーム(33)であって、

外側リング(82)であって、前記外側リングに凹部(90)を画定する少なくとも1つの取り付け面(91)を有する外側リングと、

20

前記外側リング内に位置する内側リング(84)であって、前記外側リングと前記内側リングとの間に環状流路(86)を画定する内側リングと、

前記取り付け面に結合され、かつ前記環状流路内に位置し、かつ前記内側リングと前記外側リングとの間に延在する少なくとも1つの支柱(88)であって、前縁(100)、後縁(102)、前記内側リングに位置する根元部(104)、および前記外側リングの前記凹部に位置する先端部(106)を画定する翼形形状を有する少なくとも1つの支柱と、

前記先端部の反対側の前記外側リングの前記凹部に設けられた少なくとも1つのエンジンマウント(92)と、を含み、

空気が流れが前記環状流路を通過して、流れ方向を規定し、前記取り付け面は、軸方向に画定された前記支柱の翼弦方向中心の上流側に前記凹部の最大半径方向距離(108)を有するように成形されている、タービン後部フレーム。

30

##### [実施態様2]

前記前縁は、前記最大半径方向距離の上流側にある、実施態様1に記載のタービン後部フレーム。

##### [実施態様3]

前記取り付け面は、前記流れ方向に非増加半径方向長さを有する前記取り付け面に沿って前記環状流路の半径方向断面を有するようにさらに形成されている、実施態様1に記載のタービン後部フレーム。

##### [実施態様4]

前記取り付け面は、前記取り付け面に沿って通る前記環状流路の半径方向断面が前記流れ方向に非減少半径方向長さを有さないようにさらに形成されている、実施態様3に記載のタービン後部フレーム。

40

##### [実施態様5]

前記支柱は、前記前縁と前記後縁との間に延びる翼弦線(130)を規定する前記翼形形状に向けられており、前記翼弦線は、前記取り付け面の中心線に対して5～25度のピッチ角(134)を規定する、実施態様1に記載のタービン後部フレーム。

##### [実施態様6]

前記前縁における前記翼形形状のピッチ線(135)は、前記流れ方向に対して配向されている、実施態様5に記載のタービン後部フレーム。

50

## [ 実施態様 7 ]

前記翼形形状の前記後縁は、前記支柱の半径方向外側 50% の翼幅内で接線方向に湾曲している、実施態様 6 に記載のタービン後部フレーム。

## [ 実施態様 8 ]

前記支柱の半径方向内側 50% の翼幅は、前記半径方向外側 50% と同一または反対方向の接線方向の少なくとも一方に湾曲している、実施態様 7 に記載のタービン後部フレーム。

## [ 実施態様 9 ]

前記少なくとも 1 つの支柱は、前記根元部から前記先端部まで延在する翼幅方向の体軸 ( 112 ) を規定し、前記翼幅方向の体軸は、前記エンジン中心線に対して角度 ( 114 ) を規定する、実施態様 1 に記載のタービン後部フレーム。

10

## [ 実施態様 10 ]

前記少なくとも 1 つのエンジンマウントは、少なくとも 2 つの離間したエンジンマウントを含む、実施態様 1 に記載のタービン後部フレーム。

## [ 実施態様 11 ]

前記少なくとも 1 つの支柱は、間にノズル領域を形成する 2 つの円周方向に離間した支柱を含む、実施態様 1 に記載のタービン後部フレーム。

## [ 実施態様 12 ]

前記環状流路の最大半径方向距離は、前記ノズル領域に配置されている、実施態様 11 に記載のタービン後部フレーム。

20

## [ 実施態様 13 ]

エンジン中心線 ( 12 ) を有するガスタービンエンジン用のタービン後部フレーム ( 33 ) であって、

外側リング ( 82 ) であって、前記外側リングに凹部 ( 90 ) を画定する少なくとも 1 つの取り付け面 ( 91 ) を有する外側リングと、

前記外側リング内に位置する内側リング ( 84 ) であって、前記外側リングと前記内側リングとの間に環状流路 ( 86 ) を画定する内側リングと、

前記環状流路内に位置し、かつ前記内側リングと前記外側リングとの間に延在する少なくとも 1 つの支柱 ( 88 ) と、

前記外側リングの前記凹部に設けられた少なくとも 1 つのエンジンマウント ( 92 ) と、

30

を含み、前記取り付け面は、軸方向に画定された前記支柱の翼弦方向中心の上流側に前記凹部の最大半径方向距離 ( 108 ) を有するように成形されている、タービン後部フレーム。

## [ 実施態様 14 ]

前記少なくとも 1 つの支柱は、前縁 ( 100 )、後縁 ( 102 )、前記内側リングに位置する根元部 ( 104 )、および前記外側リングの前記凹部に位置する先端部 ( 106 ) を画定する翼形形状と、円周方向に離間して間に流れ領域 ( 118 ) を画定する隣接する支柱と、を有する、実施態様 13 に記載のタービン後部フレーム。

## [ 実施態様 15 ]

前記前縁は、前記最大半径方向距離の上流側にある、実施態様 13 に記載のタービン後部フレーム。

40

## [ 実施態様 16 ]

前記少なくとも 1 つの支柱は、前記前縁と前記後縁との間に延びる翼弦線 ( 130 ) を規定する前記翼形形状に向けられており、前記翼弦線は、前記取り付け面の中心線に対して 5 ~ 25 度のピッチ角 ( 134 ) を規定する、実施態様 13 に記載のタービン後部フレーム。

## [ 実施態様 17 ]

前記前縁におけるピッチ線 ( 135 ) は、流れ方向に対して配向されている、実施態様 16 に記載のタービン後部フレーム。

## [ 実施態様 18 ]

50

前記翼形形状の前記後縁は、前記支柱の半径方向外側50%の翼幅内で接線方向に湾曲している、実施態様17に記載のタービン後部フレーム。

[実施態様19]

前記支柱の半径方向内側50%の翼幅は、前記半径方向外側50%と同一または反対方向の接線方向の少なくとも一方に湾曲している、実施態様18に記載のタービン後部フレーム。

[実施態様20]

前記少なくとも2つの支柱は、前記根元部から前記先端部まで延在する翼幅方向の体軸(112)を規定し、前記翼幅方向の体軸は、前記エンジン中心線に対して角度(114)を規定する、実施態様13に記載のタービン後部フレーム。

10

[実施態様21]

前記少なくとも1つのエンジンマウントは、少なくとも2つの離間したエンジンマウントを含む、実施態様13に記載のタービン後部フレーム。

[実施態様22]

エンジン中心線(12)を有するガスタービンエンジン(10)のタービン後部フレーム(33)のためのベーンセグメントであって、前記ベーンセグメントは、外側リング(82)と内側リング(84)との部分の間に位置する円周方向に離間した翼形部と、凹部(90)を画定する前記外側リングに形成された取り付け面(91)と、を含み、前記取り付け面は、軸方向に画定された前記支柱の翼弦方向中心の上流側に前記凹部の最大半径方向距離(108)を有するように成形されている、ベーンセグメント。

20

[実施態様23]

前記取り付け面は、前記少なくとも1つのエンジンマウントの上流側に前記凹部の最大半径方向距離を有するように成形されている、実施態様22に記載のベーンセグメント。

[実施態様24]

前記翼形部は、前縁(100)と後縁(102)との間に延びる翼弦線(130)を有する前縁および後縁をさらに含み、前記翼弦線は、前記取り付け面の中心線に対して5~25度のピッチ角(134)を規定する、実施態様22に記載のベーンセグメント。

[実施態様25]

前記前縁におけるピッチ線(135)は、前記流れ方向に対して配向されている、実施態様24に記載のベーンセグメント。

30

[実施態様26]

前記翼形部の前記後縁は、前記支柱の半径方向外側50%の翼幅内で接線方向に湾曲している、実施態様24に記載のベーンセグメント。

[実施態様27]

前記支柱の半径方向内側50%の翼幅は、前記半径方向外側50%と同一または反対方向の接線方向の少なくとも一方に湾曲している、実施態様27に記載のベーンセグメント。

【符号の説明】

【0037】

10 エンジン

40

12 中心線

14 前方

16 後方

18 ファン部

20 ファン

22 圧縮機部

24 低圧圧縮機

26 高圧圧縮機

28 燃焼部

30 燃焼器

50

3 2	タービン部	
3 3	タービン後部フレーム	
3 4	高圧タービン	
3 5	支柱	
3 6	低圧タービン	
3 8	排気部	
4 0	外側ケーシング	
4 2	ファンブレード	
4 4	コア	
4 6	コアケーシング	10
4 7	マウント	
4 8	高圧シャフト/スプール	
5 0	低圧シャフト/スプール	
5 1	ロータ	
5 2	圧縮機段	
5 3	ディスク	
5 4	圧縮機段	
5 6	回転ブレード	
5 8	回転ブレード	
6 0	ベーン	20
6 2	ベーン	
6 4	タービン段	
6 6	タービン段	
6 8	タービンブレード	
7 0	タービンブレード	
7 2	タービンベーン	
7 4	タービンベーン	
7 6	マウント	
7 8	シール	
F	主流の流れ	30
8 0	タービン後部フレーム	
8 2	外側バンド	
8 4	内側バンド	
8 6	環状流路	
8 8	支柱	
9 0	凹部	
9 1	取り付け面	
9 2	エンジンマウント	
9 4	拡がる端部	
1 0 0	前縁	40
1 0 2	後縁	
1 0 3	中線	
1 0 4	根元部	
1 0 6	先端部	
1 0 8	最大半径方向距離	
1 1 0	ラグマウント	
1 1 2	支柱体軸	
1 1 4	支柱角	
1 1 6	エンジン半径方向軸	
1 1 8	流れ領域	50

- 1 2 0 拡がる端部
- 1 3 0 翼弦線
- 1 3 2 凹部の中心線
- 1 3 4 ピッチ角
- 1 3 5 ピッチ線
- 1 3 6 正圧側面
- 1 3 8 負圧側面
- 1 4 0 流入する空気流の方向
- 1 4 2 先端部の断面
- 1 4 4 先端部の後縁
- 1 4 6 先端部の翼弦線
- 1 4 8 先端部のピッチ角

【 図 1 】

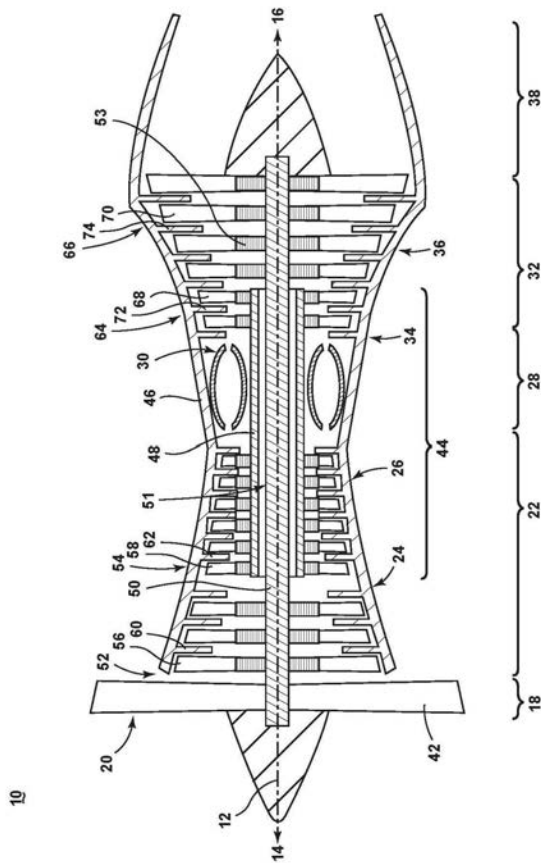


FIG. 1

【 図 2 】

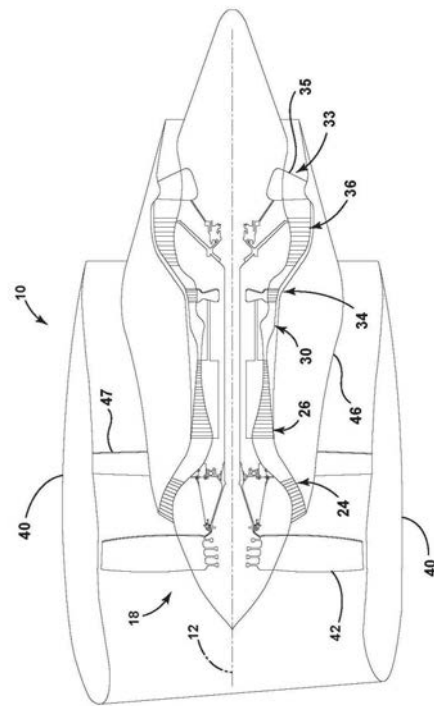


FIG. 2

【 図 3 】

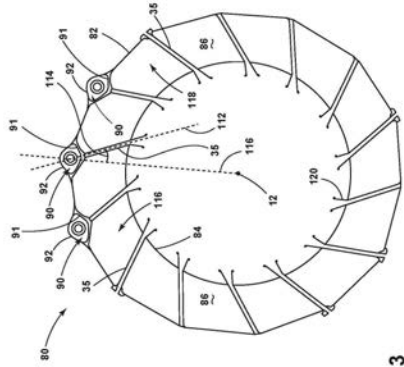


FIG. 3

【 図 4 】

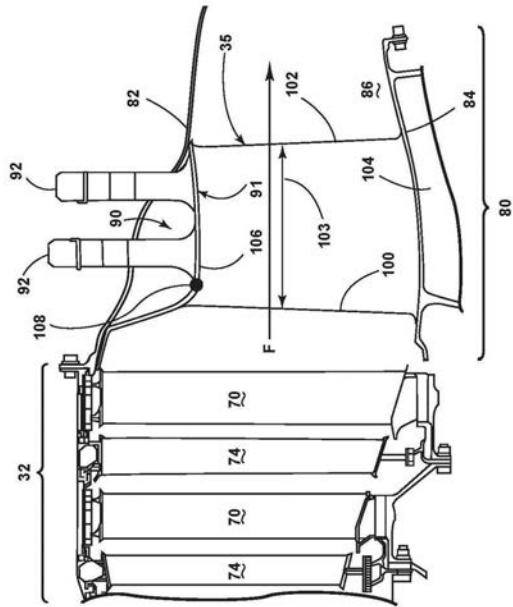


FIG. 4

【 図 5 】

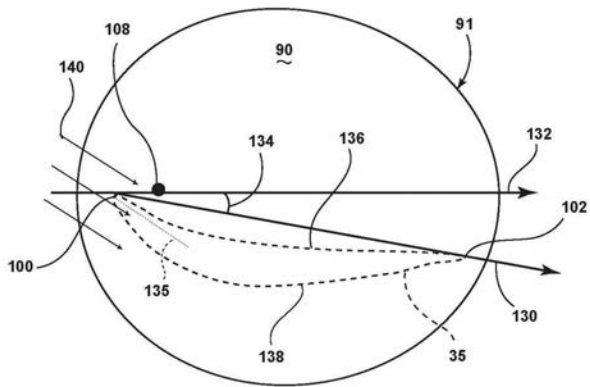


FIG. 5

【 図 6 】

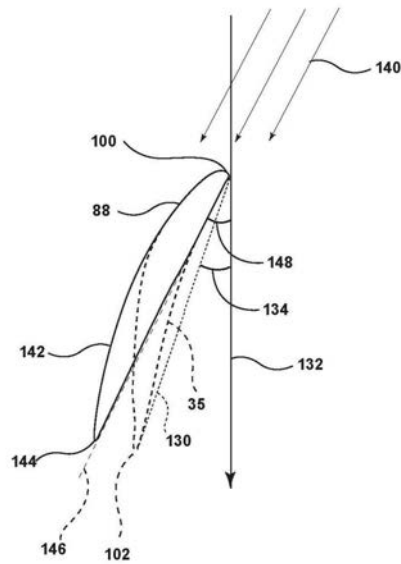


FIG. 6

## フロントページの続き

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード(参考)
	F 0 1 D 25/24	D
	F 0 1 D 25/24	J

- (72)発明者 モーシム・ハサン・カーン  
インド、カルナータカ・560066、バンガロール、ホワイトフィールド・ロード、フーディビ  
レッジ、ジョン・エフ・ウェルチ・テクノロジー・センター、ナンバー122
- (72)発明者 サラシジャ・スダールサン  
インド、カルナータカ・560066、バンガロール、ホワイトフィールド・ロード、フーディビ  
レッジ、ジョン・エフ・ウェルチ・テクノロジー・センター、ナンバー122
- (72)発明者 ガネーシュ・セシャードリ  
インド、カルナータカ・560066、バンガロール、ホワイトフィールド・ロード、フーディビ  
レッジ、ジョン・エフ・ウェルチ・テクノロジー・センター、ナンバー122
- (72)発明者 ラビカーンス・アバンチャ  
インド、カルナータカ・560066、バンガロール、ホワイトフィールド・ロード、フーディビ  
レッジ、ジョン・エフ・ウェルチ・テクノロジー・センター、ナンバー122
- (72)発明者 ライル・ダグラス・ダイラー  
アメリカ合衆国、オハイオ州・45069、ウェスト・チェスター、シーピーティ-3・サード・  
フロア・キューブ・3エヌ151、センター・ポイント・ドライブ、9075

Fターム(参考) 3G202 GA07 GA11 GB05

【外国語明細書】

2017129138000001.pdf