

(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2017-133497  
(P2017-133497A)

(43) 公開日 平成29年8月3日(2017.8.3)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
<b>FO2K</b> 1/04 (2006.01)	FO2K 1/04	
<b>FO2C</b> 7/00 (2006.01)	FO2C 7/00	B
	FO2C 7/00	F

審査請求 未請求 請求項の数 10 O L 外国語出願 (全 12 頁)

(21) 出願番号	特願2016-233746 (P2016-233746)	(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、スケネクタディ、リバーロード、1 番
(22) 出願日	平成28年12月1日 (2016.12.1)	(74) 代理人	100137545 弁理士 荒川 聡志
(31) 優先権主張番号	P.415184	(74) 代理人	100105588 弁理士 小倉 博
(32) 優先日	平成27年12月10日 (2015.12.10)	(74) 代理人	100129779 弁理士 黒川 俊久
(33) 優先権主張国	ポーランド (PL)	(74) 代理人	100113974 弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジンのための排気ノズル

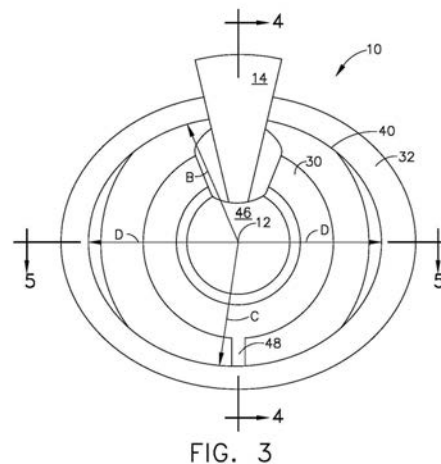
(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 効率を改善したガスタービンエンジン用排気ノズルを提供する。

【解決手段】 ターボファン排気ノズル装置は、中心軸線を有し、周囲の外側シェル32の内部に配置されて外側シェル32との間に外側シェル32の後縁40にある出口にて終端する環状流れダクトを定め、出口の後方にある後縁で終端する内側シェル30と、流れダクトを円周方向で中断するパイロン14と、を含み、外側シェル32の後方部分が、ノズルの共通の中心軸線の周りで非軸対称であり、外側シェル32の後縁40が垂直方向で同一平面上にない。

【選択図】 図3

3/6



**【特許請求の範囲】****【請求項 1】**

ターボファン排気ノズル装置であって、

中心軸線を有し、周囲の外側シェル(32)の内部に配置されて該外側シェル(32)との間に前記外側シェル(32)の後縁(40)にある出口にて終端する環状流れダクト(34)を定め、前記出口の後方にある後縁で終端する内側シェル(30)と、

前記流れダクト(34)を円周方向で中断するパイロン(14)と、

を備え、前記外側シェル(32)の後方部分が、前記中心軸線の周りで非軸対称であり、前記外側シェル(32)の後縁(40)が垂直方向で同一平面上にない、ターボファン排気ノズル装置。

10

**【請求項 2】**

前記内側シェル(30)が、前記中心軸線の周りで軸対称である、請求項 1 に記載の装置。

**【請求項 3】**

前記外側シェル(32)の後縁(40)が、楕円形状を有する、請求項 1 に記載の装置。

**【請求項 4】**

前記外側シェル(32)が、前記パイロン(14)の対向する側部上で横方向に対称である、請求項 1 に記載の装置。

**【請求項 5】**

前記パイロン(14)の180度反対側に配置された前記外側シェル(32)の後縁(40)の下側部分が、前記外側シェル(32)の後縁(40)の残りの部分に対して軸方向下流側に変位している、請求項 1 に記載の装置。

20

**【請求項 6】**

前記変位が、最大変位の位置から離れた位置にて漸減する、請求項 5 に記載の装置。

**【請求項 7】**

前記外側シェル(32)の後縁(40)の上側部分が、前記外側シェル(32)の後縁(40)の残りの部分に対して軸方向前方にシフトしている、請求項 1 に記載の装置。

**【請求項 8】**

前記シフトが、最大変位の位置から離れた位置にて漸減する、請求項 7 に記載の装置。

30

**【請求項 9】**

前記内側シェル(30)が、前記ダクトの内部でランプまで後方に発散し、次いで、前記内側シェル(30)の後縁まで後方に収束している、請求項 1 に記載の装置。

**【請求項 10】**

前記外側シェル(32)の後縁(40)の一部が S 形状を定める、請求項 1 に記載の装置。

**【発明の詳細な説明】****【技術分野】****【0001】**

本発明は、全体的に、ガスタービンエンジンに関し、より具体的には、ターボファン航空機エンジンにおける排気ノズルに関する。

40

**【背景技術】****【0002】**

ガスタービンエンジンにおいて、空気は、圧縮機において加圧され、燃焼器において燃料と混合されて高温燃焼ガスを発生し、これからタービン段にてエネルギーが抽出される。燃焼器の後に高圧タービン(HPT)が続き、該高圧タービンは、燃焼ガスからエネルギーを抽出して圧縮機に動力を供給する。HPTの後に低圧タービン(LPT)が続き、該低圧タービンは、ガスから追加のエネルギーを抽出し、例示的なターボファン航空機エンジン用途において上流側ファンに動力を供給する。

**【0003】**

50

最新のターボファン航空機エンジンは、その重量を最小限にしつつ空気力学的効率を最大にし、更に長期耐用寿命を達成するよう数十年に及ぶ継続的な開発を行ってきた。エンジンの効率は、単に燃料消費率（SFC）によって評価することができ、このSFCでは、飛行時に航空機に動力供給する際のエンジンの燃料消費量を低減する上で、部分的に細かい改善が重要となる。

【0004】

典型的なターボファンエンジンは、推進推力の大部分を発生する加圧ファン空気を吐出する環状ファンノズルを含む。ファンノズルの後に続くコアノズルは、使用済み燃焼ガスを吐出して、これにより推進推力を付加する。

【0005】

また、ファン及びコアノズルの空気力学的設計では、対応する推力効率を含め、空気力学的効率を更に高めるための開発が継続的に行われている。

【0006】

典型的な排気ノズルは、従来の設計慣例における性能及び効率を最大にするため、エンジンの長手方向又は軸方向中心軸線の周りに軸対称である。

【0007】

しかしながら、航空機エンジンは、航空機内に好適に装着される必要があり、このことは通常、エンジンが剛体取り付けされるフレームを提供する支持パイロンにより達成される。

【0008】

典型的なウィングパイロンは、該パイロンがエンジンの12時の円周方向位置を占めた状態で航空機ウィングの下にエンジンを垂直に支持する。

【0009】

ファンセルは通常、一般にC形ダクトと呼ばれる2つの円周方向半部分体で形成され、保守のための運転停止時にコアエンジンにアクセスするため、セルをクラムシェル方式で開くことができるようにしている。このようなターボファンエンジンの構成では、下側分岐部又は長手方向ビームは、エンジンの底部すなわち6時の位置に設置される。

【0010】

これに応じて、上部パイロン及び下側ビームは通常、環状ファンダクト及びファンノズルの円周方向の連続性を中断させる。従って、ファン排気は、ファンノズルから2つの別個のC形ダクト部分内に吐出され、全体として推進推力を提供するようになる。

【0011】

しかしながら、上側及び下側分岐部の導入は、この結果として加圧ファン空気の速度及び圧力分布の円周方向の連続性に影響を与え、これに対応してノズルの空気力学的性能及び効率を低下させる。

【0012】

従って、円周方向の中断にもかかわらず効率を改善させた排気ノズルに対する要求が依然としてある。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0013】

【特許文献1】米国特許第8,685,805号明細書

【発明の概要】

【0014】

この要求は、外側シェルの後縁にある出口にて終端した流れダクトを定めるよう外側シェルの内部に同軸に配置された内側シェルを有する排気ノズルによって解決される。外側シェルは、流れダクトの周りで円周方向に変化する。

【0015】

本明細書で記載される技術の1つの態様によれば、ターボファン排気ノズル装置は、中心軸線を有し、周囲の外側シェルの内部に配置されて該外側シェルとの間に上記外側シェ

10

20

30

40

50

ルの後縁にある出口にて終端する環状流れダクトを定め、上記出口の後方にある後縁で終端する内側シェルと、上記流れダクトを円周方向で中断するパイロンと、を含み、上記外側シェルの後方部分が、上記中心軸線の周りで非軸対称であり、上記外側シェルの後縁が垂直方向で同一平面上にない。

【 0 0 1 6 】

本明細書で記載される技術の別の態様によれば、ターボファン排気ノズル装置は、中心軸線を有し、周囲の外側シェルの内部に配置されて該外側シェルとの間に上記外側シェルの後縁にある出口にて終端する環状流れダクトを定め、上記出口の後方にある後縁で終端する内側シェルと、上記ダクトを円周方向で中断するパイロンと、を含み、外側シェルの後縁が、軸方向位置と外側シェルの円周方向周りの局部半径との両方で変化する。

10

【 0 0 1 7 】

本発明は、添付図面を参照しながら以下の説明を参照することによって最もよく理解することができる。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 1 8 】

【 図 1 】 航空機のウイングに装着させるためのパイロンを有する航空機ターボファンガスタービンエンジンの部分概略側断面図。

【 図 2 】 図 1 のエンジンの別の部分概略側断面図。

【 図 3 】 線 3 - 3 に沿った図 1 に例示したファン及びコア排気ノズルの後方から前方を見た立面図。

20

【 図 4 】 線 4 - 4 に沿った図 3 に例示したエンジンのファン及びコア排気ノズルの軸方向概略断面図。

【 図 5 】 線 5 - 5 に沿った図 3 に例示したファンノズルを通る例示的な断面の概略立面図。

【 図 6 】 3 つの異なるファンノズル位置を 1 つの図に重畳して示した概略半断面図。

【 発明を実施するための形態 】

【 0 0 1 9 】

種々の図全体を通して同一の参照符号が同じ要素を表す図面を参照すると、図 1 及び 2 は、長手方向又は軸方向中心軸線 1 2 に沿って略軸対称であるターボファン航空機ガスタービンエンジン 1 0 を概略的に示している。エンジンは、具体的には、飛行中に航空機に動力供給するためパイロンによって航空機のウイングに垂直に懸架されるように構成される。

30

【 0 0 2 0 】

エンジンは、直列流れ連通して、ファン 1 6、圧縮機 1 8、燃焼器 2 0、高圧タービン（「HPT」）2 2、及び低圧タービン（「LPT」）2 4 を含む。HPT 2 2 のロータは、第 1 のシャフトにより圧縮機 1 8 に連結され、LPT 2 4 のロータは、第 2 のシャフトによりファン 1 6 のファンブレードを支持するロータに連結される。

【 0 0 2 1 】

作動時には、周囲空気 2 6 は、エンジンの入口に流入して、ファン 1 6 によって部分的に加圧され、次いで、加圧された空気の内側部分が、空気を更に加圧する圧縮機 1 8 を通じて送られ、次いで、燃焼器 2 0 において燃料と混合されて高温の燃焼ガス 2 8 を生成する。HPT 2 2 においてガスからエネルギーが抽出されて圧縮機に動力を供給し、LPT 2 4 において追加のエネルギーがガスから抽出されて、上流側ファン 1 6 に動力を供給する。

40

【 0 0 2 2 】

環状コアカウル又は内側シェル 3 0 は、ファン 1 6 の後方でコアエンジンの構成要素を囲み、周囲のファンセル又は外側シェル 3 2 の内表面から半径方向内向きに離間して配置されて、環状ファン流れダクト 3 4 を定め、ここを通過して加圧されたファン空気がコアエンジンをバイパスして、推進推力の大部分を生成するようになる。

【 0 0 2 3 】

50

内側シェル 30 の外表面は、ファンダクト 34 の半径方向内側境界を定め、半径方向外側境界は、周囲の外側シェル 32 の内表面によって定められる。

【0024】

コアエンジンは、内側シェル 30 の後縁 44 における環状コア排気ノズル 42 で終端する。環状中心本体又はプラグ 46 は、コア排気ノズル 42 の内側に同軸に配置されて、コアノズル 42 の内側流れ境界を定め、外側流れ境界は、内側シェル 30 の内表面によって定められる。

【0025】

ファンダクト 34 は、ファン 16 の後方の内側シェル 30 の前端にて始まり、内側シェル 30 の後端を囲む環状ファン排気ノズル 36 にて終端する。ファンノズル 36 は、ファンセルの後方後縁 40 に環状出口 38 を有する。

10

【0026】

作動時には、ファン 16 によって加圧された空気は、ファンダクト 34 を通ってコアエンジンをバイパスし、ファンノズル 36 を通して吐出されて、推進推力の大部分を発生させる。これに対応して、使用済み燃焼ガス 28 は、コアエンジンから、ファンノズル 36 の後方においてコアノズル 42 を通じて該コアノズル 42 から半径方向内向きに吐出される。

【0027】

しかしながら、背景技術の段落で上述したように、パイロン 14 は、ファンダクト 34 の上部に配置された部分を含み、この部分が、外側シェル後縁 40 に対してファンダクト 34 の円周方向連続性を中断させる。

20

【0028】

下側分岐部又は長手方向ビーム 48 は、ファンダクト 34 の下側部分の円周方向連続性を中断させ、外側シェル後縁 40 の直ぐ手前で終端する。

【0029】

図 3 は、垂直立面図のエンジンの後端を示している。参照の目的で、パイロン 14 は、エンジン 10 の 12 時の位置に配置され、下側ビーム 48 は、エンジン 10 の 180 度反対の 6 時の位置に配置される。このような方法で、ファンダクト 34 は、従来手法でクラムシェル開放を可能にする 2 つの C 形ダクト半部分で構成することができる。

【0030】

従って、パイロン 14 及びビーム 48 は、12 時及び 6 時の位置にてファンダクト 34 を遮断又は中断し、そのため他の場合では完全な環状ファンダクト 34 が、横方向又は水平方向に対向する C 形ダクト部分に分岐され、これに応じて、作動時にファンダクト 34 を通して吐出される加圧ファン空気 26 の速度及び圧力分布に影響を与えることになる。

30

【0031】

図 1 及び 2 は、周囲の外側シェル 32 の内側に同軸に配置された内側シェル 30 の典型的な軸方向外形又はプロフィールを示す。内側シェル 30 は、ファン 16 の直ぐ後方で始まり、最初に、通常は出口 38 の前方でファンダクト 34 内部に配置された最大直径ハンプ 50 まで軸方向後方で直径が増大して後方に発散している。ハンプ 50 からは、内側シェル 30 は、内側シェル 30 の後縁 40 まで直径が減少して後方に収束している。

40

【0032】

ファンとコアノズルとの間の内側シェル 30 の後方部分は通常、対応する軸方向スロープ又はコア角「A」を有する軸方向に直線状のコーンである。内側シェル 30 は、中心軸線 12 周りの回転面として定められ、各半径方向平面に一定の直径と円形の外周部とを有し、コーン角は周辺の円周方向で一定である。

【0033】

これに対応して、従来技術のファンノズルもまた、エンジンの中心軸線 12 の周りで軸対称であり、ファンノズルの後縁も同様に円形周辺部を定め、ファンノズル 36 はまた、外側シェル 32 の後縁と内側シェル 30 の外表面との間に一定の異なる半径を有して円形となっている。

50

## 【 0 0 3 4 】

しかしながら、上述のように、図 1 及び 2 に例示する上側パイロン 1 4 及び下側ビーム 4 8 は、ファンノズル 3 6 の円周方向の連続性を分岐させ、これに対応してファンノズル 3 6 から吐出される加圧空気の圧力及び速度分布の均一性に影響を与える。この不均一性に対処するために、外側シェル 3 2 の後方部分は、軸方向及び円周方向の両方で非軸対称である。

## 【 0 0 3 5 】

図 3 は、円周方向の変動又は非軸対称成形を例示している。より具体的には、後縁 4 0 の局部半径は、外側シェル 3 2 の外周周りで変化している。後縁 4 0 の最小局部半径「B」は、1 2 時の位置を含むほぼ 1 1 時の位置から 1 時の位置にてパイロン 1 4 との 2 つの接点にて生じる。説明の目的で、最小局部半径 B は、後縁 4 0 の 1 2 時の位置にある（パイロン 1 4 で中断されない場合）ものとして記述することができる。逆に、後縁 4 0 の最大局部半径「D」は、3 時の位置と 9 時の位置で生じる。3 時の位置及び 9 時の位置の局部半径 D は互いに等しい。

10

## 【 0 0 3 6 】

図示のように、6 時の位置での局部半径「C」は、3 時 / 9 時の位置及び 1 2 時の位置での局部半径 B と D の中間の寸法を有する。局部半径は、異なる寸法の間で滑らかに遷移する。換言すると、後縁 4 0 は、楕円中心がエンジンの中心軸線 1 2 から下方にシフトした楕円として記述することができる。この形状は、「楕円」又は「長円」と呼ぶことができる。外側シェル 3 2 は、パイロン 1 4 の対向する側部上で横方向に対称であるとして記述することができる。他の形状も実施可能である。例えば、6 時の位置の局部半径 C は、1 2 時の位置の局部半径 B よりも小さいとすることができ、局部半径 D に等しいか又はより大きいとすることができる。

20

## 【 0 0 3 7 】

図 4 及び 5 は、軸方向の変動又は非軸対称成形を例示している。後縁 4 0 の少なくとも一部は、「P」で表され基準として使用される仮想垂直平面から偏位している。本明細書で使用される場合、用語「垂直平面」は、地球又は他の外部基準フレームに対する平面の実際の向きとは関係なく、中心軸線 1 2 に対して垂直又は幾何学的に直交する平面を指す。説明の目的で、平面 P は、後縁 4 0 のほぼ 3 時の位置及び 9 時の位置を通るように示されており、従って、変位は、これらの位置において最小であるか又は存在しないものとして示される。平面 P の軸方向位置は任意である。後縁 4 0 の非軸対称成形は、一般に、「垂直方向で同一平面上にない」ファン排気ノズルと呼ぶことができる。

30

## 【 0 0 3 8 】

後面図で見たときに、6 時の位置を含めて、およそ 3 時の位置から 9 時の位置までの後縁 4 0 の下側部分 5 2 は、平面 P から（及び後縁 4 0 の残りの部分から）軸方向にシフト又は変位している。最大変位の位置は、およそ 6 時の位置で生じる。変位は、最大変位の位置から離れた円周方向位置において減衰又は漸減する。

## 【 0 0 3 9 】

1 2 時の位置を含め、およそ 9 時の位置から 3 時の位置までの後縁 4 0 の上側部分 5 4 は、平面 P から（及び後縁 4 0 の残りの部分から）軸方向前方にシフト又は変位している。最大変位の位置は、およそ 1 2 時の位置で生じる。変位は、最大変位の位置から離れた円周方向位置において減衰又は漸減する。漸減の割合又は漸減プロファイルは、線形又は非線形関数とすることができる。例示の実施例において、下側部分 5 2 の変位（及び角度の傾き）は、上側部分 5 4 の変位（及び平面 P に対する角度の傾き）よりも大きい。側面図で見たときに、後縁 4 0 の一部は、浅い「S」形状を定める。他の形状も実施可能である。例えば、後縁 4 0 は、銃眼又は山形などの 1 又はそれ以上の形状を含むことができる。

40

## 【 0 0 4 0 】

最後に、図 6 は、比較の目的で重畳されて 3 時 / 9 時における I I I / I X、6 時における V I、及び 1 2 時における X I I でそれぞれ表記される、ファンノズル 3 6 の様々な

50

半断面を示している。局部半径 B、C 及び D も示されている。各位置は、後縁 40 に隣接する内側表面の固有のコーン角を有し、これらのコーン角は、12 時、6 時、及び 3 時 / 9 時の位置それぞれに対して「E」、「F」及び「G」で表記されることが分かる。この構成において、面積比（出口面積 / 入口面積）は、各円周方向位置で変化する。例示の実施例において、ファンノズル 36 は、全ての位置において収束しているが、本明細書で記載される原理はまた、収束 / 発散ノズルにも適用可能である。

【0041】

組み合わせられた垂直方向で同一平面上にない特徴要素及び楕円特徴要素を含む上述のファンノズルは、従来技術と比べてノズル効率及びエンジン SFC を改善できることが、分析により分かっている。詳細には、この構成は、ファンノズル 36 からの高速の排気ガスによって擦られるパイロン 14 の全体表面積を低減し、従って、表面摩擦による抗力損失を低減する。更に、この構成は、ノズル後方の衝撃構造体の強度を軽減し、ノズルスラスト係数及び音響ノイズを改善する。パイロン 14 連結部における後縁 40 が平面 P の上流側に移動すると共に、小さな半径を含むことに起因して、エンジンをウイングにより近付けて設置できることにより、設置重量も低減される。

10

【0042】

ファンノズル 36 の厳密な構成は、例えば、ファンノズル 36 を通る流れをモデル化する数値流体力学（「CFD」）ソフトウェアを用いて、特定用途において実験的に決定することができる。

【0043】

以上、ガスタービンエンジン用のファンノズルについて記載した。本明細書（何れかの添付の特許請求の範囲、要約書、及び図面を含む）で開示される特徴の全て、及び / 又はそのように開示された何れかの方法又はプロセスのステップの全ては、このような特徴及び / 又はステップの少なくとも一部が互いに排他的である組み合わせを除いて、あらゆる組み合わせで結合することができる。

20

【0044】

本明細書（何れかの添付の特許請求の範囲、要約書、及び図面を含む）で開示される各特徴は、明示的に別途規定のない限り、同じ、等価の又は同様の目的を提供する代替の特徴で置き換えることができる。従って、明示的に別途規定のない限り、開示される各特徴は、一般的な一連の等価又は同様の特徴のうちの 1 つの実施例に過ぎない。

30

【0045】

本発明は、上述の 1 又は複数の実施形態の詳細事項に限定されない。本発明は、本明細書（何れかの添付の特許請求の範囲、要約書、及び図面を含む）で開示される特徴のうちの何れかの新規の特徴又は何れかの新規の組み合わせ、又はこのように開示される何れかの方法又はプロセスのステップのうちの何れかの新規のステップ又は何れかの新規の組み合わせに拡張することができる。

【0046】

最後に、代表的な実施態様を以下に示す。

[実施態様 1]

ターボファン排気ノズル装置であって、

40

中心軸線を有し、周囲の外側シェルの内部に配置されて該外側シェルとの間に上記外側シェルの後縁にある出口にて終端する環状流れダクトを定め、上記出口の後方にある後縁で終端する内側シェルと、

上記流れダクトを円周方向で中断するパイロンと、

を備え、上記外側シェルの後方部分が、上記中心軸線の周りで非軸対称であり、上記外側シェルの後縁が垂直方向で同一平面上にない、ターボファン排気ノズル装置。

[実施態様 2]

上記内側シェルが、上記中心軸線の周りで軸対称である、実施態様 1 に記載の装置。

[実施態様 3]

上記外側シェルの後縁が、楕円形状を有する、実施態様 1 に記載の装置。

50

## [ 実施態様 4 ]

上記外側シェルが、上記パイロンの対向する側部上で横方向に対称である、実施態様 1 に記載の装置。

## [ 実施態様 5 ]

上記パイロンの 180 度反対側に配置された上記外側シェルの後縁の下側部分が、上記外側シェルの後縁の残りの部分に対して軸方向下流側に変位している、実施態様 1 に記載の装置。

## [ 実施態様 6 ]

上記変位が、最大変位の位置から離れた位置にて漸減する、実施態様 5 に記載の装置。

## [ 実施態様 7 ]

上記外側シェルの後縁の上側部分が、上記外側シェルの後縁の残りの部分に対して軸方向前方にシフトしている、実施態様 1 に記載の装置。

## [ 実施態様 8 ]

上記シフトが、最大変位の位置から離れた位置にて漸減する、実施態様 7 に記載の装置

。

## [ 実施態様 9 ]

上記内側シェルが、上記ダクトの内部でハンブまで後方に発散し、次いで、上記内側シェルの後縁まで後方に収束している、実施態様 1 に記載の装置。

## [ 実施態様 10 ]

上記ハンブの軸方向位置が、上記ファンノズルの外周の周りで上記外側シェルの後縁から変化する軸方向距離を有する、請求項 7 に記載の装置。

## [ 実施態様 11 ]

上記外側シェルの後縁の一部が S 形状を定める、実施態様 1 に記載の装置。

## [ 実施態様 12 ]

ターボファン排気ノズル装置であって、中心軸線を有し、周囲の外側シェルの内部に配置されて該外側シェルとの間に上記外側シェルの後縁にある出口にて終端する環状流れダクトを定め、上記出口の後方にある後縁で終端する内側シェルと、上記ダクトを円周方向で中断するパイロンと、を備え、上記外側シェルの後縁が、軸方向位置と該外側シェルの円周方向周りの局部半径との両方で変化する。

## [ 実施態様 13 ]

上記内側シェルが、上記中心軸線の周りで軸対称である、実施態様 12 に記載の装置。

## [ 実施態様 14 ]

上記外側シェルの後縁が、楕円形状を有する、実施態様 13 に記載の装置。

## [ 実施態様 15 ]

上記外側シェルが、上記パイロンの対向する側部上で横方向に対称である、実施態様 12 に記載の装置。

## [ 実施態様 16 ]

上記パイロンの 180 度反対側に配置された上記外側シェルの後縁の下側部分が、上記外側シェルの後縁の残りの部分に対して軸方向下流側に変位している、実施態様 12 に記載の装置。

## [ 実施態様 17 ]

上記変位が、最大変位の位置から離れた位置にて漸減する、実施態様 16 に記載の装置

。

## [ 実施態様 18 ]

上記外側シェルの後縁の上側部分が、上記外側シェルの後縁の残りの部分に対して軸方向前方にシフトしている、実施態様 17 に記載の装置。

## [ 実施態様 19 ]

上記変位が、最大変位の位置から離れた位置にて漸減する、実施態様 17 に記載の装置

。

## [ 実施態様 20 ]

10

20

30

40

50

上記外側シェルの後縁の一部がS形状を定める、実施態様12に記載の装置。

【符号の説明】

【0047】

- 10 ガスタービンエンジン
- 12 中心軸線
- 14 パイロン
- 16 ファン
- 18 圧縮機
- 20 燃焼器
- 22 高压タービン
- 24 低压タービン
- 26 周围空気
- 28 燃焼ガス
- 30 内側シェル
- 32 外側シェル
- 34 ファン流ダクト
- 42 コア排気ノズル
- 44 後縁
- 46 プラグ
- 36 ファン排気ノズル
- 38 出口
- 48 長手方向ビーム
- 50 ハンプ
- 52 下側部分
- 54 上側部分

10

20

【図1】

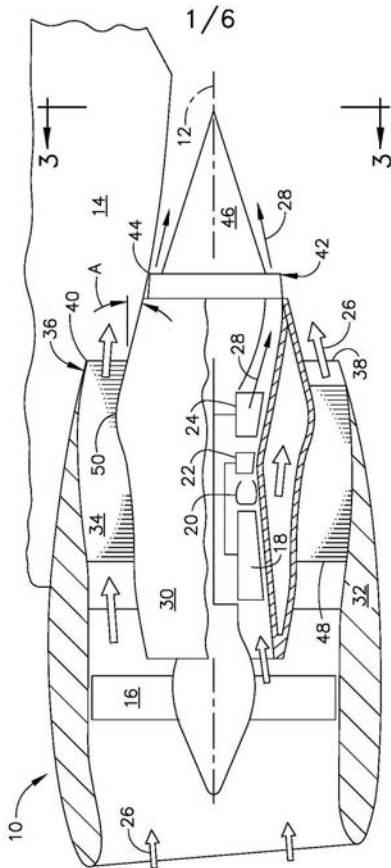


FIG. 1

【図2】

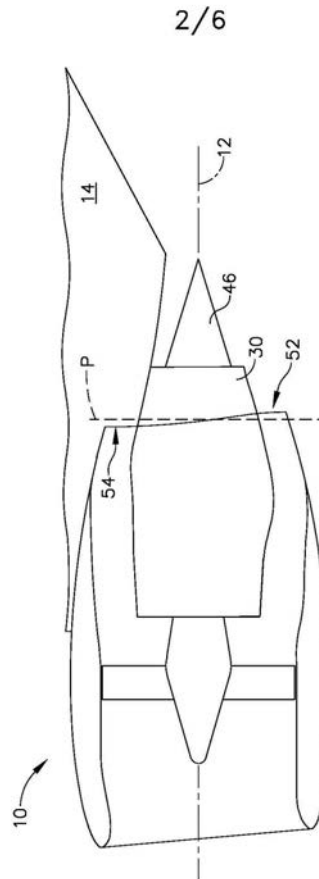
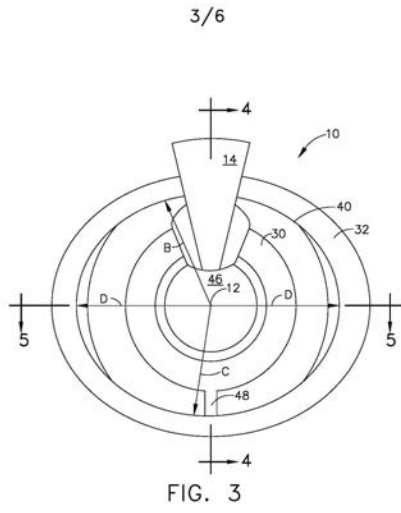
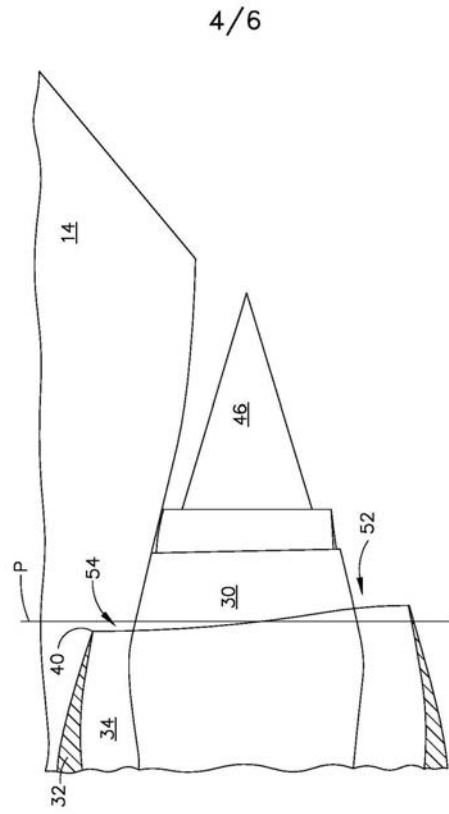


FIG. 2

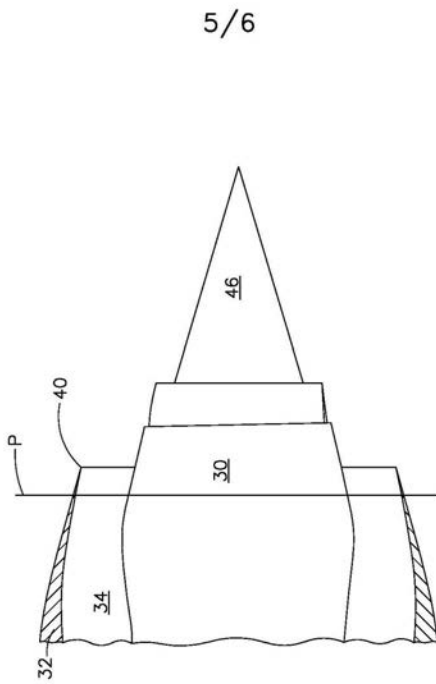
【 図 3 】



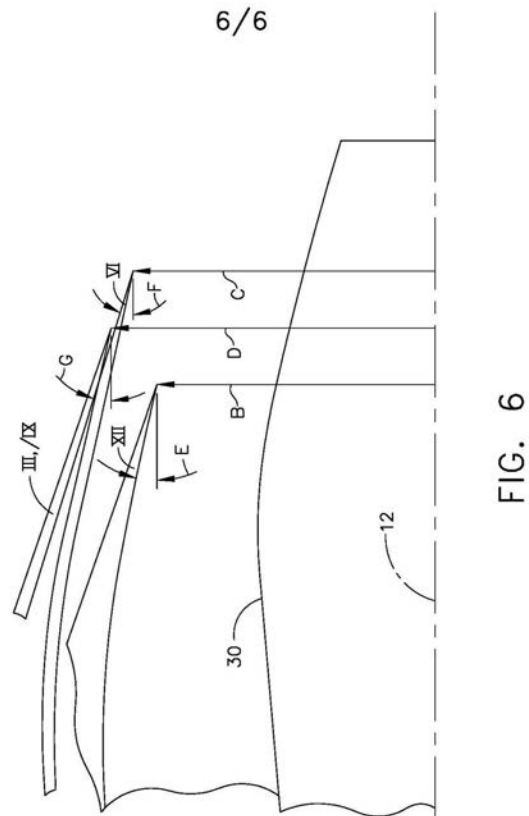
【 図 4 】



【 図 5 】



【 図 6 】



---

フロントページの続き

- (72)発明者 ギャビン・ジョセフ・ホルト  
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ
- (72)発明者 トマス・イグレウスキ  
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ
- (72)発明者 ジョン・ロバート・ホーランド  
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ

【外国語明細書】

2017133497000001.pdf