

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号
特許第4658618号
(P4658618)

(45) 発行日 平成23年3月23日 (2011. 3. 23)

(24) 登録日 平成23年1月7日 (2011. 1. 7)

(51) Int. Cl.

F I

FO1D 9/02 (2006.01)

FO1D 9/02 102

請求項の数 7 (全 13 頁)

(21) 出願番号	特願2005-3356 (P2005-3356)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成17年1月11日 (2005. 1. 11)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開2005-256835 (P2005-256835A)		GENERAL ELECTRIC CO
(43) 公開日	平成17年9月22日 (2005. 9. 22)		MPANY
審査請求日	平成20年1月10日 (2008. 1. 10)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
(31) 優先権主張番号	10/797, 703		クタデイ、リバーロード、1 番
(32) 優先日	平成16年3月10日 (2004. 3. 10)	(74) 代理人	100137545
(33) 優先権主張国	米国 (US)		弁理士 荒川 聡志
		(74) 代理人	100105588
			弁理士 小倉 博
		(74) 代理人	100106541
			弁理士 伊藤 信和
		(74) 代理人	100129779
			弁理士 黒川 俊久

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 分岐形の出口ガイドベーン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

外側及び内側バンド（38、40）間で半径方向に延び、各々が前記外側バンド（38）を貫通する内部通路（60、62）を備えた出口ガイドベーン（36）の列を含み、前記ベーン（36）の各々が、ベーン前部分（44）と幅狭の隔壁（48）によって前記ベーン前部分（44）に一体形に結合されたベーン後部分（46）とに分岐して、該ベーン前部分（44）及びベーン後部分（46）間に第1の半径方向スロット（58）を形成し、
第1の開口（68）の列が、前記ベーン（36）の各々内で前記通路（62）と第1の半径方向スロット（58）との間を流れ連通状態にして前記隔壁（48）に隣接して配置されており、
前記ベーン（36）の各々内のベーン前部分（44）及びベーン後部分（46）が、両者合わさって、該ベーン前部分上の前縁（54）から翼弦方向に延びて該ベーン後部分上の後縁（56）に収束しかつ翼弦方向に前記前縁及び後縁間で前記第1の半径方向スロット（58）によって中断された凸状の負圧側面（50）及び対向する凹状の正圧側面（52）を有する空気力学的輪郭を形成しており、
前記第1の半径方向スロット（58）が、前記ベーンの負圧側面（50）内で前方に面していることを特徴とする、タービン後方フレーム（34）。

【請求項 2】

前記ベーンの正圧側面（52）内で後方に面している第2の半径方向スロット（64）と

、該第2の半径方向スロット(64)と流れ連通する第2の開口(66)とを更に備え、
加圧空気(22)を前記中空のベーン(36)内に供給して前記第2の開口(66)を介して前記第2の半径方向スロット(64)内に吐出するようにするための空気供給手段(70)をさらに含む、請求項1記載のフレーム。

【請求項3】

前記第1の半径方向スロット(58)から前記第1の開口(68)及び中空のベーン(36)を通して排気流(24)を引込むための手段(72)をさらに含む、請求項1又は2に記載のフレーム。

【請求項4】

前記ベーンの正圧側面(52)内で後方に面している第2の半径方向スロット(64)と、
該第2の半径方向スロット(64)と流れ連通する第2の開口(66)とを更に備える、
請求項1に記載のフレーム。

10

【請求項5】

前記内部通路(60、62)は、前記ベーン前部分(44)内の第1の内部通路(60)と、
前記ベーン後部分(46)内の第2の内部通路(62)とを含み、

前記第1の内部通路(60)は、前記第2の半径方向スロット(64)と流れ連通状態に
配置され、

前記第2の内部通路(62)は、前記第1の半径方向スロット(58)と流れ連通状態に
配置され、

前記フレームは、更に、

20

加圧空気(22)を前記ベーン(36)内に供給して前記第2の半径方向スロット(64)
を介して吐出するようにするための空気供給手段(70)と、

前記空気供給手段に対置した状態で、前記第1の半径方向スロット(58)から前記ベーン
を通して排気流(24)を引込むための手段(72)と、

をさらに含む、請求項4記載のフレーム。

【請求項6】

外側及び内側バンド(38、40)間で半径方向に延び、各々が前記外側バンド(38)
を貫通する内部通路(60、62)を備えた出口ガイドベーン(36)の列を含み、

前記ベーン(36)の各々が、ベーン前部分(44)と幅狭の隔壁(48)によって前記
ベーン前部分(44)に一体形に結合されたベーン後部分(46)とに分岐して、該ベーン
前部分(44)及びベーン後部分(46)間に第2の半径方向スロット(64)を形成し、

30

第2の開口の列が、前記ベーン(36)の各々内で前記通路(62)と第2の半径方向ス
ロット(64)との間を流れ連通状態にして前記隔壁(48)に隣接して配置されており

、

前記ベーン(36)の各々内のベーン前部分(44)及びベーン後部分(46)が、両者
合わさって、該ベーン前部分上の前縁(54)から翼弦方向に延びて該ベーン後部分上の
後縁(56)に収束しかつ翼弦方向に前記前縁及び後縁間で前記第2の半径方向スロット
(58)によって中断された凹状の正圧側面(52)及び対向する凸状の負圧側面(50)

40

を有する空気力学的輪郭を形成しており、

前記第2の半径方向スロット(64)が、前記ベーンの正圧側面(52)内で前方に面し
ていることを特徴とする、タービン後方フレーム(34)。

【請求項7】

前記ベーンの負圧側面(50)内で前方に面している第1の半径方向スロット(58)と、
該第1の半径方向スロット(58)と流れ連通する第1の開口(68)と、

前記第1及び第2の半径方向スロット(58、64)から前記第1の及び第2の開口及び

中空のベーン(36)を通して排気流(24)を引込むための手段(72)をさらに含む、
請求項6に記載のフレーム。

【発明の詳細な説明】

50

【技術分野】

【0001】

本発明は、総括的にはガスタービンエンジンに関し、より具体的には、ガスタービンエンジン内の出口ガイドベーンに関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンでは、空気が圧縮機内で加圧され、燃料と混合されて高温の燃焼ガスを発生し、タービン段において高温燃焼ガスからエネルギーが取出される。高圧タービン（HPT）は、燃焼器の直ぐ後に続き、圧縮機を駆動するためのエネルギーを取出す。低圧タービン（LPT）は、HPTに後続し、燃焼ガスから付加的なエネルギーを取出して、例示的な航空機用ターボファン式エンジン用途において上流のファンを駆動する。

10

【0003】

各タービン段は、その下流に配置された協働するタービンロータブレードの列内に燃焼ガスを正確に向けるように特別に構成されたノズルベーンの列を含む。ベーン及びブレードは、燃焼ガスからのエネルギーの取出しを最大にするような特別に構成された空気力学的輪郭を有し、それらの輪郭は、互いに逆であり、またタービン段毎に交互に変わる。

【0004】

燃焼ガスは、典型的にはLPTの直ぐ下流のタービン後方フレーム内に見られる出口ガイドベーン（OGV）を通して、LPT内の最終タービン段から排出される。

20

【0005】

OGVは、典型的にはエンジンからの排出に先立って排気流の旋回を除去又は打消し（deswirling）してエンジン性能を増大させるような特殊な空気力学的輪郭を有する。排気旋回は、エンジンの軸方向中心軸線に対する、最終段タービンブレードからの排出角度として定義される。この旋回角度は、エンジンの低出力作動から高出力作動までの間に変化することになる。

【0006】

旋回角度の範囲又は振れは、特定エンジンの構成及び作動に応じて最小値から最大値まで変化し、比較的小さいことも又は比較的大きいこともある。小さい旋回範囲値の場合には、個々のOGVは、全体的に凸状の負圧側面と全体的に凹状の正圧側面とを備えた適切な空気力学的輪郭を有し、排気流の旋回を打消すために半径方向軸線の周りに対応するピッチ又は角度配向を有することができる。OGVの旋回打消し作用は、排気流がベーン表面に付着している限り有効性を維持する。

30

【0007】

大きな旋回範囲を含む用途においては、OGCの特定の空気力学的輪郭及び角度配向は、旋回角度範囲の一方又は両方の極限值においてベーンからの流れ剥離を防止するには不十分となる可能性がある。ベーンは、一般的に特定の設計点に対して最適化されているので、設計点から外れたベーンの作動は、ベーンの空気力学的性能を変化させ、ついには排気の極端な旋回角度において流れ剥離を招く。

【0008】

OGCからの排気流の流れ剥離は、該流れ剥離が排気流の旋回を適切に打消すベーン的能力を損ない、従ってエンジンの空気力学的性能及び効率を低下させるので望ましくない。

40

【0009】

排気流の旋回を打消す能力は、短距離離陸及び垂直着陸（STOVL）作動のために特別に構成されたエンジンのような可変サイクルガスタービンエンジンにおいては一層難しくなる。STOVL航空機は、典型的には極端な軍事的要求のために軍隊によって使用される。1つのタイプのSTOVL航空機は、可変面積排気ノズルを備えたアフタバーナをその後方端に有する出力増強ターボファン式エンジンを含む。アフタバーナは、必要時にエンジンによって発生される使用可能な推力及び動力を大きく増大させるために、その中で付加的燃料を燃焼させることを可能にする。

50

【0010】

アフタバーナはタービンOGCの下流に配置されるので、OGCのベーンの性能は、適切に旋回を打消した排気流をアフタバーナに流して再熱又はウェット作動中におけるアフタバーナの適切な性能を得ることを保証するために、さらに重要である。

【0011】

タービンOGCの性能は、ターボファン式エンジンのSTOVL作動のための変更によって一層複雑になり、この変更は、垂直揚力を高めるために航空機の翼内に取付けられた補助ファンを駆動するためのファン駆動シャフト延長部を含むことになる。また、STOVL作動モードにおける航空機の付加的な垂直上昇能力及び安定制御を得るために航空機の対応するノズルに対してファン空気の一部を反らすことが望ましい時には、抽気管をターボファンバイパスダクトに結合して該ターボファンバイパスダクトから抽気することができる。

10

【0012】

従って、STOVLターボファン式エンジンのこの例示的な形態は、コアエンジンからOGCを介して排出される排気の旋回角度の大きな振れ又は範囲を生じる。エンジンの従来の離陸及び着陸作動においては、排気流の旋回角度は、その値及び範囲が限定されている。他方、エンジンのSTOVL作動モード時には、コアエンジンからの排気流の旋回角度は、大きな値へと大きく変化する。

【0013】

このように、典型的な固定設計の旋回打消し出口ガイドベーンでは、STOVL航空機用エンジンに見られる大きな旋回角度変化の範囲に対処するその能力が、大幅に制限される。

20

【特許文献1】特開2001-090505号公報

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0014】

従って、その内部における望ましくない流れ剥離を生じることなく旋回の大きな振れに適応するように特別に構成された出口ガイドベーンを提供することが望ましい。

【課題を解決するための手段】

【0015】

30

タービン後方フレームは、外側及び内側バンド間で延びる出口ガイドベーンの列を含む。ベーンの各々は、ベーン前部分と該ベーン前部分との間の隔壁によって該ベーン前部分に一体形に結合されたベーン後部分（46）とに分岐している。ベーン前部分及びベーン後部分は、両者合わさって、隔壁において局所的に中断された各ベーンの空気力学的輪郭を形成する。

【0016】

添付の図面を参照してなされた以下の一層詳細な記載において、本発明の好ましくかつ例示的な実施形態によって、本発明をその更なる目的及び利点と共により具体的に説明する。

【発明を実施するための最良の形態】

40

【0017】

図1に概略的に示すのは、例示的な用途においてSTOVL航空機に動力を供給するように特別に構成されたターボファン式ガスタービンエンジン10である。このエンジンは、長手方向又は軸方向中心軸線の周りで軸対称であり、直列流れ連通状態で、ファン12、多段軸流圧縮機14、燃焼器16、高圧タービン（HPT）18及び低圧タービン（LPT）20を含む。HPT18は、1つのシャフトによって圧縮機14に結合され、LPT20は、別のシャフトによってファン12に結合される。

【0018】

作動時には、空気22が、エンジンに流入して圧縮機14内で圧縮され、燃焼器16内で燃料と混合される。吸引混合気は、点火されて高温の燃焼ガス24を発生し、この燃焼

50

ガスは、該燃焼ガスからエネルギーを取出すH P T 1 8及びL P T 2 0を順次通して吐出される。H P Tは圧縮機を駆動し、L P Tはファンを駆動する。

【0019】

図1に示す例示的なS T O V L構成においては、エンジンはさらに、オーグメンタ又はアフタバーナ26を含み、エンジンからの排気推力を増大させたい時に、このオーグメンタ又はアフタバーナ26内で付加的な燃料を燃焼させることができる。可変面積ノズル28が、アフタバーナの後方端に設置されて、エンジンの意図した全飛行エンベロープにわたってその性能を最大にするようにアフタバーナと協働する。

【0020】

S T O V L用途の場合、図1に示すエンジン10はさらに、主要ファン12の駆動シャフト延長部によって主要ファン12に作動的に結合された補助ファン30を含む。大きな抽気管32をコアエンジンを囲むバイパスダクトの上流端に流れ連通状態で結合して、所望の時にコアエンジンからファン空気の一部を抽気するようにする。

【0021】

図1に概略的に示すS T O V Lエンジン10は、補助ファン30及び抽気管32を使用せずに通常モードで作動し、また作動中に付加的な揚力と航空機の安定制御を得るために補助ファン30がエンジンによって駆動されかつファン空気がエンジンから抽気管32を介して航空機内の適当なノズルに抽気されるS T O V Lモードで作動するような任意の従来型の構成及び動作を有することができる。しかしながら、図1に示すエンジン10のS T O V L能力は、作動中に低圧タービン20からオーグメンタ26内に排出される排気流24の旋回角度に大きな範囲又は振れを生じさせる。

【0022】

従ってエンジンは、そうでなければエンジンの複雑さ及び重量を増大させることになるエンジンの機械的関節接合構造を必要とせず、このタイプのエンジンの拡大した旋回角度範囲に適応するように特別に構成されたタービン後方フレーム34を含む。例示的な実施形態による後方フレーム34の一部を、図2には斜視図で、また図3には平面図で示す。

【0023】

後方フレームは、部品からなる環状の組立体であって、エンジンの長手方向又は軸方向中心軸線の周りで軸対称である。フレームは、外側及び内側支持バンド38、40間で半径方向に延びる円周方向の列に配置された複数の出口ガイドベーン(O G V)36を含む。

【0024】

図3に示すように、ベーン36は、L P T内に見られかつそれらの支持ロータディスクから半径方向外向きに延びる最終段タービンロータブレード42の列の直ぐ下流に配置される。作動時には、排気流24が、エンジンの軸方向中心軸線に対して測定した適当な旋回角度Aでタービンブレード42からO G Vに向けて排出される。

【0025】

排気流の旋回角度は、角度Aによって表される正の最大値から負の旋回角度-Bによって表される対応する最小値まで変化する。例えば、最大旋回角度は約+40度、最小旋回角度は約-20度であって、これらを組合せた旋回の範囲又は振れは、60度の旋回の範囲又は振れの組合せである。

【0026】

旋回角度の大きな範囲は、図1に示すS T O V Lエンジン10の特に可変サイクル構成によるものである。そのエンジンの正常作動時には、ターボファン式エンジンは、コア排気流とバイパス空気とがオーグメンタを介して共通の出口ノズルへ排出された状態でターボファン式エンジンの通常の方式で作動する。エンジンのS T O V L作動時、コアエンジンの周りのファンバイパス流は、適当な弁によって一時的に遮られて抽気管32を介してファン空気を反らし、他方、補助ファン30は、エンジンからの対応する動力を転用するように作動される。

【0027】

エンジンのこのSTOVL作動においては、排気流24の旋回角度は、それにも拘らず排気流がOGV36間を通してオーグメント内に排出されるので、その正常範囲から劇的に変わる。

【0028】

約60度又はそれ以上ですらある旋回角度の大きな範囲に適応するために、図3に示すOGC36は、流入排気流の方向における大きな変化に適応するように特別な方式で分岐形になっている。

【0029】

より具体的には、図3に示すベーン36の各々は、それらの間で翼弦方向又は軸方向に延びる幅狭の隔壁48によってベーン前部分すなわちノーズセグメント44とベーン後部分すなわちテールセグメント46とに分岐している。ベーン前部分とベーン後部分とは一体形の、好ましくは単体構造の組立体であり、両者合わさって凸状の負圧側面50と円周方向に対向する凹状の正圧側面52とを備えた各ベーン36の空気力学的輪郭又は外形を形成する。2つの側面50、52は、ベーン前部分44の前端における前縁54とベーン後部分46の後端における軸方向に対向する後縁56との間で翼弦方向に延びる。

【0030】

図3に示すように、ベーン前部分及びベーン後部分の組合せ構成は、その前縁と後縁との間で延びる翼弦を含み、この翼弦は、エンジンの軸方向中心軸線に対して適当なピッチ角度Cで配置することができる。ベーン36の空気力学的輪郭は、最終段タービンブレード42の輪郭と全体的に逆であり、好ましい実施形態におけるブレードからの最大予測旋回角度に対応してベーンの旋回打消し能力を最大にするような適当なピッチ角度Cを有する。

【0031】

図3に示すベーン前部分及びベーン後部分は、結合隔壁すなわちリガメント48によって互い分離されているので、各ベーンのこれら2つの部分は、依然として両者合わさってベーンの空気力学的全体輪郭を形成しながら、別々に輪郭を調製することができる。ベーンの全体輪郭は、ベーン前部分とベーン後部分との間の隔壁において、ベーン前部分とベーン後部分との間で翼弦方向に局所的に中断される。隔壁48は、ベーンの両側面間で該ベーンの幅を横切って比較的幅狭であり、ベーン前部分をベーン後部分から部分的に分離する第1の半径方向スロット58を形成する。隔壁48自体は、無開口（無孔）であるのが好ましい。

【0032】

図3に示すベーン後部分46は、最大量の翼弦長さを有する各ベーンの大部分を形成し、他方、ベーン前部分44は、各ベーンの残余の小部分に対するように翼弦長さが比較的短い。ベーン前部分44は、各ベーンの前縁部分を形成し、ベーン後部分46は、隔壁48におけるそのベーン前部分44との結合部から後縁56に向かって後方へ収束する。このようにして、ベーン前部分は、ベーン後部分の前方端を遮蔽し、かつ以下においてさらに述べるようにベーン後部分と協働して、作動時にベーン全体にわたっての排気流の望ましくない流れ剥離を生じることなく許容旋回角度の範囲を実質的に増大させるようにする。

【0033】

図3に示すベーンは、少なくとも部分的に中空であり、この例示的な実施形態では、ベーン前部分を貫通して半径方向に延びるベーン前部分内部通路60と、ベーン後部分を貫通して半径方向に延びる対応するベーン後部分内部通路62とを含む。各ベーン内の2つの内部通路60、62は、外側バンド38を貫通した流れ連通状態を得るために、図2に示すように外側バンド38を貫通して延びるのが好ましい。

【0034】

図3に示す第1の半径方向スロット58は、ベーン負圧側面上でベーン前部分とベーン後部分との間に配置される。第2の半径方向スロット64は、隔壁48の前方においてベ

10

20

30

40

50

ーンの対向する正圧側面上でベーン前部分４４自体内に配置される。このようにして、ベーン前部分とベーン後部分とは、前縁の直ぐ下流においてベーンの対向する両側面上に２つの半径方向スロット５８、６４を形成するように特別に構成されることができる。

【００３５】

ベーン前部分開口６６の列が、一側でベーン前部分内部通路６０と流れ連通しまた反対側で第２の半径方向スロット６４と流れ連通した状態でベーンの正圧側面壁を貫通して配置され、第２の半径方向スロット６４はベーン前部分内部通路６０によって供給される。

【００３６】

これに対応して、ベーン後部分開口６８の列が、ベーン後部分内部通路６２と第１の半径方向スロット５８との間に流れ連通状態を形成するように、無孔の隔壁４８に隣接してベーン後部分の前方壁内に配置され、第１の半径方向スロット５８はベーン後部分内部通路６２に供給する。このようにして、２つのスロット５８、６４は、図２に示す外側バンド３８を貫通して流れ連通状態になったベーン後部分及びベーン前部分内のそれぞれの内部通路と協働する。

【００３７】

図１及び図２に示すように、加圧空気２２を中空のベーン３６の列内に供給し、ベーン前部分開口６６を介して対応するベーン前部分スロット６４内に吐出させるための適当な手段７０が設けられる。例えば、加圧空気は、その中に流量制御弁を有する適当な導管によって圧縮機１４又はファン１２から抽気して、外側バンド３８を囲む環状のマニフォルドを介して加圧空気を外側バンド３８に適当に結合されたベーン３６の各々内に分配することができる。

【００３８】

このようにして、加圧空気をベーン前部分内に供給するように、共通マニフォルドが、外側バンドを貫通してベーン前部分内部通路６０の各々に流れ連通状態で結合される。次に、加圧空気は、例えばベーンの正圧側面上の第２の半径方向スロット６４を介して吐出されて、ベーン上への排気流の付着を促進しかつ維持するようにすることができる。

【００３９】

これに対応して、図１及び図２は、図３に示すようなベーンの負圧側面上に配置された例示的な第１のスロット５８から排気流２４を引込むための付加的手段７２を示す。作動中に排気流がベーンの負圧側面上を流れる時、排気流の一部分は、外側バンドを通して排出させるために、ベーン後部分開口６８を介してベーン後部分内部通路６２内に抜き取り又は引込まれる。

【００４０】

図１及び図２に示すように、引込み手段７２は、外側バンドを取り囲みかつベーンの各々内の対応するベーン後部分内部通路６２と流れ連通状態で配置されてベーン後部分内部通路６２から排気流を引込むようにする別の環状のマニフォルドを含むことができる。この引込みマニフォルドは、エンジン外の大気に簡単に通気できる。航空機の飛行中、エンジン外部の圧力は、出口ガイドベーン間のエンジン内部の排気流の圧力よりも実質的に低く、大気は、ベーンから排気流を引込むための適当なシンクを形成する。

【００４１】

従って、典型的な第１の半径方向スロット５８は、作動中にベーン前部分の負圧側面上の排気流を引込み、ベーン前部分の負圧側面に対する流れ付着を維持し、かつ排気流がベーン後部分の負圧側面上を下流方向に流れる時の排気流の望ましくない流れ剥離を防止するようにする。

【００４２】

図３は、特別に構成されたベーン前部分４４とベーン後部分４６とを備えた分岐形ベーン３６の一実施形態を示す。負圧側面半径方向スロット５８の導入は、ベーンの負圧側面の軸方向における連続性を中断させ、これに応じてベーン前部分自体上にスロット５８内に至る局所的な小さい凸状の負圧側面を形成する。ベーン前部分自体の凸状の輪郭は、ベーン前部分上に対すると同時にベーン後部分のベーンの残余の負圧側面上に対する排気流

10

20

30

40

50

の流れ付着を強化するために使用することができる。

【0043】

このようにして、分岐形ベーンは、ベーン自体の関節接合構造又は再配置及びこれに関連したベーンの複雑さを必要とせず、STOVL航空機用エンジンに見られる大きな旋回角度の範囲に対処するように設計することができる。ベーン後部分内部通路62は、旋回角度の大きな変動にも拘らず流れ付着を強化するために、ベーンの負圧側面上を流れる排気流の一部分が第1の半径方向スロット58を介して引込まれるように、エンジン外部へ簡単に通気させることができる。

【0044】

これに対応して、第2の半径方向スロット64は、加圧空気をベーン前部分内部通路60から受け、その加圧空気を、ベーンの負圧側面に沿って後方に薄膜状に吐出してベーンの負圧側面上への排気流の流れ付着を強化するようにする。

【0045】

ベーン前部分44及びベーン後部分46と関連したスロット58、64との異なる構成は、作動中におけるベーン上での望ましくない流れ剥離を低減又は回避しながら旋回角度の範囲を増大させるのに有利に使用することができるそれらの様々な置き換えを可能にする。図3は1つの実施形態を示し、また図4、図5及び図6は別の実施形態を示し、これらの実施形態においては、共通の特徴形状が共通の参照符号によって示されまた実施形態において適当に変更されている。ベーン前部分とベーン後部分とは、図4～図6においては変更した構成を有するので、それらのその他の同様な特徴及び作動にも拘らず、異なる参照符号が付されている。

【0046】

例えば、図3に示す第1のすなわち負圧側面スロットスロット58は、排気流の一部分をその中に収集して外側バンドを通して排出するために、ベーン負圧側面50内で前縁に向かって前方に面している。図4では、変更したベーン前部分74は、前方に面する第1のスロット58を形成するように同様に構成されている。また、図5では、変更したベーン前部分78もまた、前方に面した第1のスロット58を形成するように同様に構成されている。

【0047】

図3、図4及び図5に示す別の実施形態では、その中のベーン前部分とベーン後部分とは、負圧側面内の対応する第1のスロット58において翼弦方向に間隔をおいて配置されて、排気流を自由に受けるためのそれらのスロットに対する障害物のない開放したアクセスを提供している。これに対応して、それらの異なる構成のベーン前部分44、74、78の負圧側面部分は、旋回角度の大きな範囲にも拘らず流入する排気流の流れ付着を維持するような局所的な凸状の輪郭を有する。

【0048】

図6は、ベーンの負圧側面内の第1のスロット58が、上記とは異なり後縁に向かって後方に面し、対応するベーン前部分82が、第1のスロット58の大部分の上方で後方に延びるリップ部86を含むことを示す。

【0049】

図5は、ベーンの正圧側面52内の第2のスロット64が、上記とは異なり所望に応じて排気を収集するように、前縁54に向かって前方に面していることを示す。また、ベーン前部分78とベーン後部分80とは、前方に面したスロット64において翼弦方向に間隔をおいて配置されて、スロット64に対する障害物のない開放したアクセスを提供する。

【0050】

図4及び図6は、第2のスロット64がベーンの正圧側面52内の後縁に向かって後方に面している付加的な変更形態を示す。また、付加的なリップ部86が、対応する第2のスロット64の上方で後方に延びて、対応するベーン前部分とベーン後部分との間の滑らかな移行を行なうようにする。

【0051】

図4～図6は、その対応する隔壁48がベーンの両側面から内側に間隔をおいて配置されて、ベーンの両側面内に対向する半径方向スロット58、64を形成した例示的な実施形態を示す。

【0052】

図5の実施形態では、2つのスロット58、64が、ベーンの対応する負圧側面50及び正圧側面52内に同様に構成され、これら両方のスロットは、流れ障害物がない状態で前縁に向かって前方に面している。この実施形態では、ベーン前部分78は、中実であって何らの内部流れ通路も持たず、ベーン後部分80のみが、ベーン後部分内部通路62とベーンの両側面内の2つの半径方向スロット58、64に対応する2つのベーン後部分開口68の列とを含む。このようにして、排気流24の対応する部分を前縁の直ぐ後方でベーンの両側面から引込んで、旋回角度の大きな振れにも拘らずベーンの両側面上への流れ付着を促進することができる。

10

【0053】

図6は、ベーンの対向する負圧側面50及び正圧側面52内の2つのスロット58、64が、両方とも後縁に向かって後方に面し、各スロットが、ベーン前部分82とベーン後部分84との間の空気力学的に滑らかな結合を維持するための対応するリップ部86を含むさらに別の実施形態を示す。

【0054】

この実施形態では、ベーン後部分84は、隔壁48の直ぐ後方においては、その内部にベーン後部分内部通路を持たない中実であって、ベーン前部分82は、対応するベーン前部分開口66の列を介して両方の半径方向スロット58、64に供給するための共通ベーン前部分通路60を含む。その後方リップ部86を含むベーン前部分82は、作動中の排気流の流れ付着を強化するような輪郭に特別に構成され、作動中における2つのスロット58、64からの加圧空気の吐出によって、流れ付着はさらに強化することができる。

20

【0055】

図4は、2つのスロット58、64が、共通の隔壁48の対向する両側面上に配置されたさらに別の実施形態を示す。ベーン負圧側面50の第1のスロット58は、障害物がない状態で前縁に向かって前方に面し、ベーン正圧側面52内の第2のスロット64は、後縁に向かって後方に面し、かつ大部分がリップ部86によって覆われている。この実施形態におけるリップ部86は、ベーン後部分76の正圧側面に覆い被さり、図6の実施形態に示すようにベーン後部分76の正圧側面と面一に整列されていない。

30

【0056】

図3の実施形態では、隔壁48は、ベーンの負圧側面50からのみ内側に間隔をおいて配置され、かつベーン正圧側面52に隣接している。また、ベーン負圧側面内の第1の半径方向スロット58は、前方に面し、他方、ベーン前部分正圧側面52内の第2のスロット64は、後縁に向かって後方に面している。

【0057】

図3の実施形態では、ベーン前部分44自体は、隔壁48から上流のベーン正圧側面内に、後方に面した第2のスロット64を含む。また、図4及び図6に示す別の実施形態では、後方に面した第2のスロット64は、ベーン前部分の後方リップ延長部86の下方で、隔壁48自体に設置される。

40

【0058】

それぞれのスロット58、64とベーン前方及び後方部通路60、62との間の流れ連通状態をもたらす2つのベーン前方及び後方部開口66、68の列を除けば、ベーン前部分及びベーン後部分の様々な実施形態は、分岐形ベーンの空気力学的に滑らかな外形を維持するためにその他は無孔である。

【0059】

図3～図6に示す幾つかの実施形態では、ベーン前部分及びベーン後部分は、それらの複雑な構成に鑑みて共通の鋳造において一体に形成することができる。内部通路、開口及

50

びスロットもまた、通常の鋳造によって都合よく形成することができる。

【0060】

図3～図6に示す様々なベーン後部分の後方部分は、別個に作製した板金部品として製造され、例えばろう付けによって対応する鋳造品に適当に結合されるのが好ましい。これに代えて、分岐形ベーン全体を1つの単体構造部品の形態で鋳造することができ、或いはこれに代えて幾つかの板金部品を単一部品又は組立体に互いに一体的に結合させた製作物とすることも可能である。

【0061】

幾つかの図面に示した分岐形ガイドベーンの様々な実施形態は、ベーンの対応する側面内の半径方向スロットによって分離された対応するベーン前部分とベーン後部分とを形成している。ベーン前部分は、排気流の特定の流入角度に基づいて該ベーン前部分の空気力学的性能を最大にするように別個に構成することができ、対応するベーン後部分は、旋回打消し行程中に排気流の流れ付着を維持するように別個に構成することができる。

10

【0062】

ベーンの正圧及び負圧側面内のスロットは、作動中に加圧空気を対応するベーンの側面に沿って吐出し又は排気流の一部を引込んで、望ましくない流れ剥離を生じさせることなく流れ付着を維持するように構成することができる。性能を最大にする必要性に応じて、加圧空気を各ベーン的一方又は両方の側面上に導入することができ、排気流を各ベーン的一方又は両方の側面から引込むことができ、或いは空気を各ベーン的一方の側面に供給しながら、同時に排気流を各ベーンの他方の側面において引込むことができる。

20

【0063】

加圧空気を供給するための対応する手段又は出口ガイドベーンから排気流を引込むための対応する手段は、通常モードの作動から、コアエンジンから排出される排気流の旋回角度が上に開示した60度又はそれを越えさえるような実質的に大きな範囲にわたって振れるSTOVLモードの作動までのエンジン作動にベーンの作動を最も良く整合させるように、コンピュータ制御の流量制御弁を使用して適切に調整することができる。

【0064】

本明細書では本発明の好ましくかつ例示的な実施形態であると考えられるものを説明してきたが、当業者には本明細書の教示から本発明のその他の変更が明らかであろう。なお、特許請求の範囲に記載された符号は、理解容易のためであってなんら発明の技術的範囲を実施例に限縮するものではない。

30

【図面の簡単な説明】

【0065】

【図1】そのコアエンジンの排出端に出口ガイドベーンの列を備えた例示的なSTOVLターボファン式航空機用エンジンの軸方向概略図。

【図2】例示的な実施形態による、図1に示すOGVの一部分の部分断面斜視図。

【図3】最終段タービンブレードの直ぐ下流に設置された、図1及び図2に示すOGVの幾つかの平面断面図。

【図4】別の実施形態によるOGVの、図3と同様な平面断面図。

【図5】別の実施形態によるOGVの、図3と同様な平面断面図。

40

【図6】別の実施形態によるOGVの、図3と同様な平面断面図。

【符号の説明】

【0066】

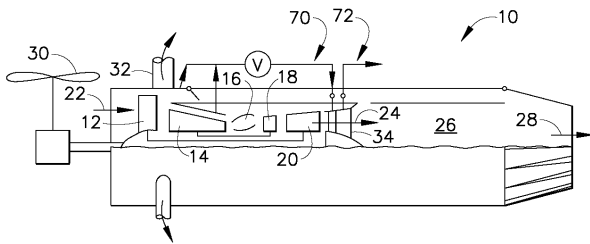
- 22 空気
- 24 燃焼ガス
- 34 タービン後方フレーム
- 36 出口ガイドベーン (OGV)
- 38 外側バンド
- 40 内側バンド
- 42 タービンロータブレード

50

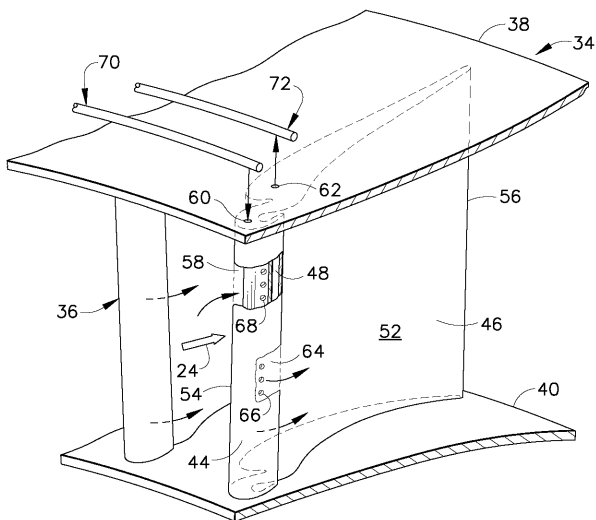
- 44、74、78、82 ベーン前部分
- 46、76、80、84 ベーン後部分
- 48 隔壁
- 50 負圧側面
- 52 正圧側面
- 54 前縁
- 56 後縁
- 58 第1の半径方向スロット
- 60 ベーン前部分内部通路
- 62 ベーン後部分内部通路
- 64 第2の半径方向スロット
- 66 ベーン前部分開口
- 68 ベーン後部分開口
- 70 加圧空気供給手段
- 72 排気流引込み手段
- 86 リップ部

10

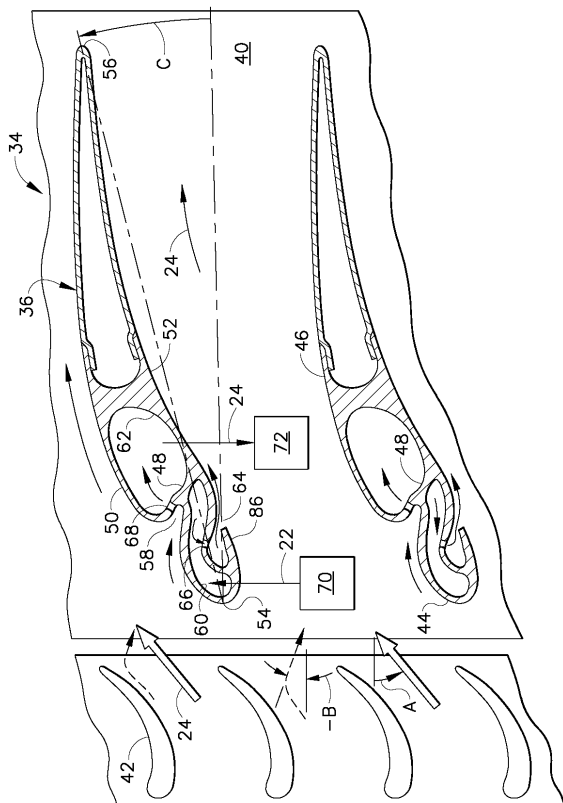
【図1】



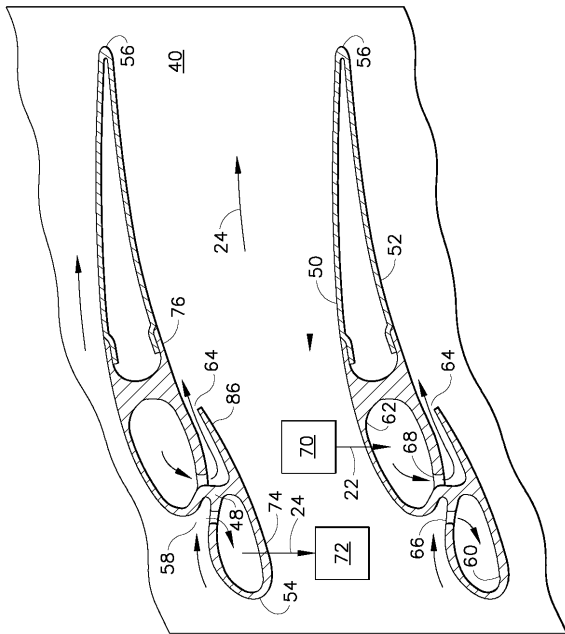
【図2】



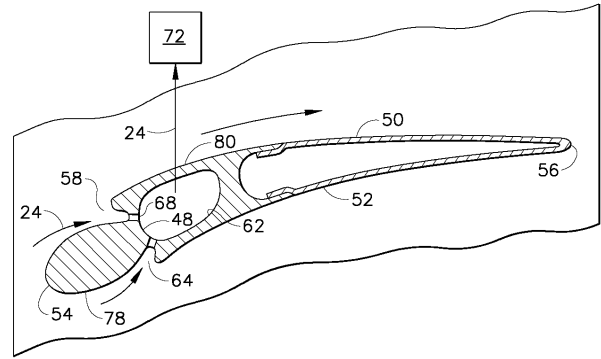
【図3】



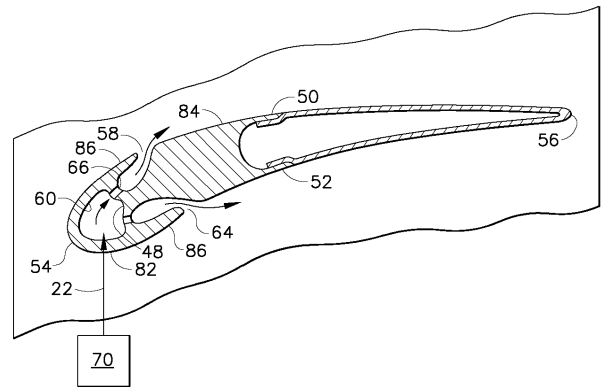
【図 4】



【図 5】



【図 6】



フロントページの続き

(72)発明者 ジョン・マイケル・コショーファー
アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、カリニ・レーン、790番

審査官 稲葉 大紀

(56)参考文献 特開2001-090505 (JP, A)
特開平02-245428 (JP, A)
特開平04-350302 (JP, A)
特開平02-196107 (JP, A)
特開昭54-017405 (JP, A)
特開昭53-100303 (JP, A)
特開2003-148246 (JP, A)
米国特許第02759663 (US, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F01D 9/02, 25/30
F02C 7/00