

(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2007-146832

(P2007-146832A)

(43) 公開日 平成19年6月14日(2007.6.14)

(51) Int. Cl.	F I	テーマコード (参考)
FO2K 3/075 (2006.01)	FO2K 3/075	3H130
FO2C 9/20 (2006.01)	FO2C 9/20	
FO2K 3/10 (2006.01)	FO2K 3/10	
FO2K 3/06 (2006.01)	FO2K 3/06	
FO4D 29/56 (2006.01)	FO4D 29/56 C	

審査請求 未請求 請求項の数 10 O L (全 12 頁)

(21) 出願番号 特願2006-266457 (P2006-266457)
 (22) 出願日 平成18年9月29日 (2006.9.29)
 (31) 優先権主張番号 11/290, 247
 (32) 優先日 平成17年11月29日 (2005.11.29)
 (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、スケネクタデー、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
 (74) 代理人 100137545
 弁理士 荒川 聡志

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 可変ファン出口案内静翼を備えるターボファンガスタービンエンジン

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 重量、ファン入口前面面積、およびファン入口気流妨害を最低限に抑えることができるガスタービンを提供する。

【解決手段】 1列のファン動翼32を有する前方ファン区間33と、コアエンジン18と、前方ファン区間33の下流のファンバイパスダクト40とを備える。前方ファン区間33は、前方ファン動翼32の下流にある可変ファン出口案内静翼35である、単一ステージのみの可変ファン案内静翼を有する。コアエンジン18と排気ノズル68との間のファンバイパスダクト40の下流にある、アフタバーナ130を備える。可変ファン出口案内静翼35は、離陸時の公称OGV位置から、約2.5~4+の範囲内であり得る高い飛行マッハ数での、開いたOGV位置へと枢動するように動作可能である。

【選択図】 図1

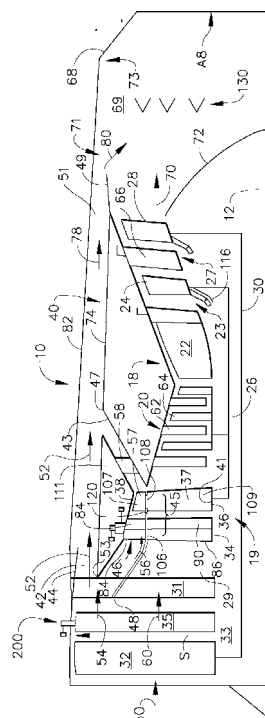


FIG. 1

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ターボファンガスタービンエンジン（10）であって、

少なくとも1列の円周方向に離隔された長手方向前方のファン動翼（32）を備える前方ファン区間（33）と、

前記前方ファン区間（33）の後方かつ下流に配置され、コア圧縮機（20）、コア燃焼器（22）、および、コアエンジンシャフト（26）によって前記コア圧縮機（20）に駆動式に結合された高圧タービン（23）を、下流直列流れ関係で備えるコアエンジン（18）と、

前記前方ファン区間（33）の下流に配置され、前記コアエンジン（18）の径方向外側に配置されたファンバイパスダクト（40）とを備え、 10

前記前方ファン区間（33）が、単一ステージのみの可変ファン案内静翼を有し、前記ファン案内静翼が、前記前方ファン動翼（32）の下流にそれと隣接して配置される可変ファン出口案内静翼（35）である、ターボファンガスタービンエンジン。

【請求項 2】

前記ファンバイパスダクト（40）と、前記コアエンジン（18）の後方かつ下流に配置され、低圧シャフト（30）によって前記前方ファン動翼（32）に駆動式に結合される低圧タービン（27）との下流にあり、それらと流体連通する排気ダクト（69）と、

前記排気ダクト（69）の下流端（73）に配置される排気ノズル（68）と、

前記低圧タービン（27）と前記排気ノズル（68）との間で前記排気ダクト（69）内に配置されたアフタバーナ（130）とをさらに備える、請求項1記載のターボファンガスタービンエンジン（10）。 20

【請求項 3】

前記エンジン（10）の流路（29）と、

前記前方ファン区間（33）と前記コアエンジン（18）との間で軸方向に延びる、前記流路（29）の移行区間（129）と、

移行区間（129）の径方向内側に湾曲した部分（131）を径方向に横断して延びるストラット（31）とをさらに備える、請求項2記載のターボファンガスタービンエンジン（10）。 30

【請求項 4】

前記ファンバイパスダクト（40）への入口（42）にて、前方可変面積バイパスインゼクタ（44）を、前記ファンバイパスダクト（40）からのファンバイパスダクト出口（51）にて、後方可変面積倍端インゼクタ（49）をさらに備える、請求項3記載のターボファンガスタービンエンジン（10）。 30

【請求項 5】

離陸時の公称OGV位置から、高い飛行マッハ数での開いたOGV位置へと駆動するように動作可能な、前記可変ファン出口案内静翼（35）をさらに備える、請求項4記載のターボファンガスタービンエンジン（10）。 30

【請求項 6】

前記高い飛行マッハ数が、2.5～4+の範囲内である、請求項5記載のターボファンガスタービンエンジン（10）。 40

【請求項 7】

前記ファンバイパスダクト（40）への入口（42）にて、前方可変面積バイパスインゼクタ（44）を、前記ファンバイパスダクト（40）からのファンバイパスダクト出口（51）にて、後方可変面積バイパスインゼクタ（49）をさらに備える、請求項2記載のターボファンガスタービンエンジン（10）。 40

【請求項 8】

離陸時の公称OGV位置から、高い飛行マッハ数での開いたOGV位置へと駆動するように動作可能な、前記可変ファン出口案内静翼（35）をさらに備える、請求項2記載のターボファンガスタービンエンジン（10）。 50

【請求項 9】

それぞれが駆動前方区間(110)および固定後方区間(112)を有する前記可変ファン出口案内静翼(35)をさらに備える、請求項1記載のターボファンガスタービンエンジン(10)。

【請求項 10】

ターボファンガスタービンエンジン(10)であって、

少なくとも1列の、円周方向に離隔された長手方向前方のファン動翼(32)を備える前方ファン区間(33)と、

前記前方ファン区間(33)の後方かつ下流に配置され、後方コア被駆動ファン(19)、圧縮機(20)、コア燃焼器(22)、ならびに、コアエンジンシャフト(26)によって前記コア被駆動ファン(19)および前記コア圧縮機(20)に駆動式に結合された高圧タービン(23)を、下流直列流れ関係で備えるコアエンジン(18)と、

前記コアエンジン(18)の後方かつ下流に配置され、低圧シャフト(30)によって、前記前方ファン動翼(32)に駆動式に接続された低圧タービン(27)と、

前記前方ファン区間(33)の下流にあり、前記コアエンジン(18)の径方向外側に配置され、前記前方ファン区間(33)から前記ファンバイパスダクト(40)への径方向外側および内側入口(42および46)を備えるファンバイパスダクト(40)と、

前記内側入口(46)から前記ファンバイパスダクト(40)へと延び、入口ダクト(43)内に配置される過給器(57)を有する内側入口ダクト(43)とを備え、

前記前方ファン区間(33)が、単一ステージのみのファン案内静翼を有し、前記ファン案内静翼が、前記前方ファン動翼(32)の下流または後方にそれと隣接して配置される可変ファン出口案内静翼(35)である、ターボファンガスタービンエンジン。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、ターボファンガスタービンエンジンに関し、より詳細には、エンジンの前方ファン区間内に案内静翼を有するそのようなエンジンに関する。

【背景技術】

【0002】

多数のバイパスを備え、可変サイクル能力を有するターボファンガスタービンエンジンが、速さおよび出力を向上させるために開発されている。1つの特定の応用例は、宇宙発射運転用の航空機様のピークルである。そのようなガスタービンエンジンは、その時点でスクラムジェット推進システムに切り替わる高い飛行マッハ数(マッハ+4)まで、ピークルを加速するように設計される。そのような応用例のための広範囲の運転条件を満たす、ガスタービンエンジンを有することが非常に望ましい。ファンは、離陸時には高いファン圧力比で動作し、高い飛行マッハ数では気流により回転されなければならない。

【0003】

エンジンの前面面積を減少させ、エンジンの重量を減少させ、ファン内へ進む気流の障害を最低限に抑えまたはなくすることが望ましい。ファンは、離陸時に高いファン圧力で動作しなければならない。ファン動翼および出口案内静翼(OGV)は、このような条件下で空力的に最も大きい負荷を受ける。エンジンおよびファン区間は、所要のスラストを生み出すためにファンステージを通してラムバーナへと所要の気流を通過させることができるように、このような条件で動作することが必要とされ、効率的に動作する。離陸運転条件のために、ファンOGVを、高剛率および高負荷で設計しなければならないが、高い飛行マッハ数では、ファンを気流によって回転させなければならない。これら2つの要件では、ファンOGV設計が相反するものとなる。この手法の結果として、高い飛行マッハ数でOGVを閉塞状態で動作させ、それによってラムバーナへの流量が制限され、したがって生み出すことのできるスラストの大きさが低減される、OGV設計がもたらされる。

【特許文献1】米国特許第2002/0148216A1号

【特許文献2】米国特許第2005/0072158A1号

10

20

30

40

50

- 【特許文献 3】米国特許第 3, 6 3 2, 2 2 4 号公報
- 【特許文献 4】米国特許第 4, 0 6 9, 6 6 1 号公報
- 【特許文献 5】米国特許第 4, 1 3 7, 7 0 8 号公報
- 【特許文献 6】米国特許第 5, 1 4 8, 6 7 3 号公報
- 【特許文献 7】米国特許第 5, 3 1 1, 7 3 5 号公報
- 【特許文献 8】米国特許第 5, 6 9 4, 7 6 8 号公報
- 【特許文献 9】米国特許第 5, 7 9 4, 4 3 2 号公報
- 【特許文献 10】米国特許第 5, 8 0 6, 3 0 3 号公報
- 【特許文献 11】米国特許第 5, 8 0 9, 7 7 2 号公報
- 【特許文献 12】米国特許第 5, 8 6 7, 9 8 0 号公報
- 【特許文献 13】米国特許第 6, 0 4 5, 3 2 5 号公報
- 【特許文献 14】米国特許第 6, 4 3 8, 9 4 1 号公報
- 【特許文献 15】米国特許第 6, 6 1 9, 9 1 6 号公報
- 【特許文献 16】米国特許第 6, 6 6 2, 5 4 6 号公報
- 【特許文献 17】米国特許第 6, 9 3 1, 8 5 8 号公報

10

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

すなわち、離陸からラムバーナモードを含む高マッハ数状態まで OGV を閉塞させずに動作することができ、ラムバーナモードでファンを気流で回転させることができ、さらに、重量、ファン入口前面面積、およびファン入口気流妨害を最低限に抑えることができる、ガスタービンエンジンを有することが非常に望ましい。

20

【課題を解決するための手段】

【0005】

ターボファンガスタービンエンジンは、少なくとも 1 列の円周方向に離隔された長手方向前方のファン動翼を有する前方ファン区間と、前方ファン区間の後方かつ下流に配置されたコアエンジンとを備える。コアエンジンは、下流直列流れ関係で、コア圧縮機と、コア燃焼器と、コアエンジンシャフトによってコア圧縮機に駆動式に結合された高圧タービンとを備える。前方ファン区間の下流に配置されたファンバイパスダクトは、コアエンジンの径方向外側に配置される。前方ファン区間は、単一ステージのみの可変ファン案内静翼を有し、ファン案内静翼は、前方ファン動翼の下流または後方にそれと隣接して配置された、可変ファン出口案内静翼である。

30

【0006】

ターボファンガスタービンエンジンの例示的な一実施形態は、ファンバイパスダクトと、コアエンジンの後方かつ下流に配置され、低圧シャフトによって前方ファン動翼に駆動式に結合された低圧タービンとの下流にありそれらと流体連通する排出ダクトを備える。排気ノズルが、排気ダクトの下流端に配置され、アフタバーナが、低圧タービンと排気ノズルとの間にある排出ダクト内に配置される。ストラットが、前方ファン区間とコアエンジンとの間に軸方向に伸びる、エンジンの流路の移行区間にある、径方向内側に湾曲した部分を径方向に横断して伸びることができる。前方可変面積バイパスインゼクタを、ファンバイパスダクトへの入口に配置することができ、後方可変面積バイパスインゼクタを、ファンバイパスダクトからのファンバイパスダクト出口に配置することができる。可変ファン出口案内静翼は、離陸時の公称 OGV 位置から、高い飛行マッハ数での開いた OGV 位置へと駆動するように動作可能とすることができ、高い飛行マッハ数は、約 2.5 ~ 4+ の範囲内とすることができる。この範囲を、約 4.9 に等しい飛行マッハ数まで拡大することができる応用例が意図される。

40

【0007】

ターボファンガスタービンエンジンの別の例示的な実施形態は、ファンバイパスダクトへの 2 つの入口、すなわち径方向外側および内側入口を有する。内側入口ダクトが、内側入口からファンバイパスダクトへと伸び、過給器が、入口ダクト内に配置される。過給器

50

は、コア被駆動ファンの動翼の、径方向外側に延びる動翼先端を含むことができる。

【0008】

本発明の以上の態様およびその他の特徴を、添付の図面と関連付けて読まれる以下の説明で説明する。

【発明を実施するための最良の形態】

【0009】

図1に、ファンジェット、ターボジェット、およびラムジェットモードまたはサイクルで、離陸から約マッハ4またはそれ以上(4+)を通じて動作することができる、例示的なターボガスタービンエンジン10を示す。約4.9に等しい飛行マッハ数まで範囲を広げることができる応用例が企図される。エンジン10の長手方向に延びる軸または中央線12の周りに、前方ファン区間33が、さらに下流にコアエンジン18(ガス発生器とも呼ばれる)が配置される。コアエンジン18は、直列下流軸流関係で、後方またはコア被駆動ファン(CDF)19と、高圧圧縮機20と、コア燃焼器22と、1列の高圧タービン動翼24を有する高圧タービン(HPT)23とを備える。高圧圧縮機20の高圧圧縮機動翼64、およびCDF19は、エンジン10の中央線12の周りで同軸に配置され高圧スプールを形成する、直径がより大きい環状コアエンジンシャフト26によって、高圧タービン動翼24に駆動係合で固定的に相互連結される。

10

【0010】

高圧圧縮機20からの加圧空気は、燃焼器22内で燃料と混合され点火されて、燃焼ガスを発生する。高圧圧縮機20を駆動する高圧タービン動翼24によって、これらのガスからいくらかの仕事が得られる。燃焼ガスは、コアエンジン18から、低圧タービン動翼28を有する低圧タービン(LPT)27内へと排出される。低圧タービン動翼28は、エンジン10の中央線12の周りに同軸でコアエンジンシャフト26内に配置された、直径がより小さい環状低圧シャフト30に固定的に取り付けられ、前方ファン区間33の、円周方向に離隔された1列の長手方向前方ファン動翼32に駆動可能に取り付けられて、低圧スプールを形成する。

20

【0011】

前方ファン区間33は、エンジン10の流路29を横切って径方向に延びる、可変ファン出口案内静翼35の単一ステージ200のみを有する。可変ファン出口案内静翼35の単一ステージは、前方ファン動翼32の下流または後方に位置しそれと隣接しており、それらは、前方ファン区間33内で唯一の案内静翼である。本特許のために本明細書で使用する「隣接する」という用語は、指定された隣接要素間(すなわちファン動翼32の前列と可変ファン出口案内静翼35との間)に、その他の動翼の列および/または静翼の列がないことを意味する。固定または可変のいずれの入口案内静翼も全く存在せず、これはエンジンを大幅に軽量化する。

30

【0012】

エンジン10は、その時点でスクラムジェット推進システムに切り替わる高い飛行マッハ数(マッハ4+)まで、ピークルを加速するように動作可能である。エンジンがそのような応用例の幅広い運転条件を効率的に満たすために、前方ファン区間33は、離陸時には高いファン圧力比で動作し、高い飛行マッハ数では気流によって回転されなければならない。単一の列またはステージの可変ファン出口案内静翼35しかもたない、単一案内静翼ステージの前方ファン区間33は、この能力を備える。

40

【0013】

コアエンジンシャフト26はまた、ほぼ径方向外側に延びる動翼先端38を有する、円周方向に離隔されたコア被駆動または後方ファン動翼36の長手方向後方の列を回転させる。後方ファン動翼36は、より長手方向前方の前方ファン動翼32の列の、長手方向後方に配置される。1列の円周方向に離隔された後方ファン静翼34は、前方および後方ファン動翼32および36の列の間に長手方向に配置され、後方ファン動翼36の列と長手方向に隣接し、直接直流関係となる。

【0014】

50

エンジン内側ケーシング74とエンジン外側ケーシング82との間に径方向に配置されたファンバイパスダクト40が、前方ファン区間33と後方またはコア被駆動ファン19との間に長手方向に配置された、径方向外側入口42を有する。外側入口42は、切換弁ドア44で例示される、前方可変領域バイパスインゼクタ(VABI)を備える。ファンバイパスダクト40への径方向内側入口46は、前方ファン区間33と後方またはコア被駆動ファン19との間で長手方向に、外側入口42の径方向内側に配置される。環状の径方向外側分流器53は、径方向外側および内側入口42および46の間に配置される。径方向外側および内側入口42および46は、外側分流器53によって前方ファンからファンバイパスダクト40内へと分離された、2つの平行なバイパス流路を形成する。内側入口ダクト43は、内側入口46から、ファンバイパスダクト40への内側入口ダクト出口47へと延び、内側入口46をファンバイパスダクト40と流体連通させる。内側入口46は、径方向内側の分流器48を有する環状ダクト壁45を備える。

10

20

30

40

50

【0015】

環状ダクト壁45は、後方ファン動翼の動翼エーロfoil37の、径方向外側動翼先端部分107と径方向内側動翼ハブ部分109との間にそれぞれ径方向に配置された、回転可能部分108またはシュラウドを備える。動翼エーロfoil37は、動翼基部41から動翼先端38へと延び、回転可能部分108は、エーロfoilのスパンSに沿って動翼先端付近の位置に配置される。環状ダクト壁45はまた、少なくとも部分的に後方ファン静翼34を形成する径方向外側可変角度静翼84と径方向内側可変角度静翼86との間に配置された、非回転可能部分106を備える。ファンバイパスダクト出口51は、外側および内側入口42および46の後方かつ下流に長手方向に配置され、後方ドア49によって例示される後方可変面積バイパスインゼクタ(VABI)を備える。

【0016】

エンジンまたはファン気流50は、ファン動翼32の前列内を通り、径方向内側分流器48によって、流路29を径方向に横切って延びるストラット31により支持される非回転部分106の前端にて、コア気流部分60およびバイパス流54へと分流される。バイパス流れ54は、エンジンの動作によって、ファンバイパスダクト40の外側入口42を通る径方向外側バイパス気流部分52、およびファンバイパスダクト40の内側入口46を通る径方向内側バイパス気流部分56を含む。動翼先端38は、径方向内側入口46内をファンバイパスダクト40へと通過するバイパス流れ54の、内側バイパス気流部分56に過給しまたはそれをさらに圧縮する、過給機57として機能する。高出力では、外側バイパス気流部分52がほぼゼロであり、内側バイパス気流部分56が、最大またはほぼ最大となる。部分出力では、内側バイパス気流部分56が減少するにつれて、外側バイパス気流部分52が事実上正比例で増大する。前方切換弁ドア44が閉じている場合、ファン気流50は、後方ファン静翼34およびより後列のファン動翼36内を通るコア気流部分60と、内側バイパス気流部分56との間で分流される。本明細書に記載する過給器57は、コアエンジン18の高圧タービン23によって駆動され、ファンバイパスダクト40への径方向内側入口46内のその他の過給器は、記載されている低圧タービンによって駆動されることに留意されたい。

【0017】

内側バイパス気流部分56は、内側入口46を通り、かつ、内側入口ダクト43内で内側バイパス気流部分56を共に圧縮するための過給手段を形成する、外側可変角度静翼84および動翼先端部分107を通過する。動翼先端部分107は、内側バイパス気流部分56を圧縮またはそれに過給し、外側可変角度静翼84は、共に制御を提供し、こうして、切換弁ドア44が完全に閉じた位置にある場合、いくつかの運転条件では、ファンバイパスダクト40内を通過してコアエンジン18の周囲を通過するバイパス流のほぼ全てとなり得る、内側バイパス気流部分56の可変かつ制御可能な過給が行われる。内側バイパス気流部分56がファンバイパスダクト40内へと排出されて外側バイパス気流部分52と混合する前に、内側バイパス気流部分56を内側入口ダクト43内でデスワールするように、1列のバイパス静翼58が、内側入口ダクト43内に配置される。

【 0 0 1 8 】

コア気流部分 6 0 は、直流で、高圧圧縮機 2 0 の高圧圧縮静翼 6 2 および高圧圧縮機動翼 6 4、燃焼器 2 2、高圧タービン動翼 2 4 の列、低圧タービン静翼 6 6 の列、ならびに低圧タービン動翼 2 8 の列を通過する。コア気流部分 6 0 は、低圧タービン 2 7 から排出され、エンジン内側ケーシング 7 4 と中心本体 7 2 との間の低圧タービン動翼 2 8 を通過し、その位置でコア排出気流 7 0 と呼ばれる。外側および内側バイパス気流部分 5 2 および 5 6 の組合せを含む総バイパス気流 7 8 は、ファンバイパスダクト 4 0 を通り、V A B I 後部ドア 4 9 へと流れる。エンジン 1 0 のターボファンおよびラム運転時は、総バイパス気流 7 8 の大部分が後部 V A B I を通り、排気ダクト 6 9 の上流端 7 1 内にバイパス排出流 8 0 として噴射され、コア排出気流 7 0 と混合される。

10

【 0 0 1 9 】

アフタバーナ 1 3 0 が、排気ダクト 6 9 の上流端 7 1 付近の、コアエンジン 1 8 の後部および下流に配置されており、エンジン 1 0 の推力増強およびラムモード運転時に、混合されたコア排出気流 7 0 およびバイパス排出流 8 0 と共に燃焼させるための燃料を、排気ダクト 6 9 内に供給するように動作可能である。アフタバーナ 1 3 0 によって、エンジン 1 0 のラム運転モードでの燃焼のための、実質的に全ての燃料および点火が提供される。可変スロート領域 A 8 の排気ノズル 6 8 は、排気ダクト 6 9 の下流端 7 3 において、アフタバーナ 1 3 0 の下流に配置される。

【 0 0 2 0 】

図 2 を参照すると、流路 2 9 は、環状であり、前方ファン区間 3 3 とコアエンジン 1 8 の間で軸方向に延びる移行区間 1 2 9 を有する。移行区間 1 2 9 の一部分 1 3 1 は、軸方向後方または下流方向で、径方向内側に湾曲する。移行区間 1 2 9 は、グーズネックと呼ばれることがある。ストラット 3 1 は、流路 2 9 の移行区間 1 2 9 の径方向内側に湾曲した部分 1 3 1 を横切って、径方向に延びる。可変ファン出口案内静翼 3 5 は、図 3 に示す公称および開いた O G V 部分によって示すように、枢動するよう動作可能である。

20

【 0 0 2 1 】

図 3 で、公称 O G V 位置は実線で表し、開いた O G V 位置は破線で表す。公称 O G V 位置は、可変ファン出口案内静翼 3 5 から来るスワールを約 5 ° にし、それによって可変ファン出口案内静翼 3 5 の負荷を低減させるように選択される。可変ファン出口案内静翼 3 5 は、離陸時のより良好な動作性のために高い剛率を有する。開いた O G V 位置は、本明細書では図 1 のアフタバーナ 1 3 0 として示すラムバーナへの気流の量を制限する、したがって生み出すことができるスラストの大きさを低減させる、高い飛行マッハ数での可変ファン出口案内静翼 3 5 の閉塞を妨げるように選択される。

30

【 0 0 2 2 】

図 4 に示すように、可変ファン出力案内静翼 3 5 は、第 1 および第 2 のスワール角度 A 1 および A 2 にそれぞれ適合するよう、公称および開いた O G V 位置の間で 1 0 ° 枢動するように設計される。第 1 および第 2 のスワール角度 A 1 および A 2 は、可変ファン出口案内静翼 3 5 の前縁 L E での、中央線 1 2 とフローベクトル V 1 および V 2 との間の角度である。本明細書に示す例示的な実施形態で、第 1 および第 2 のスワール角度 A 1 および A 2 は、離陸時および 3 . 3 に等しい飛行マッハ数で、可変ファン出口案内静翼 3 5 の 4 0 % スパンにおいて、それぞれ 5 1 ° および 2 4 ° である。特定の設計の場合、図 4 に示すように、可変ファン出口案内静翼 3 5 は、0 ° で表される公称設定に設定され、約 2 . 9 に等しいピークル飛行マッハ数で、1 0 ° の変化である開いた設定にリセットされる。

40

【 0 0 2 3 】

公称および開いた O G V 位置は、グーズネックまたは移行区間 1 2 9 内下流の軸方向ストラット 3 1 が入射作用によって失速しないことを保証するように、可変ファン出口案内静翼 3 5 から出る約 + および - 5 ° のスワールをそれぞれ生み出すように設計される。

【 0 0 2 4 】

図 1 および図 2 に示す各可変ファン出口案内静翼 3 5 は、その全体が、公称および開いた O G V 位置の間で枢動する。可変ファン出口案内静翼 3 5 の 2 つの代替実施形態を、図

50

5 および図 6 に、可変ファン出口案内静翼 35 の 40% スパンにおける断面図で示す。これらの可変ファン出口案内静翼 35 はそれぞれ、枢動前方区間 110 および固定後方区間 112 を有する。図 5 および図 6 に、可変ファン出口案内静翼 35 の公称および開いた OGV 位置を、それぞれ実線および破線で表す。枢動前方区間 110 の後縁 TE は、図 5 に示す可変ファン出口案内静翼 35 の実施形態内に漏れが入り込まないように、固定後方区間 112 の前縁 LE に対するフラッシュを封止するように設計される。

【0025】

図 6 に示す可変ファン出口案内静翼 35 の実施形態では、間隙 114 が、枢動前方区間 110 の後縁 TE と固定後方区間 112 の前縁 LE との間にある。枢動前方区間 110 が閉じている、すなわち実線で表される可変ファン出口案内静翼 35 の公称 OGV 位置にあるとき、前方および後方区間 110 および 112 は接触せず、枢動前方区間 110 から離れる後流が、わずかに後方区間 112 の圧力面 116 の下方に方向付けられる。枢動前方区間 110 が開いている、すなわち破線で示す可変ファン出口案内静翼 35 の開いた OGV 位置にあるとき、前方および後方区間 110 および 112 は、それぞれさらに離隔され、間隙 114 はより大きくなり、枢動前方区間 110 から離れる後流は、後方区間 112 の圧力面 116 の下方および下流にさらに離れて方向付けられる。

10

【0026】

本明細書では、本発明の好ましく例示的な実施形態と考えられるものを説明してきたが、本明細書における教示から、本発明のその他の修正形態が当業者には明らかになり、したがって、そのような修正形態が全て、本発明の真の精神および範囲に包含されるものとして添付の特許請求の範囲内で保証されることが望ましい。したがって、添付の特許請求の範囲において定義され差別化されるような本発明が、特許によって保証されることを望む。

20

【図面の簡単な説明】

【0027】

【図 1】ファン入口案内静翼および可変ファン出口案内静翼をもたない、航空機の可変サイクルガスタービンエンジンを示す概略断面図である。

【図 2】図 1 に示すエンジン内のファン区間を示す、より詳細な断面図である。

【図 3】可変出口案内静翼の公称位置および開位置を示す、図 2 に示す可変ファン出口案内静翼を通る概略断面図である。

30

【図 4】図 3 に示す可変ファン出口案内静翼の 1 つの例示的な動作を示すグラフである。

【図 5】可変ファン出口案内静翼の固定後方区間の前縁に対するフラッシュを封止するように設計された後縁を有する枢動前方区間を備える、可変ファン出口案内静翼の第 1 の代替実施形態を示す図である。

【図 6】枢動前方区間の後縁と、可変ファン出口案内静翼の固定後方区間の前縁との間に間隙を有する、可変ファン出口案内静翼の第 2 の代替実施形態を示す図である。

【符号の説明】

【0028】

- 10 ターボファンガスタービンエンジン
- 12 中央線
- 18 コアエンジン
- 19 コアエンジン被駆動ファン
- 20 圧縮機
- 22 燃焼器
- 23 高圧タービン (HPT)
- 24 高圧タービン動翼
- 26 コアエンジンシャフト
- 27 低圧タービン (LPT)
- 28 低圧タービン動翼
- 29 流路

40

50

3 0	低圧シャフト	
3 1	ストラット	
3 2	前方ファン動翼	
3 3	前方ファン区間	
3 4	後方ファン静翼	
3 5	可変ファン出口案内静翼	
3 6	後方ファン動翼	
3 7	動翼エーロfoil	
3 8	動翼先端	
4 0	ファンバイパスダクト	10
4 1	動翼基部	
4 2	外側入口	
4 3	内側入口ダクト	
4 4	切換弁ドア	
4 5	環状ダクト壁	
4 6	内側入口	
4 7	内側入口ダクト出口	
4 8	内側分流器	
4 9	後方ドア	
5 0	エンジンまたはファン気流	20
5 1	ダクト出口	
5 2	出口バイパス気流部分	
5 3	外側分流器	
5 4	バイパス流れ	
5 6	内側バイパス気流部分	
5 7	過給器	
5 8	バイパス静翼	
6 0	コア気流部分	
6 2	高圧圧縮機静翼	
6 4	高圧圧縮機動翼	30
6 6	低圧タービン静翼	
6 8	排気ノズル	
6 9	排気ダクト	
7 0	コア排出気流	
7 1	上流端	
7 2	中央本体	
7 3	下流端	
7 4	エンジン内側ケーシング	
7 8	全バイパス気流	
8 0	バイパス排出流	40
8 2	エンジン外側ケーシング	
8 4	外側角度静翼	
8 6	内側角度静翼	
1 0 6	回転不可能部分	
1 0 7	外側動翼先端部分	
1 0 8	回転可能部分	
1 0 9	内側動翼ハブ部分	
1 1 0	枢動前方区間	
1 1 2	固定後方区間	
1 1 4	間隙	50

- 1 1 6 圧力面
- 1 2 9 移行区間
- 1 3 0 アフタバーナ
- 1 3 1 湾曲部分
- 2 0 0 単一ステージ
- S スパン
- A 8 可変スロート領域
- A 1 第1のスワール角度
- A 2 第2のスワール角度
- V 1 フローベクトル
- V 2 フローベクトル
- L E 前縁
- T E 後縁

【 図 1 】

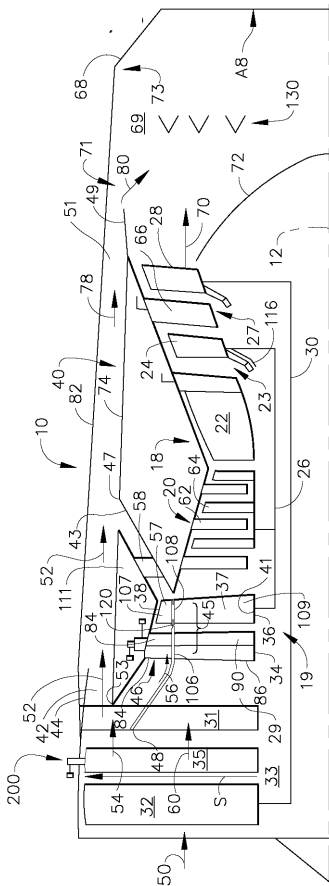


FIG. 1

【 図 2 】

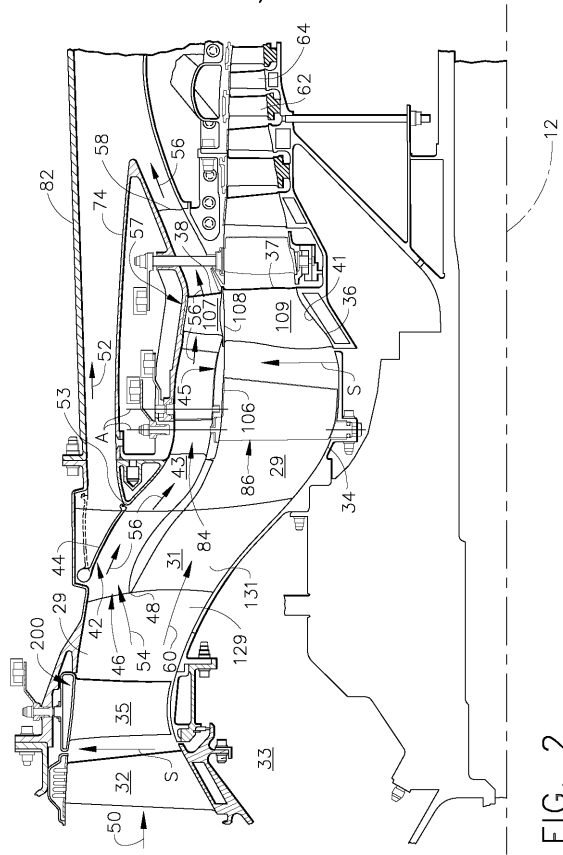
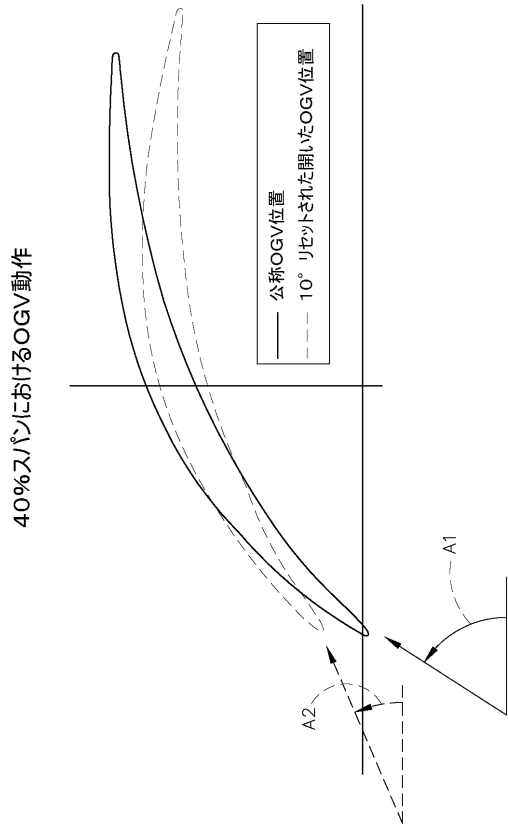
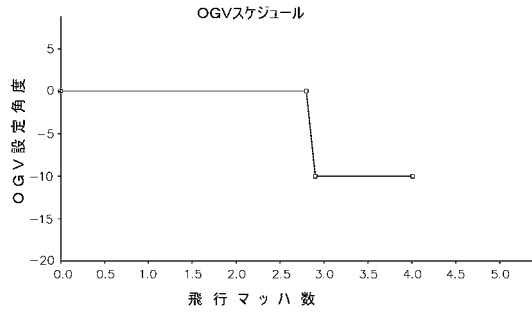


FIG. 2

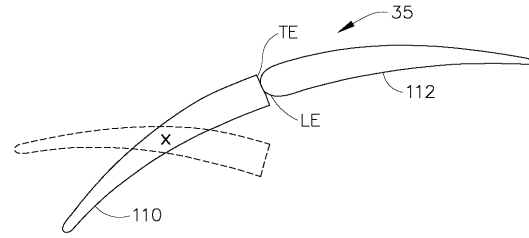
【 図 3 】



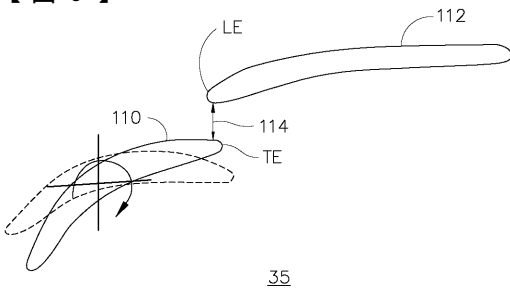
【 図 4 】



【 図 5 】



【 図 6 】



フロントページの続き

- (72)発明者 ピーター・ジョン・ウッド
アメリカ合衆国、オハイオ州、ラブランド、ウッドクレスト・ドライブ、156番
- (72)発明者 ルビー・ラサンドラ・ゼノン
アメリカ合衆国、オハイオ州、シャロンヴィル、ハーバーウェイ・ドライブ、3447番
- (72)発明者 ドナルド・ジョージ・ラシャベル
アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、ハースストーン・コート、8162番
- (72)発明者 マーク・ジョセフ・ミエルケ
アメリカ合衆国、オハイオ州、ブランチェスター、テンプリン・ロード、7288番
- (72)発明者 カール・グラント
アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、ハウエル・アベニュー、381番
- Fターム(参考) 3H130 AA13 AA23 AA25 AB05 AB07 AB12 AB27 AB62 AB65 AB68
AB69 AC17 BA66B CA08 CA13 CA14 DA02Z DD09X EA03B