

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第4619089号
(P4619089)

(45) 発行日 平成23年1月26日 (2011. 1. 26)

(24) 登録日 平成22年11月5日 (2010. 11. 5)

(51) Int. Cl.		F I
F O 2 K	3/06	(2006. 01)
B 6 4 D	33/02	(2006. 01)
F O 2 C	7/04	(2006. 01)

F O 2 K 3/06

B 6 4 D 33/02

F O 2 C 7/04

請求項の数 10 (全 17 頁)

(21) 出願番号	特願2004-303663 (P2004-303663)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成16年10月19日 (2004. 10. 19)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開2005-127323 (P2005-127323A)		GENERAL ELECTRIC CO
(43) 公開日	平成17年5月19日 (2005. 5. 19)		MPANY
審査請求日	平成19年10月17日 (2007. 10. 17)		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	10/689, 289		クタデイ、リバーロード、1 番
(32) 優先日	平成15年10月20日 (2003. 10. 20)	(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】 固定ジオメトリ入口を備えた F L A D E ガスタービンエンジン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機推進システム (2 5) であって、
 ガスタービンエンジンを含み、該ガスタービンエンジンが、
 ファンセクション (1 1 5) と、
 前記ファンセクション (1 1 5) の半径方向外側に配置されかつ該ファンセクションに駆
 動結合され、該ファンセクション (1 1 5) を囲む F L A D E ダクト (3) を横切って半
 径方向に延びる F L A D E ファンブレード (5) の少なくとも 1 つの列と、
 前記ファンセクション (1 1 5) へのファン入口 (1 1) と前記 F L A D E ダクト (3)
 への環状の F L A D E 入口 (8) とを含むエンジン入口 (1 3) と、
 前記エンジン入口 (1 3) と直接流れ連通した固定ジオメトリ入口ダクト (4) と、を含
 み、
 前記固定ジオメトリ入口ダクト (4) が、収束及び発散セクション (1 1 7 及び 1 1 9)
 と該セクション間のスロート (1 2 1) とを備えた二次元収束 / 発散入口ダクト通路 (1
 1 1) と、前記二次元収束 / 発散入口ダクト通路 (1 1 1) と前記エンジン入口 (1 3)
 との間の移行セクション (9) とを有する、
 ことを特徴とする推進システム (2 5) 。

【請求項 2】

前記ファンセクション (1 1 5) が、単一回転方向ファン (3 3 0) のみを含む、請求項
 1 記載の推進システム (2 5) 。

10

20

【請求項 3】

前記ファンセクション (1 1 5) が、軸方向に間隔をおいて配置された第 1 及び第 2 の二重反転ファン (1 3 0 及び 1 3 2) を含み、前記 F L A D E ファンブレード (5) が、前記第 1 及び第 2 の二重反転ファン (1 3 0 及び 1 3 2) の 1 つに駆動結合されている、請求項 1 記載の推進システム (2 5) 。

【請求項 4】

前記 F L A D E ファンブレード (5) の列の軸方向前方に配置された可変の第 1 の F L A D E ペーン (6) の列をさらに含む、請求項 1 記載の推進システム (2 5) 。

【請求項 5】

さらに、前記 F L A D E ファンブレード (5) の列が、可変の第 1 の F L A D E ペーン (6) の軸方向前方列と第 2 の F L A D E ペーン (7) の軸方向後方列との間に配置されている、請求項 1 記載の推進システム (2 5) 。

10

【請求項 6】

ファン (1 3 0) の下流側かつ軸方向後方に配置されたコアエンジン (1 8) と、前記ファン (1 3 0) の下流側かつ軸方向後方に配置され、前記コアエンジン (1 8) を囲むファンバイパスダクト (4 0) と、
をさらに含み、
前記 F L A D E ダクト (3) が、前記ファンバイパスダクト (4 0) を囲んでいる、
請求項 1 記載の推進システム (2 5) 。

【請求項 7】

さらに、前記 F L A D E ファンブレード (5) の列が、可変の第 1 の F L A D E ペーン (6) の軸方向前方列と第 2 の F L A D E ペーン (7) の軸方向後方列との間に配置されている、請求項 6 記載の推進システム (2 5) 。

20

【請求項 8】

前記コアエンジン (1 8) 及びファンバイパスダクト (4 0) の下流側に配置されかつ該コアエンジン (1 8) 及びファンバイパスダクト (4 0) と流体受入れ連通したシングル・エクスパンジョン・ランプ・ノズル (3 0 0) をさらに含み、
前記シングル・エクスパンジョン・ランプ・ノズル (3 0 0) の少なくとも 1 つの内部空洞 (3 1 0) が、前記 F L A D E ダクト (3) と流体冷却流れ連通している、
請求項 6 記載の推進システム (2 5) 。

30

【請求項 9】

航空機 (1 0) であって、該航空機が、
該航空機の機体 (1 1 3) 内にガスタービンエンジン (1) を含み、該ガスタービンエンジン (1) が、
ファンセクション (1 1 5) と、
前記ファンセクション (1 1 5) の半径方向外側に配置されかつ該ファンセクションに駆動結合され、該ファンセクション (1 1 5) を囲む F L A D E ダクト (3) を横切って半径方向に延びる F L A D E ファンブレード (5) の少なくとも 1 つの列と、
前記ファンセクション (1 1 5) へのファン入口 (1 1) と前記 F L A D E ダクト (3) への環状の F L A D E 入口 (8) とを含むエンジン入口 (1 3) と、
前記機体 (1 1 3) に対して同一面に取付けられた吸気口とエンジン入口 (1 3) との間で延びる固定ジオメトリ入口ダクト (4) と、を含み、
前記固定ジオメトリ入口ダクト (4) が、収束及び発散セクション (1 1 7 及び 1 1 9) と該セクション間のスロート (1 2 1) とを備えた二次元収束 / 発散入口ダクト通路 (1 1 1) と、前記二次元収束 / 発散入口ダクト通路 (1 1 1) と前記エンジン入口 (1 3) との間の移行セクション (9) とを有する、
ことを特徴とする航空機 (1 0) 。

40

【請求項 10】

コアエンジン (1 8) の下流側かつ軸方向後方に配置された可変スロート面積エンジンノズル (2 1 8) と、

50

前記 F L A D E ダクト (3) と流体連通した状態でエンジンノズル (2 1 8) のセンタボデー (7 2) 及び壁 (2 2 0) 内に配置された冷却孔 (2 4 9) と、
低圧タービンセクション (1 5 0) の下流側かつ後方に配置されたアフタバーナ (2 2 4) と、

をさらに含む、請求項 9 記載の航空機 (1 0) 。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【 0 0 0 1 】

本発明は、F L A D E (F L A D E は「f a n o n b l a d e」の略語である) 航空機ガスタービンエンジンに関し、より具体的には、固定ジオメトリ入口ダクトを備えた
そのようなエンジンに関する。

10

【背景技術】

【 0 0 0 2 】

マッハ 2 ~ 2 . 5 の範囲内で作動するように設計されているような高速航空機は、典型的にはその航空機に動力を与えるガスタービンエンジンに空気を供給するために、可変ジオメトリ入口ダクトを必要とする。離陸から亜音速及び遷音速を経て超音速に至る範囲の速度で作動するように設計されたジェット機エンジンは、全作動範囲にわたって効率的に作動するために、複雑な空気入口構成を必要とする。低速の亜音速時、特に離陸時には、それら低速時には実質的な「ラム」効果が発生せず、従って空気は事実上強制的にエンジン内に送り込まれるから、エンジンが空気を最大限取り込めるようにすることが望ましい。

20

【 0 0 0 3 】

エンジンが使用できる空気の量は、入口スロート面積によって限定され、このスロートは、そこで空気流通路が最も狭められている入口ダクトの長さに沿った部位である。一般に、入口スロートの面積が大きければ大きいほど、エンジンはより大量の空気を吸込むことができる。さらに、離陸時には、入口構成内に補助空気流通路を設けることが望ましく、この補助空気流通路は、入口の全ての通路を通る空気流の平均速度を低下させて、「シャープリップ」損失(カウルリップの周りにおける空気流のはく離によって生じる)及び入口の「チョーキング(閉塞状態)」「(入口スロートを通る空気流が音速、つまりマッハ数 = 1 . 0 であり、エンジン入口までの拡散過程において大きな損失が生じる状態)を防止する効果を有する。

30

【 0 0 0 4 】

さらに、航空機が遷音速に達すると入口ダクトスロートが閉塞状態になるので、エンジンの必要空気流量は、入口ダクトの有効供給能力を凌ぐことになる。過去においては、可変ジオメトリ入口ダクトを、エンジンに補助空気流通路を形成することなどによって入口ダクトの最小総断面積を拡大するように設計して、エンジンの遷音速時の必要空気流量を満たしてきた。エンジンの有効超音速作動には、航空機速度が超音速まで増大した時、吸入が「開始される」こと、つまり入口ダクト内の内部空気流が該入口ダクト内の衝撃を横切って亜音速から超音速に変化することが必要であることは、当技術分野ではよく知られている。

40

【 0 0 0 5 】

複合加圧モードで作動する効率的な入口ダクトは、衝撃の位置が衝撃を横切る圧力損失を最小化するために実質的にスロート位置に保たれかつダクト内の空気流に対して垂直であるように、超音速作動時に入口内における衝撃の位置を制御するように設計される。ジェット機エンジン用の超音速入口に関する背景情報については、特許文献 1 を参照されたい。特許文献 2 は、航空機のジェットエンジン内への導入に先立って入口に入る超音速空気流を有効に減速しかつそのような空気流を入口空気通路内で亜音速空気流へと変えるための装置を含む超音速航空機用の同一面型入口及び入口空気通路を開示している。二次元入口及び収束 / 発散入口空気通路は、入口に入る超音速空気流を遷音速又は亜音速まで減速させて入口通路の収束部分を通過させる。亜音速又は遷音速の流れは、航空機の高ス

50

ービンエンジン内への導入に先立って、該流れが入口通路の発散部分を通過する時さらに減速される。飛行中に入口通路境界壁を調節するために、また入口通路の表面から過度に低エネルギーの境界層空気を除去するために、様々な装置が組み込まれる。

【 0 0 0 6 】

可変入口ダクト及びそれらを組み込んだ航空機の欠点は、それらの複雑さ及び大きな重量であって、それらの重量は、総エンジン及び航空機重量のかなり大きな部分を占めることになる。今日設計される多くの航空機では、エンジン及び入口ダクトが完全に航空機の機体つまり本体内に取付けられた状態で組み込まれるという事実によって、これらのシステムの複雑さが増大する。

【特許文献 1】米国特許第 4 , 0 0 7 , 8 9 1 号

10

【特許文献 2】米国特許第 4 , 4 6 3 , 7 7 2 号

【特許文献 3】米国特許第 6 , 2 9 2 , 7 6 3 号

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【 0 0 0 7 】

従って、可変ジオメトリ入口ダクトのコスト、重量及び複雑さを回避した固定ジオメトリ入口ダクトを備えたガスタービンエンジンを得ることは非常に望ましい。さらに、離陸、着陸及び巡航を含む全出力及び部分出力状態で作動することができ、また約マッハ 2 ~ 2 . 5 の範囲内のような超音速飛行状態の範囲にわたって効率的に作動かつ巡航できるようなエンジン及び固定ジオメトリ入口ダクトを得ることが望ましい。

20

【課題を解決するための手段】

【 0 0 0 8 】

航空機推進システムは、ガスタービンエンジンを含み、該ガスタービンエンジンは、ファンセクションと、ファンセクションの半径方向外側に配置されかつ該ファンセクションに駆動結合され、該ファンセクションを囲む F L A D E ダクトを横切って半径方向に延びる F L A D E ファンブレードの少なくとも 1 つの列と、ファンセクションへのファン入口と F L A D E ダクトへの環状の F L A D E 入口とを含むエンジン入口とを有する。固定ジオメトリ入口ダクトは、エンジン入口と直接流れ連通している。ファンセクションは、単一回転方向ファンのみを含むことができ、或いはそれに代えて軸方向に間隔をおいて配置された第 1 及び第 2 の二重反転ファンを含むことができ、そこでは F L A D E ファンブレードが、第 1 及び第 2 の二重反転ファンの 1 つに駆動結合される。F L A D E ファンブレードの列は、可変の第 1 の F L A D E ペーン及び第 2 の F L A D E ペーンの列間に配置することができる。

30

【 0 0 0 9 】

推進システムの 1 つの実施形態は、超音速航空機のために設計され、そこでは固定ジオメトリ入口ダクトが、航空機の機体に対して同一面に取付けられた吸気口とエンジン入口との間で延びる。F L A D E エンジンは、機体内に取付けられる。F L A D E エンジン及び固定ジオメトリ入口ダクトを備えた航空機及び推進システムは、超音速航空機のために開発された可変ジオメトリ入口ダクトのコスト、重量及び複雑さを回避する。この F L A D E エンジン及び固定ジオメトリ入口ダクトは、離陸及び着陸を含む全出力及び部分出力状態で作動することができ、また約マッハ 2 ~ 2 . 5 の範囲内のような超音速飛行状態の範囲にわたって効率的に巡航することができる。

40

【発明を実施するための最良の形態】

【 0 0 1 0 】

本発明の上記の態様及びその他の特徴を、添付図面に関連して行う以下の記載において説明する。

【 0 0 1 1 】

図 1 に断面で概略的に示すのは、超音速航空機 1 0 であり、該超音速航空機 1 0 は、航空機の主要本体つまり機体 1 1 3 内に取付けられた航空機 F L A D E (F L A D E は「 f a n o n b l a d e 」の略語である) エンジンに通じる固定ジオメトリ入口ダクト 4

50

を含む推進システム 25 を有する。この図に示す推進システムの実施形態はさらに、固定ジオメトリ入口ダクト 4 に対する同一面取付け超音速吸気口 112 を含む。吸気口 112 は、航空機の主要本体つまり機体 113 と同一面に取付けられる。固定ジオメトリ入口ダクト 4 は、吸気口 112 とエンジン入口 13 との間で延びる。固定ジオメトリ入口ダクト 4 は、航空機の F L A D E エンジン 1 が必要とする空気流量の全てを供給するための収束 / 発散入口ダクト通路 111 を含む。収束 / 発散入口ダクト通路 111 は、収束及び発散セクション 117、119 とそれらの間のスロート 121 とを有する収束 / 発散二次元タイプとして示しているが、これに限定されるわけではない。固定ジオメトリ入口ダクト 4 はさらに、二次元収束 / 発散入口ダクト通路 111 と F L A D E エンジン 1 の円形の軸対称エンジン入口 13 との間に移行セクション 9 を含む。移行セクション 9 は、空気流を二次元空気流から軸対称空気流に変えるような形状にされている。本明細書においては、2 つのタイプの航空機 F L A D E エンジン 1 を開示する。第 1 のタイプは、図 1 ~ 図 3 に示すように第 1 及び第 2 の二重反転ファン 130、132 を含むファンセクション 115 を有する二重反転ファンを備えた F L A D E エンジン 1 である。第 2 のタイプの F L A D E エンジン 1 内のファンセクション 115 は、図 6 に示すように単一回転方向ファン 330 のみを有する。

10

【0012】

F L A D E エンジン は、半径方向内側ファンによって駆動される外側ファンに特徴がある 1 つの特別なタイプの可変サイクルエンジンであって、この外側ファンは、内側ファンを囲む内側ファンダクトとほぼ同心環状でありかつ該内側ファンダクトを囲む外側ファンダクト内にその F L A D E 空気を吐出する。特公昭 59 - 24260 号に開示されている 1 つのこのようなエンジンでは、F L A D E ファンと外側ファンダクトとを備えており、外側ファンダクト内で、可変案内ペーンが F L A D E 外側ファンダクトを通過する空気の量を制御することによって、サイクル可変性を制御している。高度及び飛行マッハ数のような亜音速飛行周囲条件の任意の設定における比較的広い推力範囲にわたって実質的に一定の入口空気流量を維持してスピレージ抗力を回避し、また飛行条件の範囲全体にわたってそのようにすることができるその他の高性能航空機可変サイクルガスタービン F L A D E エンジンが、研究されてきた。この性能は、特に亜音速部分出力エンジン作動状態にとって必要とされる。特開平 07 - 197853 号、「高推力ジェットエンジン用の音響遮蔽式排気システム」の名称の米国特許第 5,402,963 号、「可変比推力ターボファンエンジン」の名称の米国特許第 5,261,227 号、及び特開平 06 - 010764 号に開示されている。F L A D E 二重反転ファン式航空機ガスタービンエンジンが、特願 2004 - 186143 号に開示されており、この特許は、参考文献として本明細書に組み入れる。

20

30

【0013】

図 1 に概略的に示す F L A D E ファン式航空機ガスタービンエンジンは、固定ジオメトリ入口ダクト 4 と直接流体流れ連通したファンセクション 115 を含む。F L A D E ファンブレード 5 の少なくとも 1 つの列が、ファンセクション 115 の半径方向外側に配置されかつ該ファンセクション 115 を囲む F L A D E ダクト 3 を横切って半径方向に延びる。エンジン入口 13 は、ファンセクション 115 へのファン入口 11 と、F L A D E ダクト 3 への環状の F L A D E 入口 8 とを含む。二重反転ファンを備えた F L A D E エンジン 1 は、第 1 及び第 2 の二重反転ファン 130、132 に通じるファン入口 11 を有する。少なくとも 1 つの F L A D E ファンブレード 5 の列を有する F L A D E ファン 2 が、F L A D E ダクト 3 内に配置され、該 F L A D E ダクト 3 を通して F L A D E 空気流 80 が F L A D E ファンブレード 5 によって排出される。F L A D E ファンブレード 5 の列は、第 1 及び第 2 の二重反転ファン 130、132 の 1 つの半径方向外側に配置され、該第 1 及び第 2 の二重反転ファン 130、132 の 1 つに作動可能に結合され、かつ該第 1 及び第 2 の二重反転ファン 130、132 の 1 つによって駆動される。

40

【0014】

図 1 及び図 2 を参照すると、第 2 のファン 132 は、可変の第 1 の F L A D E ペーン 6

50

の軸方向前方列と可変の第2のFLADEベーン7の軸方向後方列との間に配置されたFLADEファンブレード5の列を有するFLADEファンとして示されている。第2のFLADEベーン7は、可変であるものとして示しているが、固定であってもよい。FLADEファン2は、FLADEダクト3への環状のFLADE入口8の下流側に配置される。FLADE入口8とファン入口11とは、両者組み合さって、全体としてエンジン入口13を形成する。図2をより詳細に参照すると、第1及び第2の二重反転ファン130、132の下流側かつ軸方向後方には、環状のコアエンジン入口17を有するコアエンジン18が配置され、ほぼ軸方向に延びるその軸線又は中心線12が、前方14と後方16とに延びる。第1及び第2の二重反転ファン130、132の下流側かつ軸方向後方に配置されたファンバイパスダクト40が、コアエンジン18を囲む。FLADEダクト3が、第1及び第2の二重反転ファン130、132並びにファンバイパスダクト40を囲む。

【0015】

入口性能の1つの重要な基準は、ラム回復率である。良好な入口は、エンジンと整合した空気取り入れ特性と共に、低い抗力(drag)と良好な流量安定性とを有するものでなくてはならない。任意の設定の作動飛行条件において、空気流量要件は、FLADEエンジン1のポンピング特性によって一定している。エンジンの超音速作動時に、エンジン入口13の面積が入口空気流を取り入れるには小さ過ぎる場合には、入口衝撃が入口スロット121から下流方向に移動し、衝撃を横切る圧力回復が悪化し、エンジンの要求を満たすために入口から出る補正流量が増大する。エンジン入口13の面積が大き過ぎる場合には、エンジン入口13は、エンジンが使用できるよりも多くの空気を供給し、余分な空気をエンジンの周りにバイパスさせるか又は入口から外に戻すように「溢れ」させなくてはならなくなるので、過度な抗力(スピレージ抗力)を生じることになる。空気が多過ぎても少な過ぎても、航空機システムの性能は低下する。FLADEファン2及びFLADEダクト3は、入口からファンに送られる入口空気流量の制御を助けるように設計されかつ作動する。

【0016】

ファン入口11は、可変の第1のFLADEベーン6と可変の第2のFLADEベーン7とを閉じることによってFLADE入口8が本質的に閉鎖された全出力状態において、本質的に全エンジン空気流15を受け入れるような寸法にされる。さらにエンジンは、所定の部分出力飛行状態においてFLADEダクトの入口を全開し、また離陸のような全出力状態においてFLADEダクトの入口を本質的に閉鎖するように設計されかつ作動する。

【0017】

コアエンジン18は、下流方向の直列軸流関係で、コア駆動ファンブレード36の列を有するコア駆動ファン37と、高圧圧縮機20と、燃焼器22と、高圧タービンブレード24の列を有する高圧タービン23とを含む。エンジン1の中心線12の周りに同心に配置された高圧シャフト26は、高圧圧縮機20と高圧タービンブレード24とを固定相互結合する。コアエンジン18は、燃焼ガスを生成する機能がある。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かつ点火されて、燃焼ガスを発生する。高圧タービンブレード24によって燃焼ガスから幾らかの仕事が取り出されされ、高圧タービンブレード24は、コア駆動ファン37及び高圧圧縮機20を駆動する。高圧シャフト26は、周方向に間隔をおいて配置されたコア駆動ファンブレード36の単一の列を有するコア駆動ファン37を回転させ、このコア駆動ファンブレード36は、ほぼ半径方向内側に位置するブレードハブ部分39から環状のファンシュ라우드108によって分離されたほぼ半径方向外側に位置するブレード先端部分38を有する。

【0018】

燃焼ガスは、コアエンジン18から、それぞれ低圧タービンブレード28、29の第1及び第2の列を備えた第1及び第2の二重反転(互いに逆方向回転可能な)低圧タービン19、21を有する低圧タービンセクション150内に吐出される。第2の低圧タービン21は、第1の低圧シャフト30によって第1の二重反転ファン130に駆動結合され、

この組合せ又は組立体は、第1の低圧スプール240と呼ばれる。第1の低圧タービン19は、第2の低圧シャフト31によって第2の二重反転ファン132に駆動結合され、この組合せ又は組立体は、第2の低圧スプール242と呼ばれる。第2の二重反転ファン132は、ほぼ半径方向外向きに延びかつ周方向に間隔をおいて配置された第2のファンブレード32の単一の列を有する。第1の二重反転ファン130は、ほぼ半径方向外向きに延びかつ周方向に間隔をおいて配置された第1のファンブレード33の単一の列を有する。FLADEファンブレード5は、主として入口空気流量要件を弾力的に整合させるために使用される。

【0019】

FLADEダクト3内に配置されたFLADEファンブレード5の列は、第2の二重反転ファン132の第2のファンブレード32の列に取付けられかつ該第2のファンブレード32の列から半径方向外向きに延びるものとして示している。これに代えて、FLADEダクト内に配置されたFLADEファンブレード5の列は、特願2004-186143号に開示されているように、第1の二重反転ファン130の第1のファンブレード33の列に取付けられかつ該第1のファンブレード33の列から半径方向外向きに延びることができる。FLADEダクト3内に配置されたFLADEファンブレード5の列は、特願2004-186143号に開示されているように、2段式の第2の二重反転ファンの第2段ファンブレードの列に取付けられかつ該第2段ファンブレードの列から半径方向外向きに延びるようにすることもできる。

【0020】

図2及び図3を参照すると、ファンバイパスダクト40への第1のバイパス入口42が、第2の二重反転ファン132とコアエンジン18への環状コアエンジン入口17との軸方向間に配置されて、第1及び第2の二重反転ファン130、132からファンバイパスダクト内への2つの同軸のバイパス流路を形成する。第1の二重反転ファン130の第1のファンブレード33と第2の二重反転ファン132の第2のファンブレード32とは、第1のファンダクト138を横切って半径方向に配置される。周方向に間隔をおいて配置された第1のファンステータベーン35の列は、第1及び第2の二重反転ファン130、132の下流側でかつ第2の二重反転ファン132とファンバイパスダクト40への第1のバイパス入口42との軸方向間で、第1のファンダクト138を横切って半径方向に配置される。

【0021】

第1のファンダクト138内には、第1及び第2のファンブレード33、32を含む第1及び第2の二重反転ファン130、132と、周方向に間隔をおいて配置された第1のファンステータベーン35の列とが含まれる。第1のファンステータベーン35は、必要でない場合もある。コア駆動ファン37のコア駆動ファンブレード36の列は、環状の第2のファンダクト142を横切って半径方向に配置される。第2のファンダクト142は、第1のバイパス入口42の軸方向後方で始まり、ファンバイパスダクト40の半径方向内側に配置される。環状の第1の流れスプリッタ45が、第1のバイパス入口42と第2のファンダクト142との半径方向間に配置される。

【0022】

全エンジン空気流15は、FLADE入口8とファン入口11との間で分割される。ファン空気流50は、ファン入口11を通過し、次に第1及び第2の二重反転ファン130、132を通過する。ファン空気流50の第1のバイパス空気部分52は、第1のバイパス入口42内の前方可変面積バイパスインゼクタ(VABI)ドア44が開いている場合、ファンバイパスダクト40の第1のバイパス入口42を通過し、残りの空気部分54がコア駆動ファン37及びそのコア駆動ファンブレード36の列を通過する。

【0023】

第2のファンダクト142内の周方向に間隔をおいて配置されたコア駆動ファンステータベーン34の列は、第2のファンブレード32の列とコア駆動ファン37のコア駆動ファンブレード36との軸方向間に配置される。コア駆動ファンステータベーン34の列と

10

20

30

40

50

コア駆動ファン３７のコア駆動ファンブレード３６とは、第２のファンダクト１４２を横切って半径方向に配置される。ベーンシュラウド１０６が、コア駆動ファンステータベーン３４を、それぞれ半径方向内側ベーンハブ部分８５と半径方向外側ベーン先端部分８４とに分割する。ファンシュラウド１０８が、コア駆動ファンブレード３６を、それぞれ半径方向内側ブレードハブ部分３９と半径方向外側ブレード先端部分３８とに分割する。

【００２４】

第２のバイパス空気流部分５６は、コア駆動ファンステータベーン３４のベーン先端部分８４とコア駆動ファンブレード３６のブレード先端部分３８とを横切るファン先端ダクト１４６を通して、ファンバイパスダクト４０に通じる第２のバイパスダクト５８の第２のバイパス入口４６内に導かれる。第２のバイパス入口４６を通してファンバイパスダクト４０に至る流れを調整するために、第２のバイパスダクト５８の後方端部に、任意選択的な中間可変面積バイパスインゼクタ（ＶＡＢＩ）ドア８３を配置することができる。バイパス空気７８をコア吐出空気７０と混合するために、ファンバイパスダクト４０の後方端部には、後方可変面積バイパスインゼクタ（ＶＡＢＩ）ドア４９が配置される。後方ＶＡＢＩドア４９は、中空のエンジンノズルセンタボデー７２を構造的に支持しかつ該中空のエンジンノズルセンタボデー７２に空気を流す中空のストラット２０８の周方向間に配置されており、従ってこれらの図面の平面外にあるものとして示されている。

【００２５】

ファン先端ダクト１４６は、ベーンシュラウド１０６と、ファンシュラウド１０８と、ベーンシュラウド１０６の前方端部における第２の流れスプリッタ５５とを含む。それぞれベーンハブ部分８５及びベーン先端部分８４の流れ面積を独立して変えるために、第１の変更手段９１及び第２の変更手段９２が設けられる。例示的な第１及び第２の変更手段９１、９２は、それぞれ独立して可変のベーンハブ部分８５とベーン先端部分８４とを含む（米国特許第５，８０６，３０３号参照）。独立して可変のベーンハブ部分８５及びベーン先端部分８４の設計は、ベーンハブ部分８５及びベーン先端部分８４の全体を独立してピボット動可能にすることを含むことができる。その他の可能な設計が、米国特許第５，８０９，７７２号及び特開平１０－００８９１５号に開示されている。

【００２６】

独立して可変のベーンハブ部分８５及びベーン先端部分８４の別の実施形態は、独立して可変のベーンハブ部分８５及びベーン先端部分８４のピボット動可能な後縁ハブフラップ８６及び後縁先端フラップ８８を含む。第１及び第２の変更手段９１、９２は、独立してピボット動するフラップを含むことができる。ピボット動不能のファンステータベーン設計における別の変更手段は、軸方向に運動するユニゾンリングと、ジェットエンジンにおける機械的クリアランス調整のための公知の変更手段（すなわち、異なる熱膨張及び収縮率にも拘らずクリアランスを一定に維持するために、周方向に取り巻くシュラウドセグメントを、ロータブレード先端の列に対して半径方向に遠近するように機械的に移動させる）とを含む。ピボット動不能のファンステータベーン設計におけるさらに別のそのような変更手段には、航空機などにおける翼フラップを伸展及び後退させるような公知の手段が含まれる。

【００２７】

図２に示す例示的な第１及び第２の変更手段９１、９２は、外側シャフト９６内に同軸に配置された内側シャフト９４を含む。内側シャフト９４は、第１のユニゾンリング１００により作動される第１のレバーアーム９８によって回転させられる。外側シャフト９６は、第２のユニゾンリング１０４により作動される第２のレバーアーム１０２によって回転させられる。内側シャフト９４は、ファンステータベーン３４のベーンハブ部分８５のピボット動可能な後縁ハブフラップ８６に取付けられる。外側シャフト９６は、ファンステータベーン３４のベーン先端部分８４のピボット動可能な後縁先端フラップ８８に取付けられる。レバーアーム９８、１０２とユニゾンリング１００、１０４とは、全てファンステータベーン３４の半径方向外側に配置されることに注目されたい。その他のそのようなピボット動手段には、ジェットエンジン等における高圧圧縮機のピボット動する可変ス

10

20

30

40

50

テータベーンのための公知の手段が含まれる。

【 0 0 2 8 】

F L A D E ファンブレード 5 の列は、第 1 及び第 2 の二重反転ファン 1 3 0、1 3 2 の 1 つの半径方向外側に配置され、該第 1 及び第 2 の二重反転ファン 1 3 0、1 3 2 の 1 つに対して作動可能に結合され、かつ該第 1 及び第 2 の二重反転ファン 1 3 0、1 3 2 の 1 つによって駆動される。可変の第 1 の F L A D E ベーン 6 の軸方向前方列は、F L A D E 入口 8 及び F L A D E ダクト 3 内に入ることができる F L A D E 空気流 8 0 の量を調整するために使用される。F L A D E エンジン 1 の部分出力推力設定時に第 1 の F L A D E ベーン 6 を開閉することにより F L A D E ダクト 3 を開閉することは、高度及び飛行マッハ数のような亜音速飛行周囲条件の任意の設定における比較的広い推力範囲にわたって、エンジンが本質的に一定の入口空気流量を維持し同時にスピレージ抗力を回避することを可能にし、また飛行条件の範囲全体にわたってそのようにすることを可能にする。この性能は、特に亜音速部分出力エンジン作動状態にとって必要とされる。エンジンの所定の全出力推力設定において、ベーンは本質的に閉じられる。さらに、F L A D E 入口の環状の面積は、この面積がファン入口 1 1 から溢れるスピレージ空気の所定の最大量を受け入れるのに十分であるように、ファン入口 1 1 の環状のファン入口面積の一部となるような寸法にされる。F L A D E ファンブレード及対応する可変の F L A D E ベーンの付加的な列も、本発明では考えられていることに注目されたい。

10

【 0 0 2 9 】

高圧タービン 2 3 は、燃焼器 2 2 からの流れを高圧タービンブレード 2 4 の列に向ける高圧タービン (H P T) ノズルステータベーン 1 1 0 の列を含む。高圧タービンブレード 2 4 の列からの流れは、次にそれぞれ互いに逆方向回転可能な (二重反転する) 第 2 及び第 1 の低圧タービン 2 1、1 9 並びに低圧タービンブレード 2 9、2 8 の第 2 及び第 1 の列に向けられる。低圧ステータベーン 6 6 の列が、低圧タービンブレード 2 9、2 8 の第 2 及び第 1 の列間に配置される。

20

【 0 0 3 0 】

固定低圧ステータベーン 6 6 の列が、低圧タービンブレード 2 9、2 8 の第 2 及び第 1 の列間に配置される。別の実施形態では、低圧タービンブレード 2 9、2 8 の第 2 及び第 1 の列間に可変低圧ステータベーン 6 6 の列を組み込むことができる。第 1 の低圧タービン 1 9 及びその低圧タービンブレード 2 8 の第 1 の列は、高圧タービンブレード 2 4 の列に対して逆方向回転可能である。第 1 の低圧タービン 1 9 及びその低圧タービンブレード 2 8 の第 1 の列は、第 2 の低圧タービン 2 1 及びその低圧タービンブレード 2 9 の第 2 の列に対して逆方向回転可能である。

30

【 0 0 3 1 】

図 2 及び図 3 を参照すると、第 2 の二重反転低圧タービン 2 1 及びファンバイパスダクト 4 0 の下流側かつ軸方向後方には、可変スロット面積エンジンノズル 2 1 8 が設けられる。エンジンノズル 2 1 8 は、センタボデー 7 2 上の半径方向に固定されかつ軸方向に移動可能な環状の収束 / 発散内側壁 2 2 2 から半径方向外側に間隔をおいて配置された軸方向に移動可能な環状の半径方向外側壁 2 2 0 を含む。移動可能な環状の半径方向外側壁 2 2 0 は、該環状の外側壁 2 2 0 と半径方向に固定されかつ軸方向に移動可能な環状の内側壁 2 2 2 との間のスロット面積 A 8 を制御する。軸方向に移動可能な環状の外側壁 2 2 0 はまた、エンジンノズル 2 1 8 のノズル出口面積 A 9 も制御する。これに代えて、特開平 0 7 - 1 9 7 8 5 3 号に開示されたようなフラップ付き可変スロット面積収束 / 発散ノズルを使用することもできる。

40

【 0 0 3 2 】

複数の周方向に配置された中空のストラット 2 0 8 は、F L A D E ダクト 3 と流体連通しかつ該 F L A D E ダクト 3 から空気を受けるように作動可能である。中空のストラット 2 0 8 は、実質的に中空であるセンタボデー 7 2 を構造的に支持しかつ該センタボデー 7 2 に空気を流す。可変面積 F L A D E 空気ノズル 2 1 3 は、軸方向に移動可能なプラグ 1 7 2 を含み、このプラグ 1 7 2 は、センタボデー 7 2 の半径方向外側に配置された固定ノ

50

ズルカウリング１７４と協働して、中空ストラット２０８から受けたＦＬＡＤＥ空気流８０を排出し、推力の形態で仕事をエンジンに返す。任意選択的に、後方ＦＬＡＤＥ可変面積バイパスインゼクタドア１４４を通してＦＬＡＤＥ空気流８０の第２の部分の排気流１２２内に噴出させてもよい。

【００３３】

図４はノズル冷却装置を示しており、この装置においては、ＦＬＡＤＥ空気流８０の少なくとも幾らかが、中空のストラット２０８を通して実質的に中空のセンタボデー７２内に流される冷却空気２５１として使用される。次に冷却空気２５１は、センタボデー内の冷却孔２４９を通して流れてセンタボデー７２を冷却する。また、ＦＬＡＤＥ空気流８０の幾らかは、同様な方法でエンジンノズル２１８の環状の半径方向外側壁２２０を冷却する。環状の外側壁２２０及び中空のセンタボデー７２の冷却は、低圧タービンセクション１５０の後方かつ下流側の推力オーグメンタ又はアフタバーナが点火された時に特に重要である。センタボデー７２及びノズル又は中空のストラット２０８に沿ってフィルム冷却を行うために、冷却孔は傾斜させることができる。使用可能なタイプの冷却孔２４９には、孔、成形及び傾斜孔並びにスロット及び傾斜スロットがある。

【００３４】

再び図２及び図３を参照すると、二重反転ファン式エンジンの主たる目標は、エンジンのファンセクション内のステータベーンを排除することである。第２の目標は、タービン内のノズル又はベーンの数最少化することである。第３のスプール、すなわち第１及び第２の二重反転低圧スプールの１つを付加する複雑さと引き換えに、ファンステータベーンを取り除くことによる重量及びコストの削減が得られる。二重反転ファン式エンジンは、典型的には第１の二重反転ファン１３０のホイール速度よりも幾分低い第２の二重反転ファン１３２のホイール速度を有する。これが、その上にＦＬＡＤＥファンブレード５の列を取付けるのに第２の二重反転ファン１３２を選ぶ１つの理由である。

【００３５】

そのホイール速度が低いことが、第２の二重反転ファン１３２を高い相対マッハ数にする理由であり、この高い相対マッハ数は第１の二重反転ファン１３０によって与えられる逆方向渦流の結果として生じる。第２の二重反転ファン１３２の低いホイール速度は、正味ファンロータトルクを均一化するために第２の二重反転ファン１３２における仕事部分が少なくてもよいことを意味している。このように第２の二重反転ファン１３２からの出口渦流は十分に小さいので、下流において何らの渦流矯正ベーンも必要でない。

【００３６】

第１の二重反転ファン１３０に対する第２の二重反転ファン１３２の１つの例示的な速度比（ロータ２の速度／ロータ１の速度）は、０．７５であって、これは２つのファンの仕事比でもある。得られた仕事の分割は、第１の二重反転ファン１３０が５７．５％、第２の二重反転ファン１３２が残りの４２．５％である。現在の研究は、ＦＬＡＤＥファンブレード５の列の所要エネルギーが、ファンの全エネルギーの１５～３０％の範囲にあることを示している。

【００３７】

二重反転ファンについての１つの問題は、第１の低圧タービン１９における面積比要件である。慎重な設計手法は、タービンロータの軸方向移動によるタービンブレード先端クリアランスの変動を減らすためには、タービンロータ上の外側の傾斜を小さくするか皆無にすることを示唆している。設計手法はまた、タービンブレードハブの領域における過度の空気力学的損失を回避するために、タービンブレードハブの傾斜を約３０°よりも小さくすることを制約している。約１．４５を超えるロータ圧力比を有する第１の低圧タービンは、避けることが望ましい。タービンロータ圧力比は、タービンブレード入口圧力をタービンブレード出口圧力で除算したものと定義される。先行技術による二重反転ファン式エンジン設計は、第１の低圧タービンが約１．９の圧力比を有することを示している。これは、望ましいものよりも遥かに大きい。

【 0 0 3 8 】

第2の低圧スプール242における全仕事は、第2の二重反転ファン132によって行われる仕事とFLADEファンブレード5によって行われる仕事との和である。第2の二重反転ファン132に駆動結合された第1の低圧タービン19によって取り出される全仕事は、タービンノズルの無い構成における上記限界値を遙かに超えた第1の低圧タービン19圧力比を必要とする。この問題に対する解決策は、第2の二重反転ファン132の仕事要件を、第1の低圧タービン19が約1.45の圧力比と一致する点まで低減することである。

【 0 0 3 9 】

第2の二重反転ファン132の仕事を低減することは、次に第1の二重反転ファン130に要求される仕事に加算され、それによってファンの全仕事を回復させる。修正した段圧力比要件によって、適切なファン失速マージンが保たなくてはならない。第1及び第2の二重反転ファン130、132のロータ速度は、それらそれぞれの圧力比要件によって決まる。第2の二重反転ファン132のロータ速度は、その圧力比要件又はそれに代えてFLADEファンブレード5の圧力比要件によって決まる。図1～図3に示すエンジンの第2の二重反転ファン132における得られた仕事比は、約0.43であり、その速度比は、約0.73である。

【 0 0 4 0 】

離陸作動状態において騒音を低減し又は飛行中にエンジン入口空気流量を整合させるように最大エンジン空気流量性能を得るために、第1のFLADEベーン6を用いてFLADE空気流量80を調整することができる。超音速巡航状態においては、到達可能な最高比推力を可能にするように、FLADE空気流量をその最少エネルギー吸収空気流量にまで減少させることができる。FLADE空気流量の調整は、第2の低圧スプール242の第1の低圧タービン19の仕事要件を変えることになる。しかしながら、第1の低圧タービン19及びその低圧タービンブレード28の第1の列は、高圧タービン23の高圧タービンブレード24の列と第2の低圧タービン21及びその低圧タービンブレード29の第2の列との間に位置している。

【 0 0 4 1 】

第1の低圧タービン19の入口流量機能は、その定常状態作動域全体にわたり比較的一定に保たれることが期待される。第2の低圧タービン21の入口流量機能もまた、その定常状態作動域全体にわたり比較的一定を保たれることが期待される。従って、第1の低圧タービン19の圧力比は、比較的一定に保たれることが期待される。一定の圧力比において、第1の低圧タービン19の仕事出力は、比較的一定に保たれることになる。可変の第1のFLADEベーン6及びFLADEファンブレード5の列を閉じることによって、第1の低圧スプール240の低減した仕事入力要件と組み合わせさせた第1の低圧タービン19のこの一定の仕事出力は、トルク不均衡を生み出して低圧スプール240を加速することになる。

【 0 0 4 2 】

第1の低圧タービン19の圧力比は、この過度なトルクを防止するために調整されなくてはならない。この調整は、低圧タービンブレード28、29の第1及び第2の列間で可変低圧ステータベーン66の列を変化させて低圧タービンブレード29の第2の列に対する入口流量を調整することによって達成される。可変スロット面積A8は、第1の低圧タービン19による過度な取り出しを回避するのを助ける。

【 0 0 4 3 】

図5に示すのは、FLADE二重反転ファンと、第2の二重反転低圧タービン21及びファンバイパスダクト40の下流側かつ軸方向後方に配置されたシングル・エキスパンジョン・ランプ・ノズル300つまりSERNノズルと呼ばれる1つのタイプの二次元ノズルとを備えたFLADEエンジン1である。SERNノズルは、カウルが全くないか又はより小さく低いカウルしかないので、軽量かつ低摩擦抗力という独特な取付け性能特性を備えた可変面積非軸対称ノズルとして開発された。SERNノズルはまた、現在及び未来

10

20

30

40

50

の戦闘機／攻撃機のために開発されている低可観測（ＬＯ）排気ノズル技術も提供する。ＬＯノズルは、航空機の機体構造に滑らかに組み込まれるべきであり、また重量及び抗力によって航空機の性能を低下させてはならない。軍用機用の排気システムは、高い内部性能、小さなレーダ断面（ＲＣＳ）、低い赤外線（ＩＲ）シグネチャ、軽い取付け重量、低い取付け抗力及び場合によっては推力方向制御能力を含む航空機生存率を高めるための諸特性をもつべきである。

【００４４】

二次元ノズルが、推力方向制御を達成する目的で開発された。二次元方向制御可能排気ノズルには、排気ガスを上方向又は下方向に偏向させるために同時に傾斜する上方及び下方フラップが組み込まれる。フラップの傾斜角度を大きくすることにより、排気ガス流に与えられる転向量が増大する。

10

【００４５】

オーグメンタは、排気ケーシングとその内部に燃焼域を形成するライナと含む。再熱作動中にオーグメンタ内で燃焼させて付加的推力を発生させるように所望に応じて追加燃料を噴射するために、タービンと排気ノズルとの間に燃料噴射バーと保炎器とが取付けられる。バイパスターボファン式エンジンにおいては、ファン空気の一部をコアエンジンの周りを通してオーグメンタにバイパスさせるために、環状のバイパスダクトがファンからオーグメンタまで延びる。バイパス空気は、部分的には排気ライナを冷却するために使用され、また排気ノズルを通して吐出される前にコアガスと混合される。バイパスダクトをもたないターボジェットエンジンもまた、オーグメンタ及び可変面積二次元ノズルを使用することができる。

20

【００４６】

様々なタイプの保炎器が知られており、典型的には半径方向及び周方向のＶ字形溝を含み、これらの溝がなければコアガスは高速度で流れるのであるが、これらの溝は、それらの背後に局所的な低速再循環及びよどみ領域を形成して再熱作動中に燃焼を持続させる。コアガスはコアエンジン内における燃焼生成物であるから、それらがタービンを離れる時には始めは高温であり、再熱作動中にバイパス空気及び追加燃料と共に燃焼した時さらに加熱される。

【００４７】

排気ノズルを通る通視線に沿って見えるエンジンの高温部品は、赤外線信号又はシグナチャを発生する。回転しているタービンは、レーダで探知可能なシグナチャつまりレーダ断面（ＲＣＳ）を有する。ＳＥＲＮノズルを使用して、エンジンのレーダ断面を減少させ、エンジン排気ダクトを通しての赤外線（ＩＲ）放出、特にタービン及びオーグメンタ部品による赤外線放出を抑制かつ遮蔽することができる。軍用機の作戦行動における成功は、飛行中にミサイルのレーダ及び赤外線センサによって探知されない状態を保つ能力に一部依存している。エンジンの排気ガス、高温の金属タービン部品及び高温ガスと直接接触する高温金属壁により、エンジンは高レベルの赤外線エネルギーを放出することになる。作戦に従事する軍用機は、高性能の赤外線センサ及びレーダを使用した対空ミサイルに攻撃され易い。ＦＬＡＤＥ空気流８０の少なくとも幾らかは、図５に示すようにノズルの高温表面上を内部冷却及び／又はフィルム冷却するために使用するために、シングル・エクスパンジョン・ランプ・ノズル３００つまりＳＥＲＮノズルの少なくとも１つの内部空洞３１０に冷却空気２５１として流すことができる。

30

40

【００４８】

ＳＥＲＮノズル３００は、収束／発散二次元ガスタービンエンジン排気ノズルである。ノズル３００は、収束及び発散セクション３１５、３１７とこれら両セクション間の可変面積スロート３１８とを有するものとして示した収束／発散ノズルである。発散セクション３１７は、横方向に間隔をおいて配置された上方及び下方発散フラップ３５８、３６０を含み、これら両フラップは、ノズル軸線３６８に沿って長手方向下流方向に延び、この図には示していない２つの横幅方向に間隔を置いた第１及び第２の側壁間に配置される。例示的な実施形態におけるノズル軸線３６８は、長手方向中心線１２と同一直線上にある

50

が、エンジンのその他の実施形態又は用途においては、同一直線上にある必要はない。

【 0 0 4 9 】

ノズルは、上方及び下方要素と上向き方向及び下向き方向という用語を用いて説明している。これは便宜上そうするのであって、上方及び下方フラップ並びにその他の要素は上下逆であってもよい。ノズルの取付けが、この図に示した実施形態とは上下反対であるようなノズルの実施形態もある。上方及び下方の選択は、説明を容易にするためのものである。

【 0 0 5 0 】

上方及び下方発散フラップ 3 5 8、3 6 0 は、それぞれ内側に向いた上方及び下方フラップ面 3 7 4、3 7 6 を有し、これら両面は側壁と共に、それらの間に排気流流路 3 8 0 の少なくとも一部を形成する。下方発散フラップ 3 6 0 は、ノズル軸線 3 6 8 から離れる方向に広がるエキスパンション・ランプ 3 8 8 を有する。上方及び下方発散フラップ 3 5 8、3 6 0 は、それを通して F L A D E 空気流 8 0 の少なくとも幾らかを冷却空気 2 5 1 としてそれぞれ上方及び下方フラップ面 3 7 4、3 7 6 上に流す冷却孔 2 4 9 を有する。冷却孔は、内部空洞 3 1 0 と流体受入れ連通しているものとして示しているが、傾斜させて両面に沿ってフィルム冷却を行うようにすることもできる。

【 0 0 5 1 】

ノズルから出る排気流 4 0 4 を方向付けすることによってエンジンの推力を方向制御する能力をノズル 3 0 0 に与えるために、上方及び下方発散フラップ 3 5 8、3 6 0 は軸線の周りで回転可能である。上方及び下方発散フラップ 3 5 8、3 6 0 は、エンジン作動中にノズルのノズル出口 4 0 8 を通るノズル軸線 3 6 8 に沿った通視線を遮蔽するように移動可能である。発散フラップは、ノズル軸線に対して鋭角を成してノズル出口を通る通視線を遮蔽するように配置することができる。上方発散フラップ 3 5 8 は、全体的に平坦又は凸状であり、下方発散フラップ 3 6 0 は、全体的に凹状である。

【 0 0 5 2 】

図 6 に示すエンジン内のファンセクション 1 1 5 は、単一回転方向ファン 3 3 0 のみを有し、またファンセクション 1 1 5 は、固定ジオメトリ入口ダクト 4 と直接流体流れ連通している。F L A D E ファンブレード 5 の列は、ファンセクション 1 1 5 の半径方向外側に配置されかつ該ファンセクション 1 1 5 を囲む F L A D E ダクト 3 を横切って半径方向に延びる。F L A D E ファンブレード 5 の列は、単一回転方向ファン 3 3 0 の半径方向外側に配置され、該単一回転方向ファン 3 3 0 に作動可能に結合されかつ該単一回転方向ファン 3 3 0 によって駆動される。コアエンジン 1 8 は、下流方向の直列軸流関係で、コア駆動ファンブレード 3 6 の列を有するコア駆動ファン 3 7 と、高圧圧縮機 2 0 と、燃焼器 2 2 と、高圧タービンブレード 2 4 の列を有する高圧タービン 2 3 とを含む。エンジン 1 の中心線 1 2 の周りに同軸に配置された高圧シャフト 2 6 は、高圧圧縮機 2 0 と高圧タービンブレード 2 4 とを固定相互結合する。コアエンジン 1 8 は、燃焼ガスを生成する機能がある。高圧圧縮機 2 0 からの加圧空気は、燃焼器 2 2 内で燃料と混合されかつ点火されて、燃焼ガスを発生する。高圧タービンブレード 2 4 によって燃焼ガスから幾らかの仕事が取り出され、高圧タービンブレード 2 4 は、コア駆動ファン 3 7 及び高圧圧縮機 2 0 を駆動する。高圧シャフト 2 6 は、周方向に間隔をおいて配置されたコア駆動ファンブレード 3 6 の単一系列を有するコア駆動ファン 3 7 を回転させ、このコア駆動ファンブレード 3 6 は、ほぼ半径方向内側に位置するブレードハブ部分 3 9 から環状のファンシュラウド 1 0 8 によって分離されたほぼ半径方向外側に位置するブレード先端部分 3 8 を有する。

【 0 0 5 3 】

燃焼ガスは、コアエンジン 1 8 から、低圧タービンブレード 3 2 8 の少なくとも 1 つの列を備えた単一回転方向低圧タービン 3 1 9 を有する低圧タービンセクション 1 5 0 内に吐出される。低圧タービン 3 1 9 は、低圧シャフト 3 2 1 によって単一回転方向ファン 3 3 0 に駆動結合される。単一回転方向ファン 3 3 0 は、ほぼ半径方向外向きに延びかつ周方向に間隔をおいて配置されたファンブレード 3 3 3 の少なくとも 1 つの列を有する。F L A D E ファンブレード 5 は、主として入口空気流量要件に弾力的に整合させるために使

10

20

30

40

50

用される。

【 0 0 5 4 】

本明細書では本発明の好ましい例示的な実施形態であると考えられるものについて説明してきたが、本明細書の教示から本発明のその他の変更が当業者には明らかであろう。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。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 5 5 】

【図 1】 F L A D E 航空機ガスタービンエンジンに通じる固定ジオメトリ入口ダクトの第 1 の例示的な実施形態の概略断面図。

10

【図 2】 第 1 及び第 2 の二重反転ファンを備えた図 1 の F L A D E 航空機ガスタービンエンジンの概略断面図。

【図 3】 移動ノズルカウル及びプラグを有する可変排気ノズルを備えた図 2 の F L A D E 航空機ガスタービンエンジンの概略断面図。

【図 4】 図 3 のエンジン内の冷却可能ノズルの概略断面図。

【図 5】 シングル・エキспанジョン・ランプ・ノズルを備えた図 3 のエンジンの概略断面図。

【図 6】 図 1 の固定ジオメトリ入口ダクトに接続された単一回転方向ファンセクションを備えた F L A D E 航空機ガスタービンエンジンの概略断面図。

【符号の説明】

20

【 0 0 5 6 】

1 F L A D E ファン式航空機ガスタービンエンジン

2 F L A D E ファン

3 F L A D E ダクト

4 固定ジオメトリ入口ダクト

5 F L A D E ファンブレード

6 可変の第 1 の F L A D E ペーン

7 可変の第 2 の F L A D E ペーン

8 F L A D E 入口

9 固定ジオメトリ入口ダクトの移行セクション

30

1 0 超音速航空機

1 1 ファン入口

1 3 エンジン入口

1 7 コアエンジン入口

1 8 コアエンジン

1 9 第 1 の低圧タービン

2 0 高圧圧縮機

2 1 第 2 の低圧タービン

2 2 燃焼器

2 3 高圧タービン

40

2 5 推進システム

3 7 コア駆動ファン

4 0 ファンバイパスダクト

7 2 エンジンノズルセンタボデー

1 1 5 ファンセクション

1 3 0 第 1 の二重反転ファン

1 3 2 第 2 の二重反転ファン

1 7 2 プラグ

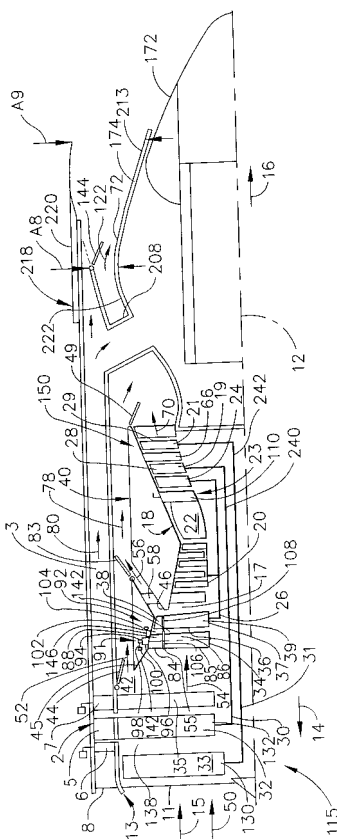
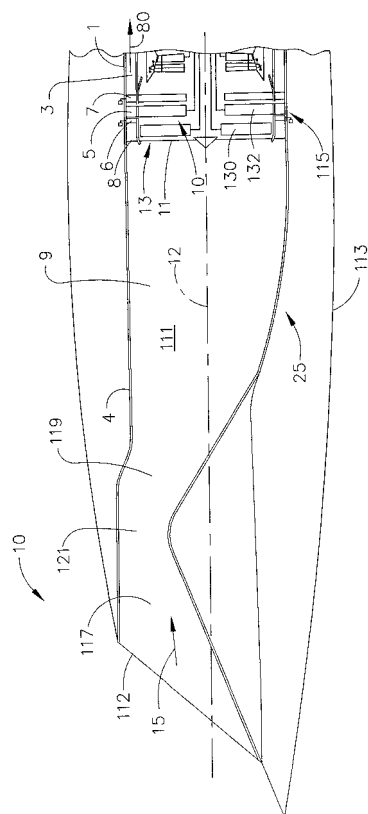
1 7 4 ノズルカウリング

2 0 8 中空のストラット

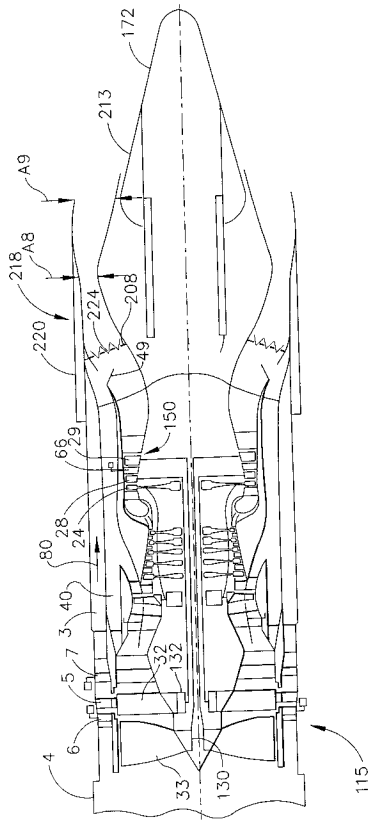
50

300 シングル・エキスパンジョン・ランプ・ノズル

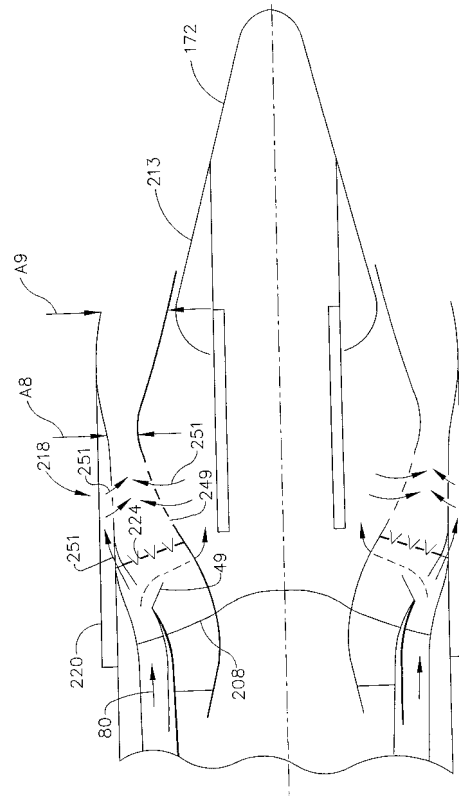
【圖 2】



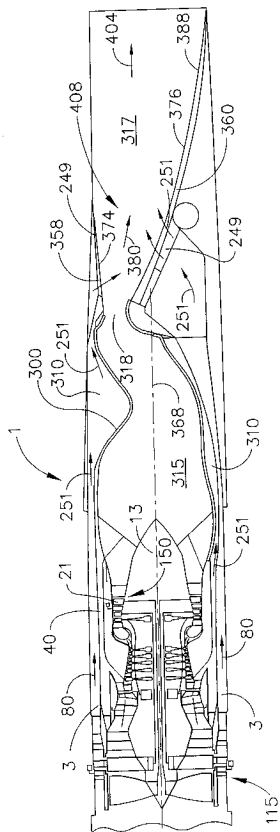
【図 3】



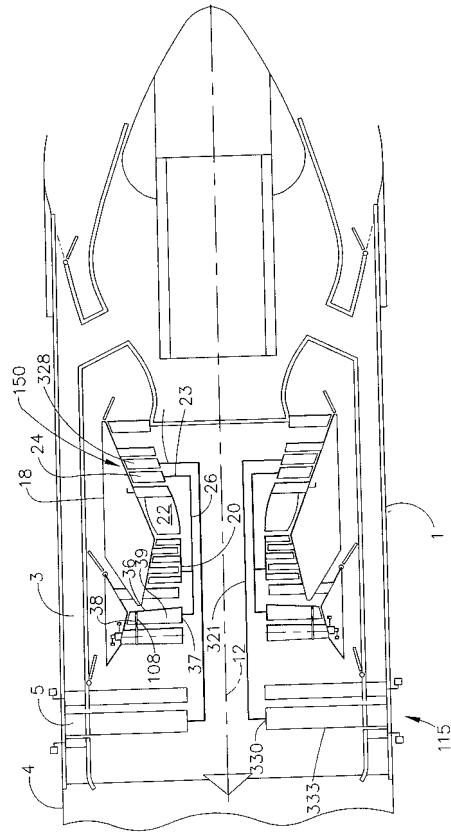
【図 4】



【図 5】



【図 6】



フロントページの続き

(72)発明者 ジェームズ・エドワード・ジョンソン
アメリカ合衆国、オハイオ州、ハミルトン、アニー・ルー・ドライブ、8番

審査官 寺町 健司

(56)参考文献 特開平07-197853(JP,A)
米国特許第05102050(US,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F02K 3/06, 077
F02C 7/04-057