

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6471148号
(P6471148)

(45) 発行日 平成31年2月13日(2019.2.13)

(24) 登録日 平成31年1月25日(2019.1.25)

| | | | |
|---------------|--------------|------------------|------------|
| (51) Int. Cl. | | F I | |
| FO2K | 1/38 | (2006.01) | FO2K 1/38 |
| FO2K | 1/15 | (2006.01) | FO2K 1/15 |
| FO2K | 3/075 | (2006.01) | FO2K 3/075 |
| FO2K | 3/077 | (2006.01) | FO2K 3/077 |

請求項の数 13 (全 13 頁)

| | | | |
|---------------|-------------------------------|-----------|---------------------|
| (21) 出願番号 | 特願2016-512928 (P2016-512928) | (73) 特許権者 | 390041542 |
| (86) (22) 出願日 | 平成26年4月25日 (2014.4.25) | | ゼネラル・エレクトリック・カンパニー |
| (65) 公表番号 | 特表2016-517927 (P2016-517927A) | | アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123 |
| (43) 公表日 | 平成28年6月20日 (2016.6.20) | | 45、スケネクタデイ、リバーロード、1 |
| (86) 国際出願番号 | PCT/US2014/035497 | | 番 |
| (87) 国際公開番号 | W02015/012919 | (74) 代理人 | 100137545 |
| (87) 国際公開日 | 平成27年1月29日 (2015.1.29) | | 弁理士 荒川 聡志 |
| 審査請求日 | 平成29年4月14日 (2017.4.14) | (74) 代理人 | 100105588 |
| (31) 優先権主張番号 | 13/888,967 | | 弁理士 小倉 博 |
| (32) 優先日 | 平成25年5月7日 (2013.5.7) | (74) 代理人 | 100129779 |
| (33) 優先権主張国 | 米国 (US) | | 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】 ジェットエンジン用の複数ノズル分流器

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

3つの空気流ストリームを航空機ターボファンエンジンに提供するファン部分を有する航空機ターボファンエンジン(10)であって、

1次ノズル(128)を通じて排出されるコア空気流を受けるエンジンコアと、

バイパス空気ストリーム流れを受け取るバイパスダクト(18)と、

第3のストリーム空気流を受け取る第3の空気ダクト(132)と、

を備え、

前記第3のストリーム空気流が、前記第3の空気ダクトを流れて、前記第3の空気ダクトが空気入口と空気出口とを有し、前記第3の空気ダクトの空気出口が更に、2次ノズル(142)と、前記1次ノズル(128)と、前記2次ノズル又は前記1次ノズルの少なくとも一方に前記第3の空気流を配向する流れダイバータバルブ(140)とを含み、

10

前記2次ノズルは、前記1次ノズルの外側フラップにわたる前記第3のストリーム空気流を配向するように位置づけられる、航空機ターボファンエンジン(10)。

【請求項2】

3つの空気流ストリームをエンジンに提供するファン部分を有する航空機ターボファンエンジン(10)であって、

1次ノズル(128)を通じて排出されるコア空気流を受けるエンジンコアと、

バイパス空気ストリーム流れを受け取るバイパスダクト(18)と、

20

第3のストリーム空気流を受け取る第3の空気ダクト(132)と、
を備え、

前記第3のストリーム空気流が、前記第3の空気ダクトを流れて、前記第3の空気ダクトが空気入口と空気出口とを有し、前記第3の空気ダクトの空気出口が更に、2次ノズル(142)と、前記1次ノズル(128)と、前記2次ノズル又は前記1次ノズルの少なくとも一方に前記第3の空気流を配向する流れダイバータバルブ(140)とを含み、

前記ダイバータバルブがパッシブバルブであり、

前記パッシブダイバータバルブが、前記第3の空気ダクトにおける前記第3のストリーム空気の圧力に打ち克って、前記第3の空気ダクトと前記1次ノズルとの間の流体連通を遮断して前記第3のストリーム空気を前記2次ノズルにのみ配向する第2の位置に付勢される、航空機ターボファンエンジン(10)。

10

【請求項3】

前記パッシブダイバータバルブが、前記1次ノズルから前記第3の空気ダクト内への高温ガスの逆流を遮断する第2の位置に付勢される、請求項2に記載の航空機ターボファンエンジン(10)。

【請求項4】

3つの空気流ストリームをエンジンに提供するファン部分を有する航空機ターボファンエンジン(10)であって、

1次ノズル(128)を通じて排出されるコア空気流を受けるエンジンコアと、

バイパス空気ストリーム流れを受け取るバイパスダクト(18)と、

第3のストリーム空気流を受け取る第3の空気ダクト(132)と、
を備え、

20

前記第3のストリーム空気流が、前記第3の空気ダクトを流れて、前記第3の空気ダクトが空気入口と空気出口とを有し、前記第3の空気ダクトの空気出口が更に、2次ノズル(142)と、前記1次ノズル(128)と、前記2次ノズル又は前記1次ノズルの少なくとも一方に前記第3の空気流を配向する流れダイバータバルブ(140)とを含み、

前記ダイバータバルブがアクティブバルブであり、

前記アクティブダイバータバルブが、該ダイバータバルブの位置を決定し制御するコントローラと通信状態にあり、

前記第3の空気ダクトが更に、前記コントローラと通信状態で空気圧力を監視する圧力センサを含む、航空機ターボファンエンジン(10)。

30

【請求項5】

前記1次ノズルを含む前記第3のストリーム空気流のための前記空気出口が更に、前記1次ノズルにおける拡大フラップ&シール(146)内に形成された拡大スロットに沿って前記流れダイバータバルブの間に流体連通を含む、請求項2乃至4のいずれかに記載の航空機ターボファンエンジン(10)。

【請求項6】

前記パッシブダイバータバルブが、前記第3の空気ダクトにおける前記第3のストリーム空気の圧力により、前記1次ノズル及び前記2次ノズルへの流体連通を提供する第1の位置に付勢される、請求項2または3に記載の航空機ターボファンエンジン(10)。

40

【請求項7】

前記1次ノズルへの前記第3のストリーム空気の流れが更に、前記1次ノズルにおける拡大フラップ&シールに対して冷却を提供する、請求項6に記載の航空機ターボファンエンジン(10)。

【請求項8】

前記アクティブダイバータバルブが、エンジンF A D E Cと通信状態にある、請求項4に記載の航空機ターボファンエンジン(10)。

【請求項9】

50

前記エンジン F A D E C が、前記エンジンの作動条件に基づいて前記アクティブダイバータバルブの位置を決定する、請求項 8 に記載の航空機ターボファンエンジン (1 0) 。

【請求項 1 0】

前記第 3 の空気ダクトにおける前記第 3 のストリーム空気流の圧力が、前記バイパス空気ストリーム流れの圧力よりも低い圧力である、請求項 2 乃至 9 のいずれかに記載の航空機ターボファンエンジン (1 0) 。

【請求項 1 1】

前記第 3 の空気ダクトに提供される第 3 のストリーム空気が、前記バイパス空気ストリームの前方で前記エンジンのファン部分から抽気される、請求項 2 乃至 1 0 のいずれかに記載の航空機ターボファンエンジン (1 0) 。

10

【請求項 1 2】

前記第 3 のストリーム空気が、ブレードオンファンによって前記第 3 の空気ダクトに提供され、前記第 3 の空気ダクトにおける前記第 3 のストリーム空気が、前記コア空気流及びバイパス空気ストリーム流れからシールされている、請求項 2 乃至 1 1 のいずれかに記載の航空機ターボファンエンジン (1 0) 。

【請求項 1 3】

前記流れダイバータバルブが、前記 1 次ノズルの断面にわたって前記 1 次ノズルに隣接した前記第 3 の空気ダクト内に配置される、請求項 2 乃至 1 2 のいずれかに記載の航空機ターボファンエンジン (1 0) 。

20

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0 0 0 1】

本発明は、3ストリームターボファンエンジンに関し、具体的には、3ストリームターボファンエンジン用ダイバータ(分流器)バルブに関する。

【背景技術】

【0 0 0 2】

空中戦闘、偵察及び監視などの軍事用途で使用されるほとんどの航空機エンジンは、増強ターボファンである。推力の増強は、要求時、すなわちオンデマンドで航空機に追加の推力を提供する。

30

【0 0 0 3】

全てのターボファンエンジンは、少なくとも2つの空気ストリームを含む。エンジンによって利用される全ての空気は、最初にファンを通過し、次いで、2つの空気ストリームに分けられる。内側空気ストリームは、コア空気と呼ばれ、エンジンの圧縮機部分に入り、ここで圧縮される。次に、この空気は、エンジンの燃焼器部分に送給され、ここで燃料と混合されて燃料が燃焼する。次いで、燃焼ガスは、エンジンのタービン部分を通して膨張し、該タービン部分は、高温の燃焼ガスからエネルギーを取り出し、取り出したエネルギーは、圧縮機及びファンを稼働するのに使用され、また、補機を作動させるための電力を生成するのに使用される。次に、残りの高温ガスは、エンジンの排気部分に流入して、航空機に前進航行をもたらす推力を生成する。

40

【0 0 0 4】

外側空気流体ストリームは、エンジンコアをバイパスし、ファンによって加圧される。外側空気流体ストリームに基づく他の仕事は行われず、外側空気流体ストリームは、コアの外部でエンジンを軸方向下流側に進む。また、バイパス空気流体ストリームを用いて、ファンストリームに熱交換器を導入することによる航空機冷却を行うことができる。タービンの下流側では、外側空気流体ストリームは、排気システムにおけるエンジンハードウェアを冷却するのに使用される。追加の推力が必要になる(要求される)と、ファンバイパス空気流体ストリームの一部は、推力増強装置に再配向され、ここでコア流及び燃料と混合されて、航空機を移動させる追加の推力を提供する。

【0 0 0 5】

50

排気口の後方では、収縮 - 拡大 (C - D) ノズルが、コアが最適に稼働するように適正な背圧を設定する。C - D ノズルは、ノズルスロート A 8 を通るガス流をチョーキングし、所要質量流量を設定するのに必要に応じて A 8 を変化させることにより上記のことを達成している。

【 0 0 0 6 】

特定の可変サイクル航空機エンジンは、第 3 のダクトを利用してファンバイパス流の量を変化させることにより、推力の変化に対して比較的一定の空気流を達成している。これらの可変サイクルエンジンを利用する航空機は、より効率的に亜音速出力設定にて及び広範な飛行エンベロープにわたって入口空気流を維持することができる。可変サイクルエンジンの 1 つの特定のタイプは、FLADE (商標) エンジン (FLADE (商標) は「ブレードオンファン (blade on fan)」の頭文字) と呼ばれ、第 3 の空気ダクト内に空気を流入させる外側ファンダクトによって特徴付けられ、該外側ファンダクトは、内側ファンダクトとほぼ同心環状で且つ該内側ファンダクトを囲み、内側ファンダクトはコアとほぼ同心環状で且つコアを囲む。この第 3 の空気ストリームは、従来技術の FLADE (商標) 開示物において記載されるようにブレードオンファン機構により加圧される。FLADE (商標) ブレードは、回転ファンブレードから半径方向外向きにあり、該回転ファンブレードに直接接続され、ファンブレードは、シャフト上に装着されたディスクに組み付けられる。FLADE (商標) の位置は設計考慮事項であり、本設計は、所望の FLADE (商標) 空気 (第 3 のストリーム空気) の温度及び圧力に基づいて選択される。妥協点は、より高い圧力の FLADE (商標) 作動空気はより高温の状態である。1995 年 4 月 11 日に Johnson に付与され本出願人に譲受された米国特許第 5,404,713 号明細書を参照されたい。本特許は引用により本明細書に組み込まれる。

【 0 0 0 7 】

これらの可変サイクル設計において、入口空気が分かれて、バイパス及びコアに加えて第 3 の空気ストリームを形成する。この第 3 の空気ストリームは、上述のコア空気ストリーム又はバイパス空気ストリームの何れよりも低い温度及び圧力で提供することができる。第 3 の空気ストリームの圧力は増大させることができるが、それでも尚、ブレードオンファンすなわち FLADE (商標) 翼形部及びダクトを用いてバイパス空気ストリームを下回る温度及び圧力に維持される。従来技術の第 3 のストリーム空気流は、C - D ノズルの直前又は直後の何れかでコア排気口内に排気されていた。しかしながら、第 3 のストリームダクト又は FLADE (商標) ダクトに流れる低温の空気を利用した最近の実施形態において、第 3 の空気ストリーム内での熱交換器の配置は、第 3 のストリームダクト又は FLADE (商標) ダクト内での空気の圧力低下が生じた。熱交換器の導入による圧力の変化は、高出力運転時のような排気圧力が高い状態、及び低マッハポイントのような第 3 のストリームに対する入口圧力が低い状態で第 3 のストリーム空気をコア排気口に排出できない結果をもたらす。この結果として、これらの飛行条件下では第 3 のストリームダクトにおける空気流の中断又は不十分な流れとなり、第 3 のストリームダクトにおける空気流の滞留、及び更にはガスの逆流 (流れの反転) を生じる可能性がある。第 3 のストリーム空気の滞留は、特定の状況下でブレードオンファン機構に対する失速状態につながり、起こり得るハードウェア損傷並びにファン入口スピル抗力に起因して航空機に作用する追加抗力をもたらす可能性がある。

【 0 0 0 8 】

不十分な空気流は、冷却を第 3 のストリーム空気に依存する熱交換器又は他のハードウェアの冷却に悪影響を及ぼす可能性があるため、必要とされているのは、あらゆる動作条件で第 3 のストリームダクト又は FLADE (商標) ダクトにおいて空気流の中断又は有意な低減が無いように第 3 のストリームダクト空気を連続的に排出できる装置である。理想的には、第 3 のストリームダクトの空気流は、航空機に推力及び作動性が付加されるように低圧領域に排出されるようにする。

【 先行技術文献 】

【特許文献】

【0009】

【特許文献1】米国特許第5,404,713号明細書

【特許文献2】米国特許第4,064,692号明細書

【発明の概要】

【0010】

本発明の航空機ターボファンエンジンは、該エンジンに3つの空気流ストリームを提供するファン部分を含む。エンジンは、3つの空気ストリーム、すなわち、従来のコア空気流、従来のバイパス空気ストリーム流れ、及び第3のストリームすなわちFLADE（商標）ストリームを利用する。流れダイバータバルブは、第3のダクト内に載置されて、第3の空気ストリームすなわちFLADE（商標）ストリームを制御する。流れダイバータバルブは、第3の空気ストリームすなわちFLADE（商標）ストリームを1次ノズル又は2次ノズルに、或いは両方に配向して、第3の空気ストリームを排気できるようにする。ダイバータバルブにより、生じている状況にとって最も有効な排気位置に第3のストリームを配向することができる。従って、全てのFLADE（商標）ストリーム空気は、2次ノズルに配向されて、巡航中の水力発生を最適にし、燃料消費率（SFC）を改善することができる。2次ノズルの排気口は、ほとんどの場合、A8又はA8の直ぐ後方で圧力よりも低い圧力であり、その結果、常に低い第3のストリーム圧力で流れが排出されるようになる。或いは、ダイバータバルブは、A8又はA8の直ぐ後方で圧力が低下したときにFLADE（商標）ストリーム空気を1次ノズルに配向して、推力増強及び高速巡航状態の間は推力を提供し、拡大フラップ&シールの冷却を助け、これによりこれらの部品の寿命を延ばすようにする。ダイバータバルブはまた、必要に応じて、システム要件のバランスをとり、起こり得る流れ制限に対処するため、FLADE（商標）ストリーム空気を1次ノズル及び2次ノズルの両方に同時に配向することができる。

10

20

【0011】

第3のストリーム又はFLADE（商標）空気の排出により、より低温の第3のストリーム冷却空気の確実な供給がタービンの保護を可能にするので、コアがより高温で稼働できるようになる。第3のストリームにおいて熱交換器を用いて、タービン冷却空気の温度を下げて、タービンハードウェアが高温環境で耐え抜くことができるようにすることができる。

30

【0012】

本発明の別の利点は、排気温度が最高であるとみなされたときに、推力増強並びに高速巡航下で拡大フラップ&シールを冷却するため第3のダクトからの冷却空気が利用可能となることである。

【0013】

最後に、第3のダクト又はFLADE（商標）ダクトは、低温低圧の第3のストリーム空気又はFLADE（商標）ダクト空気を連続的に排出することだけでなく、入口にて空気を吸入することにおいても依存することができる。第3のダクト又はFLADE（商標）ダクトは、入口壁の変形の大部分に対応し、ファン、コア、又はバイパス空気ストリームに対する入口変形を最小限にする。これにより、ファン及びコア/圧縮機が小さな失速マージンで作動できるようになる。ファン及びコアが小さな失速マージンで作動しているときには、エンジンは、高圧力比で作動することができ、これは、より高い推力及び効率につながる。また、ダイバータバルブが2次ノズルに流れを配向するときには、外側フラップにわたる第3のストリームダクト又はFLADE（商標）ダクトの流れは、ポータールドラッグを更に低減しながら、外側フラップにわたるより安定した流れ場を生成する。

40

【0014】

本発明の他の特徴及び利点は、例証として本発明の原理を示す添付図面を参照しながら、以下の好ましい実施形態のより詳細な説明から明らかになるであろう。

【図面の簡単な説明】

50

【0015】

【図1】ダイバータバルブの位置並びにFLADE（商標）又は第3のダクト空気流のための排気流路を示す、本発明の排気システムの断面図。

【図2】拡大スロットに沿った1次ノズル及び2次ノズルの両方に空気流を配向するFLADE（商標）ダクトにおけるダイバータバルブを示す図。

【図3】アクティブダイバータバルブを示す図。

【図4】選択可能な排気流路を示す、図3のアクティブダイバータバルブを示す図。

【図5】パッシブダイバータバルブを示す図。

【図6】選択可能な排気流路を示す、図5のパッシブダイバータバルブを示す図。

【図7】コア空気ストリーム及びバイパス空気ストリームを有する従来技術のターボファンエンジンの断面図。

【図8】コア空気ストリーム、バイパス空気ストリーム及びFLADE（商標）又は第3の空気ストリームを有する本発明のターボファンエンジンの断面図。

【発明を実施するための形態】

【0016】

FLADE（商標）空気ストリームを有する本発明のターボファンと、2つの空気ストリームを有する従来技術のターボファンエンジンとの間の差違は、FLADE（商標）ダクトを含むターボファンを描いた図8と、従来技術のターボファンエンジンを描いた図7とを参照すると理解することができる。FLADE（商標）ダクトと第3のストリーム空気ダクト、並びにFLADE（商標）空気ストリームと第3の空気ストリームは、本明細書では同義的に用いることができ、これら2つの間の差違は、冷却空気がダクトに流入する経路である。しかしながら、本明細書に記載される構造及び方法は、ダクト中の空気の排出に関するものである。このため、これらの用語は同義的に使用される。

【0017】

図7において、空気は、多段ファン部分12を通過してエンジン10に吸い込まれる。図7に示すように、ファン部分は、3つの段を有するが、ファン部分12は、3つよりも多い又は少ない段を有することができることは理解されるであろう。ファン部分12の下流側には圧縮機部分14がある。第3の段16の後、空気は、バイパスダクトと圧縮機部分14との間で分割され、コア空気は圧縮機部分14に送られ、バイパス空気はバイパスダクト18に送られる。

【0018】

コア空気は、当業者に周知の方式でエンジン内を進む。コア空気は、圧縮機部分14から燃焼器部分20に送給され、ここで燃料と混合されて燃焼する。次いで、高温の燃焼ガスは、タービン部分22に流れ、ここで高温の燃焼ガスが膨張する。推力増強装置部分24は、タービン部分22の後方に存在し、必要に応じて、すなわち要求時に追加の出力を提供するのに利用できるが、通常は、巡航飛行モード中に作動可能ではない。推力増強装置部分24は、高温燃焼ガスがタービン22から流出するときに該燃焼ガスを受け取るエンジン10の排気口部分26の前面に位置付けられる。排気口部分26の後方にはノズル28があり、該ノズルは、収縮-拡大(C-D)ノズルである。ノズル28を通過する高温ガスは、航空機を前方に移動させる推力を提供する。最小ノズル直径が、図7においてA8で示されている。

【0019】

図7に示されるバイパスダクト18を通過するバイパス空気ストリームは、熱交換器30を通過して排気口部分26の外部に沿って通過し、ここで該空気ストリームは、排気口ハードウェアを冷却するのに用いることができる。バイパス空気ストリームは、第3のファン段16の後方でバイパスダクト18内に分流されるように図示されているが、所定の要因に応じてより前段又は後段にて分流することもできる。巡航モードにおいて、バイパス空気ストリームはノズル28に流れ、ここで空気ストリームが流出してエンジン推力に寄与するようになる。推力増強された飛行モードでは、バイパス空気ストリームの一部は、推力増強装置部分24に分流され、ここで燃料と混合されて推力増強飛行用に燃焼する。

【 0 0 2 0 】

推力増強ターボファンエンジンにおけるコア及びファン空気は更に分割されて、第3のダクトを流れる第3の空気ストリームを形成し、該第3のダクトは、ブレードオンファン推力増強を用いて第3のストリームに空気が供給される場合にFLADE（商標）ダクトと呼ばれることがある。或いは、第3のストリームは、バイパス空気ストリームを提供する前方のファン段又はファン段より前でファンから抽気することができ、その結果、第3のストリームダクト及びその供給空気は、FLADE（商標）ストリームとは呼ばれなくなる。本発明は、第3のダクトから空気を排出することに関連しているため、第3のダクトにおける空気がブレードオンファン機構から供給されるか、又はバイパス空気ストリームの供給源の前方のファン段から空気流を分流することによるかどうかは全く重要ではない。エンジンのファン部分から空気を抽気する第3のダクト132を利用したあらゆる機構を本発明で用いることができる。第3のダクトに抽気された又は他の方法で第3のダクトに供給された空気は、バイパス空気ストリームとして利用される空気よりも低い圧力及び温度を有していなければならない。このことは、第3のダクトがバイパス空気ストリームよりも低く加圧されなければならないことを意味する。この課題を達成する従来手法は、低い温度及び圧力の空気であるため、バイパス空気ストリームに使用されるファン段の前にあるファン段から空気又は加圧空気を抽気することである。例えば、図8に描かれるように、第3のダクト空気は、第2のファン段136に関連するブレードオンファン機構により加圧されるが、バイパス空気ストリームが第3のファン段116からの抽気空気により加圧される限りは、第2のファン段136から抽気される空気も効果的なものとなる。第3のダクト132に供給される空気がバイパス空気ストリーム用に供給される空気のファン段の前方にあるファン段から供給される他の何れの機構も効果的なものとなる。より高いファン段はより高温及び高圧の空気を提供するので、第3のダクト132用の空気が吸い込まれる段の選択は妥協の産物である。より高い温度は、第3のダクト132における空気の潜在的冷却能力に悪影響を及ぼし、より高い圧力は、第3のダクト空気を拡大スロットに提供できるエンジン作動範囲を拡張する。

10

20

【 0 0 2 1 】

図8は、エンジン110の断面図であり、第3のストリーム空気がエンジンのファン部分にて第3のダクトに流入するFLADE（商標）機構を描いている。図7及び8のエンジンのコア及びバイパス部分は、実質的に同じ様態で作動する。両方のエンジンにおける同様の部品は、図7及び7において識別符号の最後の2桁が同じである。FLADE（商標）機構における第3のダクト及びこれを流れる空気は、コア空気及びバイパス空気ストリームからシールされている。この第3の空気ストリームの圧力は、第3のダクト132においてFLADE（商標）翼形部のブレードオンファン機構134を用いて増大される。入口ガイドベーン（IGV）は、FLADE（商標）ダクト132内への空気の流れを制御するのを助ける。エンジンが巡航及び偵察状態で作動しているときには、FLADE（商標）IGVは、FLADE（商標）ダクトへの空気の流れを最大にする所定位置に回転する。高巡航状態及び推力増強下では、これらの物理的な設定は逆にされ、FLADE（商標）IGVは、FLADE（商標）ダクトへの空気の流れを最小にする所定位置に回転する。

30

40

【 0 0 2 2 】

従来技術の第3のストリーム空気流れは、C-Dノズルの直前か又は後方でコア排気口に排出していた。しかしながら、第3のストリームダクト132又はFLADE（商標）ダクトに流れる冷却空気の低い温度を利用した図8に示すような熱交換器の配置は、第3のストリームダクト132又はFLADE（商標）ダクト内での空気の圧力低下をもたらした。熱交換器の導入による圧力の変化は、一部の条件下で、すなわち他の典型的な第3のストリーム排気位置において、この位置のシンク圧力が高すぎる理由から、第3のストリーム空気をコア排気口内へ排出できない結果をもたらした。第3のストリーム空気がこの位置において排出されるときには、一部の飛行条件下で第3のストリームダクトにおいて空気流の許容できない中断があったことが判明した。

50

【 0 0 2 3 】

図 8 において、推力増強装置の前方の空気流が描かれており、FLADE（商標）ダクト 1 3 2 内に吸い込まれる空気は、第 2 のファン段 1 3 6 に配置されたブレードオンファン機構 1 3 4 の作動により圧力が増大される。FLADE（商標）ダクト 1 3 2 における空気は、バイパスダクト 1 1 8 における空気よりも低い温度及び圧力である。上述のように、第 3 のストリーム空気はまた、バイパス空気ストリームのバイパスダクト 1 1 8 への分流の前に第 3 のストリームダクト 1 3 2 に分流することができる。この第 3 の空気ストリーム又は FLADE（商標）ストリームは、冷却能力が増大しており、これを用いて広範な電気システムを冷却して、ハードウェアの耐久性を改善し、また、ファン又はエンジンコアからの入口変形を低減し、ファン/コアを小さな失速マージンで稼働できるようにすることができる。しかしながら、FLADE（商標）空気ストリームの圧力が低いことにより、コア/バイパス空気ストリームに導入されないようにし、また、推力をもたらすことになる方式で全ての飛行条件にて C - D ノズルを通じて加速されないようにする。このような構成において、低圧の FLADE（商標）空気ストリームにより C - D ノズル内への流れが阻止され、FLADE（商標）ダクト 1 3 2 において空気が逆流し、これにより FLADE（商標）空気流が阻止される。状況によっては、背圧は、第 3 のストリーム圧力よりも高く、第 3 のダクト 1 3 2 と連通した構成要素に対する損傷をもたらす恐れのある流れ反転を生じる。第 3 のストリーム空気を周囲圧力で大気に単に放出する代替の構成は、これは、性能及び効率の両方に関して深刻な欠点をもたらすので、望ましい解決策ではない。

10

20

【 0 0 2 4 】

図 1 に示すように、ダイバータバルブ 1 4 0 の使用により、第 3 のダクトからの空気流を 2 次ノズル 1 4 2 内に、又は拡大スロット 1 4 4 に沿って収束ノズルと外側フラップ及びシールとの間のアパーチャに排出することができる。ダイバータバルブ 1 4 0 を通って 2 次ノズル 1 4 2 内又は拡大スロット 1 4 4 内に入る FLADE（商標）空気流の排気は図 2 に描かれており、ダイバータバルブの位置 1 4 0 が図 1 に示されている。ダイバータバルブ 1 4 0 は、好ましくは、A 7 の軸方向位置又はその下流側の第 3 のダクト又は FLADE（商標）ダクトに位置付けられ、ここで A 7 は、図 1 に示される収束フラップ及びシールの上流側端部にある断面領域である。ダイバータバルブの好ましい位置は、図 1 に描かれた位置 1 4 0 である。しかしながら、A 7 の上流側又は下流側の他の何れかの位置におけるダイバータバルブの配置により、第 3 のダクト 1 3 2 における空気流を 2 次ノズル 1 4 2、拡大フラップ&シール 1 4 6、又は必要に応じて流れ導管を含めてこれら 2 つの何らかの組み合わせに選択的に配向することができる。本明細書で使用される場合、拡大スロットを通る空気流とは、拡大フラップ&シール 1 4 6 において拡大スロット 1 4 6 を通って排出される空気流を意味する。

30

【 0 0 2 5 】

図 1 に描かれた拡大スロット 1 4 4 は、高速コアストリームに実質的に平行に位置付けられることによって排出スロットとして機能する。コア内の高速ガスは低い静圧をもたらす、これは、拡大スロット 1 4 4 を通る第 3 のストリーム空気の流れを吸い込むのを助ける。しかしながら、一定の条件下では、第 3 のストリームの全圧は十分に低く、拡大スロットは、排出効果にもかかわらず所要の第 3 のストリーム流を通すことができないことになる。これは、例えば、入口でのラム圧力が低い一部の高出力低マッハ飛行条件において発生し、第 3 のストリームの低い全圧を生じる可能性がある。この場合、ダイバータバルブ 1 4 0 は、第 3 のストリームダクト 1 3 2 からの空気が 2 次ノズル 1 4 2 を通って流れるのを可能にする。2 次ノズルの出口における空気圧力は、全ての飛行条件において周囲圧力以下であり、従って、第 3 のダクト 1 3 2 における空気の圧力よりも低くなる。その結果、第 3 のダクト 1 3 2 を通る確実な空気流を得ることができる。

40

【 0 0 2 6 】

ダイバータバルブ 1 4 0 は、2 次ノズル 1 4 2 又は拡大スロット 1 4 4 の何れかに空気流を選択的に配向するあらゆる装置とすることができる。図 3 及び 4 は、第 3 のダクトか

50

らの空気流を2次ノズル142又は1次ノズル128における拡大スロット144の何れかに、或いは両方のノズルに配向するアクティブ制御バルブ250を描いている。図3及び図4の1つの実施形態において、ダイバータバルブは、第3のダクト132の空気が、拡大スロット144を通じて1次ノズル128と2次ノズル142の両方への流れを引き起こすように構成される。図4(a)はまた、第3のダクト132から2次ノズル142にのみ空気流を配向するよう構成されたアクティブ制御バルブ250を示し、図4(c)は、第3のダクト132から拡大スロットを通じて1次ノズル128にのみ空気流を配向するよう構成されたアクティブ制御バルブ250を示している。

【0027】

ダイバータバルブ140を通る空気の流れは、エンジン作動条件に依存する。ダイバータバルブ140の位置は、A8にて、又はA8の直ぐ後方で第3のダクト132及び1次ノズルにおける空気圧力を測定するセンサによって決定することができる。航空機エンジン用の独立コントローラ又は全自動デジタルエンジン制御(F A D E C (商標))といった複雑なコントローラは、測定値を分析して、ダイバータバルブ140がアクティブバルブであるときにダイバータバルブの適正な位置を決定することができる。

10

【0028】

或いは、A8又はA8の直ぐ後方で第3のダクト132を通る空気の圧力は、異なる作動条件での試験中に測定することができ、ダイバータバルブの適正な位置は、これらの測定値に基づいて決定することができる。これらの作動条件でのダイバータバルブ140の位置は、エンジンF A D E C (商標)にプログラムすることができ、エンジンF A D E C (商標)は、ダイバータバルブ140に対して、エンジンの作動条件に基づいて2次ノズル又は拡大スロット、もしくは両方に空気を配向するのに適正な位置に移動するよう命令することができる。

20

【0029】

図5及び6は、2次ノズル142に、又は2次ノズルと拡大スロット144の両方に空気流を選択的に配向するパッシブ制御バルブ260としてダイバータバルブを示している。ダイバータバルブ140は、その位置が第3のダクト132における第3のストリーム空気の圧力によって決定されるのでパッシブである。高マッハ飛行ポイントなどのより高い第3のストリーム圧力条件では、F L A D E (商標)ダクト又は第3のダクトの圧力は、ダイバータバルブ140を制御する機械的力よりも大きく、よってダイバータバルブ140が引き戻される。第3のストリームの低い圧力条件において、F L A D E (商標)ダクト又は第3のダクト132の圧力は、ダイバータバルブ140に作用する機械的力よりも小さく、よって、ダイバータバルブは、拡大スロット144及びひいては1次ノズル128への空気通路を遮断する位置まで移動する。この位置は、空気を2次ノズル142に選択的に送るだけでなく、F L A D E (商標)ダクト又は第3のダクト132へのコアガスの逆流を阻止する。

30

【0030】

図5及び図6(b)において、第3のダクト132における空気流は、ダイバータバルブ140における機械的力に打ち克って、第3のダクト132の空気を拡大スロット144を通じて1次ノズル128に及び2次ノズル142に流動させる位置にダイバータバルブ140を移動させるのに十分である。図6(a)は、空気流を第3のダクト132から2次ノズル142にのみ配向するよう構成されたパッシブ制御バルブ260を示す。上記で検討したように、A8での静圧が第3のダクト132における全圧よりも大きい動作モード時には、拡大スロットを流れる空気は無く、全ての空気流は、ダイバータバルブを通過して2次ノズル142に配向されることになる。しかしながら、A8での圧力が第3のダクト132における全圧よりも小さいときには、図6(b)に示すように、空気流は、パッシブバルブ260を通過して拡大スロット144と2次ノズル142の両方に配向することができる。

40

【0031】

ダイバータバルブは、第3のストリームダクト132における何れかの位置に配置する

50

ことができる。ダイバータバルブ140のほとんどの好ましい位置は、1次ノズル断面A7に隣接した第3のストリームダクト132内にあり、ここでは1次又は2次ノズルの何れかへの第3のストリーム空気の流れを配向するのに追加の配管を必要としない。ダイバータバルブ140は、第3のストリームダクト132内の他の位置に配置することができるが、この位置で効果的に作動するために追加の配管が必要となる場合がある。

【0032】

好ましい実施形態を参照しながら本発明を説明してきたが、本発明の範囲から逸脱することなく種々の変更を行うことができ且つ本発明の要素を均等物で置き換えることができる点は理解されるであろう。加えて、本発明の本質的な範囲から逸脱することなく、特定の状況又は物的事項を本発明の教示に適合するように多くの修正を行うことができる。従って、本発明は、本発明を実施するために企図される最良の形態として開示した特定の実施形態に限定されるものではなく、また本発明は、提出した請求項の技術的範囲内に属する全ての実施形態を包含することになるものとする。

10

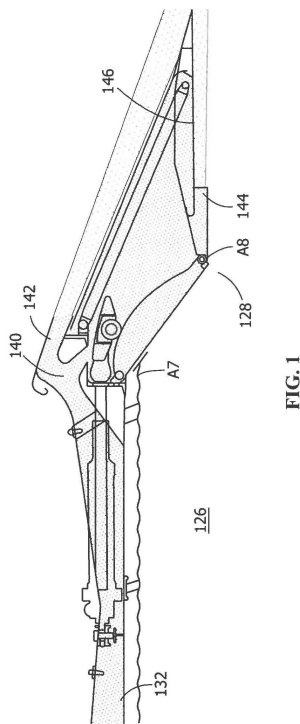
【符号の説明】

【0033】

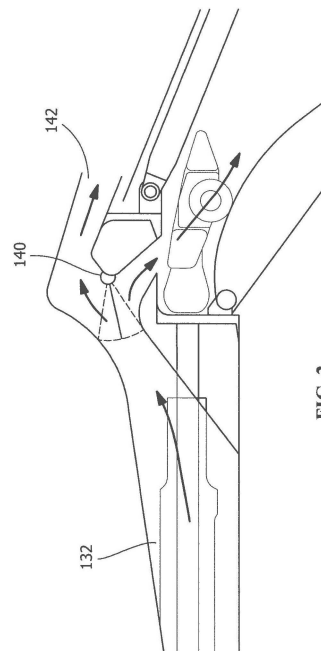
- 126
- 128 1次ノズル
- 132 第3のダクト
- 140 ダイバータバルブ
- 142 2次ノズル
- 144 拡大スロット
- 146 拡大フラップ&シール
- A7 1次ノズル断面
- A8 ノズルスロート

20

【図1】



【図2】



【 図 3 】

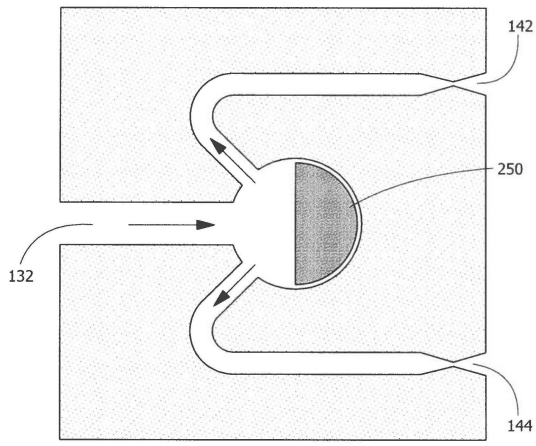


FIG. 3

【 図 4 】

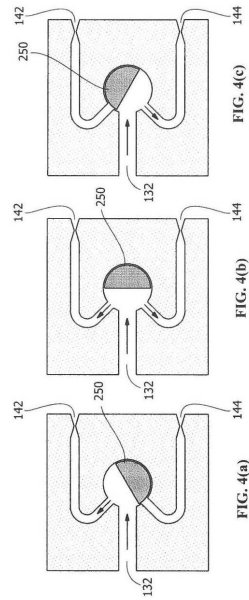


FIG. 4(c)

FIG. 4(b)

FIG. 4(a)

【 図 5 】

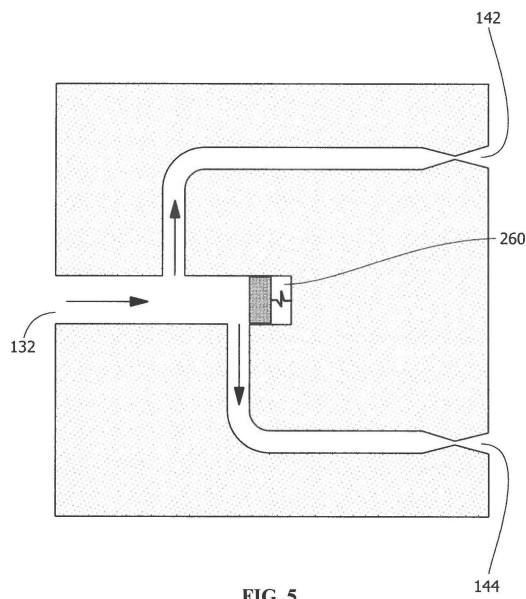


FIG. 5

【 図 6 】

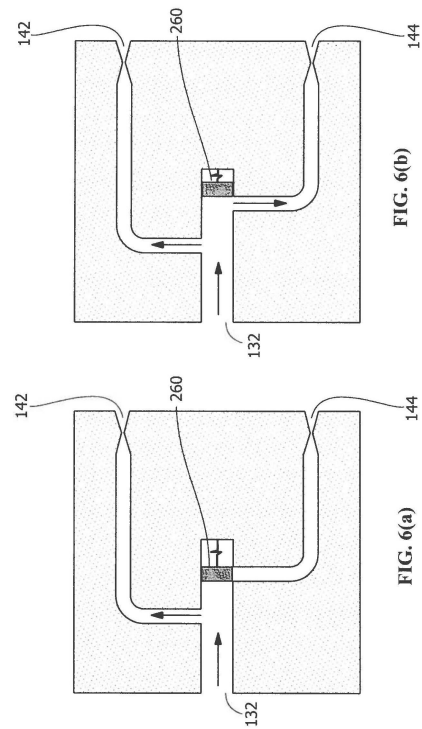


FIG. 6(b)

FIG. 6(a)

【 図 7 】

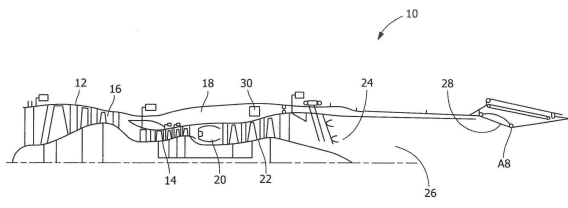
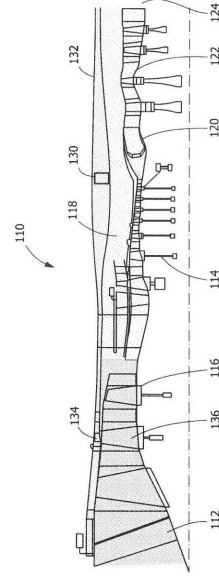


FIG. 7
従来技術

【 図 8 】



フロントページの続き

- (72)発明者 ドーソン, デヴィッド・リン
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215-1988、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ
- (72)発明者 ラリヴィエール, エリン・リー
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215-1988、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ
- (72)発明者 ピーターセン, ブライアン・ジョセフ
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215-1988、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ
- (72)発明者 エルホースト, ロバート・ジェローム
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215-1988、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ

審査官 金田 直之

- (56)参考文献 特開2008-151135(JP, A)
特開2006-132533(JP, A)
特開平07-197853(JP, A)
特開平04-228837(JP, A)
米国特許第04926633(US, A)
特開2012-180086(JP, A)
特開平06-010764(JP, A)
特開2007-218255(JP, A)
特開2005-069222(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02K 1/15 - 1/18,
1/38, 3/06,
3/075 - 3/077
F02C 7/00