

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5325367号  
(P5325367)

(45) 発行日 平成25年10月23日(2013.10.23)

(24) 登録日 平成25年7月26日(2013.7.26)

(51) Int.Cl. F 1  
FO2K 3/12 (2006.01) FO2K 3/12

請求項の数 7 外国語出願 (全 8 頁)

(21) 出願番号	特願2005-68300 (P2005-68300)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成17年3月11日(2005.3.11)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開2005-256840 (P2005-256840A)		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
(43) 公開日	平成17年9月22日(2005.9.22)	(74) 代理人	100137545
審査請求日	平成20年3月10日(2008.3.10)		弁理士 荒川 聡志
審査番号	不服2012-6083 (P2012-6083/J1)	(74) 代理人	100105588
審査請求日	平成24年4月5日(2012.4.5)		弁理士 小倉 博
(31) 優先権主張番号	10/799, 523	(74) 代理人	100129779
(32) 優先日	平成16年3月12日(2004.3.12)		弁理士 黒川 俊久
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100113974
			弁理士 田中 拓人
		(72) 発明者	ジョン・ビー・タルコ
			アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・チェスター、オレゴン・パス、6474番
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジンを運転するための方法及び装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

少なくとも1つの第1のタービン(20)を含むコアエンジン(13)と第1の排気口(32)とを含む、航空機の推力を発生するための少なくとも1つの推進ガスタービンエンジン(11)と、

入口と少なくとも1つの第2のタービン(44)と第2の排気口(80)とを含み、前記少なくとも1つの推進ガスタービンエンジン(11)から独立して運転可能である少なくとも1つの補助エンジン(12)と、

前記入口と前記少なくとも1つの推進ガスタービンエンジン(11)との間に結合された中間冷却器(60)と、

前記補助エンジン(12)の前記第2の排気口(80)及び前記少なくとも1つの推進ガスタービンエンジン(11)の前記第1の排気口(32)に流体連通した状態で結合された可変面積バイパスインジェクタ(82)と、

を含み、

前記入口が前記少なくとも1つの推進ガスタービンエンジン(11)に流体連通した状態で結合されて、前記推進ガスタービンエンジン(11)を通して流れる空気流(31)の一部を前記推進ガスタービンエンジン(11)の前記第1のタービン(20)の上流で該推進ガスタービンエンジン(11)から取り出しかつ前記補助エンジン(12)に流して動力を発生するようになっており、

前記中間冷却器(60)が、前記少なくとも1つの補助エンジン(12)の動力発生を増

大させることが可能である

ことを特徴とする、航空機ガスタービンエンジン組立体（10）。

【請求項2】

前記少なくとも1つの推進ガスタービンエンジン（11）から取り出した空気流（31）が、該推進ガスタービンエンジン（11）に流入する空気流よりも高い圧力で前記少なくとも1つの補助エンジン（12）に流される、請求項1記載の航空機ガスタービンエンジン組立体（10）。

【請求項3】

前記少なくとも1つの補助エンジン（12）が、前記航空機ガスタービンエンジン組立体（10）の運転時に増大したシャフト馬力を発生するのを可能にする、請求項1記載の航空機ガスタービンエンジン組立体（10）。

10

【請求項4】

前記補助エンジン（12）に結合された、該補助エンジン（12）の前記第2のタービン（44）の運転速度を制御するための制御システム（62）をさらに含む、請求項1記載の航空機ガスタービンエンジン組立体（10）。

【請求項5】

前記制御システム（62）が、前記補助エンジン（12）に流体連通した状態で結合された少なくとも1つの絞り弁（61）を含む、請求項4記載の航空機ガスタービンエンジン組立体（10）。

【請求項6】

前記少なくとも1つの補助エンジン（12）が、前記少なくとも1つの推進ガスタービンエンジン（11）のサージマージンを向上させるのを可能にする、請求項3記載の航空機ガスタービンエンジン組立体（10）。

20

【請求項7】

前記補助エンジン（12）が、前記少なくとも1つの推進ガスタービンエンジン（11）の運転性能を向上させるのを可能にする、請求項1記載の航空機ガスタービンエンジン組立体（10）。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

30

【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、航空機推進及び補助動力用に用いるガスタービンエンジンを運転するための方法及び装置に関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンは、一般的に空気を加圧するための圧縮機を含む。加圧された空気は、燃料と混合されて燃焼器に流れ、燃焼器において燃料/空気混合気は燃焼室内で点火されて、高温燃焼ガスを発生する。燃焼ガスは、タービンに流れ、タービンは、燃焼ガスからエネルギーを取り出して圧縮機に動力を供給すると共に、有用な仕事を行う。その後、排気ガスは排気ノズルを通して吐出され、従って反動推進力を発生する。

40

【0003】

最新の航空機では、油圧及び電気負荷が増大してきている。飛行コンピュータ、通信機器、ナビゲーション機器、レーダ、環境制御システム、最新式ウェポンシステム及び防衛システムが航空機に組合されるので、ガスタービンエンジンの要求電気負荷が増大する。飛行制御装置、ポンプ、アクチュエータ及び他の補機が航空機に組合されるので、ガスタービンエンジンの要求油圧負荷が増大する。少なくとも一部の公知の航空機内部では、機械的シャフト出力を用いて油圧ポンプ、発電機及びオルタネータに動力を供給する。より具体的には、電気及び油圧機器は、一般的にタービンに結合されたシャフトによって駆動される補機ギヤボックスに結合される。付加的電力又は油圧出力が必要な場合には、所定の最大温度及び/又は出力作動レベルに達するまで、付加的燃料が燃焼器に加えられる。

50

## 【 0 0 0 4 】

高度が増してくるにつれて空気濃度が希薄になるので、航空機をより高い高度で飛行させた場合、エンジンは、エンジンがより低い高度で発生するのと同じシャフト出力を発生するためにはより強力に働かなければならない。仕事が増大する結果として、タービンは高い作動温度で運転されることになり、エンジンの所定運転限度値を超えるのを防止するためにシャフト出力を制限するか又は減少させなければならなくなる。

## 【 0 0 0 5 】

少なくとも一部の公知のガスタービンエンジン内部では、電力及び油圧出力はまた、補助動力装置（APU）によって発生される。APUは、航空機に推力を供給するガスタービンエンジンから独立して運転される小型ターボシャフトエンジンである。より具体的には、APU運転はまた、空気濃度によっても影響を受け、またさらに所定温度及び性能限度値によっても運転を制限されるので、APUは、一般的に航空機が地上にある場合又は航空機が飛行中に緊急状態にある場合にのみ運転される。

【特許文献1】米国特許6,457,305号公報

## 【発明の開示】

## 【課題を解決するための手段】

## 【 0 0 0 6 】

1つの態様では、ガスタービンエンジン組立体を組み立てる方法を提供する。本方法は、少なくとも1つの圧縮機と1つの燃焼器と少なくとも1つのタービンとを備えたコアエンジンを含む少なくとも1つの推進ガスタービンエンジンを準備する段階を含む。本方法はまた、推進ガスタービンエンジンの運転時に推進ガスタービンエンジンに流入する空気流の少なくとも一部分をコアエンジンタービンの上流で該推進ガスタービンエンジンから取り出しかつ補助エンジンに流して動力を発生させるように、補助エンジンを推進ガスタービンエンジンに結合する段階を含む。

## 【 0 0 0 7 】

別の態様では、ガスタービンエンジン組立体を提供する。本ガスタービンエンジン組立体は、少なくとも1つの推進ガスタービンエンジンと少なくとも1つの補助エンジンとを含む。少なくとも1つの推進ガスタービンエンジンは、ファンとファンの下流のコアエンジンとを含む。補助エンジンは、動力を発生するために用いられ、少なくとも1つの入口と少なくとも1つのタービンとを含む。入口は、推進ガスタービンエンジンのコアエンジンに流れ連通状態で結合されて、コアエンジンに流入する空気流の一部分を補助エンジンによって用いるために流すようになっており、また推進ガスタービンエンジンは、ガスタービンエンジン組立体の推力を発生する。

## 【 0 0 0 8 】

さらに別の態様では、航空機ガスタービンエンジン組立体を提供する。ガスタービンエンジン組立体は、少なくとも1つの推進ガスタービンエンジンと少なくとも1つの補助エンジンとを含む。推進ガスタービンエンジンは、少なくとも1つのタービンを備えたコアエンジンを含む。推進ガスタービンエンジンは、航空機の推力を発生するために用いられる。補助エンジンは、入口と少なくとも1つのタービンと排気口とを含み、入口は推進ガスタービンエンジンと流れ連通状態で結合されて、推進エンジンを通して流れる空気流の一部分を推進エンジンタービンの上流で該推進エンジンから取り出しかつ補助エンジンに流して動力を発生するようになっている。

## 【発明を実施するための最良の形態】

## 【 0 0 0 9 】

図1は、推進ガスタービンエンジン11と後でより詳細に説明するように複合サイクルの形態で互い結合された補助動力ユニット又は補助動力エンジン12とを含むガスタービンエンジン組立体10の例示的な概略図である。より具体的には、ガスタービンエンジン組立体10は、後でより詳細に説明するように、シャフト出力と航空機（図示せず）の推進力と発生するのを可能にする。

## 【 0 0 1 0 】

10

20

30

40

50

ガスタービンエンジン 11 は、コアエンジン 13 とファン組立体 14 と低圧タービン組立体 20 とを含む。コアエンジン 13 は、高圧圧縮機 16 と燃焼器（図示せず）と高圧タービン 18 とを含む。ファン組立体 14 とタービン 20 とは、第 1 のシャフト 22 によって結合され、また圧縮機 16 とタービン 18 とは、第 2 のシャフト 23 によって結合される。ガスタービンエンジン 11 はまた、入口側 24 と排出側 26 とを含む。1 つの実施形態では、エンジン 11 は、オハイオ州シンシナティ所在の General Electric Aircraft Engines から購入可能な F118-GE-100 型ターボファンエンジンである。

【0011】

運転中、矢印 30 で表す入口空気はファン組立体 14 に流入し、ファン組立体 14 において空気は加圧され、矢印 31 で表すように、上昇した圧力及び温度でコアエンジン 13 に向かって、より具体的には高圧圧縮機 16 に向かって下流方向に吐出される。1 つの実施形態では、エンジン 11 はバイパスダクト（図示せず）を含み、ファン組立体 14 から吐出された空気 31 の一部分がさらに、コアエンジン 11 ではなくバイパスダクト内にも流れるようになっている。

10

【0012】

高度に加圧された空気 35 は燃焼器（図示せず）に送られて、燃焼器内において、加圧空気 35 は燃料と混合されかつ点火される。燃焼ガスは、タービン 18 及び 20 を回転させ、これらタービン 18 及び 20 は、それぞれ圧縮機 16 及びファン組立体 14 を駆動する。この例示的な実施形態では、コアエンジン排気 32 は、エンジンから吐出されて、ガスタービンエンジン組立体 10 による推進力を発生する。この例示的な実施形態では、コアエンジン排気 32 は、コアエンジン排気口 32 及び補助エンジン排気口 80 に流れ連通状態で結合された可変面積バイパスインジェクタ 82 に流れる。別の実施形態では、コアエンジン排気 32 は、コアエンジン排気口 32 に流れ連通状態で結合された混合ダンパー（図示せず）に流れる。さらに別の実施形態では、コアエンジン排気流及びファン空気は、補助エンジン排気口 80 から別々に吐出されて推力を発生する。

20

【0013】

補助動力エンジン 12 は、後でより詳細に説明するように、エンジン 11 に流れ連通状態で結合され、圧縮機 42 と高圧タービン 44 と低圧タービン 46 とを含む。圧縮機 42 と高圧タービン 44 とは、第 1 のシャフト 43 によって結合されて、燃焼ガスがタービン 44 を回転させると、タービン 44 は圧縮機 42 を駆動するようになる。補助エンジン 12 はまた、低圧タービン 46 に結合された第 2 のシャフト 48 を含み、第 2 のシャフト 48 が、航空機で用いるための矢印 49 で表すシャフト出力を供給する。出力 49 は、それに限定されないが、オルタネータ、発電機及び / 又は油圧ポンプのような機器を駆動するために用いることができる。1 つの実施形態では、補助動力エンジン 12 は、オハイオ州シンシナティ所在の General Electric Company から購入可能でありかつ本発明に従って改造した T700-GE-701 型エンジンのようなターボシャフトエンジンである。

30

【0014】

補助ダクト配置（図示せず）により、補助動力エンジン 12 をエンジン 11 に結合して、コアエンジン 13 に向かって流れる空気 31 の一部分が補助動力エンジン 12 に導かれることを可能にする。より具体的には、矢印 52 で表す補助空気流は、コアエンジンタービン 18 の上流位置でコアエンジン 13 から取り出される。この例示的な実施形態では、空気流 52 は、高圧圧縮機 16 から抽気され、補助エンジン圧縮機 42 に向かって送られる。別の実施形態では、補助動力エンジン 12 は、一対のエンジン 11 に流れ連通状態で結合されて、各エンジン 11 から高圧空気流 54 を受ける。さらに別の実施形態では、一対の補助動力エンジン 12 は、単一のエンジン 11 に流れ連通状態で結合されて、両方もエンジン 11 から高圧空気流 54 を受ける。より具体的には、この例示的な実施形態では、圧縮機 16 は多段圧縮機であり、空気 52 は、補助エンジン 12 の圧力、温度及び流量要件に基づいて任意の圧縮機段において取り出すことができる。別の実施形態では、空

40

50

気 5 2 は、圧縮機 1 6 の下流で取り出される。さらに別の実施形態では、空気 5 2 は、圧縮機 1 6 の上流で取り出される。1 つの実施形態では、圧縮機 1 6 内に流れ込む空気のおよそ最大 1 0 % 又はそれ以上までが、補助エンジン 1 2 で用いるために取り出される。さらに別の実施形態では、空気 5 2 は、それから取り出すことに限定されないが、ブースタ中間段、ブースタ吐出口、ファン中間段、ファン吐出口、圧縮機入口、圧縮機中間段又は圧縮機吐出ブリードポートの何れかから取り出される。別の実施形態では、ファン 1 4 内に流れ込む空気のおよそ最大 1 0 % 又はそれ以上までが、補助エンジン 1 2 で用いるために取り出される。

【 0 0 1 5 】

別の実施形態では、エンジン 1 1 は、加圧又は圧縮空気を補助動力エンジン 1 2 に供給する。例えば、1 つの実施形態では、航空機客室に供給された加圧空気は、航空機環境制御システム内で用いた後に補助動力エンジン 1 2 に送られる。さらに別の実施形態では、補助動力エンジン 1 2 は、エンジン 1 1 からの空気流と環境空気流とを混合したものを受ける。

10

【 0 0 1 6 】

補助エンジン 1 2 に向かって導かれる補助空気流 5 4 は、ガスタービンエンジン組立体 1 0 に流入する空気流 3 0 よりも高圧かつ高温である。その上に、補助空気流 3 0 は、ガスタービンエンジン組立体 1 0 に流入する空気流よりも上昇した圧力及び温度であるので、空気流 5 4 の濃度は、より低い高度において補助エンジン 1 2 に流入する空気流の濃度にほぼ同じである。従って、補助エンジン 1 2 の出力は、コアエンジン 1 1 の運 20  
 転時における流入空気の濃度に比例するので、補助エンジン 1 2 は、より低い高度において補助エンジン 1 2 によって得られるのとほぼ同じ運転及び性能特性でより高い高度において運転可能である。例えば、F 1 1 0 / F 1 1 8 型系列のエンジンで用いた場合には、補助エンジン 1 2 は、該補助エンジン 1 2 が独立して海水準において運転しているとした場合に得られるのとほぼ同じ馬力及び運転特性を 3 0 0 0 0 ~ 4 0 0 0 0 フィートの高度において発生する。従って、運行飛行高度において、コアエンジン 1 1 から取り出される比較的少量の高圧空気、補助動力エンジン 1 2 は、海水準における運転において該補助動力エンジン 1 2 から得られる出力レベルと同様の出力レベルを出力することが可能になる。

20

【 0 0 1 7 】

この例示的な実施形態では、補助空気流 5 2 は、補助エンジン圧縮機 4 2 に供給される前に中間冷却器 6 0 を通って流れる。中間冷却器 6 0 は、互いに熱伝達状態になった 2 つの空気流 ( 図示せず ) を有し、最小の圧力損失で多量のエネルギーを熱として交換するように設計されている。この例示的な実施形態では、補助空気流 5 2 は熱源であり、第 2 の空気流がヒートシンクとして用いられる。1 つの実施形態では、第 2 の空気流は、ファン吐出空気流である。別の実施形態では、第 2 の空気流は、エンジンナセルを通して送られ、機外に吐出される前に中間冷却器 6 0 を通過する環境空気流である。より具体的には、中間冷却器 6 0 を通って流れる他の空気流の温度が熱の伝達により上昇するにつれて、補助空気流 5 4 の作動温度を中間冷却器 6 0 内部で低下させることが可能になる。別の実施形態では、タービンエンジン組立体 1 0 は、中間冷却器 6 0 を含まない。

30

40

【 0 0 1 8 】

中間冷却器 6 0 は、流量を増加させないでまた現存のタービンハードウェアを変更しないで、補助動力エンジン 1 2 に供給されるブリード空気 5 4 の 1 ボンド当たりの出力量を増大させることを可能にする。制御システム 6 2 は、発電機制御システム ( 図示せず ) に結合されて、補助動力エンジン 1 2 の運転速度を調製するのを可能にする。1 つの実施形態では、制御システム 6 2 は、可変流路面積絞り弁 6 1 を制御することによってエンジン 1 2 に供給される入口空気 5 2 を絞り、かつ / 或いは可変流路面積出口ノズル 6 3 又は可変面積バイパスインジェクタ 8 2 を制御することによってエンジン背圧を制御して、補助動力エンジン 1 2 の運転を制御することを可能にする。

【 0 0 1 9 】

50

補助動力エンジン 12 からの排気空気流 80 は、コアエンジン 13 から吐出された排気流 32 の吐出圧力とほぼ同じである吐出圧力でコアエンジン排気 32 に向かって流れる。具体的には、この例示的な実施形態では、補助エンジン排気空気流 80 は、可変面積バイパスインジェクタ 82 を通して送られ、可変面積バイパスインジェクタ 82 が、コアエンジン 13 から流出した排気流 32 を補助エンジン排気空気流 80 と混合するのを可能にする。より具体的には、この例示的な実施形態では、排気空気流 80 は、推進コアエンジンノズル（図示せず）の上流でコアエンジン排気流 32 に再導入される。混合された排気流 70 は、次にエンジンノズル（図示せず）を通して吐出される。別の実施形態では、排気空気流 80 は、コアエンジン排気流 32 と混合されるのではなくて、排気流 32 とは独立して吐出される。

10

**【0020】**

従って、補助動力エンジン 12 は、運転した場合、航空機内部で用いるためのシャフト出力の発生を増大させるのを可能にする。より具体的には、補助動力エンジン 12 は、シャフト出力を発生するように選択的に運転可能であるので、補助動力エンジン 12 は必要な場合のみ用いることが可能であり、従って航空機の燃料節約を可能にする。加えて、ガスタービンエンジン組立体 10 の設計は、補助動力エンジン 12 を推進エンジン 11 とは独立して運転することを可能にするので、補助動力エンジン 12 の運転速度は、コアエンジン 11 の運転速度の影響を受けない。そのため、補助動力エンジン 12 は、コアエンジン 11 の非運転期間の間に運転することが可能であり、さらに、エンジン 11 の運転を開始するために必要な動力を供給するのに用いることができる。

20

**【0021】**

補助動力エンジン 12 の運転は、必要に応じて、空気流 52 を抽気することによってエンジン 11 のサージマージンを向上させるのを可能にするので、高度、設備又は変形の影響を克服することができる。さらに、高圧抽気を排除することによって、補助動力エンジン 12 はまた、大きな動力を発生しながらコアエンジン 11 の運転性能を向上させることも可能にする。その上に、推進エンジン 11 及び補助動力エンジン 12 の油圧機械的又はデジタル制御は、相互の運転状態及び性能パラメータ値（圧力、温度、RPM等）を互に代替し合うように構成される。

**【0022】**

上述の動力システムは、費用効果がありかつシャフト出力の発生を向上させる。動力システムは、コアエンジンを通して流れる空気から補助タービンに供給される流入空気を取り出すように、ガスタービンエンジンに流れ連通状態で結合された補助タービンエンジンを含む。そのため、補助エンジンが通常の吸込み手段によるような従来型の手段によって周囲入口空気流を受けるようにした場合よりも高い濃度の空気が補助エンジンに供給される。従って、主エンジンから取り出される少量の高圧空気、より小型のエンジンが海水準における運転の出力レベルと同様の出力レベルを出力することを可能にすることになる。その結果、空気の濃度を増大させるにより、費用効果がありかつ信頼性がある方法で補助エンジンからのシャフトタービン出力の発生を増大させることが可能になる。

30

**【0023】**

以上、ガスタービン組立体の例示的な実施形態を詳述に説明している。本組立体は、本明細書に記載した特定の実施形態に限定されるものではなく、むしろ、各組立体の構成要素は、本明細書に記載した他の構成要素から独立してかつ別個に利用することができる。例えば、各タービン構成要素及び/又は補助タービンエンジン構成要素はまた、他のコアエンジン及び補助タービンエンジン構成要素と組合せて用いることも可能である。

40

**【0024】**

様々な特定の実施形態に関して本発明を説明してきたが、本発明が本発明の技術思想及び技術的範囲内の変更で実施できることは、当業者には明らかであろう。特許請求の範囲に記載した参照符号は、本発明の技術的範囲を限定するためではなくそれらを容易に理解するためのものである。

**【図面の簡単な説明】**

50

【 0 0 2 5 】

【 図 1 】 ガスタービンエンジン組立体の例示的な概略図。

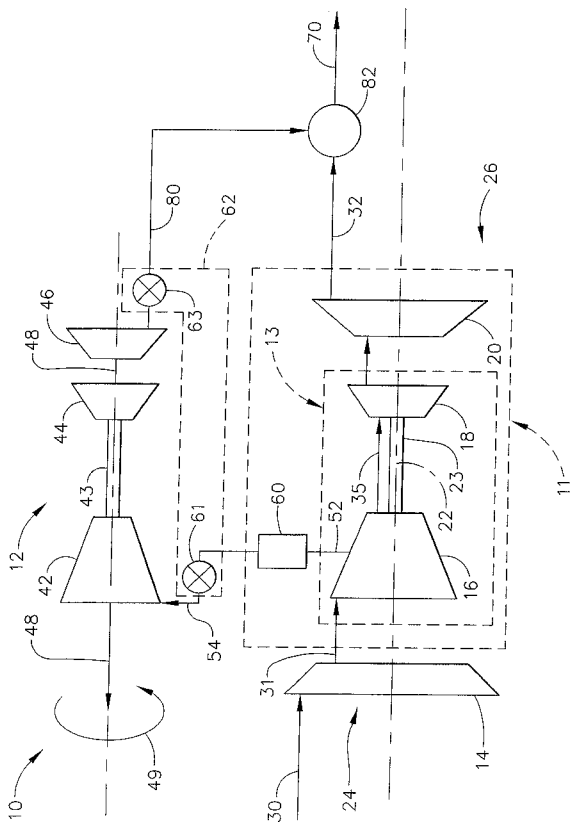
【 符号の説明 】

【 0 0 2 6 】

- 1 0 ガスタービンエンジン組立体
- 1 1 推進ガスタービンエンジン
- 1 2 補助動力エンジン
- 1 3 コアエンジン
- 1 4 ファン組立体
- 1 6 高圧圧縮機
- 1 8 高圧タービン
- 2 0 低圧タービン組立体
- 3 0 入口空気
- 3 2 コアエンジン排気
- 4 2 補助動力エンジンの圧縮機
- 4 4 補助動力エンジンの高圧タービン
- 4 6 補助動力エンジンの低圧タービン
- 4 9 補助動力エンジンのシャフト出力
- 5 2、5 4 補助空気流
- 6 0 中間冷却器
- 6 1 可変流路面積絞り弁
- 6 2 制御システム
- 6 3 可変流路面積出口ノズル
- 8 0 補助動力エンジン排気
- 8 2 可変面積バイパスインジェクタ

10

20



【 図 1 】

---

フロントページの続き

(72)発明者 ゲーリー・クレイグ・ヴォーレンウェーバー  
アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、エドワーズ・ロード、1330番

合議体

審判長 伊藤 元人

審判官 中川 隆司

審判官 加藤 友也

(56)参考文献 米国特許第5414992(US, A)  
特開平6-294329(JP, A)  
特開2003-90233(JP, A)  
英国特許出願公開第2074654(GB, A)  
米国特許第6415597(US, B1)  
特公昭36-10553(JP, B1)  
特表平4-504294(JP, A)  
特開平5-231178(JP, A)  
特開2003-56406(JP, A)  
国際公開第02/052136(WO, A2)  
特開2002-349286(JP, A)  
米国特許第5511374(US, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02K3/12