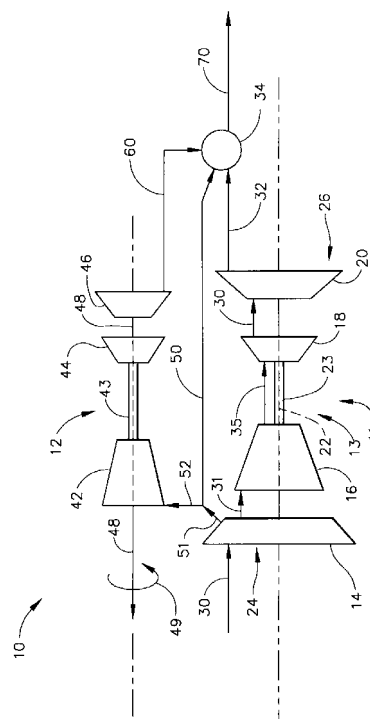




【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機に用いるガスタービン組立体（１０）であって、

ファン（１４）と航空機の推力を発生するためのコアエンジン（１１）と前記ファンの出口から前記コアエンジンまで下流方向に延びるバイパスダクト（５０）とを含む推進用ガスタービンエンジンと、

少なくとも１つのタービンと前記ガスタービンエンジンのバイパスダクトに流れ連通状態で連結された入口とを含む補助動力ユニット（１２）と、を含み、

前記ガスタービンのバイパスダクトに入る空気流の一部（５２）が、前記補助動力ユニットによる使用のために導かれるようにされている、

ことを特徴とするガスタービンエンジン組立体（１０）。

10

【請求項 2】

前記補助動力ユニットのタービン（１２）が、前記推進用ガスタービンエンジンへ入る空気流（３０）の圧力及び温度よりも高い圧力及び温度の空気流（５２）を受けることを特徴とする、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン組立体（１０）。

【請求項 3】

前記補助動力ユニットのタービン（１２）が、該ガスタービンエンジン組立体の作動時に、前記補助動力タービンにより増大した軸出力の発生を可能にすることを特徴とする、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン組立体（１０）。

【請求項 4】

前記補助動力ユニットのタービン（１２）は、該補助動力ユニットのタービンから吐出された排気が前記ガスタービンのバイパスダクト（５０）に流れ連通状態になるように配置されていることを特徴とする、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン組立体（１０）。

20

【請求項 5】

前記補助動力タービン（１２）の排気と前記推進用ガスタービンエンジンの排気とに流れ連通状態で連結された混合ダンパ（３４）を更に含むことを特徴とする、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン組立体（１０）。

【請求項 6】

前記補助動力タービン（１２）の排気と前記バイパスダクト（５０）とに流れ連通状態で連結された混合ダンパ（３４）を更に含むことを特徴とする、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン組立体（１０）。

30

【請求項 7】

前記補助動力タービン（１２）の排気と前記バイパスダクト（５０）と前記推進用ガスタービンエンジンの排気とに流れ連通状態で連結された混合ダンパ（３４）を更に含むことを特徴とする、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン組立体（１０）。

【請求項 8】

前記補助動力ユニット（１２）の排気が、前記推進用ガスタービンエンジンの排気から独立していることを特徴とする、請求項 1 に記載のガスタービンエンジン組立体（１０）。

【請求項 9】

入口と、ファン（１４）と、排気口と、前記ファンと前記排気口との間で延びるコアエンジン（１１）と、前記ファンから下流方向に前記排気口に延びるバイパスダクト（５０）とを含む少なくとも１つの推進用ガスタービンエンジンと、

40

前記推進用ガスタービンエンジンのバイパスダクトに流れ連通状態で連結された入口と、少なくとも１つのタービン（４４）と、排気口とを含む少なくとも１つの補助動力ユニット（１２）と、を含み、

前記推進用ガスタービンの入口に入る空気流の一部（５２）が、前記補助動力ユニットによる使用のために導かれるようにされている、

ことを特徴とする航空機用ガスタービンエンジン組立体（１０）。

【請求項 10】

前記補助動力ユニットの入口は、該補助動力ユニットへ導かれる前記空気流（５２）が前

50

記推進用ガスタービンエンジンの入口に入る空気流（３０）よりも高い圧力になるように前記ファン（１４）の下流に連結されていることを特徴とする、請求項９に記載の航空機用ガスタービンエンジン組立体（１０）。

【請求項１１】

前記補助動力ユニットの排気口が、前記コアエンジンの排気口と前記バイパスダクト（５０）とから独立していることを特徴とする、請求項９に記載の航空機用ガスタービンエンジン組立体（１０）。

【請求項１２】

前記補助動力ユニットの排気口が、前記コアエンジンの排気口に流れ連通状態で連結されていることを特徴とする、請求項９に記載の航空機用ガスタービンエンジン組立体（１０） 10

【請求項１３】

前記補助動力ユニットの排気口が、前記バイパスダクト（５０）に流れ連通状態で連結されていることを特徴とする、請求項９に記載の航空機用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】

【０００１】

本発明は、一般的にガスタービンエンジンに関し、より具体的には、航空機推進用及び補助動力用に用いるガスタービンエンジンを作動させるための方法及び装置に関する。 20

【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、燃焼器に導かれ、該燃焼器において燃料／空気混合気は、燃焼室内で燃焼されて高温の燃焼ガスを発生する。燃焼ガスはタービンへ導かれ、該タービンは、燃焼ガスからエネルギーを取り出して圧縮機へ動力を供給し同時に有用な仕事を行う。次に排気ガスは排気ノズルを通して吐出され、反動推進力を発生する。

【０００３】

最新の航空機は、油圧負荷及び電気負荷が増大してきている。ガスタービンエンジンの要求される電気負荷は、フライトコンピュータ、通信機器、ナビゲーション機器、レーダ、環境制御システム及び防衛システムが航空機に組み込まれるにつれて増加する。ガスタービンエンジンの要求される油圧負荷は、フライト制御装置、ポンプ、アクチュエータ、及び他の付属装置が航空機に組み込まれるにつれて増加する。少なくとも一部の公知の航空機においては、機械的軸動力を使用して、油圧ポンプ、発電機、オルタネータへ動力を供給している。より具体的には、電気及び油圧機器は一般的に、タービンへ結合されたシャフトにより駆動される付属装置のギヤボックスに結合されている。付加的な電気又はは油圧動力が必要とされる時は、予め定められた最高温度及び／又は出力作動レベルに到達するまで、付加的な燃料が燃焼器に加えられる。 30

【０００４】

高度が増すにつれて空気の密度は減少するので、航空機がより高い高度で飛行している時は、低高度でエンジンが発生可能な軸動力と同じ軸動力を発生させるために、エンジンはより激しく仕事をしなくてはならない。増加した仕事の結果として、タービンは高い作動温度で作動されることになり、軸動力を制限するか又は減少させて、エンジンが予め定められた作動限界を越えるのを防止しなければならなくなる。 40

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【０００５】

少なくとも一部の公知のガスタービンエンジンにおいては、電気動力及び油圧動力も補助動力ユニット（ＡＰＵ）によって発生させられる。ＡＰＵは小型のターボシャフトエンジンであり、該ターボシャフトエンジンは、航空機の推力を供給するガスタービンエンジ 50

ンとは独立して作動される。より具体的には、A P Uの作動もまた、空気密度の影響を受け、更に予め定められた温度及び性能限界による作動上の制限を受けるので、A P Uは一般的に、航空機が地上にある時又は航空機が飛行中で緊急事態にある時に限り作動される。

【課題を解決するための手段】

【0006】

1つの態様において、ファンと、バイパスダクトと、コアエンジンとを含むガスタービンエンジンを作動させるための方法が提供される。この方法は、ガスタービンエンジンのファンから出る空気流の一部を、該空気がコアエンジンをバイパスするようにバイパスダクトを通して導く段階と、バイパスダクトからの空気流の一部を補助動力ユニットへ向けて導く段階とを含む。

【0007】

発明の別の態様において、航空機に用いるガスタービン組立体が提供される。ガスタービン組立体は、推進用ガスタービンエンジンと、補助動力ユニットとを含む。推進用ガスタービンエンジンは、ファンと、航空機の推力を発生するためのコアエンジンと、該ファンから該コアエンジンの排気口まで下流方向に延びるバイパスダクトとを含む。補助動力ユニットは、圧縮機と、燃焼器と、少なくとも1つのタービンと、入口とを含み、該入口は、ガスタービンエンジンのバイパスダクトに流れ連通状態で連結されて、エンジンファンから出る空気流の一部が補助動力ユニットによる使用のために導かれるようにされている。

【0008】

更に別の態様において、航空機用ガスタービンエンジン組立体が提供される。組立体は、少なくとも1つのガスタービンと少なくとも1つの補助動力ユニットとを含む。少なくとも1つのガスタービンは、入口と、排気口と、ファンと、コアエンジンと、バイパスダクトとを含む。コアエンジンは、ファンの吐出口と排気口との間で延びている。バイパスダクトもまた、ファンの吐出口からコア排気口まで下流方向に延びている。少なくとも1つの補助動力ユニットは、入口と、圧縮機と、燃焼器と、少なくとも1つのタービンと、排気口とを含む。入口は、ガスタービンエンジンのバイパスダクトに流れ連通状態で連結されて、ガスタービンの入口に入る空気流の一部が補助動力ユニットによる使用のために導かれるようにされている。

【発明を実施するための最良の形態】

【0009】

図1は、ガスタービンエンジン組立体10の例示的な概略図であり、該ガスタービンエンジン組立体10は、推進用ガスタービン11と、以下により詳しく説明するように複合サイクルの形態で互いに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。より具体的には、ガスタービン組立体10は、以下により詳しく説明するように、軸動力を発生しかつ航空機（図示せず）の推進力を発生することを可能にする。

【0010】

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）とを含む。コアエンジン13はまた、高圧タービン18と低圧タービン20とを含む。ファン組立体14とタービン20とは第1の軸22により結合されており、圧縮機16とタービン18とは第2の軸23により結合されている。ガスタービンエンジン11はまた、入口側24と排気側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チ所在の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】

作動中、矢印30で示した入口空気はファン組立体14に入り、そこで空気は加圧され、矢印31で示した該空気の一部は上昇した圧力及び温度で下流方向に高圧圧縮機16に吐出される。矢印51で示したファンからの吐出空気の残りの部分は、バイパスダクト5

0に入る。高度に加圧された空気35は、燃焼器(図示せず)に送給され、該燃焼器において、空気は燃料と混合され点火される。燃焼ガスは、タービン18及び20を回転させ、該タービン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。コアエンジンの排気32は、バイパスダクト50に入る空気51と流れ連通状態で連結されている混合ダンパ34に流れる。別の実施形態では、コアエンジンの排気32は、該コアエンジンの排気32と流れ連通状態で連結されている可変面積バイパスインジェクタ(図示せず)に導かれる。

【0012】

補助動力エンジン12は、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の軸43により結合されて、燃焼ガスがタービン44を回転させ、タービン44が圧縮機42を駆動するようにされている。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の軸48を含み、該低圧タービン46が、航空機内での使用のための矢印49で表した軸動力アウトプットを提供する。軸動力アウトプット49を用いて、それに限定するのではないが、例えばオルタネータ、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チ所在のGeneral Electric Companyから購入可能であり、本発明に従い改良された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。

【0013】

高高度飛行でのエンジン作動時、空気流30は航空機エンジンの入口(図示せず)を通り、ファン組立体14を通してコアエンジン13に向けて導かれる。次ぎに空気流30の一部51は、バイパスダクト50を通してコアエンジン13の周りに導かれる。より具体的には、バイパスダクト50に入る空気流51は、コアエンジン13の周りを混合ダンパ34に向けて導かれる。1つの実施形態では、ファン組立体14に入る空気流30のおよそ50パーセント(50%)がバイパスダクト50を通して導かれる。

【0014】

バイパスダクト50を通して導かれた空気流の一部は、補助動力エンジン12で補助空気流として使用するために補助ダクト52を通してそらされる。より具体的には、補助空気流は、バイパスダクト50から補助エンジンの圧縮機42に向かう経路で送られる。1つの実施形態では、バイパスダクト50内へ流れる空気のおよそ10%が補助ダクト52を通して補助エンジン12の補助動力ユニットの圧縮機42へ導かれる。

【0015】

ファン組立体14を通して補助エンジン12の方向に向けられた補助空気流は、ガスタービンエンジン組立体10に入る空気流よりも高い圧力及び温度になっている。補助空気流は、高い圧力及び温度になっているために、補助エンジン12に入る空気流の密度は、低高度において補助エンジン12に入る空気流の密度と実質的に同じである。より具体的には、補助エンジン12の軸動力アウトプットは入口空気の密度に比例する。従って、補助エンジン12は、低高度において補助エンジン12により使用可能な作動及び性能特性と実質的に同一の状態を高高度において作動可能である。例えば、F110/F118系のエンジンで使用した時、補助エンジン12は、30~40,000フィートの高度において、補助エンジン12が海水準で独立して作動している場合に得られるのとはほぼ同一の馬力及び作動特性を発生した。

【0016】

補助動力エンジン12からの排気空気流60は、コアエンジン13から吐出された排気流32の吐出圧と実質的に同一の吐出圧で、コアエンジンの排気32に向けて導かれる。具体的には、例示的な実施形態において、補助エンジンの排気空気流60は、混合ダンパ34を通る経路で送られ、該混合ダンパ34内において、空気流60は、コアエンジン13から出る排気流32とダクト50を通して導かれるバイパス流とに混合される。より具体的には、排気空気流60は、推進用コアエンジンノズル(図示せず)の上流側でコアエンジンへ再導入される。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

10

20

30

40

50

して吐出される。別の実施形態においては、排気空気流 60 は、コアエンジン排気 32 を通る経路で送られるのではなくて、排気流 32 及びバイパス流れ 50 とは独立して吐出される。

【0017】

従って、作動時、補助動力エンジン 12 は、航空機内部での使用のための増大した軸動力の発生を行うことを可能にする。より具体的には、補助動力エンジン 12 は、軸動力発生のために選択的に作動可能であるので、補助動力エンジン 12 は、必要とされる時だけ使用することが可能であり、従って航空機の燃料の節約を可能にする。更に、ガスタービン組立体 10 の設計は、補助動力エンジン 12 を推進用エンジン 11 とは独立して作動させることを可能とし、補助動力エンジン 12 の作動速度が、コアエンジン 11 の作動速度から独立したものとなるようにする。それに加えて、推進用エンジン 11 及び補助動力エンジン 12 の油圧機械制御又はデジタル制御装置は、作動状態及び性能のパラメータ値（圧力、温度、RPM など）を一方から他方へ相互に交換するように構成されている。

【0018】

上述した動力システムは、コスト効果があり、かつ軸動力の発生を増大させる。この動力システムは、ガスタービンエンジンと流れ連通状態で連結された補助タービンエンジンを含み、補助タービンに供給された入口空気が、ガスタービンエンジンへの入口を通して引き込まれるようにされている。そのようにすることによって、補助エンジンが従来の方法により周囲入口空気流を受けたとした場合に供給される空気密度に比べて、より高い空気密度が補助エンジンに供給されるようになる。その結果、高い空気密度は、コスト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増大したタービン軸動力の発生を可能にする。

【0019】

ガスタービン組立体の例示的な実施形態を、上に詳細に説明した。組立体は、本明細書で説明した特定の実施形態に限定されるものではなく、逆に、各組立体の構成部品は、本明細書で説明した他の構成部品から独立してかつ別個に使用することができる。例えば、各タービン構成部品及び/又は補助タービンエンジン構成部品はまた、他のコアエンジン及び補助タービン構成部品と組み合わせて使用することも可能である。

【0020】

本発明を様々な特定の実施形態に関して説明してきたが、本発明が、特許請求の範囲の技術思想及び技術的範囲内の変更で実施可能であることは、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】

【0021】

【図 1】ガスタービン組立体の例示的な概略図。

【符号の説明】

【0022】

- 10 ガスタービンエンジン組立体
- 11 推進用ガスタービン
- 12 補助動力エンジン
- 14 ファン
- 24 入口側
- 26 排気側
- 30 入口空気
- 32 コアエンジンの排気
- 34 混合ダンパ
- 50 バイパスダクト
- 51 ファンからの吐出空気の一部
- 52 補助ダクト

10

20

30

40

50

