(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2006-194247
(P2006-194247A)
(43)公開日　平成18年7月27日(2006.7.27)

(51)Int.Cl.		F I		テーマコード（参考）
F02C 6/08	(2006.01)	F02C	6/08	
F02C 6/12	(2006.01)	F02C	6/12	
F02C 6/02	(2006.01)	F02C	6/02	
F02C 7/00	(2006.01)	F02C	7/00 F	
F02C 7/32	(2006.01)	F02C	7/00 G	

審査請求 未請求　請求項の数 10　ＯＬ　外国語出願　（全 12 頁）　最終頁に続く

(21)出願番号　特願2006-475 (P2006-475)
(22)出願日　平成18年1月5日 (2006.1.5)
(31)優先権主張番号　11/032,561
(32)優先日　平成17年1月10日 (2005.1.10)
(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　ＣＯＭＰＡＮＹ
アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネクタデイ、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
(72)発明者　ゲーリー・クレイグ・ウォレンウェーバー
アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナッティ、エドワーズ・ロード、１３３０番
最終頁に続く

(54)【発明の名称】ガスタービンエンジンアセンブリ

(57)【要約】　（修正有）
【課題】空気密度の低い高高度飛行中でも十分な出力が得られる航空用ガスタービンシステムを提供する。
【解決手段】ファンアセンブリ１４と、このアセンブリより下流にあるコアエンジンアセンブリ１３とを有する推進用ガスタービンエンジン１１を備えたガスタービンエンジンアセンブリ１０。コアエンジンは、ブースタタービンがブースタファンに回転可能に結合されるように、直列流れ構成で互いに結合されたブースタ圧縮器１０２と高圧圧縮器２２と高圧タービンアセンブリ２４とブースタタービンアセンブリ１０４と低圧タービンアセンブリ１６と動力発生用補助エンジン１２とを備える。この補助エンジンは、推進用エンジンに入る空気流４０の一部が補助エンジンで使用するために抜き出されるように、推進用ガスタービンエンジンのコアエンジンと連通して結合される。
【選択図】図１

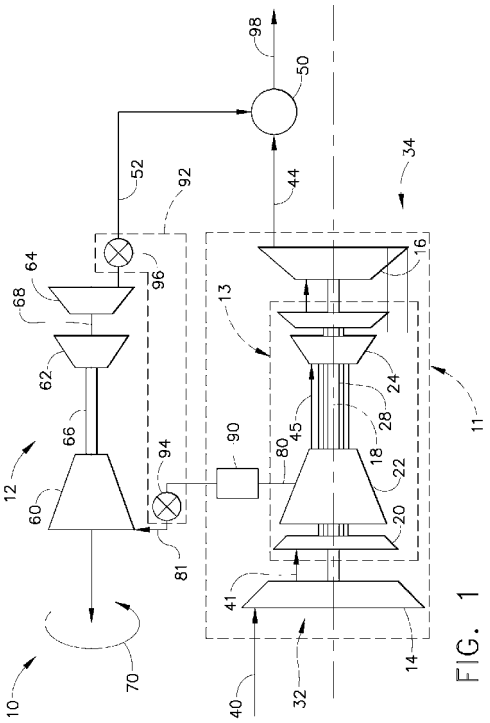


FIG. 1

【特許請求の範囲】
【請求項１】
少なくとも１つの推進用ガスタービンエンジン（１１）と動力発生用の補助エンジン（１２）とを具備するガスタービンエンジンアセンブリであって、
前記推進用ガスタービンエンジン（１１）は、
ファンアセンブリ（１４）と、
前記ファンアセンブリより下流にあり、ブースタ圧縮器（１０２）と高圧圧縮器（２２）と高圧タービンアセンブリ（２４）とブースタタービンアセンブリ（１０４）とを有するコアエンジンアセンブリ（１３）と、
前記ブースタタービンが前記ブースタファンに回転可能に結合されるように、直列流れ構成で結合された低圧タービンアセンブリ（１６）とを具備し、
前記補助エンジンが、少なくとも１つのタービン（６２）および吸入部を有し、前記少なくとも１つの推進用エンジンに入る空気流（４０）の一部が前記補助エンジンで使用するために抜き出されるように、前記吸入部が、前記ブースタタービンより上流で前記推進用ガスタービンエンジンのコアエンジンと流れ連通して結合されている、ことを特徴としたガスタービンエンジンアセンブリ。
【請求項２】
前記補助エンジン（１２）が、前記少なくとも１つの推進用ガスタービンエンジン（１１）から前記コアエンジンの高圧タービン（２４）より上流で抜き出された空気（８０）を受け取ることを特徴とする請求項１記載のガスタービンエンジンアセンブリ（１０）。
【請求項３】
前記補助エンジン（１２）が、前記圧縮器（２２）の段間および前記圧縮器の排出部のうち少なくとも一方から抜き出された空気流（８０）を受け取ることを特徴とする請求項１記載のガスタービンエンジンアセンブリ（１０）。
【請求項４】
前記補助エンジン（１２）が、前記圧縮器（２２）と前記高圧タービン（２４）の間のある位置から抜き出された空気流（８０）を受け取ることを特徴とする請求項１記載のガスタービンエンジンアセンブリ（１０）。
【請求項５】
前記コアエンジン（１１）がさらに、前記ブースタタービン（１０４）に回転可能に結合されたブースタファン（２０）を備え、前記補助エンジンが、前記ブースタファンの吸入部と前記ブースタファンの排出部との間にある少なくとも１つの段間から抜き出された空気流（８０）を受け取ることを特徴とする請求項１記載のガスタービンエンジンアセンブリ（１０）。
【請求項６】
前記コアエンジン（１１）がさらに、前記ブースタタービン（１０４）に回転可能に結合されたブースタファン（２０）を備え、前記補助エンジンが、前記ブースタファンと前記圧縮器の間のある位置から選択的に抜き出された空気流（８０）を受け取ることを特徴とする請求項１記載のガスタービンエンジンアセンブリ（１０）。
【請求項７】
前記補助エンジン（１２）が、前記ファンアセンブリ（１４）と前記圧縮器（２２）の間のある位置から選択的に抜き出された空気流（８０）を受け取ることを特徴とする請求項１記載のガスタービンエンジンアセンブリ（１０）。
【請求項８】
前記補助エンジン（１２）が、前記ファンアセンブリ（１４）の吸入部と、前記ファンアセンブリの排出部との間にある少なくとも１つの段間位置から選択的に抜き出された空気流（８０）を受け取ることを特徴とする請求項１記載のガスタービンエンジンアセンブリ（１０）。
【請求項９】
前記コアエンジン（１１）がさらに、前記ブースタタービン（１０４）に回転可能に結合

されたブースタファン（２０）を備え、前記補助エンジン（１２）が、前記ブースタファンと前記ファンアセンブリの間のある位置から選択的に抜き出された空気流（８０）を受け取ることを特徴とする請求項１記載のガスタービンエンジンアセンブリ（１０）。
【請求項１０】
前記コアエンジン（１１）がさらに、前記ブースタタービン（１０４）に回転可能に結合されたブースタファン（２０）を備え、前記補助エンジン（１２）が、前記ブースタファンと前記ファンアセンブリの間のある位置から選択的に抜き出された空気流（８０）を受け取ることを特徴とする請求項１記載のガスタービンエンジンアセンブリ（１０）。
【発明の詳細な説明】
【技術分野】
【０００１】
本発明は一般に、ガスタービンエンジンアセンブリに関し、より詳細には、航空機の推進力および補助動力用に使用されるガスタービンエンジンを動作させるための方法および装置に関する。
【背景技術】
【０００２】
ガスタービンエンジンは一般に、空気を圧縮するための圧縮機を備える。圧縮された空気は燃料と混合され、燃焼器に送られる。燃料／空気混合気は燃焼室内で点火されて、高温の燃焼ガスを発生する。燃焼ガスはタービンに送られ、タービンは、圧縮機に動力を与えるとともに実質的な仕事を発生するためのエネルギーを、燃焼ガスから抽出する。次いで排気ガスが排気ノズルから排出され、それによって反力、すなわち推進力を発生する。
【０００３】
現代の航空機の油圧負荷および電気負荷は大きい。ガスタービンエンジンに要求される電気負荷は、フライトコンピュータ、通信機器、航行機器、レーダ、環境制御システム、高度ウェポンシステム、および防衛システムが航空機に結合されることによって増大する。ガスタービンに要求される油圧負荷は、操縦装置、ポンプ、アクチュエータ、およびその他の補機が航空機に結合されることによって増大する。少なくともいくつかの知られた航空機では、油圧ポンプ、直流発電機および交流発電機に動力を与えるために、機械的軸動力が用いられる。より具体的には、電気および油圧機器は通常、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アボックスに結合される。追加の電力または流体動力が要求されると、所定の最高温度および／または動力の動作レベルに到達するまで、追加の燃料が燃焼器に加えられる。
【発明の開示】
【発明が解決しようとする課題】
【０００４】
高度が上昇するにつれて空気密度は低下するので、航空機がより高い高度で操縦されるとき、エンジンは、より低い高度で発生することができるのと同じ軸動力を発生するために、より激しく仕事をしなければならない。仕事が増大した結果として、タービンは、所定のエンジン動作限界を超えないように軸動力が制限または低減されなければならないような、上昇した温度で動作することがある。
【０００５】
少なくともいくつかの知られたガスタービンエンジンでは、電力および流体動力は、補助動力装置（ＡＰＵ）によっても発生される。ＡＰＵは、航空機に推力を供給するガスタービンエンジンとは無関係に作動される小型のターボシャフトエンジンである。より具体的には、ＡＰＵの動作も空気密度の影響を受け、所定の温度および性能限界によっても動作が制限されるので、ＡＰＵは一般に、航空機が地上にあるとき、または航空機の飛行中の緊急事態にのみ作動される。
【課題を解決するための手段】
【０００６】
一態様では、ガスタービンエンジンアセンブリを組み立てるための方法が提供される。

この方法は、直列流れ構成で互いに結合された圧縮器、高圧タービン、およびブースタタービンを有するコアエンジンを備える、少なくとも１つの推進用ガスタービンエンジンを提供することと、推進用ガスタービンエンジンの動作中に、ガスタービンエンジンに入る空気流の少なくとも一部が、コアエンジンの高圧タービンより上流で推進用ガスタービンエンジンから選択的に抜き出され、動力を発生させるために補助エンジンへと送られるように、補助エンジンを推進用ガスタービンエンジンに結合することとを含む。

【０００７】

別の態様では、ガスタービンエンジンアセンブリが提供される。このガスタービンエンジンアセンブリは、少なくとも１つの推進用ガスタービンエンジン、および動力を発生するために使用される補助エンジンとを備える。推進用ガスタービンエンジンは、ファンアセンブリ、および前記ファンアセンブリより下流にあるコアエンジンを備える。コアエンジンは、直列流れ構成で互いに結合された圧縮器、高圧タービン、低圧タービン、およびブースタタービンを備えており、ブースタタービンは、高圧および低圧タービンの間に回転可能に結合されるようになっている。補助エンジンは、少なくとも１つのタービン、および吸入部を備える。吸入部は、ブースタタービンより上流にあり、推進用エンジンに入る空気流の一部が補助エンジンで使用するために抜き出されるように、推進用ガスタービンエンジンのコアエンジンと流れ連通している。

【発明を実施するための最良の形態】

【０００８】

図１は、複合サイクル内で以下でより詳細に説明するように互いに結合された推進用ガスタービンエンジン１１、および補助動力装置または補助動力エンジン１２を備える、ガスタービンエンジンアセンブリ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アセンブリ１０は、以下でより詳細に説明するように、航空機（図示せず）のための軸動力および推進力の発生を促進する。

【０００９】

ガスタービン１１は、コアエンジン１３、ファンアセンブリ１４、および低圧タービンアセンブリ１６を備える。ファンアセンブリ１４と低圧タービン１６は、第１のシャフト１８によって結合されている。コアエンジン１３は、コア駆動ファン２０、高圧圧縮機２２、燃焼器（図示せず）、および高圧タービン２４を備える。例示的な実施形態では、コア駆動ファン２０、圧縮機２２、燃焼器、ならびにタービン２４および１６は、軸方向に流れ連通して互いに結合されている。コア駆動ファン２０、圧縮機２２、および高圧タービン２４は、第２のシャフト２８によって結合されている。ガスタービンエンジン１１はまた、吸気側３２および排気側３４を備える。一実施形態では、エンジン１１は、オハイオ州シンシナティのＧｅｎｅｒａｌ　Ｅｌｅｃｔｒｉｃ　Ａｉｒｃｒａｆｔ　Ｅｎｇｉｎｅｓから市販の、Ｆ１１８－ＧＥ－１００ターボファンエンジンである。

【００１０】

動作に際しては、矢印４０で表される吸気がファンアセンブリ１４に入り、その空気は圧縮され、矢印４１で表されるように下流に排出され、上昇した圧力および温度でコアエンジン１３へと、より具体的にはコア駆動ファン２０へと向かい、空気は圧縮機２２に向けて送られる。一実施形態では、エンジン１１はバイパスダクト（図示せず）を備え、ファンアセンブリ１４から排出される空気４１の一部がコアエンジン１１に入るのではなくバイパスダクト内に送られるようになっている。

【００１１】

圧縮機２２からの高度に圧縮された空気４５は、燃焼器へと送達され、そこで燃料と混合され、点火される。燃焼ガスはタービン２４および１６を推進し、タービン２４および１６は、圧縮機２２、コア駆動ファン２０、およびファンアセンブリ１４をそれぞれ駆動する。例示的な実施形態では、コアエンジンの排気４４は、エンジン１１から排出されて、ガスタービンエンジンアセンブリ１０から推進力を発生する。

【００１２】

例示的な実施形態では、コアエンジン排気４４は、コアエンジン排気４４および補助動

力エンジン１２から排出されたエンジン排気５２と流れ連通して結合された、可変面積バイパス噴射器５０へと送られる。代替実施形態では、コアエンジン排気４４は、コアエンジン排気４４と流れ連通して結合された混合用ダンパ（図示せず）へと送られる。別の代替実施形態では、コアエンジン排気流４４およびファン空気は、補助エンジン排気５２とは別に放出されて、推力を発生する。

【００１３】

補助動力エンジン１２は、以下でより詳細に説明するようにエンジン１１と流れ連通して結合されており、圧縮機６０、高圧タービン６２、および低圧タービン６４を備える。圧縮機６０と高圧タービン６２は、燃焼ガスがタービン６２を推進するときタービン６２が圧縮器６０を駆動するように、第１のシャフト６６によって連結される。補助エンジン１２はまた、矢印７０で表される、航空機内で使用するための軸動力出力を提供するように低圧タービン６４に結合された、第２のシャフト６８を備える。たとえば、動力出力７０は、これらに限定されないが、交流発電機、直流発電機、および／または油圧ポンプなどの機器を駆動するために使用されることができる。一実施形態では、補助動力エンジン１２は、オハイオ州シンシナティのＧｅｎｅｒａｌ　Ｅｌｅｃｔｒｉｃ　Ｃｏｍｐａｎｙから市販の、本発明によって修正された、Ｔ７００－ＧＥ－７０１エンジンなどのターボシャフトエンジンである。

【００１４】

補助ダクティング（図示せず）は、コアエンジン１３に向かって送られる圧縮空気４１の一部が補助動力エンジン１２へと向けられることが可能になるように、補助動力エンジン１２をエンジン１１に結合する。より具体的には、この例示的な実施形態では、矢印８０で表される補助空気流が、コアエンジンタービン２４より上流のある位置でコアエンジン１３から抜き出される。さらにこの例示的な実施形態では、空気流８０は、高圧圧縮器２２から抜き出され、補助エンジン圧縮器６０に向けて送られる。代替実施形態では、補助動力エンジン１２は１対のエンジン１１と流れ連通して結合され、各エンジン１１から高圧空気流８０を受け取る。別の実施形態では、１対の補助動力エンジン１２が単一のエンジン１１と流れ連通して結合され、エンジン１２はどちらも、エンジン１１から高圧空気流８０を受け取る。より具体的には、この例示的な実施形態では、圧縮器２２は多段圧縮器であり、空気８０は、補助エンジン１２の圧力、温度、および流れ要件に基づいて、圧縮器２２内のどの圧縮段からも抜き出されることができる。

【００１５】

別の実施形態では、空気８０は、圧縮器２２より上流または下流で、これらに限定されないが、ブースタ段間、ブースタ排出部、ファン段間、ファン排出部、圧縮器吸気部、圧縮器段間、または圧縮器排出抽気ポートのいずれか、またはこれらのいかなる組み合わせからも抜き出される。さらなる代替実施形態では、空気８０は圧縮器２２より上流で抜き出される。一実施形態では、圧縮器２２に流入する空気の最高約１０％またはそれ以上が、補助エンジン１２で使用するために抜き出される。さらなる実施形態では、ファンアセンブリ１４に流入する空気の最高約１０％またはそれ以上が、補助エンジン１２で使用するために抜き出される。別の実施形態では、空気は、これらに限定されないが、ファンアセンブリ１４とコア駆動ファン２０、コア駆動ファン２０と圧縮器２２、ならびに圧縮器２２とタービン２４の、中間または間のいかなる位置、またはそれらのいかなる組み合わせからも抜き出される。

【００１６】

別の実施形態では、エンジン１１は、加圧または圧縮された空気を補助動力エンジン１２に供給する。たとえば一実施形態では、航空機の機室に供給される圧縮空気は、航空機の環境制御システム内で使用された後、補助動力エンジン１２に送られる。さらなる実施形態では、補助動力エンジン１２は、エンジン１１からの空気流と周囲空気流の混合空気流を受け取る。

【００１７】

補助エンジン１２へと向けられる補助空気流８０は、ガスタービンエンジンアセンブリ

１０に入る吸気の空気流４０よりも高圧および高温である。さらに、補助空気流８０は、ガスタービンエンジンアセンブリ１０に入る空気流４０よりも圧力および温度が上昇しているので、空気流８０の密度は、より低い高度において補助エンジン１２に入る空気流の密度とほぼ等しい。したがって、補助エンジン１２の動力出力は吸気の密度に比例するので、コアエンジン１１の動作中は、補助エンジン１２は、より低い高度で可能になるのと実質的に同様の動作特性および性能特性をもちながら、より高い高度で動作することができる。たとえば、Ｆ１１０／Ｆｌ１８系統のエンジンで使用される場合、補助エンジン１２は、海水面で独立に動作したときに得られるのとほぼ同じ馬力および動作特性を、高度９～１２０００メートル（３０～４００００フィート）でもたらす。したがって、飛行高度では、コアエンジン１１から抜き出される比較的少量の高圧空気により、補助動力エンジン１２は、海水面で動作している補助動力エンジン１２による動力レベルと同様のレベルの動力を出力することが可能になる。

【００１８】

この例示的な実施形態では、補助空気流８０は、補助エンジン圧縮器６０へと供給される前に中間冷却器９０を通って送られる。中間冷却器９０は、そこを通って流れ互いに熱伝達を行う２つの空気流（図示せず）を有し、したがって中間冷却器９０は、最小の圧力損失でかなりの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。例示的な実施形態では、補助空気流８０は熱源となり、第２の空気流はヒートシンクとして使用される。一実施形態では、第２の空気流は、ファン排出空気流である。別の実施形態では、第２の空気流は、機外に排出される前にエンジンナセルを通って送られ中間冷却器９０内を通過する周囲空気流である。より具体的には、熱の伝導によって中間冷却器９０を通過して送られる他の空気流の温度が上昇するにつれて、中間冷却器９０内で補助空気流８０の動作温度低下が促進される。代替実施形態では、タービンエンジンアセンブリ１０は、中間冷却器９０を備えていない。

【００１９】

中間冷却器９０は、流量を増加させる、または既存のタービンのハードウェアを交換することなく、補助動力エンジン１２に供給される抽気８０のポンド当たりの仕事量の増大を促進する。制御システム９２は、発電機制御システム（図示せず）に結合され、補助動力エンジン１２の動作速度の調整を容易にする。一実施形態では、制御システム９２が、可変流れ面積絞り弁９４を制御することによってエンジン１２に供給される吸気８０を絞り、かつ／または可変流れ面積出口ノズル９６もしくは可変流れ面積バイパス噴射器５０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１２の動作の制御を容易にする。

【００２０】

補助動力エンジン１２からの排気流５２は、コアエンジン１３から排出される排気流４４とほぼ等しい排出圧力で、コアエンジン排気４４に向かって送られる。具体的には、この例示的な実施形態では、補助エンジン排気流５２は、コアエンジン１３を出る排出流４４と補助エンジン排気流５２との混合を促進する可変面積バイパス噴出器５０を通って送られる。より具体的には、この例示的な実施形態では、排気流５２は推進用コアエンジンノズル（図示せず）より上流で、コアエンジン排気流４４へと再導入される。次いで混合された排気流９８は、エンジンノズル（図示せず）から排出される。一代替実施形態では、排気流５２はコアエンジン排気流４４と混合されるのではなく、排気流４４とは無関係に周囲に排出される。

【００２１】

したがって、補助動力エンジン１２は作動されると、航空機内で使用するためのより大きい軸動力の発生を促進する。より具体的には、補助動力エンジン１２は軸動力を発生するために選択的に動作することができるので、補助動力エンジン１２は、必要なときだけ使用されることができ、したがって、航空機の燃料節約を促進する。さらに、ガスタービンアセンブリ１０の設計によって、補助動力エンジン１２の動作速度がコアエンジン１１の動作速度と無関係になるように、補助動力エンジン１２を推進用エンジン１１と無関係

に動作させることが可能になる。したがって、補助動力エンジン１２はコアエンジン１１の非動作時に作動されることができ、さらに、エンジン１１の動作開始に必要な動力を供給するために使用されることもできる。

【００２２】

補助動力エンジン１２の動作は、空気流８０を必要な分だけ抽気することによって、高度、設備、または歪みの影響が克服されるように、エンジン１１のサージマージンの改善を促進する。さらに、補助動力エンジン１２はまた、高圧の抽気を取り出すことによって、かなりの動力を発生させながらコアエンジン１１の動作性能の改善を促進する。さらに、推進用エンジン１１および補助動力エンジン１２の油圧機械制御装置またはデジタル制御装置は、動作状態および性能パラメータ値（圧力、温度、ＲＰＭなど）を一方から他方へと相互交換するように構成される。

【００２３】

図２は、複合サイクル内で以下でより詳細に説明するように互いに結合された、推進用ガスタービンエンジン１１および補助動力装置または補助動力エンジン１２を備える、ガスタービンエンジンアセンブリ１００の代替実施形態の例示的な概略図である。エンジン１００は、図１で示したエンジン１０とほぼ同様であり、エンジン１０の構成要素と同じエンジン１００内の構成要素は、図１で用いたのと同じ参照番号を用いて図２に示す。ガスタービンエンジンアセンブリ１０と同様、ガスタービンエンジン１００は、以下でより詳細に説明するように、航空機（図示せず）のための軸動力および推進力の発生を促進する。

【００２４】

ガスタービン１１は、コアエンジン１３、ファンアセンブリ１４、および低圧タービンアセンブリ１６、ブースタファン１０２、およびブースタータービン１０４を備える。ファンアセンブリ１４と低圧タービン１６は、第１のシャフト１８によって結合されている。ブースタファン１０２とブースタータービン１０４は、第２のシャフト１１０によって互いに結合されており、圧縮器２２と高圧タービン２４は、第３のシャフト１１２によって結合されている。コアエンジン１３は、コアドライブファン２０、高圧圧縮器２２、燃焼器（図示せず）、および高圧タービン２４を備える。例示的な実施形態では、ブースタファン１０２、圧縮器２２、燃焼器、ならびにタービン２４、２６および１６は、軸方向に流れ連通して互いに結合されている。ガスタービンエンジン１１はまた、吸気側３２および排気側３４を備える。

【００２５】

動作に際しては、矢印４０で表される吸気がファンアセンブリ１４に入り、その空気は圧縮され、矢印４１で表されるように下流へと排出され、上昇した圧力および温度でコアエンジン１３に、より具体的にはブースタファン１０２に向かい、そこで空気は圧縮機２２に向けて送られる。一実施形態では、エンジン１１はバイパスダクト（図示せず）を備え、ファンアセンブリ１４から排出される空気４１の一部がコアエンジン１１に入るのではなくバイパスダクト内に送られるようになっている。

【００２６】

補助動力エンジン１２は、コアエンジン１３へと送られる圧縮空気４１の一部が補助動力エンジン１２に向けられるように、補助ダクティング（図示せず）によってエンジン１１に流れ連通して結合される。より具体的には、この例示的な実施形態では、補助空気流８０は、コアエンジンタービン２４より上流のある位置で、コアエンジン１３から抜き出される。さらに、この例示的な実施形態では、空気流８０は高圧圧縮器２２から抜き出され、補助エンジンの圧縮器６０に向けて送られる。代替実施形態では、補助動力エンジン１２は１対のエンジン１００と流れ連通して結合され、高圧空気流８０を各エンジン１００から受け取る。別の代替実施形態では、１対の補助動力エンジン１２が、単一のエンジン１００と流れ連通して結合され、エンジン１２はどちらも、高圧空気流８０をエンジン１００から受け取る。より具体的には、この例示的な一実施形態では、圧縮器２２は多段圧縮器であり、空気８０は、補助エンジン１２の圧力、温度、および流れ要件に基づいて

、圧縮器２２内のどの圧縮段からも抜き出されることができる。
【００２７】
別の実施形態では、空気８０は、圧縮器２２より上流または下流で、これらに限定されないが、ブースタ段間、ブースタ排出部、ファン段間、ファン排出部、圧縮器吸気部、圧縮器段間、または圧縮器排出抽気ポートのいずれか、またはこれらのいかなる組み合わせからも抜き出される。さらなる代替実施形態では、空気８０は、圧縮器２２より上流で抜き出される。別の実施形態では、空気は、これらに限定されないが、ファンアセンブリ１４とブースタファン１０２の中間、ブースタファン１０２と圧縮器２２の中間、ならびに圧縮器２２とタービン２４の中間のいかなる位置、またはそれらのいかなる組み合わせからも抜き出される。
【００２８】
上記の動力システムは、コスト効率が良く、軸動力の発生を増大させる。この動力システムは、ブースタービンを備えるガスタービンエンジンと流れ連通して結合された補助タービンエンジンを備え、補助タービンに供給される吸気は、コアエンジン内を流れる空気から抜き出されるようになっている。このようにして、補助エンジンが通常の吸入手段など従来の手段で周囲吸気流を受け取った場合に供給される空気よりも高密度の空気が、補助エンジンに供給される。したがって、主エンジンから取り出される少量の高圧空気によって、より小さいエンジンが、海水面で動作するときと同様のレベルの動力を出力することが可能になる。その結果、増大された空気密度により、コスト効率が高く信頼できる方法で、補助エンジンからのシャフトタービン動力発生の増大が促進される。
【００２９】
ガスタービンエンジンアセンブリの例示的な実施形態を以上で詳細に説明した。それらのアセンブリは、本明細書に記載された特定の実施形態に限定されるものでなく、むしろ、各アセンブリの構成要素は、独立に、本明細書に記載された他の構成要素から分離して利用されることができる。たとえば、各タービン構成要素および／または補助タービンエンジン構成要素は、コアエンジンおよび補助タービンエンジンのその他の構成要素と組み合わせて使用されることができる。
【００３０】
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、本発明は特許請求の範囲の精神および範囲内の変更形態と共に実施されることができることを、当分野の技術者は認識するであろう。
【図面の簡単な説明】
【００３１】
【図１】ガスタービンエンジンアセンブリの例示的な概略図である。
【図２】ガスタービンエンジンアセンブリの代替実施形態の例示的な概略図である。
【符号の説明】
【００３２】
１０　ガスタービンエンジンアセンブリ
１１　ガスタービンエンジン
１２　補助動力エンジン
１３　コアエンジンアセンブリ
１４　ファンアセンブリ
１６　低圧タービンアセンブリ
１８　第１のシャフト
２０　ブースタファン
２２　圧縮器
２４　高圧タービンアセンブリ
３２　吸気側
３４　排気側
４０　空気流

６０　圧縮器
６２　高圧タービン
６４　低圧タービン
６６　第１のシャフト
６８　第２のシャフト
８０　空気流
９０　中間冷却器
９２　制御システム
９４　可変流れ面積絞り弁
９６　可変流れ面積排出ノズル
１００　ガスタービンエンジンアセンブリ
１０２　ブースタファン
１０４　ブースタタービン
１１０　第２のシャフト
１１２　第３のシャフト

【図１】

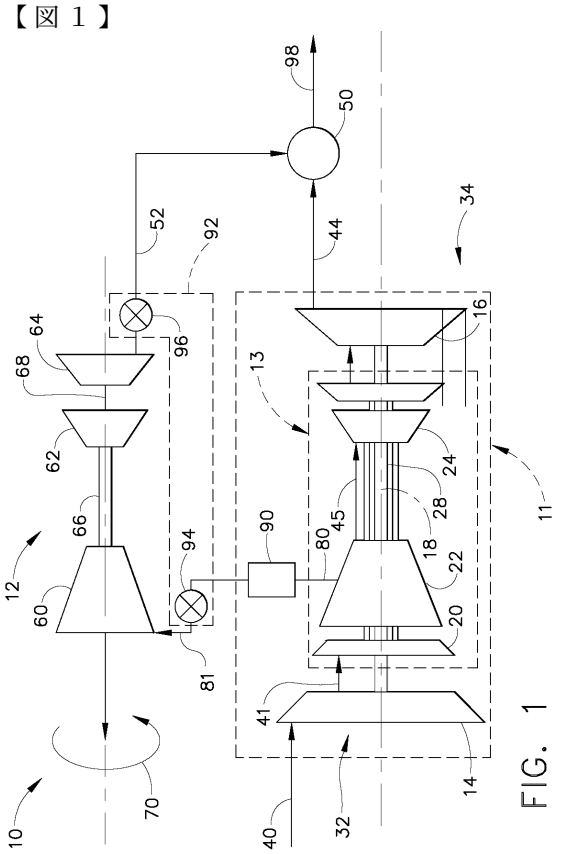


FIG. 1

【図２】

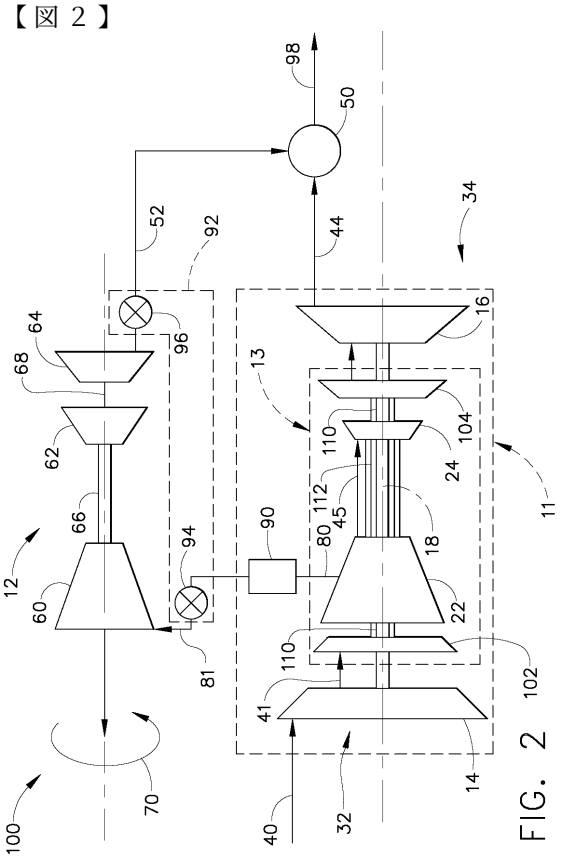


FIG. 2

【手続補正書】
【提出日】平成18年2月1日(2006.2.1)
【手続補正１】
【補正対象書類名】明細書
【補正対象項目名】０００３
【補正方法】変更
【補正の内容】
【０００３】
現代の航空機の油圧負荷および電気負荷は大きい。ガスタービンエンジンに要求される電気負荷は、フライトコンピュータ、通信機器、航行機器、レーダ、環境制御システム、高度ウェポンシステム、および防衛システムが航空機に結合されることによって増大する。ガスタービンに要求される油圧負荷は、操縦装置、ポンプ、アクチュエータ、およびその他の補機が航空機に結合されることによって増大する。少なくともいくつかの知られた航空機では、油圧ポンプ、直流発電機および交流発電機に動力を与えるために、機械的軸動力が用いられる。より具体的には、電気および油圧機器は通常、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アボックスに結合される。追加の電力または流体動力が要求されると、所定の最高温度および／または動力の動作レベルに到達するまで、追加の燃料が燃焼器に加えられる。
【特許文献１】米国特許第6,634,596-B2号
【特許文献２】米国特許第6,457,305-B1号
【特許文献３】米国特許第5,160,080号
【特許文献４】米国特許第4,631,914号
【特許文献５】米国特許第4,222,233号
【特許文献６】米国特許第4,192,137号

フロントページの続き

(51)Int.Cl.		FI		テーマコード（参考）
F02K 3/12	***(2006.01)***	Ｆ０２Ｃ	7/32	
		Ｆ０２Ｋ	3/12	

(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

【外国語明細書】
2006194247000001.pdf