(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号
特許第7591063号
(P7591063)

(45)発行日　令和6年11月27日(2024.11.27)

(24)登録日　令和6年11月19日(2024.11.19)

(51)国際特許分類

		FI	
Ｆ０２Ｃ	*6/08 (2006.01)*	Ｆ０２Ｃ	6/08
Ｆ０２Ｃ	*7/141(2006.01)*	Ｆ０２Ｃ	7/141
Ｆ０２Ｃ	*7/32 (2006.01)*	Ｆ０２Ｃ	7/32

請求項の数　6　（全11頁）

(21)出願番号　特願2022-558692(P2022-558692)
(86)(22)出願日　令和2年10月28日(2020.10.28)
(86)国際出願番号　PCT/JP2020/040540
(87)国際公開番号　WO2022/091273
(87)国際公開日　令和4年5月5日(2022.5.5)
審査請求日　令和5年3月29日(2023.3.29)

(73)特許権者　000000974
川崎重工業株式会社
兵庫県神戸市中央区東川崎町３丁目１番１号
(74)代理人　110000556
弁理士法人有古特許事務所
(72)発明者　▲高▼見 祐朗
兵庫県神戸市中央区東川崎町３丁目１番１号 川崎重工業株式会社内
(72)発明者　世古口 直也
兵庫県神戸市中央区東川崎町３丁目１番１号 川崎重工業株式会社内
(72)発明者　石田 克彦
兵庫県神戸市中央区東川崎町３丁目１番１号 川崎重工業株式会社内

最終頁に続く

(54)【発明の名称】　航空機の圧縮空気供給システム

(57)【特許請求の範囲】

【請求項１】

ガスタービンエンジンからの抽気が流れる抽気路と、

前記抽気路に流体的に接続される圧縮機入口と、圧縮機出口と、を有する補助圧縮機と、

前記圧縮機出口に流体的に接続され、前記補助圧縮機からの圧縮エアを航空機の空気系統に供給する供給路と、

前記ガスタービンエンジンの回転軸の駆動力を変速して前記補助圧縮機に出力することで前記補助圧縮機を回転駆動する無段変速機と、

前記抽気路の圧力を検出する第１圧力センサと、

前記供給路の圧力を検出する第２圧力センサと、

前記第１圧力センサ及び前記第２圧力センサの検出信号に応じて前記無段変速機の変速比を制御することで前記無段変速機の出力回転数を制御するコントローラと、を備え、

前記コントローラは、前記第１圧力センサで検出される前記抽気路の圧力と前記第２圧力センサで検出される前記供給路の圧力との間の差圧に基づいて、前記無段変速機の変速比を制御して前記供給路の圧力を所望の圧力に調整する、航空機の圧縮空気供給システム。

【請求項２】

ガスタービンエンジンからの抽気が流れる抽気路と、

前記抽気路に流体的に接続される圧縮機入口と、圧縮機出口と、を有する補助圧縮機と、

前記圧縮機出口に流体的に接続され、前記補助圧縮機からの圧縮エアを航空機の空気系統に供給する供給路と、

前記供給路から分岐し、前記補助圧縮機からの圧縮エアを前記抽気路に供給する戻り路と、
前記戻り路を開閉可能な圧力調整弁と、
前記補助圧縮機を回転駆動する駆動装置と、
前記抽気路又は前記供給路の圧力を検出するセンサと、
前記センサの検出信号に応じて前記駆動装置の出力回転数を制御するコントローラと、を備え、
前記コントローラは、前記センサで検出される圧力の時間変化率の絶対値が閾値を超えると、前記供給路における圧力変動を抑制するように前記圧力調整弁の開度を制御する、航空機の圧縮空気供給システム。

【請求項３】
ガスタービンエンジンからの抽気が流れる抽気路と、
前記抽気路に流体的に接続される圧縮機入口と、圧縮機出口と、を有する第１補助圧縮機と、
前記圧縮機出口に流体的に接続され、前記第１補助圧縮機からの圧縮エアを航空機の空気系統に供給する供給路と、
前記第１補助圧縮機を回転駆動する駆動装置と、
前記抽気路に流体的に接続された圧縮機入口と、前記供給路に流体的に接続された圧縮機出口と、を有し、前記第１補助圧縮機に対して並列接続され、前記駆動装置によって回転駆動可能な第２補助圧縮機と、
前記第２補助圧縮機を圧縮状態と非圧縮状態との間で切り替え可能な切替構造と、
前記供給路の圧力又は温度を検出するセンサと、
前記センサの検出信号に応じて前記駆動装置の出力回転数を制御するコントローラと、を備え、
前記切替構造は、前記第２補助圧縮機を迂回して前記第２補助圧縮機の前記圧縮機出口を前記第２補助圧縮機の前記圧縮機入口に接続する第２戻り路と、前記第２戻り路を開閉可能な第２圧力調整弁と、を有する、航空機の圧縮空気供給システム。

【請求項４】
前記切替構造は、前記第２補助圧縮機と前記駆動装置との間の動力伝達経路を切断可能なクラッチを有する、請求項３に記載の航空機の圧縮空気供給システム。

【請求項５】
前記ガスタービンエンジンは、低圧圧縮機及び高圧圧縮機を有し、
前記抽気路は、前記ガスタービンエンジンの前記低圧圧縮機の抽気ポート又は前記高圧圧縮機の抽気ポートの少なくとも一方に流体的に接続されている、請求項１乃至４のいずれか１項に記載の航空機の圧縮空気供給システム。

【請求項６】
前記供給路に流体的に接続された対象流路と、前記対象流路を流れる前記圧縮エアを冷却する冷媒流路と、を有する熱交換器と、
客室の排気ポートを前記冷媒流路の入口に接続する排気路と、を更に備え、
前記冷媒流路の出口は、大気に開放されている、請求項１乃至５のいずれか１項に記載の航空機の圧縮空気供給システム。

【発明の詳細な説明】
【技術分野】
【０００１】
本開示は、航空機の圧縮空気供給システムに関する。

【背景技術】
【０００２】
従来、航空機の環境制御システムのための抽気システムが知られている（例えば、特許文献１参照）。この抽気システムでは、ガスタービンエンジンから径方向に延びる駆動軸がギヤボックスに接続され、そのギヤボックスが補助圧縮機に接続されている。エンジン

に連動して駆動される補助圧縮機は、エンジンの抽気を圧縮してエアサイクルマシン（ＡＣＭ）に供給する。
【先行技術文献】
【特許文献】
【０００３】
【文献】米国特許第１００５４０５１号
【発明の概要】
【発明が解決しようとする課題】
【０００４】
このシステムでは、エンジン回転数に比例して補助圧縮機の回転数が決まるため、状況によってはエンジンの抽気を大きく減圧する必要があり、エネルギー損失が生じる。また、補助圧縮機からＡＣＭに至る流路の圧力変動要因がガスタービンエンジン外にある場合には、高精度に圧力を供給できない。
【０００５】
そこで本開示の一態様は、エネルギー損失を抑制すると共に、航空機の空気系統に対して精度良く適切な圧力を供給することを目的とする。
【課題を解決するための手段】
【０００６】
本開示の一態様に係る航空機の圧縮空気供給システムは、ガスタービンエンジンからの抽気が流れる抽気路と、前記抽気路に流体的に接続される圧縮機入口と、圧縮機出口と、を有する補助圧縮機と、前記圧縮機出口に流体的に接続され、前記補助圧縮機からの圧縮エアを航空機の空気系統に供給する供給路と、前記補助圧縮機を回転駆動する駆動装置と、前記供給路の圧力又は温度を検出するセンサと、前記センサの検出信号に応じて前記駆動装置の出力回転数を制御するコントローラと、を備える。
【０００７】
前記構成によれば、供給路の圧力又は温度に応じた駆動装置の制御によって補助圧縮機の回転数が制御されるため、補助圧縮機からの圧縮エアに無駄が生じることを防止できる。更に、供給路に圧力又は温度の変動が生じても、補助圧縮機の回転数を制御して変動を吸収できる。よって、エネルギー損失を防止できると共に、航空機の空気系統に対して精度良く適切な圧縮エアを供給できる。なお、駆動装置は、エンジンの回転軸の駆動力を変速して出力するエンジン動力伝達装置（例、無段変速機、無限変速機）であってもよいし、電力によって駆動力を発生する電動機であってもよい。
【発明の効果】
【０００８】
本開示の一態様によれば、エネルギー損失を抑制できると共に、航空機の空気系統に対して精度良く適切な圧力を供給できる。
【図面の簡単な説明】
【０００９】
【図１】図１は、第１実施形態に係る航空機の圧縮空気供給システムの概略図である。
【図２】図２は、第２実施形態に係る航空機の圧縮空気供給システムの要部の概略図である。
【図３】図３は、図２のシステムの変形例の概略図である。
【図４】図４は、第３実施形態に係る航空機の圧縮空気供給システムの要部の概略図である。
【発明を実施するための形態】
【００１０】
以下、図面を参照して実施形態を説明する。なお、以下の説明では、「前方」はエンジン内で空気が流れる方向における上流側を意味し、「後方」は、エンジン内で空気が流れる方向における下流側を意味する。即ち、「前方」は、エンジンの回転軸の軸線方向において、ファンが設けられている側を意味し、「後方」は、エンジンの回転軸の軸線方向に

おいて、ファンが設けられている側と反対側を意味する。「径方向」は、エンジンの回転軸の回転軸線に直交する方向を意味する。

【００１１】

（第１実施形態）

図１は、第１実施形態に係る航空機の圧縮空気供給システム１０の概略図である。図１に示すように、航空機は、ガスタービンエンジン１及び圧縮空気供給システム１０を備える。ガスタービンエンジン１は、回転軸２、ファン３、圧縮機４、燃焼器５、タービン６及びケーシング７を備える。回転軸２は、ガスタービンエンジン１の前後方向に延びる。ファン３は、回転軸２の前部に接続され、回転軸２と共に回転する。圧縮機４、燃焼器５及びタービン６は、この順に前方から後方に向けて回転軸２に沿って並んでいる。ケーシング７は、回転軸２の回転軸線と一致する軸線を有する筒状物であり、回転軸２、圧縮機４、燃焼器５及びタービン６を収容している。

【００１２】

ガスタービンエンジン１は、二軸ガスタービンエンジンである。圧縮機４は、低圧圧縮機４ａと、低圧圧縮機４ａの後方に配置された高圧圧縮機４ｂとを有する。タービン６は、低圧タービン６ａと、低圧タービン６ａの前方に配置された高圧タービン６ｂとを有する。回転軸２は、低圧圧縮機４ａを低圧タービン６ａに連結する低圧軸２ａと、高圧圧縮機４ｂを高圧タービン６ｂに連結する高圧軸２ｂとを有する。高圧軸２ｂは、内部に中空空間を有する筒状軸である。低圧軸２ａは、高圧軸２ｂの中空空間に挿通されている。低圧タービン６ａは、圧縮機４の前方に配置されたファン３に低圧軸２ａを介して連結されている。

【００１３】

ファン３の径方向外側は、筒状のファンケース８により覆われている。ケーシング７とファンケース８との間には、円筒状のバイパス路が形成されている。ファン３により吸い込まれた空気は、このバイパス路を流れて後方に噴出されて推進力を発生する。

【００１４】

圧縮空気供給システム１０は、ガスタービンエンジン１の抽気ポート１１に流体的に接続された抽気路１２を備える。抽気ポート１１は、ガスタービンエンジン１の圧縮機４からの圧縮エアの一部を抽気路１２に供給する。抽気ポート１１は、ガスタービンエンジン１における高圧圧縮機４ｂよりも上流側（即ち、低圧圧縮機４ａ側）に配置されている。抽気ポート１１は、例えば、低圧圧縮機４ａと高圧圧縮機４ｂとの間の領域に配置されるが、低圧圧縮機４ａの途中の領域や、高圧圧縮機４ｂの途中の領域に配置されてもよい。これにより、抽気路１２には、低圧圧縮機４ａで圧縮された圧縮エアが流れる。

【００１５】

抽気ポート１１は、補助圧縮機１４の圧縮機入口１４ａに流体的に接続されている。抽気路１２には、抽気ポート１１から補助圧縮機１４に向けた流れを許容し、その逆の流れを阻止する逆止弁１３が設けられている。補助圧縮機１４の圧縮機出口１４ｂには、供給路１５が流体的に接続されている。供給路１５は、補助圧縮機１４の圧縮機出口１４ｂから吐出された圧縮エアを航空機の空気系統に供給する。その空気系統は、例えば、エアサイクルマシン１６（以下、ＡＣＭと称する）であり、蒸気圧縮冷凍装置（ＶＣＳ）等であってもよい。なお、図１では両舷のうち片舷の圧縮空気供給システム１０のみが示されている。

【００１６】

供給路１５には、抽気路１２に接続される戻り路１７が接続されている。戻り路１７は、補助圧縮機１４を迂回して圧縮機出口１４ｂを圧縮機入口１４ａに接続している。戻り路１７には、戻り路１７を開閉可能な圧力調整弁１８が設けられている。圧力調整弁１８を開いて開度を調整することで、補助圧縮機１４のサージングを防止できる。また、補助圧縮機１４の圧縮機入口１４ａと圧縮機出口１４ｂと間の差圧を小さくすることができ、補助圧縮機１４の動作をより安定的にできる。

【００１７】

供給路１５には、熱交換器１９（プリクーラ）が設けられている。熱交換器１９には、大気を冷媒とする冷媒流路３６が設けられている。冷媒流路３６には流量調整弁３５が設けられている。熱交換器１９は、大気を冷媒として供給路１５を流れる圧縮エアを冷却する。供給路１５におけるＡＣＭ１６の入口付近には、圧力調整弁２１が設けられている。ＡＣＭ１６の出口は、供給路２２を介して客室２３に流体的に接続されている。供給路２２には、圧力調整弁２４が設けられている。なお、熱交換器１９は、バイパス路を流れるバイパスエアを冷媒として用いてもよいし、冷却液を循環して用いてもよい。

【００１８】

供給路１５における熱交換器１９の下流側には、第１副路２５を介してエンジンスタータ２６が流体的に接続されている。第１副路２５には、開閉弁２７が設けられている。供給路１５における熱交換器１９の下流側には、第２副路２８を介して補助動力装置２９（ＡＰＵ）が流体的に接続されている。第２副路２８には、ＡＰＵ２９から供給路１５に向けた流れを許容する逆止弁３０が設けられている。なお、供給路１５には、防氷系統、除氷系統、不活性ガス生成系統等も分岐している。

【００１９】

抽気路１２には、圧力センサＰ１が設けられている。供給路１５における補助圧縮機１４と熱交換器１９との間の部分には、圧力センサＰ２が設けられている。圧力センサＰ２は、実質的に補助圧縮機１４の圧縮機出口１４ｂの圧力を検出する。供給路１５における熱交換器１９の下流側の部分には、圧力センサＰ３が設けられている。圧力センサＰ３は、例えば、供給路１５におけるＡＰＵ２９とエンジンスタータ２６との間の流路に設けられている。

【００２０】

抽気路１２には、温度センサＴ１が設けられている。供給路１５における補助圧縮機１４と熱交換器１９との間の部分には、温度センサＴ２が設けられている。供給路１５における熱交換器１９の下流側の部分には、温度センサＴ３が設けられている。温度センサＴ３は、例えば、供給路１５における熱交換器１９と第１副路２５との間の流路に設けられている。

【００２１】

補助圧縮機１４を駆動する駆動装置が設けられている。本実施形態では、駆動装置は、ガスタービンエンジン１からの駆動力を補助圧縮機へ伝達するエンジン動力伝達装置（無段変速機３３）が設けられている。ガスタービンエンジン１の低圧軸２ａには、径方向に延びた動力抽出軸３１がベベルギヤ３２を介して機械的に接続されている。即ち、動力抽出軸３１は、低圧軸２ａに連動して回転する。なお、動力抽出軸３１は、高圧軸２ｂに機械的に接続され、高圧軸２ｂに連動して回転してもよい。動力抽出軸３１は、無段変速機３３（エンジン動力伝達装置）の入力軸に機械的に接続されている。無段変速機３３（エンジン動力伝達装置）の出力軸は、補助圧縮機１４の被駆動軸に機械的に接続されている。即ち、無段変速機３３（エンジン動力伝達装置）は、ガスタービンエンジン１の低圧軸２ａからの駆動力を適切な回転数に変速したうえで、その変速された駆動力を補助圧縮機１４に伝達して補助圧縮機１４を回転駆動する。無段変速機３３には、例えば、トロイダル無段変速機が好適に用いられる。

【００２２】

圧力センサＰ１～Ｐ３及び温度センサＴ１～Ｔ３は、コントローラ４０に電気的に接続されている。コントローラ４０は、圧力センサＰ１～Ｐ３及び温度センサＴ１～Ｔ３の検出信号に応じて、無段変速機３３の変速比を制御すると共に圧力調整弁１８の開度を制御する。即ち、コントローラ４０は、無段変速機３３の変速比を制御することで、無段変速機３３の出力回転数を制御する。コントローラ４０は、弁２１，２４，２７，３５等も制御し得る。

【００２３】

コントローラ４０は、圧力センサＰ２で検出される供給路１５の圧力（即ち、圧縮機出口１４ｂの圧力）が要求圧力に近づくように無段変速機３３の変速比を制御してもよい。

なお、圧力センサＰ２又はＰ３が検出する供給路１５の圧力に求められる要求圧力は、ＡＣＭ１６の要求圧力と供給路１５から分岐する他の空圧系統（例えば、エンジン始動系統（エンジンスタータ２６）、防氷系統、除氷系統、不活性ガス生成系統等）の要求圧力とのうち最大の要求圧力を下回らない所定の許容範囲に設定される。コントローラ４０は、圧力センサＰ１で検出される抽気路１２の圧力と圧力センサＰ２で検出される供給路１５の圧力との間の差圧に基づいて、無段変速機３３の変速比を制御して、供給路１５の圧力を所望の圧力に調整してもよい。

【００２４】

コントローラ４０は、圧力センサＰ１で検出される抽気路１２の圧力又は圧力センサＰ２で検出される供給路１５の圧力の時間変化率の絶対値が閾値を超えると、圧力調整弁１８の開度を変更して供給路１５における圧力変動を抑制してもよい。コントローラ４０は、例えば、抽気路１２の圧力の時間変化率が正の閾値を超えて増加した場合には、供給路１５の急な圧力増加を速やかに抑制するために圧力調整弁１８の開度を増加させてもよい。その場合、コントローラ４０は、抽気路１２の圧力の時間変化率の絶対値が閾値であるときに、圧力調整弁１８を全閉にしていてもよい。

【００２５】

コントローラ４０は、例えば、抽気路１２の圧力の時間変化率が負の閾値を下回って減少した場合には、供給路１５の急な圧力減少を速やかに抑制するために圧力調整弁１８の開度を減少させてもよい。その場合、コントローラ４０は、抽気路１２の圧力の時間変化率の絶対値が閾値であるときに、圧力調整弁１８を中間開度（例えば、ゼロより大きくて中央開度より小さい開度）にしていてもよい。

【００２６】

コントローラ４０は、温度センサＴ３の温度が要求温度に近づくように流量調整弁３５の開度を制御して熱交換器１９の冷却度合を調整する。コントローラ４０は、温度センサＴ１，Ｔ２，Ｔ３で検出される供給路１５の温度に基づいて、無段変速機３３の変速比を制御して、供給路１５の温度を所望の温度に調整してもよい。

【００２７】

なお、コントローラ４０は、プロセッサ、メモリ及びＩ／Ｏインターフェース等を有する。前記メモリは、ストレージ（例えば、ハードディスク、フラッシュメモリ等）及びメインメモリ（ＲＡＭ）を含む。前記メモリには、前述した制御を実行する指示を有するプログラムが保存されている。コントローラ４０が有するプログラムは、複数のコントローラに分散されてもよい。コントローラ４０は、圧縮空気供給システム１０の専用ではなく他のシステムのコントローラを兼ねていてもよい。圧縮空気供給システム１０用のプログラムは、他のシステムのプログラムと統合されていてもよい。

【００２８】

以上に説明した構成によれば、供給路１５の圧力に応じた無段変速機３３の制御によって補助圧縮機１４の回転数が制御されるため、補助圧縮機１４からの圧縮エアの圧力に無駄が生じることを防止できる。更に、供給路１５に圧力変動が生じても、補助圧縮機１４の回転数を制御して圧力変動を吸収できる。よって、エネルギー損失を防止できると共に、ＡＣＭ１６に対して精度良く適切な圧力を供給できる。なお、ガスタービンエンジン１に駆動される無段変速機３３などのエンジン動力伝達装置が駆動装置として用いられる代わりに、電力によって駆動力を発生する電動機が駆動装置として用いられてもよい。

【００２９】

また、供給路１５において急な圧力変動が生じたときには、戻り路１７の圧力調整弁１８を制御することによって、応答性良く圧力調整できる。他方、供給路１５において緩やかな圧力変動が生じたときには、無段変速機３３によって圧縮機出口１４ｂの圧力を調整することで、圧力調整弁１８の減圧によるエネルギー損失を抑制できる。また、抽気路１２は、ガスタービンエンジン１の低圧圧縮機４ａの抽気ポート１１に流体的に接続されているので、抽気が要求圧力よりも高くなりにくい。そのため、離陸から着陸までの全飛行工程において減圧によるエネルギー損失を低減できる。

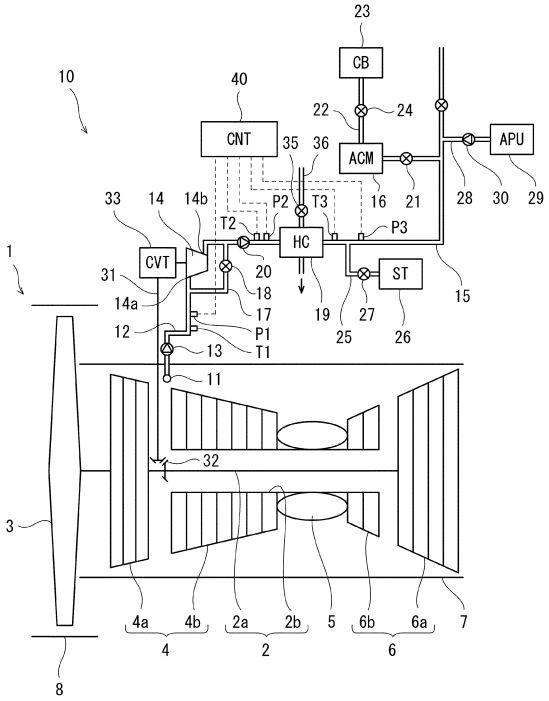
【００３０】
（第２実施形態）
図２は、第２実施形態に係る航空機の圧縮空気供給システムの要部の概略図である。なお、第１実施形態と共通する構成については同一符号を付して説明を省略する。図２に示すように、第２実施形態では、第１実施形態の補助圧縮機１４を第１補助圧縮機とし、第１補助圧縮機１４に対して第２補助圧縮機１５０が並列接続されている。第２補助圧縮機１５０は、その圧縮能力を第１補助圧縮機１４の圧縮能力よりも小さいものとしてもよい。即ち、第２補助圧縮機１５０は、第１補助圧縮機１４よりも小型としてもよい。
【００３１】
第２補助圧縮機１５０の圧縮機入口１５０ａは、分岐抽気路１５１を介して抽気路１２に流体的に接続されている。第２補助圧縮機１５０の圧縮機出口１５０ｂは、分岐供給路１５２を介して供給路１５に流体的に接続されている。分岐抽気路１５１には開閉弁１５３が設けられ、分岐供給路１５２には開閉弁１５４が設けられている。
【００３２】
第２補助圧縮機１５０は、ガスタービンエンジン１の駆動力を変速して出力する無段変速機３３に駆動される。即ち、第１補助圧縮機１４及び第２補助圧縮機１５０は、無段変速機３３の出力軸によって駆動可能に構成されている。なお、第１補助圧縮機１４及び第２補助圧縮機１５０は、それぞれ別個の無段変速機の出力軸によって駆動可能に構成されてもよい。第１補助圧縮機１４は、無段変速機３３の出力軸の回転に常時連動する。第２補助圧縮機１５０は、切替構造１５５によって、圧縮状態と非圧縮状態との間で切り替え可能になっている。切替構造１５５は、第２戻り路１１７及び第２圧力調整弁１１８を備える。
【００３３】
第２戻り路１１７は、第２補助圧縮機１５０を迂回して分岐供給路１５２を分岐抽気路１５１に流体的に接続している。即ち、第２戻り路１１７は、第２補助圧縮機１５０を迂回して圧縮機出口１５０ｂを圧縮機入口１５０ａに接続している。第２戻り路１１７には、第２戻り路１１７を開閉可能な第２圧力調整弁１１８が設けられている。第２補助圧縮機１５０が駆動されているときに、第２圧力調整弁１１８が閉じられていると第２補助圧縮機１５０が圧縮状態となり、第２圧力調整弁１１８が開かれると第２補助圧縮機１５０が非圧縮状態になる。なお、第２圧力調整弁１１８の開度を調節することで、第２補助圧縮機１５０の圧縮機出口１５０ｂの圧力が応答性良く調整することもできる。
【００３４】
コントローラ１４０は、通常時は、開閉弁１５３，１５４を閉状態にして且つ第２圧力調整弁１１８を開状態にしている。即ち、通常時には、第２補助圧縮機１５０には抽気路１２の抽気を供給せず、第２補助圧縮機１５０を空回りさせる。コントローラ１４０は、ＡＣＭ１６に供給する圧縮エアの流量増が要求される非常信号（例えば、片舷側の圧縮空気供給システムの故障信号）を受信すると、開閉弁１５３，１５４を開状態にして且つ第２圧力調整弁１１８を閉状態にする。
【００３５】
この構成によれば、ＡＣＭ１６に供給する圧縮エアの流量増が要求される非常時に、第２補助圧縮機１５０が第１補助圧縮機１４をアシストするため、第１補助圧縮機１４を効率の悪い回転数で動作させずに済む。よって、第１補助圧縮機１４の効率悪化を避けながらＡＣＭ１６に向けた圧縮エアの流量増を達成できる。
【００３６】
図３は、図２のシステムの変形例の概略図である。なお、図２と共通する構成については同一符号を付して説明を省略する。図３に示すように、本変形例では、切替構造としてクラッチ１６０が設けられている。クラッチ１６０は、第２補助圧縮機１５０と無段変速機３３との間の動力伝達経路を切断可能としている。クラッチ１６０は、例えば、電磁クラッチである。なお、第２戻り路１１７及び第２圧力調整弁１１８は、廃止してもよいし、急な圧力変動を抑制するときのために残してもよい。

【００３７】
コントローラ１４０は、通常時は、クラッチ１６０を切断状態にしている。即ち、通常時は、第２補助圧縮機１５０は、無段変速機３３によって駆動されない。コントローラ１４０は、ＡＣＭ１６に供給する圧縮エアの流量増が要求される非常信号（例えば、片舷の圧縮空気供給システムの故障信号）を受信すると、クラッチ１６０を接続状態にする。この構成によっても、第２補助圧縮機１５０を圧縮状態と非圧縮状態との間で簡単に切替できる。
【００３８】
（第３実施形態）
図４は、第３実施形態に係る航空機の圧縮空気供給システムの要部の概略図である。なお、第１実施形態と共通する構成については同一符号を付して説明を省略する。図４に示すように、供給路１５における補助圧縮機１４とＡＣＭ１６との間に設けられた熱交換器２１９は、客室２３の排気を冷媒として用いる。
【００３９】
熱交換器２１９は、供給路１５に流体的に接続された対象流路２１９ａと、対象流路２１９ａを流れる圧縮エアを冷却する冷媒流路２１９ｂとを有する。客室２３の排気ポート２３ａは、排気路２７０を介して熱交換器２１９の冷媒流路２１９ｂに流体的に接続されている。排気路２７０には、流量調整弁２７１が設けられている。熱交換器２１９の冷媒流路２１９ｂの出口は、大気に開放されている。
【００４０】
航空機が高高度を飛行中には、大気の圧力が約０．２～０．３気圧である一方、客室２３の圧力は約０．７～１．０気圧である。即ち、客室２３の圧力は、大気の圧力の約３～５倍になる。また、客室２３の温度は、補助圧縮機１４の圧縮機出口１４ｂの温度よりも約２００℃ほど低い。よって、飛行中には圧縮機出口１４ｂの温度よりも低温の客室排気が大気よりも高密度で且つ高速噴射されるので、熱交換器２１９において効率の良い熱交換が行われて供給路１５の圧縮エアを冷却できる。
【００４１】
なお、本発明は前述した実施形態に限定されるものではなく、その構成を変更、追加、又は削除することができる。例えば、１つの実施形態又は変形例中の一部の構成は、その実施形態又は変形例中の他の構成から分離して任意に抽出可能であり、１つの実施形態又は変形例中の一部の構成を他の実施形態又は変形例に適用してもよい。
【符号の説明】
【００４２】
１　ガスタービンエンジン
４ａ　低圧圧縮機
４ｂ　高圧圧縮機
１０　圧縮空気供給システム
１１　抽気ポート
１２　抽気路
１４　補助圧縮機（第１補助圧縮機）
１４ａ　圧縮機入口
１４ｂ　圧縮機出口
１５　供給路
１７　戻り路
１８　圧力調整弁
１９，２１９　熱交換器
２３　客室
２３ａ　排気ポート
３３　無段変速機（駆動装置）
４０，１４０　コントローラ

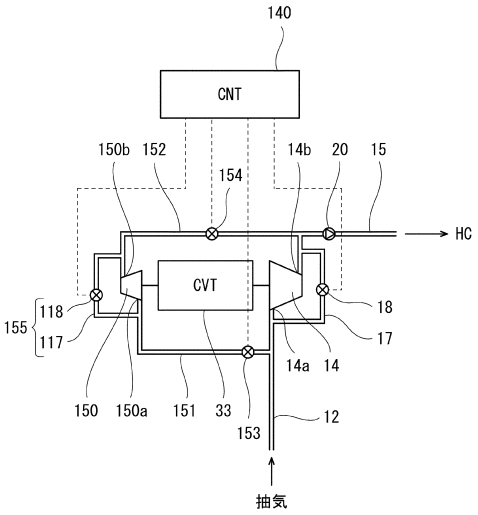
１１７　第２戻り路
１１８　第２圧力調整弁
１５０　第２補助圧縮機
１５０ａ　圧縮機入口
１５０ｂ　圧縮機出口
１５５　切替構造
１６０　クラッチ
２１９　熱交換器
２１９ａ　対象流路
２１９ｂ　冷媒流路
２７０　排気路
Ｐ１～Ｐ３　圧力センサ
Ｔ１～Ｔ３　温度センサ

【図面】

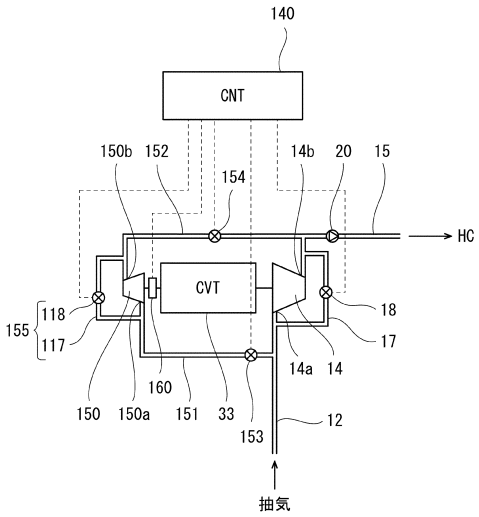
【図１】



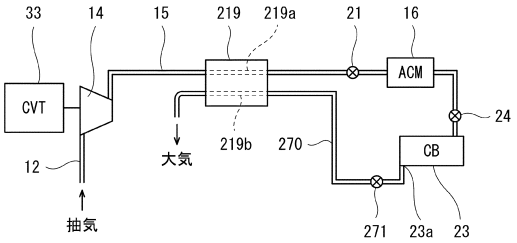
【図２】



【図３】


140
CNT
150b
152
154
14b
20
15
HC
CVT
118
155
117
18
17
14a
14
160
150
150a
151
33
153
12
抽気

【図４】


33
14
15
219
219a
21
16
ACM
24
CVT
大気
219b
270
CB
12
抽気
271
23a
23

フロントページの続き

(72)発明者　梅▲崎▼ 健太
兵庫県神戸市中央区東川崎町３丁目１番１号 川崎重工業株式会社内
(72)発明者　坂本 洋
兵庫県神戸市中央区東川崎町３丁目１番１号 川崎重工業株式会社内
(72)発明者　五井 龍彦
兵庫県神戸市中央区東川崎町３丁目１番１号 川崎重工業株式会社内
審査官　中村 大輔
(56)参考文献　米国特許出願公開第２０１５／０２７５７６９（ＵＳ，Ａ１）
特開２０２０－０２３３０５（ＪＰ，Ａ）
米国特許出願公開第２０２０／０１８０７７２（ＵＳ，Ａ１）
特表２０１９－５２８２１３（ＪＰ，Ａ）
米国特許出願公開第２０１９／０３０９６８３（ＵＳ，Ａ１）
特開２００６－２７３１８３（ＪＰ，Ａ）
特開２００９－０９６３２４（ＪＰ，Ａ）
(58)調査した分野　(Int.Cl.，ＤＢ名)
Ｆ０２Ｃ　６／０８
Ｆ０２Ｃ　７／１４１
Ｆ０２Ｃ　７／３２
Ｂ６４Ｄ　１３／００－１３／０８