

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 公表特許公報 (A)

(11) 特許出願公表番号
特表2017-524092
(P2017-524092A)

(43) 公表日 平成29年8月24日 (2017. 8. 24)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
FO2C 7/18 (2006.01)	FO2C 7/18	Z
FO2C 7/00 (2006.01)	FO2C 7/18	E
FO2C 9/18 (2006.01)	FO2C 7/00	F
	FO2C 9/18	

審査請求 未請求 予備審査請求 未請求 (全 22 頁)

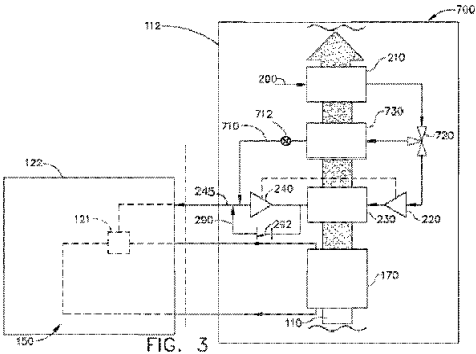
(21) 出願番号 (86) (22) 出願日 (85) 翻訳文提出日 (86) 国際出願番号 (87) 国際公開番号 (87) 国際公開日 (31) 優先権主張番号 (32) 優先日 (33) 優先権主張国 (31) 優先権主張番号 (32) 優先日 (33) 優先権主張国	特願2016-574268 (P2016-574268) 平成27年6月30日 (2015. 6. 30) 平成29年2月16日 (2017. 2. 16) PCT/US2015/038524 W02016/004021 平成28年1月7日 (2016. 1. 7) 62/022, 364 平成26年7月9日 (2014. 7. 9) 米国 (US) 62/020, 512 平成26年7月3日 (2014. 7. 3) 米国 (US)	(71) 出願人 (74) 代理人 (74) 代理人 (74) 代理人 (74) 代理人 (74) 代理人	390041542 ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123 45、スケネクタディ、リバーロード、1 番 100137545 弁理士 荒川 聡志 100105588 弁理士 小倉 博 100129779 弁理士 黒川 俊久 100113974 弁理士 田中 拓人
最終頁に続く			

(54) 【発明の名称】 ジェットエンジン冷気冷却システム

(57) 【要約】

ジェットエンジン圧縮機からの抽気と流体連通する冷却システム（700）のための方法及び装置が提供される。冷却システムは、ジェットエンジン圧縮機から抽気を受け取る第1の予冷器（210）と、第1の予冷器（210）の下流側の熱交換器（730）と、第1の予冷器（210）の下流側の冷却システム圧縮機（220）と、熱交換器（730）及び冷却システム圧縮機（220）は第1の予冷器（210）から分離した流路にあって、冷却システム圧縮機（220）の下流側の冷却システム予冷器（230）と、冷却システム予冷器（230）の下流側のVGT冷却システムタービン（240）と、冷却システムタービン（240）及び熱交換器（730）の下流側の吐出導管（245）とを含むことができる。またタービンを迂回するためのバイパスライン（290）も含むことができる。

【選択図】 図3



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ジェットエンジン圧縮機からの抽気と流体連通する冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）であって、冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）は、

ジェットエンジン圧縮機からの抽気と流体連通する第１の予冷器（２１０，４１０，６１０）と、

第１の予冷器（２１０，４１０，６１０）と流体連通し、かつ第１の予冷器（２１０，４１０，６１０）の下流側にある熱交換器（７３０）と、

第１の予冷器（２１０，４１０，６１０）と流体連通し、かつ第１の予冷器（２１０，４１０，６１０）の下流側にある冷却システム圧縮機（２２０）であって、熱交換器（７３０）及び冷却システム圧縮機（２２０）は、第１の予冷器（２１０，４１０，６１０）から分離した流路にある、冷却システム圧縮機（２２０）と、

冷却システム圧縮機（２２０）と流体連通し、かつ冷却システム圧縮機（２２０）の下流側にある冷却システム予冷器（２３０）と、

冷却システム予冷器（２３０）と流体連通し、かつ冷却システム予冷器（２３０）の下流側にある冷却システムタービン（２４０）と、

冷却システムタービン（２４０）及び熱交換器（７３０）の下流側にある吐出導管（２４５）を含む冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）。

【請求項 2】

請求項 1 に記載の冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）であって

、熱交換器（７３０）と流体連通し、かつ熱交換器（７３０）の下流側にある吐出バルブ（７１２）をさらに含み、吐出バルブ（７１２）は吐出導管（２４５）の上流側にある、冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）。

【請求項 3】

請求項 2 に記載の冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）であって、吐出バルブ（７１２）は、熱交換器（７３０）から吐出導管（２４５）への流体の流れを制御するように構成される、冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）。

【請求項 4】

請求項 1 に記載の冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）であって、冷却システムタービン（２４０）は可変面積タービンノズルを有する、冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）。

【請求項 5】

請求項 4 に記載の冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）であって、可変面積タービンノズルは、冷却システムタービン（２４０）から吐出導管（２４５）への流体の流れを制御するように構成される、冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）。

【請求項 6】

請求項 1 に記載の冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）であって

、第１の予冷器（２１０，４１０，６１０）と流体連通し、かつ第１の予冷器（２１０，４１０，６１０）の下流側にある制御バルブ（２９２，７２０）をさらに含み、制御バルブ（２９２，７２０）は、熱交換器（７３０）と流体連通し、かつ熱交換器（７３０）の上流側にある第１の出口を含み、制御バルブ（２９２，７２０）は、冷却システムタービン（２４０）と流体連通し、かつ冷却システムタービン（２４０）の上流側にある第２の出口を含む、冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）。

【請求項 7】

請求項 6 に記載の冷却システム（１００，２８０，３００，５００、７００）であって

、制御バルブ（２９２，７２０）は、熱交換器（７３０）及び冷却システムタービン（２４０）の各々への流体の流れを調整し、制御するように構成される、冷却システム（１００，２８０，３００，５００，７００）。

【請求項８】

請求項１に記載の冷却システム（１００，２８０，３００，５００，７００）であって

、
冷却システム予冷器（２３０）と流体連通し、かつ冷却システム予冷器（２３０）の下流側にあるバイパスライン（２９０，７１０）をさらに含み、バイパスライン（２９０，７１０）は、吐出導管（２４５）と流体連通し、かつ吐出導管（２４５）の上流側にあり、バイパスライン（２９０，７１０）は、冷却システムタービン（２４０）をバイパスするために、冷却システムタービン（２４０）の入口側と吐出側との間の選択的な流体連通を提供する、冷却システム（１００，２８０，３００，５００，７００）。

【請求項９】

請求項８に記載の冷却システム（１００，２８０，３００，５００，７００）であって

、
バイパスライン（２９０，７１０）と直列に配置された制御バルブ（２９２，７２０）をさらに含む冷却システム（１００，２８０，３００，５００，７００）。

【請求項１０】

請求項１に記載の冷却システム（１００，２８０，３００，５００，７００）であって、抽気は抽出された温度を有し、吐出導管（２４５）は、抽気の抽出された温度の約半分よりも低い出力温度を有する出力流体を提供する、冷却システム（１００，２８０，３００，５００，７００）。

【請求項１１】

ジェットエンジン（１１２）であって、
エンジン圧縮機（２４）と、
エンジン圧縮機（２４）と流体連通する燃焼器（２６）と、
エンジン燃焼器（２６）から燃焼生成物を受け取るために、エンジン燃焼器（２６）と流体連通するエンジンタービン（２８）と、

請求項１に記載の冷却システム（１００，２８０，３００，５００，７００）とを含み、冷却システム（１００，２８０，３００，５００，７００）は、エンジン圧縮機（２４）からの抽気と流体連通する、ジェットエンジン（１１２）。

【請求項１２】

航空機（１２２）であって、

請求項１１に記載のジェットエンジン（１１２）と、

航空機温度管理システム及び航空機環境制御システム（１２１）の少なくとも一方とを含み、吐出導管（２４５）は、航空機温度管理システム（１５０）及び航空機環境制御システム（１２１）の少なくとも一方と流体連通する、航空機（１２２）。

【請求項１３】

請求項１２に記載の航空機（１２２）であって、冷却システム（１００，２８０，３００，５００，７００）は、エンジン圧縮機（２４）からの抽気の温度の約半分の温度で航空機温度管理システム（１５０）及び航空機環境制御システム（１２１）の少なくとも一方に空気を供給する、航空機（１２２）。

【請求項１４】

ジェットエンジン（１１２）における抽気を冷却する方法（８００，９００）であって

、
ジェットエンジン圧縮機（２４）から抽気を抽出するステップと、

抽気を第１の予冷器（２１０，４１０，６１０）に導くステップであって、抽気は抽出された温度を有する、ステップと、

第１の予冷器（２１０，４１０，６１０）において抽気の抽出された温度を第２の温度に低下させるステップと、

10

20

30

40

50

その後、第 1 の部分及び第 2 の部分が分離した流路を画成するように、抽気の第 1 の部分を熱交換器（730）に導き、抽気の第 2 の部分を冷却システム圧縮機（220）に導くステップと、

第 1 の部分の第 2 の温度を第 3 の温度に低下させるために、熱交換器（730）を通過して抽気の第 1 の部分を流すステップと、

第 2 の部分の第 2 の温度を第 4 の温度に低下させるために、冷却システム圧縮機（220）、冷却システム予冷器（230）、及び冷却システムタービン（240）を順次通過して抽気の第 2 の部分を流すステップであって、第 4 の温度は抽出された温度よりも低い、ステップと、

その後、吐出導管（245）において第 1 の部分と第 2 の部分とを混合するステップとを含む方法。 10

【請求項 15】

請求項 14 に記載の方法であって、

熱交換器（730）の下流側にある吐出バルブ（712）により、熱交換器（730）から流れる抽気の第 1 の部分の流れを調整するステップをさらに含む方法。

【請求項 16】

請求項 14 に記載の方法であって、

冷却システムタービン（240）に取り付けられた可変面積タービンノズルにより、冷却システムタービン（240）から流れる抽気の第 2 の部分の流れを調整するステップをさらに含む方法。 20

【請求項 17】

請求項 14 に記載の方法であって、

熱交換器（730）への抽気の第 1 の部分の流路及び冷却システム圧縮機（220）への抽気の第 2 の部分の流路を調整するステップをさらに含む方法。

【請求項 18】

請求項 14 に記載の方法であって、

冷却システム圧縮機（220）及び冷却システム予冷器（230）を通過して流れる抽気の一部を、冷却システムタービン（240）の代わりにバイパスライン（290, 710）に迂回させるステップをさらに含む方法。

【請求項 19】

請求項 14 に記載の方法であって、吐出導管（245）は、抽気の抽出された温度の約半分よりも低い出力温度を有する出力流体を提供する、方法。 30

【請求項 20】

請求項 19 に記載の方法であって、

航空機温度管理システム（150）及び航空機環境制御システム（121）の少なくとも一方に、出力流体を出力圧力で供給するステップをさらに含み、冷却システムタービン（240）は、航空機温度管理システム（150）及び航空機環境制御システム（121）の少なくとも一方の要件を満足するように、出力流体の出力圧力を制御する、方法。

【請求項 21】

熱負荷を有する航空機温度管理システム（150）に調整された空気を提供する方法であって、 40

ジェットエンジン（112）から第 1 の予冷器（210, 410, 610）内に調整されていない空気を受け取るステップであって、調整されていない空気は入力圧力及び入力温度を有する、ステップと、

第 1 の予冷器（210, 410, 610）内の調整されていない空気を第 1 の温度に冷却するステップと、

圧縮機により調整されていない空気の第 1 の部分（803, 907）を第 1 の圧力に圧縮するステップと、

第 2 の予冷器により調整されていない空気の第 2 の部分（809, 909）を第 2 の温度に冷却するステップであって、調整されていない空気の第 1 の部分（803, 907） 50

及び調整されていない空気の第２の部分（８０９，９０９）は、分離した流路にある、ステップと、

可変面積タービンノズルを有するタービン（２４０）内に、圧縮機の下流側の調整されていない空気の第１の部分（８０３，９０７）を受け取るステップと、

タービンから仕事を抽出することにより、航空機温度管理システム（１５０）の要件を満たすように選択された吐出温度及び吐出圧力に調整されていない空気の第１の部分（８０３，９０７）を膨張させるステップとを含む方法。

【請求項２２】

請求項２１に記載の方法であって、第１及び第２の予冷器（２１０，４１０，６１０）は、ヒートシンク流体としてジェットエンジン（１１２）からのファンストリーム空気を使用し、ファンストリーム空気は、ファンストリーム温度及びファンストリーム圧力を有する、方法。

【請求項２３】

請求項２２に記載の方法であって、吐出温度はファンストリーム温度より低い、方法。

【請求項２４】

請求項２２に記載の方法であって、ジェットエンジン（１１２）は海水面アイドル条件で動作し、ファンストリーム圧力は約１７ｐｓｉより高い、方法。

【請求項２５】

請求項２２に記載の方法であって、ジェットエンジン（１１２）は海水面離陸条件で動作し、ファンストリーム圧力は約３０ｐｓｉより高い、方法。

【請求項２６】

請求項２１に記載の方法であって、抽出された仕事は、仕事の転送に利用される機械的装置に提供され、装置は、圧縮機、ギヤボックス（４８０）、発電機（４７５）、及びポンプ（４８５）からなる群から選択される、方法。

【請求項２７】

請求項２１に記載の方法であって、調整された空気は、約１０％より多くの熱負荷の低減を提供する、方法。

【請求項２８】

請求項２１に記載の方法であって、調整された空気は、約６０％より多くの熱負荷の低減を提供する、方法。

【請求項２９】

請求項２１に記載の方法であって、調整された空気は、約４ｋＷ～約９０ｋＷの熱負荷の低減を提供する、方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【０００１】

本開示は、ジェットエンジンに関し、より具体的には、エンジン又はエンジンが結合されている乗り物に関連する熱負荷を冷却するためのジェットエンジン抽気の利用に関する。

【背景技術】

【０００２】

現代のジェット航空機は、ジェットエンジンからの調整された空気流を航空機の使用されている客室及び他の領域に導いている。この空気流は、一般的に抽気と呼ばれ、ジェットエンジンの高圧圧縮機（ＨＰＣ）部から取り出すことができる。米国特許第５，１３７，２３０号及び第５，１２５，５９７号には、客室に導入する前に抽気をさらに処理する航空機の環境制御システム（ＥＣＳ）に抽気を導くために用いられる従来の構造及び方法が記載されている。ＥＣＳは、客室に導入する前にエンジン抽気を調整するための空気循環装置（ＡＣＭ）、調整バルブ、熱交換器、及び他の装置などの各種機器を組み込んでいる。

【０００３】

抽気は、通常、抽気を取り出される量を制御するために、調整された流れを用いてH P C部に沿った複数の位置から抽出される。調整する構造の中には、空気流を有効にし、又は遮断するように動作するチェックバルブ、並びにE C Sに到達する前に取り出された抽気の圧力を低減する下流側調整バルブがある。この減圧された抽気は、タービンに導かれて、そこで仕事は抽出され、タービンからの抽気出口圧力及び温度は著しく低下する。この減圧された抽気は、比較的高温のままであり、その後、従来から予冷器と呼ばれているジェットエンジンに付随する熱交換器のファン空気により冷却される。予冷器から出力された冷却された抽気は、E C Sに供給され、航空機の使用されている客室又は他の領域に導入される前に、さらに冷却して、圧力をさらに調整することができる。E C Sに抽気を供給することに加えて、ジェットエンジンは、航空機に予冷された空気を供給するヒートシンクを提供し、サイクルの一部として航空機から戻ってくる高温の空気を受け取る。

10

【0004】

利用する構造又は方法に関わらず、E C Sに供給される抽気に対して一定数が残っており、ジェットエンジンを通して流れる最も低温の空気よりも温度が低いことはあり得なかった。そのうえ、抽気は、空気流を制限し、予冷器に到達する前に抽気圧力を下げるように動作する流量制御バルブを用いて、常にH P Cから調整されている。したがって、そうでなければジェットエンジンを通して流れる最も低温となる空気よりもさらに低温で、E C Sに抽気を供給する構造及び方法が当該技術において必要となっている。

【先行技術文献】

【特許文献】

20

【0005】

【特許文献1】米国特許出願公開第2006／196216号明細書

【発明の概要】

【0006】

本発明の態様及び利点は、以下の説明において部分的に記載され、或いは説明から明らかになり、或いは本発明の実施を通して知ることができる。

【0007】

ジェットエンジン圧縮機からの抽気と流体連通する冷却システムが一般的に提供される。

【0008】

30

一実施形態では、冷却システムは、ジェットエンジン圧縮機からの抽気と流体連通する第1の予冷器と、第1の予冷器と流体連通し、かつ第1の予冷器の下流側にある熱交換器と、第1の予冷器と流体連通し、かつ第1の予冷器の下流側にある冷却システム圧縮機であって、熱交換器及び冷却システム圧縮機は、第1の予冷器から分離した流路にある、冷却システム圧縮機と、冷却システム圧縮機と流体連通し、かつ冷却システム圧縮機の下流側にある冷却システム予冷器と、冷却システム予冷器と流体連通し、かつ冷却システム予冷器の下流側にある冷却システムタービンと、冷却システムタービン及び熱交換器の下流側にある吐出導管とを含む。

【0009】

別の実施形態では、冷却システムは、ジェットエンジン圧縮機からの抽気と流体連通する第1の予冷器と、第1の予冷器と流体連通し、かつ第1の予冷器の下流側にある冷却システム圧縮機と、冷却システム圧縮機と流体連通し、かつ冷却システム圧縮機の下流側にある冷却システム予冷器と、冷却システム予冷器と流体連通し、かつ冷却システム予冷器の下流側にある冷却システムタービンと、冷却システムタービンの下流側にある吐出導管と、冷却システム予冷器と流体連通し、かつ冷却システム予冷器の下流側にあるバイパスラインと、含む。バイパスラインは、吐出導管と流体連通し、かつ吐出導管の上流側にあり、冷却システムタービンをバイパスするために、冷却システムタービンの入口側と吐出側との間の選択的な流体連通を提供する。

40

【0010】

ジェットエンジンもまた提供され、ジェットエンジンは、エンジン圧縮機と、エンジン

50

圧縮機と流体連通する燃焼器と、燃焼器から燃焼生成物を受け取るために、燃焼器と流体連通するエンジンタービンと、エンジン圧縮機からの抽気と流体連通する上記の冷却システムとを含む。このようなジェットエンジンと、航空機温度管理システム及び航空機環境制御システムの少なくとも一方とを含む航空機であって、吐出導管は、航空機温度管理システム及び航空機環境制御システムの少なくとも一方と流体連通する。

【0011】

ジェットエンジンにおける抽気を冷却する方法もまた一般的に提供される。一実施形態では、本方法は、ジェットエンジン圧縮機から抽気を抽出するステップと、抽気を第1の予冷器に導くステップであって、抽気は抽出された温度を有する、ステップと、第1の予冷器において抽気の抽出された温度を第2の温度に低下させるステップと、その後、第1の部分及び第2の部分が分離した流路を画成するように、抽気の第1の部分を熱交換器に導き、抽気の第2の部分を冷却システム圧縮機に導くステップと、第1の部分の第2の温度を第3の温度に低下させるために、熱交換器を通して抽気の第1の部分を流すステップと、第2の部分の第2の温度を第4の温度に低下させるために、冷却システム圧縮機、冷却システム予冷器、及び冷却システムタービンを順次通って抽気の第2の部分を流すステップであって、第4の温度は抽出された温度よりも低い、ステップと、その後、吐出導管において第1の部分と第2の部分とを混合するステップとを含む。

【0012】

本発明のこれらの、並びに他の特徴、態様及び利点は、以下の説明及び添付の図面を参照すれば、よりよく理解されよう。添付の図面は、本明細書に組み込まれ、本明細書の一部を構成しており、本発明の実施形態を例示し、説明と共に、本発明の原理を説明するのに役立つ。

【0013】

本発明の完全かつ可能な開示は、その最良の形態を含み、当業者に向けられて、本明細書に記載されており、それは以下の添付の図面を参照している。

【図面の簡単な説明】

【0014】

【図1】航空機の一部として例示する、冷氣冷却システムの例示的な実施形態の模式図である。

【図2】航空機の一部として例示する、冷氣冷却システムの別の例示的な実施形態の模式図である。

【図3】航空機の一部として例示する、冷氣冷却システムのさらに別の例示的な実施形態の模式図である。

【図4】航空機の一部として例示する、冷氣冷却システムのさらにまた別の例示的な実施形態の模式図である。

【図5】航空機の一部として例示する、冷氣冷却システムのさらに別の例示的な実施形態の模式図である。

【図6】本開示による冷氣冷却システムを組み込んだ航空機の立面斜視図である。

【図7】本主題の態様による、航空機内で使用することができるガスタービンエンジンの一実施形態の断面図である。

【図8】本主題の態様により具体化された例示的な方法を示す図である。

【図9】本主題の態様により具体化された別の例示的な方法を示す図である。

【発明を実施するための形態】

【0015】

ここで本発明の実施形態を詳細に参照するが、その1以上の実施例を図面に示す。各実施例は本発明の説明のために提供するものであって、本発明を限定するものではない。実際、本発明の範囲又は趣旨を逸脱せずに、様々な修正及び変更が本発明において可能であることは、当業者にとって明らかであろう。例えば、一実施形態の一部として図示又は記載する特徴は、別の実施形態と共に用いて、さらに別の実施形態を得ることができる。したがって、本発明は、添付の請求の範囲及びそれらの等価物の範囲に入るこのような修

10

20

30

40

50

正及び変更を包括することが意図されている。

【0016】

本明細書において、「第1の」、「第2の」、及び「第3の」という用語は、1つの構成要素と別の構成要素とを区別するために交換可能に用いることができ、個々の構成要素の位置又は重要性を示すことを意図しない。また、「上流側」及び「下流側」という用語は、流体経路における流体の流れについての相対的方向を示す。例えば、「上流側」は流体がそこから流れる方向を示し、「下流側」は流体がそこへ流れる方向を示す。

【0017】

ジェットエンジン内の圧縮機からの抽気と流体連通する抽気冷却システムが、一般的に提供される。抽気冷却システムは、一般に、受け取った抽気を冷却し、航空機温度管理システム及び航空機環境制御システムの少なくとも一方に冷却された空気を（例えば、抽気冷却システムから吐出導管を介して）提供するように構成される。冷却システムから出力された冷却された空気は、一実施形態では、エンジンに流入し、それを通る空気の平均流路温度よりも低い温度を有する。冷却された流体（例えば、冷却された空気）を提供する方法もまた一般的に提供され、入力空気はジェットエンジンから抽出される（例えば、エンジン圧縮機からの抽気）。

【0018】

図1及び図6を参照して、第1の冷氣冷却システム100は、ジェットエンジン112の高圧圧縮機（HPC）からの調整されていない抽気を、航空機122の航空機温度管理システム及び／又は環境制御システム（ECS）121に、エンジン空気流110よりも低い温度で供給するように構成される。本開示のために、エンジン冷却流は、限定しないが、ファンストリーム空気、吸気口に吸入される入口空気、及びラム空気のうちの1以上を含む。以下の例示的な説明によれば、ジェットエンジン112のシステム100は、航空機122に関連する構造と流体連通するものとして説明される。

【0019】

図1及び図6を参照すると、従来の温度管理システム（TMS）ループ150は、航空機122から熱エネルギーを引き出して、ジェットエンジンTMS170にこの熱エネルギーを供給／ポンピングするために利用される。エンジン112の構造から航空機122に関連する構成をよりよく区別するために、点線124が描かれている。したがって、点線124の右側の構造は、エンジン112の一部として例示的な形態で描かれ説明されており、一方、点線124の左側のこれらの構造は、エンジン112とは別のものとして例示的な形態で描かれ説明されており、航空機122に関連づけられている。しかし、航空機122に関連する構成要素の一部は、その代わりに、エンジン112の一部であってもよいし、またその逆であってもよいことを理解されたい。したがって、当業者であれば理解すべきであるように、構造及び説明は本質的に例示的なものであって、エンジン112の一部として、或いは航空機122の一部として構造を識別することは限定するものではない。

【0020】

図1を参照すると、例示的な冷氣冷却システム100が示されており、エンジン112のHPC部からの調整されていない抽気入口供給200を含む。この抽気入口供給200は、高圧及び高温の圧縮空気を第1の予冷器210に供給する。例示的な形態では、この第1の予冷器210は、高圧高温の抽気からエンジン112内に取り込まれる冷却空気への熱エネルギーの伝達を容易にする。予冷器210から出力された抽気は、大幅に低下した温度を有することができるが、その圧力は大きく変化していない。このより低温で高圧の空気は、冷却システム圧縮機220内に供給され、冷却システム圧縮機220は空気の温度及び圧力を高める。その結果、圧縮機220から出力された空気は、圧縮機に入力される空気よりもはるかに加圧され、はるかに高温になっている。圧縮機から出力されたこの非常に高圧で高温の空気は、冷却システム予冷器230に導かれる。例として、冷却システム予冷器230は、非常に高圧で高温の抽気から、エンジン112内に取り込まれる流路温度空気への熱エネルギーの伝達を容易にする。冷却システム予冷器230から出力

された抽気は、大幅に低下した温度を有するが、その非常に高い圧力が大幅に変化することはない。冷却システム予冷器 230 から出力されたこの非常に高圧で低温の抽気は、可変面積タービンノズル (V A T N) を有する冷却システムタービン 240 内に導かれる。しかし、可変面積タービンノズルの代わりに、複数位置タービンノズル又は固定面積タービンノズルを使用してもよいことに留意されたい。非常に高圧の抽気がタービン 240 を回転させることによって行われる仕事は、圧縮機 220 を駆動するために利用され、出力される抽気は大幅に低下した圧力及び温度を有する。当業者であれば理解するように、タービン 240 は、圧縮機 220 に機械的又は流体的に連結されて、非常に高圧の空気がタービンを通して膨張することで生じる仕事を伝達することができる。

【0021】

10

例示的な形態では、タービン 240 から吐出導管 245 内に出力された抽気の温度は、エンジン 112 に流入する空気の平均流路温度よりも低い。これは、エンジン 112 に流入する空気の平均流路温度よりも低い温度で航空機 122 に抽気を供給することができなかった従来技術の抽気冷却システムとは全く対称的である。

【0022】

図 2 に示すように、代替的な例示的な冷氣冷却システム 280 は、第 1 の例示的な冷氣冷却システム 100 の構成を含み、例示目的のみのために、第 1 の例示的な実施形態からの TMS ループ 150 と共に使用するように説明する。したがって、同様の符号は第 1 の実施形態で説明したものと類似の構造を示し、簡潔を促進するために繰り返すことをしない。

20

【0023】

第 1 の例示的な冷氣冷却システムの構造に加えて、この第 1 の代替的な例示的な冷氣冷却システム 280 は、バイパスライン 290 及びバイパスラインに直列に接続された制御バルブ 292 を含む。例示的な形態では、バイパスライン 290 は、タービン 240 の入口と出口との間に接続され、冷却システム予冷器 230 から吐出された空気をタービンを通らずに ECS 121 に導くことを選択的に可能にする。例として、制御バルブ 292 は、タービン 240 から吐出される空気と熱伝達する熱電対 (図示せず) に通信可能に接続される。

【0024】

エンジン 112 の動作条件及び周囲空気特性 (温度、圧力など) に応じて、抽気がタービン 240 を迂回するのが有利である。例えば、タービン 240 から吐出される空気の温度が低すぎる場合には、所定の範囲内の航空機 122 に供給される抽気の温度を高めて制御するために、制御バルブ 292 は、熱電対から温度測定値を受け取って、プログラムパラメータに基づいて、バイパスライン 290 に直列に接続されたバルブを開閉することができる。その代わりに、又はそれに加えて、制御バルブ 292 は、タービン 240 の吐出における圧力センサと通信することができる。吐出圧力が低すぎる場合には、所定の範囲内の航空機 122 に供給される抽気の圧力を高めて制御するために、制御バルブ 292 は、圧力センサから圧力測定値を受け取って、プログラムパラメータに基づいて、バイパスライン 290 に直列に接続されたバルブを開閉することができる。上記のバイパスが能動的な管理を有するものとして説明したが、当業者であれば、受動的な管理も同様に実現可能であることを理解するであろう。

30

40

【0025】

図 3 に示すように、さらなる代替的な例示的な冷氣冷却システム 700 は、第 1 の代替的な例示的な冷氣冷却システム 280 の構成を含む。したがって、同様の符号は第 1 の代替的な実施形態で説明したものと類似の構造を示し、簡潔を促進するために繰り返すことをしない。

【0026】

第 1 の代替的な例示的な冷氣冷却システム 280 の構造に加えて、このさらなる代替的な例示的な冷氣冷却システム 700 は、バイパスライン 710 と、第 1 の予冷器 210 の出口側の下流側であって、それと流体連通する制御バルブ 720 とを含む。例示的な形態

50

では、バイパスライン 710 は、熱交換器 730 の出口とタービン 240 の出口との間に接続され、熱交換器 730 から吐出された空気をタービン 240 の下流側に導くことを選択的に可能にする。熱交換器 730 は、エンジン 112 内に取り込まれる平均流路空気を受け取り、第 1 の予冷器 210 から流出する高温空気からの熱エネルギーを伝達するヒートシンクとしてこの空気を使用する。例として、制御バルブ 720 は、タービン 240 から吐出される空気と熱伝達する熱電対（図示せず）に通信可能に接続することができる。或いは、制御バルブ 720 は、航空機 122 に供給される空気の温度及び／又は圧力を高めるために、受動的に制御され、熱交換器 730 の下流側に配置することができる。

【0027】

吐出バルブ 712 は、必要に応じて、バイパスライン 710 に配置され、熱交換器 730 と流体連通し、その下流側であって、吐出導管 245 の上流側にある。吐出バルブ 712 は、熱交換器 730 から吐出導管 245 への流体の流れを制御するように構成される。所定の範囲内の航空機 122 に供給される抽気の温度を高めて制御するために、吐出バルブ 712 は、熱電対から温度測定値を受け取って、プログラムパラメータに基づいて、バイパスライン 710 に直列に接続されたバルブを開閉することができる。その代わりに、又はそれに加えて、吐出バルブ 712 は、タービン 240 の吐出における圧力センサと通信することができる。吐出圧力が低すぎる場合には、所定の範囲内の航空機 122 に供給される抽気の圧力を高めて制御するために、吐出バルブ 712 は、圧力センサから圧力測定値を受け取って、プログラムパラメータに基づいて、バイパスライン 710 に直列に接続されたバルブを開閉することができる。上記のバイパスが能動的な管理を有するものとして説明したが、当業者であれば、受動的な管理も同様に実現可能であることを理解するであろう。

【0028】

エンジン 112 の動作条件及び周囲空気特性（温度、圧力など）に応じて、抽気がタービン 240 を迂回するのが有利である。例えば、タービン 240 から吐出される空気の温度が低すぎる場合には、所定の範囲内の航空機 122 に供給される抽気の温度を高めて制御するために、制御バルブ 720 は、熱電対から温度測定値を受け取って、プログラムパラメータに基づいて、バイパスライン 710 に直列に接続されたバルブを開閉することができる。その代わりに、又はそれに加えて、制御バルブ 720 は、タービン 240 の吐出における圧力センサと通信することができる。吐出圧力が低すぎる場合には、所定の範囲内の航空機 122 に供給される抽気の圧力を高めて制御するために、制御バルブ 720 は、圧力センサから圧力測定値を受け取って、プログラムパラメータに基づいて、バイパスライン 710 に直列に接続されたバルブを開閉することができる。

【0029】

図 4 を参照すると、第 2 の冷氣冷却システム 300 は、調整されていない抽気をジェットエンジン 112 の高圧圧縮機（HPC）部から航空機 122 に、エンジン 112 に流入する空気の温度よりも低い温度で供給するように構成される。例示的にすぎないが、第 2 の例示的な冷氣冷却システム 300 は、第 1 の例示的な実施形態からの TMS ループ 150 と共に使用するよう説明される。したがって、同様の符号は第 1 の実施形態で説明したものと類似の構造を示し、簡潔を促進するために繰り返すことをしない。

【0030】

第 1 の例示的な実施形態と同様に、第 2 の例示的な冷氣冷却システム 300 は、エンジン 112 の HPC 部からの調整されていない抽気入口供給 400 を含む。この抽気入口供給 400 は、高圧及び高温の圧縮空気を第 1 の予冷器 410 に供給する。例示的な形態では、この第 1 の予冷器 410 は、高圧高温の抽気からエンジン 112 内に取り込まれる空気への熱エネルギーの伝達を容易にする。予冷器 410 から出力された抽気は、大幅に低下した温度を有することができるが、その圧力は大きく変化することはない。このより低温で高圧の空気は、可変面積タービンノズルを有するタービン 440 内に供給される。上記の実施形態と同様に、可変面積タービンノズルは、複数位置タービンノズル又は固定面積タービンノズルで置き換えることができる。

【0031】

高圧の抽気がタービン440を回転させることによって行われる仕事は、エンジン112又は航空機122に関連する他の機器を駆動するために利用することができ、出力される抽気は大幅に低下した圧力及び温度を有する。例として、タービン440は、発電機475を駆動し、ギヤボックス480のギヤを機械的に回転させ、ポンプ485を駆動し、或いはエンジン112又は航空機122のいずれかに関連する仕事の伝達に利用される上記機械的装置の任意の組合せを駆動するために利用することができる。当業者であれば、タービン440を上記の構成要素の1以上に機械的又は流体的に連結して、高圧の抽気がタービンを回転させることによって行われる仕事を利用することができることを理解するであろう。例示的な形態では、タービン440から出力された抽気の温度は、予冷器410から出る空気の流路温度よりも低い。これも、やはり、エンジン112に流入する周囲流路空気の温度よりも低い温度で航空機122に抽気を供給することができなかった従来技術の抽気冷却システムとは全く対称的である。

【0032】

図5を参照すると、第3の冷氣冷却システム500は、調整されていない抽気をジェットエンジン112の高圧圧縮機（HPC）部から航空機122に、エンジン112に流入する空気の温度よりも低い温度で供給するように構成される。例示的にすぎないが、第3の例示的な冷氣冷却システム500は、第1の例示的な実施形態からのTMSループ150と共に使用するよう説明される。したがって、同様の符号は第1の実施形態で説明したものと類似の構造を示し、簡潔を促進するために繰り返すことをしない。

【0033】

第1の例示的な実施形態と同様に、第3の例示的な冷氣冷却システム500は、エンジン112のHPC部からの調整されていない抽気入口供給600を含む。この抽気入口供給600は、高圧及び高温の圧縮空気を第1の予冷器610に供給する。例示的な形態では、この第1の予冷器610は、高圧高温の抽気からエンジン112内に取り込まれる空気への熱エネルギーの伝達を容易にする。予冷器610から出力された抽気は、大幅に低下した温度を有することができるが、その圧力は大きく変化することはない。このより低温で高圧の空気は、可変面積タービンノズルを有するタービン640内に供給される。上記の実施形態と同様に、複数位置タービンノズル又は固定面積タービンノズルを可変面積タービンノズルの代わりに使用することができる。

【0034】

高圧の抽気がタービン640を回転させることによって行われる仕事は、エンジン112又は航空機122に関連する他の機器を駆動するために利用することができ、出力される抽気は大幅に低下した圧力及び温度を有する。例として、タービン640は、エンジン冷却器660の出口側の圧縮機650を駆動するために利用される。例として、エンジン冷却器660は、入口670を介して流路温度の空気を所定の圧力で取り込む。流路温度の空気は、冷却器660に関連する熱源から熱を逃がすための熱シンクとして作用し、圧縮機650の出口圧力吐出680より低い圧力で冷却器から出る。圧縮機650の前後の圧力差は、圧縮機内に空気を引き込むように、最終的には入口670を通して空気を引き込むように動作する。当業者であれば、タービン640を圧縮機650に機械的又は流体的に連結して、高圧の抽気がタービンを回転させることによって行われる仕事を利用することができることを理解するであろう。例示的な形態では、タービン640から出力された抽気の温度は、予冷器610から出る空気の流路温度よりも低い。これも、また、エンジン112に流入する空気の温度よりも低い温度で航空機122に抽気を供給することができなかった従来技術の抽気冷却システムとは全く対称的である。さらに、抽気出力（すなわち、出力流体）は、抽気の抽出された温度の約半分未満（例えば、抽出された温度の約1/3未満）の出力温度を有することができる。

【0035】

図8を参照すると、例示的な方法800は、熱負荷を有する航空機温度管理システムに調整された空気を提供するために示される。本方法は、ジェットエンジンから第1の予冷

器内に受け取り、かつ冷却するステップ 802 を含む。一般的には、第 1 の予冷器内に受け取った時には、調整されていない空気は入力圧力及び入力温度を有する。次に、第 1 の予冷器は、調整されていない空気を第 1 の温度に冷却することができる。調整されていない空気の第 1 の部分 803 は、次にステップ 804 において圧縮機（例えば、冷却システム圧縮機）により第 1 の圧力に圧縮することができる。調整されていない空気の第 1 の部分は、次に必要に応じて、ステップ 806 において（例えば、冷却システム予冷器で）冷却することができる。調整されていない空気の第 1 の部分は、次に、ステップ 808 において可変面積タービンノズルを有するタービン（例えば、冷却システムタービン）内に受け取られる。調整されていない空気の第 2 の部分 809 は、ステップ 810 において第 2 の予冷器により第 2 の温度に冷却される。調整されていない空気の第 1 の部分及び調整されていない空気の第 2 の部分は、図示するように別々の流路にある。最後に、調整されていない空気の第 1 の部分及び調整されていない空気の第 2 の部分は、ステップ 812 において、タービンから仕事を抽出することにより航空機温度管理システムの要件を満たすように選択された吐出温度及び吐出圧力に調整される。特定の実施形態では、抽出された仕事は、圧縮機、ギヤボックス、発電機、又はポンプなどの、仕事の伝達に利用される機械的装置に提供することができる。

【0036】

図 9 を参照すると、例示的な方法 900 は、熱負荷を有する航空機温度管理システムに調整された空気を提供するために示される。本方法は、ジェットエンジンから第 1 の予冷器内に受け取り、かつ冷却するステップ 902 を含む。一般的には、第 1 の予冷器内に受け取った時には、調整されていない空気は入力圧力及び入力温度を有する。次に、第 1 の予冷器は、調整されていない空気を第 1 の温度に冷却することができる。調整されていない空気は、次にステップ 904 において圧縮機（例えば、冷却システム圧縮機）により第 1 の圧力に圧縮される。次に、圧縮された調整されていない空気は、必要に応じて、ステップ 906 において（例えば、冷却システム予冷器で）冷却することができる。調整されていない空気の第 1 の部分 907 は、次にステップ 908 において可変面積タービンノズルを有するタービンに受け取られて、膨張される。調整されていない空気の第 2 の部分 909 は、ステップ 910 において冷却システム圧縮機からタービンを迂回する。吐出導管において、調整されていない空気の第 1 の部分及び調整されていない空気の第 2 の部分は、ステップ 912 において、タービンから仕事を抽出することにより航空機温度管理システムの要件を満たすように選択された吐出温度及び吐出圧力に調整される。特定の実施形態では、抽出された仕事は、圧縮機、ギヤボックス、発電機、又はポンプなどの、仕事の伝達に利用される機械的装置に提供することができる。

【0037】

このような方法では、第 1 及び第 2 の予冷器は、ヒートシンク流体としてジェットエンジンからのファンストリーム空気を使用することができ、ファンストリーム空気は、ファンストリーム温度及びファンストリーム圧力を有する。一実施形態では、吐出温度はファンストリーム温度より低い。例えば、ジェットエンジンは、海水面条件では、アイドル時には約 17 p s i より上の、及び／又は離陸時には約 30 p s i より上のファンストリーム圧力で動作することができる。

【0038】

調整された空気は、航空機温度管理システムの熱負荷の約 10 % より大きい低減を、例えば約 60 % より大きい低減を提供することができる。例えば、調整された空気は、熱負荷の約 4 k W から熱負荷の約 90 k W より大きい低減を提供することができる。

【0039】

しかし、流路空気以外の空気は、予冷器 210、230、410、610、730 のうちのいずれかの熱シンクとして利用することができることに留意されたい。さらに、上述した例示的な実施形態は予冷器を含むものとして説明してきたが、予冷器は熱交換器と同義であることを理解されたい。

【0040】

10

20

30

40

50

システム１００、２８０、３００、５００、７００は、ジェットエンジン１１２に関連するものとして説明してきたが、これらのシステムを水上又は陸上で使用する他の乗り物（例えば、船舶及び自動車）と流体連通させることもまた本開示の範囲内であることを理解されたい。

【００４１】

図７は、本主題の態様による、航空機内で使用することができるガスタービンエンジン１１２の一実施形態の断面図を示しており、エンジン１１２は、参考のために、それを貫通して延在する長手方向軸すなわち軸方向中心軸１２を有して示してある。ターボファン・ジェット・エンジンとして示しているが、任意の適切なジェットエンジンを、本明細書に説明する冷却システムと共に使用することができる。例えば、適切なジェットエンジンとしては、限定するわけではないが、高バイパス・ターボファン・エンジン、低バイパス・ターボファン・エンジン、ターボジェットエンジン、ターボプロップエンジン、ターボシャフトエンジン、及びプロップファンエンジンなどが挙げられる。

【００４２】

図７に示すように、例示的なエンジン１１２は、コア・ガス・タービン・エンジン（符号１４で全般的に示す）及びその上流側に配置されたファン部１６を含むことができる。コアエンジン１４は、一般的に、環状入口２０を画成する実質的に管状の外側ケーシング１８を含むことができる。さらに、外側ケーシング１８は、コアエンジン１４に流入する空気の圧力を第１の圧力レベルに高めるためのブースタ圧縮機２２をさらに取り囲み、支持することができる。次に、高圧多段軸流圧縮機２４は、ブースタ圧縮機２２から加圧空気を受け取って、このような空気の圧力をさらに高めることができる。高圧圧縮機２４から流出する加圧空気は、次に燃焼器２６に流れることができ、その中で燃料が加圧空気の流れに噴射されて、得られた混合気が燃焼器２６内で燃焼される。高エネルギー燃焼生成物は、第１の（高圧）駆動シャフト３０を介して高圧圧縮機２４を駆動するために、燃焼器２６からエンジン１０の高温ガス経路に沿って第１の（高圧）タービン２８へ導かれ、次に、第１の駆動シャフト３０とほぼ同軸である第２の（低圧）駆動シャフト３４を介してブースタ圧縮機２２及びファン部１６を駆動するために、第２の（低圧）タービン３２へ導かれる。タービン２８、３２の各々を駆動した後に、燃焼生成物は、排気ノズル３６を介してコアエンジン１４から排出され、推進のためのジェット推力を提供することができる。

【００４３】

加えて、図７に示すように、エンジン１０のファン部１６は、一般的に、環状ファンケーシング４０に囲まれるように構成された回転可能な軸流ファンロータ３８を含むことができる。ファンケーシング４０は、実質的に半径方向に延在し、円周方向に離間した複数の出口ガイドベーン４２によって、コアエンジン１４に対して支持されるように構成することができることを当業者は理解されたい。このように、ファンケーシング４０は、ファンロータ３８及びその対応するファン・ロータ・ブレード４４を取り囲むことができる。さらに、ファンケーシング４０の下流側部分４６は、コアエンジン１４の外側部分の上に延在することができるので、付加的な推進ジェット推力を提供する二次的な、すなわちバイパス空気流導管４８を画成することができる。

【００４４】

エンジン１０の動作中には、初期空気流（矢印５０で示す）がファンケーシング４０の関連する入口５２を通過してエンジン１０に流入することができることを理解されたい。空気流５０は、次にファンブレード４４を通過して、導管４８を通過して流れる第１の圧縮空気の流れ（矢印５４で示す）と、ブースタ圧縮機２２に流入する第２の圧縮空気の流れ（矢印５６で示す）と、に分かれる。次に、第２の圧縮空気の流れ５６の圧力が増加し、高圧圧縮機２４に流入する（矢印５８で示すように）。燃焼器２６内で燃料と混合されて燃焼した後に、燃焼生成物６０は、燃焼器２６から出て、第１のタービン２８を通過して流れる。その後、燃焼生成物６０は、第２のタービン３２を通過して流れ、排気ノズル３６から出て、エンジン１０の推力を提供する。

【0045】

本明細書で使用されるように、流路温度は、ジェットエンジンの所定の部分／段を流れている間の流体、すなわち空気の温度の中央値を意味する。より具体的には、流路温度は、ジェットエンジンの吸気口に取り込まれる最低温度の空気よりも低くすることができない。空気が吸気口に取り込まれて圧縮されると、空気の温度が上昇し、したがって、吸気口での空気の流路温度より高い圧縮機部の端部付近の流路温度を有することになる。

【0046】

上記の例示的な実施形態は航空機の場面で説明してきたが、本開示は航空機以外の乗り物にも同様に適用できることに留意されたい。客室又は他の冷却の必要性を有するいかなる乗り物であっても、本発明を使用して対処することができる。例えば、ジェットで駆動される船舶は、客室及び／又は船舶と関連する電子機器に冷却を提供するために、本開示の例示的な実施形態から恩恵を受けることができる。したがって、上記の開示は、決して航空機への適用に限定されるものではなく、有益である限りは、ジェット動力を利用して冷却流を提供する任意の乗り物に適用可能である。当業者であれば、他の乗り物の場面における本発明の有用性を容易に認識するであろう。

【0047】

以上の説明から、当業者には明らかであるように、本明細書に記載した方法及び装置は本開示の例示的な実施形態を構成しているが、本明細書に含まれる開示は、上記の厳密な実施形態に限定されるものではなく、本開示の範囲から逸脱せずに変更することができることを理解されたい。同様に、本開示の範囲内に含まれるために、本開示の特定された利点又は目的の一部又はすべてを満たす必要はないことを理解するべきであり、それは、本明細書で明示的に説明していなくても、本開示の固有の及び／又は予測しない利点が存在し得るからである。

【符号の説明】

【0048】

- 10 エンジン
- 12 軸方向中心軸
- 14 コア・ガス・タービン・エンジン、コアエンジン
- 16 ファン部
- 18 外側ケーシング
- 20 環状入口
- 22 ブースタ圧縮機
- 24 高圧圧縮機、高圧多段軸流圧縮機
- 26 燃焼器
- 28 高圧タービン、第1のタービン
- 30 高圧駆動シャフト、第1の駆動シャフト
- 32 低圧タービン、第2のタービン
- 34 低圧駆動シャフト
- 36 排気ノズル
- 38 軸流ファンロータ
- 40 環状ファンケーシング
- 42 出口ガイドベーン
- 44 ファン・ロータ・ブレード
- 46 下流側部分
- 48 バイパス空気流導管
- 50 初期空気流、矢印
- 52 入口
- 54 圧縮空気の流れ、矢印
- 56 圧縮空気の流れ、矢印

10

20

30

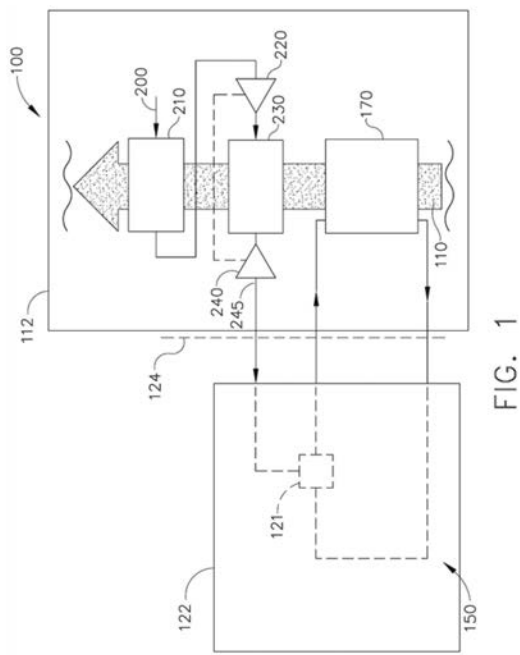
40

50

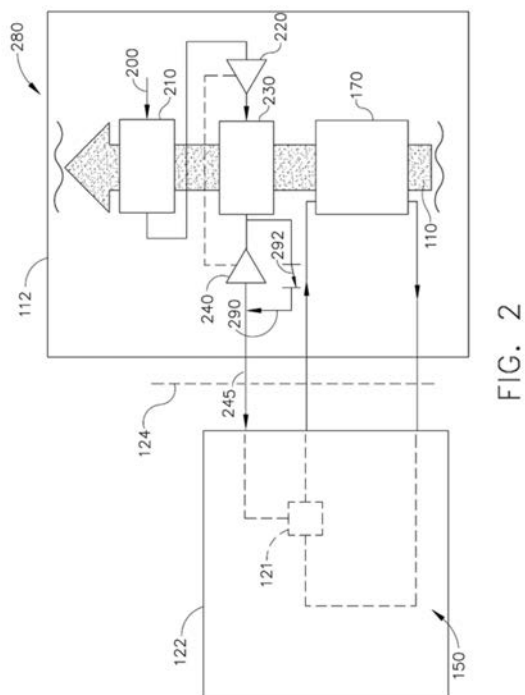
5 8	矢印	
6 0	燃焼生成物	
1 0 0	第 1 の冷氣冷却システム	
1 1 2	ジェットエンジン、ガスタービンエンジン	
1 2 1	環境制御システム (E C S)	
1 2 2	航空機	
1 2 4	点線	
1 5 0	温度管理システム (T M S) ループ	
2 0 0	抽気入口供給	
2 1 0	第 1 の予冷器	10
2 2 0	冷却システム圧縮機	
2 3 0	冷却システム予冷器	
2 4 0	冷却システムタービン	
2 4 5	吐出導管	
2 8 0	冷氣冷却システム	
2 9 0	バイパスライン	
2 9 2	制御バルブ	
3 0 0	第 2 の冷氣冷却システム	
4 0 0	抽気入口供給	
4 1 0	第 1 の予冷器	20
4 4 0	タービン	
4 7 5	発電機	
4 8 0	ギヤボックス	
4 8 5	ポンプ	
5 0 0	第 3 の冷氣冷却システム	
6 0 0	抽気入口供給	
6 1 0	第 1 の予冷器	
6 4 0	タービン	
6 5 0	圧縮機	
6 6 0	エンジン冷却器	30
6 7 0	入口	
6 8 0	出口圧力吐出	
7 0 0	冷氣冷却システム	
7 1 0	バイパスライン	
7 1 2	吐出バルブ	
7 2 0	制御バルブ	
7 3 0	熱交換器、予冷器	
8 0 0	方法	
8 0 2	ステップ	
8 0 3	調整されていない空気の第 1 の部分	40
8 0 4	ステップ	
8 0 6	ステップ	
8 0 8	ステップ	
8 0 9	調整されていない空気の第 2 の部分	
8 1 0	ステップ	
8 1 2	ステップ	
9 0 0	方法	
9 0 2	ステップ	
9 0 4	ステップ	
9 0 6	ステップ	50

- 907 調整されていない空気の第1の部分
 908 ステップ
 909 調整されていない空気の第2の部分
 910 ステップ
 912 ステップ

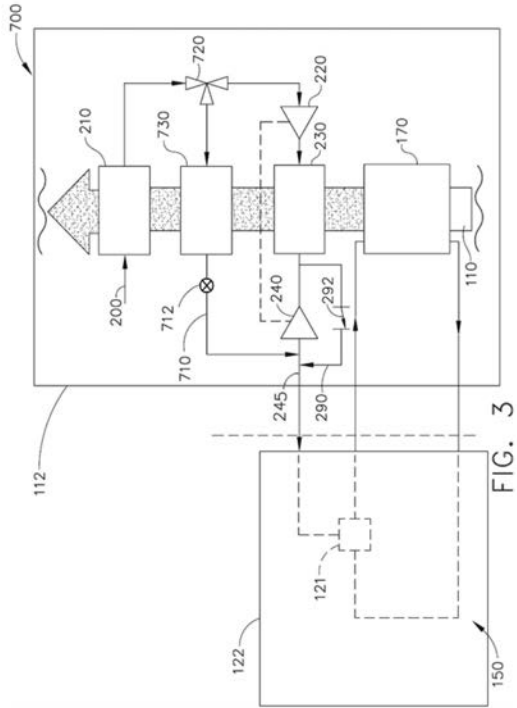
【図1】



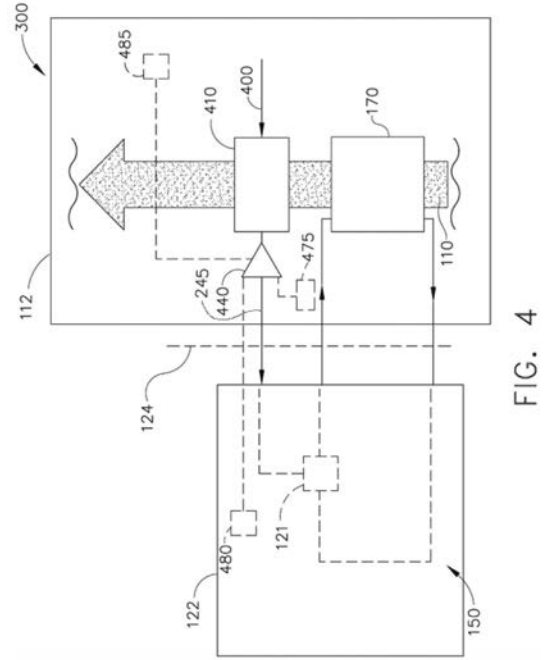
【図2】



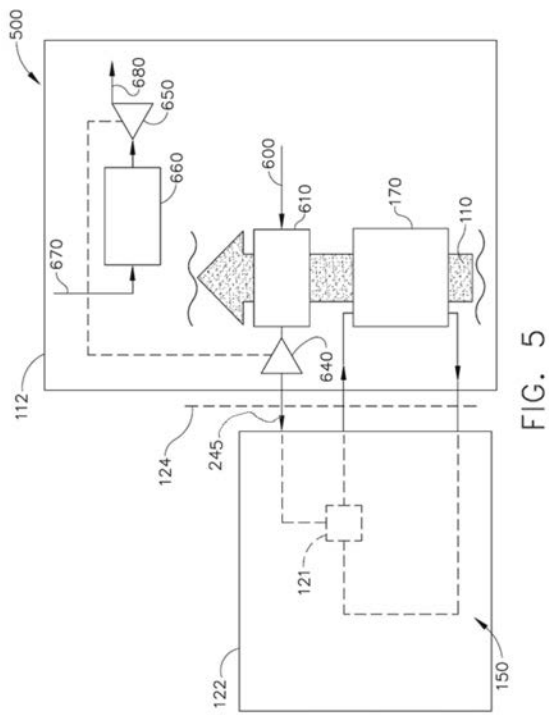
【図 3】



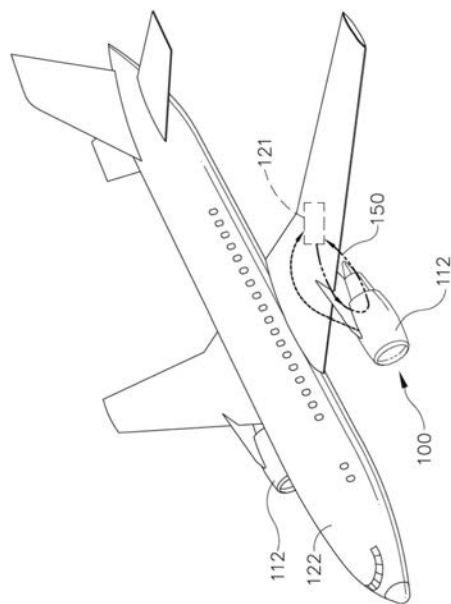
【図 4】



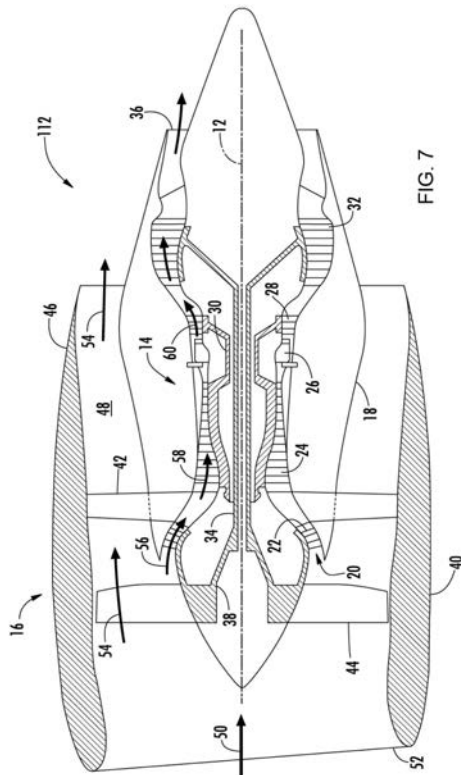
【図 5】



【図 6】



【図 7】



【図 8】

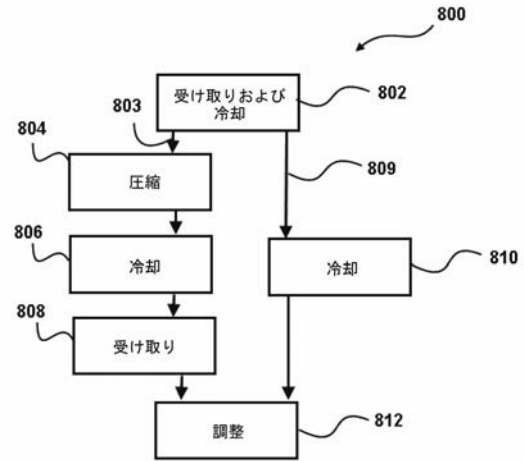


FIG. 8

【図 9】

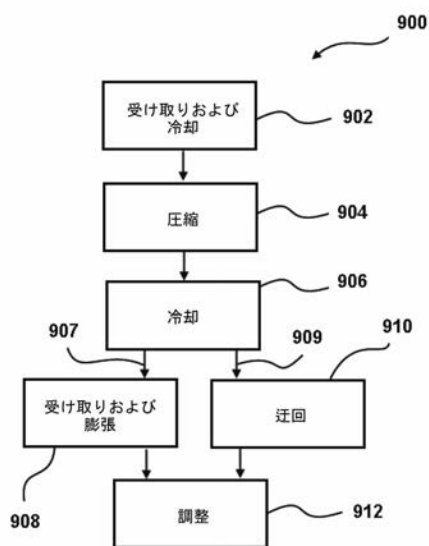


FIG. 9

【国際調査報告】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/US2015/038524

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER		
INV. F01D13/02	B64D13/00	B64D13/06 F01D17/08 F01D17/10
F01D25/12	F02C6/08	F02C7/18
ADD.		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
B. FIELDS SEARCHED		
Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) F01D B64D F02C		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used) EPO-Internal, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 2006/196216 A1 (BRUNO LOUIS J [US] ET AL) 7 September 2006 (2006-09-07) figures 1, 3 paragraph [0002] - paragraph [0005] paragraph [0024] - paragraph [0026] -----	1-29
A	GB 859 668 A (GARRETT CORP) 25 January 1961 (1961-01-25) figure 1 page 3, line 1 - line 21 -----	1-29
A	US 6 295 822 B1 (MUELLER WOLFGANG [DE]) 2 October 2001 (2001-10-02) figure 1 column 1, line 10 - line 19 column 3, line 19 - line 33 column 4, line 11 - line 27 ----- -/-	1-29
☒ Further documents are listed in the continuation of Box C. ☒ See patent family annex.		
* Special categories of cited documents : "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed "T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art "&" document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search 24 September 2015		Date of mailing of the international search report 02/10/2015
Name and mailing address of the ISA/ European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016		Authorized officer Werner, Christopher

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/US2015/038524

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 4 261 416 A (HAMAMOTO MASARU) 14 April 1981 (1981-04-14) figure 1 column 1, line 5 - line 30 column 4, line 30 - line 46 -----	1-29
A	WO 02/16743 A1 (HAMILTON SUNDSTRAND CORP [US]) 28 February 2002 (2002-02-28) figure 1 -----	1-29

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/US2015/038524

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2006196216	A1	07-09-2006	NONE

GB 859668	A	25-01-1961	NONE

US 6295822	B1	02-10-2001	CA 2314998 A1 04-02-2001
		DE 19936641 A1	01-03-2001
		EP 1078854 A1	28-02-2001
		US 6295822 B1	02-10-2001

US 4261416	A	14-04-1981	NONE

WO 0216743	A1	28-02-2002	AU 8474601 A 04-03-2002
		US 6415595 B1	09-07-2002
		WO 0216743 A1	28-02-2002

フロントページの続き

(81)指定国 AP(BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), EA(AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), EP(AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OA(BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG), AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US

- (72)発明者 レミー, ケビン・リチャード
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ
- (72)発明者 ブレイグ, ベンジャミン・ポール
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ
- (72)発明者 エプスタイン, マイケル・ジェイ
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ
- (72)発明者 バリラ, ジャヴィア・アルマンド
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ
- (72)発明者 ハート, マシュー・ジョン
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ
- (72)発明者 ブリンソン, トーマス・エドワード
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ
- (72)発明者 フレミング, アンドリュー・ジェームス
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ
- (72)発明者 ウィルモット, ジョージ・ユージーン
アメリカ合衆国、コネチカット州・06026、イースト・グランビー、サレー・ドライブ、4番