

(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2017-105446

(P2017-105446A)

(43) 公開日 平成29年6月15日(2017.6.15)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
B 6 4 D 15/06 (2006.01)	B 6 4 D 15/06	
F 0 2 C 7/06 (2006.01)	F 0 2 C 7/06	E
F 0 2 C 7/047 (2006.01)	F 0 2 C 7/047	
F 0 1 D 25/12 (2006.01)	F 0 1 D 25/12	E

審査請求 有 請求項の数 10 O L 外国語出願 (全 20 頁)

(21) 出願番号 特願2016-236356 (P2016-236356)
 (22) 出願日 平成28年12月6日 (2016.12.6)
 (31) 優先権主張番号 14/963, 419
 (32) 優先日 平成27年12月9日 (2015.12.9)
 (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
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州 1 2 3
 4 5、スケネクタディ、リバーロード、1
 番
 (74) 代理人 100137545
 弁理士 荒川 聡志
 (74) 代理人 100105588
 弁理士 小倉 博
 (74) 代理人 100129779
 弁理士 黒川 俊久
 (74) 代理人 100113974
 弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 熱管理システム

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 除氷を必要とする1つ以上の表面へ抽気をダクトで送るための配管を必要としないガスタービンエンジンおよび/または航空機用除氷システムを提供する。

【解決手段】 中を流れる熱交換流体を有する熱輸送バス102を含む。また、1つ以上の熱源交換器106および除氷モジュール136を備える。1つ以上の熱源交換器および除氷モジュールは、それぞれ、熱輸送バス内で熱交換流体と熱連通する。1つ以上の熱源交換器106は、1つ以上の補助システムから熱交換流体へ熱を伝達するよう構成され、除氷モジュールは、熱伝達流体からガスタービンエンジンおよび/または航空機の1つ以上の構成要素の表面に熱を伝達する1つ以上の熱源交換器の下流に配置される。

【選択図】 図2

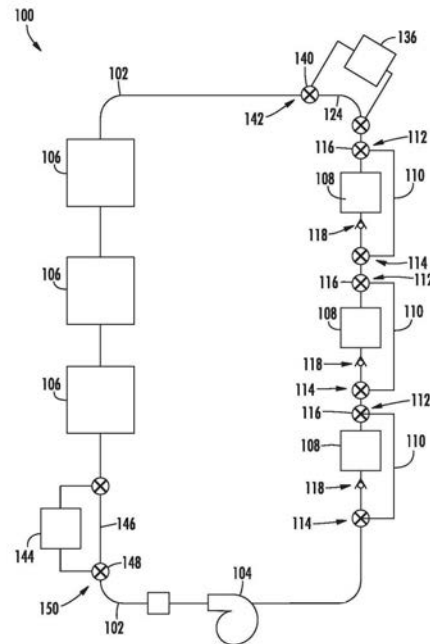


図2

【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

ガスタービンエンジンまたは航空機のうちの少なくとも 1 つに少なくとも部分的に組み込むための熱管理システムであって、

中を流れる熱交換流体を有する熱輸送バス (1 0 2) と、

前記熱輸送バス (1 0 2) 内で前記熱交換流体の流れを生成するポンプ (1 0 4) と、

前記熱輸送バス (1 0 2) 内で前記熱交換流体と熱連通する 1 つ以上の熱源交換器 (1 0 6) と、

前記熱伝達流体から、前記ガスタービンエンジンまたは前記航空機の 1 つ以上の構成要素の表面に熱を伝達するため、前記 1 つ以上の熱源交換器 (1 0 6) の下流に位置する前記熱輸送バス (1 0 2) 内の前記熱交換流体と熱連通する表面熱交換モジュール (1 3 6) とを備える、熱管理システム。

10

【請求項 2】

前記表面熱交換モジュール (1 3 6) が、前記ガスタービンエンジンまたは前記航空機の前記 1 つ以上の構成要素の表面に組み込まれる 1 つ以上の熱交換器 (2 3 8) を含む、請求項 1 に記載の熱管理システム。

【請求項 3】

前記ガスタービンエンジンまたは前記航空機の前記 1 つ以上の構成要素が、前記ガスタービンエンジンの導入口案内静翼、前記ガスタービンエンジンのノーズカウル (2 3 0) または前記ガスタービンエンジンのファンカウル (2 3 2) のうちの少なくとも 1 つを含む、請求項 1 に記載の熱管理システム。

20

【請求項 4】

前記ガスタービンエンジンまたは前記航空機の前記 1 つ以上の構成要素が、前記航空機の翼 (2 1 0) または前記航空機の胴体 (2 0 8) のうちの少なくとも 1 つを含む、請求項 1 に記載の熱管理システム。

【請求項 5】

前記熱管理システムが、前記熱輸送バス (1 0 2) 内に前記熱交換流体と熱連通する複数の熱源交換器 (1 0 6) を備える、請求項 1 に記載の熱管理システム。

【請求項 6】

前記複数の熱源交換器 (1 0 6) が、熱輸送バス (1 0 2) に沿って直列に配置される、請求項 5 に記載の熱管理システム。

30

【請求項 7】

前記 1 つ以上の熱源交換器 (1 0 6) が、少なくとも 1 つの空気対熱交換流体熱交換器および少なくとも 1 つの液体対熱交換流体熱交換器を含む、請求項 1 に記載の熱管理システム。

【請求項 8】

前記 1 つ以上の熱源交換器 (1 0 6) が、前記ガスタービンエンジンの補助システムから前記熱輸送バス (1 0 2) 内の前記熱交換流体へ熱を伝達するために構成される、請求項 1 に記載の熱管理システム。

【請求項 9】

前記熱輸送バス (1 0 2) 内の前記熱交換流体から熱を除去するため、前記熱輸送バス (1 0 2) 内の前記熱交換流体と熱連通する 1 つ以上のヒートシンク交換器 (1 0 8) をさらに備える、請求項 1 に記載の熱管理システム。

40

【請求項 10】

前記表面熱交換モジュール (1 3 6) が、除氷モジュールとして構成される、請求項 1 に記載の熱管理システム。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】****【0001】**

本主題は、一般に、航空機および / またはエンジンに組み入れる表面熱交換モジュール

50

ルを有する熱管理システムに関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンは、典型的には、導入口、ファン、1つ以上の圧縮機、燃焼室および少なくとも1つのタービンを含む。圧縮機は、燃焼室に引き込まれてそこで燃料と混合される空気を圧縮する。そして、混合物は、高温燃焼ガスを生成するために点火される。燃焼ガスは、圧縮機に動力を供給し、ならびに飛行中の航空機を推進し、または発電機などの負荷を駆動する有用な仕事を生み出すために、燃焼ガスからエネルギーを抽出するタービンに引き込まれる。

【0003】

エンジンが、例えば、過冷却水滴の雲にさらされるなど、着氷条件で動作する場合、氷が、露出したエンジン構造体に蓄積する可能性がある。より具体的には、エンジンが、長時間着氷条件で動作する場合、エンジン内および露出したエンジン構造体上の氷の蓄積は、かなり大きくなる恐れがある。経時的な、連続したエンジンの作動、低電力動作から高電力動作に至るスロットルバーストおよび/または乱気流もしくは非対称な着氷のいずれかによる振動により、蓄積した氷の塊を1つ以上の圧縮機が吸い込む恐れがある。氷の離脱現象として知られる、このような状態では、ガスタービンエンジン内でいくつかの問題が起こる可能性がある。

【0004】

エンジン内およびエンジン付近の露出した表面にわたる着氷を防ぐことを容易にするために、少なくとも一部の既知のエンジンが除氷システムを備える。除氷システムは、典型的には1つ以上の圧縮機からの抽気を利用して、所望の面に熱を与える。抽気を所望の場所に移送するために配管が設けられる。しかし、配管は比較的大きくなり得るので除氷システムをパッケージ化するのが難しくなる可能性があり、さらに配管は比較的重くなり得るので、エンジンの燃料燃焼に悪影響を与える可能性がある。

【0005】

したがって、抽気によらない除氷システムが有用である。より具体的には、除氷を必要とする1つ以上の表面へ抽気をダクトで送るための配管を必要としない除氷システムが特に有益である。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0006】

【特許文献1】米国特許第4773212号

【発明の概要】

【0007】

本発明の態様および利点は、以下の説明に部分的に述べられても、説明から明らかになっても、または本発明の実施を介して学ばれてもよい。

【0008】

本開示の一方の例示的实施形態では、ガスタービンエンジンまたは航空機のうちの少なくとも一つに少なくとも部分的に組み込むための熱管理システムが提供される。熱管理システムは、その中を流れる熱交換流体を有する熱輸送バスおよび熱輸送バス内で熱交換流体の流れを生成するためのポンプを備える。さらに、熱管理システムは、熱輸送バス内の熱交換流体と熱連通する1つ以上の熱源交換器および表面熱交換モジュールを備える。除氷モジュールは、熱伝達流体からガスタービンエンジンまたは航空機の1つ以上の構成要素の表面に熱を伝達するため1つ以上の熱源交換器の下流に位置する熱輸送バス内の熱交換流体と熱連通している。

【0009】

本開示の他方の例示的实施形態では、ガスタービンエンジンが提供される。ガスタービンエンジンは、1つ以上のシャフトによりタービンセクションに結合される圧縮機セクションおよび圧縮機セクションまたはタービンセクションのうちの少なくとも一つの中に

10

20

30

40

50

配置された1つ以上の構成要素に潤滑剤を供給するための主潤滑システムを備える。また、ガスタービンエンジンは、熱管理システムを備える。熱管理システムは、その中を流れる熱交換流体を有する熱輸送バスおよび熱輸送バス内で熱交換流体の流れを生成するためのポンプを備える。また、熱管理システムは、熱輸送バス内で熱交換流体と熱連通する1つ以上の熱源交換器を備え、その1つ以上の熱源交換器は、主潤滑システムと熱連通する主潤滑熱交換器を備える。また、熱管理システムは、熱伝達流体からガスタービンエンジンの1つ以上の構成要素の表面に熱を伝達するため1つ以上の熱源交換器の下流に位置する熱輸送バス内の熱交換流体と熱連通する、表面熱交換モジュールを備える。

【0010】

本発明のこれらのおよび他の特徴、態様および利点は、以下の説明および添付の特許請求の範囲を参照してより理解されよう。本明細書に組み込まれ、その一部分を構成する添付の図面は、本発明の実施形態を図示し、明細書とともに本発明の諸原理を説明する働きをする。

【図面の簡単な説明】

【0011】

その最良の形態を含み、当業者を対象とする、本発明の完全で実施可能な程度の開示は、添付図面を参照して、本明細書に述べられる。

【図1】本主題の様々な実施形態による例示的なガスタービンエンジンの概略断面図である。

【図2】本開示の一例示的な実施形態による熱管理システムの概略図である。

【図3】本開示の他方の例示的な実施形態による熱管理システムの概略図である。

【図4】本開示の一例示的な実施形態による熱管理システムの表面熱交換モジュールである。

【図5】本開示の他方の例示的な実施形態による熱管理システムの表面熱交換モジュールである。

【発明を実施するための形態】

【0012】

ここで、添付の図面に1つ以上の実施例が示された、本発明の実施形態の詳細を参照する。詳細の説明は、数字および文字表示を用いて図面中で特徴を示す。図面および説明中の同様または類似の表示は、本発明の同様または類似の部品を示すために用いられている。本明細書で使用される場合、用語「第1の」、「第2の」および「第3の」は、一方の構成要素を他方と区別するために交換可能に用いられ、且つ、それぞれの構成要素の位置または重要性を表すことを意図しない。用語「上流」および「下流」は、流体経路における流体の流れに関して相対的な方向を指す。例えば、「上流」は、流体が流れてくる方向を指し、「下流」は流体が流れていく方向を指す。

【0013】

ここで、全ての番号において同一の番号は同一の要素を指す図面を参照すると、図1は、本開示の一例示的な実施形態によるガスタービンエンジンの概略断面図を示す。より具体的には、図1の実施形態では、ガスタービンエンジンが本明細書で「ターボファンエンジン10」と呼ばれる、高バイパスターボファンジェットエンジン10である。図1に示すように、ターボファンエンジン10は、軸方向A（参照用に提供される長手方向の中心線12に対して平行に延在する）および半径方向Rを規定する。概ね、ターボファンエンジン10は、ファンセクション14およびファンセクション14から下流に配置されるコアタービンエンジン16を含む。

【0014】

図示の例示的なコアタービンエンジン16は、一般に、環状導入口20を規定する実質的に管状の外部ケーシング18を含む。外部ケーシング18は、直列流れ関係に、ブースターすなわち低圧（LP）圧縮機22および高圧（HP）圧縮機24を備える圧縮機セクション、燃焼セクション26、高圧（HP）タービン28および低圧（LP）タービン30を含むタービンセクションおよびジェット排気ノズルセクション32を収容する。高

10

20

30

40

50

圧シャフトすなわちスプール 34 は、高圧タービン 28 を高圧圧縮機 24 と駆動的に連結する。低圧シャフトすなわちスプール 36 は、低圧タービン 30 を低圧圧縮機 22 と駆動的に連結する。

【0015】

図示の実施形態では、ファンセクション 14 は、離間してディスク 42 に結合された複数のファンブレード 40 を有する可変ピッチファン 38 を備える。図示のように、ファンブレード 40 は、全体として、半径方向 R に沿ってディスク 42 から外側へ延在する。各ファンブレード 40 は、ファンブレード 40 のピッチを一体にまとめて変更するように構成される好適な作動部材 44 と動作可能に結合されるファンブレード 40 によりピッチ軸 P の周りをディスク 42 に対して回転可能である。ファンブレード 40、ディスク 42 および作動部材 44 は、パワーギヤボックス 46 と交差して低圧シャフト 36 により長手方向軸 12 の周りを一緒に回転可能である。パワーギヤボックス 46 は、低圧シャフト 36 の回転速度をより効率的な回転ファン速度に逡減するため複数のギヤを備える。

10

【0016】

さらに図 1 の例示的な実施形態を参照すると、ディスク 42 は、複数のファンブレード 40 を通る気流を増進するように空気力学的に輪郭形成された回転可能なフロントハブ 48 に被覆されている。さらに、例示的なファンセクション 14 は、ファン 38 および / またはコアタービンエンジン 16 の少なくとも一部を円周方向に圍繞する環状ファンケーシングすなわち外部ナセル 50 を含む。ナセル 50 は、複数の円周方向に離間する排出口案内静翼 52 によってコアタービンエンジン 16 に対して担持されている。さらに、ナセル 50 は、ナセル 50 とコアタービンエンジン 16 の間のバイパス空気流路 56 を規定するように、コアタービンエンジン 16 の外側部分にわたって延在してもよい。

20

【0017】

ターボファンエンジン 10 の動作中、一定量の空気 58 が、ナセル 50 および / またはファンセクション 14 の関連付けられた導入口 60 を通ってターボファン 10 に入る。所定の量の空気 58 がファンブレード 40 を通り過ぎると、矢印 62 で示す空気 58 の第 1 の部がバイパス空気流路 56 へ配向すなわち送られ、矢印 64 で示す空気 58 の第 2 の部が低圧圧縮機 22 へ配向すなわち送られる。空気の第 1 の部 62 と空気の第 2 の部 64 の比率は、一般にバイパス比として知られる。空気の第 2 の部 64 の圧力は、高圧圧縮機 24 を通って燃焼セクション 26 へ送られると増大し、そこで燃料と混合され、燃焼ガス 66 を提供するため燃焼される。続いて、燃焼ガス 66 は、高圧タービン 28 を通って低圧タービン 30 へ送られ、そこで燃焼ガス 66 からの熱エネルギーおよび / または運動エネルギーが抽出される。

30

【0018】

そして、燃焼ガス 66 は、コアタービンエンジン 16 のジェット排出ノズルセクション 32 を通って送られ、推進力を提供する。同時に、空気の第 1 の部 62 の圧力が、空気の第 1 の部 62 がバイパス空気流路 56 を通って送られると、増大し、その後、ターボファン 10 のファンノズル排出セクション 76 から排出され、再度推進力を提供する。

【0019】

さらに、概略的に図示するように、例示的なターボファンエンジン 10 は、ターボファンエンジン 10 および / またはターボファンエンジン 10 を備える航空機 (例えば、図 3) の動作を支援するために様々な補助システムをさらに備える。例えば、例示的なターボファンエンジン 10 は、潤滑剤を、例えば、圧縮機セクション (低圧圧縮機 22 および高圧圧縮機 24 を含む) 内の様々なベアリングおよびギヤメッシュ、タービンセクション (高圧タービン 28 および低圧タービン 30 を含む)、高圧スプール 34、低圧スプール 36 およびパワーギヤボックス 46 へ提供するように構成される主潤滑システム 78 をさらに備える。主潤滑システム 78 によって提供される潤滑剤は、そのような構成要素の耐用年数を延ばし、そのような構成要素から所定の熱量を除去することができる。加えて、ターボファンエンジン 10 は、高圧圧縮機 24 または低圧圧縮機 22 のうちの 1 つまたは両方から高圧タービン 28 または低圧タービン 30 のうちの 1 つまたは両方へ空気を提供す

40

50

るために圧縮機冷却空気（ＣＣＡ）システム８０を備える。さらに、例示的なターボファンエンジン１０は、様々なエンジンの動作状態の間、所望の範囲で様々なタービンエンジンロータブレードとタービンケーシングの間の隙間を維持するためタービンセクションのケーシングを冷却するアクティブ熱クリアランス制御（ＡＣＣ）システム８２を備える。さらに、例示的なターボファンエンジン１０は、潤滑剤を発電機に提供し、ならびに、発電機の冷却／発熱除去を行う発電機潤滑システム８４を備える。発電機は、例えば、ターボファンエンジン１０の起動電動機ならびに／またはターボファンエンジン１０および／またはターボファンエンジン１０を含む航空機の様々な他の電子構成要素に電力を供給してもよい。

【００２０】

10

また、概略的に図示するように、例示的なターボファンエンジン１０は、例えば、例示的なターボファンエンジン１０を含む航空機（図３を参照して以下に説明する航空機２００など）のために、様々な他の補助システムを駆動、または作動する。例えば、例示的なターボファンエンジン１０は、圧縮空気を圧縮機セクションから環境制御システム（ＥＣＳ）８６に提供する。ＥＣＳ８６は、加圧および熱制御のために航空機の機室に給気を行ってもよい。さらに、空気が、例示的なターボファンエンジン１０から電子機器冷却システム８８まで、ターボファンエンジン１０および／または航空機のいくつかの電子構成要素の温度を所望の範囲で維持するために提供されてもよい。

【００２１】

20

従来のターボファンエンジン１０および／または航空機は、そのようなシステム内の空気および／または潤滑剤から熱を除去するためこれらの補助システムそれぞれ用の個々の熱交換器を備えていた。しかし、本開示の態様は、一部またはすべてのそのような補助システムから熱を伝達する熱管理システム１００（図２を参照）を含み、より効果的にそのような熱を除去し、および／またはそのような熱を利用する。

【００２２】

30

しかし、図１に図示の例示的なターボファンエンジン１０は、例として示したに過ぎず、他の例示的な実施形態では、本開示の態様が、さらに、あるいは代わりに、任意の他の好適なガスタービンエンジンに適用されてもよいことが理解されよう。例えば、他の例示的な実施形態では、代替として、ターボファンエンジン１０が、ターボジェットエンジン、ターボシャフトエンジン、ターボプロップエンジン、などのいずれの他の適切な航空ガスタービンエンジンであってもよい。その上、さらに他の例示的な実施形態では、例示的なターボファンエンジン１０が、いずれの他の好適な補助システムを備えてもよく、あるいは、補助システムに動作可能に連結されてもよい。その上、あるいは、代わりに、例示的なターボファンエンジン１０が、上記で論じた補助システムの１つ以上を含まない、あるいは、補助システムに動作可能に連結しない可能性がある。

【００２３】

40

ここで、図２を参照すると、図１の例示的なターボファンエンジン１０、図３の例示的な航空機２００（以下で論じる）および／または図４および５の例示的な航空機２００およびエンジン２０６（以下で論じる）に少なくとも部分的に組み込まれる本開示の例示的な実施形態による熱管理システム１００の概略流れ図が提供される。

【００２４】

図示の通り、熱管理システム１００は、一般に熱輸送バス１０２を含む。熱輸送バス１０２は、その中を流れる中間熱交換流体を含み、１つ以上の好適な流体路で形成されてもよい。熱交換流体は、高温動作範囲を有する非圧縮性流体であってもよい。例えば、いくつかの実施形態では、熱交換流体は、水、エタノール混合液、または他の好適な絶縁性流体であってもよい。ポンプ１０４は、熱輸送バス１０２内で／を通過して、熱交換流体の流れを生成するため熱輸送バス１０２内で熱交換流体と流体連通している。図２に見られるように、ポンプ１０４は、熱輸送バス１０２内を概ね時計回りに熱交換流体の流れを生成してもよい。ポンプ１０４は、羽根車を備える回転式ポンプであってもよく、あるいは、代わりに、任意の他の好適な流体ポンプでもよい。さらに、ポンプ１０４は、電動機に

50

より動力を与えられてもよく、あるいは、例えば、ターボファンエンジン10の高圧シャフト34または低圧シャフト36と機械的連通し、それにより動力を与えられてもよい。さらに他の実施形態では、ポンプ104は、内部に熱管理システム100を組み込んでいるガスタービンエンジンの圧縮機セクションからの抽気により動力を与えられる、補助タービンで動いてもよい。

【0025】

さらに、例示的な熱管理システム100は、熱輸送バス102内で熱交換流体と熱連通する1つ以上の熱源交換器106を備える。具体的には、図示の熱管理システム100は、複数の熱源交換器106を備える。複数の熱源交換器106は、ターボファンエンジン10の（または、ターボファンエンジン10と連動する）補助システムの1つ以上から熱輸送バス102の熱交換流体に熱を伝達するよう構成される。例えば、いくつかの例示的な実施形態では、複数の熱源交換器106が、主潤滑システム78から熱を伝達する主潤滑システム熱交換器、CCAシステム80から熱を伝達するCCAシステム熱源交換器、ACCシステム82から熱を伝達するACCシステム熱源交換器、発電機潤滑システム84から熱を伝達する発電機潤滑システム熱源交換器、ECS86から熱を伝達するECS熱交換器、電子機器冷却システム88から熱を伝達する電子機器冷却システム熱交換器、蒸気圧縮システム熱交換器、空気サイクルシステム熱交換器および補助システム熱源交換器の1つ以上を備える。例として、補助システム熱源交換器が、レーダーシステム、防衛システム、娯楽装置などのうちの1つ以上から熱を伝達するよう構成されてもよい。したがって、図2の例示的な実施形態による熱管理システム100が、様々な種類の独立システムから熱輸送バス102の熱交換流体へ、除去のために熱を伝達してもよい。

10

20

【0026】

図示の実施形態には、熱輸送バス102に沿って、それぞれ直列流れに配置された3つの熱源交換器106がある。しかし、他の例示的な実施形態では、任意の他の好適な数の熱源交換器106が備えられてもよい、熱源交換器106の1つ以上が熱輸送バス102に沿って、並流に配置されてもよい。例えば、他の実施形態では、熱輸送バス内に熱交換流体と熱連通する単一の熱源交換器106があってもよく、または、代わりに、熱輸送バス102内に熱交換流体と熱連通する少なくとも2つの熱源交換器106、少なくとも4つの熱源交換器106、少なくとも5つの熱源交換器106または少なくとも6つの熱源交換器106があってもよい。

30

【0027】

さらに、図2の例示的な熱管理システム100は、熱輸送バス102内で熱交換流体と、永久にまたは選択的に、熱連通する1つ以上のヒートシンク交換器108をさらに備える。1つ以上のヒートシンク交換器108は、複数の熱源交換器106の下流に配置され、熱輸送バス102内の熱交換流体から、例えば、大気、燃料、ファンストリームなどへ熱を伝達するよう構成される。例えば、いくつかの実施形態では、1つ以上のヒートシンク交換器108が、ラム熱交換器、燃料熱交換器、ファンストリーム交換器、抽気熱交換器、エンジン中間冷却または上述の空気サイクルシステムの冷氣出力のうちの少なくとも1つを備えてもよい。ラム熱交換器が、ターボファンエンジン10またはターボファンエンジン10を含む航空機のうちの1つまたは両方に統合された「空気対熱交換流体」熱交換器として構成されてもよい。動作中、ラム熱交換器が、所定の量のラムエアをラム熱交換器上に流すことによりその中の任意の熱交換流体から熱を除去してもよい。さらに、燃料熱交換器は、熱交換流体からの熱がターボファンエンジン10用の液体燃料の流れに伝達される「流体対熱交換流体」熱交換器である。さらに、ファンストリーム熱交換器は、一般に、例えば、熱交換流体から熱を除去するため熱交換流体上にバイパス空気を流す、「空気対熱交換流体」熱交換器である。さらに、抽気熱交換器は、一般に、例えば、熱交換流体から熱を除去するため熱交換流体上に低圧圧縮機からの抽気を流す、「空気対熱交換流体」熱交換器である。

40

【0028】

図2の実施形態では、図示の熱管理システム100の1つ以上のヒートシンク交換器

50

108は、複数の個別のヒートシンク交換器108を含む。より具体的には、図2の実施形態では、1つ以上のヒートシンク交換器108は、直列に配置された3つのヒートシンク交換器108を含む。3つのヒートシンク交換器108は、ラム熱交換器、燃料熱交換器およびファンストリーム熱交換器として構成される。しかし、他の例示的な実施形態では、1つ以上のヒートシンク交換器108が、任意の他の好適な数のヒートシンク交換器108を含んでもよい。例えば、他の例示的な実施形態では、単一のヒートシンク交換器108が提供されてもよく、少なくとも2つのヒートシンク交換器108が提供されてもよく、少なくとも4つのヒートシンク交換器108が提供されてもよく、または5つのヒートシンク交換器108が提供されてもよい。その上、さらに他の例示的な実施形態では、1つ以上のヒートシンク交換器108の2つ以上が、代わりに互いに並流に配置されてもよい。

【0029】

さらに図2の図示の例示的な実施形態を参照すると、複数のヒートシンク交換器108は、熱輸送バス102内で熱交換流体と選択的に熱連通している。より具体的には、図示の熱管理システム100は、複数のヒートシンク交換器108内の各ヒートシンク交換器108を選択的に迂回するために複数のバイパスライン110を含む。各バイパスライン110は、それぞれのヒートシンク交換器108のすぐ上流に配置された上流接合部112とそれぞれのヒートシンク交換器108のすぐ下流に配置された下流接合部114の間を延在する。さらに、各バイパスライン110は、三方向ヒートシンク弁116を介して熱輸送バス102とそれぞれの上流接合部112で交わる。各三方向ヒートシンク弁116は、熱輸送バス102と流体連結される流入口、熱輸送バス102と流体連結される第1の排出口およびバイパスライン110と流体連結される第2の排出口を含む。三方向ヒートシンク弁116が流入口から第1のまたは第2の排出口までの処理量を変化できるように、各三方向ヒートシンク弁116が、可変処理量三方向弁であってもよい。例えば、三方向ヒートシンク弁116が、流入口から第1の排出口まで熱交換流体の0%~100%を提供するために構成されてもよく、同様に、三方向ヒートシンク弁116が、流入口から第2の排出口まで熱交換流体の0%~100%を提供するために構成されてもよい。

【0030】

注目すべきことに、三方向ヒートシンク弁116は、ターボファンエンジン10および/またはターボファンエンジン10を含む航空機のコントローラと連動していてもよい。コントローラが、例えば、ターボファンエンジン10および/または航空機の動作状態、熱交換流体の温度、および/または任意の他の好適な変数に基づき1つ以上のヒートシンク交換器108のうちの1つ以上を迂回してもよい。あるいは、コントローラがユーザ入力に基づき1つ以上のヒートシンク交換器108のうちの1つ以上を迂回してもよい。

【0031】

さらに、また、各バイパスライン110が熱輸送バス102とそれぞれの下流接合部114で交わる。各ヒートシンク交換器108と下流接合部114の間で、熱輸送バス102は、熱交換流体の適切な流れ方向を確保するためにチェック弁118を備える。より具体的には、チェック弁118は、下流接合部114からそれぞれのヒートシンク交換器108方向への熱交換流体の流れを防ぐ。

【0032】

図2の熱管理システム100が、ターボファンエンジン10および/または航空機の様々な補助システムから熱をより効果的に除去してもよい。例えば、様々な補助システムが、ターボファンエンジン10および/または航空機の様々な動作状態によって変化する熱量を生成してもよい。しかし、すべての補助システムが同様の熱パターンを規定するわけではない(すなわち、すべての補助システムが同時に加熱および冷却を行うわけではない)。例えば、主潤滑システム78が、ターボファンエンジン10の高負荷状態中に最大の熱量除去を要求してもよい。しかし、対照的に、ECS86が高高度飛行中に最大の熱量の除去を要求してもよい。したがって、様々な異なる補助システムの熱除去を統合するこ

とにより、より少ない数の熱交換器が所望の熱量を除去するために要求されてもよく、および/またはより小さい熱交換器が所望の熱量を除去するために要求されてもよい。

【0033】

さらに、熱輸送バス102内で熱交換流体と選択的に熱連通している様々なヒートシンク交換器108（および/または以下で論じる表面熱交換モジュール136）の構成により、熱が、様々な補助システムからより効果的な手法で除去されてもよい。例えば、比較的低い熱量が熱交換流体から除去されるよう要求されるとき、最も効果的なヒートシンク交換器108（および/または以下で論じる表面熱交換モジュール136）が利用されて、他は迂回されてもよい。しかし、比較的高い熱量が熱交換流体から除去されるよう要求されるとき、追加のヒートシンク交換器108（および/または以下で論じる表面熱交換モジュール136）も、利用されてもよい。

10

【0034】

さらに、例えば、迂回能力を有する複数のヒートシンク交換器108（および/または以下で論じる表面熱交換モジュール136）を含む例示的な実施形態では、追加のヒートシンク交換器108（および/または以下で論じる表面熱交換モジュール136）は、熱管理システム100に冗長性を追加するという利点がある。例えば、ヒートシンク交換器108または熱輸送バス102の関連する部分のうちの1つ以上の障害時に、熱交換流体がそのような障害付近に送られて、システム100が少なくとも一部の熱除去をし続けてもよい。

【0035】

20

さらに図2を参照すると、図示の例示的な熱管理システム100が、単相非圧縮熱輸送流体を使用するよう構成されている。しかし、他の実施形態では、熱管理システム100が、代わりに相変化流体を使用してもよいことが理解されよう。そのような実施形態では、熱管理システム100が、熱輸送バス102内で熱交換流体を圧縮する圧縮機および熱輸送バス102内で熱交換流体を膨張させる膨張装置を含んでもよい。圧縮機が、熱源交換器106の下流位置および1つ以上のヒートシンク交換器108の上流位置で熱交換流体と選択的に流体連通してもよい。対照的に、膨張装置が、1つ以上のヒートシンク交換器108の下流位置および熱源交換器106の上流位置で熱交換流体と選択的に流体連通してもよい。そのような例示的な実施形態では、圧縮機が、例えば、電動機によって駆動されてもよく、あるいは、代わりに、高圧シャフト34または低圧シャフト36などのターボファンエンジン10の回転部品と機械的連通し、それによって駆動されてもよい。注目すべきことに、そのような構成では、1つ以上のヒートシンク交換器108（および/または以下で論じる除氷モジュール136）が、凝縮器として作動し、複数の熱源交換器106が、蒸発器として作動する。そのような構成により、様々な熱源交換器106からの効果的な熱除去および1つ以上のヒートシンク交換器108（および/または除氷モジュール136）への熱伝達が可能になる。いくつかの例示的な実施形態では、膨張装置が、熱交換流体の流れから回転力を生成するよう構成される発電装置として利用されてもよいことが理解されよう。

30

【0036】

図示のように、熱輸送バス102は、さらに、選択的に圧縮機120を迂回する圧縮機バイパスライン124および選択的に膨張装置122を迂回する膨張装置バイパスライン126を含む。さらに、三方向圧縮機バイパス弁128は、選択的に圧縮機120を迂回する上流接合部130に配置され、同様に、三方向膨張装置バイパス弁132は、選択的に膨張装置122を迂回する上流接合部134に配置される。三方向圧縮機バイパス弁128および三方向膨張装置バイパス弁132のそれぞれが、各ヒートシンク交換器108の動作を迂回するため上記で説明された例示的な三方向ヒートシンク弁116と実質的に同じ手法で構成されてもよい。

40

【0037】

さらに、図2の例示的な熱管理システム100は、その上、複数の熱源交換器106の上流および1つ以上のヒートシンク交換器108の下流に位置する熱輸送バス102内

50

の熱交換流体と選択的に熱連通する燃料冷却装置 144 を備える。燃料冷却装置 144 は、所望の温度範囲内に燃料を維持することを支援するためターボファンエンジン 10 の燃料から熱を除去するよう構成されてもよい。図 2 の熱管理システム 100 の様々な他の構成要素と同様に、熱管理システム 100 は、さらに選択的に燃料冷却装置 144 を迂回する燃料冷却装置バイパスライン 146 および三方向燃料冷却装置バイパス弁 148 を備える。三方向燃料冷却装置バイパス弁 148 は、上流接合部 150 に配置され、熱輸送バス 102 と燃料冷却装置バイパスライン 146 を流体連結する。燃料冷却装置バイパス弁 148 が、各ヒートシンク交換器 108 の動作を迂回するため上記で説明された例示的な三方向ヒートシンク弁 116 と実質的に同じ手法で構成される、可変処理量三方向弁であってもよい。

10

【0038】

さらに、図 2 の例示的な熱管理システム 100 は、航空機および / またはターボファンエンジン 10 のいくつかの構成要素を加熱、または除氷する特徴を備える。具体的には、例示的な熱管理システム 100 は、熱伝達流体からターボファンエンジン 10 または航空機（例えば、図 3 および / または 4 の航空機 200）の 1 つ以上の構成要素の表面に熱を伝達するため 1 つ以上の熱源交換器 106 から下流に位置する熱輸送バス 102 内の熱交換流体と熱連通する、表面熱交換モジュール 136 を備える。図示の実施形態では、表面熱交換モジュール 136 は、また、1 つ以上のヒートシンク交換器 108 の上流に配置される。しかし、他の実施形態では、表面熱交換モジュール 136 が、代わりに、1 つ以上の熱源交換器 106 の任意の好適な下流に配置されてもよい。例えば、他の実施形態では、表面熱交換モジュール 136 が、ポンプ 120 の上流に配置されてもよく、あるいは、代わりに、ヒートシンク交換器 108 の 1 つ以上の下流に配置されてもよい。

20

【0039】

その上、図示の実施形態では、熱管理システム 100 は、さらに選択的に表面熱交換モジュール 136 を迂回するバイパスライン 138 を含んでもよい。三方向表面熱交換モジュール弁 140 は、選択的に表面熱交換モジュール 136 を作動するため上流接合部 142 に配置される。三方向表面熱交換モジュール弁 140 が、各ヒートシンク交換器 108 の動作を迂回するため上記で説明された例示的な三方向ヒートシンク弁 116 と実質的に同じ手法で構成されてもよい。

【0040】

例えば、航空機、エンジンおよび / または大気の状態によって、氷が、ターボファンエンジン 10 および / または航空機の様々な構成要素の表面に形成しやすくなる可能性がある。したがって、少なくともいくつかの例示的な実施形態で図 3 ~ 図 5 を参照して、以下でより詳細を説明するように、表面熱交換モジュール 136 が、ターボファンエンジン 10 および / または航空機の 1 つ以上の構成要素の表面に統合するための 1 つ以上の熱交換器を含む除氷モジュールとして構成されてもよい。注目すべきことに、熱管理システムに表面熱交換 / 除氷モジュールを含むことにより、航空機および / またはターボファンエンジンのいくつかの構成要素を除氷、または加熱し、ならびに熱管理システムの熱輸送バスを流れる熱交換流体から熱を除去するという二元機能を供給してもよい。したがって、そのような構成により、航空機および / またはエンジンの 1 つ以上の他の構成要素 / システムから除去された廃熱を利用して、ターボファンエンジンおよび / または航空機のいくつかの構成要素を除氷するためのより効果的なシステムを提供してもよい。

30

40

【0041】

しかし、熱管理システム 100 は、例として示したに過ぎず、他の例示的な実施形態では、熱管理システム 100 が任意の他の好適な手法で構成されてもよいことが、理解されよう。例えば、他の例示的な実施形態では、熱管理システム 100 が、冷却サイクルを操作しないかもしれない、すなわち、熱管理システム 100 が、圧縮機 120 または膨張装置 122 のうちの 1 つまたは両方を含まないかもしれない。さらに、他の例示的な実施形態では、熱管理システム 100 が、燃料冷却装置 144 など、図 2 に図示のいくつかの他の構成要素を含まないかもしれない。その上、さらに他の実施形態では、熱管理シス

50

テム 100 が専用の表面熱交換熱管理システムとして構成されてもよい。したがって、そのような構成では、熱管理システムが、熱輸送バス 102 内の熱交換流体と熱連通する 1 つ以上のヒートシンク交換器 108 を含まないかもしれず、代わりに、表面熱交換モジュール 136 が熱輸送バス 102 内の熱交換流体から熱を除去するための 1 次手段として構成されてもよい。

【0042】

具体的にどの図も参照することなく、本開示の一例示的实施形態では、1 つ以上の熱源交換器 106 が、蒸気圧縮システム（すなわち、蒸気圧縮システムの凝縮器部分）および空気サイクルシステムの熱交換器（ターボファンエンジンから空気を受け取り、そのような空気を航空機へ提供するために冷やすよう構成される）を含んでもよい。空気サイクルシステム熱交換器の下流という最も熱い点で、熱輸送バス 100 が、表面熱交換モジュール 136 を含んでもよい。熱輸送流体からの熱の一部が、表面熱交換モジュール 136 を通って伝達されてもよい。そして、熱輸送バス 100 が、エンジン中間冷却、ラムエア熱交換器および空気サイクルシステムの冷氣出力などの複数のヒートシンク交換器 108 を含んでもよい。注目すべきことに、熱輸送バス 100 が、2 つの熱源交換器 106（例えば、蒸気圧縮システムの凝縮器部分および空気サイクルシステムの熱交換器との間に配置された燃料システム熱交換器）の間に配置されたヒートシンク交換器 108 をさらに含んでもよい。

【0043】

ここで、図 3 を参照すると、本開示の他の例示的な実施形態による熱管理システム 100 が提供される。図 3 に概略的に図示された例示的な熱管理システム 100 が、図 2 を参照して上記で説明した例示的な熱管理システム 100 と実質的に同じ手法で構成されてもよい。図 2 の例示的な熱管理システム 100 と同様の構成要素を特定するために同様の番号が図 3 で使用されている。

【0044】

図 3 の実施形態では、熱管理システム 100 は、航空機 200 およびガスタービンエンジンの少なくとも一部に組み込まれている。図 3 に図示された例示的な航空機 200 は、全体として、それを貫通して延在する長手方向中心線 202、横方向の L、前方端 204 および後方端 206 を規定する。さらに、航空機 200 は、航空機 200 の前方端 202 から航空機 200 の後方端 204 へ長手方向に延在する胴体 208 および 1 対の翼 210 を備える。第 1 のそのような翼 210 は、胴体 208 の左舷 212 から長手方向の中心線 14 に対して側方外側へ延在し、第 2 のそのような翼 210 は、胴体 208 の右舷 214 から長手方向の中心線 14 に対して側方外側へ延在する。図示の例示的な実施形態のそれぞれの翼 210 は、1 つ以上の前縁 216 および後縁 218 を備える。航空機 200 は、ヨー制御用の舵フラップを有する垂直尾翼 220、およびそれぞれピッチ制御用の昇降フラップを有する 1 対の水平尾翼 222 をさらに備える。さらに、胴体 208 は、外部表面 224 を備える。しかし、本開示の他の例示的な実施形態では、航空機 200 が、さらに、あるいは、代わりに、縦方向または横方向 L に直接沿って延在してもよい、または延在しないかもしれない安定板という、任意の他の好適な構成を含んでもよいことが、理解されよう。

【0045】

図 3 の例示的な航空機 200 は、さらに、少なくとも 1 つが 1 対の翼 210 のそれぞれに搭載された、1 対の航空機のエンジンを含む。図示の実施形態では、航空機のエンジンは、翼下構成で翼 210 の下にそれぞれ吊り下げられる第 1 のターボファンジェットエンジン 226 および第 2 のターボファンジェットエンジン 228 として構成される。

【0046】

さらに、上述のように、図 3 の熱管理システム 100 は、例示的な航空機 200 および / またはターボファンエンジン 226、228 のうちの 1 つ以上に組み込まれる。図 2 を参照して上記で説明した熱管理システム 100 と同様に、例示的な熱管理システム 100 は、熱輸送バス 102 内で熱交換流体の流れを生成するためポンプ 104 と共に、その

10

20

30

40

50

中を流れる熱交換流体を有する熱輸送バス102を含む。さらに、例示的な熱管理システム100は、1つ以上の熱源交換器106および1つ以上のヒートシンク交換器108を含む。1つ以上の熱源交換器106は、熱輸送バス102内で熱交換流体と熱連通し、1つ以上のヒートシンク交換器108は、熱輸送バス102内で熱交換流体と永久にまたは選択的に熱連通する。

【0047】

さらに、図3の例示的な熱管理システム100では、1つ以上のヒートシンク交換器108が、熱輸送バス102に沿って1つ以上の熱源交換器106の下流位置に配置されている。図3の熱管理システム100は、概略図であり、1つ以上の熱源交換器106および/または1つ以上のヒートシンク交換器108は、航空機200および/またはターボファンエンジン226、228内のいずれの位置に取付けられてもよいことが、理解されよう。例えば、図3の例示的な実施形態では、熱源交換器106の1つ以上が、ターボファンエンジン226内に配置されてもよく、熱源交換器106の1つ以上が、航空機200内の他の場所に配置されてもよい。同様に、ヒートシンク交換器108の1つ以上が、ターボファンエンジン226内に配置されてもよく、ヒートシンク交換器108の1つ以上が、航空機200内の他の場所に配置されてもよい。

10

【0048】

また、図3に図示のように、熱管理システム100は、航空機200および/またはターボファンエンジン226、228のいくつかの構成要素に熱を供給するため1つ以上の熱交換器238（透視図に示す）を含む表面熱交換モジュール136を備える。表面熱交換モジュール136が、航空機200のいくつかの表面を除氷し、または単に航空機200のいくつかの表面を加熱するために構成されてもよい。

20

【0049】

ここで、図4および5を参照すると、本開示の例示的な実施形態による熱管理システム100の表面熱交換モジュール136が、提供される。より具体的には、図4は、航空機200内に組み込まれた熱管理システム100の例示的な表面熱交換モジュール136を有する航空機200の左舷212の斜視図を提供し、図5は、航空機200内に組み込まれた熱管理システム100の例示的な表面熱交換モジュール136を有する図4の例示的な航空機のターボファンエンジン226の側面概略図を提供する。注目すべきことに、図4および5に図示されていないが、図示の例示的な表面熱交換モジュール136は、図2および/または図3を参照して上記で説明した熱管理システム100などの熱管理システム100に組み込まれている。

30

【0050】

さらに、図4の例示的な航空機200が、図3を参照して上記で説明した例示的な航空機200と実質的に同じ手法で構成されてもよい。例えば、航空機200は、一般に、胴体208および1対の翼210を備える。第1の1対の翼210は、航空機200の右舷214から側方外側へ延在し（図示せず）、第2の1対の翼210は、反対側の航空機200の左舷212から側方外側へ延在する。航空機200が、1対の翼210それぞれの下に搭載された1つ以上の航空機のエンジンを備えてもよい。図示の実施形態では、航空機200は、航空機200の左舷212から外側へ延在する翼210の下に搭載されたターボファンエンジン226を含む。

40

【0051】

ここで、図5を詳細に参照すると、例示的なターボファンエンジン226は、全体として、軸方向A（参照として与えられる長手方向中心線12に対して平行に延びる）、径方向Rおよび周方向（図示せず）を規定する。図5に図示のターボファンエンジン226が、図1を参照して上記で説明した例示的なターボファンエンジン10と実質的に同じ手法で構成されてもよい。したがって、同じ番号が、同じ構成要素を指してもよい。

【0052】

例示的なターボファンエンジン226は、一般に、ファンセクション14およびファンセクション14から下流に配置されるコアタービンエンジン16を含む。図示の例示的

50

なコアタービンエンジン16は、一般に、環状導入口20を規定する実質的に管状の外部ケーシング18を含む。外部ケーシング18は、直列流れ関係に、圧縮機セクション、燃焼セクション26、タービンセクションおよびジェット排気ノズルセクション32を収容する。1対のシャフト34、36は、圧縮機セクションをタービンセクションに駆動連結する。

【0053】

図示の実施形態では、ファンセクション14は、離間してロータディスク42に結合された複数のファンブレード40を有するファン38を備える。ディスク42は、複数のファンブレード40を通る気流を増進するように空気力学的に輪郭形成された回転可能なフロントハブ48に被覆されている。さらに、例示的なファンセクション14は、ファン38および/またはコアタービンエンジン16の少なくとも一部を周方向に圍繞する環状ファンケーシングすなわち外部ナセル50を含む。一般に、外部ナセル50がターボファンエンジン226への導入口60およびノーズカウル230の後方に配置され、ファン38の周りを延在する/ファン38を収容する、ファンカウル232を規定するナセル50の先方端に配置されるノーズカウル230を含んでもよい。

10

【0054】

ターボファンエンジン226の動作中、所定の量の空気58が、ナセル50および/またはファンセクション14の導入口60を通してターボファン10に入る。所定の量の空気58がファンブレード40を通り過ぎると、矢印62で示す空気58の第1の部がバイパス空気流路56へ配向、すなわち送られ、矢印64で示す空気58の第2の部がコア空気流路37へ配向、すなわち送られる。所定の量の空気58は、コア空気流路37への導入口20の周りを延在するスプリッタ234により空気の第1および第2の部62、64に分離される。さらに、1つ以上の導入口案内静翼236は、所望の手法でコア空気流路37を通る第2の空気流64を配向するために、コア空気流路37の前方端に、導入口20に近接して、配置される。

20

【0055】

さらに図4および5を参照すると、上述の通り、図示の例示的な表面熱交換モジュール136は、本開示の例示的な実施形態にしたがって、熱管理システム100に組み込まれている。したがって、例示的な表面熱交換モジュール136が、熱管理システム100の1つ以上の熱源交換器106の下流位置で熱輸送パス102内の熱交換流体と熱連通してもよい。このように、表面熱交換モジュール136が、熱伝達流体から航空機200のターボファンエンジン226の1つ以上の構成要素の表面に熱を伝達するために構成されてもよい。より具体的には、例示的な表面熱交換モジュール136は、複数の導管239を介して連結される航空機200の1つ以上の構成要素の表面に組み込まれる複数の熱交換器238を備える。例えば、図4を詳細に参照すると、図示の例示的な表面熱交換モジュール136は、航空機200の翼210の外部表面240および航空機200の胴体208の外部表面224に組み込まれた複数の熱交換器238を含む。より具体的には、図示の例示的な表面熱交換モジュール136は、航空機200の左舷212の翼210の前縁216の翼210の表面240、航空機200の左舷212の翼210の後縁218の翼210の表面240および航空機200の胴体208の表面224に組み込まれた1つ以上の熱交換器238を含む。しかし、他の実施形態では、例示的な表面熱交換モジュール136は、航空機200のノーズコーンまたは航空機200の1つ以上の安定板（垂直尾翼または水平尾翼など）などの航空機200の任意の他の構成要素の表面に組み込まれた、1つ以上の熱交換器238を含んでもよい。あるいは、表面熱交換モジュール136が、図4に図示の熱交換器238のうちの1つ以上を含まないかもしれない。

30

40

【0056】

より具体的には、例示的な表面熱交換モジュール136は、例示的なターボファンエンジン226の1つ以上の構成要素の表面に組み込まれる複数の熱交換器238を含む。例えば、図5を詳細に参照すると、例示的な表面熱交換モジュール136は、ターボファンエンジン226のノーズカウル230の表面、ターボファンエンジン226のファンカ

50

ウル 2 3 2、ターボファンエンジン 2 2 6 の導入口案内静翼 2 3 6 のうちの少なくとも 1 つ、ターボファンエンジン 2 2 6 のスプリッタ 2 3 4 およびターボファンエンジン 2 2 6 の回転可能なフロントハブ 4 8 に組み込まれた複数の熱交換器 2 3 8 を含む。しかし、他の例示的な実施形態では、表面熱交換モジュール 1 3 6 が、ターボファンエンジン 2 2 6 の任意の他の好適な表面に組み込まれた 1 つ以上の熱交換器 2 3 8 を含んでもよく、あるいは、代わりに、表面熱交換モジュール 1 3 6 が、図 4 および 5 に図示の複数の熱交換器 2 3 8 の 1 つ以上を含まないかもしれない。

【 0 0 5 7 】

ターボファンエンジン 2 2 6 および / または航空機 2 0 0 の様々な構成要素の表面に組み込まれた複数の熱交換器 2 3 8 が、所定の量の氷を除去するか、または所定の量の氷がそれぞれの表面に形成することを防ぐよう構成されてもよい。したがって、表面熱交換モジュール 1 3 6 が、除氷モジュールとして構成されてもよい。しかし、他の例示的な実施形態では、表面熱交換モジュール 1 3 6 が、着氷が懸念であるか否かを問わず、そのような表面を加熱するために様々な他の表面に組み込まれた 1 つ以上の熱交換を、さらにも含む。例えば、表面熱交換モジュール 1 3 6 が、例えば、1 つ以上の排出案内静翼、ファンダクトなど用の表面熱交換器として構成される 1 つ以上の熱交換器を含んでもよい。

10

【 0 0 5 8 】

さらに、ターボファンエンジン 2 2 6 および / または航空機 2 0 0 の様々な構成要素の表面に組み込まれた複数の熱交換器 2 3 8 が、熱交換流体からそのような表面に熱を伝達するために任意の好適な手法で構成されてもよい。例えば、いくつかの例示的な実施形態では、複数の熱交換器 2 3 8 の 1 つ以上が、中を流れる熱交換流体からそのような表面へ所定の熱量を伝達するように、除氷されるべき構成要素の外部表面に隣接して延在する導管を含む。あるいは、複数の熱交換器 2 3 8 の 1 つ以上が、流体から除氷すべき構成要素の表面に熱を伝達するよう構成される中間材料を含んでもよい。さらにもあるいは、他の例示的な実施形態では、複数の熱交換器 2 3 8 の 1 つ以上が、除氷すべき構成要素の表面を形成する材料に組み込まれてもよい。

20

【 0 0 5 9 】

いくつかの例示的な実施形態では、表面熱交換モジュール 1 3 6 が、熱伝達流体（熱管理システム 1 0 0 の熱伝達パス 1 0 2 を流れる）から別の表面熱交換モジュール流体へ熱を伝達するよう構成される閉ループモジュールとして構成されてもよい。そして、除氷モジュール流体が、航空機 2 0 0 および / またはガスタービンエンジンの様々な構成要素の所望の表面に熱を与えるために、導管 2 3 9 を介して連結される、熱交換器 2 3 8 を通って流れる。あるいは、他の実施形態では、表面熱交換モジュール 1 3 6 が、熱伝達流体（熱管理システム 1 0 0 の熱伝達パス 1 0 2 を流れる）の流れを受容し、航空機 2 0 0 および / またはガスタービンエンジンの様々な構成要素の表面に所定の熱量を与えるよう構成される様々な熱交換器 2 3 8 へそのような熱伝達流体を流すよう構成されてもよい。そのような例示的な実施形態では、複数の導管 2 3 9 が、熱管理システム 1 0 0 の熱輸送パス 1 0 2 の一部として構成されてもよい。

30

【 0 0 6 0 】

本開示の例示的な実施形態による表面熱交換モジュールを有する熱管理システムを含むガスタービンエンジンおよび / または航空機は、より効果的に防氷 / 除氷機能を実行することができる。より具体的には、航空機および / またはガスタービンエンジンの様々な構成要素を除氷するために液体を利用することにより、そのような構成要素（抽気を利用する場合と比較して）をより効果的に加熱することができる。さらに、本開示の例示的な実施形態による熱管理システムからの熱を利用することが、さらなるエネルギーの消費を要求するかもしれない機能を実行するために廃熱を利用することによりガスタービンエンジンおよび / または航空機の全体的な効率を増すことができる。

40

【 0 0 6 1 】

図示されてはいないが、いくつかの例示的な実施形態では、航空機エンジンの 1 つ以

50

上が、専用の熱輸送システムを有してもよく、また、航空機エンジンの1つ以上が搭載された航空機が、専用の熱輸送システムを有してもよい。このような例示的な実施形態では、熱輸送システムが、2つのシステムが連結し、熱を交換することができる、共通の熱交換器を備えてもよい。したがって、このような例示的な実施形態では、エンジン熱輸送システムが、所定の熱量を航空機熱輸送システムへ移動してもよく、その逆もあってよい。

【0062】

記載したこの記述は、例を用いて、最良の形態を含むこの発明を開示して、且つ、いかなる当業者に対しても、任意の装置またはシステムを作成し用いることおよび任意の組み込まれた方法を実行することを含んだこの発明の実施をすることができるようにもする。特許を受けることができるこの発明の範囲は、特許請求の範囲によって規定され、当業者が想到する他の実施例を含みうる。そうした他の実施例は、特許請求の範囲の字義どおりの用語と異なるものではない構造的要素を有する場合、または特許請求の範囲の字義どおりの用語と実体のない差異をもつ同等の構造的要素を含む場合、特許請求の範囲の範囲内であることが意図される。

10

【符号の説明】

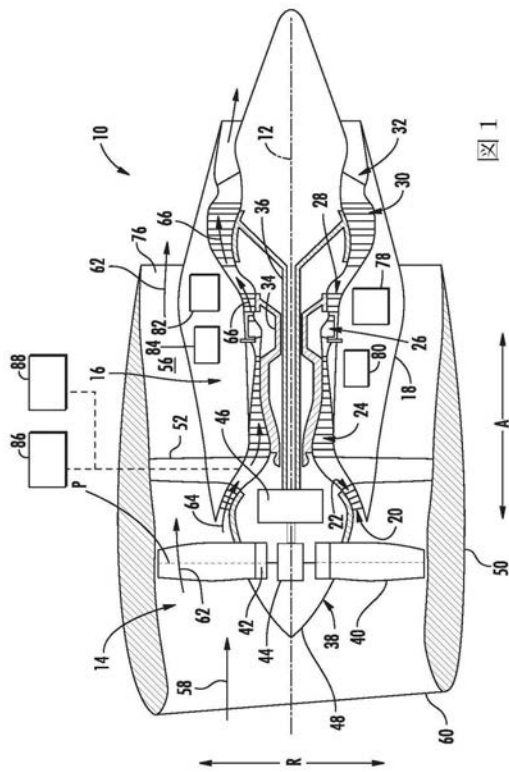
【0063】

10	ターボファンジェットエンジン	
12	長手方向または軸方向の中心線	
14	ファンセクション	
16	コアタービンエンジン	20
18	外部ケーシング	
20	導入口	
22	低圧圧縮機	
24	高圧圧縮機	
26	燃焼セクション	
28	高圧タービン	
30	低圧タービン	
32	ジェット排出セクション	
34	高圧シャフト/スプール	
36	低圧シャフト/スプール	30
37	コア空気流路	
38	ファン	
40	ブレード	
42	ディスク	
44	作動部材	
46	パワーギヤボックス	
48	ナセル	
50	ファンケーシングすなわちナセル	
52	排出口案内静翼	
54	下流セクション	40
56	バイパス空気流路	
58	空気	
60	導入口	
62	空気の第1の部	
64	空気の第2の部	
66	燃焼ガス	
76	ファンノズル排出セクション	
78	主潤滑システム	
80	圧縮機冷却空気システム	
82	アクティブ熱クリアランス制御システム	50

8 4	発電機潤滑システム	
8 6	環境制御システム	
8 8	電子機器冷却システム	
1 0 0	熱管理システム	
1 0 2	熱輸送バス	
1 0 4	ポンプ	
1 0 6	熱源交換器	
1 0 8	ヒートシンク交換器	
1 1 0	バイパスライン	
1 1 2	上流接合部	10
1 1 4	下流接合部	
1 1 6	ヒートシンクバイパス弁	
1 1 8	チャック弁	
1 2 0	圧縮機	
1 2 2	膨張装置	
1 2 4	圧縮機バイパスライン	
1 2 6	膨張装置バイパスライン	
1 2 8	圧縮機バイパス弁	
1 3 0	上流接合部	
1 3 2	膨張装置バイパス弁	20
1 3 4	上流接合部	
1 3 6	除氷モジュール	
1 3 8	バイパスライン	
1 4 0	除氷モジュールバイパス弁	
1 4 2	上流接合部	
1 4 4	燃料冷却装置	
1 4 6	燃料冷却装置バイパスライン	
1 4 8	燃料冷却装置バイパス弁	
1 5 0	上流接合部	
2 0 0	航空機	30
2 0 2	長手方向中心線	
2 0 4	前方端	
2 0 6	後方端	
2 0 8	胴体	
2 1 0	翼	
2 1 2	左舷	
2 1 4	右舷	
2 1 6	翼の前縁	
2 1 8	翼の後縁	
2 2 0	垂直尾翼	40
2 2 2	水平尾翼	
2 2 4	胴体の外部表面	
2 2 6	第1のターボファンジェットエンジン	
2 2 8	第2のターボファンジェットエンジン	
2 3 0	ノーズカウル	
2 3 2	ファンカウル	
2 3 4	スプリッタ	
2 3 6	導入口案内静翼	
2 3 8	熱交換器	
2 4 0	翼の外部表面	50

- 2 4 2
- 2 4 4
- 2 4 6
- 2 4 8
- 2 5 0
- 2 5 2
- 2 5 4
- 2 5 6
- 2 5 8
- 2 6 0
- 2 6 2
- 2 6 4
- 2 6 6
- 2 6 8
- 2 7 0

【 図 1 】



【 図 2 】

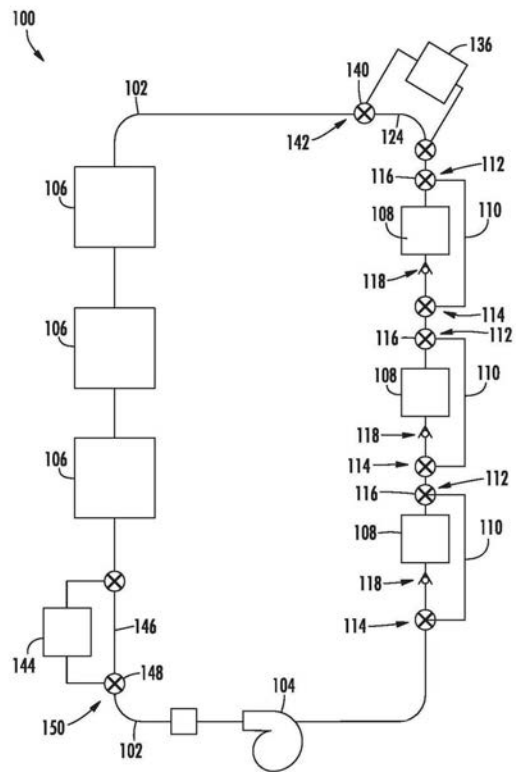
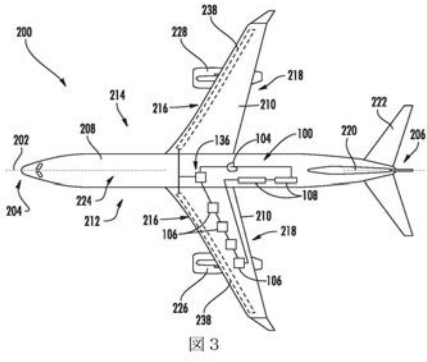
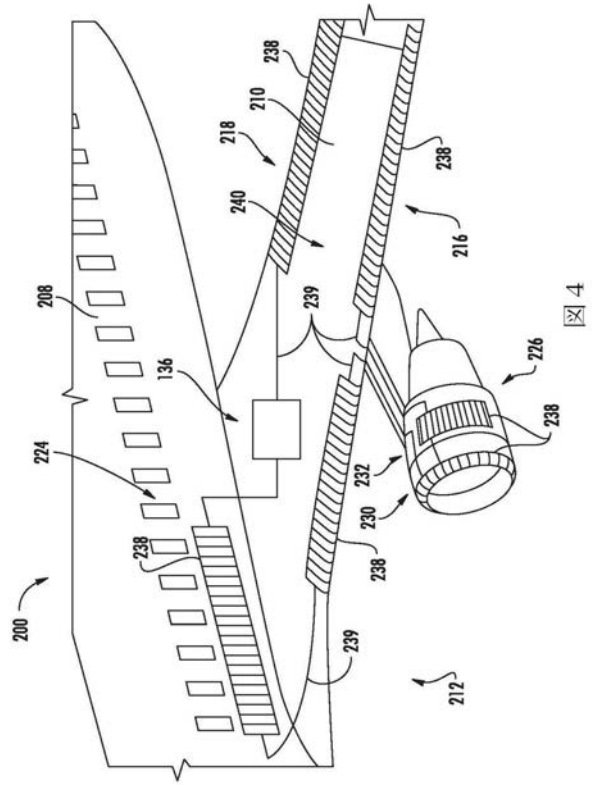


図 2

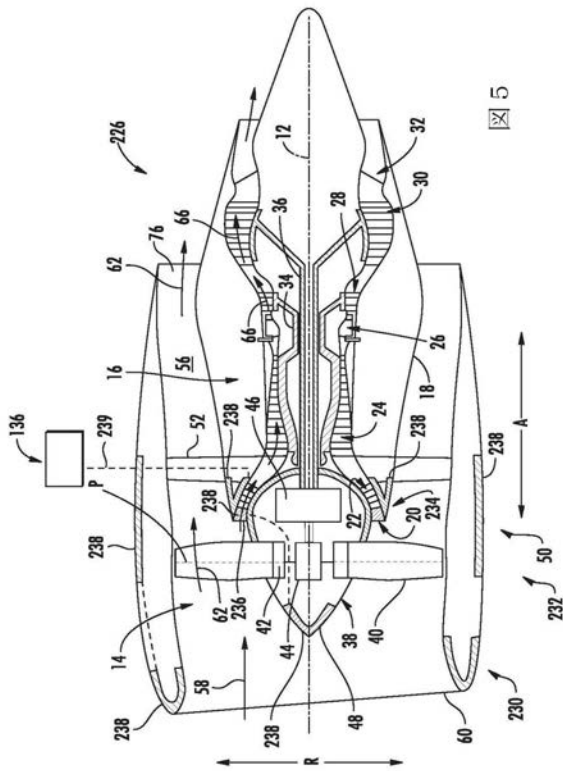
【 図 3 】



【 図 4 】



【 図 5 】



フロントページの続き

- (72)発明者 ブランドン・ウェイン・ミラー
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 クリストファー・ジェームズ・クローガー
アメリカ合衆国、オハイオ州・45215 - 1988、シンシナティ、ワン・ノイマン・ウェイ
- (72)発明者 マシュー・ロバート・サーニー
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

【外国語明細書】

2017105446000001.pdf