

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6532171号
(P6532171)

(45) 発行日 令和1年6月19日 (2019.6.19)

(24) 登録日 令和1年5月31日 (2019.5.31)

(51) Int. Cl.	F I	
FO2C 7/12 (2006.01)	FO2C 7/12	
FO2C 7/18 (2006.01)	FO2C 7/18	Z
FO1D 5/00 (2006.01)	FO2C 7/18	A
FO1D 25/12 (2006.01)	FO1D 5/00	
	FO1D 25/12	E
請求項の数 9 外国語出願 (全 12 頁)		

(21) 出願番号	特願2016-246078 (P2016-246078)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成28年12月20日 (2016.12.20)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
(65) 公開番号	特開2017-125499 (P2017-125499A)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123
(43) 公開日	平成29年7月20日 (2017.7.20)		45、スケネクタデイ、リバーロード、1
審査請求日	平成29年2月24日 (2017.2.24)		番
(31) 優先権主張番号	14/984, 531	(74) 代理人	100188558
(32) 優先日	平成27年12月30日 (2015.12.30)		弁理士 飯田 雅人
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100154922
前置審査			弁理士 崔 允辰
		(74) 代理人	100207158
			弁理士 田中 研二
		(74) 代理人	100137545
			弁理士 荒川 聡志
		(74) 代理人	100105588
			弁理士 小倉 博
最終頁に続く			

(54) 【発明の名称】 停止後エンジン温度低減システム及び方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

動作停止モードにおいて、ガスタービンエンジン（110）内の温度を下げるよう構成された冷却システム（100）であって、

抽気ポート（138）を有する圧縮機（124）を含む第1ガスタービンエンジン（110）であって、前記ガスタービンエンジン（110）の第1動作モードでは、前記圧縮機（124）抽気ポート（138）が前記圧縮機（124）から高压気流を流すよう構成され、動作停止モード中は、前記圧縮機（124）抽気ポート（138）が外部の冷却気流を前記圧縮機（124）へ流すよう構成された、第1ガスタービンエンジン（110）と

冷却気源（156）と、

前記圧縮機（124）抽気ポート（138）と前記冷却気源（156）の間を流れ連通するよう結合された導管（144）であって、前記冷却気源（156）が、冷却気流を前記圧縮機（124）抽気ポート（138）を通り前記圧縮機（124）抽気ポート（138）へ伝送するよう構成された導管（144）と、

抽気ポート（138）を有する圧縮機（124）を含む第2ガスタービンエンジンとを含み、

前記動作停止モード中、冷却気流量が、前記ガスタービンエンジン（110）の停止後の時間に基づいて管理され、

前記第2ガスタービンエンジンは、該第2ガスタービンエンジンの第1作動モードでは、

10

20

前記圧縮機（１２４）抽気ポート（１３８）が前記圧縮機（１２４）から高压気流を流すよう構成され、動作停止モード中は、前記圧縮機（１２４）抽気ポート（１３８）が外部の冷却気流を前記圧縮機（１２４）へ流すよう構成される、冷却システム（１００）。

【請求項２】

前記動作停止モード中、冷却気流量が、前記ガスタービンエンジン（１１０）の作動履歴に更に基づいて管理される、請求項１に記載のシステム。

【請求項３】

前記動作停止モード中、冷却気流量が、前記ガスタービンエンジン（１１０）の回転子を所定時間内に所定温度まで冷却するよう管理された、請求項１又は２に記載のシステム。

10

【請求項４】

前記冷却気源（１５６）が補助動力ユニット（１５６）である、請求項１乃至３のいずれか１項に記載のシステム。

【請求項５】

前記冷却気源（１５６）が地上ベース源（１５４）である、請求項１乃至３のいずれか１項に記載のシステム。

【請求項６】

前記冷却気源（１５６）が前記第１ガスタービンエンジン（１１０）である、請求項１乃至５のいずれか１項に記載のシステム。

【請求項７】

飛行機であって、
複数のガスタービンエンジン（１１０）であって、前記複数のガスタービンエンジン（１１０）の各ガスタービンエンジン（１１０）が抽気ポート（１３８）を有する圧縮機（１２４）を含み、飛行機の第１動作モードでは、前記圧縮機（１２４）抽気ポート（１３８）が高压気流を前記圧縮機（１２４）から流すよう構成され、動作停止モードでは、前記圧縮機（１２４）抽気ポート（１３８）が外部の冷却気流を前記圧縮機（１２４）へ流すよう構成された、複数のガスタービンエンジンと（１１０）、
冷却気源（１５６）と、
前記圧縮機（１２４）抽気ポート（１３８）と前記冷却気源（１５６）の間を流れ連通するよう結合された導管（１４４）であって、前記冷却気源（１５６）が、前記圧縮機（１２４）抽気ポート（１３８）を通り前記圧縮機（１２４）抽気ポート（１３８）へ冷却気流を伝送するよう構成された導管（１４４）と、
抽気ポート（１３８）を有する圧縮機（１２４）を含む第２ガスタービンエンジンと
を含み、

20

前記動作停止モード中、冷却気流量（１８２）が、前記飛行機の停止後の時間に基づいて管理され、
前記第２ガスタービンエンジンは、該第２ガスタービンエンジンの第１作動モードでは、前記圧縮機（１２４）抽気ポート（１３８）が前記圧縮機（１２４）から高压気流を流すよう構成され、動作停止モード中は、前記圧縮機（１２４）抽気ポート（１３８）が外部の冷却気流を前記圧縮機（１２４）へ流すよう構成され、前記冷却気源（１５６）が前記第１ガスタービンエンジン（１１０）である、飛行機。

30

40

【請求項８】

前記動作停止モード中、冷却気流量（１８２）が、前記飛行機の動作履歴に更に基づいて管理される、請求項７に記載の飛行機。

【請求項９】

前記動作停止モード中、前記冷却気流量（１８２）が、前記ガスタービンエンジン（１１０）の回転子を所定時間内に所定温度まで冷却するよう管理された、請求項７又は８に記載の飛行機。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

50

【 0 0 0 1 】

本発明は、停止後エンジン温度低減システム及び方法に関する。

【 背景技術 】

【 0 0 0 2 】

本発明分野は一般に、ガスタービンエンジンを冷却することに関し、さらに特には、停止後のエンジン温度を下げる方法とシステムに関する。

【 0 0 0 3 】

通常動作中、ガスタービンエンジン部品の温度は、ひとつ又は複数のシンクに熱を伝達する部品との間で冷却流体を循環させる複数の冷却システムによって許容限界内に維持される。エンジンが停止すると、ほとんどの冷却システムはもはや作動しない。エンジン内の残留熱により、エンジン部品の温度は許容限界以上に上がり得る。さらに、回転子が静止した状態で時間が経ち、エンジン回転子に熱が加わることにより、エンジン回転子が曲がる原因になり得る。さらに、停止後に上昇した温度により、オイルの炭化や黒焼けを起こし得る。エンジン停止後に残留熱を除去することにより、エンジン部品の温度を下げ、回転子の曲がりを防ぐ。

10

【 0 0 0 4 】

残留熱の影響を和らげる既知のいくつかの方法には、エンジン停止後に回転子を回転させたり、冷却気をエンジンに吹きかける新システムを追加したり、炭化を防ぐため停止後に高圧気システムでオイルを除去する方法を含む。回転子を回転させたり、エンジンに空気を吹きかけたり、エンジン停止後に高圧気でオイルを除去するにはどれも、エンジンを冷却するための追加装置が必要となる。追加装置を追加すれば、エンジン重量が増加し、燃費が下がる。

20

【 先行技術文献 】

【 特許文献 】

【 0 0 0 5 】

【 特許文献 1 】 米国特許第 8 8 2 0 0 4 6 号

【 発明の概要 】

【 0 0 0 6 】

一様態では、動作の停止モードでは、ガスタービンエンジン内の温度を下げるよう構成した冷却システムを提供する。冷却システムは、抽気ポートを有する圧縮機を含む第 1 ガスタービンエンジンを含む。ガスタービンエンジンの第 1 動作モードでは、圧縮機抽気ポートは圧縮機から高圧気流を流すよう構成される。動作の停止モード中には、圧縮機抽気ポートは、外部の冷却気流を圧縮機へ流すよう構成される。冷却システムはまた、冷却気源と、圧縮機抽気ポートと冷却気源の間で流れ連通するよう結合した導管を含む。冷却気源は、圧縮機抽気ポートを通して冷却気流を圧縮機へ送出するよう構成される。

30

【 0 0 0 7 】

別様態では、ガスタービンエンジンの冷却方法を提供する。本方法は、冷却流体の複数の流れを冷却流体源から導管へ流すことを含む。本方法はまた、冷却流体の複数の流れを導管からエンジンケーシングに流すことを含む。本方法はさらに、冷却流体の流れをエンジンケーシング内に配置される圧縮機へ排出することを含む。

40

【 0 0 0 8 】

さらに別の様態では、飛行機を提供する。飛行機は複数のガスタービンエンジンを含む。複数のガスタービンエンジンの各ガスタービンエンジンは、抽気ポートを有する圧縮機を含む。飛行機の第 1 動作モードでは、圧縮機抽気ポートが、圧縮機から高圧気流を流すよう構成される。動作停止モード中では、圧縮機抽気ポートが、外部の冷却気流を圧縮機に流すよう構成される。飛行機はまた、冷却気源と、圧縮機抽気ポートと冷却気源の間で流れ連通するよう結合した導管を含む。冷却気源は、圧縮機抽気ポートを通して冷却気流を圧縮機へ送出するよう構成される。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 0 9 】

50

本発明のこれらの及びその他の特徴、様態及び利点は、図面全体を通して同様の符号が同様の部品を表す添付図面を参照して以下の詳細な記載を読むとより理解できるであろう。

【 0 0 1 0 】

図 1 及び 2 は、ここで記述される方法及び装置の実施形態例を示す。

【図 1】図 1 は、ガスタービンエンジン冷却システムの概略図である。

【図 2】図 2 は、ガスタービンエンジンの冷却方法を示す。

【 0 0 1 1 】

様々な実施形態の具体的な特徴は、一部の図面に示され、他の図面には示されていないことがあるが、これは単に便宜のためにすぎない。どの図面のどの特徴も、他の図面のどの特徴とも組み合わせて参照及び／または特許請求することができる。

10

【 0 0 1 2 】

特に指示がない限り、ここで提供される図面は、本発明の実施形態の特徴の図示を意図している。これらの特徴は、本発明のひとつ又は複数の実施形態を含む多様なシステムに適用可能であると考えられる。このように、図面は、当業者によって知られた、ここで開示される実施形態の実践に必要な従来の特徴すべてを含むことを意図していない。

【発明を実施するための形態】

【 0 0 1 3 】

下記の明細書及び特許請求の範囲において、以下の意味を有すると定義されるものとするいくつかの用語について言及する。

20

【 0 0 1 4 】

単数形の「a」、「an」、「the」は、文脈上例外が明記されていない限り、複数形の意味を含む。

【 0 0 1 5 】

「随意的」または「随意に」とは、その後に記載される事象または状況が起こっても起こらなくてもよく、かつ記載には事象が起こる場合及びそれが起こらない場合が含まれることを意味する。

【 0 0 1 6 】

明細書および特許請求の範囲全体を通じて、ここで使用する近似の言い回しは、関連する基本的な機能に変化をもたらすことなく変えることができる任意の量的表現を修飾するために適用することができる。したがって、「約 (about)」、「およそ (approximately)」、「実質的に (substantially)」のような用語によって修飾される値は、指定された正確な値に限定されるものではない。少なくともいくつかの例では、近似の言い回しは、値を測定するための機器の精度に対応することができる。本書及び明細書と特許請求の範囲全体を通じて、範囲の限定は組合せ及び／又は交換することができ、そのような範囲は特定され、文脈又は言い回しが別の意味を示していない限り、すべての副範囲を含む。

30

【 0 0 1 7 】

下記の詳細な説明は、限定の目的ではなく一例として、本発明の実施形態を図示する。本発明は、停止時に飛行機エンジンを冷却する方法及びシステムへの一般的な適用を有することが理解されよう。

40

【 0 0 1 8 】

ここで述べられるガスタービンエンジン冷却システムの実施形態は、エンジン停止後のガスタービンエンジンを冷却する。ガスタービンエンジン冷却システムは、複数の導管を通してエンジンに結合する冷却気源を含む。導管は、エンジン上に配置される圧縮機抽気バルブを通り、ガスタービンエンジンに連結する。ガスタービンエンジンはまた、ジェット排気ノズルセクションを含む。通常動作中は、エンジンからの圧縮気が、圧縮機抽気バルブを通り導管へと導かれる。導管は、翼防氷システムや環境管理システム (ECS) のような、しかしこれらに限られない、様々な用途に使用するため、空気を飛行機へ導く前に、圧縮した空気を冷やす予冷却器に結合される。ガスタービンエンジンが停止した後、

50

冷却気が冷却気源から導管へと導かれる。様々な実施形態において、冷却気源は、補助動力ユニット（ＡＰＵ）または地上に配置された冷却気源を含む。導管は、予冷却器を通して圧縮抽気バルブに冷却気を導く。冷却気はガスタービンエンジンに入り、エンジン部品を冷却する。冷却気は導入口及び／又はジェット排気ノズルセクションを通りエンジンから出る。

【００１９】

ここで記述されるガスタービンエンジン冷却システムは、エンジン停止後にガスタービンエンジンを冷却する既知の方法と比べた利点を提供する。さらに具体的には、既知のいくつかのガスタービンエンジン冷却システムは、停止したエンジンを冷却するための別のシステムを使用する。既存の圧縮機抽気システムを使用するガスタービンエンジン冷却システムは、追加のガスタービンエンジン冷却部品の必要性をなくすことにより、飛行機エンジンの重量が軽くなる。さらに、分離型のガスタービンエンジン冷却システムは、エンジンにおいてシステムの数が増えることによりガスタービンエンジンの複雑さが増大する。

10

【００２０】

図１は、本発明の例示的实施形態におけるガスタービンエンジン冷却システム１００の概略横断面図である。ガスタービンエンジン冷却システム１００は、ガスタービンエンジン１１０を含み、ここでは「ガスタービンエンジン１１０」とする。ガスタービンエンジン冷却システム１００はまた、ガスタービンエンジン１１０と流れ連通するように結合したガスタービンエンジン抽気システム１０４を含む。図１の通り、ガスタービンエンジン１１０は、軸方向Ａ（参考として提供する長手方向中心線１１２と並行に延びる）と径方向Ｒを画定する。一般に、ガスタービン１１０は、ファンセクション１１４と、ファンセクション１１４から下流に配置されるコアタービンエンジン１１６を含む。

20

【００２１】

図示された例示的コアタービンエンジン１１６は一般に、環状導入口１２０を画定する実質的にチューブ型の外部ケーシング１１８を含む。外部ケーシング１１８は、直列流れ関係で、ブースター又は低圧（ＬＰ）圧縮機１２２及び高圧（ＨＰ）圧縮機１２４を含む圧縮機セクションと、燃焼セクション１２６と、高圧（ＨＰ）タービン１２８と低圧（ＬＰ）タービン１３０を含むタービンセクションと、ジェット排気ノズルセクション１３２を取り囲む。高圧（ＨＰ）シャフト又はスプール１３４は、ＨＰタービン１２８をＨＰ圧縮機１２４に駆動連結する。低圧（ＬＰ）シャフト又はスプール１３６は、ＬＰタービン１３０をＬＰ圧縮機１２２に駆動連結する。圧縮機セクション、燃焼セクション１２６、タービンセクション、ノズルセクション１３２は共に、コア空気流路１３７を画定する。外部ケーシング１１８は、中間圧抽気バルブ１３８及び高圧抽気バルブ１３９を含む。

30

【００２２】

図示された実施形態については、ファンセクション１１４は、離間した方法でディスク１４２に結合する複数のファン動翼１４０を有する可変ピッチファン１６０を含む。図示の通り、ファン動翼１４０は、一般に径方向Ｒに沿ってディスク１４２から外側に延びる。ファン動翼１４０及びディスク１４２は共に、ＬＰシャフト１３６によって長手方向軸１１２を中心に回転可能である。

40

【００２３】

ガスタービンエンジン抽気システム１０４は、中間圧抽気バルブ１３８及び抽気システム予冷却器１４６と流れ連通するように接続された中間圧導管１４４を含む。ガスタービンエンジン抽気システム１０４はまた、高圧抽気バルブ１３９及び抽気システム予冷却器１４６と流れ連通するように接続された高圧導管１４７を含む。抽気システム予冷却器１４６は、空調バック接続部１５０、翼防水接続部１５２、地上接続部１５４、補助動力ユニット（ＡＰＵ）接続部１５６を含む複数の接続部と流れ連通するように接続されたヘッダー導管１４８と流れ連通するように接続される。

【００２４】

ガスタービンエンジン１１０の動作中に、空気１５８の量が、ファンセクション１１４

50

の関連導入口 120 を通ってガスタービン 110 に入る。空気 158 の量が、ファン動翼 140 を横切って通過する際、矢印 162 により示される空気 158 の第 1 の部分はバイパス気流経路 163 へ導かれ、経路決定され、矢印 164 で示される空気 158 の第 2 の部分はコア気流経路 137 へ、さらに具体的には LP 圧縮機 122 へと導かれ、経路決定される。その場合、空気 164 の第 2 の部分の圧力が、HP 圧縮機 124 を通り、燃焼セクション 126 へ経路決定されながら増加し、そこで燃料と混ざり燃焼し、燃焼ガス 166 を供給する。矢印 165 で示される空気の間圧部分は中間圧抽気バルブ 138 に導かれる。矢印 167 で示される空気の高圧部分は高圧抽気バルブ 139 に導かれる。

【0025】

燃焼ガス 166 は、HP タービン 128 を通り経路決定されるが、そこでは燃焼ガス 166 からの熱及び / 又は運動エネルギーの一部が、外部ケーシング 118 に結合する HP タービン静翼 168 及び HP シャフト又はスプール 134 に結合する HP タービン回転子翼 170 の連続段を介して抽出され、さらに HP シャフト又はスプール 134 を回転させ、それにより HP 圧縮機 124 の作動を支援する。燃焼ガス 166 はさらに、LP タービン 130 を通り経路決定されるが、そこでは熱及び / 又は運動エネルギーの第 2 の部分が、外部ケーシング 118 に結合する LP タービン静翼 172 及び LP シャフト又はスプール 136 に結合する LP タービン回転子翼 174 の連続段を介して燃焼ガス 166 から抽出され、さらに LP シャフト又はスプール 136 を回転させ、それにより LP 圧縮機 122 の動作及び / 又はファン 138 の回転を支援する。燃焼ガス 166 はさらにジェット排気ノズルセクション 132 を通り実質的に経路決定され、推進力を供給する。

【0026】

空気の間圧部分 165 は、空気の間圧部分 165 を抽気システム予冷却器 146 に導く中間圧導管 144 へと導かれる。他の作動実施形態では、空気の高圧部分 167 は、空気の高圧部分 167 を抽気システム予冷却器 146 に導く高圧導管 147 へと導かれる。抽気システム予冷却器 146 は、空気の間圧部分 165 又は空気の高圧部分 167 のどちらかを冷却し、矢印 180 で示される冷却された空気をヘッダー導管 148 に導く。ヘッダー導管 148 は、冷却気 180 を空調パック接続部 150 及び翼防氷接続部 152 に導く。空調パック接続部 150 に導かれた冷却気 180 は、飛行機のキャビン进行冷却するのに使用される。翼防氷接続部 152 に導かれた冷却気 180 は、飛行機の翼の防氷に使用される。導管及び接続部 180、150、152、154、156 は、ガスタービンエンジン抽気システム 104 の動作を可能にする構成にすることができる。

【0027】

ガスタービンエンジン 110 の停止後、矢印 182 で示される地上接続部 154 からの空気又は矢印 184 で示される APU 接続部 156 からの空気が、ヘッダー導管 148 へと導かれる。矢印 186 で示されるヘッダー導管 148 内の空気は、ヘッダー導管 186 内の空気を、矢印 188 が示す通り高圧導管 147 へ、又は、矢印 190 が示す通り中間圧導管 144 へと導く、抽気システム予冷却器 146 に導かれる。高圧導管 188 内の空気又は中間圧導管 190 内の空気は、HP 圧縮機 124 へ導かれ、ガスタービンエンジン 110 の部品を冷却する。高圧導管 188 内の空気又は中間圧導管 190 内の空気はさらに、燃焼セクション 126、HP タービン 128、LP タービン 130 へと導かれる。高圧導管 188 内の空気又は中間圧導管 190 内の空気は、ジェット排気ノズルセクション 132 を通りガスタービンエンジン 110 を出て、端部導入口 120 に出される。

【0028】

ガスタービンエンジン 110 への空気の流量は、ガスタービンエンジン 110 の動作履歴及びガスタービンエンジン 110 が最後に停止してからの経過時間を基に決定される。ガスタービンエンジン 110 への空気の流量はまた、ガスタービンエンジンの回転子を所定の時間内で所定の温度まで冷却するのに要する流量を基に決定される。さらに、ガスタービンエンジン 110 への空気の流量は、回転子が曲がる前にガスタービンエンジンの回転子を冷却するのに要する流量を基に決定してもよい。

【0029】

他の実施形態では、飛行機は複数のガスタービンエンジン 110 と流れ連通するよう結合したガスタービンエンジン抽気システム 104 を含む。前述の通り、矢印 182 で示される地上接続部 154 からの空気又は矢印 184 で示される APU 接続部 156 からの空気は、ヘッダー導管 148 に導かれ、ガスタービンエンジン 110 の部品を冷却する。別の実施形態では、複数のガスタービンエンジン 110 の単一のガスタービンエンジンは、空気をヘッダー導管 148 に導き、ガスタービンエンジン 110 の部品を冷却する。

【0030】

しかしながら、図 1 に図示される例示的ガスタービンエンジン 110 は、単なる例であり、その他の例示的实施形態においてガスタービンエンジン 110 が任意の他の適当な構成を有することができることが理解されよう。また、さらに他の例示的实施形態において

10

【0031】

図 2 は、ガスタービンエンジン 110 (図 1 に図示) のような、ガスタービンエンジンの冷却方法 200 のフロー図である。方法 200 は、複数の冷却流体の流れを、冷却流体源から導管へ流すステップ 202 を含む。ステップ 202 の冷却流体源は、前述の通り、空港地上接続部又は冷却流体供給トラックのような、APU 又は地上接続部を含むが、これらに限られない。さらに、前述の通り、冷却流体は圧縮気を含み、導管はヘッダー導管 148 を含む。方法 200 はさらに、複数の冷却流体の流れを導管からエンジンケーシング

20

【0032】

上述のガスタービンエンジン冷却システムは、エンジン停止後にガスタービンエンジンを冷却する効率的な方法を提供する。具体的には、上述のガスタービンエンジン冷却システムは、停止後にガスタービンエンジンを冷却する既存の圧縮機抽気システムを使用する。既存の圧縮機抽気システムを使用することにより、飛行機エンジン内のシステム数を減らし、エンジンの複雑さを低減する。したがって、既存の圧縮機抽気システムを使用することは、エンジン重量を減らすことになる。

【0033】

30

停止後のエンジン温度を下げるための方法及びシステムの例示的实施形態の詳細は、上述の通りである。停止後のエンジン温度を下げるシステム及びそのようなシステムや装置を作動させる方法は、ここで述べられる特定の实施形態に限るものではなく、むしろ、システムの部品及び / 又は方法のステップは、ここで述べられるその他の部品及び / 又はステップから独立し、別途利用されてもよい。例えば、方法が、停止後のエンジン温度低減を求めるその他のシステムと組み合わせて使用されることもできるし、ここで述べられるシステム及び方法のみを使用した実践に限られない。むしろ、この例示的な实施形態は、停止後のエンジン温度を下げるためのシステムを受けとり、受け入れるよう現在構成された、多くのその他の機械用途と関連させて実施しかつ利用することができる。

【0034】

40

この記述は、最良の形態を含む、本発明を述べるため、また、いかなる装置もしくはシステムを製作しかつ使用すること、及び組み込まれた方法を実施することを含む、本発明をどの当事者でも実施できるようにするために諸例を使用している 実施形態の特許性を有する範囲は、特許請求の範囲により定義され、また当事者が想到する他の例を含むことができる。このような他の諸例は、特許請求の範囲の文言と異なる構造的要素を有する場合、又は特許請求の範囲の文言と非実質的な差を有する均等な構造的要素を含む場合、特許請求の範囲に含まれることが意図される。

【0035】

最後に、代表的な実施態様を以下に示す。

【0036】

50

[実施態様 1]

動作停止モードにおいて、ガスタービンエンジン内の温度を下げるよう構成された冷却システムであって、_Ref432676173、

抽気ポートを有する圧縮機を含む第 1 ガスタービンエンジンであって、前記ガスタービンエンジンの第 1 動作モードでは、前記圧縮機抽気ポートが前記圧縮機から高压気流を流すよう構成され、動作停止モード中は、前記圧縮機抽気ポートが外部の冷却気流を前記圧縮機へ流すよう構成された、第 1 ガスタービンエンジンと、

冷却気源と、

前記圧縮機抽気ポートと前記冷却気源の間を流れ連通するよう結合された導管であって、前記冷却気源が、冷却気流を前記圧縮機抽気ポートを通り前記圧縮機抽気ポートへ伝送するよう構成された導管とを含む、冷却システム。

10

【 0 0 3 7 】

[実施態様 2]

前記動作停止モード中、冷却気流量が、前記ガスタービンエンジンの作動履歴及び前記ガスタービンエンジンの停止後の時間に基づいて管理される、実施態様 1 に記載の前記システム。

【 0 0 3 8 】

[実施態様 3]

前記動作停止モード中、冷却気流量が、前記ガスタービンエンジンの回転子を所定時間内に所定温度まで冷却するよう管理された、実施態様 1 に記載の前記システム。

20

【 0 0 3 9 】

[実施態様 4]

前記冷却気源が補助動力ユニットである、実施態様 1 に記載の前記システム。

【 0 0 4 0 】

[実施態様 5]

前記冷却気源が地上ベース源である、実施態様 1 に記載の前記システム。

【 0 0 4 1 】

[実施態様 6]

抽気ポートを有する圧縮機を含む第 2 ガスタービンエンジンであって、前記第 2 ガスタービンエンジンの第 1 作動モードでは、前記圧縮機抽気ポートが前記圧縮機から高压気流を流すよう構成され、動作停止モード中は、前記圧縮機抽気ポートが外部の冷却気流を前記圧縮機へ流すよう構成された、第 2 ガスタービンエンジンをさらに含む、実施態様 1 に記載の前記システム。

30

【 0 0 4 2 】

[実施態様 7]

前記冷却気源が前記第 1 ガスタービンエンジンである、実施態様 6 に記載の前記システム。

【 0 0 4 3 】

[実施態様 8]

ガスタービンエンジンを冷却する、_Ref185324103方法であって、
_Ref201563007複数の冷却流体流を冷却流体流源から導管へ流すステップと、
前記複数の冷却流体流を前記導管からエンジンケーシングへ流すステップと、
前記冷却流体流を、前記エンジンケーシング内に配置された圧縮機抽気ポートへ流すステップと、を含む前記システム。

40

【 0 0 4 4 】

[実施態様 9]

複数の冷却流体流を冷却流体流源から導管へ流すステップが、複数の圧縮気流を圧縮気流源から導管へ流すステップを含む、実施態様 8 に記載の前記方法。

【 0 0 4 5 】

[実施態様 1 0]

50

前記複数の冷却流体流を前記導管からエンジンケーシングへ流すステップが、前記複数の冷却流体流を前記導管からエンジンケーシング上の圧縮機抽気ポートへ流すステップを含む、実施態様 8 に記載の前記方法。

【 0 0 4 6 】

[実施態様 1 1]

前記冷却流体流を前記エンジンケーシング内に配置される圧縮機へ流すステップが、前記冷却流体流を前記エンジンケーシング内に配置される高圧圧縮機へ流すステップを含む、実施態様 8 に記載の前記方法。

【 0 0 4 7 】

[実施態様 1 2]

複数の冷却流体流を冷却流体流源から導管へ流すステップが、複数の冷却流体流を補助動力ユニットから導管へ流すステップを含む、実施態様 8 に記載の前記方法。

【 0 0 4 8 】

[実施態様 1 3]

複数の冷却流体流を冷却流体流源から導管へ流すステップが、複数の冷却流体流を地上接続部から導管へ流すステップを含む、実施態様 8 に記載の前記方法。

【 0 0 4 9 】

[実施態様 1 4]

複数の冷却流体流を冷却流体流源から導管へ流すステップが、複数の冷却流体流をガスタービンエンジンから導管へ流すステップを含む、実施態様 8 に記載の前記方法。

【 0 0 5 0 】

[実施態様 1 5]

複数のガスタービンエンジンであって、前記複数のガスタービンエンジンの各ガスタービンエンジンが抽気ポートを有する圧縮機を含み、飛行機の第 1 動作モードでは、前記圧縮機抽気ポートが高圧気流を前記圧縮機から流すよう構成され、動作停止モードでは、前記圧縮機抽気ポートが外部の冷却気流を前記圧縮機へ流すよう構成された、複数のガスタービンエンジンと、

冷却気源と、

前記圧縮機抽気ポートと前記冷却気源の間を流れ連通するよう結合された導管であって、前記冷却気源が、前記圧縮機抽気ポートを通り前記圧縮機抽気ポートへ冷却気流を伝送するよう構成された導管と、を含む飛行機。

【 0 0 5 1 】

[実施態様 1 6]

前記動作停止モード中、冷却気流量が、前記飛行機の動作履歴及び前記飛行機の停止後の時間に基づいて管理される、実施態様 1 5 に記載の前記飛行機。

【 0 0 5 2 】

[実施態様 1 7]

前記動作停止モード中、前記冷却気流の量が、前記ガスタービンエンジンの回転子を所定時間内に所定温度まで冷却するよう管理された、実施態様 1 5 に記載の前記飛行機。

【 0 0 5 3 】

[実施態様 1 8]

前記冷却気源が前記複数のガスタービンエンジンのガスタービンエンジンである、実施態様 1 5 に記載の前記飛行機。

【 0 0 5 4 】

[実施態様 1 9]

前記冷却気源が補助動力ユニットである、実施態様 1 5 に記載の前記飛行機。

【 0 0 5 5 】

[実施態様 2 0]

前記冷却気源が地上ベースの気源である、実施態様 1 5 に記載の前記飛行機。

【 符号の説明 】

10

20

30

40

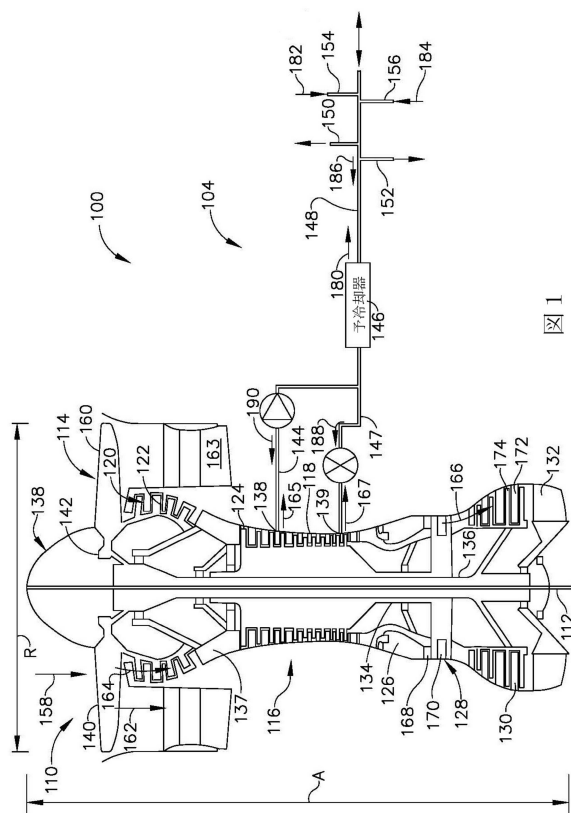
50

【 0 0 5 6 】

1 0 0	タービンエンジン冷却システム	
1 0 4	タービンエンジン抽気システム	
1 1 0	ガスタービンエンジン	
1 1 2	長手方向軸	
1 1 4	ファンセクション	
1 1 6	コアタービンエンジン	
1 1 8	外部ケーシング	
1 2 0	環状導入口	
1 2 2	低圧（ＬＰ）圧縮機	10
1 2 4	高圧（ＨＰ）圧縮機	
1 2 6	燃焼セクション	
1 2 8	ＨＰタービン	
1 3 0	ＬＰタービン	
1 3 2	ノズルセクション	
1 3 4	ＨＰシャフト又はスプール	
1 3 6	ＬＰシャフト又はスプール	
1 3 7	コア気流経路	
1 3 8	中間圧抽気バルブ	
1 3 9	高圧抽気バルブ	20
1 4 0	ファン動翼	
1 4 2	ディスク	
1 4 4	中間圧導管	
1 4 6	システム予冷却器	
1 4 7	高圧導管	
1 4 8	ヘッダー導管	
1 5 0	空調パック接続部	
1 5 2	防氷接続部	
1 5 4	地上接続部	
1 5 6	補助動力ユニット接続部	30
1 5 8	空気の量	
1 6 0	可変ピッチファン	
1 6 2	矢印	
1 6 3	バイパス気流通路	
1 6 4	矢印	
1 6 4	空気の第２の部分	
1 6 5	空気の間接圧部分	
1 6 6	燃焼ガス	
1 6 7	矢印	
1 6 8	ＨＰタービン静翼	40
1 7 0	ＨＰタービン回転子翼	
1 7 2	ＬＰタービン静翼	
1 7 4	ＬＰタービン回転子翼	
1 8 0	矢印	
1 8 2	矢印	
1 8 4	矢印	
1 8 6	矢印	
1 8 8	矢印	
1 9 0	矢印	
2 0 0	方法	50

202 流すステップ
204 流すステップ
206 流すステップ

【図1】



【図2】

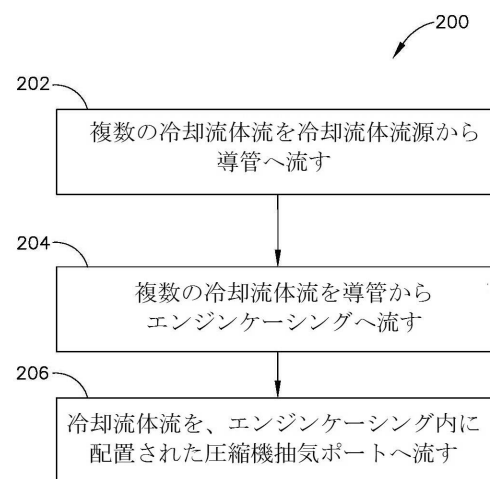


図2

フロントページの続き

(74)代理人 100113974

弁理士 田中 拓人

(72)発明者 イルハン・ベイラクター

アメリカ合衆国、オハイオ州・45069、ウェスト・チェスター、センター・ポイント・ドライブ、9075番、センター・ポイント・サード

(72)発明者 チューバ・ベイラクター

アメリカ合衆国、オハイオ州・45069、ウェスト・チェスター、センター・ポイント・ドライブ、9075番、センター・ポイント・サード

(72)発明者 モハメド・エルビパリー

アメリカ合衆国、オハイオ州・45069、ウェスト・チェスター、センター・ポイント・ドライブ、9075番、センター・ポイント・サード

審査官 西中村 健一

(56)参考文献 米国特許出願公開第2014/0230400(US, A1)

特表2015-533998(JP, A)

米国特許出願公開第2009/0235670(US, A1)

米国特許出願公開第2014/0352324(US, A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 25/12、25/24

F01D 25/34 - 25/36

F02C 7/00

F02C 7/12 - 7/18

F02C 9/18

DWPI(Derwent Innovation)