

(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2005-214202

(P2005-214202A)

(43) 公開日 平成17年8月11日(2005.8.11)

(51) Int.Cl.⁷

F I

テーマコード (参考)

FO2C 7/224

FO2C 7/224

FO2C 3/24

FO2C 3/24

$$Z$$

FO2C 7/22

FO2C 7/22

D

審査請求 有 請求項の数 19 O L (全 9 頁)

(21) 出願番号 特願2005-18875 (P2005-18875)

(22) 出願日 平成17年1月26日 (2005. 1. 26)

(31) 優先權主張番号 10/767,582

(32) 優先日 平成16年1月29日 (2004. 1. 29)

(33) 優先權主張国 米国 (US)

(71) 出願人 503440266

ユナイテッド・テクノロジーズ・コーポレーション

アメリカ合衆国・コネティカット・061
01・ハートフォード・ファイナンシャル
・プラザ・1

(74) 代理人 100064908

弁理士 志賀 正武

(74) 代理人 100089037

弁理士 渡邊 隆

(74) 代理人 100108453

弁理士 村山 靖彦

(74) 代理人 100110364

弁理士 実広 信哉

[最終頁に続く](#)

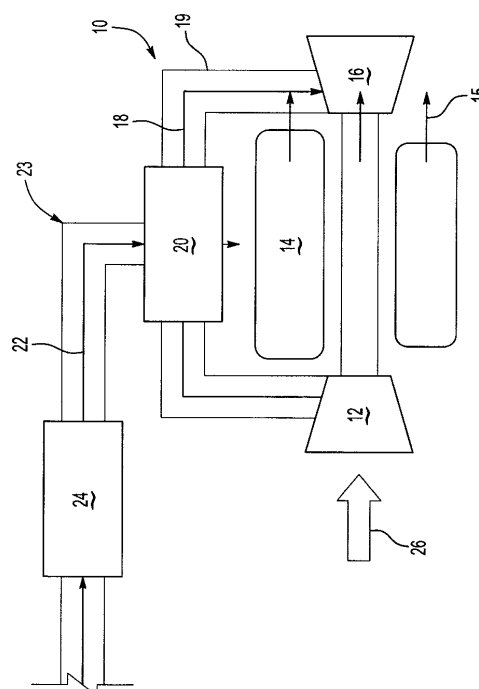
(54) 【発明の名称】 ガスタービン冷却システム

(57) 【要約】

【課題】 冷却空気からより大きな熱量を吸収するための増大した燃料冷却容量を有するエンジン冷却システムを開発する。

【解決手段】 ガスタービンエンジン用冷却システムは、燃料の冷却容量を増大させるための燃料脱酸素器を含む。燃料脱酸素器は、不溶解性沈澱物の形成を抑制するために燃料から溶解ガスを除去する。不溶解性沈澱物の抑制は、燃料の有効冷却容量を増大させる。脱酸素された燃料の増大した冷却容量は、エンジン構成部材を保護するのに使用される空気を冷却するためのより大きなヒートシンクを提供する。冷却空気の向上した冷却容量は、全体的なエンジン効率を向上させる増加したエンジン使用温度を提供する。

【選択図】 図1



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジンアセンブリであって：
吸込空気を圧縮する圧縮器と；
圧縮された吸込空気と一緒に燃料を燃焼させる燃焼器と；
前記燃焼器に流れ連通する回転タービンを含むタービン部と；
前記タービンへ冷却空気を供給するための、前記圧縮器から前記タービンまでの空気通路と；
前記空気通路内の空気から燃料通路内の燃料へ熱を伝達させるための燃料空気熱交換器と；
前記燃料から溶解ガスを除去するための燃料脱酸素器と；
を含んでいることを特徴とするガスタービンエンジンアセンブリ。

10

【請求項 2】

請求項 1 に記載のアセンブリにおいて、
前記燃料脱酸素器が、前記燃料通路内を流れる燃料と接触する透過可能膜を含んでいることを特徴とするアセンブリ。

【請求項 3】

請求項 2 に記載のアセンブリにおいて、
前記透過可能膜の燃料側に配置されたポリテトラフルオロエチレンコーティングを含んでいることを特徴とするアセンブリ。

20

【請求項 4】

請求項 2 に記載のアセンブリにおいて、
前記透過可能膜を非燃料側で支持する多孔性基材を含んでいることを特徴とするアセンブリ。

【請求項 5】

請求項 4 に記載のアセンブリにおいて、
前記透過可能膜の燃料側と非燃料側との間の分圧差を生成して、前記燃料通路で燃料から溶解ガスを取り出すために、前記多孔性基材と連通する真空源を含んでいることを特徴とするアセンブリ。

【請求項 6】

請求項 4 に記載のアセンブリにおいて、
前記透過可能膜の燃料側と非燃料側との間の分圧差を生成して、前記燃料通路内の燃料から溶解ガスを取り出すために、前記多孔性基材と連通するストリップガス通路を含んでいることを特徴とするアセンブリ。

30

【請求項 7】

ガスタービンエンジン用冷却システムであって：
燃料用の燃料通路に熱的につながる冷却空気用の空気通路を含む熱交換器アセンブリと；
前記燃料から溶解ガスを除去して、燃料の熱吸収容量を増大させるための燃料脱酸素器と；
を含んでいることを特徴とするシステム。

40

【請求項 8】

請求項 7 に記載のシステムにおいて、
前記空気通路を通る空気流を供給する圧縮器を含んでいることを特徴とするシステム。

【請求項 9】

請求項 7 に記載のシステムにおいて、
前記燃料通路内の燃料の温度が、華氏 325 度より大きいことを特徴とするシステム。

【請求項 10】

請求項 7 に記載のシステムにおいて、
燃料脱酸素器が、前記燃料通路を通して流れる燃料と接触する透過可能膜を含んでいる

50

ことを特徴とするシステム。

【請求項 1 1】

請求項 1 0 に記載のアセンブリにおいて、
前記透過可能膜の燃料側に配置されたポリテトラフルオロエチレンコーティングを含んでいることを特徴とするアセンブリ。

【請求項 1 2】

請求項 1 1 に記載のアセンブリにおいて、
前記透過可能膜を非燃料側で支持する多孔性基材を含んでいることを特徴とするアセンブリ。

【請求項 1 3】

請求項 1 2 に記載のアセンブリにおいて、
前記透過可能膜の燃料側と非燃料側との間の分圧差を生成して、前記燃料通路で燃料から溶解ガスを取り出すために、前記多孔性基材と連通する真空源を含んでいることを特徴とするアセンブリ。

【請求項 1 4】

請求項 1 2 に記載のアセンブリにおいて、
前記透過可能膜の燃料側と非燃料側との間の分圧差を生成して、前記燃料通路内の燃料から溶解ガスを取り出すために、前記多孔性基材と連通するストリップガスを含んでいることを特徴とするアセンブリ。

【請求項 1 5】

ガスタービンエンジンを冷却する方法であって：
a) 空気通路を通らせるように圧縮器からの空気を方向付けるステップと；
b) 燃料通路を通して流れる燃料中から溶解ガスを除去するステップと；
c) 冷却空気を生成するために、前記空気通路内の前記空気から前記燃料通路を流れる燃料へ熱を伝達させるステップと；
d) 冷却空気をエンジン上に流すステップと；
を含んでいることを特徴とする方法。

【請求項 1 6】

請求項 1 5 に記載の方法において、
透過可能膜に隣接させて燃料を流すステップを含んでいることを特徴とする方法。

【請求項 1 7】

請求項 1 6 に記載の方法において、
多孔性基材によって前記透過可能膜を非燃料側で支持するステップと、燃料から拡散ガスを追いやるために、前記透過可能膜の燃料側と前記非燃料側との間の分圧差を生成するステップとを含んでいることを特徴とする方法。

【請求項 1 8】

請求項 1 7 に記載の方法において、
前記多孔性基材と連通する真空源で前記分圧差を生成するステップを含んでいることを特徴とする方法。

【請求項 1 9】

請求項 1 7 に記載の方法において、
前記分圧差を生成するために、前記多孔性基材と連通するストリップガスを流すステップを含んでいることを特徴とする方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

この発明は、一般にガスタービンエンジン用冷却システムに関するものであり、特に、冷却空気を冷却するために使用される燃料の有効熱吸収能力を増大させるための燃料脱酸素器を含む冷却システムに関するものである。

【背景技術】

10

20

30

40

50

【0002】

ガスタービンエンジンは、一般に、圧縮器と燃焼器とタービンとを含んでいる。圧縮器に入った空気は、圧縮されて燃焼器に向けて方向付けられる。燃焼器では、燃料が高圧空気と結合されて点火される。燃焼器で生成された燃焼ガスは、タービンを駆動する。高いエンジン温度は、航空機の航続距離を延長する優れた燃料燃焼率及びエンジン効率を提供する。高いエンジン及び燃焼ガス温度は、エンジンの金属部材によって通常適応されることが可能な温度よりも大きい。一般に、圧縮器からの空気の一部は、熱い燃焼ガスから露出表面を断熱する冷却境界層を形成するために、エンジンの部材上に放出されかつ方向付けられている。

【0003】

圧縮器からの放出空気を冷却することは、エンジン構成部材内の温度を同一に維持する一方で、増加した燃焼ガス温度でエンジンを使用することを許容する。圧縮器からの空気を冷却するための冷却媒体として燃料を使用することは周知である。燃料の有効冷却容量は、燃料中の溶解酸素との酸化性反応によって生成されるコークス構造によって制限される。これらの反応は、「コークス (coke)」または「コーキング (coking)」と称される不溶解性物質の形成を引き起こす。コークス沈澱物は、燃料送出性能の低下を引き起こすおそれがある。したがって、燃料の有効冷却容量は、燃料中の溶解酸素の量によって制限される。さらに、燃料の有効冷却容量は、エンジン冷却空気から伝達されることができると熱量を制限し、次いで、持続可能なエンジン使用温度を制限する。

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

したがって、冷却空気からより大きな熱量を吸収するための増大した燃料冷却容量を有するエンジン冷却システムを開発することが熱望されている。

【課題を解決するための手段】

【0005】

この発明は、エンジン冷却空気を冷却するために使用される燃料の有効冷却容量を増大させるために、燃料から溶解酸素を除去するための燃料脱酸素器を含むエンジン冷却システムである。

【0006】

ガスタービンエンジンは、空気を高圧に圧縮する圧縮器を含んでいる。高圧空気は、燃焼器で燃料と混合され、熱い燃焼ガスを生成するために点火される。熱い燃焼ガスは、タービンを駆動する。タービンは、圧縮器から放出される空気によって冷却される。圧縮器からの冷却空気は、燃料／空気熱交換器内で冷却される。燃料脱酸素器内で実質的に全ての溶解酸素を除去することは、コークス沈澱物が形成される温度を増大させることによって、燃料の有効冷却容量を増大させる。

【0007】

燃料の増大した冷却容量は、冷却空気から吸収されることができると熱量の増大を可能にし、次いで、増加したエンジン使用温度を可能にする。理解されるように、より高いエンジン温度は、より高いエンジン効率となり、次いで、有利な性能向上となる。

【0008】

したがって、この発明のエンジン冷却システムは、エンジン冷却空気を冷却するために使用される燃料の有効冷却容量を増大させる。

【0009】

この発明の様々な特徴及び効果は、現在の好ましい実施例の以下の詳細な説明から、当業者にとって明らかになるであろう。

【発明を実施するための最良の形態】

【0010】

図1を参照すると、ガスタービンエンジンアセンブリ10は、圧縮器12と燃焼器14とタービン16とを含んでいる。圧縮器12に入った空気流26は、高圧に圧縮されて燃

10

20

30

40

50

焼器 14 に向けて方向付けられる。焼器 14 では、燃料 22 が高圧空気と混合されて点火される。結果として生じる熱い燃焼ガス 15 は、タービン 16 を駆動するために排出される。

【0011】

タービン 16 を駆動するために排出される熱い燃焼ガス 15 は、一般に、エンジン 10 の金属構成部材に潜在的に損傷を与えることが可能な温度である。圧縮器 12 から通じている空気通路 19 は、タービン 16 に高圧空気 18 を供給する。高圧空気 18 は、タービン 16 上を流れる熱い燃焼ガス 15 から金属構成部材を断熱する境界層を生成する。

【0012】

タービン 16 を冷却する空気通路 19 内の空気 18 は、タービン 16 への望ましい冷却効果を提供する温度でなければならない。タービン 16 上を流れる空気の温度が大きくなればなるほど、要求される流れが多くなる。圧縮器 12 からのより多くの流れは、全体的なエンジン効率を低下させる。この理由のために、空気通路 19 内の空気 18 は、まず燃料／空気熱交換器 20 を通るようになっている。空気通路 19 内の空気 18 は、燃料／空気熱交換器 20 内で燃料 22 に熱を伝達するように熱的に接触して配置される。

【0013】

燃料 22 の有効冷却容量は、溶解酸素を除去することによって増大される。燃料中の溶解酸素の存在は、たいていの航空機燃料が華氏約 250 度より大きい温度で劣化する原因になる。燃料の劣化 (breakdown) は、燃料通路 23 及び燃焼器 14 内の構成部材上への不溶解性コークス沈澱物の形成につながる。望ましくないコークス沈澱物の形成は、エンジン効率の低下を引き起こす、及び／または、追加のメンテナンスを必要とする。燃料システムは、燃料 22 から溶解酸素を除去するための燃料脱酸素器 24 を含んでいる。

【0014】

図 2 を参照すると、この発明による燃料脱酸素器 24' の概略図が示されており、該燃料脱酸素器は、ハウジング 36 内に配置される複数のチューブ 34 を含んでいる。燃料 22 は、入口 38 から出口 40 までチューブ 34 の周囲を流される。チューブ 34 は、燃料 22 中に溶解した酸素分子を吸収する複合透過可能膜 30 を含んでいる。チューブ 34 を通って流れるストリップガス 32 は、複合透過可能膜 30 を交差する分圧差を生成しており、該複合透過可能膜が、溶解酸素を燃料 22 からチューブ 34 内へ取り出して、ストリップガス 32 とともに外部へ出す。酸素は、それからストリップガス 32 から除去されて、システムから排出される。ストリップガス 32 は、それから燃料脱酸素器 24' を通るように再利用される。脱酸素された燃料は、出口 40 を通って出て、冷却空気 18 から熱を吸収するための燃料／空気熱交換器 20 に入る。

【0015】

図 3 を参照すると、燃料脱酸素器 24" の他の実施例が示されており、該燃料脱酸素器は、一方が他方の上面に積み重ねられてなる一連の燃料プレート 42 を含んでいる。複合透過可能膜 30 は、燃料通路 46 の一部を画成するために燃料プレート 42 のそれぞれに含まれている。燃料は、入口 48 を通って入り、出口 50 を通って出る。開口部 49 は、真空源 56 へ開放されている。燃料 22 は、積み重ねられた燃料プレート 42 によって画成される燃料通路 46 内を通過する。燃料プレート 42 は、入口 48 及び出口 50 を画成するハウジング 44 内に配置されている。燃料プレート 42 の使用は、燃料プレート 42 の追加または削除によって、様々な用途への燃料脱酸素器 24" の適合を許容する。燃料脱酸素器の実施例が示されるとともに記載されているが、この出願の利益を有する当業者は、燃料脱酸素器の他の構成がこの発明の意図の範囲内であることを理解するだろう。

【0016】

図 4 を参照すると、複合透過可能膜 30 の断面図が示されており、該合成透過可能膜は、好ましくは多孔性支持体 51 上に配置される透過可能層 52 を含んでいる。多孔性支持体 51 は、燃料からの最大酸素拡散を許容する一方、透過可能層 52 のための必要支持構造を供給する。透過可能層 52 は、多孔性支持体 51 にコーティングされており、これら 2 つの間の機械的な結合が形成されている。透過可能層 52 は、好ましくは、テフロン (

登録商標) A F 2400からなる0.5~20 μ mの厚みのコーティングであり、0.25 μ mの孔サイズを有するポリフッ化ビニリデン(PVDF)からなる0.005インチの厚みの多孔性支持体51上に位置している。必要な強度及び開孔性を提供する異なる材料、厚み及び孔サイズの他の支持体を使用することができる。好ましくは、透過可能層52は、デュポン社のTeflon(登録商標) A F アモルファスフッ化ポリマーであるが、ソルベイ社のHyflon(登録商標) A D 過フッ化ガラス質ポリマーや旭硝子社のCYTOP(登録商標) ポリ過フッ化ブテニルビニルエーテルなどの当業者に周知の他の材料が、この発明の意図の範囲内である。各複合透過可能膜30は、多孔性基材54に支持されている。多孔性基材54は、複合透過可能膜30を交差する酸素分圧差を生成するために、真空源56に連通されている。

10

【0017】

使用中、透過可能膜30の非燃料側55と燃料側57との間に真空源56によって分圧差が生成される。矢印58で示される酸素は、燃料22から複合透過可能膜30を交差して多孔性基材54内へ拡散する。多孔性基材54からは、酸素58が引き込まれて燃料システムから排出される。

【0018】

ガスタービンエンジンの効率は、エンジンが到達することができる温度に関連している。より高い温度は、より優れた燃料燃焼能力を可能にし、次いで、航空機のためのより長い航続距離につながる。増加した温度は、燃料/空気熱交換器20を通る圧縮器12からの冷却空気18が冷却されることによって可能となる。理解されるように、圧縮器12から放出される空気は、エンジン10の効率を減少させる。圧縮器12から放出される空気の減少は、脱酸素された燃料のヒートシンク容量が増大することによって促進され、全体的なエンジン使用効率を増大させる。

20

【0019】

上述の説明は、例示的なものであって正確な具体的仕様ではない。本発明が実例となるように記載されてきたが、使用された用語は、限定的というよりはむしろ説明的な語句の性質を帯びていることが理解されるべきである。本発明の多くの修正及び変更が、上述の教示を考慮して可能である。この発明の好ましい実施例が開示されてきたが、当業者は、特定の修正がこの発明の範囲内であることを理解するであろう。添付の請求項の範囲内において、詳細に説明されたものよりも他のやり方で、本発明が実行されていてもよいことが理解される。その理由のため、請求項は、この発明の真の範囲及び内容を決定するために考慮されるべきである。

30

【図面の簡単な説明】

【0020】

【図1】この発明によるガスタービンエンジン及び冷却空気システムの概略図である。

【図2】この発明による燃料脱酸素器の概略図である。

【図3】この発明による他の脱酸素器の概略図である。

【図4】燃料脱酸素器の透過可能膜及び多孔性基材の断面図である。

【符号の説明】

【0021】

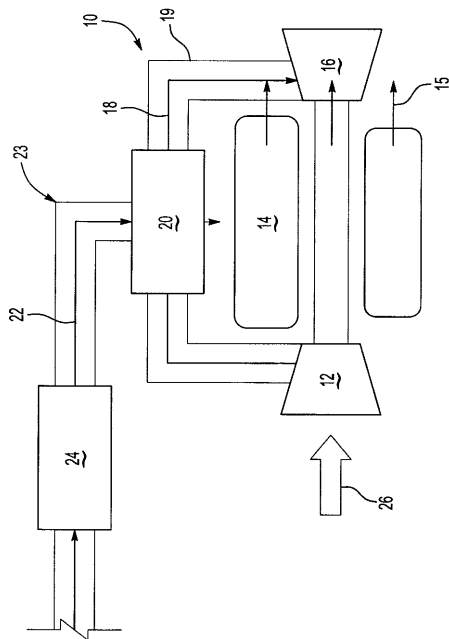
40

- 10 ガスタービンエンジンアセンブリ
- 12 圧縮器
- 14 燃焼器
- 15 熱い燃焼ガス
- 16 タービン
- 18 高圧空気
- 19 空気通路
- 22 燃料
- 26 空気流
- 20 燃料/空気熱交換器

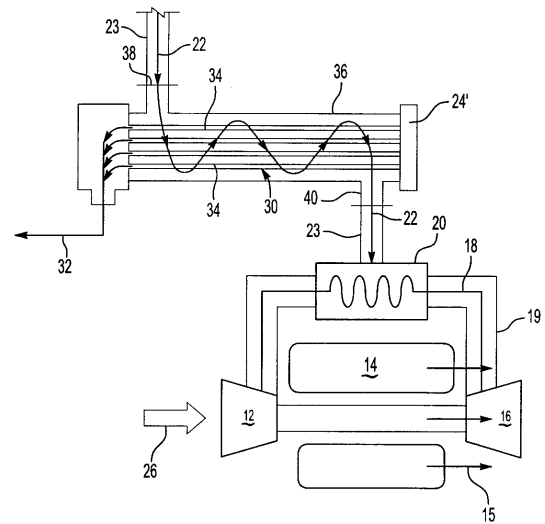
50

- 2 3 燃料通路
- 2 4, 2 4', 2 4'' 燃料脱酸素器
- 3 0 複合透過可能膜
- 3 2 ストリップガス
- 3 4 チューブ
- 3 6 ハウジング
- 4 2 燃料プレート
- 4 6 燃料通路
- 5 1 多孔性支持体
- 5 6 真空源

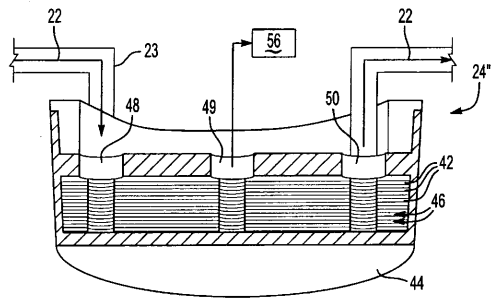
【図 1】



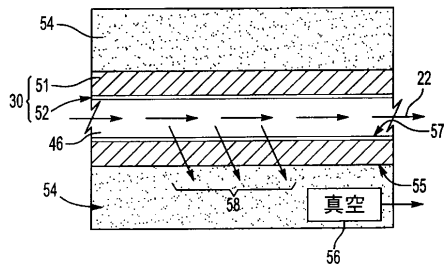
【図 2】



【図 3】



【図 4】



フロントページの続き

- (72)発明者 ルイス・ジェイ・スパダチーニ
アメリカ合衆国・コネチカット・06040・マンチェスター・クローバー・レーン・70
- (72)発明者 ヒー・ハン
アメリカ合衆国・コネチカット・06033・グラストンベリー・ハンプシャー・ドライブ・40
- (72)発明者 ルカ・ベルトウッチオーリ
アメリカ合衆国・マサチューセッツ・01028・イースト・ロングメドロー・メイプルシェード・
アベニュー・77
- (72)発明者 ロバート・エル・ベイト
アメリカ合衆国・コネチカット・06248・ヒブロン・ホール・ロード・9