

(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2011-27106

(P2011-27106A)

(43) 公開日 平成23年2月10日 (2011.2.10)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
F02C 9/00 (2006.01)	F02C 9/00 B	
F02C 9/20 (2006.01)	F02C 9/20	
F02C 9/28 (2006.01)	F02C 9/28 C	

審査請求 未請求 請求項の数 16 O L 外国語出願 (全 40 頁)

(21) 出願番号	特願2010-163594 (P2010-163594)	(71) 出願人	503416353 アルストム テクノロジー リミテッド ALSTOM Technology Ltd スイス国 バーデン ブラウン ボヴェリ シュトラッセ 7 Brown Boveri Strasse 7, CH-5401 Baden, Switzerland
(22) 出願日	平成22年7月21日 (2010.7.21)	(74) 代理人	100061815 弁理士 矢野 敏雄
(31) 優先権主張番号	09166042.3	(74) 代理人	100094798 弁理士 山崎 利臣
(32) 優先日	平成21年7月21日 (2009.7.21)	(74) 代理人	100099483 弁理士 久野 琢也
(33) 優先権主張国	欧州特許庁 (EP)		

最終頁に続く

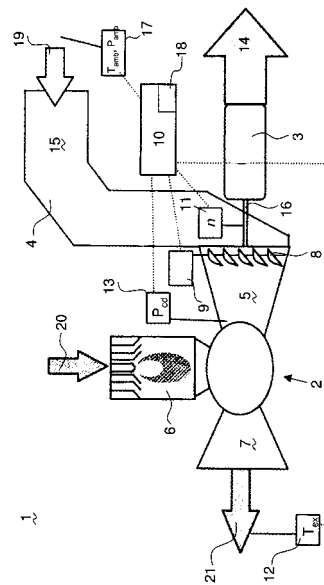
(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジンの制御のための方法

(57) 【要約】

【課題】 安定したガスタービンサイクルを提供する。

【解決手段】 ベース負荷及び／又は高部分負荷においてガスタービンエンジンシステム1を運転する方法において、ガスタービンエンジンシステム1がガスタービンエンジン2を有しており、ガスタービンエンジン2に、入口空気質量流を制御するための少なくとも1つの列の調整可能な可変翼8を備えた少なくとも1つの圧縮機5と、少なくとも1つの圧縮機6と、少なくとも1つのタービン7とが設けられており、制御システム10を有しており、制御システム10が、圧縮機5の上流で測定された少なくとも1つの測定された温度値 T_{amb} 又は圧縮機5に直接に機能的に関連して測定可能な量に関して、可変翼8の位置を制御して、これにより、可変翼8の角度位置と共に変化する少なくとも1つの測定された圧力値 P_{cd} が、第1の温度 T_{amb} の関数である所定の目標圧力となる。

【選択図】 図1



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ベース負荷及び／又は高部分負荷においてガスタービンエンジンシステム（１）を運転する方法において、該ガスタービンエンジンシステム（１）が、
ガスタービンエンジン（２）を有しており、該ガスタービンエンジン（２）に、
入口空気質量流を制御するための少なくとも１つの列の調整可能な可変翼（８）を備えた少なくとも１つの圧縮機（５）と、
少なくとも１つの燃焼器（６）と、
少なくとも１つのタービン（７）と、が設けられており、
制御システム（１０）を有しており、該制御システム（１０）が、
圧縮機（５）の上流において測定された少なくとも１つの測定された温度値（ T_{amb} ）
又は圧縮機（５）に直接に機能的に関連して測定可能な量に関して、可変翼（８）の位置を制御して、これにより、可変翼（８）の角度位置と共に変化する少なくとも１つの測定された圧力値（ P_{cd} ）が、前記第１の温度（ T_{amb} ）の関数である所定の目標圧力となるようにすることを特徴とする、ベース負荷及び／又は高部分負荷においてガスタービンエンジンシステム（１）を運転する方法。

10

【請求項 2】

前記制御システム（１０）が、圧縮機（５）の上流において測定された少なくとも１つの測定された圧力値（ T_{amb} ）又は圧縮機（５）に直接に機能的に関連した測定可能な量に基づいてかつ関連して、並びにガスタービンエンジン（２）のシャフトの測定された回転速度（ n ）又はガスタービンエンジンに直接に機能的に関連した測定可能な量に関連して、可変翼（８）の位置を制御して、これにより、可変翼（８）の角度位置と共に変化する少なくとも１つの測定された圧力値（ P_{cd} ）が、前記第１の温度（ T_{amb} ）と前記回転速度（ n ）との関数である所定の目標値となるようにする、請求項 1 記載の方法。

20

【請求項 3】

前記制御が、前記測定された圧力値（ P_{cd} ）を所定の目標圧力と比較することによって行われ、該目標圧力が、シャフトの測定された回転速度（ n ）又はシャフトに直接に機能的に関連した測定可能な量に関連して、及び／又は圧縮機（５）の上流において測定された少なくとも１つの測定された温度値（ T_{amb} ）又は圧縮機（５）に直接に機能的に関連した測定可能な量に関連して、計算され、制御装置が、測定された圧力値（ P_{cd} ）が所定の目標圧力よりも小さい場合には可変翼（８）を開放することによって圧縮機（５）への空気流入量を増大させ、かつ測定された圧力値（ P_{cd} ）が所定の目標圧力よりも大きい場合には可変翼（８）を閉鎖することによって空気流入量を減少させるように、可変翼（８）の移動のためのアクチュエータへの命令を発生する、請求項 1 又は 2 記載の方法。

30

【請求項 4】

圧縮機（５）の上流において測定された、測定された温度値（ T_{amb} ）又は圧縮機（５）に直接に機能的に関連した測定可能な量が、ガスタービンの空気吸入システム内の温度であり、好適には周囲空気温度又は圧縮機入口空気温度である、請求項 1 から 3 までのいずれか 1 項記載の方法。

【請求項 5】

可変翼（８）の角度位置と共に変化する測定された圧力値（ P_{cd} ）が、可変翼（８）の第 1 の列の下流の圧縮機（５）の内部において又は可変翼（８）の複数の列の下流において又は圧縮機の下流のプレナムにおいて又はタービンの第 1 の翼列の上流の燃焼器において又はタービンの下流において、測定される、請求項 1 から 4 までのいずれか 1 項記載の方法。

40

【請求項 6】

前記制御が、閉ループ制御である、請求項 1 から 5 までのいずれか 1 項記載の方法。

【請求項 7】

前記所定の目標圧力が、タービン排気温度（ T_{ex} ）の関数であり、好適にはタービン排気ガス温度は、対応する平均化スキームと共に 1 つ又は複数の測定箇所を用いて測定され

50

る、請求項 1 から 6 までのいずれか 1 項記載の方法。

【請求項 8】

前記所定の目標圧力が、圧縮機の上流又はタービン出口の下流において測定された第 2 の圧力値 (P_{amb}) の関数であり、好適には制御は、測定された圧力値 (P_{cd}) と第 2 の圧力値 (P_{amb}) との比を目標圧力比に制御することによって行われる、請求項 1 から 7 までのいずれか 1 項記載の方法。

【請求項 9】

前記制御が、燃料質量流の制御と組み合わせて行われ、該燃料質量流の制御は好適にはタービンの入口又は出口の温度の直接又は間接的な測定に基づくものであり、タービンの入口又は出口の温度の所定の目標値に基づいて燃料の量を制限する、請求項 1 から 8 までのいずれか 1 項記載の方法。

【請求項 10】

請求項 1 から 9 までのいずれか 1 項記載の方法を実施するためのガスタービンエンジンシステム (1) において、入口空気質量流を制御するための少なくとも 1 つの列の調整可能な可変翼 (8) を備えた少なくとも 1 つの圧縮機 (5) と、少なくとも 1 つの燃焼器 (6) と、少なくとも 1 つのタービン (7) と、制御システム (10) と、を有するガスタービンエンジン (2) が設けられており、圧縮機 (5) の上流における温度 (T_{amb}) 又は圧縮機 (5) に直接に機能的に関連した測定可能な量の測定のための少なくとも 1 つの温度測定装置 (17) が設けられており、前記第 1 の温度 (T_{amb}) の関数である所定の目標圧力である、可変翼 (8) の角度位置と共に変化する圧力値 (P_{cd}) を測定する測定装置 (17) と、好適にはロータシャフト速度 (n) を測定する別の測定装置 (11) とが設けられており、前記制御システムが、温度 (T_{amb}) 及び／又はロータシャフト速度 (n) に関して圧力値 (P_{cd}) を所定の圧力値に制御することの特徴とする、ガスタービンエンジンシステム。

【請求項 11】

1 つ又は 2 つ以上の燃焼器を横切る圧縮機入口空気の調整可能／制御可能なバイパスが設けられている、請求項 10 記載のガスタービンエンジンシステム (1)。

【請求項 12】

好適には圧縮機入口の上流における水噴霧に基づく流入空気冷却装置が設けられており、該流入空気冷却装置の制御が、圧力値 (P_{cd}) を制御するための制御システム (10) において考慮されるようになっている、請求項 10 又は 11 記載のガスタービンエンジンシステム (1)。

【請求項 13】

前記流入空気冷却装置が、2 つの連続した圧縮機段の間又は 2 つの連続した圧縮機の上に配置されている、請求項 12 記載のガスタービンエンジンシステム (1)。

【請求項 14】

燃料組成検出エレメントが設けられており、前記制御システム (10) が、好適にはガスクロマトグラフ又は燃料組成の測定のためのあらゆるその他の装置を介して、所定の目標圧力又は新たに規定された目標圧力の目標スケジュールの精密な調整のために、燃料組成についての定期的に更新された情報を受け取るようになっている、請求項 10 から 13 までのいずれか 1 項記載のガスタービンエンジンシステム (1)。

【請求項 15】

ベース負荷運転及び／又は高部分負荷運転中に測定値を所定の目標値と比較するようになっておりかつ、目標値と測定値との差が所定の遅れ時間よりも長く所定の制御から外れた場合に保護動作を開始する、保護システムが設けられており、好適には前記保護動作が、燃料制御弁又は遮断弁を、完全に閉鎖した位置へ又は中間の所定の位置へ又は測定された圧力又は圧力比と目標の圧力又は圧力との間の検出された誤差に比例した形式で、閉鎖すること、及び／又は圧縮機の可変翼を迅速に閉鎖することを含んでいる、請求項 10 から 14 までのいずれか 1 項記載のガスタービンエンジンシステム (1)。

【請求項 16】

燃料としての溶鉱炉ガス又はコークス炉ガス又は両者の混合物又は $H_2 > 1\%$ モルの水素含有量を有するガスの燃焼のための、請求項10から15までのいずれか1項記載のガスタービンエンジンシステムの使用。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、ベース負荷及び／又は高部分負荷条件下でガスタービンエンジンシステムを運転する方法、及びこのような方法を実施するためのガスタービンエンジンシステム、及びこのようなガスタービンエンジンシステムの使用に関する。

【背景技術】

【0002】

現代のヘビーデューティ型ガスタービンエンジンの軸流圧縮機には通常、1つ又は2つ以上の列の可変の翼が具備されている。軸流圧縮機に関する1つの公知の問題は、圧縮機の圧力、速度及び／又は回転速度の関係が妨害され又は合致されず、圧縮機が設計特性の外で運転している場合に生じるおそれがあるいわゆる失速又はサージである。失速又はサージは、圧縮機を通る流れの滑らかなパターンの激しい乱流への破壊であり、失速は多段圧縮機の幾つかの段のみにおける流れにおける破壊を言い、サージは概して圧縮機を通る滑らかな空気流の完全な破壊を言う。可変翼は、軸流圧縮機の高い空気力学的効率と、圧縮機失速及びサージ限界までの十分なマージンとを維持しながら、圧縮機流入空気質量流の滑らかな制御を許容する。

【0003】

可変翼は、そのすぐ下流の動翼に通過する空気に所定の程度の旋回を与え、空気が、圧縮機に存在する様々な条件に応じて正確な速度及び角度で動翼に供給されることを保証する。可変翼の角度を変化させることによる圧縮機流入質量流の制御は、高い $m_{\text{燃料}}/m_{\text{空気}}$ の比（ m は単位時間ごとの質量）及び高いタービン流入空気温度、結果的に部分負荷運転の間にも安定した燃焼及び最適なサイクル熱効率を維持しながら、電力出力を調整する手段としてエンジン運転概念内で使用される。

【0004】

ほとんどのガスタービンエンジンは、主たる燃料として天然ガス又はディーゼル油を用いて運転し、したがって、概して $1/60 \sim 1/20$ の範囲の極めて小さな燃料空気比 $m_{\text{燃料}}/m_{\text{空気}}$ 比を特徴とする。つまり、燃料質量流は空気質量流と比較して比較的小さく、 $m_{\text{空気}}$ の与えられた値の場合、燃料組成の通常の変動（概してエネルギー入力における $\pm 5\%$ 、結果的に $m_{\text{燃料}}$ における $\sim \pm 5\%$ ）は、ガスタービンサイクル圧力比、タービン流入及び排出減少された質量流、及び圧縮機マップ内のエンジン運転ラインの位置に、ほとんど影響しない。主にこの理由から、ベース負荷運転のためのガスタービンエンジンシステムの制御の現在確立された方法は、基本的に、ベース負荷運転において達成及び維持されるベース負荷可変翼位置の規定を特徴とし、これは、特定の燃料組成及び燃料質量流から独立している。このようなベース負荷可変翼位置は、通常、最大流入空気質量流を許容しかつ最大ガスタービン電力出力につながる完全に開放した位置又はほとんど開放した位置であり、可変翼のこの制御位置は、通常、最大空気力学的効率が達成される圧縮機設計条件に対応する。

【0005】

ガスタービンエンジンシステムの前記の公知の制御方法に加えて、極めて低い又は極めて高い周囲温度における運転のためにその他のリミッタ又は制御装置が重ねあわされることができる。

【0006】

最大圧力限界は、極めて低い周囲温度における運転の場合にエンジンケーシング設計限界を超えることを回避するために、圧縮機排出圧力のために規定されることができる。

【0007】

最大温度限界は、極めて高い周囲温度における運転の場合に動翼設計限界を超えること

10

20

30

40

50

を回避するために、圧縮機排出温度のために規定されることができる。

【0008】

両方の場合に、圧縮機可変翼は、限界が超えられた場合に閉じるように命令される。

【0009】

両方の場合に、リミッタは極端な条件においてのみ作用するのに対し、通常条件においては、サイクル圧力比は、燃料組成及び燃料質量流の変動の結果として自由に変化する。

【0010】

サージ回避のために複数の方法が開示されており、したがって米国特許第4252498号明細書は、ガスタービンエンジンの多段軸流圧縮機のための制御システムを開示している。制御システムは、可変角度案内翼の段と、翼の角度設定によって影響される、圧縮機における第1の圧力を検出するように適応された第1の検出器と、翼から独立しているが、エンジンの圧縮機の回転速度に対する機能的な関係を有する第2の圧力を検出するように適応された第2の検出器とを有している。制御ユニットは、第1の圧力に対する第2の圧力の比に応じて作動機構に案内翼の角度設定を所定の形式で調整させるために、検出器によって検出された圧力を使用するように適応されている。

【0011】

米国特許出願公開第2003/011199号明細書は、送電網不足周波数の発生の際にヘビーデューティガスタービン電力発電機の可変入口及び静翼を制御するための方法を開示している。圧縮機の可変入口案内翼及び前側の4つの可変静翼は、共通の作動機構によって統括されている。統括された翼の角度を変更することにより、圧縮機の全体的な空気流消費が変化し、発生されるタービン出力電力の量に影響する。圧縮機速度に従って静翼の角度位置を変化させるための所定の運転スケジュールは、最小安全圧縮機サージマージン基準を外れることなく最適な圧縮機効率を保証するために、公称作動条件及び不足周波数作動条件のために規定されている。送電網不足周波数の間、圧縮機の可変静翼は、所定の公称運転スケジュールから所定の不足周波数運転スケジュールへの滑らかな移行を提供する形式で運転される。

【0012】

ガスタービンの運転のために使用される燃料のエネルギー量も、圧縮機条件に影響する。実際、ガスタービンが、低いエネルギー量の燃料を燃焼するために使用される場合、燃空比は、天然ガス又はディーゼル湯が使用される場合のような通常のケースよりも高くなり始める。典型的な値は、 $m_{\text{燃料}}/m_{\text{空気}} > 1/20$ であるか又は1に近くさえなる。これらの場合、エネルギー入力の±5%のオーダにおける燃料組成の変動は、ガスタービンサイクル圧力比、減じられたタービン入口及び排出質量流、及び圧縮機マップ内のエンジン作動ラインの位置に著しい影響を与える。

【0013】

これは、かなり高いエネルギー量を備える燃料にも当てはまり、 H_2 及びCOの可変の量によって特徴付けられる。 H_2 及びCOはそれぞれ、燃焼中に、極めて大量の水、すなわち H_2O を発生するか又は全く水を発生せず、これは、天然ガス中に存在する通常の炭化水素（メタン CH_4 等）に関する極端なケースである。これは、（与えられた燃焼温度及び圧縮機入口空気の量において）タービンに進入するガスの密度に、ひいてはタービン入口圧力及びサイクル圧力比に著しい影響を与える。

【0014】

エネルギー入力の観点から最終的な組成が多かれ少なかれ安定しているように、例えば、主供給源からの燃料（通常は低エネルギー燃料又はエネルギー量における大きな変動を有する燃料）を、対応して、一定のエネルギーレベルを備えた、通常はよりエネルギーの高いバックアップ燃料（通常は天然ガス）の通常は小さな部分と混合することによって、ガスタービンにおいて使用される燃料のエネルギー量を制御するために、複数の方法が知られている。しかしながら、燃料のエネルギー量のこのような安定化のために適用される手段は、複雑で、コストが高いため望ましくない。

【0015】

10

20

30

40

50

現在、全ての公知の制御方法における大きな燃料組成変動を取り扱うための一般的なアプローチは、全てのタイプの燃料、すなわち、概して設計のために使用される最も高い含水量を備えたよりエネルギーの小さい燃料を含む燃料のために有効かつ安全な、ベース負荷可変翼位置のための保存的設定を規定するというアプローチである。様々な問題がこのアプローチに関連しており、例えば、ガスタービンエンジンは現実の可能性よりも低く制御され、燃料組成が、設計のために使用される極端な燃料組成とは異なる場合にはより低い電力出力を生ぜしめる。別の問題は、実際の燃料組成が、設計のために使用される範囲から外れて変動すると、公知の制御システムは、これを自動的に検出することができず、詳細な分析は、専門家によるガスクロマトグラフィによって実際の燃料組成を分析することによって行われ、これは、ガスタービンの停止及び手作業による可変翼設定の再設定を必要とする。

10

【先行技術文献】

【特許文献】

【0016】

【特許文献1】米国特許第4252498号明細書

【特許文献2】米国特許出願公開第2003/011199号明細書

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0017】

本発明の目的は、ベース負荷運転及び高部分負荷運転における、主供給源からの燃料の変動する組成の下で、電力出力及び効率の形式の安定したガスタービンサイクル及び最適な性能を保証するための、多数の用途における運転のためのガスタービンエンジンシステムを達成することである。

20

【0018】

本発明の別の目的は、低温又は高温の周囲温度、送電網における不足周波数又は過周波数等の運転上の制限につながる極端な境界条件の下でガスタービンインターフェースにおけるガスタービン構成部材及び全てのその他の機器の安全な運転を保証するガスタービンエンジンシステムを提供することである。

【0019】

本発明のさらに別の目的は、ロータシャフト、タービン及びその他のガスタービン構成部材の早期の老朽化を回避し、またガスタービンインターフェースにおける熱回収ボイラ、燃料圧縮機等の機器のために、エンジン作動線の最適な位置決めでの運転を許容するガスタービンエンジンシステムを達成することである。

30

【課題を解決するための手段】

【0020】

本発明は、ベース負荷及び／又は高部分負荷においてガスタービンエンジンシステムを運転する方法であって、該ガスタービンエンジンシステムが、ガスタービンエンジンを有しており、該ガスタービンエンジンに、入口空気質量流を制御するための少なくとも1つの列の調整可能な可変翼を備えた少なくとも1つの圧縮機と、少なくとも1つの圧縮機と、少なくとも1つのタービンとが設けられている。この方法によれば、制御システムは、圧縮機の上流において測定された少なくとも1つの測定された温度値（例えば T_{amb} ）又は圧縮機に直接に機能的に関連して測定可能な量に関して、可変翼の位置を制御して、これにより、可変翼の角度位置と共に変化する少なくとも1つの測定された圧力値（例えば P_{cd} ）が、前記第1の温度（例えば T_{amb} ）の関数である所定の目標圧力となるようにする。

40

【0021】

本発明は、時間が経過するに従って予測不可能な組成変動を特徴とする燃料を用いた運転において、特に主燃料として溶鉱炉ガスを用いる又は低位発熱量の低い平均値又はその組成における H_2 及び CO の高い可変の量を特徴とするその他の燃料を用いる用途において、1つのガスタービン構成部材の最適なサイジングに関連したより高い平均電力出力及

50

び／又はより低いコストを提供する。本発明による制御が用いられる場合、燃料の組成及び／又はエネルギー量の変化を補償するために燃料のこのような複雑な混合は必要とされない。実際には、可変翼の列の下流の測定圧力が、圧縮機の上流の温度に基づいて目標圧力値に制御されるならば、使用燃料から本質的に独立した、可変翼の列の下流の測定圧力の制御が可能であることが分かったのは驚くべきことである。

【0022】

本発明による制御方法を使用することにより、使用燃料組成が、その燃料のための設計組成のために使用される範囲から外れて変動したとしても、この制御システムがそれを自動的に検出し、結果を分析した後に可変翼設定を自動的に再規定し、ガスタービンエンジンの停止後に可変翼設定の手作業での再規定は必要とされない。したがって、本質的に制御システムは特定の燃料組成から独立して作用するが、制御システムは、燃料組成の決定を必要とすることなく、それを間接的に考慮する。

【0023】

ガスタービンエンジンは、最も単純な配列では発電機も有しており、より複雑な配列では1つ又は2つ以上の燃料ガス圧縮機及び1つ又は2つ以上の蒸気タービンをも有することができる機械的なシャフトトレーンの一部であることができ、前記発電機は、開放した又は隔離された送電網に接続されている。

【0024】

本発明による方法の第1の好適な実施形態によれば、前記制御システムが、圧縮機の上流において測定された少なくとも1つの測定された圧力値又は圧縮機に直接に機能的に関連した測定可能な量に基づいてかつ関連して、並びにガスタービンエンジンのシャフト（通常はタービンと、圧縮機と、選択的に発電機との共通のシャフト）の測定された回転速度又はガスタービンエンジンに直接に機能的に関連した測定可能な量に関連して、可変翼の位置を制御して、これにより、可変翼の角度位置と共に変化する少なくとも1つの測定された圧力値が、前記第1の温度と前記回転速度との関数である所定の目標値となるようにする。再び、圧力のための目標値のベースが、シャフト回転速度と組み合わせられた圧縮機の上流の測定温度値であるならば、燃料組成への作動線のより低い依存が可能であることが分かったことは驚くべきことである。したがって、シャフト速度の付加的な測定は、失速及びサージ限界に関する圧縮機操作点を最適化することに関して、送電網の周波数が低すぎる又は高すぎる期間の間に、可変翼位置のより精密な制御を許容する。本発明は、種々異なる空気力学的設計を備える圧縮機に適しており、特定の圧縮機設計に依存し、可変翼は一定の位置に保たれることができるか、又は圧縮機流入空気は、送電網における不足周波数の間に減じられることができる。

【0025】

好適には、前記制御が、前記測定された圧力値を所定の目標圧力と比較することによって行われることができ、該目標圧力が、シャフトの測定された回転速度又はシャフトに直接に機能的に関連した測定可能な量に関連して、及び／又は圧縮機の上流において測定された少なくとも1つの測定された温度値又は圧縮機に直接に機能的に関連した測定可能な量に関連して、計算され、制御装置が、測定された圧力値が所定の目標圧力よりも小さい場合には可変翼を開放することによって圧縮機への空気流入量を増大させ、かつ測定された圧力値が所定の目標圧力よりも大きい場合には可変翼を閉鎖することによって空気流入量を減少させる。

【0026】

圧縮機の上流において測定された、測定された温度値又は圧縮機に直接に機能的に関連した測定可能な量が、ガスタービンの空気吸入システム内の温度であり、好適には周囲空気温度又は圧縮機入口空気温度である。

【0027】

可変翼の角度位置と共に変化する測定された圧力値が、好適には、可変翼の第1の列の下流の圧縮機の内部において又は可変翼の複数の列の下流において又は圧縮機の下流のプレナムにおいて又はタービンの第1の翼列の上流の燃焼器において又はタービンの下流にお

いて、測定される。

【0028】

好適な実施形態によれば、前記制御が、閉ループ制御である。

【0029】

さらにより好適には、所定の目標圧力が、タービン排気温度 (T_{ex}) の関数であり、好適にはタービン排気ガス温度は、対応する平均化スキームと共に1つ又は複数の測定箇所を用いて測定される。この付加的な測定の利点は、タービン排気の換算質量流に関して、及び最後のタービン翼を通る排気ガス流のマッハ数に関して、可変翼の位置の精密な制御を許容する。タービンの最終翼設計に応じて、高すぎるマッハ数を回避するために可変翼を閉鎖することによって圧縮機流入空気を減じることが望ましい。本発明は、最後のタービン段のための寿命も延長し、ロータシャフト、タービン及びその他のガスタービン構成部材の早過ぎる老朽化を回避する目的で、及びガスタービンのインターフェースにおいて熱回収ボイラ、燃料圧縮機等の機器のために、エンジン作動線の最適な位置での運転を許容する。

10

【0030】

前記所定の目標圧力が、圧縮機の上流又はタービン出口の下流において測定された第2の圧力値 (例えば P_{amb}) の関数であることができ、好適には制御は、測定された圧力値 (例えば P_{cd}) と第2の圧力値 (P_{amb}) との比を目標圧力比に制御することによって行われる。したがって、第1の圧力測定は、前記第1の温度の関数でもある新たな規定された目標圧力を得るために、圧縮機入口の上流又はタービン出口の下流に配置された、第1の圧力測定よりも低い第2の圧力測定によって分割されている。新たな規定された目標圧力は、前記ガスタービンエンジンシステムのより優れた制御のための、前記第1の温度と、第1の圧力測定と第2の圧力測定の比との関数である。これは、ガスタービンエンジンにおける空気圧縮機の安定性に関する運転範囲を拡大し、頻繁な周囲圧力変動が存在する領域のためのより高い安定性及び性能最適化が可能である。圧縮機の入口又はタービンの出口における第2の圧力測定の設置は、それぞれ圧縮機又はタービン流れ安定性に焦点を合わせ、有利でもある。

20

【0031】

制御が、発明の別の実施形態によれば、燃料質量流の制御と組み合わせて行われ、該燃料質量流の制御は好適にはタービンの入口又は出口の温度の直接又は間接的な測定に基づくものであり、タービンの入口又は出口の温度の所定の目標値に基づいて燃料の量を制限する。

30

【0032】

本発明はさらに、上述の方法を実施するためのガスタービンエンジンシステムであって、前記ガスタービンエンジンシステムに、入口空気質量流を制御するための少なくとも1つの列の調整可能な可変翼を備えた少なくとも1つの圧縮機と、少なくとも1つの燃焼器と、少なくとも1つのタービンと、制御システムとを有するガスタービンエンジンが設けられており、圧縮機の上流における温度又は圧縮機に直接に機能的に関連した測定可能な量の測定のための少なくとも1つの温度測定装置が設けられており、可変翼の角度位置と共に変化する圧力値を測定する測定装置が、前記第1の温度の関数である所定の目標圧力であり、及び好適には、ロータシャフト速度を測定する別の測定装置が設けられており、前記制御システムが圧力値を温度及び／又はロータシャフト速度に関して所定の圧力値に制御する。

40

【0033】

このようなガスタービンエンジンシステムが、さらに、1つ又は2つ以上の燃焼器を横切る圧縮機入口空気の調整可能／制御可能なバイパスを有してよい。

【0034】

ガスタービンエンジンシステムは、それに加えて又は択一的に、さらに、圧縮機入口の上流における水噴霧に基づく流入空気冷却装置を有しており、該流入空気冷却装置の制御が、圧力値を制御するための制御システムにおいて考慮される。

50

【0035】

さらに、流入空気冷却装置が、2つの連続した圧縮機段の間又は2つの連続した圧縮機の上に配置されている。

【0036】

ガスタービンエンジンシステムの好適な実施形態によれば、ガスタービンエンジンシステムは、さらに燃料組成検出エレメントを有しており、前記制御システムが、好適にはガスクロマトグラフ又は燃料組成の測定のためのあらゆるその他の装置を介して、所定の目標圧力又は新たな規定された目標圧力の目標スケジュールの精密な調整のために、燃料組成についての定期的に更新された情報を受け取るようになっている。

【0037】

10

さらに別の好適な実施形態は、ガスタービンエンジンシステムが、さらに、ベース負荷運転及び／又は高部分負荷運転中に測定値を所定の目標値と比較するようになっておりかつ、目標値と測定値との差が所定の遅れ時間よりも長く所定の制御から外れた場合に保護動作を開始する、保護システムを有しており、好適には前記保護動作が、燃料制御弁又は遮断弁を、完全に閉鎖した位置へ又は中間の所定の位置へ又は測定された圧力又は圧力比と目標の圧力又は圧力との間の検出された誤差に比例した形式で、閉鎖すること、及び／又は圧縮機の可変翼を迅速に閉鎖することを含んでいる。

【0038】

さらに、本発明は、溶鉱炉ガス又はコークス炉ガス又はこれらの混合物又は燃料として $H_2 > 1\%$ モルの水素含有量を有するガスの燃焼のための、上述のガスタービンエンジンシステムの使用に関する。

20

【0039】

発明の別の実施形態は従属請求項に示されている。

【0040】

発明の好適な実施形態は、以下に図面を参照して説明され、図面は、発明の現時点で好適な実施形態を例示するためのものであり、発明を限定するためのものではない。

【図面の簡単な説明】

【0041】

【図1】制御システムのブロック図を含むガスタービンエンジンシステムの図である。

【図2】一定のシャフト回転速度における圧縮機入口温度に対する圧縮機排出圧力の目標スケジュールを示す例である。

30

【図3】燃料組成に関する（圧縮機マップにおける）エンジン運転ラインの位置の感度（低位発熱量、LHV）を、慣用の制御スキームの場合をa）において、本発明による制御の場合b）において示す図である。

【図4】燃料組成に関するタービン排出低減質量流の感度（低位発熱量、LHV）を、慣用の制御スキームの場合をa）において、本発明による制御の場合b）において示す図である。

【図5】燃料組成に関する圧縮機排出温度の感度を（低位発熱量、LHV）を、慣用の制御スキームの場合をa）において、本発明による制御の場合b）において示す図である。

【図6】燃料組成に関するガスタービンエンジン電力出力の感度（低位発熱量、LHV）を、慣用の制御スキームの場合をa）において、本発明による制御の場合b）において示す図である。

40

【発明を実施するための形態】

【0042】

添付の図面を参照すると、ガスタービンエンジンシステム1及び対応する制御が、多数の用途における運転について説明される。提案された制御は、安定したガスタービン運転、及び特に可変組成の条件下で電力出力及び効率の形式の最適な性能及び／又はベース負荷及び高部分負荷運転における燃料のエネルギー量を保証することができる。

【0043】

図1は、ガスタービンエンジン2と、発電機3と、吸気マニホールド4を備えた空気流

50

入部と、圧縮機 5 と、燃焼器 6 と、タービン 7 とを有するガスタービンエンジンシステム 1 を示している。図 1 において、発電機 3 と、圧縮機 5 と、タービン 7 とは、全て、1 つの同じシャフトに取り付けられている。したがって、ガスタービンエンジン 2 は、最も単純な配列において発電機も有し、より複雑な配列において 1 つ又は 2 つ以上の燃料ガス圧縮機及び 1 つ又は 2 つ以上の蒸気タービンを有することもできる、機械的なシャフトトレーンの一部であることができ、前記発電機は、開放送電網又は隔離送電網に接続されることができる。燃焼器 6 は、上部取付け型のサイロ式燃焼器として示されているが、本発明の関連では異なる燃焼器設計も可能である。圧縮機 5 は、流入空気流を制御するための少なくとも 1 つの列の可変翼 8 を有している。多数の列の可変翼が圧縮機 5 に設けられていることもできる。1 つの列の可変翼 8 は、通常、圧縮機 5 の動翼の第 1 の列の上流に配置されている。可変翼 8 の列は、通常、圧縮機 5 の入口に設けられるか、又は圧縮機 5 の内部に設けられていることができる。

10

【0044】

図 1 において、さらに、圧縮機の入口の上流に、蒸発冷却器、霧化システム又は水噴霧に基づく別の装置のような、空気入口冷却装置 15 も設けられている。択一的に又は付加的に、2 つの連続する圧縮機段の間又は 2 つの連続する圧縮機の上に冷却装置が配置されることもできる（中間冷却）。予め規定された目標圧力スケジュールは、このような冷却装置のうちの 1 つ又は 2 つ以上が作動しているかどうかに応じて形成されることができる。空気冷却装置は、概して、圧縮機排出温度の低下を生ぜしめる。典型的な冷却空気流装置において、ガスタービンエンジンの 1 つ又は複数の動翼は、最も高温の部分において、圧縮機排出温度に曝される。（空気入口冷却を備えない運転のための）予め規定された目標圧力スケジュールが動翼の温度限界に基づいて決定されるこのような場合、概して、能動的な空気入口冷却を備える運転のための、専用のより高いスケジュール（より開放した可変翼位置及びより高い圧縮機入口流）を規定することが（電力出力の観点から）有利である）。

20

【0045】

図 1 は、圧力タップ 13 等の圧力測定装置と、温度測定装置 17 と、少なくとも 1 つのシャフト回転速度測定装置 11 と、可変翼の位置を制御及び決定するための少なくとも 1 つのアクチュエータ 9 と、少なくとも 1 つの閉ループユニット 18 とを備えた、このようなガスタービンエンジンシステムのための制御システム 10 も示している。閉ループユニット 18 は、測定装置からの、特に周囲空気の温度及び圧力 (T_{amb} , P_{amb}) と、第 2 の排気ガス温度 (T_{ex}) と、シャフト速度 (n) 及び圧縮機排出圧力 (P_{cd}) とからの入力を受け取る。制御装置 10 によって要求される機能を実行するために、様々な異なる機械的、電氣的、液圧式、又は空圧式のシステムを使用することができる。"圧力タップ"とは、この文言が本明細書中で使用される場合には、感圧素子、又は圧力測定のための圧力測定装置の接続のために使用される、加圧された装置のボディに設けられた小さな穴として定義される。

30

【0046】

これらのステータス測定値を使用することによって、閉ループユニット 18 は、アクチュエータユニット 9 を介して圧縮機 5 における可変翼 8 の位置を制御する。可変翼 8 の角度を調整するために、通常、各列の可変翼 8 はアクチュエータ 9 によって移動させられ、このアクチュエータ 9 は、通常、レバーと、共通のユニゾンリングと、ベルクランクと、ラムとを有している。各可変翼はレバーを介して共通のユニゾンリングに結合されている。リングは、空圧式ラムによって作動されるベルクランクによって周方向に移動させられる。

40

【0047】

制御システム 10 は、可変翼 8 の角度を設定するために可変翼 8 のアクチュエータ 9 の制御のための制御信号を発生する閉ループユニット 18 を有している。制御は、測定された圧縮機排出力 (P_{cd}) 又は可変翼 8 の下流の別の圧力が、規定されたスケジュールによる目標位置に合致するように制御されるように行われる。このスケジュールにおいて、圧

50

縮機排出圧力 (P_{cd}) の目標値は、測定された入口圧力 (T_{amb}) とシャフト回転速度 (n) とに関して決定される。測定された圧縮機排出圧力 (P_{cd}) が所定の目標値よりも低い場合、可変翼 8 は、圧縮機入口空気流に関して開放するように命令され、所定の目標値よりも高い場合、可変翼 8 は、逆に、圧縮機入口空気流に関して閉鎖するように命令される。

【0048】

概して、圧力測定装置又は圧力タップ 13 は、流路における、圧力が可変翼 8 の角度位置、つまり周方向の位置に関して変化する位置において、つまり局所圧力がこの角度位置によって少なくとも間接的に影響される位置において、圧力を測定する。前記の場合、可変翼の制御のために使用されるこの圧力は、圧縮機の排出圧力 (P_{cd}) である。可変翼 8 の第 1 の列の下流又は列のセットの下流において圧縮機 5 の内部で行われる圧力測定、又は圧縮機 5 の下流のプレナムにおいて又はタービン 7 の第 1 の翼列の上流における圧縮機 6 において行われる圧力測定、さらにはタービン 7 の出口の下流に配置されたものも、可能である。それに加えて、制御は、空気吸入マニホールド 4 における周囲空気 (P_{amb}) の圧力の第 2 の測定を含んでもよい。したがって、付加的な第 2 の圧力測定装置 (例えば装置 17 の一部としての又は装置 17 と並列の圧力測定装置) 又は圧力タップが可能であり、圧縮機排出圧力 (P_{cd}) よりも低い圧力を測定する。

【0049】

制御アプローチは、付加的に、単に第 1 の圧力測定を所定の目標圧力と比較するのではなく、第 2 の圧力測定に対する第 1 の圧力測定の比を、新たに規定された目標圧力非と比較することに基づくこともできる。

【0050】

1 つの第 1 の温度測定装置 17 は、圧縮機 5 の上流の位置において温度 T_{amb} を測定する。第 2 の温度測定装置 12 は、タービン排気圧力を測定する。圧縮機入口空気温度又はタービン 7 空気吸入システムの内部のその他の温度値を測定する、別の温度測定装置も可能である。タービン排気温度測定装置 12 は、1 つ又は 2 つ以上の測定箇所を有してよい。

【0051】

図 1 において、ロータシャフト測定装置 11 が設けられており、圧縮機の、又はガスタービンエンジンの内部の圧縮機のうちの 1 つの回転速度 (n) を測定する。圧縮機排出圧力 (P_{cd}) の所定の圧力目標値は、吸入空気の温度の関数であるだけでなく、エンジンの回転速度 (n) の関数でもある。ロータシャフト速度測定装置 11 は、失速及びサージ限界に関する圧縮機運転箇所を最適化するために、送電網周波数低下及びその他の周波数不安定の間にも、可変翼位置の精密な制御を許容する。

【0052】

全ての測定装置は、図 1 に点線で示されているように配線を介して制御システム 10 に接続されているが、測定信号及び／又は制御信号のワイヤレスの伝達も可能である。

【0053】

運転中、吸気マニホールド 4 に進入する周囲空気は、圧縮機へ案内され、圧縮機 5 に進入する時に可変翼 8 を横切り、この後圧縮機の回転翼列に進入する。空気は圧縮機において圧縮され、燃焼器 6 に進入し、燃焼器 6 において空気は燃料と混合され、燃焼が行われる。燃焼器 6 によって発生された排気ガスは、高圧及び高温でタービン 7 に進入し、タービン 7 において膨張させられ、最後に排気部を通じてタービン 7 から排出され、排気部の下流には熱回収蒸気発生システムが配置されていてもよい。

【0054】

入口温度及びシャフト回転速度に依存する、圧縮機排出圧力 (P_{cd}) 又は可変翼 8 の下流の別の圧力の目標スケジュールは、ベース負荷におけるユニットの運転及びガスタービンエンジン 2 の高部分負荷運転のために、閉ループユニット 18 において実行される。

【0055】

可変翼アクチュエータへの命令は、滑らかな運転及び制御性を保証するために適切にフ

10

20

30

40

50

ィルタリングされる。

【0056】

目標スケジュールは、ガスタービン構成部材の運転上の限界、例えば：タービン出口流限界、発電機電力出力、シャフトトレーンに沿った継手における機械的トルク、燃焼器の内部における燃料空気比、圧縮機の圧縮比、ガスタービンケーシングの内部の絶対圧力等、を考慮するように決定される。

【0057】

制御システム10は、特定の燃料組成から独立して作用する。

【0058】

ガスタービンエンジンシステム1は、ベース負荷及び高部分負荷運転において、主供給源からの燃料の変化する組成において、安定したガスタービンサイクルと、電力出力及び効率の形式の最適な性能とを保証するために有効である。したがって、本発明は、時間が経過するに従って予測不可能な組成変動を特徴とする燃料を用いた運転において、特に主燃料として溶鉱炉ガスを用いる又は低位発熱量の低い平均値又はその組成における H_2 及びCOの高い可変の量を特徴とするその他の燃料を用いる用途において、1つのガスタービン構成部材の最適なサイジングに関連したより高い平均電力出力及び／又はより低いコストを提供する。本発明による制御が用いられる場合、燃料の組成及び／又はエネルギー量の変化を補償するために燃料のこのような複雑な混合は必要とされない。

【0059】

制御装置10は、極端な条件（この場合、圧力、温度、燃料組成、送電網周波数等のパラメータが考慮される）だけでなく、通常条件においてもガスタービンエンジン2を制御することができ、燃料組成が、設計条件のために使用される元の組成と異なるいかなる場合にも、電力出力及び効率に関して最適な性能を許容する。

【0060】

異なる組成及びエネルギー量の燃料に対する公差は、効率等に損傷効果を与えることなく著しく増大されることができる。提案された制御スキームを使用することは、燃料の設計組成のために規定された範囲から外れて変動する燃料組成の使用を許容する。制御システム10は、これを間接的にかつ自動的に検出し、可変翼8の設定を再規定し、可変翼設定の手動による再規定は行われない。

【0061】

測定された圧力及び／又は温度値をしきい値と比較し、しきい値と測定値との差が、所定の遅れ時間よりも長い間所定の制御から外れたならば保護作用を開始する、保護システムが実現されてもよい。このような保護システムは、ガスタービンの損傷につながる恐れがある大きな異常な燃料組成変動に対する保護を提供することができる。保護システムは、燃料制御弁又は遮断弁と協働して、測定された圧力又は圧力比と、目標の圧力又は圧力比との間の検出された誤差に比例して、前記弁を閉鎖するか又は前記弁を中間位置へ動かすエレメントとして、及び／又は圧縮機の可変翼の迅速な閉鎖として実現されてよい。

【0062】

制御システム10は、直接的な又は間接的な測定（すなわち、その他のパラメータ測定の間接的な測定に基づく計算）に基づいて、燃料質量流の制御のためのシステムと組み合わせて作動する。このような制御は、例えば、タービンの入口又は出口における温度に基づいてよく、基本的にタービンの入口又は出口における温度の所定の目標値に達した時に燃料の量を制限する。

【0063】

このような組合せは、サイクル圧力とタービン温度とが同時に制御される最適な構成を提供し、全体的な寿命を改善する。このような組合せは、タービン入口の温度の計算に基づく燃料質量流制御ループの精度に好ましい影響を与える。

【0064】

制御システム10は、付加的に、ガスクロマトグラフによって又は燃料組成の測定のためのあらゆるその他の装置によって、目標スケジュール、所定の目標圧力又は新たな所定

10

20

30

40

50

の目標圧力の精密な調整のために、燃料組成についての定期的な更新された情報を受け取って考慮してもよいが、これは必要であるわけではない。ガスクロマトグラフ、又は燃料組成の測定のためのあらゆるその他の装置は、制御動作におけるより一層高い精度を提供する。

【0065】

溶鉱炉ガス又はコークス炉ガス又はこれらの混合物又は $H_2 > 1\%$ モルの水素含有量を有するあらゆるガスが、ガスタービンエンジンシステム1における燃料として使用されることができる。

【0066】

図2は、一定のシャフト回転速度における、圧縮機入口温度に対する圧縮機排出圧力の目標スケジュールの慣用の例である。

10

【0067】

図3は、燃料組成（低位発熱量）に関する（圧縮機マップにおける）エンジン作動線の位置の感度を示している。縦軸は圧縮機の圧力比であり、横軸は圧縮機入口の換算質量流であり、パラメータは燃料の低位発熱量（LHV）である。真っ直ぐな実線は、標準的な燃料組成のためのエンジン作動線を示しており、この標準的な燃料組成のために一般的な運転スキームが設計されている。慣用の制御方法（図3a）と、本発明による制御方法（図3b）との比較は、本発明による制御の場合における作動線が、本質的にもはや燃料組成に依存しないならば、著しくより低くなっていることを示している。言い換えれば、作動線は、燃料組成に著しく依存しなくなる。対応して、本発明によるプロセスは、エンジン作動線をより安定した位置において制御することを許容し、燃料組成変動の効果を広範囲に補償する。この燃料組成変動は、より低いLHVを備えた燃料の場合に作動線を上昇させる傾向があり、より高いLHVの場合には逆になる。標準的な制御の場合のエンジン作動線の移動は、圧縮機の最適でない条件における運転につながり、ひいては圧縮機の効率を低下させ、潜在的に、サージ線に極めて近づく。本発明は、制御を維持し、これらの問題の回避を許容する。

20

【0068】

図4は、燃料組成（低位発熱量、LHV）に関するタービン排気還元質量流の感度を示している。縦軸はタービン排気還元質量流であり、横軸は圧縮機入口温度（周囲温度）であり、パラメータは燃料の低位発熱量（LHV）である。慣用の制御方法（図4a）と、本発明による制御方法（図4b）との比較は、本発明が、タービン排気還元質量流作動線をより安定した位置において制御することを許容し、燃料組成変動の効果を広範囲に補償することを示している。燃料組成変動は、より低いLHVを有する燃料の場合に排気還元質量流を上昇させる傾向があり、より高いLHVの場合には逆である。排気還元質量流の増大は、最終タービン段における流速の増大に対応し、このこと自体は、空気力学的不安定性及び翼における過剰な負荷につながる。

30

【0069】

図5は、燃料組成（低位発熱量、LHV）に関する圧縮機排気温度の感度を示している。縦軸は圧縮機排気温度であり、横軸は圧縮機入口温度（周囲温度）であり、パラメータは燃料の低位発熱量（LHV）である。慣用の制御方法（図5a）と、本発明による制御方法（図5b）との比較は、再び、本発明は、特に高い周囲温度において、圧縮機出口温度作動線をより安定した値において制御することを許容し、燃料組成変動の効果を広範囲に補償することを示している。この燃料組成変動は、より低いLHVを備えた燃料の場合に圧縮機出口温度を上昇させる傾向があり、より高いLHVの場合には逆である。圧縮機出口温度の上昇は、動力及びタービン冷却空気のためのより高い温度につながり、これにより、部品の寿命を短縮する。

40

【0070】

図6は、燃料組成（低位発熱量、LHV）に関するガスタービンエンジン電力出力の感度の例である。縦軸はガスタービンエンジン電力出力であり、横軸は圧縮機入口温度（周囲温度）であり、パラメータは燃料の低位発熱量（LHV）である。慣用の制御方法（図

50

6 a) と、本発明による制御方法 (図 6 b) との比較は、再び、本発明は、特に低い周囲温度の場合に、電力出力作動線をより安定した値において制御することを許容し、燃料組成変動の効果を広範囲に補償することを示している。燃料組成変動は、より低い LHV を備えた燃料の場合に圧縮機出口温度を上昇させる傾向があり、より高い LHV の場合には逆である。電力出力の制御されない増大は、継手における過剰な応力につながり、ひいては部品の寿命を短縮する。

【0071】

燃焼器に関して又は燃焼器の内の 1 つに関して圧縮機入口空気の調整可能／制御可能なバイパスを提供することがさらに可能である。バイパス空気の量は概して燃焼考慮 (燃焼室内の火炎の位置、燃料空気比、バーナによる圧力損失) に基づいて、又はタービン冷却考慮に基づいて決定される。調整可能／制御可能なバイパスは、ガスタービンサイクル及びタービンが安定した最適な圧力比に維持されるように圧縮機入口空気の量を増減させることによってバイパス空気の変動を補償する。

10

【0072】

明らかに、本発明の多数の変更が前記説明を考慮して可能である。したがって、添付された請求項の範囲において、発明は、ここで特に説明されたもの以外の形式で実施される場合がある。

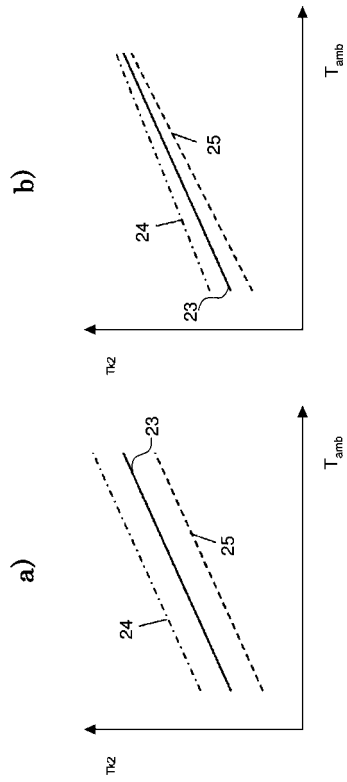
【符号の説明】

【0073】

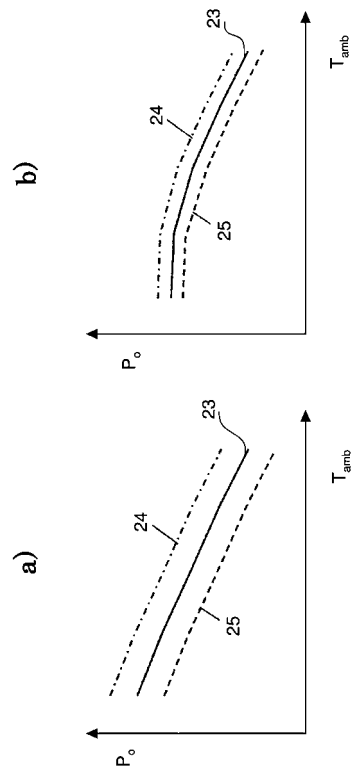
1 ガスタービンエンジンシステム、 2 ガスタービンエンジン、 3 発電機、
4 吸入マニホールドを備えた空気球入部、 5 圧縮機、 6 燃焼器、 7 タービン、
8 可変翼、 9 アクチュエータ、 10 制御システム、 11 ロータシャフト速度測定装置、
12 タービン排出温度測定装置、 13 圧力測定装置、 14 電力、 15 空気入口冷却装置、
16 シャフト、 17 周囲空気温度／圧縮機入口空気温度／タービンの内部の温度のための測定装置、 18 閉ループユニット、
19 吸入空気、 20 燃料、 21 排出空気、 22 サージ線、 23 設計燃料作動線、
24 低い低位加熱燃料ライン、 25 高い低位加熱燃料ライン

20

【図 5】



【図 6】



フロントページの続き

(74)代理人 100110593

弁理士 杉本 博司

(74)代理人 100112793

弁理士 高橋 佳大

(74)代理人 100128679

弁理士 星 公弘

(74)代理人 100135633

弁理士 二宮 浩康

(74)代理人 100114890

弁理士 アインゼル・フェリックス＝ラインハルト

(72)発明者 ジョヴァンニ カタルディ

スイス国 チューリヒ ニューレンベルクシュトラーク 2 1

(72)発明者 ダーヴィト ニコライ カウフマン

スイス国 ヌスバウメン フェルトシュトラーク 1 1

【外国語明細書】

Title of Invention

METHOD FOR THE CONTROL OF GAS TURBINE ENGINES

Detailed Explanation of the Invention

TECHNICAL FIELD

The present invention relates to a method for operating a gas turbine engine system under base-load and/or a high part load conditions as well as to gas turbine engine systems for implementing such a method and to uses of such gas turbine engine systems.

PRIOR ART

The axial compressors of modern heavy duty Gas turbine engine are usually equipped with one or more rows of variable vanes. One known problem with axial flow compressors is so-called stall or surge, which can occur when pressure, velocity and/or rotational speed relationship of the compressor are disturbed or unmatched so that the compressor is operating outside its design characteristics. Stall or surge is a breakdown of the smooth pattern of flow through the compressor into violent turbulence, a stall referring to a breakdown in flow in only some of the stages of a multi-stage compressor and a surge generally referring to a complete breakdown of smooth air flow through the compressor.

Variable vanes allow a smooth control of the compressor inlet air mass flow while maintaining high aerodynamic efficiency of the axial compressor and sufficient margin to compressor stall and surge limits.

The variable vanes give a predetermined degree of whirl to the air passing to the rotor blades immediately downstream thereof and ensure that air is delivered to the rotor blades at the correct velocity and angle depending on the various conditions existing in the compressor. The control of the compressor inlet mass flow by varying the angle of variable vanes is used within the engine operation concept as a mean of regulating the power output while maintaining both high $m_{\text{fuel}}/m_{\text{air}}$ ratio (wherein m is mass per unit time) and high turbine inlet air temperature, consequently both a stable combustion and an optimal cycle thermal efficiency also during part load operation.

Most gas turbine engines operate with natural gas or diesel oil as main fuels and are therefore characterized by very small fuel air ratios $m_{\text{fuel}}/m_{\text{air}}$ ratio generally in the range of 1/60 to 1/20. Thus the fuel mass flow is relatively small in comparison to the air mass flow and, for a given value of m_{air} , the normal variations of the fuel composition (generally $\pm 5\%$ in energetic input, and consequently $\sim \pm 5\%$ in m_{fuel}) have little impact on the gas turbine cycle pressure ratio, on the turbine inlet and exhaust reduced mass flows, and on the position of the engine operating line within the compressor map.

Mainly for this reason, the currently established methods of control of gas turbine engine systems for base load operation are basically characterized by the definition of a base load variable vanes position, which is achieved and maintained at base load operation and this independently of the particular fuel composition and fuel mass flow. Such base load variable vanes position is typically a fully open position or an almost open position, which allows maximum inlet air mass flow and leads to maximum gas turbine power output, and this control position of the variable vanes typically corresponds to the compressor design condition at which maximum aerodynamic efficiency is achieved.

On the top of the above-mentioned known methods of control of gas turbine engine systems, other limiters or controls can be superimposed for operation at very low or very high ambient temperature.

A maximum pressure limit can be specified for the compressor discharge pressure in order to avoid exceeding the engine casing design limit in case of operation at very low ambient temperature.

A maximum temperature limit can be specified for the compressor discharge temperature in order to avoid exceeding the rotor design limit in case of operation at very high ambient temperature.

In both cases, the compressor variable vanes will be commanded to close in case the limit is exceeded.

In both the cases, the limiters act only under extreme conditions, while under normal conditions the cycle pressure ratio is free to vary as a result of fuel composition and fuel mass flow variations.

Several methods have been disclosed for the purpose of surgical avoidance, so US 4,252,498 discloses a control system for a multi-stage axial flow compressor of a gas turbine engine. The control system embraces a stage of variable angle guide vanes, a first detector adapted to detect a first pressure in the compressor which is influenced by the

vane angular setting, and a second detector adapted to detect a second pressure independent of the vane setting but bearing a functional relationship to the rotational speed of a compressor of the engine. A control unit is adapted to use the pressures detected by the detectors to cause an actuation mechanism to adjust the angular setting of the guide vanes in a predetermined manner dependent upon the ratio of the second pressure to the first pressure.

US 2003/011199 discloses a method for controlling variable inlet and stator vanes of a heavy-duty gas turbine electrical power generator compressor component upon occurrence of power grid under-frequency events. Variable inlet guide vanes and the front four variable stator vanes of the compressor are ganged together by means of a common actuation mechanism. Altering the angle of the ganged vanes changes the overall airflow consumption of the compressor and affects the amount of turbine output power produced. Predetermined operational schedules for varying the angular position of the stator vanes in accordance with compressor speed are defined for both nominal and under-frequency operating conditions to ensure optimum compressor efficiency without violating minimum safe compressor surge margin criteria. During a power grid under-frequency event, the variable stator vanes of the compressor are operated in a manner that provides a smooth transition from the predetermined nominal operational schedule to the predetermined under-frequency operational schedule.

The energy content of the fuel used for the operation of a gas turbine indirectly also influences the compressor conditions. Indeed if a gas turbine is used to burn fuels with low energetic content, the fuel-air ratio starts being higher than in the normal cases such as when natural gas or diesel oil is used. Typical values are $m_{\text{fuel}}/m_{\text{air}} > 1/20$ or even close to 1. In these cases, variation of the fuel compositions in the order of $\pm 5\%$ of the energetic input have a remarkable impact on the gas turbine cycle pressure ratio, on the turbine inlet and exhaust reduced mass flows, and on the position of the engine operating line within the compressor map.

This is also true for fuels with rather high energetic content, but characterized by a variable amount of H_2 and CO . H_2 and CO , respectively, during their combustion generate a very high amount or no amount of water, H_2O , that is extreme cases with respect to normal hydrocarbons present in the natural gas (like methane CH_4). This has a significant impact on the density of the gases entering the turbine (at a given firing temperature and amount of compressor inlet air) and consequently on the turbine inlet pressure and the cycle

pressure ratio.

Several methods are known for the purpose of controlling the energy content of a fuel used in a gas turbine e.g. by mixing a fuel from the main source (usually a low energetic fuel or a fuel with high variations in energetic content) with a correspondingly, usually small portion of a normally more energetic backup fuel with constant energetic level (usually natural gas) so that the final composition is more or less stable in terms of its energetic input. However the means to be provided for such a stabilization of the energy content of the fuel are undesirable as being complicated and costly.

Presently the common approach for handling large fuel composition variations in all known control methods is that of specifying a conservative setting for the base load variable vanes position which is valid and safe for all types of fuels, i.e. normally including the less energetic fuel with highest water content which is generally used for the design.

Various problems are associated with this approach, so e.g. that the gas turbine engine is controlled below its real possibilities, resulting in lower power output anytime the fuel composition differs from the extreme one used for design. Another problem is that if the actual fuel composition varies outside the range used for design, the known control systems are not able to detect it automatically, but a detailed analysis is conducted by specialized personnel through gas chromatography, analyzing the actual fuel composition which necessitates the shut down of the gas turbine and a redefinition of variable vanes settings manually.

SUMMARY OF THE INVENTION

The present invention relates to a method for operating a gas turbine engine system under baseload and/or a high part load conditions, said gas turbine engine system comprising a gas turbine engine with at least one compressor with at least one row of adjustable variable vanes for control of the inlet air mass flow; at least one combustor; and at least one turbine. According to this method, a control system, on the basis of and as a function of at least one measured temperature value (e.g. T_{amb}) measured upstream of the compressor or a measurable quantity directly functionally related thereto, controls the position of the variable vanes such that at least one measured pressure value (e.g. P_{cd}) varying with the angular position of the variable vanes is at a predefined target pressure which is a function of said first temperature (e.g. T_{amb}).

The invention provides higher average power output and/or lower costs associated to the

optimal sizing of the single gas turbine components in applications with fuel characterized by non-predictable composition variations over time and in particular in applications with blast furnace gas as main fuel or with other fuels characterized by a low average value of the lower heating value or high and variable amount of H_2 and CO in their composition. If the present invention is employed, there is no need for complicated mixing of fuels in order to establish a constant energy content of the fuel. indeed it was surprisingly found that a control of the measured pressure downstream of the row of variable vanes which is essentially independent of the fuel used is possible if the measured pressure downstream of the row of variable vanes is controlled to a target pressure value based on a temperature upstream of the compressor.

Using the control method according to the present invention, even if the used fuel composition varies outside the range used for design composition for the fuel, this control system will detect it automatically, it will automatically redefine variable vanes setting after analyzing results and no manual redefinition of the variable vanes setting is required after the shutdown of the gas turbine engine. So essentially the control system acts independently of the particular fuel composition but it takes it indirectly into account without necessitating the determination of the fuel composition.

The purpose of the invention is to achieve a gas turbine engine system for operation in multiple applications for ensuring stable gas turbine cycle and optimal performance in form of power output and efficiency under varying composition of the fuel from the main source at both base load and high part load operation.

Another purpose of this invention is to provide a gas turbine engine system, which ensures safe operations of the gas turbine components and all other equipments at the gas turbine interfaces under extreme boundary conditions leading to operational limits like cold or hot ambient temperature, under frequency or over frequency in electrical grid etc.

Yet another purpose of this invention is to achieve a gas turbine engine system, which allows operating with an optimal positioning of the engine operating line with the target of avoiding too fast aging of rotor shaft, turbine and other gas turbine components as well as for the equipment like heat recovery steam generator, fuel compressor etc. at the interface of the gas turbine.

The gas turbine engine can be a part of a mechanical shaft train, which in its simplest arrangement, also includes an electrical generator and, in more complex arrangement, can also include one or more fuel gas compressor and one or more steam turbine, wherein said

electrical generator being connected to an open or to an isolated electrical grid.

According to a first preferred embodiment of the method according to the invention, the control system, on the basis of and as a function of at least one measured temperature value measured upstream of the compressor or a measurable quantity directly functionally related thereto, as well as a function of a measured speed of rotation of a shaft of a gas turbine engine (typically the common shaft of the turbine and the compressor and optionally of the generator) or a measurable quantity directly functionally related thereto, controls the position of the variable vanes such that at least one measured pressure value varying with the angular position of the variable vanes is at a predefined target pressure which is a function of said first temperature as well as said speed of rotation. Again it was found unexpectedly that if the basis of the target value for the pressure is the measured temperature value upstream of the compressor in combination with the shaft speed of rotation, even less dependence of the operating line on the fuel composition is possible. So the additional measurement of shaft speed allows a finer control of the variable vanes position during periods in which the frequency of the electrical grid is too low or too high in view of optimizing the compressor operating point with respect to stall and surge limits. The present invention is suitable for compressor with different aerodynamic designs as depending on the particular compressor design variable vanes can be kept at constant position or compressor inlet airflow can be reduced during under frequency events in the electrical grid.

Preferably, the control can be effected by comparing said measured pressure value with a predefined target pressure, wherein the target pressure is calculated as a function of the measured speed of rotation of the shaft or a measurable quantity directly functionally related thereto, and/or as a function of at least one measured temperature value measured upstream of the compressor or a measurable quantity directly functionally related thereto, and wherein the control generates a command to an actuator for the movement of the variable vanes to increase the inlet air flow to the compressor by opening the variable vanes in case the measured pressure value is less than the predefined target pressure or to decrease the inlet air flow by closing the variable vanes in case the measured pressure value is larger than the predefined target pressure.

The measured temperature value is preferentially measured upstream of the compressor or a measurable quantity directly functionally related thereto is a temperature inside of the gas turbine air intake system, preferably the ambient air temperature or the compressor inlet air

temperature.

The measured pressure value varying with the angular position of the variable vanes is preferentially measured inside of the compressor downstream of the first row of variable vanes or downstream of several rows of variable vanes or in a plenum downstream of the compressor or in the combustor upstream of the turbine first blade row or downstream of the turbine.

According to a preferred embodiment, the control is a closed loop control .

Even more preferably, the predefined target pressure is a function of a turbine exhaust temperature, wherein preferably the turbine exhaust temperature is measured using one or a plurality of measuring points with a corresponding averaging scheme. The advantage of this additional measurement is to allow a finer control of the variable vanes position with respect to the turbine exhaust reduced mass flow and with respect to the mach numbers of the exhaust gas flow through the last turbine blade. As depending on the turbine last blade design, it might be advisable to reduce the compressor inlet airflow by closing the variable vanes in order to avoid too high mach numbers. The present invention also increases the lifetime for the last turbine stages and allows operation with an optimal positioning of the engine operating line with the target of avoiding too fast aging of rotor shaft, turbine and other gas turbine components as well as for the equipment like heat recovery steam generator, fuel compressor etc. at the interface of the gas turbine.

Said predefined target pressure can be a function of a second pressure value (e.g. P_{amb}) measured upstream of the compressor or downstream of the turbine outlet, wherein preferably control takes place by controlling the ratio of the measured pressure value (e.g. P_{cd}) with the second pressure value (P_{amb}) to a target pressure ratio. So the first pressure measurement is divided by a second pressure measurement which is lower than first pressure measurement, located upstream of the compressor inlet or downstream of the turbine outlet to obtain a new defined target pressure which is also a function of said first temperature. The new defined target pressure is a function of said first temperature and ratio of first pressure measurement and second pressure measurement for better control of said gas turbine engine system. This extends the operation range with respect to stability of the air compressor in the gas turbine engine, and also higher stability and performance optimization for areas with frequent ambient pressure variations are possible. The installation of second pressure measurement at the inlet of the compressor or at the outlet of the turbine, give focus respectively on the compressor or on the turbine flow stability is

also advantageous.

The control can, according to a further embodiment of the invention, be carried out in combination with a control of the fuel mass flow, the latter preferably being based on direct or indirect measurement of the turbine inlet or outlet temperature, limiting the amount of fuel based on predefined target values of turbine inlet or outlet temperature.

The present invention further relates to a gas turbine engine system for the implementation of a method as described above, said gas turbine engine system comprising a gas turbine engine with at least one compressor with at least one row of adjustable variable vanes for control of the inlet air mass flow, at least one combustor, at least one turbine, and a control system, as well as at least one temperature measurement device for the measurement of a temperature upstream of the compressor or a measurable quantity directly functionally related thereto, and a measurement device measuring a pressure value varying with the angular position of the variable vanes is at a predefined target pressure which is a function of said first temperature as well as preferably a further measurement device measuring the rotor shaft speed, said control system controlling the pressure value to a predetermined pressure value as a function of temperature and/or rotor shaft speed.

Such a gas turbine engine system may further comprise an adjustable/controllable by-pass of the compressor inlet air across one or more combustors.

It may in addition to that or in the alternative further comprise an air inlet cooling device preferably based on water spray upstream of the compressor inlet, and wherein the control of the inlet cooling device is taken into account in the control system for controlling the pressure value.

Furthermore, an air inlet cooling device can be located between two consecutive compressor stages or between two consecutive compressors.

According to a preferred embodiment of the gas turbine engine system it further comprises fuel composition detection elements, and wherein said control system is adapted to receive regular updated information about fuel composition for fine tuning of the target schedules of predefined target pressure or new defined target pressure, preferably through a gas chromatograph or any other device for the measurement of the fuel composition.

Yet another preferred embodiment is characterised in that the gas turbine engine system further comprises a protective system which is adapted to, during base load and /or high part load operation, to compare measured value with defined target values and which initiates a protective action if the difference between target and measured values falls

outside a predefined control for longer than a predefined delay time, wherein preferably said protective action is comprising a closing of a fuel control valve or shut-off valve to a fully close position or to an intermediate predefined position or in a way proportional to the detected error between measured and target pressures or pressure ratios, and/or a fast closing of the compressor variable vanes.

Furthermore the present invention relates to the use or operation of a gas turbine engine system as described above with fuel of strongly varying composition and/or energy content, such as blast furnace gas or coke-oven gas or a mixture of the two or a gas with hydrogen content of $H_2 > 1\%$ mol as fuel.

Further embodiments of the invention are laid down in the dependent claims.

Preferred embodiments of the invention are described in the following with reference to the drawings, which are for the purpose of illustrating the present preferred embodiments of the invention and not for the purpose of limiting the same.

Brief Explanation of the Drawings

- Fig. 1 shows a diagram of a gas turbine engine system including a block diagram of the control system;
- Fig. 2 shows an example of target schedule of compressor discharge pressure versus compressor inlet temperature at constant shaft rotational speed;
- Fig. 3 shows in a) the sensitivity of the position of the engine operating line (in the compressor map) with respect to the fuel composition (lower heating value LHV) for a conventional control scheme and in b) for the control according to the invention;
- Fig. 4 shows in a) the sensitivity of the turbine exhaust reduced mass flow with respect to the fuel composition (lower heating value, LHV) for a conventional control scheme and in b) for the control according to the invention;
- Fig. 5 shows in a) the sensitivity of the compressor discharge temperature with respect to the fuel composition (lower heating value, LHV) for a conventional control scheme and in b) for the control according to the invention; and
- Fig. 6 shows in a) the sensitivity of the gas turbine engine power output with respect to the fuel composition (lower heating value, LHV) for a

conventional control scheme and in b) for the control according to the invention.

DESCRIPTION OF PREFERRED EMBODIMENTS

With reference to the attached drawings, a gas turbine engine system 1 and the corresponding control shall be described for operation in multiple applications. The proposed control is able to ensure stable gas turbine operation and optimum performance in form of power output and efficiency in particular under conditions of varying composition and/or energy content of the fuel at both base load and high part load operation.

In Fig 1 shows a gas turbine engine system 1 comprising a gas turbine engine 2, an electrical generator 3, an air intake with intake manifold 4, a compressor 5, a combustor 6 and a turbine 7. In Fig 1 the electrical generator 3, compressor 5 and turbine 7 are all three mounted on a single same shaft. The gas turbine engine 2 thus can be a part of a mechanical shaft train, which in its simplest arrangement, also includes an electrical generator and, in more complex arrangement, can also include one or more fuel gas compressor and one or more steam turbines, wherein said electrical generator can be connected to an open or to an isolated electrical grid. The combustor 6 is illustrated as a top-mounted Silo-type combustor, however also different combustor designs are possible in the context of the present invention. The compressor 5 has at least one row of variable vanes 8 to control the inlet airflow. Multiple rows of variable vanes can be present in the compressor 5. One row of variable vanes 8 is located typically upstream of the first row of rotating blades of the compressor 5. The variable vane row 8 can is typically provided at the inlet of the compressor 5 or it can be provided inside of compressor 5.

In Fig 1 further an air inlet cooling device 15 like an evaporative cooler, a fogging system or another device based on water spray upstream of the compressor inlet is also present. Alternatively of in addition also a cooling device can be located between two consecutive compressor stages or between two consecutive compressors (intercooling). The pre defined target pressure schedule can be made dependent on whether one or more of such cooling devices are active. Air cooling devices generally lead to a reduction of the compressor discharge temperature. In typical cooling airflow arrangements, the gas turbine engine rotor (rotors) is (are) exposed in its (their) hottest part to the compressor discharge temperature. In those cases where the predefined target pressure schedule (for operation

without air inlet cooling) are determined based on rotor temperature limitations, it is generally beneficial (in terms of power output) to specify dedicated higher schedules (more open variable vanes position and higher compressor inlet air flow) for operation with active air inlet cooling.

Fig. 1 also shows a control system 10 for such a gas turbine engine system with pressure measuring devices such as pressure taps 13, temperature measuring devices 17, at least one shaft rotation speed measuring device 11, with at least one actuator 9 for controlling and establishing the position of the variable vanes and at least one closed loop unit 18. The closed loop unit 18 receives input from the measurement devices, in particular from the measurements of the ambient air temperature and pressure (T_{amb} , P_{amb}) 17a, 13a, of the second exhaust gas temperature (T_{ex}), as well as of the shaft speed (n) and the compressor discharge pressure (P_{cd}). A variety of different mechanical, electrical, hydraulic or pneumatic systems can be used to carry out the function required of the control system 10. By “pressure tap”, as this term is used in this specification, is defined as a small hole in the body of pressurized devices used for the connection of pressure sensitive elements or pressure measuring devices for the measurement of pressures.

Using these status measurement values, the closed loop unit 18 controls the position of the variable vanes 8 in the compressor 5 via the actuator unit 9. In order to adjust the angles of the variable vanes 8, normally each row of variable vanes 8 is moved by an actuator 9 which normally includes a lever, a common unison ring, a bell crank lever and a ram. Each variable vane is connected via a lever to the common unison ring. The ring may be moved circumferentially by a bell crank lever, which is actuated by a pneumatic ram.

The control system 10 includes a closed loop unit 18 which generates a control signal for control of the actuator 9 of the variable vanes 8 so as to set their angle. The control is such that the measured compressor discharge pressure (P_{cd}) or another pressure downstream of the variable vanes 8 is controlled to match a target value according to a specified schedule. In this schedule the target value of the compressor discharge pressure (P_{cd}) is determined as a function of the measured inlet temperature (T_{amb}) and of the shaft rotational speed (n). If the measured compressor discharge pressure (P_{cd}) is lower than the defined target value, the variable vanes 8 are commanded to open with respect to the compressor inlet airflow and if it is higher than the defined target value, the variable vanes 8 are commanded to close with respect to the compressor inlet airflow vice versa.

Generally speaking, the pressure measurement devices or pressure taps 13 measure a

pressure at a position in the flow path, where the pressure varies as a function of the angular position of the variable vanes 8, so at a position where the local pressure is at least indirectly influenced by this angular position. In the above-mentioned case this pressure used for control of the variable vanes is the compressor discharge pressure (P_{cd}). Also possible is a pressure measurement taking place inside of the compressor 5 downstream of the first row or downstream of a set of rows of variable vanes 8 or a pressure measurement taking place in a plenum downstream of the compressor 5, or in the combustor 6 upstream of the turbine 7 first blade row, and even one located downstream of the turbine 7 outlet.

In addition to that the control may include a second measurement of the pressure of ambient air (P_{amb}), at the air intake manifold 4. So an additional second pressure measuring device (e.g. as part of or parallel to device 17) or pressure tap is possible measuring a pressure which is lower than the compressor discharge pressure (P_{cd}).

The control approach can then also be additionally based on the comparison of the ratio of the first pressure measurement to the second pressure measurement with a newly defined target pressure ratio, rather than simply comparing the first pressure measurement with a predefined target pressure.

One first temperature measurement device 17 measures the temperature T_{amb} at a position upstream of the compressor 5.

A second temperature measurement device 12 measures the turbine exhaust temperature. Further temperature measurement devices are possible, e.g. measuring compressor inlet air temperature or other temperature values inside of the turbine 7 air intake system. The turbine exhaust temperature measurement device 12 may comprise one or more measurement points.

In Fig. 1 a rotor shaft speed measurement device 11 is present, measuring the rotational speed (n) of the compressor or of one of the compressors inside of the gas turbine engine. The predefined pressure target value of the compressor discharge pressure (P_{cd}) is a function not only of the temperature of the air intake, but also of the speed of rotation (n) of the engine. The rotor shaft speed measurement device 11 allows a fine control of the variable vane position also during electrical grid frequency drops and other frequency instabilities, so as to optimize the compressor operating point with respect to stall and surge limits.

All measurement devices are connected to the control system 10 through wiring as shown through dotted lines in Fig 1, however also wireless transmission of the measurement

and/or control signals is possible.

During operation, ambient air enters the air intake manifold 4 is guided thereby to the compressor 5, and crosses the variable vanes 8 at the entry of the compressor 5 and before entering the rotating blade rows of the compressor. The air is compressed in the compressor and enters the combustor 6, where it is mixed with fuel and the combustion takes place. The exhaust gas produced by the combustor 6, enters the turbine 7 at high pressure and high temperature, is expanded in the turbine 7, and finally leaves the turbine 7 through exhaust, downstream of which a heat recovery steam generation system may be located.

A target schedule of compressor discharge pressure (P_{cd}) or another pressure downstream of the variable vanes 8 depending on inlet temperature and shaft rotational speed is implemented in the closed loop unit 18 for operation of the unit at base load and high part load operation of the gas turbine engine 2.

The command to the variable vanes actuators is properly filtered to ensure smooth operation and controllability.

The target schedule is specified so to take into account the operational limits of the gas turbine components e.g.: turbine outlet flow limits, generator power output, mechanical torque at the couplings along the shaft train, fuel/air ratios inside of the combustor, compressor pressure ratio, absolute pressure inside of the gas turbine casing, etc.

The control system 10 acts independently of the particular fuel composition.

The gas turbine engine system 1 is effective in ensuring a stable gas turbine cycle and an optimal performance in form of power output and efficiency under varying composition of the fuel from the main source at both base load and high part load operation. The invention therefore provides a higher average power output and/or lower costs associated to the optimum sizing of the single gas turbine components in operations with fuel characterized by non-predictable composition variations over time and in particular in applications with blast furnace gas as main fuel or with other fuels characterized by a low average value of the lower heating value or high and variable amount of H_2 and CO in their composition. When the control according to the present invention is employed, there is no need for such complicated mixing of fuels in order to compensate for changes in the composition and/or energy content of fuel.

The control system 10, can control the gas turbine engine 2 not only under extreme conditions (in this case parameters like pressure, temperature, fuel composition, grid

frequency etc are taken), but also under normal conditions and allows for optimum performance in term of power output and efficiency anytime the fuel composition differs from the original composition used for design conditions.

The tolerance to fuel of different composition and energy content can be considerably increased without detrimental effect on efficiency etc. Using the proposed control scheme even allows the use of fuel compositions, which vary outside the range defined for the design composition for the fuel. The control system 10 will detect it indirectly and automatically, redefines the variable vane 8 setting and no manual redefinition of the variable vane settings.

A protective system may also be implemented, which compares measured pressure and/or temperature values with threshold values, and which initiates a protective action if the difference between threshold and measured values falls outside a predefined control for longer than a predefined delay time. Such a protective system can provide protection against big and abnormal fuel composition variations, which may lead to a damage of the gas turbine. It may be implemented as an element interacting with the fuel control valve or shut-off valve to close it or to bring it to an intermediate position e.g. in a way proportional to the detected error between measured and target pressures or pressure ratios, and/or a fast closing of the compressor variable vanes.

The control system 10 operates in combination with a system for control of the fuel mass flow based on direct or indirect measurement (i.e. calculation based on direct measurement of other parameters measurement). Such control may e.g. be based on the turbine inlet or outlet temperature basically limiting the amount of fuel upon reaching predefined target values in turbine inlet or outlet temperature.

Such combination gives an optimal configuration where simultaneously both cycle pressure and turbine temperatures are controlled with an overall improvement of lifetime. It also has a positive impact on the accuracy of fuel mass flow control loops based on turbine inlet temperature calculation.

The control system 10, though this is not necessary, may additionally receive and take into account regular updated information about fuel composition for fine tuning of the target schedules predefined target pressure or new defined target pressure through a gas chromatograph or any other device for the measurement of the fuel composition. Use of a gas chromatograph or any other device for the measurement of the fuel composition gives even higher accuracy in the control action.

Furnace gas or coke-oven gas or a mixture of the two or any gas with hydrogen content of $H_2 > 1\%$ mol can be used as fuel in gas turbine engine system 1.

Fig. 2 is a conventional example of a target schedule of compressor discharge pressure versus compressor inlet temperature at constant shaft rotational speed

Fig. 3 shows the sensitivity of the position of the engine operating line (in the compressor map) with respect to the fuel composition (lower heating value LHV). The vertical axis is the compressor pressure ratio, the horizontal axis is the compressor inlet reduced mass flow, and the parameter is the fuel lower heating value (LHV). The solid straight line indicates the engine operating line for the standard fuel composition for which the general operation scheme is designed. The comparison of the conventional control method (Fig. 3a) with the control method according to the invention of (Fig. 3b) shows that the operating line in case of the control according to the invention is much less if not essentially not dependent anymore on the fuel composition.. In other words the operating line is much less dependent on the fuel composition. Correspondingly, the process according to the invention allows controlling the engine operating line in a more stable position, compensating to a large extent the effects of the fuel composition variation that would tend to increase the operating line in case of fuels with lower LHV, and vice versa for higher LHV. The movement of the engine operating line in case of the standard control leads the compressor to operation in non-optimal conditions, thus reducing its efficiency, potentially coming too close to the surge lines. The invention allows keeping control and avoiding of these issues.

Fig. 4 illustrates the sensitivity of the turbine exhaust reduced mass flow as a function of the fuel composition (lower heating value, LHV). The vertical axis is the turbine exhaust reduced mass flow, the horizontal axis is the compressor inlet temperature (ambient temperature), and the parameter is the fuel lower heating value (LHV). The comparison of the conventional control method (Fig. 4a) with the control method according to the invention of (Fig. 4b) shows again that the invention allows controlling the turbine exhaust reduced mass flow operating line in a more stable position, compensating to a large extent the effects of the fuel composition variation, that would tend to increase the exhaust reduced mass flow in case of fuels with lower LHV, and vice versa for higher LHV. The increase of exhaust reduced mass flow corresponds to an increase of the flow speed in the last turbine stages, which in its turn might lead to aerodynamic instability and excessive load on the blades.

Fig. 5 shows the sensitivity of the compressor discharge temperature as a function of the fuel composition (lower heating value, LHV). The vertical axis is the compressor discharge temperature, the horizontal axis is the compressor inlet temperature (ambient temperature) and the parameter is the fuel lower heating value (LHV). The comparison of the conventional control method (Fig. 5a) with the control method according to the invention of (Fig. 5b) shows again that the invention allows controlling the compressor outlet temperature operating line at a more stable value, especially in case of high ambient temperature, compensating to a large extent the effects of the fuel composition variation that would tend to increase the compressor outlet temperature in case of fuels with lower LHV, and vice versa for higher LHV. The increase of compressor outlet temperature leads to higher temperature for the rotor and turbine cooling air, thus reducing the lifetime of the parts.

Fig. 6 is an example of sensitivity of the gas turbine engine power output with respect to the fuel composition (lower heating value, LHV). The vertical axis is the gas turbine engine power output, the horizontal axis is the compressor inlet temperature (ambient temperature), and the parameter is the fuel lower heating value (LHV). The comparison of the conventional control method (Fig. 6a) with the control method according to the invention of (Fig. 6b) again shows that the invention allows controlling the power output operating line at a more stable value, especially in case of low ambient temperature, compensating to a large extent the effects of the fuel composition variation that would tend to increase the compressor outlet temperature in case of fuels with lower LHV, and vice versa for higher LHV. The uncontrolled increase of power output might lead to excessive stresses at the couplings, thus reducing the lifetime of the parts.

It is further possible to provide an adjustable/controllable by-pass of the compressor inlet air with respect to the combustor or to one of the combustors is present. The amount of by-pass air is generally determined based on combustion consideration (position of the flame within the combustion chamber, ratio between fuel and air, pressure loss through the burner(s)) or based on turbine cooling considerations. The adjustable/controllable by-pass compensates the variation of by-pass air by increasing or decreasing the amount of compressor inlet air in such a way that the gas turbine cycle and the turbine is maintained at a stable optimal pressure ratio.

Obviously, numerous modifications and variations of the present invention are possible in light of the above teachings. It is therefore to be understood that within the scope of the

appended claims, the invention may be practiced otherwise than as specifically described herein.

LIST OF REFERENCE SIGNS

1	gas turbine engine system		inside of the turbine
2	gas turbine engine	18	closed loop unit
3	electric generator	19	intake air
4	air intake with intake manifold	20	fuel
		21	exhaust air
5	compressor	22	surge line
6	combustor	23	design fuel operation line
7	turbine	24	low lower heating fuel line
8	variable vanes	25	high lower heating fuel line
9	actuator		
10	control system	T_{amb}	temperature of intake air
11	rotor shaft speed measurement device	T_{ci}	compressor inlet temperature
		P_{amb}	pressure of intake air
12	turbine exhaust temperature measurement device	P_{ci}	compressor intake pressure
		P_{cd}	compressor discharge pressure
13	pressure measurement device		
14	electric power	P_o	power
15	air inlet cooling device	T_{ex}	temperature of turbine exhaust air
16	shaft		
17	measurement device for ambient air temperature / compressor inlet air temperature / temperature	n	shaft speed
		π	compressor pressure ratio, P_{cd}/P_{ci}

Claims

1. Method for operating a gas turbine engine system (1) under baseload and/or a high part load conditions, said gas turbine engine system (1) comprising a gas turbine engine (2) with
 - at least one compressor (5) with at least one row of adjustable variable vanes (8) for control of the inlet air mass flow;
 - at least one combustor (6);
 - at least one turbine (7),wherein a control system (10), on the basis of and as a function of
 - at least one measured temperature value (T_{amb}) measured upstream of the compressor (5) or a measurable quantity directly functionally related thereto,controls the position of the variable vanes (8) such that at least one measured pressure value (P_{cd}) varying with the angular position of the variable vanes (8) is at a predefined target pressure which is a function of said first temperature (T_{amb}).
2. Method according to claim 1, wherein the control system (10), on the basis of and as a function of at least one measured temperature value (T_{amb}) measured upstream of the compressor (5) or a measurable quantity directly functionally related thereto, as well as a function of a measured speed of rotation (n) of a shaft of a gas turbine engine (2) or a measurable quantity directly functionally related thereto, controls the position of the variable vanes (8) such that at least one measured pressure value (P_{cd}) varying with the angular position of the variable vanes (8) is at a predefined target pressure which is a function of said first temperature (T_{amb}) as well as said speed of rotation (n)
3. Method according to any of the preceding claims, wherein said control is effected by comparing said measured pressure value (P_{cd}) with the predefined target pressure, wherein the target pressure is calculated as a function of the measured speed of rotation (n) of the shaft or a measurable quantity directly functionally related thereto, and/or as a function of at least one measured temperature value (T_{amb}) measured upstream of the compressor (5) or a measurable quantity directly

functionally related thereto, and wherein the control generates a command to an actuator for the movement of the variable vanes (8) to increase the inlet air flow to the compressor (5) by opening the variable vanes (8) in case the measured pressure value (P_{cd}) is less than the predefined target pressure or to decrease the inlet air flow by closing the variable vanes (8) in case the measured pressure value (P_{cd}) is larger than the predefined target pressure.

4. Method according to any of the preceding claims, wherein the measured temperature value (T_{amb}) measured upstream of the compressor (5) or a measurable quantity directly functionally related thereto is a temperature inside of the gas turbine air intake system, preferably the ambient air temperature or the compressor inlet air temperature.
5. Method according to any of the preceding claims, wherein the measured pressure value (P_{cd}) varying with the angular position of the variable vanes (8) is measured inside of the compressor (5) downstream of the first row of variable vanes (8) or downstream of several rows of variable vanes (8) or in a plenum downstream of the compressor or in the combustor upstream of the turbine first blade row or downstream of the turbine.
6. Method according to any of the preceding claims, wherein the control is a closed loop control.
7. Method according to any of the preceding claims, wherein said predefined target pressure is a function of a turbine exhaust temperature (T_{ex}), wherein preferably the turbine exhaust temperature is measured using one or a plurality of measuring points with a corresponding averaging scheme.
8. Method according to any of the preceding claims, wherein said predefined target pressure is a function of a second pressure value (P_{amb}) measured upstream of the compressor or downstream of the turbine outlet, wherein preferably control takes place by controlling the ratio of the measured pressure value (P_{cd}) with the second pressure value (P_{amb}) to a target pressure ratio.

9. Method according to any of the preceding claims, wherein the control is carried out in combination with a control of the fuel mass flow, the latter preferably being based on direct or indirect measurement of the turbine inlet or outlet temperature, limiting the amount of fuel based on predefined target values of turbine inlet or outlet temperature.
10. Gas turbine engine system (1) for the implementation of a method according to any of the preceding claims, comprising a gas turbine engine (2) with at least one compressor (5) with at least one row of adjustable variable vanes (8) for control of the inlet air mass flow, at least one combustor (6), at least one turbine (7), and a control system (10), as well as at least one temperature measurement device (17) for the measurement of a temperature (T_{amb}) upstream of the compressor (5) or a measurable quantity directly functionally related thereto, and a measurement device (17) measuring a pressure value (P_{cd}) varying with the angular position of the variable vanes (8) is at a predefined target pressure which is a function of said first temperature (T_{amb}) as well as preferably a further measurement device (11) measuring the rotor shaft speed (n), said control system controlling the pressure value (P_{cd}) to a predetermined pressure value as a function of temperature (T_{amb}) and/or rotor shaft speed (n).
11. Gas turbine engine system (1) according to claim 10, further comprising an adjustable/controllable by-pass of the compressor inlet air across one or more combustors.
12. Gas turbine engine system (1) according to any of claims 10 or 11, wherein it further comprises an air inlet cooling device preferably based on water spray upstream of the compressor inlet, and wherein the control of the inlet cooling device is taken into account in the control system (10) for controlling the pressure value (P_{cd}).
13. Gas turbine engine system(1) as claimed in claim 12, wherein, said air inlet cooling device is located between two consecutive compressor stages or between

two consecutive compressors.

14. Gas turbine engine system (1) as claimed in any of claims 10-13, wherein it further comprises fuel composition detection elements, and wherein said control system (10) is adapted to receive regular updated information about fuel composition for fine tuning of the target schedules of predefined target pressure or new defined target pressure, preferably through a gas chromatograph or any other device for the measurement of the fuel composition.
15. Gas turbine engine system (1) as claimed in any of claims 10-14, wherein it further comprises a protective system which is adapted to, during base load and /or high part load operation, to compare measured value with defined target values and which initiates a protective action if the difference between target and measured values falls outside a predefined control for longer than a predefined delay time, wherein preferably said protective action is comprising a closing of a fuel control valve or shut-off valve to a fully close position or to an intermediate predefined position or in a way proportional to the detected error between measured and target pressures or pressure ratios, and/or a fast closing of the compressor variable vanes.
16. Use of a gas turbine engine system according to any of the preceding claims 10-15, for the combustion of blast furnace gas or coke-oven gas or a mixture of the two or a gas with hydrogen content of $H_2 > 1\%$ mol as fuel.

Abstract

A method for operating a gas turbine engine system (1) under baseload and/or a high part load conditions is disclosed, said gas turbine engine system (1) comprising a gas turbine engine (2) with at least one compressor (5) with at least one row of adjustable variable vanes (8) for control of the inlet air mass flow; at least one combustor (6); at least one turbine (7). according to the invention, a control system (10), on the basis of and as a function of at least one measured temperature value (T_{amb}) measured upstream of the compressor (5) or a measurable quantity directly functionally related thereto, controls the position of the variable vanes (8) such that at least one measured pressure value (P_{cd}) varying with the angular position of the variable vanes (8) is at a predefined target pressure which is a function of said first temperature (T_{amb}).

(Fig. 1)

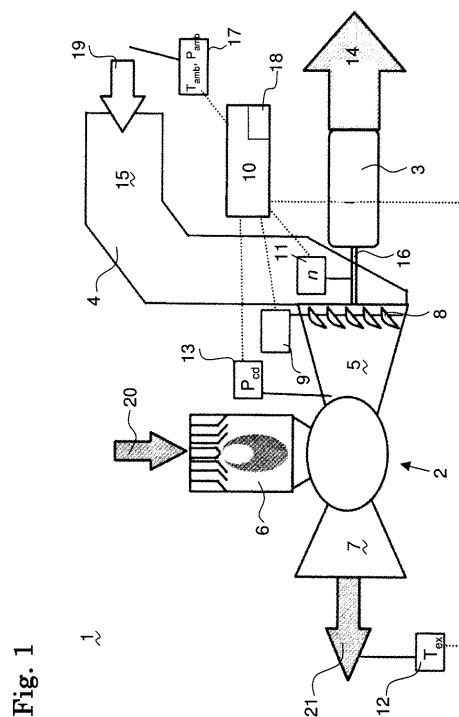


Fig. 2

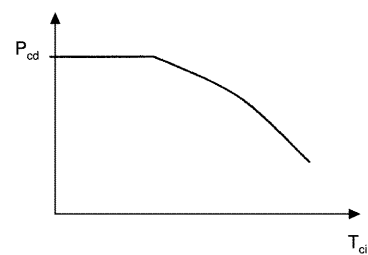


Fig. 3

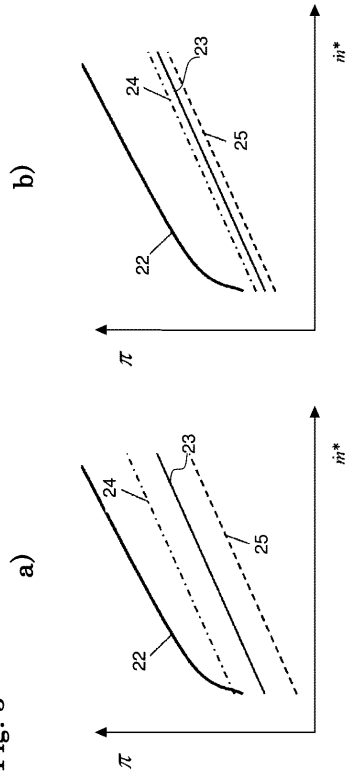


Fig. 4

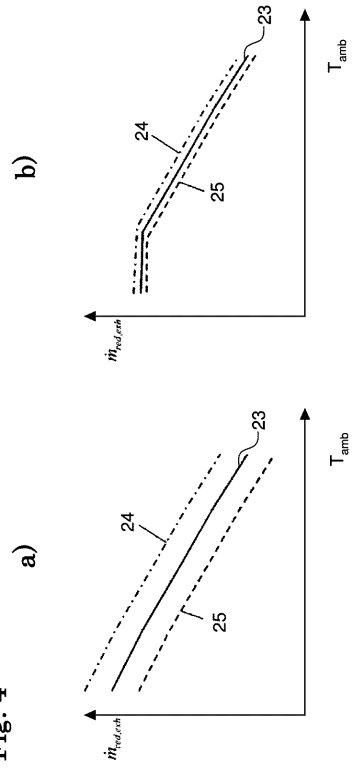


Fig. 5

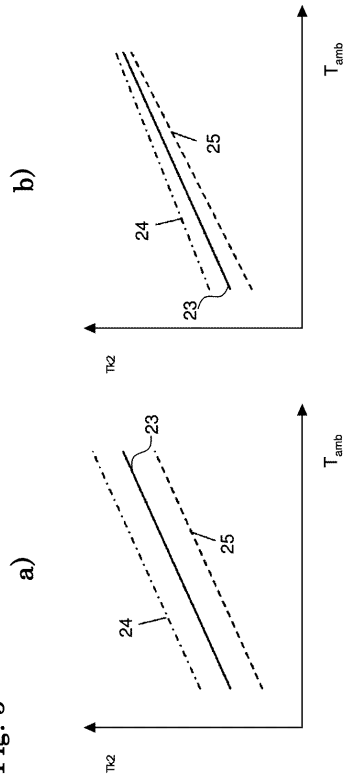


Fig. 6

