

発電用大型ガスタービン初段動翼の保全評価のための 温度解析に関する研究

学位論文内容の要旨

今日、火力発電において、LNG(Liquefied Natural Gas)を燃料とするガスタービン(以下 GT と記す)を用いた複合発電設備は、高効率かつ環境保全性に優れ、社会的な課題となっている CO₂削減への期待が大きい。また、運用性においては、起動停止が短時間でできるだけでなく、負荷調整にも容易に対応可能であることから、電気事業では重要な火力発電電源設備として位置づけられており、積極的に導入が図られている。電力自由化による競争の時代を迎え、ユーザとしての電気事業者の視点による設計、製造、運用、保守にまたがるトータルコストミニマムに向けた保全活動への取り組みが望まれる中、メーカーにとって重要な戦略商品である GT に関しては、機器設計情報や補修基準の根拠等は公開されない状況にある。

GT の中でも、燃焼器や動静翼など、高温部品と称される部品は、高温・高圧・高速流れ中の苛酷な環境での使用に耐えるよう、高い設計・製造技術が用いられるため、非常に高価である。しかしながら、運転中に生じる損傷劣化は激しく、補修・交換に要する保守コストの増大が問題となっており、当面、保守コスト低減に向けた合理的な保守判断基準や寿命評価技術の確立が期待されている。850℃を超える部品の使用温度域を考慮すると、±20℃の推定誤差で、材料のクリープ破断寿命は2倍も変化してしまう。したがって、寿命評価精度の鍵を握るのは温度推定精度であるといっても過言ではない。しかし、部品の材料組織観察からの温度推定では、運転中の平均的な温度が求められるのみで、温度履歴による影響等は把握できない。また、商用運転中の実機部品に直接センサーを取り付けての温度計測は、技術的にも困難を極めるだけでなく、センサー脱落等による GT 本体への影響を考慮すると、積極的には進められていない。以上の状況から、近年の計算機性能の向上による CFD (Computational Fluid Dynamics) 技術の進展より、数値解析的な手法による高精度な温度推定への期待が高まっている。

本研究の目的は、寿命評価技術の確立を目標として、当面、保守コスト低減効果の大きい初段動翼を対象に、CFD と伝熱流動実験を基軸とする、寿命評価に供するに実用上十分な精度の翼温度分布推定数値解析技術を開発することである。本研究では、翼周り流れ場/温度場、翼構造材熱伝導、翼内部冷却すべてを連成させて、翼を取り巻く熱流動場全体を解くことで翼温度分布を推定する、連成伝熱解析手法を構築する。

はじめに、翼内部の冷却構造が単純な 1100℃級ガスタービン初段動翼を対象に、2次元感度解析により、翼温度への影響因子の把握を目的に、翼温度の感度解析を実施した。実機動翼で予想される翼前縁からの乱流熱伝達を考慮して感度解析を行った結果、燃焼ガス温度、冷却空

気流量、冷却空気孔の閉塞は翼温度に大きな影響を及ぼす因子であること、ならびに翼の温度上昇要因の違いによって翼温度分布に明確な違いが生じることを明らかにした。その結果を踏まえ、定格運転条件における 3 次元定常解析を行い、冷却空気と翼構造材の熱交換、翼端からの冷却空気の流出などを解析手法に取り込むことにより翼温度を求めた。得られた翼表面温度分布は、実機使用済み動翼表面の変色状況と比較して、妥当な解が得られたと判断するとともに、2 次元解析結果との比較により、寿命評価の観点からは、3 次元解析が不可欠であることを示した。また、翼の熱疲労損傷を評価するために不可欠であるが公表例のない、起動過程／停止過程／緊急停止過程における翼温度分布の 3 次元過渡解析を行った。過渡変化する境界条件は、実機プラントの DSS(Daily Start and Shutdown)運用における起動過程／停止過程、および緊急停止過程の運転曲線を模擬した。解析結果より、ガスタービンの起動過程／停止過程を含む、定格負荷から 50%負荷までの通常運転される条件の範囲では、翼の熱流動状態の変化は小さく、翼温度分布は相似となることを示した。一方、無負荷および負荷 50%以下の運転では、翼構造材部における熱伝導の非定常性が翼温度分布に影響を及ぼし、翼前縁部および翼後縁部は顕著な温度変化を伴うこと、特に緊急停止過程では、翼前縁部に著しい温度低下が生じることなどを明らかにした。

今日では、LNG 複合発電設備容量の約 70%を占めるのは 1300℃級 GT を用いたプラントである。翼内部には、冷却空気の乱流促進のためのリブが設置されるなど、複雑な冷却構造を有する 1300℃級初段動翼を対象に、構築した手法を拡張した。温度解析精度の鍵を握るのは、内部冷却モデルの高精度化にあり、まず、翼内部冷却構造を模擬した片面加熱リブ付き直管流路を対象に、実機動翼の内部冷却空気流路で想定されるレイノルズ数 10^5 オーダーの流れ場に対して、k-ε モデルと LES (Large Eddy Simulation) モデルを適用し、熱流動解析を行った。LES による解析結果は、流れ場、温度場とも実験結果と比較的良く合致したが、k-ε モデルによる解析では、リブ自身の熱伝達率が過剰に見積もられたほか、リブ直前位置での熱伝達率上

昇を予測できなかった。実機定格運転条件に相当する熱負荷条件での翼温度を推定した場合、k-ε モデルによる推定値は LES モデルによる翼温度推定値に比較し、先述した寿命評価を行う際の許容範囲($\pm 20^\circ\text{C}$)を大きく超えることから、寿命評価に供するには LES モデルが適していると判断した。この結果を踏まえ、GT 機種を問わず広く採用されている基本的な冷却構造である、傾斜リブ付冷却流路を対象に LES モデルによる数値解析と熱流動実験を行い、流路形状および粗さ関数を用いてリブ面の熱伝達および流動抵抗を表現できる、簡便な冷却特性関係式を導出した。これにより、LES モデル並の解析精度を有する内部冷却モデルが構築され、1300℃級動翼温度の数値解析を実用上の計算速度かつ高精度で行うことが可能となった。

構築した冷却モデルを適用して、1300℃級初段動翼の温度解析を行った。検証には、実機廃却翼を切断し、翼表面の耐食コーティングと翼構造材の間に生じる界面拡散層厚さの成長より求められる翼表面温度推定結果を採用し、比較した。解析結果による翼表面温度の高温部は実機翼における損傷箇所と対応した。また、界面拡散層厚さからの温度推定結果と定量的にも良く一致し、翼表面平均温度の差は $\pm 20^\circ\text{C}$ 以下であった。以上の結果より、寿命評価へ反映できるレベルの精度を有する解析が可能となり、1100℃級動翼の温度解析技術も含めて所期開発目標を達成できた。

本研究により、各プラントの運転条件に合わせて翼温度推定を可能とする技術が確立でき、

現在強く求められているユーザサイドでの保全評価手法が構築できたと考える。具体的には、本技術の適用により、寿命評価だけでなく、部品延命に向けた運転条件設定の検討、メーカーによる設計変更時の評価、コスト削減効果が大きい非純正部品の評価などが可能となり、トータルコストミニマムに向けた保全評価技術として活用できる。

以 上

学位論文審査の要旨

主 査 教 授 杉 山 憲一郎

副 査 教 授 大 島 伸 行

副 査 教 授 黒 川 一 哉

学 位 論 文 題 名

発電用大型ガスタービン初段動翼の保全評価のための 温度解析に関する研究

発電用大型ガスタービン初段動翼の保全評価のための温度解析に関する研究

液化天然ガスを燃料とするガスタービン複合発電設備は、高効率かつCO₂の排出量が少なく環境保全性に優れ、負荷調整にも容易に対応可能であることから、世界的に導入が図られている。しかし、ガスタービンの燃焼器、動翼および静翼など、高温部品と称される重要な部品は、高温・高圧・高速流れの苛酷な環境で使用されるため、運転中に生じる損傷劣化は激しく、補修・交換に要する保守コストの増大が問題となっており、保守コスト低減に向けた合理的な保守判断基準や寿命評価技術の確立が求められている。本研究は、保守判断基準や寿命評価技術の確立を最終目標として、最も苛酷な条件となる初段動翼の温度分布を翼周り流れ場／温度場、翼構造材熱伝導場、翼内部対流冷却場のすべてを連成させて、翼温度場を±20℃の精度で推定する合理的な伝熱解析手法を確立している。

第1章では、本研究の背景と従来の研究の到達点が述べられている。第2章では具体的なシステムに加えて、初段動翼の構造、冷却技術、および損傷劣化事象が説明されている。第3章では、最初に、翼内部の冷却構造が単純な1,100℃級ガスタービン初段動翼を対象に、2次元乱流熱伝達感度解析を行い、燃焼ガス温度分布、冷却空気流量、冷却空気孔の閉塞が翼温度に大きな影響を及ぼす因子であることを明らかにしている。この分析結果に基づき、定格運転条件における3次元定常解析を行い、冷却空気と翼構造材の熱交換、翼端からの冷却空気の流出などを解析手法に取り込むことにより、翼表面温度分布は妥当な精度で推定できる（実機使用済み動翼表面の変色状況と比較して）ことを示すと共に、寿命評価の観点からは3次元解析が不可欠であることを明らかにしている。加えて、公表例はないが、翼の熱疲労損傷を評価するために不可欠である起動過程／停止過程／緊急停止過程における翼温度分布の3次元過渡

解析を行い、定格負荷から 50%負荷の範囲では、翼の熱流動状態の変化は小さく、翼温度分布は相似となることを明らかにしている。一方、無負荷および負荷 50%以下の運転では、翼前縁部および翼後縁部は顕著な温度変化が生じ、緊急停止では、翼前縁部に著しい温度低下が生じ損傷部となることを明らかにしている。

第 4 章では、ガスタービン複合発電設備容量の約 70%を占め、翼内部の冷却空気孔に乱流熱伝達促進のためのリブが設置されるなど、複雑な冷却構造を有する 1,300℃級初段動翼を対象として第 3 章の手法を拡張している。具体的には、温度解析の精度は、翼内部の冷却モデルの高精度化に強く依存するため、最初に、翼内部の冷却構造を模擬した片面加熱リブ付き直管流路を対象に、レイノルズ数 10^5 オーダーの流れ場での LES (Large Eddy Simulation) モデルの適用性を明らかにしている。この結果を踏まえ、ガスタービンの機種を問わず広く採用されている基本的な冷却構造である傾斜リブ付冷却流路を対象に、LES モデルによる数値解析と熱流動実験を行い、流路形状および粗さ関数を用いてリブ面の熱伝達および流動抵抗を表現できる冷却特性相関式を導出している。

本研究で提案した内部冷却相関式を適用して、1,300℃級初段動翼の温度解析を行い、実機廃却翼の耐食コーティングと翼構造材の間に生じる界面拡散層厚さの成長より求めた翼表面温度推定結果と本解析法による翼表面温度の結果が定量的に一致し、翼表面平均温度の差は目標である $\pm 20^\circ\text{C}$ 以下であることを確認している。また、解析結果による翼表面温度の高温部は実機翼における損傷箇所と対応することも確認している。

第 5 章では、簡易温度推定法の確立を目標とした検討を行い、本解析手法で求まる動翼表面熱伝達率をデータベースとして、動翼内の熱伝導解析のみを行うことで、寿命評価のための動翼の温度推定が可能であることを明らかにしている。以上により、各プラントの運転条件に合わせて初段動翼の温度推定ができる解析法が確立され、部品延命に向けた運転条件の検討、コスト削減効果が大きい非純正部品の評価など保全評価技術の基盤が確立できたと判断する。

これを要するに、著者は、実機動翼および実験結果との比較検証を通して、保全評価のために求められている精度のガスタービン初段動翼の温度解析法を確立したものであり、エネルギー工学の分野に対して貢献するところ大なるものがある。よって著者は、北海道大学博士（工学）の学位を授与される資格あるものと認める。