高効率ガスタービン実現に向けた 燃焼・伝熱分野における解析・計測技術

Simulation and Measurement Technology of Combustion and Heat Transfer for Development of High-efficiency Gas Turbine



水上 聡*¹ Satoshi Mizukami

永井 尚教*3 Naonori Nagai 磯野 充典*2 Mitsunori Isono

斉藤 圭司郎*2 Keijiro Saitoh

当社では現在、地球環境保全及びエネルギーの安定供給に貢献するため、高効率なガスタービン複合発電(GTCC)の開発を進めている。2004年度から参画した国家プロジェクト"1700℃級超高温ガスタービン要素技術開発"の開発成果を活用し、世界初のタービン入口温度 1600℃の高効率機 M501J 形を開発し、運転実績を重ねている⁽¹⁾。現在、次世代 GTCC として、タービン入口温度の高温化を指向して東北電力(株)との共同研究を行ったクローズド(次世代)空冷システムなど、空冷式 1650℃級ガスタービンの要素技術開発に取り組んでいる。本稿では、次世代 GTCC を実現するための、燃焼・伝熱分野における解析・計測技術の開発状況について述べる。

1. はじめに

ガスタービンの性能向上を達成するため、タービン入口温度 1650℃級のガスタービンの開発 を実施しているが、タービン入口温度の上昇に対する燃焼・伝熱分野の技術課題としては、燃焼安 定性、窒素酸化物(NOx)排出抑制、タービン翼などの信頼性確保があげられる。

燃焼器では、NOx の発生を抑制する為,予混合燃焼方式を採用している。NOxの発生は局所的な燃焼温度と強い相関が有り、燃焼温度が高いほど多くの NOxを生成する。これに対し予混合方式では、燃料と空気を予め混合することで局所的な燃焼温度増加を抑制し、NOxの発生を抑制できる。しかしながら、高温化に伴い燃焼振動やフラッシュバック(逆火)の発生リスクが高まることが懸念されている。

タービン翼は圧縮機で圧縮された空気による冷却を実施しており,使用する空気流量に応じて ガスタービンの発電効率が低下する。効率向上には,信頼性を確保した上で,必要最小限の空気 流量での冷却が必要であり,タービン入口温度が上昇しても,冷却空気の増加を最小限にするこ とが求められる。

そこで本稿では、燃焼・伝熱分野における上記課題の解決に向けた以下3項目の技術開発状況を概説する。

- ① 燃焼振動メカニズムの計測と予測技術
- ② フラッシュバック現象予測技術
- ③ タービン熱伝達率分布予測技術
- *1 技術統括本部総合研究所伝熱研究部
- *3 技術統括本部総合研究所流体研究部
- *2 技術統括本部総合研究所燃焼研究部
- *4 技術統括本部総合研究所燃焼研究部 室長

■2. 燃焼振動メカニズムの計測と予測技術

燃焼振動は,圧力変動と発熱変動との相互作用によって引き起こされるものであり,ある条件における燃焼振動の発生有無は,以下式(1)に示すレイリークライテリア(R)によって決定される。本クライテリアは,圧力振動 p'と発熱変動 q'の一周期の時間積分値であり,これが正の値である場合,圧力振動が成長することを意味し,燃焼振動が発生する。レイリークライテリアの予測には圧力振動と発熱変動の位相差(応答)の予測が重要である。

$$R = \int_t p' \cdot q' dt \quad \cdots \quad \vec{\mathbf{x}}(1)$$

燃焼振動メカニズム予測技術を構築するには、圧力変動と発熱変動の位相差の正確な予測が 重要であり、実験と解析(シミュレーション)により、フルスケールガスタービン燃焼器における圧力 変動と発熱変動の位相差を評価した⁽²⁾。

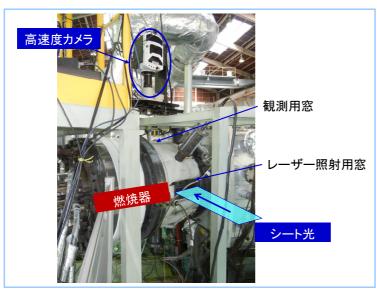


図1 試験装置外観

実験では、大気圧条件下で実際のガスタービン燃焼器を用いて行い、水酸基(OH)平面レーザー誘起蛍光(OH-PLIF)法による燃焼器内部の発熱率変動を取得した(図1)。水酸基平面レーザー誘起蛍光法とはシート状のレーザーを照射し、火炎中の OH ラジカルを蛍光させ、その分布を撮影する手法である。燃焼器にはレーザー入射用窓とその直角方向に可視化用窓を取り付けており、燃料ノズル出口下流近傍を高速度カメラにて発熱率変動を撮影した。レイリークライテリアを評価するために圧力変動波形の各位相における発熱率分布を求めている(図2)(3)。図2上は燃焼器内部の発熱率計測範囲を示す。図2下は圧力変動波形の各位相における発熱率分布計測結果であり図2上の可視化範囲における結果を示している。

一方,同一条件にて,シミュレーションを行い,圧力変動に対する発熱変動の応答を評価した。シミュレーション精度を確認するため,非定常圧力変動に関して計測結果とシミュレーション結果の比較を行ったところ,1次モード圧力変動周波数が比較的精度良く予測できることを確認できた(図3)。なお、図3の周波数は1次モード周波数計測結果にて正規化しており,圧力変動レベルは計測・解析それぞれのピークレベルにて正規化している。

計測した断面においてレイリークライテリアを評価したところ、解析結果と計測結果は安定不安定領域の分布で良い一致を示すことを確認できた(図4)。ここで得られる安定・不安定領域のマップは、どの箇所を変更すれば安定燃焼が得られるかの指針を示しており、このツールを用いた設計を今後実施していく。また、継続して予測精度向上に取り組む予定である。

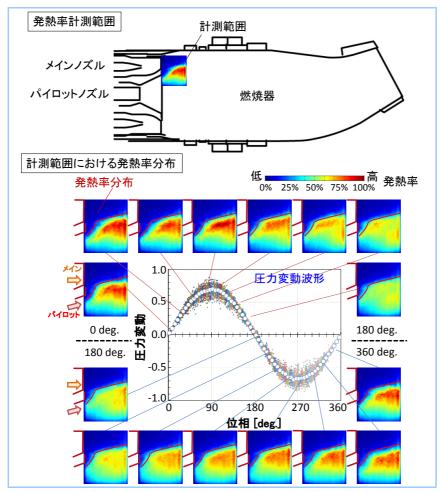


図2 発熱率分布計測結果

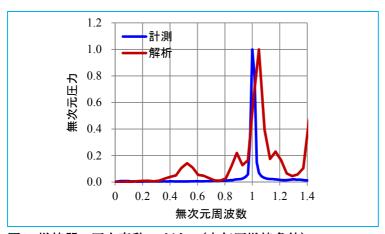


図3 燃焼器の圧力変動スペクトル(大気圧燃焼条件)

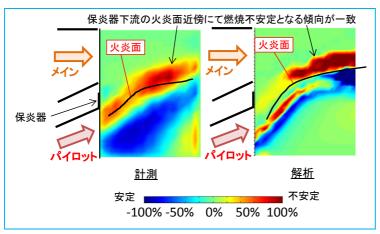


図4 レイリークライテリアによる燃焼不安定領域評価結果

■3. フラッシュバック現象予測技術

フラッシュバック現象は、燃焼室に予混合ガスを供給するメインノズルで発生させるスワール (旋回流)の強度に応じて、大きく①壁面から起きる場合(壁面フラッシュバック)と、②渦中心から起きる場合(渦芯フラッシュバック)の2種類の形態に分けることができる(図5)。

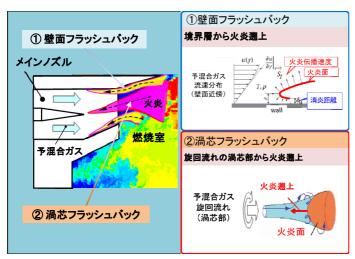


図5 フラッシュバック現象の概略図

スワール強度をパラメータに、円筒形状に予混合燃焼用のスワラーを取り付けた簡単な形状であるモデルバーナーに対して、実験(図6)⁽⁴⁾と数値解析を行い、フラッシュバック現象の解析技術の検証を行った⁽⁵⁾。図6に示すように、試験装置は多孔板・スワラー・円筒流路・火炎保持機構等から構成され、空気と燃料は多孔板に入る前に十分に混合されている。試験では、スワラー出口の代表角度を30/35/40/45degと変化させることで、スワール強度を変更した。また、燃料の投入量(燃空比)と空気流量(流速)を変化させ、フラッシュバックの発生有無を火炎の自発光写真から計測した。合わせて、火炎場の流速分布を計測するためにステレオ PIV (Particle Image Velocimetry)を行った。

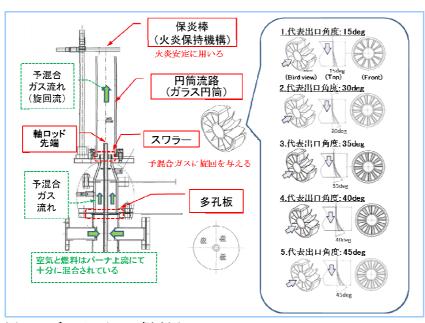


図6 モデルバーナーの概略図

試験結果より、フラッシュバック現象の形態は、スワール強度に応じて変化することが観察された(図7)。予混合ガス流れのスワール渦芯部軸流速は、スワール強度に応じて変化し、この結果、予混合ガスの時間平均流速分布が変わる。このとき、上流側に遡上する火炎面伝播速度とのバランスが、フラッシュバック現象の形態決定に影響していると考えられる。すなわち、①壁面フ

ラッシュバックは、スワールが弱く、壁面近傍での火炎遡上が支配的な場合に発生し、②渦芯フラッシュバックは、スワールが強く、渦芯部の火炎遡上が支配的な場合に発生すると考えられる。さらに、実験と解析のフラッシュバック発生限界を比較した場合、②渦芯フラッシュバックの発生限界に関して、精度よく予測できることを確認した(図8)。

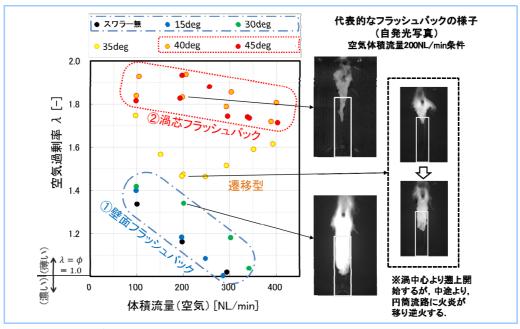


図7 スワール強度毎のフラッシュバック発生限界特性及び代表的なフラッシュバックの様子

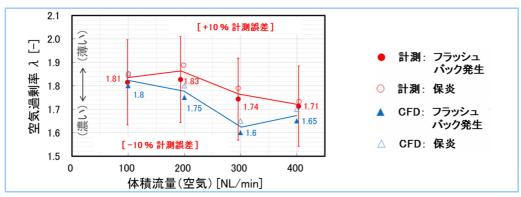


図8 フラッシュバック発生限界特性(試験とCFD の比較)

4. タービン翼熱伝達率分布予測技術

タービン翼の冷却設計では、高温ガスの熱伝達率(熱負荷)評価が重要であるが、従来は数値解析(シミュレーション)にて求めることが難しく、実機計測に基づく経験式を用いた冷却設計を実施していた。このため、予測精度に課題があり、特に翼端壁では、図9に示すような3次元流れが存在することにより、解析や経験式による熱伝達率予測が困難であった。

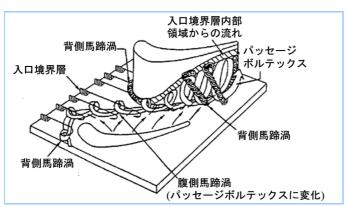


図9 タービン翼端壁部の流れ場模式図60

開発中である空冷式1650℃級ガスタービンでは、熱負荷が更に上昇するため、設計段階で熱伝達率をより詳細に評価する必要があり、熱伝達率を評価できる数値解析の適用を進めている。これに対し、1700℃級ガスタービン向けの技術開発を行っている国家プロジェクトで、ステップ加熱法による非定常熱伝達率計測手法(*)により熱伝達率を取得し、数値解析の予測の精度検証を行った。試験では、主流を静定させたのち、ヒーターメッシュによる主流へのステップ加熱を行った後、加熱に伴う供試体の表面温度変化をIRカメラ(赤外線カメラ)で計測することで、熱伝達率の面分布を取得する(図10)。図11に試験装置の模式図を示す。計測したタービン翼端壁の熱伝達率と、解析結果との比較の一例として翼前縁部の結果を図12に示すが、冷却設計に必要な精度が確保されていることを確認した。

タービン翼周りの熱伝達率を、解析にて評価可能であることを確認した。本成果を空冷式 1650℃級ガスタービン等へ適用することで、更なる高性能と高信頼性を実現していく。

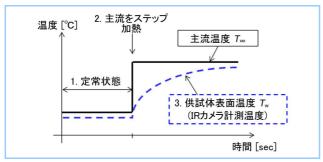


図 10 ステップ加熱に伴う温度応答イメージ

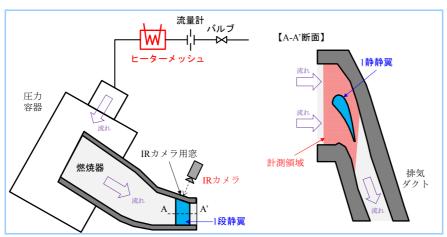


図 11 一段静翼端壁部伝熱試験装置概略図

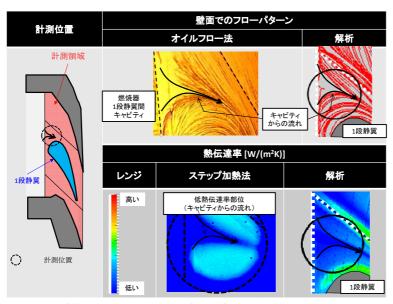


図 12 翼前縁部での試験および解析結果比較

5. まとめ

本稿では、高効率ガスタービン実現に向けた燃焼・伝熱分野における技術開発を解決するための計測・解析の技術紹介を行った。各技術を継続して技術開発を進め、次世代 GTCC へ適用していくことで性能向上や信頼性確保を実現していく。

参考文献

- (1) 羽田哲,高田和正,岩﨑好史,由里雅則,正田淳一郎,「発電用高効率ガスタービンとその運転実績」, 三菱重工技報 Vol.52 No.2 (2015)
- (2) Mitsunori Isono. et al., "Numerical and Experimental Investigation of the Flame Transfer Function in the Full-Scale Gas Turbine Combustor", IGTC2015, 2015(発表予定)
- (3) 木村勇一朗, 齋藤敏彦, 佐々野祐一, 斉藤圭司郎, 伊藤栄作, 「ガスタービン燃焼器内の火炎変動可 視化技術の開発」, 第41回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, 2013
- (4) 小宮山正治,武石賢一郎,小川洋平,岩崎悠志,「旋回流を伴う希薄予混合燃焼器における非定常 火炎挙動」,日本機械学会論文集 B編 78(794), 1832-1840, 2012
- (5) Naonori Nagai. et al., "An Investigation of Flashback Phenomena into the vortex core of Swirling Premixed Gas Flow", IGTC2015, 2015(発表予定)
- (6) Sharma O.P. et al., "Prediction of endwall losses and secondary flows in axial flow turbine cascades", ASME Journal of Turbomachinery vol.109 (1987) p.229-236
- (7) 牧ケ野大志ほか, "実機相当環境下における静翼シュラウド熱伝達率に関する計測結果と解析結果の 比較検討", 第43回日本ガスタービン学会定期公演会, A-16, 2015