1700℃級産業用ガスタービンの要素技術開発

Technology Development of an Advanced 1700℃ -class Heavy Duty Gas Turbine

伊藤 栄作*・塚越 敬三**・武石 賢一郎***

Eisaku ITO, Keizo TSUKAGOSHI and Kenichiro TAKEISHI

Key Words: Technology Development, 1700℃ , Gas Turbine, National Project

1. はじめに

地球環境を取り巻く情勢が深刻化している中、日本は京都議定書の温室効果ガス排出量の6%削減目標（実際は1990年から8%増なので、実質14%の削減が必要）を確実に達成する事が求められている。CO₂排出量の1/3は、発電によるものであり、発電プラントの高効率化が有効である。このような状況下で、高効率化を目指して1700℃級高効率ガスタービンの要素技術開発の国家プロジェクトを推進中である。

また、2007年4月に、経済産業省より2030年をにらんだ科学技術政策が発表された。この中で、エネルギー分野での技術戦略マップでは、化石燃料の安定供給とクリーン・有効利用が重要政策の一つとして位置づけられている。この政策を実現するための具体的なテーマとして高温ガスタービンが挙げられており、本プロジェクトの要素技術開発はこの方針に従って実施されているものである。

2. サイクル温度の上昇と環境への貢献

熱サイクルの最高温度を上昇させれば、熱効率は上昇する。Fig.1にタービン入口温度とコンバインド熱効率(LHV)を示す。現状のF形の1400℃級及びG形の1500℃級から更に高温化した1700℃級ガスタービンでは、コンバインド熱効率は、62～65%（LHV）となる。1700℃級ガスタービン開発による環境効果については、CO₂排出原単位が約0.31 kg/kWhであり、微粉炭焚き従来火力に比べ、1/2程度と大幅削減が期待できる。既設の火力発電出力の30%～50%を1700℃級高効率コンバインドプラントに置き換えると、発電所から発生するCO₂発生量の10～17%、国内全体の4～6%が削減可能となる。

Fig.1 Combined Cycle Efficiency and Turbine Inlet Temperature.

3. 1700℃級ガスタービンに必要な要素技術開発

本プロジェクトは、1700℃級ガスタービンで必須となる、コーティング、冷却翼、燃焼器、タービン、圧縮機、耐熱材料、の要素技術開発を4年間で行うものである。この内、コーティング、冷却翼、燃焼器、タービン、圧縮機については経済産業省エネルギー庁からの補助事業として、また超耐熱材料に関しては文部科学省及び（独）物質・材料研究機構（NIMS）と連携し、新世紀耐熱材料プロジェクトからの委託研究で開発が行われている。

3.1 排ガス循環方式燃焼器

(1) 排ガス再循環システム

1700℃級のガスタービンの開発ではNO_x対策面で排ガス

*三菱重工業㈱ 高砂研究所（〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号）

Takasago Research & Development Center, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. (2-1-1 Shinham, Arai-cho, Takasago Hyogo 676-8686 Japan)

**三菱重工業㈱ 高砂製作所（〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号）

Takasago Machinery Works, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. (2-1-1 Shinham, Arai-cho, Takasago Hyogo 676-8686 Japan)

***大阪大学 大学院工学研究科 機械工学専攻（〒565-0871 大阪府吹田市山田丘2-1）

Department of Mechanical Engineering, Osaka University (2-1 Yamadaoka, Suita, Osaka 565-0871 Japan)

Fig.2 Exhaust gas recirculation (EGR) system.

Fig.4 New concept combustor.

Fig.3 Gas Turbine Combined Cycle with the exhaust gas recirculation (EGR) system.

再循環システムの導入が必要となる (Fig.2, 3)。一般にガスタービンに適用可能な燃焼器として、現状主流の低 NOx 燃焼器に使用される予混合型燃焼器と、燃料を燃焼室内で空気と混合・反応させる拡散型燃焼器の2種類が有るが、1700℃排ガス再循環で目標 NOx 50ppm 以下を達成するためには新コンセプト燃焼器が必要となる。この新コンセプト予混・拡散燃焼の試設計と CFD 解析を実施し、大気圧燃焼試験を実施した。

(2) 排ガス循環方式燃焼器の検討

新コンセプト予混燃焼器の供試体を Fig.4 に、非定常燃焼解析による温度分布予測を Fig.5 に示す。構造は同心二重スワラー構造を採用し、強いスワールとスワラー間の保炎領域により、排ガス再循環時の低酸素濃度条件での安

Fig.5 Prediction of temperature distribution by transient numerical simulation (combustion LES).

定燃焼を確保している。この新コンセプト燃焼器の大気圧 1700℃燃焼試験結果を Fig.6 に示す。この試験では排ガス再循環を模擬するため、低酸素空気を使用している。実圧換算した NOx は予混モードで 34ppm、拡散モードで 38ppm という結果が得られ、新コンセプト燃焼器と排ガス再循環の組み合わせにより、目標 NOx 50ppm 以下の実現可能性を確認できた。

3.2 タービン冷却技術

1700℃級ガスタービンではタービン翼は高温ガスにさらされ、耐久性維持のために十分な冷却が必要である。しかし、冷却媒体 (冷却空気、蒸気) 量が増大すると熱効率の低下につながるため、少ない冷却媒体量で高い冷却効果が得られる高性能冷却技術が必要となる。翼の内部冷却構造は、冷却能力の高い蒸気と、フィルム冷却によりタービン翼への熱負荷が下げられる空気を、冷却媒体として併用するハイブリッド冷却構造を適用する (Fig.7)。

Fig.6 Result of atmospheric combustion test.

Fig.7 Cooling scheme for 1700deg class gas turbine.

現在、空気冷却の新技术として①高性能フィルム冷却 (Fig.8)、②低圧損リターン構造、③微細冷却構造 (Fig.9)、④高性能タービュレータの基礎データを取得するための要素試験を実施し、高温翼列試験を計画中である。このうち①の高性能フィルム冷却については、放電試作にて、実機適用可能なシェイプト孔を選定し、赤外線放射温度計、レーザー誘起蛍光法による計測から、フィルム冷却効率が従来シェイプト孔に比べて約25%向上することを確認した。②の微細冷却構造は、インピンジ冷却、対流冷却、フィルム冷却を組み合わせ、ガス側の局所静圧に対応した局所高性能冷却を狙う冷却方式であり、セミトランスピレーション

Shaped hole

Shaped hole with rib

Fig.8 Laterally averaged film cooling effectiveness.

Fig.9 Semi-transpiration cooling and heat transfer contour.

冷却の位置づけで開発されている。Fig.9は、ナフタレン昇華法による詳細熱伝達率の計測例である。これらの研究開発では、大阪大学武石研究室にて詳細計測がなされた。さらに今後、蒸気冷却を含めた先進冷却方式の開発など、1700℃級ガスタービンのタービン冷却翼の実用化に必要な技術開発を進めていく。

3.3 超耐熱材料技術

1700℃級ガスタービンを開発するためには、タービン冷却技術、遮熱コーティング技術とともにタービン高温部品に適用する耐熱材料技術は不可欠である。1700℃級条件での信頼性を確保するためには、耐酸化性及び高温クリープ強度・熱疲労強度に優れ、また良好な铸造性を兼ね備える合金を開発しなければならない。そこで、NIMSの超耐熱材料グループ（原田広史ディレクター他）が開発した第2世代及び第3世代Ni基単結晶合金^{1),2)}をベースに、高温材料特性としてクリープ破断強度、熱疲労強度及び耐酸化性を評価し、大型翼の铸造試験を実施した。なお、各種試験に供試した合金は、NIMSが開発したTMS-82+（第2世代合

Fig.10 Improvement in creep resistant temperature.

Fig.11 Thermal fatigue test result for each superalloy.

金)、TMS-75 (第3世代合金)、TMS新合金、改良検討合金A、B及びC(以上、NIMS 新世紀耐熱材料プロジェクトより組成提示)、ならびに既存のCMSX-4(第2世代合金)である。

①高温強度クリープ破断強度における向上度合いを現用合金MGA1400DSと比較してFig.10に整理した。各SC合金は高い γ' 相体積率及びReの添加効果などにより、いずれも高い強度を示し、特にTMS-82+およびTMS新合金は1700℃級ガスタービン動翼材としての開発目標を満足する良好な強度を有している。熱疲労強度では、実翼の使用条件を考慮し、クリープダメージ(圧縮)が重畳した試験を実施した。その結果、Fig.11に代表例を示すように、TMS新合金および改良合金Cが良好な強度を示すことを見出した。今後はより長時間側の評価を行うとともに、今回の結果を基に更に改善を進める。なお、SC合金の熱疲労強度に対する圧縮クリープ重畳の影響は他³⁾でも報告されている。

②耐酸化性 実翼の耐酸化性は後述のコーティングにより担うが、動翼材の基本的材料特性として大気中で加熱し耐酸化性を評価した。その結果、いずれも現用合金より優れる耐酸化性を有しており、検討合金Bは特に良好であった(Fig.12)。

③鋳造試験 製造プロセスの中で実翼の鋳造は重要であり、健全な翼材を保証し、更に良好な鋳造歩留りを得るための鋳造条件の確立は重要課題である。そこで、鋳造試験及び凝固解析を実施して、各SC合金の鋳造性を評価し、健全な単結晶組織を得るための鋳造条件範囲を把握した。また、基礎技術蓄積のために実機大型翼の試作も実施した。初年度の成果として、検討合金はクリープ破断強度をはじめ、良好な耐酸化性等、動翼材としての基本的ポテンシャルを有していることを確認した。これ

Fig.12 Atmospheric oxidation test result for each superalloy.

らの成果を基に、今後更なる改良、開発を進める。

3.4 コーティング技術

近年の高温ガスタービンでは遮熱コーティング(TBC: Thermal Barrier Coating)の適用が必須である。Fig.13にTBCの遮熱効果を模式図で示すが、一般的には冷却部品に耐酸化性に優れるMCrAlY(M: Co、Ni、CoNi等)合金をボンドコートとして施工した後、熱伝導率の低いZrO₂系セラミックス(YSZ: 8wt%のY₂O₃で部分安定化したZrO₂: Yttria Partially Stabilized Zirconia)をトップコートとして被覆し、メタル温度を低減している。これに対し、1700℃級ガスタービンでは性能向上のため、トップコートの表面温度やボンドコートの温度が従来以上に高くなるため、現用の材料では、遮熱性能が不十分であることに加え、材質変化も生じるため、信頼性が十分ではない。トップコート

Fig.13 Thermal barrier effect of TBC.

Fig.14 Material calculation flow for advanced ceramics.

については、遮熱性能向上のために熱伝導率を、また耐剥離性を高めるために線膨張係数を指標とし、Fig.14に示す材料開発フローに従い低熱伝導材料の開発を行った。すなわち、融点が2000℃以上の酸化物系材料を対象に、まず第一原理バンド計算を用いて候補材料の抽出を行った。材料計算で抽出されたセラミックス材料は、安定化剤を通常の Y_2O_3 からランタノイド系の重希土類酸化物に変更した ZrO_2 系セラミックス、及び複雑な結晶構造を有する化合物セラミックスであった。次にこれら抽出材の焼結体を作製し、各種物性値を測定した。Fig.15に抽出材（焼結体）の熱伝導率測定結果を示す。いずれも、現用YSZ（ $ZrO_2-8Y_2O_3$ ）より低い熱伝導率を示した。また、併せて線膨張係数、ヤング率、高温結晶安定性等の評価を行い、YSZと同等もしくは優れていることも確認した。抽出した候補材料は溶射用原料の開発を行うと共に、品質工学を活用して溶射法によるTBC皮膜の成膜基礎技術の開発を行った。これまでに、複合酸化物セラミックスを用いたTBCの評価を行っているが、熱サイクル耐久性はYSZと同等で、かつ熱伝導率はYSZより20%低減達成の目処を得ている。

Fig.15 Thermal conductivity measurement results of advanced TBC.

Fig.16 Bondcoat alloy design procedure and short time oxidation test result.

一方、耐酸化性に優れるボンドコートの開発では、まず基本合金系を抽出するために、産業用ガスタービンのボンドコートとして一般に用いられる $CoNiCrAlY$ に加え、当社で開発した組成を改良したもの、更には $CoNiCrAlY$ に表面処理を行ったものについて大気中酸化試験を実施した。Fig.16に試験後の酸化スケール観察結果を示す。現用材に比べて、開発材料の酸化スケール成長速度は遅く、耐酸化性が改善されていることがわかる。

今後これらの成果を基に更に、トップコート及びボンドコートの材料組成の最適化を更に進めると共に、溶射を始めとする成膜技術の開発及びTBCとしての特性評価を行う予定である。

3.5 高負荷高性能タービン

1700℃級ガスタービンでは、空力設計条件が極めて厳しく、圧力比が従来比1.5倍以上に、空力負荷係数が、従来比約1.3倍となる。従来技術では、効率が低下してしまうが、逆に1%向上を目標とした新コンセプト翼を開発した（Fig.17）。昨年度はこの新コンセプト高負荷翼の特性を大型回転翼列試験により確認し、従来実績を超える高負荷域

Fig.17 Target of high efficiency high loading turbine.

Fig.19 Loss reduction by Endwall profiling.

Fig.18 Aerofoil and Endwall profiling.

で低損失となる翼の開発目途付けができた。また、高負荷翼に適した3次元エンドウォールのコンセプトを立案し、空力損失低減を確認した (Fig.18、19)。これらの効果に非定常性を考慮した改良を設計へ反映し、高速回転翼列試験により効率向上効果を確認した。

3.6 高圧力比・高性能圧縮機の開発

1700℃級ガスタービンの高圧条件下において、効率で圧力比25の既存設計を上回るとともに、段数を最小に抑えることのできる圧縮機の設計コンセプトを開発する。これまでに高速回転試験モデルにて先進遷音速翼の効率レベルと衝撃波の関連を計測し、従来翼に対して効率約1.0%向上の目途を得た (Fig.20)。また中後方段については、新3次元形状による2次流れ制御、負荷配分制御によるフリクションロス低減をコンセプトとした亜音速翼列を検討し、解析

Fig.20 The advanced transonic rotor and the conventional rotor.

により損失低減効果を確認した (Fig.21)。この効果は回転翼列試験にて計測実施予定である。

4. 今後の展開

Table 1 に、今後の高性能産業用ガスタービンの開発のロードマップを示す。1700℃級ガスタービン実用化に当たっては、1500℃級ガスタービンの開発で得られた知見の延長線上での開発が困難であり、全く未知の領域での開発が必要となることから、ロードマップに示すように、段階

Table 1 Future plan for the advanced heavy duty gas turbine development.

	2000	2005	2010	2015～
先端要素技術開発 ○1500℃→1700℃ ○効率 53%→56 ○CO ₂ (kg-CO ₂ /kwh) 0.34→0.31~0.32		要素技術開発 ('04~'07) ○効率56%超を達成する先端技術開発 ・ラボレベルで理論の実現可能性を確認した。	実用化技術開発 ('08~'11) (1)先端要素技術を適用した各モジュールの検証 (2)高信頼性確保のためのブレイクスルー技術 (3)更なる高性能化のためのアドバンスト3D設計	
要素技術の実用化 ○効率 +2%		既存機の性能向上		
1700℃級実証機		○1500℃級での運用実績を考慮 実証機開発設計		実証運転 1700℃級複合発電
石炭IGCCの高効率化		【LNG】超高温複合発電/EGRによるCO₂回収 【石炭】次世代IGCC		1700℃級IGCC
水素焼き複合発電		【石炭】IGCCからの水素製造+複合発電 【原子力】夜間電力による水素製造+複合発電		1700℃級水素焼き複合発電

を踏んで開発を進めることによりリスク低減を図り確実に技術開発を進めることとしている。なお、大型産業用ガスタービンの高温化は、これまで日本が世界をリードしてきた分野であるため、海外にも先例が無い。したがって、未知の事象が想定され開発リスクが極めて高く、産学共同で、最新の基礎技術を投入しつつ開発を進めるために、引き続き国の関与と支援が期待される。

5. まとめ

経済産業省資源エネルギー庁、文部科学省、(独)物質・材料研究機構よりご支援いただき、現在4年目の研究を実施中である。また、大阪大学をはじめとする国内の主要大学とも協力している産官学連携プロジェクトでもあり、国内の総力を結集して、次世代の1700℃級ガスタービンの技術開発を進めていく。さらに、開発中の冷却技術やコーティング技術などは、1400℃級F形、1500℃級G形などの既存機に対しても展開可能である。国家プロジェクトの技術を広範囲かつ早期に展開して、お客様のニーズや環境問題へ貢献する所存である。

参考文献

- 1) T.Hino, H. Harada et al., Proc. of Intern. Gas Turbine Congress 1999 Kobe, Nov., 1999 p. 169
- 2) Y.Koizumi, T.Kobayashi, et al., Materials for Advanced Power Engineering 1998, p. 1089
- 3) H.Zhou, M.Osawa, et al., Superalloy 2004 (2004) p. 225
- 4) 秋山勝徳ほか, 遮熱コーティング用新規酸化物材料,

Fig.21 An advanced subsonic stator and the loss coefficient.

- セラミックス Vol. 39 No.4 (2004) p. 300
- 5) 塚越ほか、三菱重工技報 Vol.42 No.3 2005 発電技術特集
  - 6) 伊藤ほか、日本ガスタービン学会第35回ガスタービンセミナー予稿集