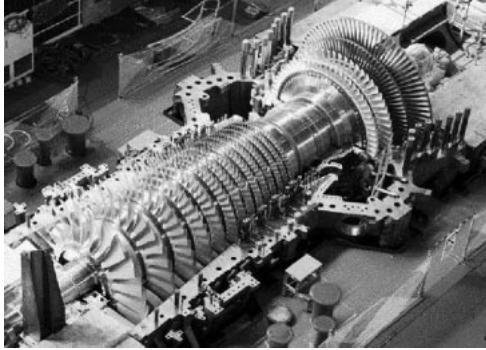


大型発電用ガスタービンの最新技術動向

Latest Technology for Large Frame Gas Turbine



塚越敬三*1 Keizou Tukagoshi
 六山亮昌*2 Akimasa Muyama
 正田淳一郎*3 Junichiro Masada
 川田 裕*4 Yutaka Kawata
 内田澄生*5 Sumiu Uchida
 岡田郁生*6 Ikuo Okada
 伊藤栄作*7 Eisaku Ito

大型発電用ガスタービンの開発は、これ迄コンバインドサイクル発電設備の主機として熱効率の向上に注力してきた。一方で、地球環境を取り巻く情勢は刻々と深刻化しており、最近では地球温暖化による異常気象のニュースを目にする機会が増える中、日本は本年2月に発効された京都議定書の削減目標を確実に達成する事が求められている。このような状況下、2004年度から4年間のスケジュールで、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が開始され、当社はこれに参画し開発を開始した。1700級ガスタービンが実用化した場合、125万kWの石炭焚き火力を同ガスタービンを利用したコンバインドプラントに置き換えることで、日本のCO₂総排出量の0.4%が削減可能となる。この効果は、京都議定書の削減目標6%と比べると非常に大きく、1700級ガスタービンの開発成果は日本のみならず全世界へ波及し、地球環境に大いに貢献するものと期待されている。本文は、この要素開発研究の現在までの取り組み内容と成果及び、今後の予定について紹介する。

1. はじめに

天然ガスを主燃料とする大型の事業用ガスタービンは、1980年代初期から日本の火力発電設備の主機として活躍を開始し、以後エネルギー消費の低減、排ガスの低公害化に大きく貢献してきた。

当社は、現在1500級(M501G/M701G)ガスタービンを実用化し、36台を受注し内18台が順調に商業運転を行っている。

一方、地球温暖化防止の観点から国際的な排出ガスの規制については2005年2月に京都議定書が発効し、日本は2008年から2012年までに1990年のCO₂排出量の6%削減目標の達成が必要となった。

当社は、現行コンバインドサイクルプラント向けガスタービンを更に高効率化し、この地球温暖化防止に貢献すべく、1700級ガスタービンの開発国家プロジェクトに参画している。ここでは、このプロジェクトのこれまでの検討成果を述べると共に、今後の動向について言及する。

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、回収エネルギーの変換効率は上昇する。図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

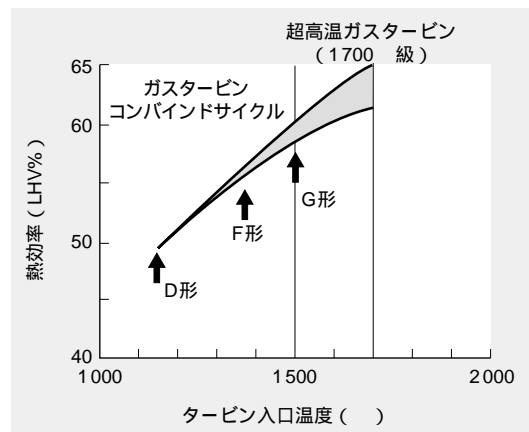


図1 タービン入口温度とコンバインド効率

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。

一方、コンバインド効率の上昇に伴う環境への貢献度合いについては、現状の石炭焚き火力発電の熱効率を約44%(LHV)とすると125万kWの年間CO₂排出量が853万トンとなるのに対し、これを1700級ガスタービンを用いたコンバインドに置き換えると、CO₂の排出量は324万トンとなり62%の削減が期待できる。

この削減効果は、2003年度のCO₂総排出量13億

*1 原動機事業本部タービン技術部技監・技師長

*2 高砂製作所タービン技術部長

*3 高砂製作所タービン技術部ガスタービン統合開発Gr長

*4 技術本部高砂研究所技監・主幹

*5 技術本部高砂研究所ターボ機械研究室長

*6 技術本部高砂研究所材料強度研究室主席

*7 技術本部高砂研究所ターボ機械研究室主席

3 600万トンの0.4 % に相当する。

3.1 700 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を行っている。

3.1 排ガス循環方式燃焼器

(1) サイクル検討

全体システムの枠組みについてサイクル計算を実施した。1700 級のガスタービンの開発ではNOx対策面で排ガス再循環システムの導入が必要となる。排ガス再循環システムの構成として、排ガスボイラを出たガスを圧縮機の吸込側に導く方式(A方式)と別置き圧縮機で車室圧まで昇圧し、燃料ガスと混合してから燃焼器に投入して燃焼させる方式(B方式)の2種が考えられる(図2)。サイクル検討結果によれば、B方式は、別置き圧縮機やギアが必要になると共に、圧縮機のスケール効果の影響で、A方式よりも効率的に劣ることが判明した。

タービン入口圧力を決定するために、圧力比をパラメータにコンバインド効率に及ぼす影響を検討し圧力比の最適点を見いだした。今後更に詳細なシミュレーションを行い精度を上げる予定である。

(2) 排ガス循環方式燃焼器の検討

1700 級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

せる拡散形燃焼器の2種類が有る。予混合燃焼と拡散燃焼の両方式に関し、燃焼器基本形状を予混合型、拡散型について試設計を行い、それらの長所短所について検討した。例として試設計した拡散型の燃焼器形状を図3に示す。

検討した燃焼器形状に関してCFDを実施し、温度分布・NOx濃度分布を予測した(図4)。また拡散型燃焼器についてPLIF法を用いた燃料混合の濃度分布計測を実施し、燃焼器出口で十分な混合性能が得られることが確認できた。更に燃料と空気の混合度合いについてCFDの予測精度を実験により検証した。1700 の温度条件におけるCFDを用いたNOx予測解析では、燃焼器出口O₂濃度を3%まで再循環比率を高めると、拡散型燃焼器で最も低いNOxが得られた(図5)。

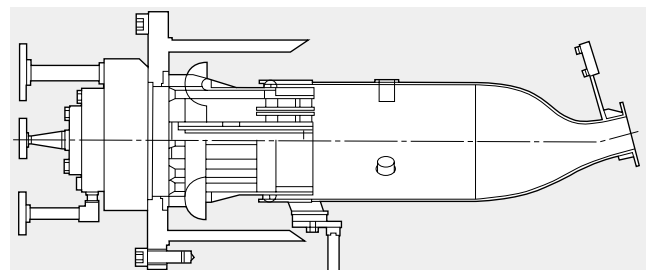


図3 1700 拡散燃焼器検討形状

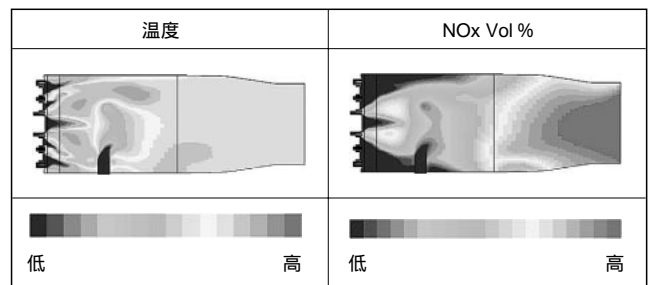


図4 CFDによる拡散燃焼器の温度分布・NOx濃度予測

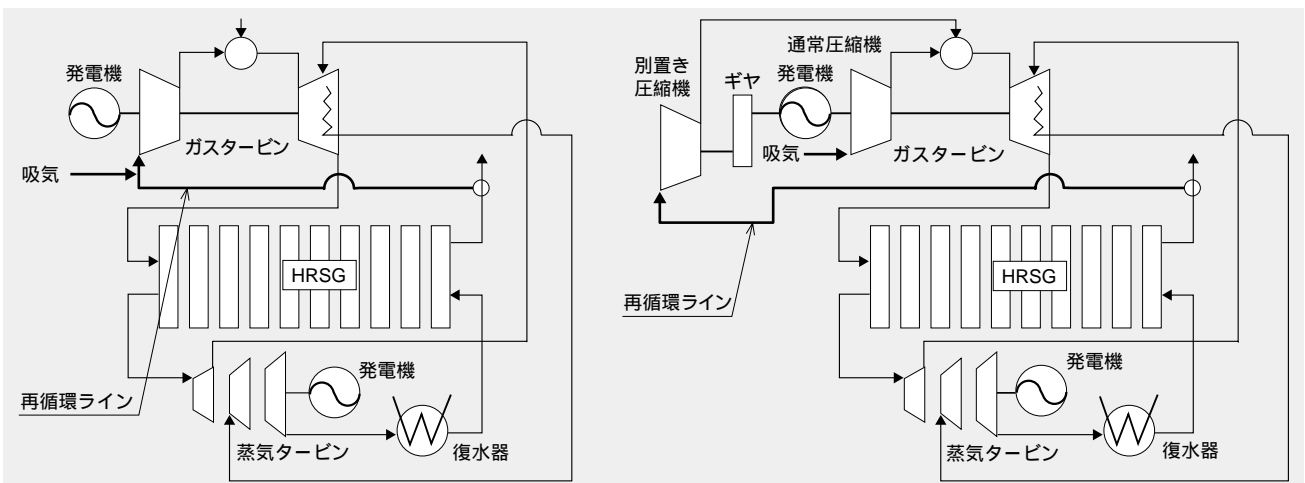


図2 再循環方式 左：A方式(圧縮機吸入方式), 右：B方式(燃料ガス混入方式)

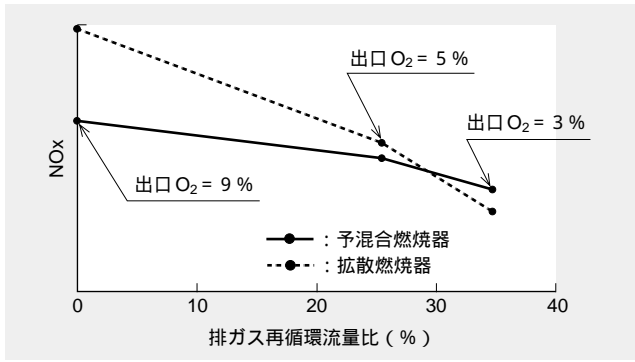


図5 CFDによるNOx予測

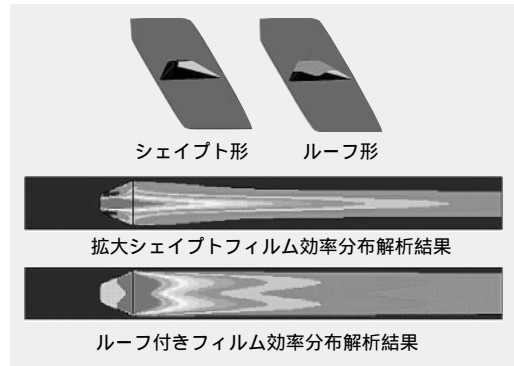


図8 新型フィルム冷却解析結果

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（図6）。

初年度は空気冷却方式を念頭に置いた要素技術開発を進め、トランスピレーション冷却では、多孔質と全面フィルム冷却構造を組合せた方式で、伝熱試験によりこれまでの冷却構造よりも均一、かつ高い冷却性能が得られた（図7）。またルーフ付きフィルム冷却を用いると均一かつ幅広いフィルム膜が確保でき、高い

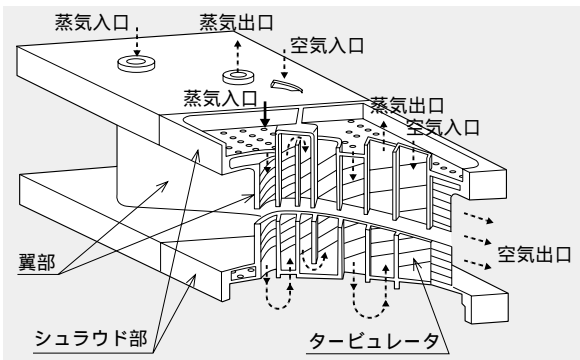


図6 タービン1段階静翼冷却構造概念図

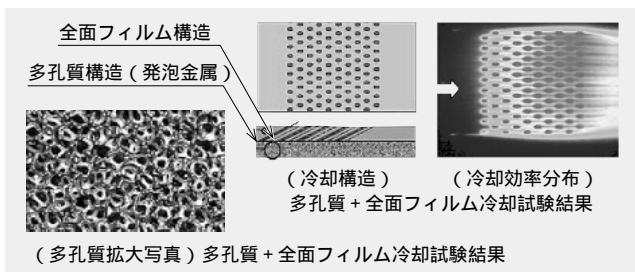


図7 トランスピレーション冷却構造の例

冷却性能が得られる目処を流動解析により得ている（図8）。

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 級ガスタービンを実現するためには、耐酸化性及び高温クリープ強度・熱疲労強度に優れ、また良好な鋳造性を兼備す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、大型翼の鋳造試験を実施した。

なお、各種試験に供試した合金は、NIMSが開発したTMS-82+（第2世代合金）、TMS-75（第3世代合金）、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。

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と比較して図9に整理した。各SC合金は高い相体積率及び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+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、図10に代表的例を示すように、全般には現用合金からの向上度合いが不十分な中で、良好な強度を示す検討合金Cを見いだせた。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。

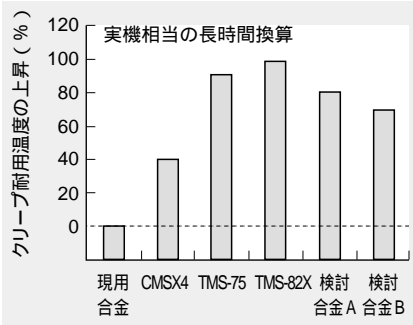


図9 各合金のクリープ耐用温度の向上度合い

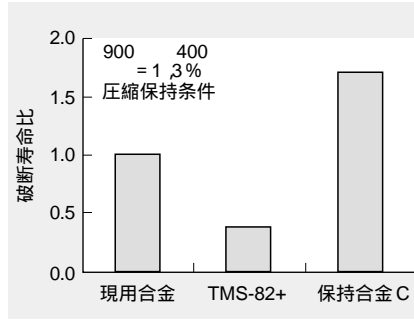


図10 各合金の熱疲労試験結果

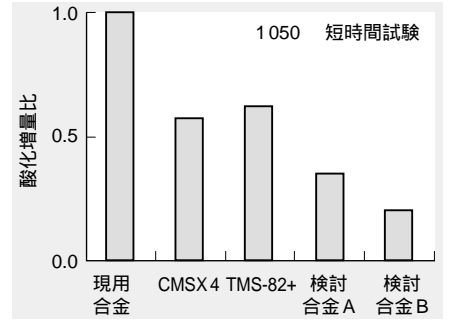


図11 各合金の大気酸化試験結果

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でも報告³⁾されている。

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(図11)。

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。

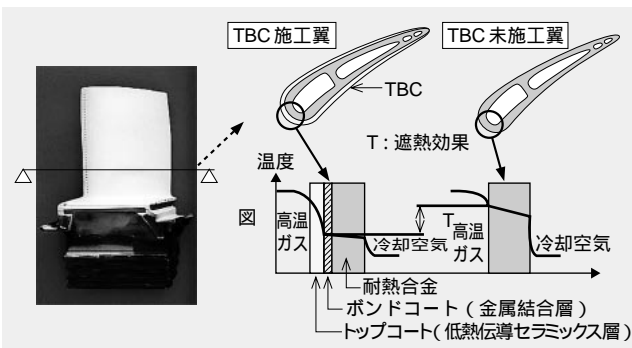


図12 TBCの遮熱効果

図12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MCoAlY(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: 8 wt%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、図13に示す材料開発フロー⁴⁾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Y₂O₃からランタノイド系の重希土類酸化物に変更し

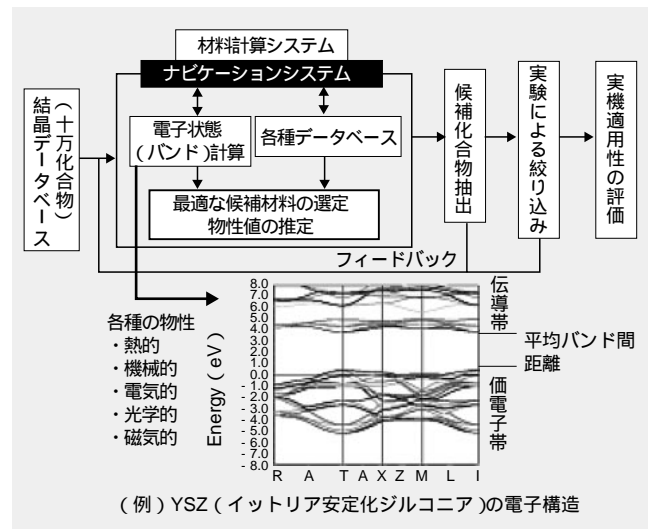


図13 第一原理バンドを計算活用したトップコート材料の開発フロー

たZrO₂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．図14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（ZrO₂-8Y₂O₃）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．

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，市販材で耐酸化性が優れるNiCrAlY及び当社開発のNiCoCrAlY-Re，更にはCoNiCrAlY+Al拡散処理材について大気中酸化試験を実施した．図15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開発を進めると共に，溶射粉末造粒基礎技術の開発，溶射を始めとする成膜基礎技術の開発及び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

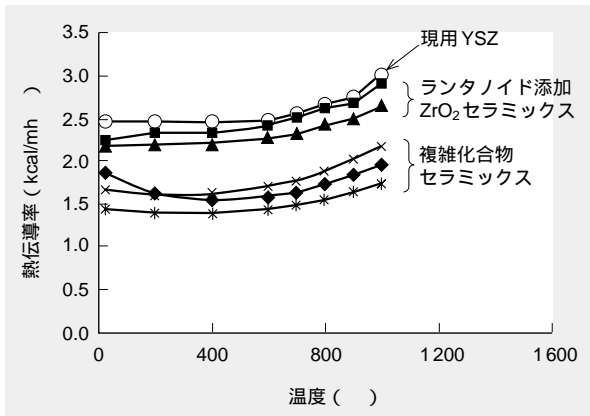


図14 試作セラミックス焼結体の熱伝導率測定結果

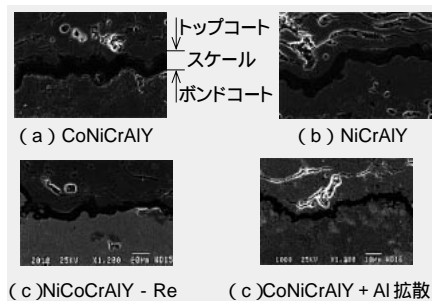


図15 各種ボンドコートの酸化試験後の酸化スケール観察結果 (1000 × 1000 h)

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，コンセプトの開発によって逆に1%向上を目標とする．初年度は，以下の内容の研究を実施した．

- (1) 高負荷高性能タービンの基本体格の予備検討を行い，強度的な制約を考慮しつつ，負荷が各翼極力均一となるよう考慮した（図16）．
- (2) 高負荷高性能翼型の検討として，轉向角が120 deg前後となり，かつ冷却構造を内包できる大きい翼厚みとした．
- (3) 翼 - エンドウォールに生じる流れ場の干渉を低減するために，CFDを用いた解析と共に要素モデルを用いた実験により現象の把握を行った．その結果，タービン翼前縁からの馬蹄渦の挙動が明らかになった．今後今回得られた知見を基に損失の低減についての検討を行う．
- (4) 翼列要素試験

高負荷翼列のプロファイル損失は3.2%，2次流れ損失は約5%であり，予測解析とほぼ一致した．

初年度は，基本流路形状，高負荷高性能翼型を開発し，翼列要素試験によりほぼ予測通りの結果が得られた．また翼背面の非定常な流れや，非対称エンドウォールを高負荷翼に適用した場合（図17）の技術課題が明らかとなった．これまでの結果をベースに，非定常性，三次元設計も含めた翼 - エンドウォール干渉低減設計コンセプトの開発を行う．

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的设计コンセプトを開発する．このため初年度は主に前方段に適用される新遷音速翼型の検討及び中後方段向けの新亜音速翼型についての検討を実施した．

- (1) 前方段遷音速翼型の検討

衝撃波損失が最小になる翼形状設計を行うため，衝撃波構造を決定する翼形状パラメータを抽出し

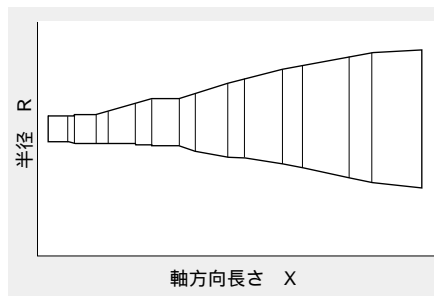


図16 タービン流路形状

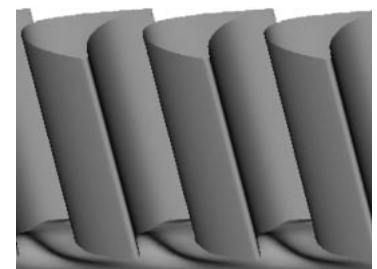


図17 高負荷翼とコンタートエンドウォール形状

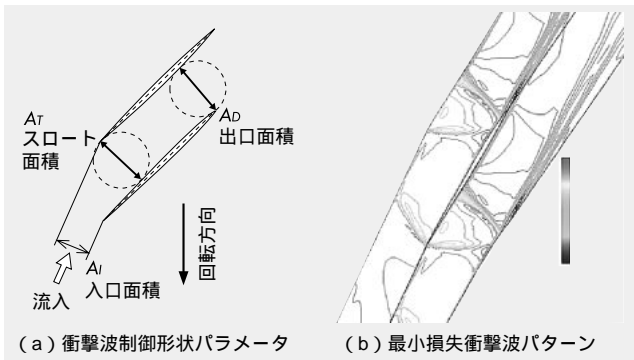


図18 圧力損失が最小な衝撃波パターン

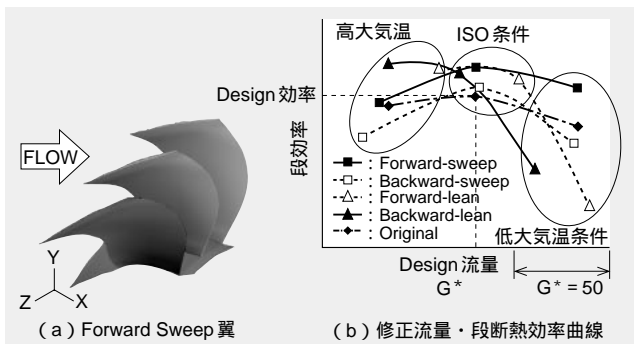


図19 三次元形状翼の検討

た．図18に損失を最小にした衝撃波パターンを示す．また翼断面の翼高さ方向への積み重ね方の改良により，衝撃波構造が三次元的にコントロールできることを確認した．本検討では，図19に示す翼のチップ側が前進したForward Sweep翼で性能向上量が最も大きく，また大気温度特性でも優れていることを確認した．

(2) 中後方段亜音速翼型の検討

中後方段亜音速翼列の高負荷・高効率化のため，翼断面形状，翼高さ方向への翼断面積み重ね(スタッキング)，翼列間干渉最小化の検討を行った．各手法の性能向上施策と現検討段階での性能向上量を確認した．図20に静翼について従来設計と新設計の比較を示す．エンドウォールから20%付近で流線が制御されていることが分かる．

4. ガスタービンの現状と今後

ガスタービンの取組みとしては，上記に紹介した超高温ガスタービンの開発のほかに，製油所関係の副生ガス，製鉄所の高炉ガスなど多様燃料の有効利用の実績がある．また，国家プロジェクトとして進められている石炭ガス化コンバインドプラントは2007年の試験運転開始に向けて工事が着々と進んでいる．

コンバインド熱効率の更なる上昇を目指して燃料電池との組み合わせ等の検討も進められている．また，

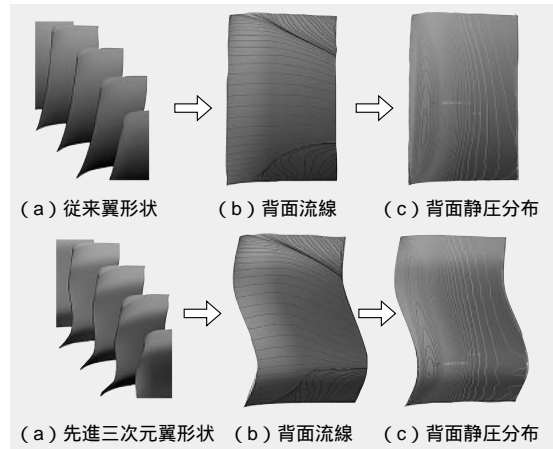


図20 従来静翼と新設計三次元静翼の比較

排気ガスを再循環してNOxを排出しないCO2クローズドサイクルなどの検討が，国家プロジェクトレベルで行われている．

5. ま と め

本稿では，ガスタービンコンバインドプラントの今後の動向として1700級の超高温ガスタービンの開発による地球環境への貢献について述べた．これらの要素技術の開発研究は，今後も継続した検討が必要であるが，これらの技術の実用化に当たっては，実機レベルでの検証が不可欠であり，今後社会的なニーズを実現するためには，行政，電力業界，メーカーが一体となった国家プロジェクトレベルでの実用化への取組みが重要となろう．この取組みがあつて初めて，環境への貢献がより現実的なものとなる．

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，セラミックス Vol.39 No.4 (2004) p.300



塚越敬三



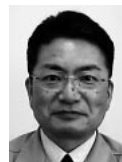
川田裕



六山亮昌



正田淳一郎



内田澄生



岡田郁生



伊藤栄作