

## 耐熱コーティング技術の展望

吉葉 正行<sup>\*1</sup>

YOSHIBA Masayuki

キーワード：Advanced Gas Turbine Components, Thermal Barrier Coating Systems,  
Environmental Barrier Coating Systems, Coating Failure, Coating System Design

### 1. はじめに

21世紀に入り、ガスタービン（GT）のさらなる高温高効率化の推進と燃料の多様化などへの対応を中心とするGT技術の進歩はめざましく、これに伴い高温部材に課せられた高温強度特性と遮熱性を含めた耐環境特性への要求はますます厳しくなっている。これら多次元にわたる高度な要求特性を同時にクリアするために耐熱コーティングの革新的研究開発が現在活発に展開されている。この背景には当然、CO<sub>2</sub>排出削減を中心とした地球温暖化対策への要請が根底にあり、発電用の大型GTでは蒸気タービン（ST）とのコンバインドシステムのトッピングサイクルとして高温化指向と環境負荷低減のための新燃料導入などが検討されている。

このような情勢は、2002年度上半期に表面化した原子力発電プラントにおける材料損傷の頻発、あるいは公共性が高く説明責任や結果責任が強く問われるべき電力会社による原子力プラント部材損傷データの長年にわたる隠ぺい・改ざんといった技術以前の問題（当該企業の閉鎖的体質、経営陣のリスクマネジメント能力の欠如とモラルハザードの問題などが一般に指摘されているが、基本的にはプラントのエンドユーザを頂点とする旧態依然とした産業構造に由来する現代日本社会の組織基盤に関わるシステム上の問題の一つと考えられる）などの影響を受けて、将来の日本のエネルギー戦略上益々重要な技術課題と位置づけられるとみて間違いない。

さて筆者は、「先進高温材料システムの材料保証学」に関する調査研究の目的で1996年のほぼ1年間、ミュンヘン工科大学（ドイツ）とマンチェスター工科大学（英国）に滞在し、欧米における廃棄物・環境技術に関する動向調査とともに、GT用超合金や耐熱コーティングに関する材料研究動向を調査してきた。後日談になるが、実は同年末に日本に帰国した翌日、まるで筆者が成田に着陸するのを待っていたかのように、当時の本誌編集委員会幹事の出川 通氏（三井造船）から耐熱コーティング技術に関する連載講義の執筆依頼の電話を受け、欧米での最

新情報も含め「ガスタービン用耐熱コーティング」と題する講義をまとめる機会をタイムリーにも与えられた経緯がある<sup>(1)-(4)</sup>。

耐熱コーティング技術はその後着実に進化し続けており、現在では高温高効率GTにおける材料技術の中心的課題として位置づけられている。その詳細については本特集号の各記事を参照していただくことにして、本稿では耐熱コーティング技術のこれまでの変遷と現状について概観したうえで、将来展望について筆者の私見を交えながら述べさせていただく。

### 2. 耐熱コーティング技術の過去－現在

GT分野における耐熱コーティング技術の歴史の変遷を概観すると、模式的に図1<sup>(2)</sup>に示ようになる。1970年代以降次々に開発された高耐久性コーティング技術の進歩に呼応して、というよりもむしろGT技術分野における耐環境性高温部材に対する切実な技術的要請を受けて、AlやCrを中心とした拡散浸透法、MCrAlY系合金の電子ビーム物理蒸着（EB-PVD）、大気あるいは減圧下での同系合金のプラズマ溶射（それぞれAPSとLPPS）の順に導入・実用化され、現在ではこれら金属系ボンドコート上にさらに遮熱機能付与のためY<sub>2</sub>O<sub>3</sub>安定化ZrO<sub>2</sub>（YSZ）セラミックトップコートをAPSあるいはEB-PVDにより被覆した遮熱コーティング（TBC）が燃焼器のみならず動静翼部にまで適用されている。これらのTBCシステムの動静翼への実用化はジェットエンジンにおいて先行したが、現在では発電用GTにおいても必須要素となりつつあり、特に大規模コンバインドサイクル用の1350～1500℃級GT動翼においてはAPSによるYSZ系TBCの使用実績もすでに上がっている<sup>(5)</sup>。

さて、耐熱コーティングシステムの実用に際して性能劣化に関わる影響因子は多岐にわたり、またこれまでに観察されている損傷様式も極めて多様であるが、これらを動静翼用のプラズマ溶射TBCシステムのケースを例にとって模式的に表すと図2<sup>(6)</sup>のようにまとめられるであろう。TBCシステムにおけるこれら多様な損傷情報は現在、現場での補修段階等で相当の確に把握できる状況にあり、概念的には共通認識可能な段階に達している

原稿受付 2002年10月16日

\*1 東京都立大学大学院工学研究科 機械工学専攻  
〒192-0397 東京都八王子市南大沢1-1

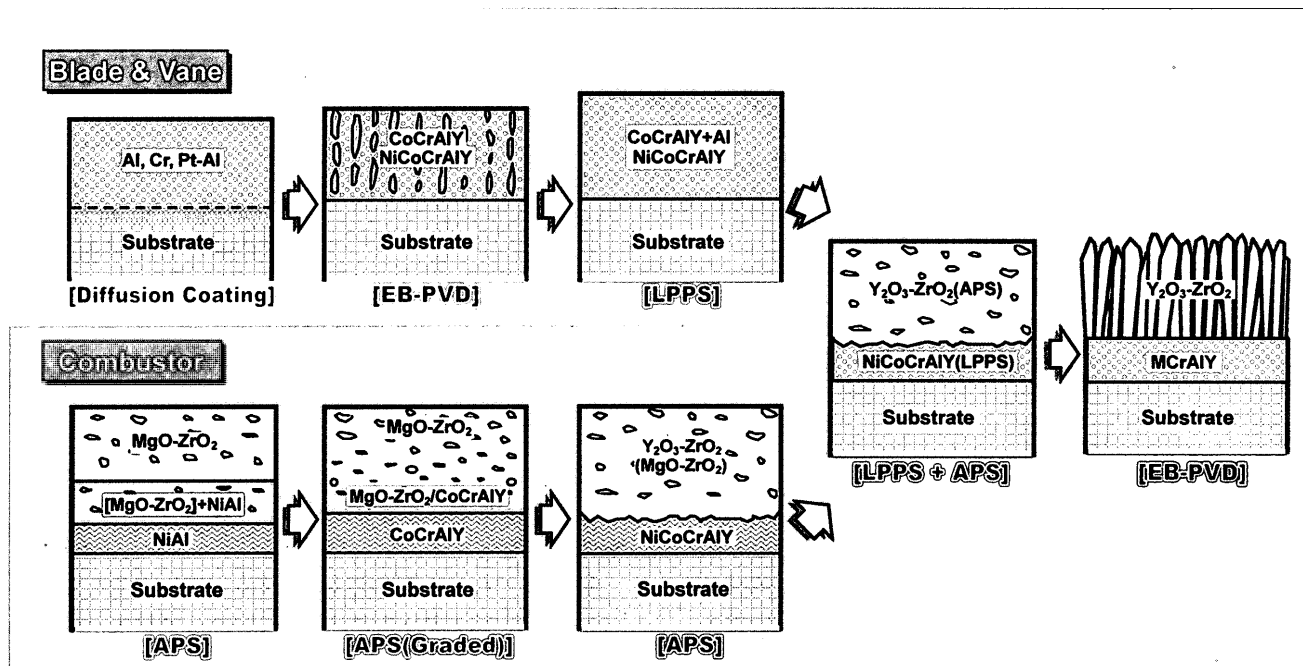


図1 ガスタービン主要部材における耐熱コーティングの変遷

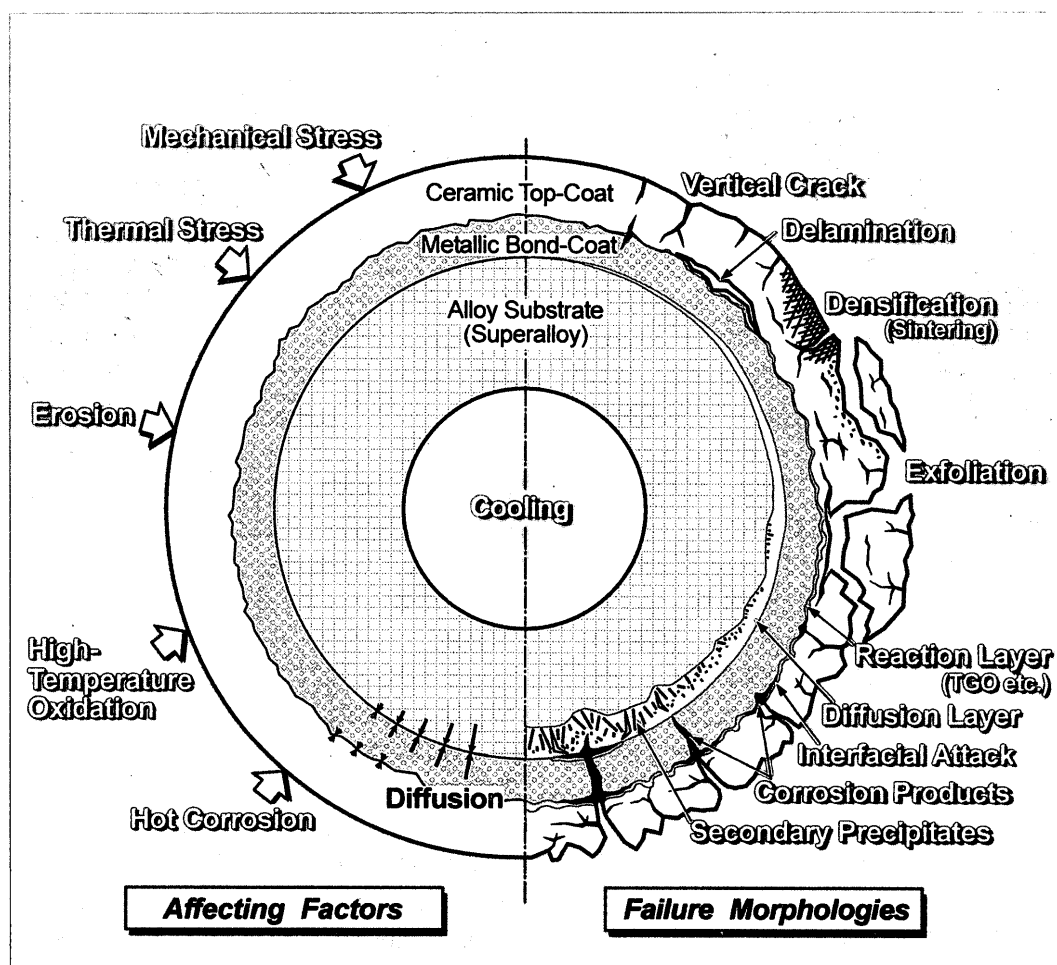


図2 コーティングシステムの損傷劣化に対する各種影響因子と多様な損傷形態(プラズマ溶射 TBC システムの例)

といえる。したがって今後は、実機での損傷解析情報を蓄積して、これら諸要因 (input) と損傷形態 (output) との因果関係を明確にして、耐久性向上に資する努力が必要と考えられる。

TBCをはじめとする耐熱コーティングシステムの損傷劣化要因は基本的に以下の4タイプに分類可能であり、損傷解析例についても数件のケーススタディとして既報にて示したとおりである<sup>(3)</sup>。

- (1)タイプⅠ：主特性 (耐環境性) の劣化または本質的不十分
- (2)タイプⅡ：副特性 (コーティングの強度、靱性など) の不備に起因する早期破損
- (3)タイプⅢ：複数の損傷要因の競合、あるいは同時作用効果による早期劣化
- (4)タイプⅣ：その他、不測の事態による早期劣化等

これらの内で、タイプⅢの複合要因の場合が損傷解析において多大な困難を伴うが、実機作動条件下で最も多発するのも本ケースと考えられる。

### 3. 耐熱コーティング技術の将来展望

高温高効率ガスタービンの動静翼部材の要素技術として今後暫くの間は  $ZrO_2$  系 TBC システムの成熟化や改良 (例えば、安定化剤の変更・複合化など) による高温化対応が冷却技術の高度化 (例えば、蒸気冷却の導入など) と合わせて進められるものと考えられるが、次の世代には新たな TBC システムの構築が不可欠であろう。

2002年版の機械工学年鑑<sup>(7)</sup>によれば、欧米では次世代型超高温 GT 開発を支える主要材料技術として新 TBC システムの研究が既に本格化しており、日本においても METI-NEDO 主導によるナノマテリアル・ナノコーティングプロジェクトが2001年度から始まっている。これらの情報も加味して次世代型 TBC システムの設計指針を探ると、以下のような資料・情報が参考になるであろうか？

まず、TBC システムの耐用寿命を支配する主な損傷要因の温度—時間依存性は図3のように表すことができる。すなわち、中低温域では機械的損傷、とりわけ逆位相型の熱機械的疲労 (TMF) 損傷が TBC システムのセラミックストップコート (TC) ならびに延性—脆性遷移温度 (DBTT) の高い高 Al—Cr 系の MCrAlY 合金ボンドコート (BC) において特に致命的であり、脆性様式による損傷が短期間で表面化する。一方、高温域ではクリープや高温腐食 (hot corrosion), 高温酸化といった時間依存型の複合損傷がむしろ深刻化するため、これらに対して優れた抵抗性をもつ各コーティング要素と耐環境性バリア機能を有する界面を構築する必要がある。さらに次世代向けの超高温 GT 用 TBC システムでは長期高温作動中にセラミック TC の自己焼結による緻密化が進み、これに伴う遮熱機能低下や靱性低下などの障害が特に重大問題となる。コーティングプロセス (APS, LPPS,

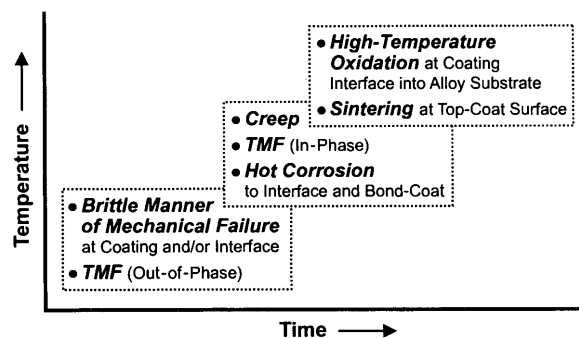


図3 TBC システム損傷を支配する要因の温度—時間依存性

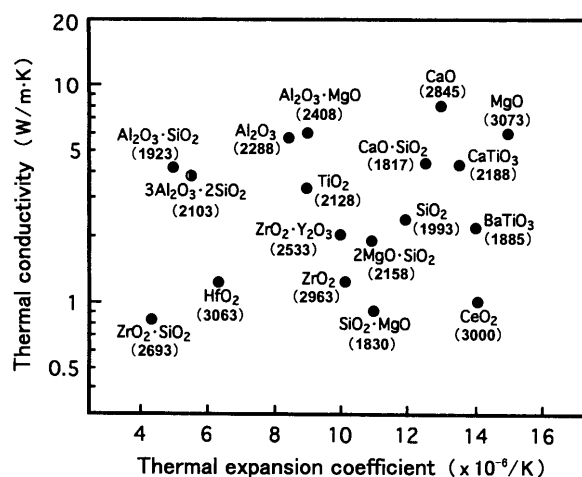


図4 代表的酸化物系セラミックスの熱伝導率と熱膨張係数 ( )内の数字は融点(K)

EB-PVD など) の選択とコーティング条件、さらには気孔率等の TC 性状にもよるが、在来型の YSZ 系 TC 表面では 1050~1100℃ 以上で焼結が問題となり、安定化剤を  $CeO_2$  や  $Er_2O_3$  等の REM 系酸化物に変更しても 1150℃ 程度が焼結性からみた耐用温度限界とみられる。

したがって、次世代型 TBC 用 TC 材の探索・実用化も喫緊の課題であるが、可能性のある酸化物セラミックスを列挙すると図4のようになる。これらは主に焼結体のデータであり、溶射皮膜における熱伝導率等の物性値はこれとは大きく異なるとみるべきであるが、融点等をも勘案すると  $HfO_2$  系や  $CeO_2$  系などが有力候補に残るであろう。

さて最近の研究により、溶射あるいは EB-PVD による TBC システムの性能劣化、とりわけ TC のはく離抵抗性をはじめとする健全性に対して TC/BC 界面に生長する、いわゆる TGO (Thermally Grown Oxides) が重要な役割を果たすことが知られているが<sup>(4)</sup>、これに関する最近の話題を簡単に紹介しよう。

図5は、Ni 基超合金基材に  $CoNiCrAlY$  ボンドコートを LPPS で溶射後、YSZ セラミックスを APS により堆積させた状態の TBC システムにおける TC/BC 界面領域を透過電子顕微鏡 (TEM) 観察した筆者らの研究成果の一例である<sup>(8)(9)</sup>。これから明らかなように、TGO の

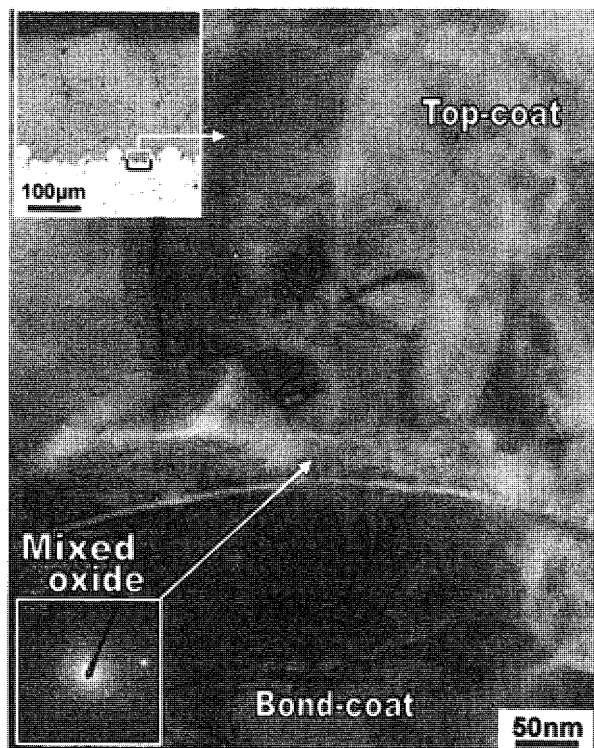


図5 プラズマ溶射 TBC システムにおける YSZ トップコート/CoNiCrAlY ボンドコート界面のナノキャラクタリゼーション (As-sprayed condition)

核に相当すると思われる界面酸化物層は溶射後の段階で既に形成されており、これが後熱処理過程や高温作動中に成長して次第に厚膜化するものと考えられる。さらに図5によれば、TGOの核は $\text{Al}_2\text{O}_3$ が主体ではあるが、これ以外にもCo, Ni, Crなどからなる複合酸化物がTGOを構成し、溶射ままでは非晶質状態の組織領域も混在する。このように、TGOの生長挙動は単に実機作動条件のみによって決定されるのではなく、さらにプロセス最上流側のセラミックス粉末、BCならびにTCのプロセス条件や雰囲気、さらには後熱処理条件などに強く依存することが次第に明らかになってきている。したがって今後は、このようなコーティング界面におけるナノキャラクタリゼーションを綿密に行って、これらの成果と諸特性評価データとのマッチングに基づいてTBCシステムの最適化設計とプロセスの最適化を合理的に推進する必要がある。

一方、TC/BC界面温度（すなわち、金属表面温度）が約900℃以上になるとBC/基材合金間の二次拡散に伴うTBCシステムの性能劣化問題<sup>9)</sup>も無視できなくなり、合金元素の相互拡散を抑止し得る何らかの拡散障壁機能の付与が必要となる。この方面からの最近の研究として、例えばRe合金を拡散バリア層とする“スマートコーティング”の概念が提案されており<sup>10)</sup>、実用化導入に向けた効果の検証が今後の課題である。

TBC技術の発展のためには、これ以外にも実機応用をにらんだ特性評価技術<sup>4)</sup>、非破壊検査を中心とした劣

化診断ならびに補修・再生技術などもまた重要であり<sup>11)12)</sup>、それぞれ本特集号にも取り上げられている。

#### 4. 雑感

日本における“コーティング”に対するこれまでの認識は“コーティング皮膜”そのものであり、皮膜、基材合金ならびにこれら両者の界面等を統合化したシステムとしての認識が極めて希薄であったように思う。筆者は、早期から欧米の論文等を引用して“コーティングシステム”あるいは“TBCシステム”と表現してきたが、論文の査読者からは決まって「コーティング被膜あるいはコーティング材」に改めるよう指摘を受け、その都度システムとしての認識の重要性を主張して今日に至っており、同調者も次第に増えてきたように感じている。

コーティングシステムの構成要素としての各コーティング層や基材合金がいかに完全であっても、界面間での密着性や拡散性などが十分配慮されていなければ、個々の要素が有する高機能性はまさに“宝の持ち腐れ”でしかない。この辺の認識は、各球団の主力バッターをかき集めて大艦巨砲主義で臨んでもなかなか優勝できなかったN監督率いる昨年までのG軍と、1軍半の若手選手も上手く起用して各個人の持ち味を十分発揮させた合理的打線でリーグ優勝のみならず、日本一にも輝いた今年のH監督率いるG軍との対比と通じるところがあろう。要するに、システムを構成するコーティング各要素の技術で必ずしも満点を目指す必要はなく、これらを統合化したコーティングシステムとして最も優れたパフォーマンスを発揮できるような要素ならびにシステム設計が重要である。しかし、だからといって各要素技術段階で落第点であっても良いわけでは決していない。

現在日本で展開されているナノコーティングプロジェクトでは、ユニークな機能を有するナノスケールレベルの物質、表界面の創製と利用技術が当面の主要課題と位置づけられているが<sup>13)</sup>、実用化導入を睨んだ早期段階からシステムの最適化を視野に入れた合理的性能評価研究との連携が不可欠と考えられる。このような観点に立てば、先進型コーティングシステムの性能を合理的かつ適正に評価するための基準の整備も急務であり、コーティング特性評価法の標準化に向けた取組みが展開される段階を迎えている。

前述の原発プラント部材損傷に関わる問題の別の側面として、法的な安全設計基準（基本的に、あらゆる部材におけるき裂を容認しない）と運転性能上の安全基準（クリティカルでないき裂は運用上容認する）との間の矛盾から起きた設計に関わる“エアポケット”とでもいうべき法工学的性格をも有しており、それゆえ補修等による延命策が将来大きなGT技術戦略の一つとして位置づけられているGT分野において、耐熱コーティング技術の成熟化を目指すうえで“他山の石”とすべき課題を投げかけているように思われる。

また、現在のベースロード用電源としての大型 GT では LNG 専焼が主流であるが、トラック等の陸用ディーゼル機関の燃料として健康リスク低減策などの見地から低 S 軽油への依存度が今後増大する中で、小型汎用ならびに船用の GT ではむしろ余剰気味の軽油以下の低質油をも有効利用できるような性能保証が必要となり、単なる高温耐酸化性のみならず高温耐食性にも優れた“環境遮蔽コーティングシステム”の研究開発の重要性も今後増大するものと予想される。

## 5. おわりに

日頃感じている事柄を中心に GT 用耐熱コーティング技術を展望し、メーカー側への注文や戯言も含め、思いつくままに記述させていただいた。材料に関わる技術者・研究者が、総合技術としての GT 分野でむしろ中心的役割を果たす熱・動力工学、燃焼工学、制御工学、そして設計工学など諸分野の技術を支える“縁の下の力持ち”的存在として常に上記各分野のエンジニア諸兄から叱咤激励と捉えるべき過度の注文をいただいて久しいが、GT のさらなる高温化技術を推進するキーテクノロジーの一つとして耐熱コーティングを中核とした材料技術が位置づけられている現在、材料スタッフにとっての新たな正念場を迎えているといえよう。しかし、これまでに蓄積されてきた材料技術に関するノウハウを含めた成果の重要性にいささかの変化がないばかりか、むしろこれまでの失敗（損傷、failure）の事例解析を糧として、新 TBC システムの設計や補修技術などへ如何に有効に反映できるかが、高機能コーティング皮膜製造のためのハードウェアや高度損傷センシング技術、さらには CAE 援用による合理的 GT 設計技術などの新技術導入の成果と合わせて事の成否を握っているように思う。

この随筆は、本特集号の企画担当編集委員の飯島活巳氏（日立）から依頼を受けたものであり、丁度この時季を

期限とする他学協会からの数件の執筆依頼や国際会議出席等が集中してスリリングな執筆であったが、特集号に穴を空けずに何とか脱稿できた。飯島氏もまた、1996 年当時ニューヨークに駐在していて、確か英国バーミンガムで開かれたガスタービン国際会議への出席の帰途、ミュンヘン工大の筆者の滞在先にわざわざ立ち寄ってくれ、ミュンヘンオリジナルを賞味しながら、GT 関連材料の情報交換のみならず、日本の科学技術分野の将来から教育論まで、日本にいてはなかなか本音を語れないところまで語り合った同胞である。本稿も彼からの依頼だったので、随筆の語り部として役不足を承知の上、二つ返事でお引き受けした次第である。

いかなる組織・社会システムも TBC システムと同様、所詮“和”(harmonization) が大切である。

## 文 献

- (1) 吉葉正行：日本ガスタービン学会誌，25-97(1997) p. 57
- (2) 吉葉正行：同上，25-98(1997) p. 80
- (3) 吉葉正行：同上，25-100(1998) p. 18
- (4) 吉葉正行：同上，26-101(1998) p. 63
- (5) 例えば，I. Fukue: Proc. Int'l. Gas Turbine Congress 1999 Kobe, GTSJ.(1999) p. 1
- (6) 吉葉正行：まてりあ，40-4(2001) p. 340
- (7) 岡崎正和：日本機械学会誌（機械工学年鑑）105-1005(2002)，p. 505
- (8) 高橋 智，吉葉正行，原田良夫：材料と環境 2002 講演集，腐食防食協会，(2002) p. 141
- (9) 吉葉正行，高橋 智：日経先端技術，No. 16(2002) p. 7
- (10) 成田敏夫：高温学会誌，28(2002) p. 135
- (11) 藤山一成：火力発電プラント用ガスタービン設備の劣化診断技術の現状，学振 123 委本委員会講演資料，(2002-10) p. 15
- (12) K. J. Pallos: Gas Turbine Repair Technology, GER-3957 B, (2001)
- (13) NEDO：ナノコーティングプロジェクト第 1 期成果報告書，(2002)

小特集：ガスタービン用コーティング技術

## 航空機用ガスタービンコーティング技術

森 信儀\*<sup>1</sup>  
MORI Nobuyoshi

キーワード：航空エンジン、コーティング、表面処理、溶射

## 1. はじめに

近年、航空機用ガスタービンエンジンにおけるコーティング技術の役割はますます重要性を増している。経済面や耐環境面からエンジンは燃料消費率低減や低NOx化等の要求を満足させるため作動温度の高温化が進んでいる。エンジン作動温度の高温化は構成部品に対してより過酷な環境を生み出し、その環境での部品寿命確保のために材料や加工技術も発展を遂げてきている。コーティング技術もエンジンの進歩とともに発展を遂げてきた。本解説では溶射によるコーティング技術を中心に航空機用ガスタービンエンジンでの適用例を紹介する。

2. 航空機用ガスタービンエンジンでのコーティング技術適用事例<sup>1), 2), 3)</sup>

溶射は燃料-酸素、電気エネルギーなどによる熱源を用いて溶射材料を加熱し、溶融またはそれに近い状態にした粒子を基材に吹き付けてコーティングを形成する表面改質法の一つである。その皮膜構造を図1に示す。溶射

材料を金属、セラミックス、有機材料などから幅広く選択することができるため、表1に示すように航空機用ガスタービンエンジンの創生期より幅広く採用されている。その目的は耐摩耗性、被削性、研削性、耐熱性、耐高温酸化性向上や肉盛補修など多岐に渡っている。また、図2に示すように採用されている溶射方法の種類も多い。溶射方法は大きくガス式と電気式に分類され、古くはガス式のフレイム溶射から適用が始まり、1970年前後に電気式のプラズマ溶射が採用されてからその利用範囲が格段に広がった。また、近年ガス式溶射の改良技術である HVOF

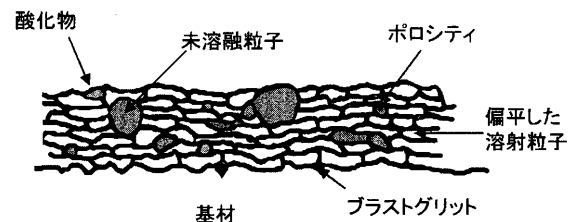


図1 溶射被膜の構造

表1 航空エンジンと溶射技術の進歩

年代	代表エンジン (代表搭載機体)	HARDFACE 耐摩耗性向上	ABRADABLE 被削性向上	ABRASIVE 研削性向上	溶射目的 THERMAL BARRIER 耐熱性向上	OXIDATION RESISTANCE 耐酸化性向上	RESTORATION 寸法回復
1960	J79(F104 F4) JT3D(DC8) JT8D(B727)	爆発溶射 WC-Co CrC CuNi WC-Co CrC	ワイヤ式フレイム溶射 銀 (AgCuZnCd) ハグダー式フレイム溶射 Ni-C Al-C BN-Incoloy NiCrAl-Bentolite				
1970	超音速ターボジェット 超音速ターボファン JT9D(B747) CF6(DC10) RB211(L-1011)	高出力プラズマ溶射 WC-Co CrC T800	プラズマ溶射 Ni-Al Al-Polyester	プラズマ溶射 Al2O3-NiAl (BLEND) プラズマ溶射 Al2O3-NiAl (2 LAYER) CrC	プラズマ溶射 3層コーティング Ni-Al Ni-Cr(BOND) チーグ(中間層) MSZ(TOP)		プラズマ溶射 Ni-Al Mo Al-Si Stellite
1980	大型高バイパスファン ターボファン F100(F15 F16) PWA2037(B757) V2500(A320)	GATOR-GARD 高速度プラズマ溶射 WC-Co CrC CuNi	プラズマ溶射 NiCr-Polyester RSR Ni-Lucite		プラズマ溶射 グレートグッドコーティング MCrAlY MSZ	プラズマ溶射 MCrAlY	減圧プラズマ溶射 MCrAlY MM509 Inco718
1990	超音速ターボファン 高効率中翼ターボファン GE90(B777) PWA4084(B777) TRENT892(B777)	HVOF WC-Co CrC T800	プラズマ溶射 セフィタール YSZ-Polyester 黒道T用シール MCrAlY-Polyester	HVOF Al2O3 YSZ	プラズマ溶射 2層コーティング MCrAlY(大気 減圧) YSZ	減圧プラズマ溶射 MCrAlY Arノックド溶射	減圧プラズマ溶射 MCrAlY Inco718
2000	超大型高バイパスファン EJ200 F119(YF23) CF34 2D NZL 付超音速ターボファン 小型高効率ターボファン ATP UDF	COLD SPRAY ? WC-Co	プラズマ溶射 セフィタール POST YSZ ?		プラズマ溶射 POST MCrAlY POST YSZ		7-2溶射 Ni-Al NiCrAl HVOF Inco718
主適用部品		FAN BLADE FAN DISK TURBINE BLADE	COMP CASE COMP SPOOL COMP SEAL TURBINE SEAL	AIR SEAL OIL SEAL	COMBUSTOR TURBINE BLADE TURBINE VANE AB FLAP AB DUCT	TURBINE BLADE TURBINE VANE	全般
代替アベス		硬質Crメッキ TiG溶接ハードフェイス レーザーハードフェイス	樹脂ラミネート FELT METAL SEAL HONEYCOMB SEAL	ボラゾメッキ	EB-PVD CVD CMC	Al拡散コーティング Pt-Al VPA	Niメッキ 溶接肉盛

原稿受付 2002年9月10日

\* 1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部生産センター  
〒188-8555 東京都西東京市向台町 3-5-1

(HYPER VELOCITY OXY-FUEL)溶射法が開発され、耐摩耗コーティングにおける良好なコーティング品質やコーティングの残留応力が小さく厚盛が可能であるなどから肉盛補修に利用が拡大している。図3～5に粉末式フレイム溶射、プラズマ溶射、HVOF溶射の原理を示す。

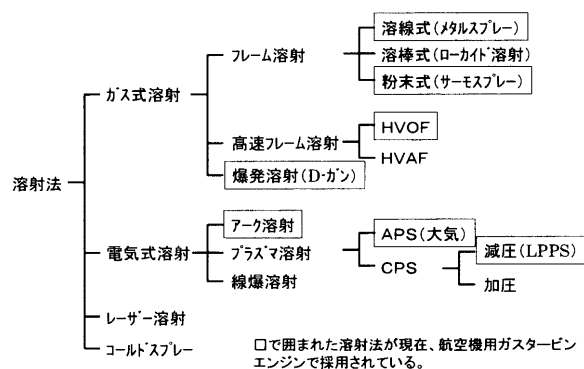


図2 溶射法の分類

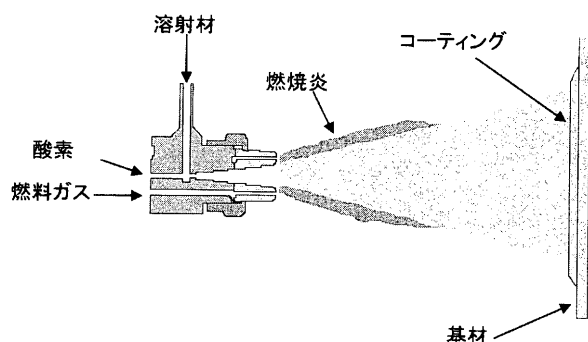


図3 粉末式フレイム溶射

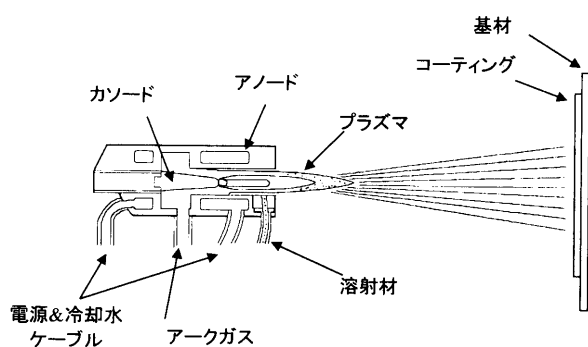


図4 プラズマ溶射

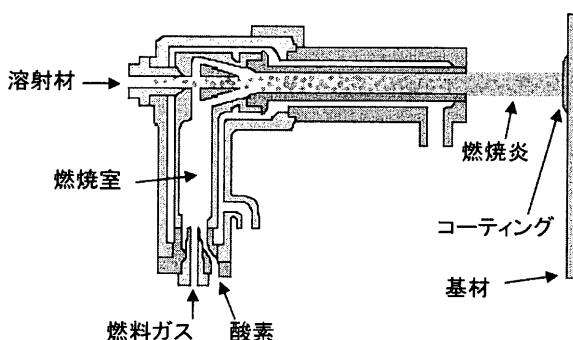


図5 HVOF溶射

## 2.1 ファン

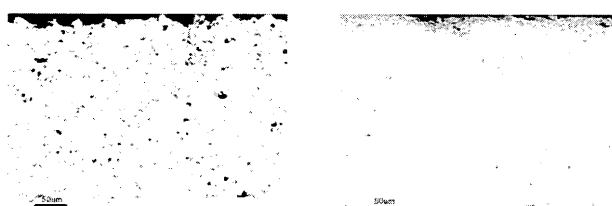
ファン・セクションでは、ファンブレードやファンケースに耐摩耗性コーティングやアブレイダブルコーティングが適用されている。中間スナバーを持つファンブレードでは、スナバー同士の当たり面に WC-Co によるコーティングが適用されている。特にこの部位は運転時に衝撃荷重がかかるため高い硬度と靱性を両立させたコーティング品質が要求される。プラズマ溶射はフレイム温度が高く溶射材料の過加熱により WC 成分を熱分解させてしまうことから良好なコーティングを得ることが難しく、温度が比較的低く、高速のフレイムが得られる爆発溶射、プラズマ溶射の改良技術である GATOR-GARD 溶射や HVOF 溶射によるものだけが採用されている。図6にプラズマ溶射と HVOF による WC-Co コーティングのマイクロ組織を示した。HVOF によるもののほうがポロシティも少なく、WC 粒子も多く存在しておりより良好な皮膜であることが分かる。

また、ダブテール圧力面にはフレッティング摩耗防止のために CuNiIn やアルミブロンズ等の自己潤滑性の高い材料によるコーティングがプラズマ溶射で適用されている。このコーティングは通常、塗装により二硫化モリブデンやグラファイト系の固体潤滑皮膜をオーバーコートして使用される。この相手となるファンディスクの圧力面に同じコーティングが適用されている例もある。ファンケースはブレードとのラッピング部にアブレイダブルが目的でプラズマ溶射による AISi ポリエステルコーティングや樹脂ライニングが適用されている。

## 2.2 コンプレッサー

コンプレッサーブレードやペーンについてもファンブレードと同様にダブテール部にプラズマ溶射による CuNi, CuNiIn, アルミブロンズのコーティングが適用されている。また、ブレードについてはエンジンが吸い込んだ砂などの固体粒子によるエアフォイルのエロージョン摩耗対策としてブレード先端近傍の翼面に低温部では WC-Co, 高温部では Cr<sub>3</sub>C<sub>2</sub>-NiCr を爆発溶射や HVOF 溶射により適用している。

コンプレッサーケースやコンプレッサースプールの動静翼とのラッピング面には粉末フレイム溶射による Ni グラファイトや AISi グラファイトなどのアブレイダブルコーティングが採用されている。また、近年ではプラズ



(1) プラズマ溶射

(2) HVOF 溶射

図6 プラズマ溶射と HVOF 溶射による WC-Co コーティングのマイクロ組織

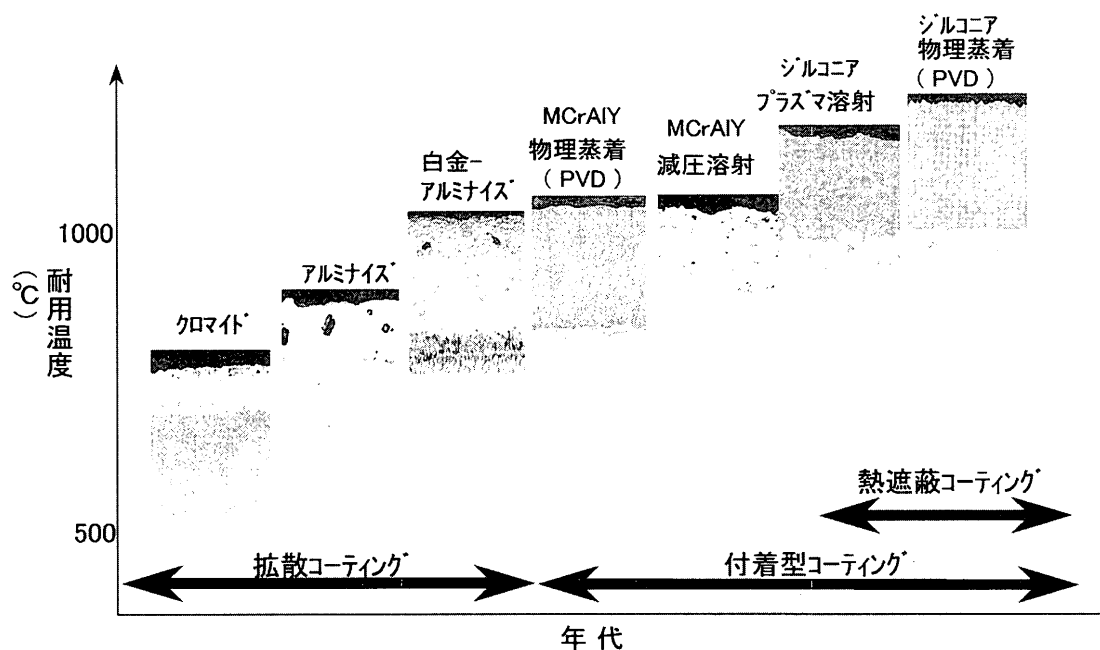


図10 タービン翼用コーティング技術の進歩

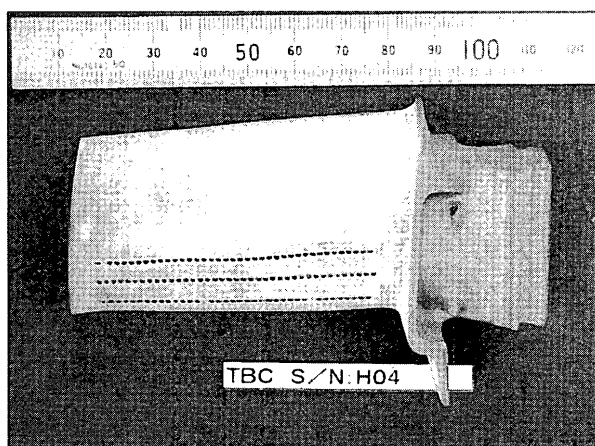


図11 TBC 施工されたタービン翼

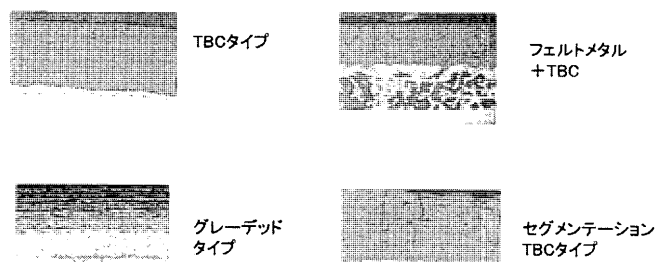


図12 タービンシュラウド用コーティングシステム

高圧タービン翼は高温酸化に対して部品の寿命延長を狙い、図10に示すように当初、CrやAlの拡散コーティングが実施されていたが、より部品の長寿命化のために白金アルミナイズやEB-PVD(Electron Beam-Physical Vapor Deposition), LPPS(Low Pressure Plasma Spraying)によるMCrAlYのコーティングが採用されるようになった。また、近年ではタービン入口温度が1400℃を超えるエンジンも一般化してきており、通常、高圧タービン翼は中空翼構造で空気冷却を実施しているが、さらに断熱効果がある大気プラズマ溶射やEB-PVDによるYSZのコーティングが上述の耐酸化コーティングの上に実施され、さらなる耐久性向上が図られている図11<sup>6)</sup>にTBCを施工したタービン翼の外観を示した。

アプレッシュコートは動翼先端部にSiC、アルミナやCBNなどの砥粒をメッキや接着で捕捉し、LPPSで

MCrAlYを溶射、HIP(Hot Isostatic Press)でボイドを潰し、エッチングで砥粒を露出させて使用するものやメッキによるアルミナやボラゾン粒子を分散させたコーティングなどがある<sup>7)</sup>。

タービンシュラウドではYSZポリエステル+MCrAlYのセラミックアブレイダブルコーティングが採用されているエンジンもある。ポリエステルが熱により、バーンアウトし、非常に多孔質な皮膜となるため、コンプレッサのアブレイダブルコーティングと同様な性質を持つばかりでなく、YSZを使っていることによる断熱特性で部品冷却に使用する冷却空気を削減でき、エンジン全体の効率に寄与できる。タービンシュラウドに採用されている種々のコーティングシステムのマイクロ組織を図12に示す。

低圧タービン翼には耐酸化コーティングとして翼面にアルミナイズやクロマイトコーティング、シュラウド



ド部のあたり面へは爆発溶射による Co 合金-アルミナの耐摩耗, 耐衝撃性のあるコーティングや CM 64 やトリバロイ系のハードフェイスが TIG 溶接により実施されている。

### 3. 今後の動向と課題

エンジン作動温度の高温化への対応として耐熱材料の開発や翼冷却構造の高度化が進められているが, コーティング技術としての TBC もその対応として次世代 TBC の開発等が必要となっている。

TBC は冷却媒体無しに 200~300 $\mu$ m 厚さのコーティングで 100~150 K の温度降下が期待できる優れた技術であるが, 現在使用されている YSZ はシンターリングや相安定性に問題があり, これ以上の作動温度高温化に対して使用し続けることが厳しくなっている。現在次世代 TBC 材料の候補としては希土類酸化物安定化ジルコニア, パイロクロア型酸化物等の複数成分からなる物質が有力と考えられている。これらの材料をマルチビームやジャンピングビームの機構を持つ EB-PVD で複数材料の蒸発挙動を緻密に制御することによって従来にない皮膜を得るべく研究が進んでいる。

TBC は剥離が生じた場合, 基材の破損が一気に進む危険性がある。TBC 損傷のメカニズムはトップコートのセラミックス層の熱疲労による亀裂の発生やトップ/ボンドコート間の劣化に基づくものであるため, 皮膜組織中のポロシティ, マイクロクラック, セグメンテーション亀裂等を制御する必要がある。これらは施工パラメータにより変化するものであるが, 実際の施工はばらつきが大きく, これらを緻密に制御することは困難であり, これが TBC 寿命のばらつきに大きく影響を与えている。従来コーティング技術は損耗防止などといった部品寿命延長法としての利用であったがこれからのタービン部での利用においてはコーティング性能まで織り込んだ設計をしていかなければならなくなりつつあり, こうしたばらつきが許容できなくなっている。このため, コーティング構造の解析, コーティング施工の制御をより緻密に行っていくため, 最近ではナノテクノロジーの概念での研究も進んできている。

コーティング成膜形成技術についても従来の拡散コーティング, 溶射や EB-PVD だけではなく, ナノ構造での成膜形成制御が可能で高速の皮膜形成が可能なプロセ

スの確立を目指して新規な熱プラズマ溶射, 高速 PVD や高速 CVD の開発が進んでいる。こうした流れから生み出される次世代 TBC は前述した新コーティング材の開発とも相俟って耐久性, 信頼性の高いものとなるであろう<sup>8)</sup>。

こうしたタービンコーティング技術は 30 年以上前から米国が国家をあげて開発してきたものであり, 特許として権利化され独占されてきた。そのため, その使用にあたっては制限の多いものであった。現在でも TBC に関する権利化は GE 社を筆頭に盛んであり, 国家単位のプロジェクトも続けられている。わが国においてもこうした研究が漸く緒につき, 産学官が協調したナショナルプロジェクトもスタートしており, 日本独自のコーティング技術やコーティング工学といったものが発展することを期待したい。

### 4. おわりに

航空エンジンにおいて本解説で紹介したようなコーティング技術は部品製造や部品修理に欠かせないものとなっている。しかしながら, 前述したような技術的な問題や施工や設備コストが高価であり, より低コスト化を進めなければならないことなど課題も多く, さらなる技術的發展を期待するものである。

最後に本稿が設計, 製造技術者の方々の一助になれば幸いである。

### 参考文献

- 1) 大村秀樹: 溶射技術, 92 (1989) p. 42
- 2) 森 信儀: 高温学会誌, 27 (2001) p. 232
- 3) 日本溶射協会編, 溶射ハンドブック, (1986), p. 99, 新技術開発センター
- 4) SULZER METCO ホームページ, URL <http://www.sulzer-metco.com/>
- 5) D. S. Duvall, D. L. Ruckle: ASME, 82-GT-322
- 6) 新エネルギー・産業開発機構, 環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発 平成 13 年成果報告書 3.3.2 断熱/耐酸化コーティング技術のタービン構造への適用研究, p. 466
- 7) Abrasive Surface Coating process for superalloys, US Patent 4610698
- 8) 新エネルギー・産業開発機構, ナノテクノロジープログラム ナノコーティング技術プロジェクト 平成 13 年成果報告書, p. i

小特集：ガスタービン用コーティング技術

## 発電用ガスタービンコーティング技術

児島 慶享<sup>\*1</sup>

KOJIMA Yoshitaka

有川 秀行<sup>\*1</sup>

ARIKAWA Hideyuki

キーワード：Gas Turbine, Coating, TBC, Plasma Spraying, EB-PVD

## 1. はじめに

高効率火力発電の一環として、高温ガスタービンと蒸気タービンを組合せたコンバインド発電プラントの開発、実用化が各方面で進められている。コンバインド発電プラントの熱効率は基本的にガスタービンの燃焼温度で決定され、ガスタービンの高温化が大きな技術課題となる。現在、事業用ガスタービンではタービン入口温度(TIT)は1100～1300℃級が主力であるが<sup>1)</sup>、最新の機種では1500℃級に達し、コンバインド発電プラントでは熱効率50%(LHV)以上に達している<sup>2)</sup>。これら高温ガスタービンの動翼・静翼及び燃焼器等の高温部品には高温強度に優れた超耐熱合金、特にNi基超合金が多く用いられ、合金開発あるいは凝固制御技術によりその耐熱温度が上昇している。一方向凝固(DS: Directionally Solidified)合金、あるいは単結晶(SC: Single Crystal)合金は一部実用化され、耐熱温度の向上に寄与している。しかし、燃焼温度の向上とともに、部品がより過酷な環境に曝されることになり、耐熱合金に高温耐食・耐酸化機能を付与するコーティングが必要になっている。特に高速回転体である動翼については腐食・酸化等による損傷を防止するコーティングは必須である。一方、燃焼ガスの高温化に伴って、高温部品の温度が過度に上昇しないようにするため、遮熱コーティング(Thermal Barrier Coating: TBC)の開発も進められ、耐熱合金の耐熱温度を償う上で有効な技術となっている。動翼先端とシュラウドとの空隙調整のコーティングも効率向上に有効となる。燃焼器等での高温摺動部の耐摩耗コーティングも、信頼性向上に寄与している。

このように高効率・高温ガスタービンの開発上、高温部品へのコーティング技術の適用は必須となってきている。本報では、発電用ガスタービンでの高温耐食・耐酸化・耐摩耗コーティングおよび遮熱コーティング(TBC: Thermal Barrier Coating)について述べる。

## 2. 高温耐食・耐酸化・耐摩耗コーティング

Ni基超合金の耐熱温度を向上するため、合金中のCr量を減少させ、主に $\gamma'$ 相(Ni<sub>3</sub>(Al, Ti))形成元素である

Al, Tiを主体にMo, W, Ta, Re等を添加した合金が主流となってきている。その結果、高温腐食を防止する上で有効なCr量が低下し、耐熱合金の高温腐食を招くことが予想され、各種の耐食・耐酸化コーティングの開発が行われてきた<sup>3)4)</sup>。以下にその代表的な例を紹介する。

## 2.1 Alバックコーティング

拡散浸透法によるAlバックコーティングでは、Al, NH<sub>4</sub>ClおよびAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>粉末中で、部品を高温加熱することにより、Ni基耐熱合金中にAlを拡散浸透させ、部品表面に高温耐食性に優れたNiAl化合物層を形成する<sup>5)</sup>。Al-Si, Al-Cr, Al-Pt等の複合バックコーティングの開発も行われている。本法では複雑形状部品に均質なコーティングが比較的安価に施工でき、耐熱温度の低い部品に幅広く用いられている。

## 2.2 MCrAlY合金コーティング

一方、高温耐食性に優れた合金(MCrAlY, MはCo, Niまたは両方)を被覆する合金コーティングでは真空中で電子ビームによりMCrAlY合金を溶融し、蒸着粒子をコーティングする、電子ビーム物理蒸着(Electron Beam Physical Vapor Deposition: EB-PVD)、減圧雰囲気中で熱プラズマによりMCrAlY合金粉末を溶融し、溶融溶射粉末をコーティングする減圧雰囲気プラズマ溶射(Low-Pressure(Vacuum)Plasma Spray: LPPS or VPS)が行われている。MCrAlY合金コーティングでは合金制御の容易さあるいは、生産性の点からLPPSが主流となっている。

LPPSでは溶射時の溶射粉末の酸化が防止できるため、大気中プラズマ溶射(APS)に比べ、酸化スケール等の内部欠陥を含まない緻密な組織のMCrAlY合金コーティングが得られる。またMCrAlY合金組成も種々の組成について検討されている。図1は実機の高温腐食を模擬したバーナリグ高温腐食試験の結果を示す<sup>6)</sup>。組成を最適化したMCrAlY合金コーティングでは、Ni基耐熱合金の高温腐食が著しい条件でも、非常に優れた耐食性を示す。高温酸化試験でもMCrAlY合金は、優れた耐酸化性を有している。また、更なる耐食性の向上を目指し、LPPSによるMCrAlY合金コーティングとAlバックとを組合せた複合コーティングも行われている。これらの合金コーティングは動翼等に適用され、耐久性向上に寄与している。

また最近、減圧容器中でのLPPSに代わり、大気中で

原稿受付 2002年9月12日

<sup>\*1</sup> (株)日立製作所 日立研究所

〒317-8511 茨城県日立市大みか町7-1-1

高密度皮膜が形成できる高速ガス溶射 (High Velocity Oxy-Fuel: HVOF) が注目されている。HVOF には主に燃料の違いによって幾つかの方式があるが、水素あるいは炭化水素 (アセチレン、ケロシン等) を燃料として用い、燃料と酸素の燃焼により得られる高压燃焼ガスをノズルから噴出させ、高速ガス流を発生させる。これに溶射粉末を投入して高速で基材に溶射するもので、その粒子速度はプラズマ溶射の数倍に達するが、燃焼ガス温度はプラズマ溶射に比べて低いため、溶射粉末の温度は低く抑えられる。このため、大気中での溶射でも溶射材料の酸化や熱劣化が少なく、緻密な皮膜が得られる。特に、Cr や W 炭化物系の溶射では、大気プラズマ溶射に比べ高品質な皮膜が得られるため、これらの材料を用いた耐摩耗コーティングへの適用も広がりつつある。

### 2.3 CVD による翼内面 Al コーティング

翼の内部冷却技術の進歩により、冷却効率の良い複雑な形状の冷却通路を有したガスタービン動翼が開発されている<sup>7)</sup>。このような高性能冷却翼では冷却通路表面の酸化損傷が冷却特性の低下或いは疲労特性の低下等を招き、動翼の信頼性を損なう。従って、翼内部の冷却通路面のコーティング技術も必要となる。単純形状の冷却通路の場合は前述した Al パックが用いられるが、リターンフロー型等、複雑形状の冷却通路のコーティングとして化学蒸着 (Chemical Vapor Deposition: CVD) が用いられる。CVD 法では原料をガスで供給できるので、翼内部の冷却通路のコーティングに適している。一例として、 $\text{AlCl}_3$  ガスを原料とし、処理の低温化のため、これをガス変性室で熔融 Al と反応させて  $\text{AlCl}$  を形成し反応ガスとして用いる方法がある<sup>8)</sup>。この反応ガスを高温に加熱した Ni 基耐熱合金翼内部の冷却通路に流し、内表面に Al をコーティングすると同時に、内部への拡散を行い翼内面に NiAl 化合物層を形成することができる。

### 2.4 耐摩耗コーティング

高温部品はかん合構造で組み立てられており、稼動時の燃焼振動等により、かん合部での高温摩耗損傷が生じ

易い。特に、燃焼器部品でその傾向が顕著になる。高温耐摩耗コーティングとしては、前述の HVOF による CrC 系硬質被覆、APS 等による Co 基耐摩耗合金 (ステライト) コーティングが主として用いられている。一方、更なる耐摩耗性向上を目指した CVD 或いは PVD による硬質被覆の検討では、図 2 に示したように  $\text{Al}_2\text{O}_3$ 、TiAlN 被膜で優れた耐摩耗性が得られ、燃焼器部品のかん合部、シール板等への適用が検討されている<sup>9)</sup>。

以上のような、LPPS による MCrAlY 合金コーティングおよび CVD による NiAl コーティングは高温ガスタービンの動静翼等に適用され、信頼性の向上に貢献している。また、これらのコーティングを設けた翼を長時間使用した場合、高温腐食・酸化、あるいは MCrAlY 合金層と翼基材との拡散等によりコーティングの劣化が生じる<sup>10)</sup>。このようなコーティングの劣化は翼基材の損傷を招くため、既存コーティングのストリップ、補修再コーティングおよび再熱処理・HIP (Hot Isostatic Pressing) 等のプロセスから成るコーティング補修技術も開発され、コーティング動翼の効率的な運用もなされている。

## 3. 遮熱コーティング (TBC)

### 3.1 TBC の遮熱効果

TBC は部材の表面に高温耐酸化、高温耐食性に優れた合金からなるアンダーコート (下地層) を厚さ 0.1~0.2 mm 形成し、その上にトップコートとして熱伝導率の小さいセラミックス層を 0.2~0.6 mm 厚さ被覆したものである。現在主流となっているプラズマ溶射による TBC は、アンダーコートには前述の高温耐食・耐酸化性に優れた LPPS (または APS, HVOF) による MCrAlY 合金、トップコートには低熱伝導で、セラミックとしては比較的熱膨張が基材に近い、APS による 6~8% の  $\text{Y}_2\text{O}_3$  を添加した部分安定化  $\text{ZrO}_2$  (PSZ) を用いた二層型 TBC である。TBC 適用翼では、表面のセラミック層が低熱伝導のため熱流が遮られ、セラミック層内で大きな温度勾配が生じる。この結果、TBC 無し翼に比べると

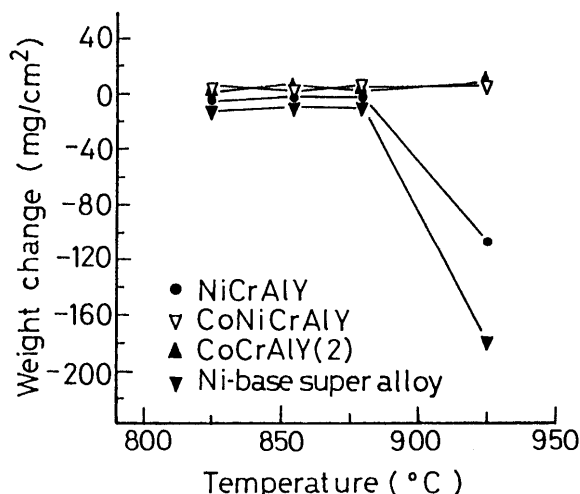


図1 各種 MCrAlY 合金の高温腐食試験結果

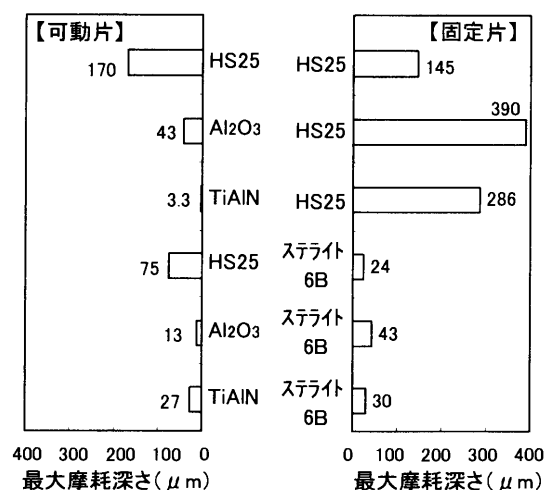


図2 異種材の摩耗試験結果

基材の表面温度は $\Delta T$ だけ低減できる。従って、同じ燃焼ガス温度を維持した場合は、基材表面温度を $\Delta T$ だけ低く保てるので、翼の長寿命化が期待できる。一方、 $\Delta T$ の温度低減分を燃焼ガス温度の上昇にあてることも可能で、基材温度の上昇なしに、高効率化を図ることが可能となる。遮熱効果の具体的な値はトップコートの熱伝導率、厚さ、冷却方法などに依存するが、プラズマ溶射によるPSZ系TBCでは、厚さ250~300 $\mu\text{m}$ で60~170 $^{\circ}\text{C}$ 程度が確認されている<sup>4)</sup>。発電用ガスタービンの場合、航空機用と異なり長時間の耐久性が要求されることもあって、比較的熱負荷の低い燃焼器では広く適用されていた。しかし、最新の1500 $^{\circ}\text{C}$ 級ガスタービンでは1段あるいは1, 2段動静翼にTBCが採用され<sup>2)11)</sup>、更に従来機でもTBC適用が試みられ部材の温度低減効果が認められている<sup>12)</sup>。図3は25 MW級発電用ガスタービンの初段動翼にTBCを適用した事例を示す。長時間稼働後の切断調査の結果、翼基材のミクロ組織変化からの温度推定で、TBC無し翼に比べ、約50 $^{\circ}\text{C}$ の基材温度の低減効果が明らかになっている。

### 3.2 TBCの開発状況

TBCの耐久性は熱衝撃、熱サイクル、高温酸化、高温腐食などによって支配される。高温ガスタービン用高耐久性TBCとして、耐久性向上のため種々の改良が検討されている。図4は熱応力緩和作用を付与した多層コーティング(四層型TBC)の模式図を示す<sup>13)</sup>。セラミック層は大気中プラズマ溶射、MCrAlY層及びセラミック/MCrAlY混合層は減圧雰囲気中プラズマ溶射(LPPS)で形成されている。四層型TBCではセラミック層と基材との熱膨張差に起因する熱応力をセラミック/MCrAlY混合層で緩和する構造である。また、多孔質

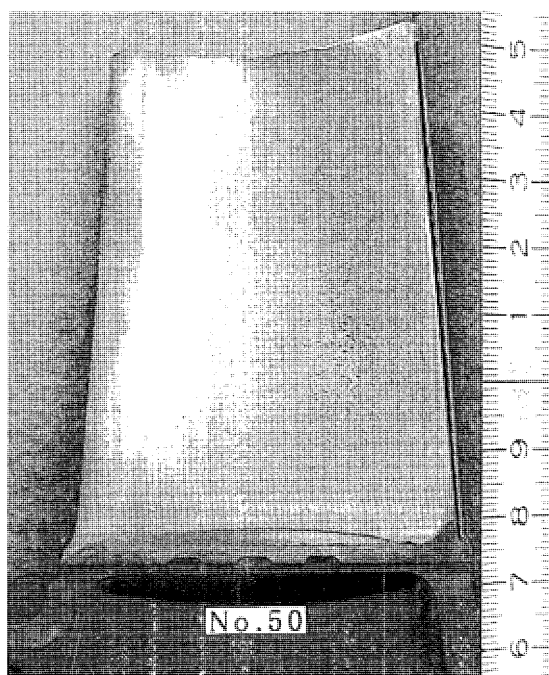


図3 TBC 初段動翼の外観(運転後)

セラミック層を通じての混合層の高温腐食・酸化を防止する環境遮断用MCrAlY層を設けてある。四層型と二層型TBCの熱サイクル試験(1000 $^{\circ}\text{C}$ ⇔170 $^{\circ}\text{C}$ )結果では、四層型TBCは熱応力緩和と環境遮断作用により二層型TBCに比べ約2倍の耐久性を示している<sup>13)</sup>。また、トップコートにCaO-SiO<sub>2</sub>-ZrO<sub>2</sub>系のガラス質セラミックを適用し、孤立分散型のマイクロクラックを皮膜内に多数分散させて、熱応力緩和とマイクロクラックの進展抑止を図った例もある<sup>14)</sup>。更に、後述のEB-PVD法による柱状組織を模擬した組織をプラズマ溶射で得ようとする試みがある<sup>15)16)</sup>。これは、施工表面を高温(溶射材料の融点の0.23~0.5倍)に保持した状態でセラミックをプラズマ溶射することで、一方向凝固による連続的な柱状組織を形成するものである。この方法では縦方向クラック網を有する柱状類似の組織が得られている。その他にも、熱処理による内部応力の緩和、皮膜の多孔質化、レーザー加熱によるマイクロクラックの導入、ZrO<sub>2</sub>の安定化成分の研究、傾斜化による熱応力緩和などが試みられている<sup>14)</sup>。

プラズマ溶射によるトップコートでは、通常、溶射偏平粒子が積層した多孔質なセラミック層が得られる。このような積層組織では、皮膜内に剥離を生じる方向に潜在的な欠陥を抱えているため、耐剥離性には限界がある。そこで、このような積層組織に代わり、EB-PVDによって形成した柱状組織セラミック層を設けたTBCの開発が進められている<sup>17)</sup>。図5はイオンビーム照射を併用したEB-PVD装置の概要を示す<sup>18)</sup>。本法ではプラズマ溶射に比べ、セラミック層の組織制御が可能であり、図6に示すような数 $\mu\text{m}$ 幅の柱状組織から成るZrO<sub>2</sub>-Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>セラミック層が得られる。このような柱状組織セラミックTBCでは、前述の溶射による積層組織とは異なり、皮膜内に剥離を生じる方向にはほとんど欠陥がない。さらに微細な柱状組織間の分離により熱ひずみを吸収でき、プラズマ溶射による多孔質セラミック層に比べ非常に優れた熱応力緩和作用を発揮する。図7は柱状組織とAPSによる積層組織セラミックのTBCの耐久性試験結果を示す<sup>18)</sup>。試験はTBC表面をプラズマ加熱しつつ基材裏面を水冷した状態の高熱流束負荷(約2 MW/m<sup>2</sup>)と、冷却を繰り返す熱サイクルである。柱状組織セラミックTBCでは積層組織に比べ10倍以上の耐久性がある。柱状組織セラミックTBCは、特に、離着陸を繰り返すことで熱サイクルに対する耐久性が求められる航空機用の

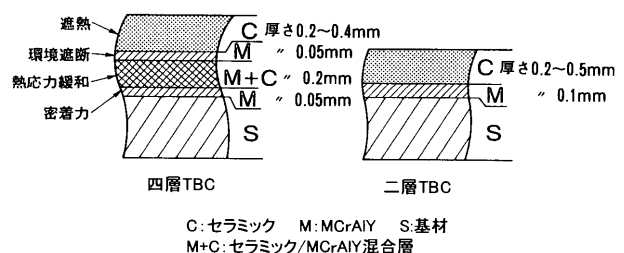


図4 熱応力緩和型四層TBCの断面模式図

TBCとして適用され実績を重ねつつある。発電用ガスタービンへの適用には、発電用では航空機用に比べ大型翼となるため、EB-PVD法による柱状組織TBCの生産性、コスト等の課題が残されている。

以上述べてきたように、TBCを中心とする耐熱コーティングは基材の耐熱温度の限界をカバーするために、高温ガスタービンでは必須技術となりつつある。これは逆に、耐熱コーティングが従来のような保険的性格の付加的要素から、部品の耐熱性や寿命に直接影響する重要構成要素となることを意味する。このため、コーティン

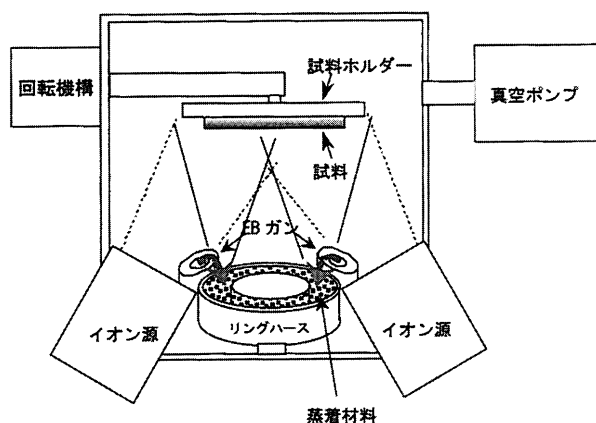


図5 イオンビーム応用EB-PVD装置の概略

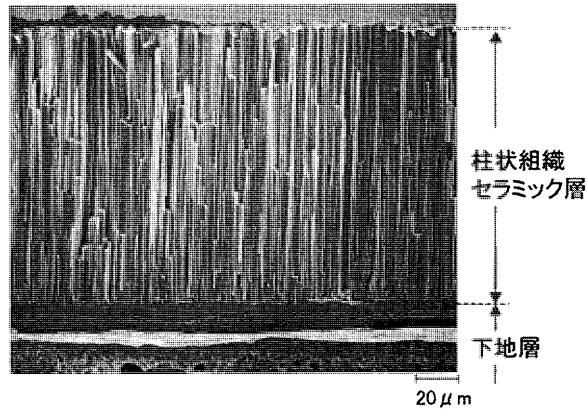


図6 柱状組織セラミックTBCの破断面SEM観察

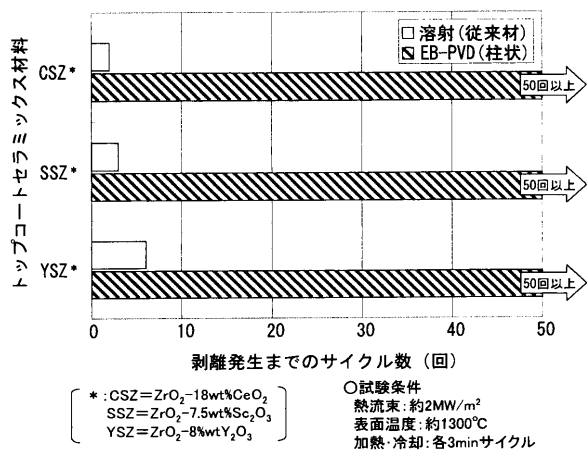


図7 各種TBCのプラズマ加熱サイクル試験結果

グの信頼性に対する要求は非常に厳しくなっている。しかし、高温ガスタービンの運転条件の多様化、燃焼ガス温度の高温化等により、実機でのコーティングの損傷メカニズムも複雑化しコーティングの信頼性評価が大きな課題となっている。これについては、TBCで損傷が生じ易いセラミック層と結合層との界面近傍組織あるいは機械特性の変化に注目した研究、あるいは高温腐食・酸化の熱化学的損傷要因にクリープや疲労などの機械的要因が加わった複合条件での損傷メカニズムの研究等が行なわれている<sup>19)</sup>。今後、これらの研究と実機フィールド試験結果により、コーティングの非破壊による劣化診断や寿命予測技術の確立が望まれている。

#### 4. おわりに

ガスタービン部品へのコーティングは、高温ガスタービンの開発上必須の技術である。その目的は高温耐食、耐酸化、耐摩耗、及び遮熱等と種々あり、コーティングプロセスも、拡散浸透、溶射、化学蒸着（CVD）および物理蒸着（PVD）と多岐に及び、それぞれの方法の特徴を生かして活用されている。特に、長時間の耐久性が要求される発電用ガスタービンでは、コーティング技術による部品の信頼性向上はガスタービンの運用効率の向上に有効となる。特に、遮熱コーティング(TBC)は部品の信頼性向上に有効な技術で、その適用範囲の拡大とTBCの改良開発が積極的に行われている。このように、コーティング技術は今後の高温ガスタービン開発において重要な役割を担っている。

#### 参考文献

- 1) 三誠司; 日本ガスタービン学会誌, 25, (97), 47(1999)
- 2) 秋田栄司, 西田美妃; 日本ガスタービン学会誌, 27, 138, (1999)
- 3) 吉葉正行; 日本ガスタービン学会誌, 25, (97), 57(1997)
- 4) 吉葉正行; 日本ガスタービン学会誌, 25, (98), 80(1997)
- 5) 近崎充夫, 鬼沢賢一, 添野浩; 鉄と鋼, 68, 324(1982)
- 6) 児島慶享, 大高清; 溶射, 28, (2), 58(1991)
- 7) 吉田豊明; 日本ガスタービン学会誌, 27, 426(1999)
- 8) 児島慶享, 山口静; 表面技術, 43, 839(1992)
- 9) 有川秀行, 児島慶享ら; 表面技術第105回講演大会要旨集, 231(2002)
- 10) 吉葉正行; 日本ガスタービン学会誌, 25, (100), 18(1998)
- 11) 石井潤治; 日本ガスタービン学会誌, 27, 161, (1999)
- 12) 河合久孝, 守屋慶一, 吉川正一, 高橋孝二, 小林雄一, 下村慶一; 耐熱金属材料第123委員会研究報告, 36, 447(1995)
- 13) 児島慶享, 和田克夫, 寺前哲夫, 古瀬裕; 高温学会誌, 17, 303(1991)
- 14) 原田良夫; 熱処理, 39, (4), 198(1999)
- 15) R. Annigeri, P. S. DiMascio, R. M. Orenstein, J. R. Zuiker; ASME Paper 2000-GT-580(2000)
- 16) D. M. Gray, Y. C. Lau, C. A. Jhonson, M. P. Borom, W. A. Nelson; US Patent, US 5830586(1998)
- 17) S. M. Meier, D. K. Gupta; ASME Paper 91-GT-40(1991)
- 18) 有川秀行, 西和也, 児島慶享ら; 第16回ガスタービン秋季講演大会講演論文集, p.111(2001)
- 19) 吉葉正行; 日本ガスタービン学会誌, 26, (101), 63(1998)

小特集：ガスタービン用コーティング技術

## 遮熱コーティングの寿命推定

松崎 祐司<sup>\*1</sup>

MATSUZAKI Yuji

川村 昌志<sup>\*2</sup>

KAWAMURA Masashi

キーワード：遮熱コーティング，寿命推定，損傷メカニズム，界面起伏

Thermal Barrier Coating, Life Prediction, Failure Mechanism, Interface Undulation

### 1. はじめに

ガスタービンの高温・高効率化にともない，高温部品への遮熱コーティング（Thermal Barrier Coating；以下 TBC）の適用は，従来のマージナルな利得を期待する考え方から，より積極的な高温化設計に寄与する技術として位置づけられつつある。TBC はその適用エンジン，部位，運用形態に応じて種々の仕様が存在し，また同時に損傷形態も多岐にわたっている。

一般に，産業用ガスタービンはほぼ全負荷状態での長時間連続運転により運用される場合が多い。一方，航空用エンジンでは離陸時の短時間のみが全負荷，運用時間の大部分を占める巡航時が部分負荷であり，これが短時間サイクルで繰り返される運用形態をとる。すなわち TBC の損傷メカニズムを考える場合，産業用ガスタービンではエンジンの起動・停止にともなう非定常効果よりもむしろ高温での定常運転による材料の経時変化に着目するのに対し，航空用ガスタービンでは非定常な熱サイクルの影響をより重視した損傷機構・寿命の考察が不可欠である。

最近では分散型発電システムの普及にともない，産業用ガスタービンにおいても DSS（Daily Start and Stop）により運用されるケースが増加している。したがって，TBC の損傷機構・寿命の考え方においても，航空用ガスタービン同様にエンジンの起動・停止にともなう非定常効果の寄与を重視する必要性が高まりつつある。また炭酸ガス排出削減の観点から産業用ガスタービンにおける天然ガス等低公害燃料への転換は時代の趨勢であり，この点からも航空エンジン分野における損傷機構・寿命推定の研究は参考となる点が少ない。

本稿では，これまでに報告されている TBC の寿命推定・損傷機構の検討例を概観し，より高精度な寿命推定技術の確立のための課題について述べる。

### 2. TBC 寿命の支配要因と寿命推定例

TBC が施されるガスタービン部品は，構造部材である基材に対して，MCrAlY 等の耐食性（耐酸化性を含む）コーティング層（ボンドコート），部分安定化ジルコニア等のセラミック遮熱コーティング層（トップコート）が被覆される 2 層構造が採用される場合が多い。MCrAlY 層はその表層すなわちセラミック層との境界部分においてクロム，アルミニウム等の保護酸化スケール（Thermally Grown Oxide；以下 TGO）を生じることにより，基材の腐食を動力学的に抑制する役割を担っている。一方で，この TGO の成長は TBC 層の剥離をもたらし直接原因と考えられており，この変化量をパラメータとした TBC 寿命の実験整理式と実機運転データの対比が報告されている。

#### 2.1 ボンド層酸化速度に着目した寿命推定モデル

TBC の剥離寿命を，TGO 厚さ( $\delta$ )の放物線則または対数則に従う成長速度およびコーティングが剥離に至る限界 TGO 厚さ( $\delta_c$ )により関連づける考え方が，エンジンメーカ各社から報告されている（文献(1)ほか多数）。図 1，2 は産業用ガスタービン実機模擬翼（LPPS ボンドコート，APS トップコート）における運転温度  $T$  - 運転時間  $t$  の関係を示す一例である。TBC が剥離に至る限界 TGO 厚さ  $\delta$  を  $9 \sim 11 \mu\text{m}$  として，その寿命が速度定数  $k$  をパラメータとしたアレニウス・ダイアグラムで整理できることを示している<sup>(2)</sup>。

$$\ln k = 20.61 - 2.29 \times (1/T \times 10^4) \quad (1)$$

$$\delta = ((8.93 \times 10^6 \exp(-22900/T))t)^{0.234} \quad (2)$$

産業用ガスタービン，特に常用エンジンにおいては，このような実験整理式により比較的精度よく TBC 寿命を記述することが可能である。しかしながら冒頭に述べたように，DSS 運用が増加するにともない，エンジンの起動・停止による非定常効果（材料内部における非弾性歪の蓄積）を考慮した，より高精度な寿命推定法の開発が求められている。

#### 2.2 非弾性歪の蓄積を考慮した寿命推定モデル

General Electric 社では，熱・機械的疲労試験（TMF：Thermo-Mechanical Fatigue test），炉中サイクリック

原稿受付 2002 年 10 月 2 日

\*1 川崎重工業株式会社 ガスタービン開発センター

\*2 川崎重工業株式会社 技術研究所

〒673-8666 明石市川崎町 1 番 1 号

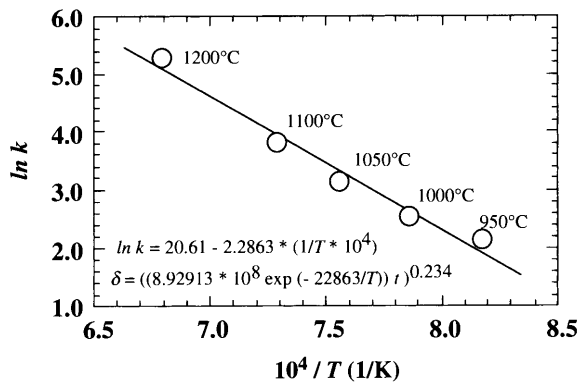


図1 TBCの酸化温度とTGO成長速度定数 $k$ の関係を表すアレニウス・ダイアグラム

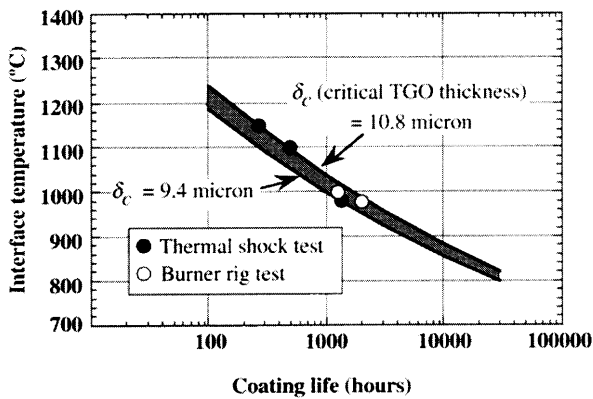


図2 TBC寿命と運転温度(界面温度)の関係

試験 (FCT: Furnace Cycling Test) 等による加速試験および実機データの集積結果から, Factor of Twoの精度でTBCの寿命予測が可能であるとしている<sup>(3)</sup>。

TGO成長速度とTBCに蓄積される非弾性歪を考慮した寿命推定作業は, 1980年代の米国HOST (Hot Section Technology) プログラムの中で, NASA グラントにより精力的に行われた。Millerは, TBCが剥離に至る限界酸化量(重量増)および限界歪量を境界条件として, 両者と剥離寿命 $N_f$ との関係を, Manson-Coffin則およびMiner則を用いて整理した<sup>(4)(5)(6)</sup>。

$$\sum_{N=1}^{N_f} ((1-\epsilon_r/\epsilon_f)(w_N/w_c)^m + \epsilon_r/\epsilon_f)^b = 1 \quad (3)$$

$\epsilon_r$ : 熱膨張ミスマッチ歪の膜厚方向成分,  $\epsilon_f$ : 破壊に至る歪,  $w_N$ : 第 $N$ サイクルにおける酸化重量増,  $w_c$ : 破壊に至る限界酸化重量増,  $m, b$ は実験補正係数である。このモデルでは, TGOの成長にともない, 熱膨張ミスマッチ歪が次第に増大することを仮定している。一方, TGO成長にともない破壊に至る限界歪量が, 初期値 $\epsilon_{f0}$ から次第に減少するとの仮定にもとづくモデルも同時に提案している。

$$\sum_{N=1}^{N_f} ((1-\epsilon_{f0}/\epsilon_r)(w_N/w_c)^m + \epsilon_{f0}/\epsilon_r)^{-b} = 1 \quad (4)$$

後に DeMasi-Marcin らはこの関係式を改良し, ボンドコートの酸化速度をTGO厚さの変化で定量化している<sup>(7)(8)</sup>。

$$N_f = A (\Delta\epsilon_p/\Delta\epsilon_t)^{-b} \quad (5)$$

$$\Delta\epsilon_t = \Delta\epsilon_{t0}(1-\delta/\delta_c) + \Delta\epsilon_p(\delta/\delta_c) \quad (6)$$

$$\Delta\epsilon_p = \Delta\epsilon_h + \Delta\epsilon_c + \Delta(\alpha\Delta T) - 2\sigma_y/E \quad (7)$$

$\Delta\epsilon_p$ : 非弾性歪,  $\Delta\epsilon_t$ : 全歪,  $\Delta\epsilon_{t0}$ : TBCが1サイクルの熱負荷で剥離に至る全歪量,  $\Delta\epsilon_h, \Delta\epsilon_c$ : 非定常加熱・冷却による歪,  $\Delta(\alpha\Delta T)$ : 熱膨張ミスマッチに起因する歪,  $2\sigma_y/E$ : TBCの弾性歪,  $A$ は実験補正係数である。

上記モデルは, 本質的にTBCの剥離寿命を支配していると考えられるボンドコート酸化の量と, 熱サイクル負荷にともなうTBC非弾性歪量の蓄積過程の両方を考慮した推定式となっており, 特定のTBCシステムに対する豊富な材料物性および実機運転データにより, 高精度の寿命推定が可能なものと考えられる。

しかしながら, 広範なTBCシステム(適用材料, 施工プロセス, 使用環境等のバリエーション)に応用可能な寿命推定法を確立するためには, 微視的領域での破壊・変形挙動を含めたTBCシステム全体の損傷メカニズムを明らかにし, 寿命推定モデルを一般化することが必要である。さらに, 長寿命のTBCをより効率的に開発するためにも, 損傷メカニズムを理解することは極めて重要である。

### 3. 損傷機構の考察

精緻な実験, 観察, モデル計算により, 前項に述べた非弾性歪の微視的観点からの由来を明らかにしようとするいくつかの試みが報告されている。

#### 3.1 グローバルな応力の傾向

TBCの破損の直接的原因となる応力が, 熱膨張ミスマッチに起因する皮膜面内の圧縮応力であることは広く知られている。このことは, 施工方法の種類を問わずTBCが数百度の高温プロセスで施されること, またその応力開放のために, 実機搭載前に高温での熱処理を経て室温まで冷却されることから容易に想像される。またTBCの破損がTGO成長にともなって生じる応力による場合であっても, TGOが実機運転中の高温で成長することを考えれば, その室温への冷却過程で熱膨張ミスマッチに起因する面内圧縮応力が発生することが理解される。

Pratt & Whitneyでは, コーティングの破損(スポーリング)は常に面内残留圧縮応力によって起こること, すなわちTBCの寿命は構成材料の圧縮強度と臨界圧縮応力との関係で決定づけられると報告している<sup>(9)</sup>。その上で, TBCシステムがGen I (APSボンドコート),

Gen II (LPPS ボンドコート), Gen III (EB-PVD トップコート) と変遷するにつれ, 圧縮強度の最も弱い部分, すなわち TBC をスポーリングに至らしめるマイクロクラックの生成サイトが, ボンドコートからトップコート/ボンドコート界面, TGO および TGO/ボンドコート界面へと変化してきたとしている。

Retting (Siemens 社) らの報告にも, 本質的に亀裂の進展を引き起こすのは面内の圧縮応力であることが述べられている<sup>(10)</sup>。彼らはレーザ熱サイクル試験および AE (acoustic emission) 解析結果より, 皮膜面内の圧縮残留応力および加熱過程の非定常圧縮応力によって界面に平行な亀裂が進展し, TBC の焼結および TGO の成長 (7–8 $\mu$ m 以上) によってエネルギー開放率が一段と上昇して TBC が剥離に至ると推定している。

Padvan らは, 非定常加熱・冷却環境での応力発生状況を計算している。その結果, コーティング面内に生じる圧縮応力は加熱開始直後 (1 秒以内) に最大となり, この圧縮応力がコーティングのスポーリングを助長する (in-phase failure) 可能性があるとしている<sup>(11)</sup>。この結果は, 著者らの研究グループが行った, 水素燃焼バーナを用いた TBC の非定常加熱・冷却試験結果 (図 3～4) と良好に一致している<sup>(2)</sup>。同試験では, 限界量を超える面内圧縮歪が生じる加熱開始直後において, TBC トップコート内界面近傍で剥離している。

### 3.2 界面起伏に起因する応力

特に溶射法により施工される TBC のトップコート/ボンドコート界面は数十～百ミクロン規模の起伏 (un-

dulation, asperity) を有している。この起伏は, トップコートの機械的な固定に寄与していると同時に, 前節で述べたグローバルな面内圧縮応力下において極めて複雑かつ局所的な応力分布を生じる原因となっている。

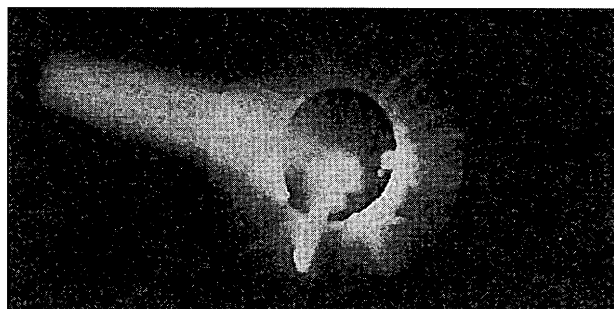
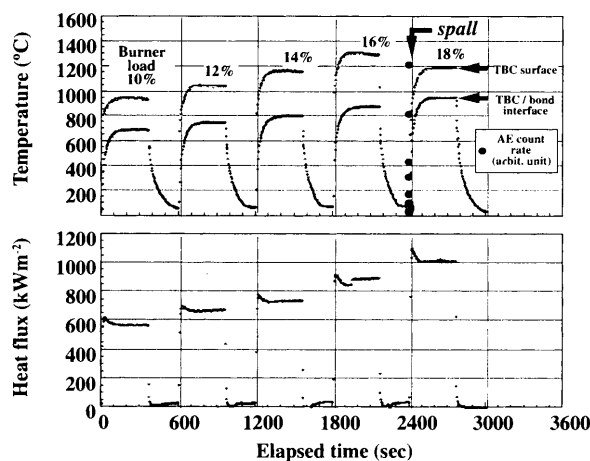


図3 水素燃焼ガスを用いた非定常加熱・冷却試験

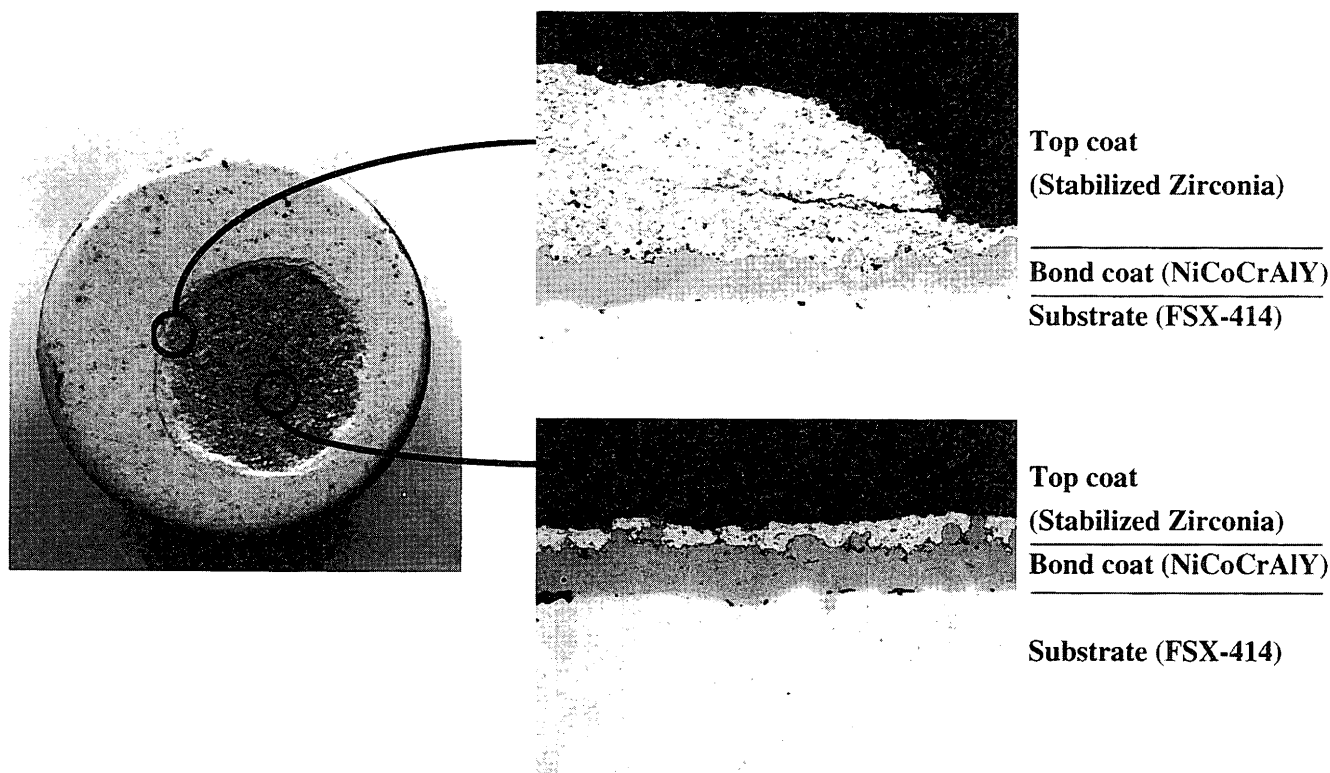


図4 非定常加熱・冷却試験により生じた剥離 (スポーリング)



プラズマ溶射コーティングの界面起伏に起因する局所的な応力分布(施工直後の残留応力および TGO 生成後の応力)を解析した最初の試みは 1987 年に発表された Chang らの論文に見られる<sup>(12)</sup>。彼らは界面起伏を振幅  $50\mu\text{m}$  の正弦波にモデル化し、溶射施工直後(室温への冷却後)および TGO 成長後の界面近傍での残留応力状態を有限要素解析により推定している。同報告によれば、溶射施工直後の TBC 膜厚方向の引張残留応力は起伏ピーク部で最大となり、一方で TGO 生成後の応力は谷部で最大となることを見だし、それぞれの引張応力下で生じる亀裂のリンクアップによりコーティングが破壊するとのモデルを提案している。

著者らの研究グループでは、1995~1997 年にかけてこの問題をトレースし、Chang らと同様の結果を得た<sup>(13)</sup>。すなわち TBC 膜厚方向の残留応力は、溶射施工直後では起伏ピーク部で最大の引張応力、谷部では圧縮応力となり、TGO 成長にともないこの傾向が逆転する(図 5~6)。この結果をもとに、トップコート施工前にボンドコート表面へ予め酸化物層を設置することにより、施工直後の起伏ピーク部における熱膨張ミスマッチ応力が大幅に低減し、格段の長寿命化が可能であること、また TBC を剥離に至らしめる最終的な駆動力は谷間部に生じる膜厚方向の引張応力であること、さらに発生応力の大きさは起伏のサイズ、形状に依存していることを見出した。

Kerckhoff らも同様の結果、すなわち起伏を有するボンドコート/トップコート界面での起伏ピーク部応力(膜厚方向)、起伏谷部応力(同)の傾向は、TGO 生成前

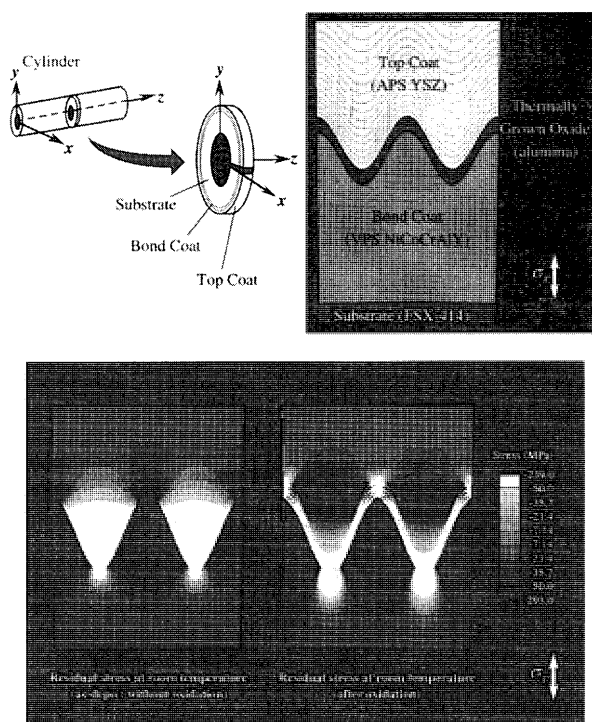


図5 界面に生じる局部応力の計算結果

後で逆転することを報告している<sup>(14)</sup>。

Hsueh らは、起伏ピーク部における膜厚方向引張応力は、熱膨張ミスマッチ応力および基材からの拘束による重畳効果であるとしている<sup>(15)</sup>。彼らの報告によれば、TGO 成長にともなって拘束応力の寄与が増大する。さらに、起伏ピーク部での引張応力は、起伏の振幅(高低差)が大きいほど、また起伏ピーク部の曲率が大きいほど高く、TGO 成長にともない圧縮側へと変化する。谷部膜厚方向応力は、TGO 成長初期では圧縮側であるが、TGO 成長にともないこの圧縮応力がやや緩和される、としている。

### 3.3 亀裂進展の考察

以上のように、界面起伏に起因する亀裂発生メカニズムは次第に明らかにされつつある。しかしながら、亀裂進展、TBC のバックリング破壊(スポーリング)に及ぼす面内圧縮応力の影響、とりわけ熱サイクル負荷による非定常な面内圧縮応力の増大により、TBC の剥離寿命が如何なる影響を受けているのか、そのメカニズムは必ずしも明らかとなっていない。

図7は、亀裂の進展にともなう亀裂先端での応力拡大係数と面内圧縮応力との関係を計算した結果である<sup>(13)</sup>。プラズマ溶射皮膜の臨界応力拡大係数を考慮すれば、前記の界面起伏谷間部に生じる亀裂の、ピーク間距離の半長を超えての進展、すなわちこの亀裂が、隣接するピーク部に施工直後において既に生じているであろう亀裂に到達するために要する面内圧縮応力は約 700~1000 MPa のレベルとなっている。FEM 解析結果より、非定常加熱効果を考慮した上でも、このレベルの面内圧縮応力が TBC に作用しているとは考え難く、面内圧縮応力を駆動力とするスポーリングのメカニズムは依然として不明である。

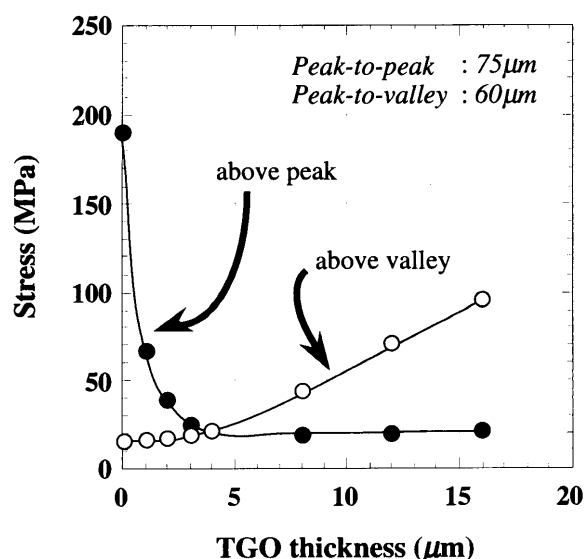


図6 界面起伏ピーク部・谷部の応力変化

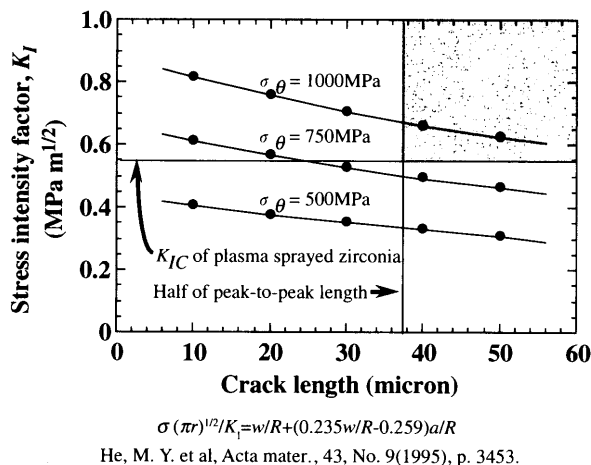


図7 応力拡大係数と面内圧縮応力との関係の一例

### 3.4 幾何的不整界面におけるマイクロ・メカニクス

微小領域での変形・破壊メカニズムの解明を目的とした研究は、1990年代の後半より、Evansらの研究グループによって精力的に進められている。

溶射法およびEB-PVD法により施工されるTBCは、それぞれトップコートの微細組織の違いとともに、トップコート/ボンドコート界面の平滑度の違いが特徴として挙げられるため、各々の損傷メカニズムも異なるものと理解されている。しかしながら平滑な界面を有するEB-PVDコーティングにおいても、TGO成長と熱サイクル負荷にともない界面に幾何的不整（Geometrical imperfections：起伏、析出物）を生じ、複雑な亀裂発生・進展挙動を示す。Evansらはこの幾何的不整界面に着目し、そのモデル化と熱サイクル負荷条件下での非弾性変形因子を考慮した亀裂進展挙動の解明を試みている。

#### 3.4.1 本質的な界面強度とその劣化要因

清浄な純系異材界面（金属/酸化物）は、時間依存の材質劣化をとまなわない限りにおいて一般に充分な剥離強度を有している。意図的に界面へ導入された予亀裂であっても、その進展にともない構成材料の塑性流動（非弾性変形）によって亀裂偏向が生じ、界面ではなく何れかの材料内において接合体が破壊する場合が多い<sup>(16)</sup>。また異材界面における幾何的不整は局所的な結合乖離を促すが、この幾何的不整が完全な周期性を持つ限りにおいて界面はなお安定で充分な剥離強度を有しており、完全剥離（スポーリング）に至るには相当レベル（100 MPa規模）の面外引張応力が必要である<sup>(17)</sup>。この結果は、TBCのスポーリングを誘発する潜在的要因が、界面における材質変化（TGOの生成・成長）および界面の不規則な幾何的不整（溶射界面、アルミナ以外の酸化物生成サイトなど）であることを示唆している。

#### 3.4.2 亀裂の発生・進展形態

プラズマ溶射TBCにおける亀裂進展形態は、トップコート内での破壊（white failure：図4）のみならず、TGOのクリティカル厚さ（1サイクルの熱負荷で剥離に

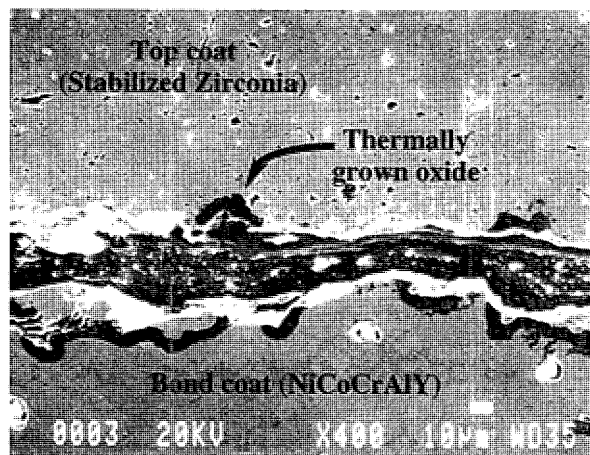


図8 TGOを貫通して破損するプラズマ溶射被膜の例

至るTGO厚さ）である $5.5\mu\text{m}$ 前後を境に急変してTGOを貫通するケースが見られる（図8<sup>(2)</sup>）。RabieiらはTBCの弾性係数と臨界応力拡大係数、TGOのクリティカル厚さ、TGO成長にともなう体積変化により発生する応力（Pilling-Bedworth Stress）の相関から亀裂進展経路の予測を試みている<sup>(18)</sup>。一方、EB-PVDによるTBCについては、TGO成長初期においてトップコート内またはTGO内でのmode I亀裂の発生（SSB：Small Scale Buckling）、TGO成長にともないmode IIのTGO/ボンドコート界面でのSSBが見られる。TGO中のイットリウム（複）酸化物の存在による優先的酸素拡散サイト、サルファー偏析サイト等において幾何的不整界面が発達し、その近傍でSSBが生じている<sup>(19)</sup>。

#### 3.4.3 幾何的不整とTGO成長、熱サイクルの関係

熱サイクル負荷にともなうTGO面の不安定変形現象すなわち幾何的不整の発達過程を詳細観察した結果（EB-PVD被膜）によれば、熱負荷サイクル数の増大にともなうTGO内に生じる歪の面内方向成分が支配的となり、ボンドコートの面外方向非弾性変形をとまなうTGO面はボンドコート内へ変形する。SSB亀裂はこの幾何的不整領域で発生し、これらがリンクして大規模なスポーリング（LSB：Large Scale Buckling）に至る<sup>(20)</sup>。熱サイクルをとまなわない高温環境下にTBCが長時間保持されTGOを生成する場合には、このような不安定変形現象は認められない<sup>(21)(22)(23)</sup>。

不安定変形の蓄積速度は、TGO厚さに対するTGO面の幾何的不整の相対的なサイズに依存している。幾何的不整サイズの変化量がTGO厚さに近づくにつれて変形は次第に抑制される。TGOの成長が放物線則に従う場合には、これにともなう不安定変形の蓄積速度も著しく低下する<sup>(23)</sup>。

## 4. 寿命推定法の高度化に向けて

エンジンの起動・停止がTBCの寿命に及ぼす影響が相対的に重視される傾向にある中で、TGOの成長速度

のみに着目した寿命推定法は、TBCの寿命を過大評価する可能性があり、熱サイクル負荷の影響を重視した寿命推定法の確立が必要である。

一方で、これまでに報告されている熱サイクルを考慮した寿命推定モデルには、特定のTBCシステムに関する経験的なデータにもとづく補正項が含まれており、広範なシステムに適用可能なモデルとなっていない。様々な適用部品、使用環境、施工方法に対して適用可能な寿命推定法を確立するためには、TBCの損傷メカニズムに立脚したモデルの構築が不可欠である。

損傷メカニズムを理解する上では、特に材質の非弾性変形をとまなう熱サイクル負荷下での局所応力の発生メカニズムを明らかにすることが重要であり、前章までに述べたとおり、この点に着目した検討例が散見されるようになってきたことは寿命推定法の高度化における大きな前進であると言える。

今後は、トップコートの物性および界面性状の違いに起因するプラズマ溶射とEB-PVD皮膜それぞれに特有な損傷機構、また共通する問題等の整理も必要であろう。またモデルの一般化を困難にしている、特定の使用環境におけるボンドコートの異常酸化現象、ホットコロージョンやトップコートの焼結による材質変化、エロージョン現象など、TBCを損傷に至らしめる多様な要因についても、TBC寿命との定量的な関係を明らかにして行くことが重要である。

### 参考文献

- (1) Strangman, T. E., Thin Solid Films, 127(1985)p. 93
- (2) Kawasaki Heavy Industries, Ltd., In-House Data
- (3) Annigeri, R., DiMascio, P. S., Orenstein, R. M., Zuiker, J. R., Thompson, A. M., Lorraine, P. W., Dubois, M., ASME International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition, Munich, Germany, 2000-GT-580
- (4) Miller, R. A., J. of American Ceramic Society, 67-8(1984)p. 517
- (5) Miller, R. A., Surface and Coating Thechnology, 30(1987)p. 1
- (6) Miller, R. A., J. of Engineering for Gas Turbines and Power, 111(1989)p. 301
- (7) DeMasi-Marcin, J. T., NASA Contractor Repor CR-179508.
- (8) Cruse, T. A., Stewart, S. E., Otiz, M., Transactions of ASME, 110(1988)p. 610
- (9) Bose, S., DeMasi-Marcin, J., J. of Thermal Spray Technology, 6(1999)p. 99
- (10) Retting, U., Bast, U., Steiner, D., Oechsner, M., ASME International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition, Stockholm, Sweden, 1998-GT-336
- (11) Padvan, J., Dougherty, D., Hendricks, R., Braun, M. J., Chung, T. F., J. of Thermal Stress, 7(1984)p. 51
- (12) Chang, G. C., Phucharoen, W., Surface and Coatings Technology, 30(1987)p. 13
- (13) Matsuzaki, Y., Unpublished results, Augst 1997, Material Science and Engineering Dept., Massachusetts Institute of Technology.
- (14) Kerkhoff, G., Vaßen, R., Stover, D., European Federation of Corrosion Publications, 27(1999)p. 373
- (15) Hsueh, C-H., Fuller, E. R., Materials Science and Engineering, A 283(2000)p. 46
- (16) Evans, A. G., Hutchinson, J. W., Wei, Y., Acta Mater., 47(1999)p. 4093
- (17) Evans, G. A., Huchinson, J W., He, M. Y., Acta Mater., 47(1999)p. 1513
- (18) Rabiei, A., Evans, A. G., Acta Mater., 48(2000)p. 3963
- (19) Mumm, D. R., Evans, A. G., Acta Mater., 48(2000)p. 1815
- (20) Mumm, D. R., Evans, A. G., Spitsberg, I. T., Acta Mater., 49(2001)p. 2329
- (21) Karlsson, A. M., Levi, C. G., Evans, A. G., Acta Mater., 50(2002)p. 1263
- (22) Karlsson, A. M., Xu, T., Evans, A. G., Acta Mater., 50(2002)p. 1211
- (23) He, M. Y., Hutchinson, J. W., Evans, A. G., Acta Mater., 50(2002)p. 1063

小特集：ガスタービン用コーティング技術

## コーティングの損傷機構と評価技術

中山 真人<sup>\*1</sup>

NAKAYAMA Masato

キーワード：耐食コーティング，熱遮へいコーティング，劣化，損傷，評価，ガスタービン  
 CoNiCrAlY, NiCr, Thermal Barrier Coating, Degradation, Evaluation, Damage, Gas  
 Turbine

## 1. はじめに

ガスタービンの燃焼器，静翼，および動翼といった燃焼ガスパス部を構成する高温構造部材は熱的，機械的，および化学的に多様な負荷を受ける。したがって，運転環境や運転条件によって劣化損傷要因が複雑多岐にわたるため，これら部材の劣化損傷の形態も多様である。しかるに，対象となるガスタービンが主に何の負荷を受けるか，また，劣化損傷主要因が何であるかによって部材の劣化損傷機構も変化するもので，実験室レベルで実機条件の一部を再現し，評価するには負荷形態や劣化損傷主要因をしっかりと捉えておく必要がある。

高温構造部材の表面に耐環境性を確保するために施された耐食コーティングや熱遮へいコーティング（Thermal Barrier Coating：TBC）は，現在のところ高温構造部材本体よりも早期に使用寿命を迎えるので，高温構造部材の耐用期間中に1ないし2回再コーティングが行われている。再コーティングを行うことで高温構造部材の長寿命化が図られている。また，今後は燃焼ガスの高温化に伴ってこれらコーティングには従来のような保険的性格をもった付加的要素ばかりではなく，高温構造部材本体の寿命を直接支配する必須要素が加わるため，コーティングの劣化損傷機構の解明は急務な課題である。コーティングの劣化損傷機構を解明するに当たっては，使用寿命が短く，その機構は高温構造部材の本体以上に負荷形態や劣化損傷主要因に左右されるので，実験室における評価は対象ガスタービンの使用環境，さらには対象部材まで掘り下げて考慮し，行う必要がある。

本稿では，耐食コーティングとTBCの一般的な劣化損傷形態を紹介し，最近行われているコーティングの評価技術について概説する。コーティングの評価技術に関しては，コーティングの機械的，熱的特性を評価する試験法，重電メーカーが実施している予防保全ならびに余寿命診断評価技術，さらには現在開発中のコーティングシステムの耐久性を評価する試験装置について述べる。

## 2. コーティングの劣化損傷形態

## 2.1 耐食コーティングの劣化損傷形態

耐食コーティングの損傷形態は，高温構造部材本体（基材）のひずみの大きさによって2つに大別される。この場合，ひずみとは基材の熱膨張による熱ひずみと構造部材の温度分布や拘束，遠心力等から生じる機械的ひずみ（弾性，塑性，クリープひずみ等全ひずみ）の総和を指す。基材が低ひずみ領域にある場合，耐食コーティングは図1<sup>(1)</sup>に示すように，一般に高温では延性を示すため，き裂が耐食コーティングの表面に発生しても定格運転時には内部に進展しにくい。停止から起動過程においてき裂は進展するが，低ひずみのため進展量は小さい。したがって，耐食コーティング内のき裂は停留する形となる。その後，図2に示すように，き裂先端部が燃焼ガスによって酸化され，やがて隣接するき裂の酸化領域と合体する。これによって耐食コーティングがはく離するケースも生じる。一方，基材が高ひずみ領域にある場合，き裂の発生は早期に生じ，また，進展量も大きい。耐食コーティング内のき裂は停留せず基材との界面に達する。き裂が耐食コーティング／基材の界面に達すると，図3に示すように，基材の表面が酸化され，これが起点となって基材にき裂が進展する<sup>(2)</sup>。また，Heらの研究<sup>(3)</sup>によると，耐食コーティングに発生したき裂が耐食コーティング／基材の界面を通過する際の進展挙動は，界面の破壊抵抗と基材の破壊抵抗の相対的比率によって大きく左右される。すなわち，界面の破壊抵抗  $G_{in}$  と基材の破壊抵抗  $G_s$  の比率， $G_{in}/G_s$  が

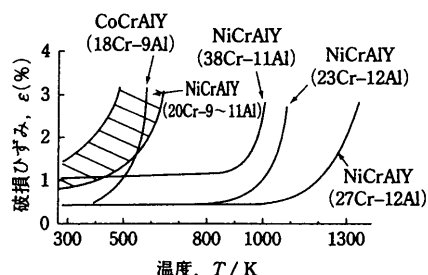


図1 耐食コーティングの破損ひずみと温度の関係

原稿受付 2002年10月21日

\*1 財電力中央研究所 横須賀研究所 機能材料部  
 〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂2-6-1

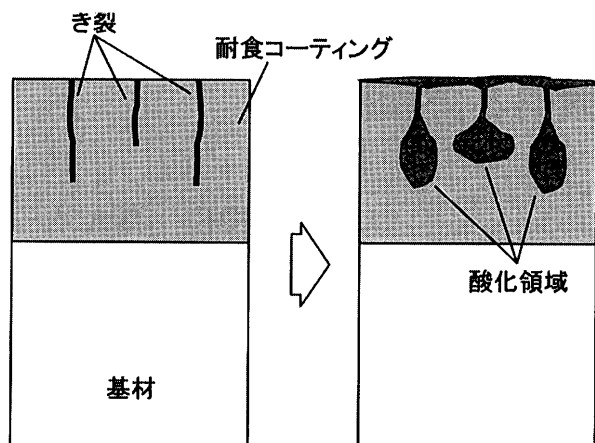


図2 耐食コーティング内のき裂の停留と酸化

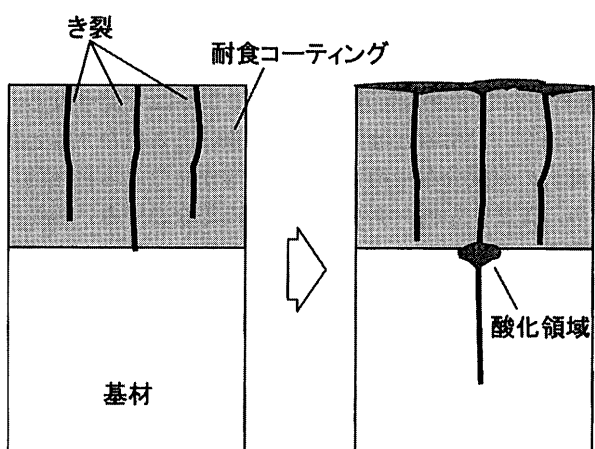


図3 基材へのき裂の進展

$$G_{in}/G_s < (G_{in}/G_s)c \quad (1)$$

の条件を満たすとき、き裂は界面において偏向し、その後は界面に沿って伝播する。一方、

$$G_{in}/G_s > (G_{in}/G_s)c \quad (2)$$

の条件を満たすときは、き裂は基材中へと進展していく。図4に、耐食コーティング/基材の界面におけるき裂の進展挙動を耐食コーティングと基材の弾性係数の相違を表わすパラメータ $\alpha$ で整理した結果<sup>(3)</sup>を示す。式(1)および式(2)における $(G_{in}/G_s)c$ は図中の曲線で表わされる。一般には、耐食コーティングを溶射成形した後は拡散熱処理および時効熱処理を行い、十分に耐食コーティング/基材の界面強度を得ているので、式(1)を満たす条件の場合は少なく、実機において界面へのき裂の偏向が見られるのはまれである。

耐食コーティングの劣化に関しては、タービン入口温度の著しい高温化が図られている現在、Al拡散によって耐酸化性を有する従来型コーティングの耐用温度が限界に達しつつあるという点で相当深刻化している<sup>(4)</sup>。特に最近では、燃焼ガスの主成分である窒素吸収に起因した耐食コーティング材質劣化(異常酸化)問題<sup>(5)</sup>や、耐

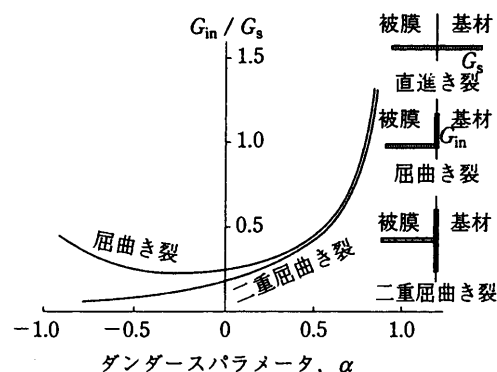


図4 耐食コーティング/基材界面におけるき裂の進展挙動

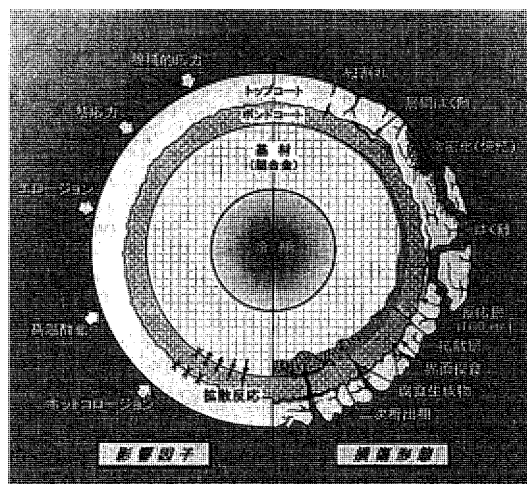


図5 TBCの劣化損傷に影響を与える因子とその形態

食コーティング/基材界面での二次拡散により発達した二次反応領域を起点とする組織変化と早期破損問題<sup>(6)</sup>等が深刻化している。耐食コーティングの表面にAl拡散処理を行い、耐酸化性を向上させる手段もとられているが、Al拡散層は脆弱であるため、き裂を誘発する欠点もあり有効な方法とは言い切れていない。

ここでは、耐食コーティングの損傷、主にき裂形態の損傷と材質の劣化に分けて記述したが、実際のガスタービンでは多様な環境条件下で劣化と損傷が複合され、劣化損傷要因の単独因子のみの場合とは大きく異なり、著しく促進される場合が多い。

## 2.2 TBCの劣化損傷形態

図5に、吉葉<sup>(6)</sup>が溶射で成形されたTBCを例に、TBCの劣化損傷に影響を与える要因と、これまでに実機で観察されている主な劣化損傷形態を模式的にまとめたものを示す。様々な負荷側の熱的、機械的、および化学的要因に加え、トップコート/ボンドコート界面やボンドコート/基材界面における各種構成元素の拡散に伴う組成、組織変化もまたTBCシステム全体の性能に重大な影響を及ぼす。実際のガスタービンでは、これらの複合型の劣化損傷要因のもとでTBCシステムの性能低下が起こる場合と、1つとは限らないがどれかの劣化損傷要因が特化されてTBCに劣化損傷が生じる場合とがある。

例えば、発電用ガスタービンの第一段動翼において、ベースロード用に運転されている場合の TBC にはボンドコート／基材界面に十数  $\mu\text{m}$  程度の酸化生成層が見られたが、トップコート内には巨視的なき裂は見られなかった場合がある。このガスタービンは起動・停止回数が少なく、機械的な応力の繰返しが少なかったためと考えられる。一方、図 6 には、製鉄所において製鋼用転炉ガスと灯油を燃料として 1 週間毎に起動・停止される WSS 運転用の LDG ガスタービンの第一段静翼に施工された TBC の断面写真を示す<sup>(7)</sup>。運転総時間はそれぞれ 13,200 時間および 24,900 時間である。起動・停止回数もそれぞれ 109 回および 236 回と多い。Yoshiba らによると、左側の TBC では、腹側面の破損と消耗(減肉)が著しく、トップコートが完全に脱落した部分も見られた。腹側面トップコートの減肉と変質には、Fe 酸化物の飛来によるエロージョン-コロージョンが大きく関与していると考えられる。また、トップコート内のき裂を通して腐食性成分が容易に侵入し、硫化-酸化反応に基づく溶融塩腐食がトップコート／ボンドコート界面に沿って選択的に生じていることも観察された。これに対して右側の TBC では、左側の TBC に比べて約 2 倍の使用時間にもかかわらず、減肉はほとんど見られず、耐エロージョン-コロージョン性に優れていることがわかった。ただし、起動・停止の繰返しによってトップコート内に縦き裂が多数発生していることが確認された。図 7 には、発電用ガスタービンの尾筒に施工された TBC の断面写真を示す<sup>(8)</sup>。正味運転時間は約 18,000 時間、起動・停止回数は約 120 回である。図 7 からわかるように、尾筒額縁角部に施工されたトップコート内にははく離き裂が生じている。これは、熱変形する際、尾筒内面平滑部に比べて大きく面外変形するため、トップコートに大きな機械的応力が負荷されたことによる。このガスタービンの燃料は LNG であるため、トップコート／ボンドコート界面においては、上述の TBC に見られたような腐食劣化は見られず、酸化による生成層の成長のみが観察された。

このように、実機における TBC の劣化損傷形態は様々な様相を呈しており、実験室レベルで再現する場合、従来多様されてきた高温酸化・腐食実験のみでは、例えば数多くの熱サイクルを負荷しても複合的な評価を行うことは難しい。さらに、熱サイクルの負荷においてもトップコート内に熱勾配が生じるような負荷形態でなければ的確な再現は不可能である。実機環境を模擬した熱機械的特性評価が必要であるが、これについては次節において述べる。

### 3. コーティングの評価技術

コーティングの評価技術に関しては、①コーティングの諸特性を評価する試験法、②実機を対象とした予防保全ならびに余寿命診断に関連した評価方法、③コーティ

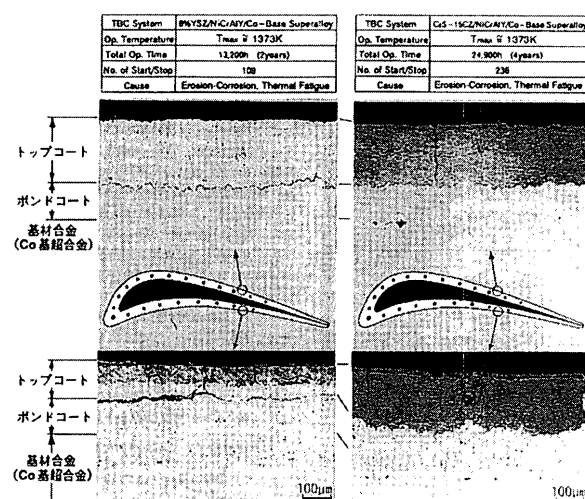


図 6 TBC の劣化損傷形態例 (LDG ガスタービン, 1 N)

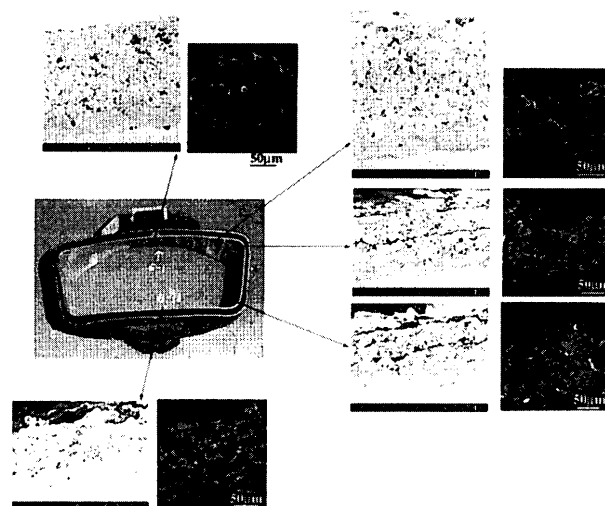


図 7 TBC の劣化損傷形態例 (LNG ガスタービン, 尾筒)

ングを基材に施工して熱的、機械的、および化学的に負荷を与え、複合的な劣化損傷形態を評価する試験法の 3 つについて紹介する。

#### 3.1 コーティングの特性評価試験

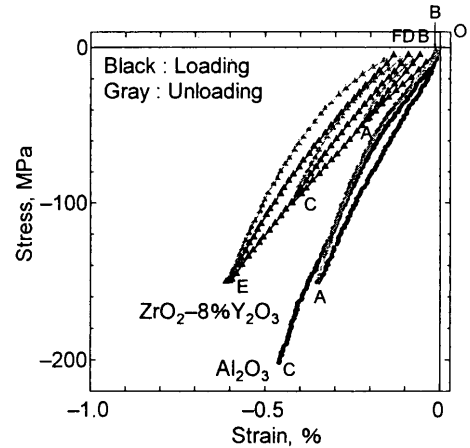
コーティングの評価試験法としては、JIS H 8666 で①厚さ試験法、②密着性試験法、③硬さ試験法、④有孔度試験法、⑤熱衝撃試験法の 5 つが規定されている。ここでは、コーティングの耐久性を評価する上で重要な機械的、熱的特性、および界面強度特性を把握する試験法について、現在開発されている研究的な評価試験法を中心に紹介する。

##### 3.1.1 機械的、熱的特性の評価

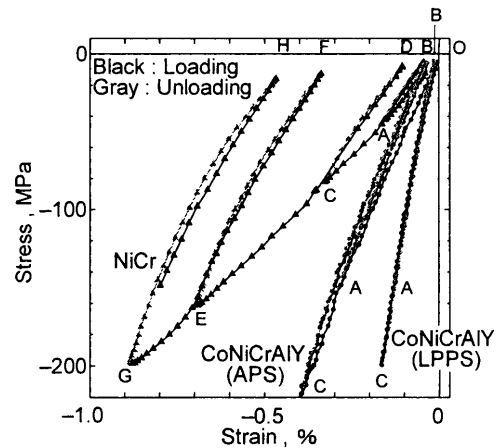
コーティングに発生する熱応力を定量的に評価するためには、コーティングの縦弾性係数、ポアソン比、応力一ひずみ特性等の機械的特性、および線膨張係数、比熱、熱伝導率等の熱的特性を把握する必要がある。縦弾性係数およびポアソン比の測定は電気炉を有した共振式測定装置、線膨張係数の測定は示差式測定装置、比熱および

熱伝導率の測定はレーザフラッシュ法測定装置により行うことができる<sup>(9)</sup>。応力—ひずみ特性、あるいは荷重—変位曲線の測定については、図8および図9に示すような方法で行うことができる<sup>(10,11)</sup>。図8における試験方法はコーティングの膜厚が約300  $\mu\text{m}$  と実際の施工厚さに近く、また、ひずみ測定にレーザスペクル法を用いていることが特徴である。図10に、溶射で成形した8YSZ,  $\text{Al}_2\text{O}_3$ ,  $\text{CoNiCrAlY}$ ,  $\text{NiCr}$  コーティング試験片の室温における圧縮変形挙動の測定例を示す<sup>(10)</sup>。圧縮試験は負荷—除荷を繰返し、図中においてO→A→B→C→D……の順に連続して行った。繰返し負荷は段階的に増加させた。図10より、 $\text{CoNiCrAlY}$  コーティングは圧縮応力—ひずみ関係に非線形性がほとんどなく、ほぼ弾性挙動を示すが、それ以外は非線形性を示すことがわかる。これらの変形挙動は弾塑性変形とは異なり、溶射膜の扁平粒子同士のすべりや空孔の収縮が原因と考えられる。図11には、図9に示した3点曲げ測定法により得られた $\text{NiCr}$  溶射コーティング試験片の荷重—変位曲線の一例を示す<sup>(11)</sup>。コーティング試験片の縦弾性係数はバルク材と比較して約1/4である<sup>(11)</sup>。いずれの場合もコーティング特有の特性を示すため、これらを正確に把握することは重要である。

す<sup>(11)</sup>。コーティング試験片の縦弾性係数はバルク材と比較して約1/4である<sup>(11)</sup>。いずれの場合もコーティング特有の特性を示すため、これらを正確に把握することは重要である。



(a) Ceramics coatings



(b) Metal alloy coatings

図10 溶射コーティングの圧縮応力—ひずみ特性

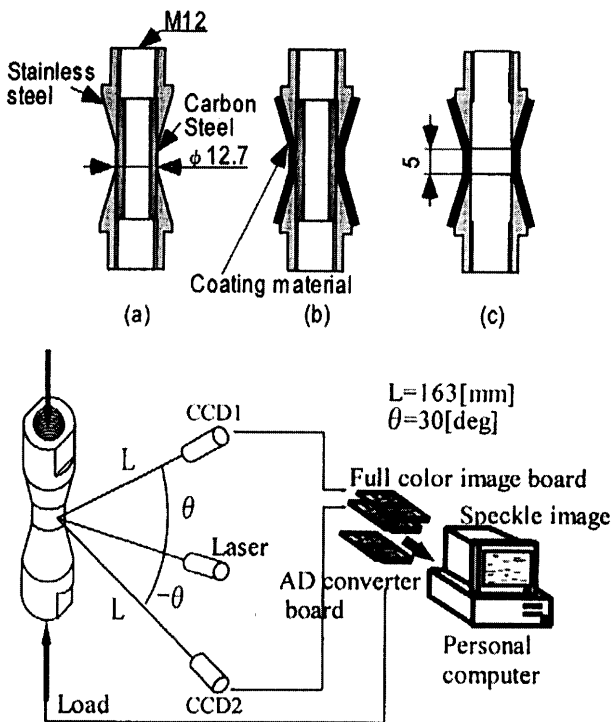


図8 試験片作成方法とレーザスペクル法を用いた試験装置概略図

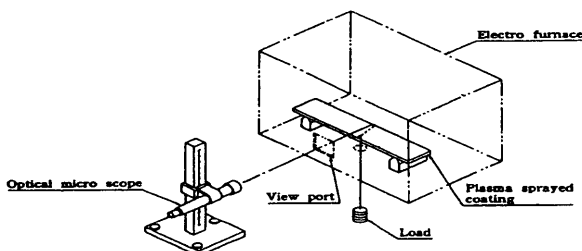
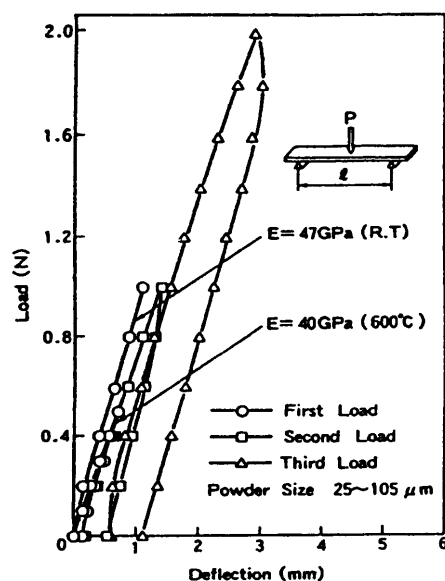


図9 3点曲げによる荷重—変位曲線の測定

図11  $\text{NiCr}$  溶射コーティングの荷重—変位曲線

### 3.1.2 界面強度特性の評価

コーティングの界面強度を測定する方法としては、スクラッチ試験法、接着試験法、接着引き倒し試験法、ピール試験法等があるが、溶射で成形したコーティングを対象とする場合、これらの試験方法では不都合な点が多い。納富ら<sup>10)</sup>は、図12に示すピン試験法で溶射成形したCoNiCrAlYおよび8YSZコーティングの界面強度を測定している。これは、中心に穴を有する円形平盤にピンを設置し、上平滑面に溶射コーティングした後、ピンを引き抜く方法である。高温での測定も可能であるが、ピンとコーティングの界面端部は応力特異場となるため、コーティングの膜厚やピンの直径により試験結果が大きく変化する。そこで、応力特異場を表わすパラメータを導入し、このパラメータで破壊クライテリオンを決定すると、コーティングの膜厚やピンの直径によらず普遍的な離界面値が得られている。図13には、4点曲げ試験法を用いて界面強度を測定する方法を示した<sup>12), 13)</sup>。

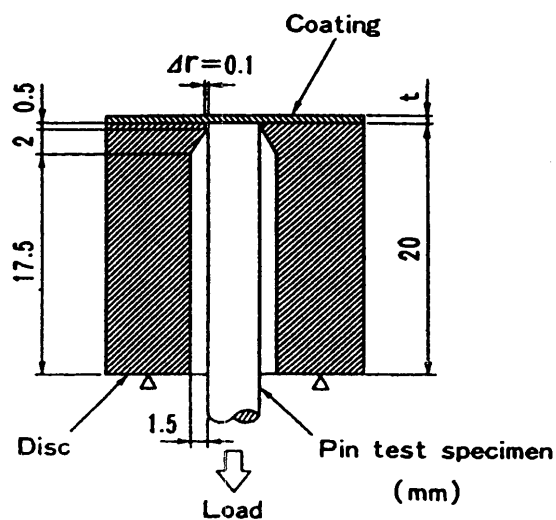
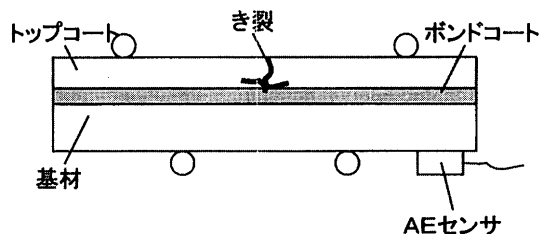
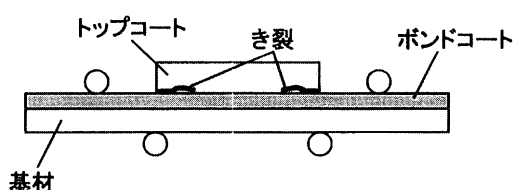


図12 ピン試験法概略図



(a) 平滑試験片



(b) 突出試験片

図13 4点曲げによる界面強度測定法

コーティングが基材からはく離する時の基材のたわみ量をAEセンサや荷重-変位曲線の屈曲点から求め、有限要素法解析によりはく離き裂開始点の破壊応力を算出した。この4点曲げ試験法はコーティングと基材の機械的特性が大きく異なることが好適条件であり、TBC等セラミック溶射コーティングの界面強度測定に適している。

TBCの場合、実機の劣化損傷形態の中には、トップコートが水膨れのようにボンドコートから浮き上がる様相を呈しているものも観察される。これは、トップコート/ボンドコートの界面近傍に生じた初期微小はく離き裂を起点にして、トップコートの横方向に生じた圧縮応力によってトップコートが座屈し、基材の変形とともに増大する座屈力を駆動力としてはく離き裂が界面近傍を進展した結果と考える。荒井ら<sup>14)</sup>は、トップコートに塩化ビニルを用いてモデルを一般化し、トップコートの横方向にかかる圧縮応力下のはく離き裂進展過程と、トップコートおよび基材の機械的特性、初期き裂長さ、基材の表面ひずみから求められる簡便なはく離評価式を提案している。

### 3.2 コーティングの劣化診断評価法<sup>15)</sup>

ガスタービンを高い信頼性で運転するためには、コーティングの劣化損傷を的確に把握して高温構造部材の保全管理をする必要がある。ここでは、ガスタービンの信頼性向上と長寿命化の観点から行われている動翼コーティングの余寿命診断評価技術について一例を紹介する。

動翼は回転体の一部であるため、一般的には母材のき裂は許容されていない。このため、動翼では耐食コーティングのき裂発生抵抗評価が重要である。このき裂発生抵抗を調査する方法としてスモールパンチ(SP)法が用いられている。SP法は実翼から直接採取した10mm角で厚さ0.5mmの薄肉試験片を用い、図14に示すような硬球を中央に押し当てて荷重-変位曲線から破壊エネルギーを求める手法である。このSP破壊エネルギーの低下は材料脆化に対応する。室温から高温までのSP試験を行い、延性脆性遷移温度(DBTT)を求め、動翼コーティングの劣化診断が行われている。図15に、DBTTと室温でのSP破断延性の関係を示す。室温でのSP試験結果から長時間使用されたコーティングのDBTTが評価でき、これにより動翼コーティングの劣化が診断される。

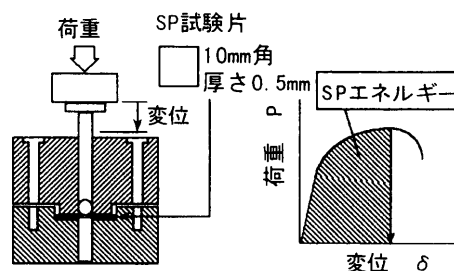


図14 SP試験法概略図



また、コーティングの劣化事象をシミュレーションし、解析的に求めた結果を余寿命診断に利用する試みもなされている。図16に、シミュレーション解析を動翼コーティングの余寿命診断に適用した例を示す。破壊調査によって得られた知見からAlとNiの相互拡散モデルを作成し、微小なクラスタモデルを仮定して解析時間を短縮している。解析はモンテカルロシミュレーションにより行われている。

### 3.3 耐久性評価試験

図17に、1,300℃級ガスタービンの実機における第一段動翼断面温度分布の模式図を示す。実機においては厚さ方向に温度勾配が生じている。したがって、従来の電気炉加熱や高周波加熱では、厚さ方向に温度勾配が生じないため、実機相当の温度とひずみを位相をもって負荷しても、実機の応力の負荷を再現することは難しい。この場合、あくまでもコーティングの耐久性評価に主眼を置くので、特にTBCのトップコートの耐久性あるいは劣化損傷形態を評価する上では、コーティング内の温度分布の模擬は不可欠である。そこで、現在、TBCが曝される実機環境を試験片レベルで実現できる評価試験手法について開発がなされている<sup>16)</sup>。図18および図19に、製作した雰囲気制御型高熱流束加熱試験装置とTBC

試験片形状の概略図を示す。本装置はガス組成を任意に調整できるプラズマ加熱法を用い、雰囲気制御して最大3.5 MW/m<sup>2</sup>の高熱流束加熱試験を行うことができる。TBC試験片の加熱は雰囲気ガスを置換できるチャンバ内で行われる。裏面の冷却は水冷方式である。本装置を用いてTBC試験片の加熱試験を行うと、トップコートの内外面で温度の相違による焼結の進行の違いが見られ、これによってトップコート内に応力が加わることが確認された<sup>16)</sup>。

### 4. おわりに

耐食コーティングやTBCは、厚さが100～300 μmと非常に薄い。基材の寿命を大幅に延伸させる重要な役割をもつ。そのため、これらコーティングの劣化損傷機構を明らかにすることは大変重要なことである。実験レベルでコーティングの劣化損傷形態を再現するには、

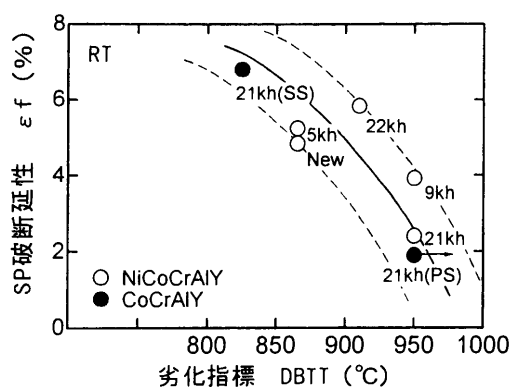


図15 動翼コーティングのSP試験結果

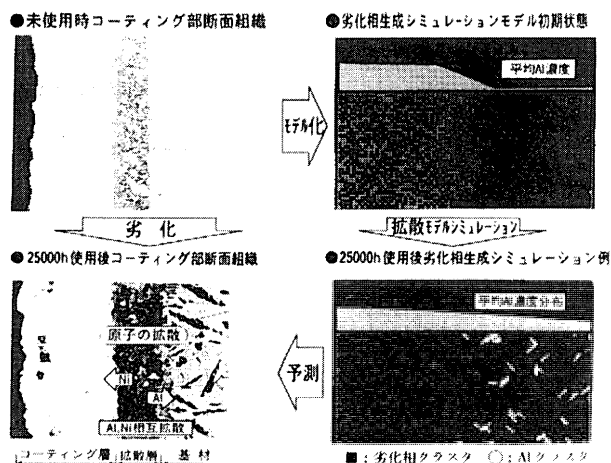


図16 動翼コーティングの劣化シミュレーション

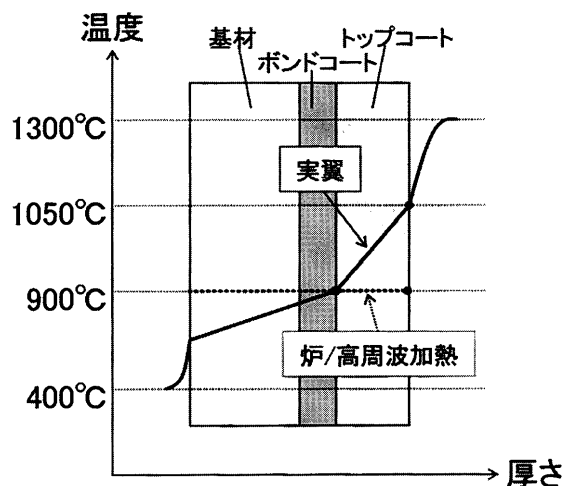


図17 翼断面における温度分布の模式図

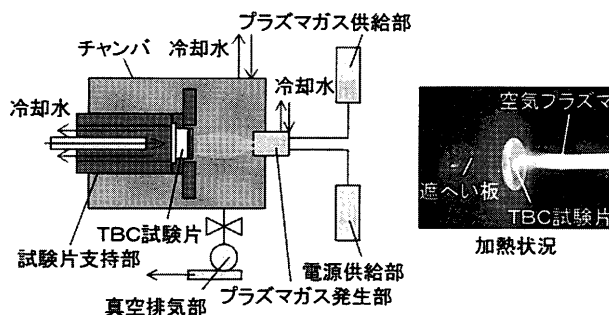


図18 雰囲気制御型高熱流束加熱試験装置概略図

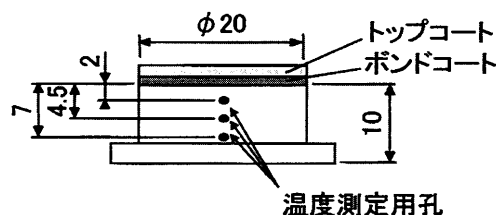


図19 TBC試験片形状

実機環境になるべく近い負荷形態で実験を行う必要がある。今後の開発が待たれると考える。

### 参考文献

- (1) J. Stinger and R. Viswanathan, Proc. of ASM 1993 Materials Week '93, ASM, Pittsburg(1993)p. 1
- (2) 中山真人, 桜井茂雄, 和田克夫, 千葉秀樹, 藤田範生, 日本機械学会材料力学部門講演会講演論文集, (1999)p. 127
- (3) M. Y. He and J. W. Hutchinson, Int. J. of Solids Structures, 25 (1989)p. 1053
- (4) 吉葉正行, まてりあ, 40-4(2001)p. 340
- (5) 吉葉正行, 日本ガスタービン学会誌, 26-100(1998)p. 18
- (6) 吉葉正行, ターボ機械, 27(1999)p. 664
- (7) M. Yoshida, T. Aranami, H. Taira and Y. Harada, Proc. of 14th Int'l. Thermal Spray Conf., High Temperature Soc. of Japan, (1995)p. 89
- (8) 荒井正行, 岩田宇一, 佐久間俊雄, 火力原子力発電, 52-542 (2001)p. 430
- (9) 中山真人, 和田克夫, 橋本英雄, 下村慶一, 日本機械学会機械材料・材料加工技術講演会講演論文集, 5(1997)p. 159
- (10) 脇 裕之, 小倉敬二, 西川 出, 日本機械学会論文集 A, 68-673(2002)p. 1375
- (11) 納富 啓, 井上好章, 溶射, 35-1(1998)p. 49
- (12) 中山真人, 桜井茂雄, 亀田 純, 日本機械学会材料力学部門講演会講演論文集 B, (1998)p. 127
- (13) Rogerio S. Lima, Carlos R. C. Lima and Christopher C. Berndt, Trans. of the ASME, J. of Eng. for Gas Turbines and Power, 122-3(2000)p. 387
- (14) 荒井正行, 佐久間俊雄, 岩田宇一, 山田隆之, 中村一義, 岸本喜久雄, 日本機械学会論文集 A, 66-641(2000)p. 144
- (15) 講座として, 火力原子力発電, 51-530(2000)p. 1583
- (16) 中山真人, 久松 暢, 安富義幸, 鳥越泰治, 亀田常治, 有川秀行, ガスタービン秋季講演会講演論文集, 16(2001)p. 93

小特集：ガスタービン用コーティング技術

## コーティングの補修および予防保全技術

吉岡 洋明<sup>\*1</sup>  
YOSHIOKA Yomei

キーワード：ガスタービン，圧縮機，燃焼器，動翼，静翼，コーティング，遮熱コーティング，リコーティング，耐摩耗コーティング  
Gas Turbine, Compressor, Combustor, Bucket, Nozzle, Coating, Thermal Barrier Coating, Recoating, Wear Resistance Coating

## 1. はじめに

ガスタービンは、外気から吸引した空気を圧縮し、燃料と混合し燃焼させた燃焼ガスを駆動流体として用いることから、これらの通路部にあたる圧縮機、燃焼器、タービンは、非常に苛酷な環境下で用いられている。

このため、優れた強度と耐環境性を有する材料を用いているが、それでも腐食、摩耗・エロージョン、高温腐食・酸化等の経年的な劣化、損傷が生じている。

この対策として、設計的な改善、種々のコーティングの適用による緩和あるいは防止を施しているが、これとは別に、定検ごとの検査、診断とそれに基づく補修により機器の信頼性と、高い稼働率の確保、しいては近年とみに関心が高まっているメンテナンスコストの低減を図っている。

ここでは、補修技術の中でもガスタービン部材の劣化損傷を低減する意味で近年特に重要性を増してきているコーティングに焦点を置き、その補修および予防保全技術について紹介する。

## 2. ガスタービンに用いているコーティングとその保守管理

ガスタービンに用いられるコーティングは、大きく耐食、耐摩耗、耐高温腐食・酸化、遮熱、アブレイダブルに分類できる。各部品ごとに用いられているコーティングの一例を表1に示すと共に<sup>(1)(2)(3)</sup>、以下に概説する。

圧縮機の動・静翼は、低段落において腐食疲労対策としてコーティングが施されている。ここではこの原因となる孔食を防ぐために、アンダーコートとして犠牲陽極効果を有する材料を、トップコートとしては環境遮断効果と耐エロージョン性に優れるセラミック層を有する2層コーティングを施している。この代表的なコーティング材として、GECC-1あるいはSermeTel 5380 DPが挙

げられる<sup>(2)(4)(5)</sup>。これらのコーティングは、通常リコーティングすることなく部材の劣化・損傷に応じて交換されるが、腐食が基材にまで及ぶ前、一例として、40000~50000時間でリコーティングを施し、腐食寿命の延伸を図り用いる場合もある。ここでは腐食寿命の延伸と共に翼表面を平滑化することによる流体性能の改善により圧縮機の性能を回復させる効果も期待されている<sup>(5)</sup>。

燃焼器では、燃焼ガス通路部にセラミックス ( $ZrO_2/Y_2O_3$ ) を大気プラズマ溶射 (APS: Atmosphere Plasma Spray) にて被覆した遮熱コーティング (TBC: Thermal Barrier Coating) を施し、基材の温度を下げると共に、温度分布の不均一により生じる損傷を緩和させている。また、燃焼器のライナとトランジションピースの勘合部、あるいはこれらの部品の固定部の摩耗対策として、CrCの耐摩耗コーティングをAPSあるいは高速フレイム溶射 (HVOF: High Velocity Oxxygen Fuel) にて施工している。これらのコーティングは、毎年行われる燃焼器点検において検査し、補修基準に則ってリコーティングが行われている。

動翼は、減圧プラズマ溶射 (VPS: Vacuum Plasma Spray) を用いたCoCrAlY, CoNiCrAlY, NiCrAlY+Siの耐高温腐食用コーティング<sup>(1)(2)(3)</sup>、あるいはその上からアルミナイズ処理を施し耐高温酸化性を付与したコーティング<sup>(2)(4)</sup>、あるいは、APS, EB-PVD (Electron Beam Physical Vapor Deposition) を用いたTBC<sup>(1)(2)(3)(6)</sup>を用いている。これらのコーティングは、基材に比べて寿命が短いことから、そのまま基材の耐食寿命まで使い切る使い方に加えて、リコーティングをし基材の設計寿命まで用いることも行われており、その選択肢はユーザー側に委ねられている。一例として1100℃級および1300℃級ガスタービンのコーティングでは、この管理寿命である24000時間でリコーティングと補修を併せて施し基材の管理寿命まで運転に供している<sup>(4),(7)</sup>。

この他、動翼では2段以降では翼先端のシュラウドのインターロック部に耐摩耗コーティングを施しているが、ここでは他の部品の耐摩耗コーティングと同様、開放点

原稿受付 2002年10月21日

\*1 (株)東芝 電力システム社 電力・産業システム技術開発センター

〒230-0045 横浜市鶴見区末広町2-4

表1 ガスタービンにおけるコーティングの適用例と検査および補修時期<sup>(1)(2)(3)(7)</sup>

部品	目的	コーティング例	検査時期	補修時期
圧縮機	動静翼	耐腐食疲労 GECC-1 SermeTel 5380DP	HGPI	適時
	ロータ	耐食 SermeTel 5380DP	—	—
燃焼器	ライナ	遮熱	CI	適時
		耐酸化	CI	—
		耐摩耗	CI	適時
	トランジションピース	遮熱	CI	適時
		耐摩耗	CI	適時
タービン	静翼	遮熱	TBC (APS)	HGPI
		耐高温腐食	アルミナイズ <sup>*</sup> (バック法、気相法)	HGPI
	動翼	遮熱	TBC (APS, EB-PVD)	HGPI
		耐高温腐食	NiCrAlY+Si/クロマイズ <sup>*</sup> GT-29IN-PLUS/GT-33IN-PLUS/GT-33/クロマイズ <sup>*</sup> CoNiCrAlY+Si/MCrAlY+Re MCrAlY/Sermalloy J	HGPI
		耐摩耗	CrC (APS, 溶接)	HGPI

CI: 燃焼器点検、HGPI: 高温部品点検

表2 1100℃/1300℃ 級ガスタービンの点検の種類と時期<sup>(7)</sup>

点検の種類	運転時間/起動回数		
	1100℃級		
	MS7E/EA	9E	MS6F/7F/9F
燃焼器点検 (CI)	8000/800	8000/800	8000/400
高温部品点検 (HGPI)	24000/1200	24000/900	24000/900
主点検	48000/2400	48000/2400	48000/2400

表3 1300℃ 級ガスタービン高温部品の点検・交換寿命間隔例<sup>(7)</sup>

	補修間隔	交換間隔 (時間基準)	交換間隔 (起動回数基準)
燃焼器ライナー	CI	5 CI	5 CI
トランジションピース	CI	5 CI	5 CI
第一段静翼	HGPI	3HGPI	3HGPI
第二段静翼	HGPI	3HGPI	3HGPI
第三段静翼	HGPI	3HGPI	3HGPI
第一段動翼	HGPI	2HGPI / 3HGPI <sup>(注1)</sup>	2HGPI
第二段動翼	HGPI	3HGPI <sup>(注2)</sup>	3HGPI <sup>(注2)</sup>
第三段動翼	HGPI	3HGPI <sup>(注2)</sup>	3HGPI <sup>(注2)</sup>

CI: 燃焼器点検、HGPI: 高温部品点検、

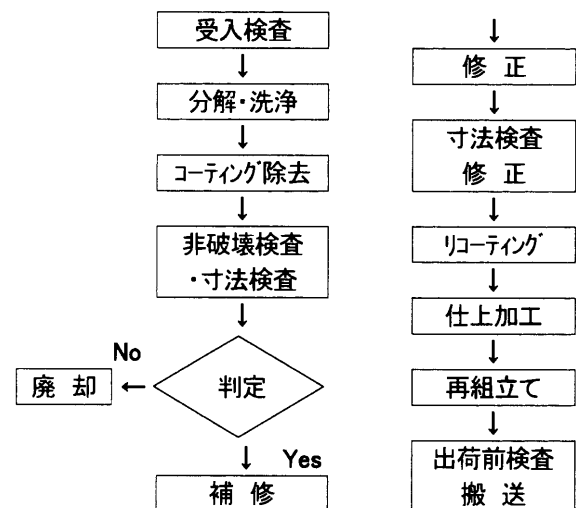
注1) GT-33IN-PLUSのコーティング翼で、HGPIごとにリコーティングを施した場合の寿命

注2) 初回HGPIでリコーティングを施した場合の寿命

検の検査結果から補修基準に則り随時、通常は動翼のリコーティングと同じタイミングで補修が行われている<sup>(4)</sup>。

表2にベースロード運転、天然ガス燃料で低NO<sub>x</sub>コンバスターを用いた場合の標準的な点検間隔を、また、表3に1300℃級ガスタービンを例にしての補修、部品交換計画例を示す。ここでは燃焼器は燃焼器点検を、動静翼は高温部品点検(HGPI: Hot-Gas-Path Inspection)を基準に計画が組まれており、燃焼器点検は8000時間毎に、HGPIは24000時間毎に各々検査および補修をすることし、HGPIのタイミングでのコーティングの補修を推奨している<sup>(7)</sup>。

なお、日本では、実績をもとに2年毎の開放点検が

図1 ガスタービン高温部品のコーティング補修工程<sup>(8)</sup>

自主的に行われている。このため、各プラントの運用形態に合わせて高温部品の点検が10000～18000時間の間隔で行われており、リコーティングはコーティングの管理寿命を考慮した開放点検時期に行われている。

### 3. コーティングの補修技術

ガスタービン部品の補修は、現地における検査により補修基準を下回ったものに関しては、補修工場に搬入し補修が行われる。コーティングを施した高温部品の工場に搬入後の補修の概略工程を図1に示す<sup>(8)</sup>。部品は受入検査を行った後、分解・洗浄を行い、コーティングの除去(ストリッピング)を行う。ストリッピングの方法としては、アルミナブラスト、グラインダー等のメカニカルな方法とケミカルな方法あるいはこれらの組み合わせにより行っている。動翼等のMCrAlYあるいはアルミ

ナイズコーティングでは、ケミカルに除去した後、残存するコーティング層をヒートテント法等により検査しながらグラインディングにより除去する方法が通常用いられている（図2）。ストリッピング後は、目視検査、蛍光浸透探傷検査および寸法検査により基材の損傷を検査し、判定基準に基づき補修が可能かどうかの判定を行う。

補修が可能と判断された場合、その損傷に応じて溶接補修、部品交換等が行われ、形状的な修正を行い、寸法検査・修正により製品としての形状を整えた後、リコーティングを行う。ここでは、コーティングに応じて、そのコーティングにあったプロセスが選択される。TBCの場合はAPSが（図3、4）、動・静翼等のMCrAlYコーティングの場合はHVOFが（図2）、また、動翼の表面および冷却孔内面のアルミナイズ処理にはパック法あるいは気相法が用いられている。また、燃焼器あるいは動翼の耐摩耗コーティングにはHVOFあるいはAPSが用いられている。なお、これらの補修に際してはその前後に熱処理を施し、劣化した基材の補修性改善あるいはコーティング層の密着力強化を図る場合もある。リコーティング後は、表面の仕上げ加工を行った後、部品の再組み立てを行い、出荷前検査を行った後成績書とともに

発電所に向けて搬送される。

#### 4. コーティングの予防保全技術

ここでは動翼のコーティングに関する予防保全の取り組みを中心に述べる。図5にコーティング寿命と翼寿命の関係を、表4に1300℃級ガスタービンに用いられているコーティングとその耐環境性を、図6にこのガスタービンの初段動翼コーティング層の損傷例<sup>(4)</sup>を示す。動翼のコーティングは動翼の型式、コーティングの種類、使用温度、運転形態、使用燃料によりその劣化・損傷は大きく異なる。このため、これらの類似したガスタービンをグループ分けし、そのグループの先行機の動翼を非破壊調査あるいは破壊調査し、劣化・損傷が基材に及ぶ前に補修・再生を行う。非破壊調査としては、目視検査、蛍光浸透探傷検査、寸法検査が通常行われている。その他、渦電流法（Eddy Current）によるコーティングのき裂深さ計測、酸化層厚さ計測、TBCの膜厚計測技術の開発<sup>(9),(10)</sup>、あるいは赤外線法を用いたTBCの剥離検査技術等の非破壊検査技術の開発<sup>(1)</sup>が行われており、破壊調査結果あるいは先行機の実績をベースにした時間管理法に対して、コンディションベースの部品管理技術の開発が行われている。

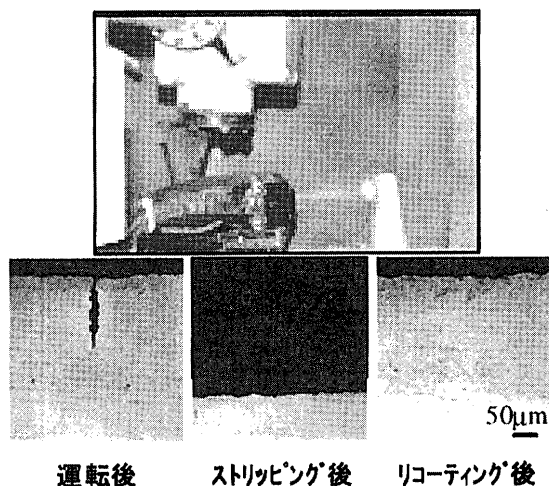


図2 初段動翼のHVOFロボット施工と断面組織観察結果

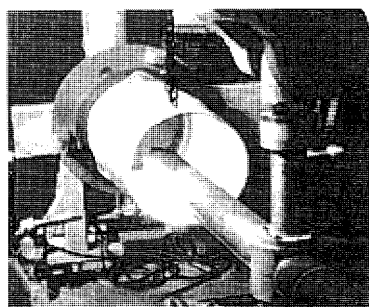


図3 1100℃級ガスタービン燃焼器ライナのTBCロボット施工<sup>(4)</sup>

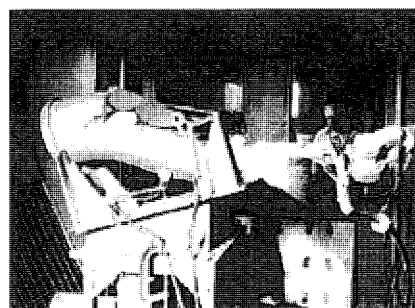


図4 1100℃級ガスタービントランジションピースのTBCロボット施工<sup>(4)</sup>

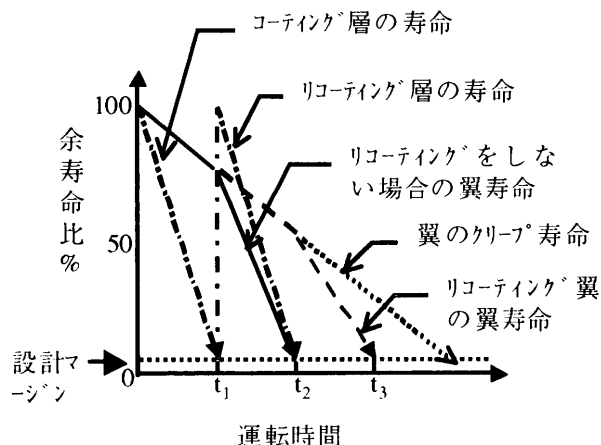
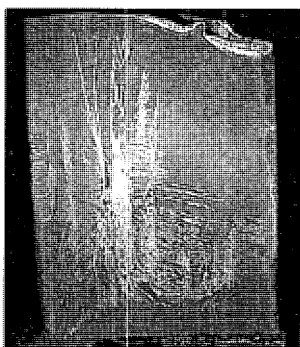


図5 初段動翼のメンテナンス

表4 1300℃級ガスタービンに使用されているコーティング例とその耐環境性<sup>(2)(4)</sup>

コーティングの種類	組 成	耐き裂性	耐高温酸化性	耐高温腐食性	
				Type I	Type II
GT-29	CoCrAlY	Very good	Poor	Excelent	Poor
GT-33	CoNiCrAlY	Excellent	Good	Good	Poor
GT-29IN-PLUS	CoCrAlY+ 翼外表面および冷却孔表面のアルミナ <sup>※</sup> 処理	Good	Very good	Excellent	Poor
GT-33 IN-PLUS	CoNiCrAlY+ 翼外表面および冷却孔表面のアルミナ <sup>※</sup> 処理	Excellent	Excellent	Very good	Poor
クロマイズ	Cr	—	Poor	Good	Very good

図6 1300℃級ガスタービン運転翼のコーティングの損傷<sup>(4)</sup>

## 5. あとがき

ガスタービンに用いられているコーティング技術に関して、その保守管理方法および補修・予防保全技術について概説した。機器の信頼性と稼働率の改善を図る上において必須の技術であることから、新コーティング材料の開発と相俟って今後更に高度化が図られていくものと思われる。

なお、本論文掲載の商品の名称は、それぞれ各社の商標として使用している場合があります。

## 参考文献

- (1) J. Stringer, Gas Turbine Materials Technology, (1998) p. 11
- (2) P. Schilke, GE reference Library GER-3569 F (1996) p. 1
- (3) Turbomachinery, 5/6 (1996)
- (4) K. J. Pallos, GE reference Library GER-3957 B, (2001) p. 1
- (5) M. F. Mosser, 24th annual Aerospace/Airline Plating & Metal Finishing Forum & Exposition, (1988) p. 1
- (6) The sermatec Review, 61 (1998) p. 4
- (7) R. Horft and E. Gebhardt, GE reference Library GER-3620 G, (2000) p. 1
- (8) 例えば AR. Nicoll, Plasma-Technik 社技術資料“Component Processing: Overhaul; Repair”, (1986) p. 1
- (9) N. Goldfine 他, Gas Turbine Materials Technology, ASM (Conference proceedings from Materials Solution '98), (1998) p. 105
- (10) H. Fukutomi and T. Ogata, ASME 2001-GT-34, (2001) p. 1
- (11) 久保貴博, 斎藤和宏, 伊藤洋茂, 古村一朗, 日本機械学会通常総会講演会講演論文集, 75(2), (1998) p. 612

小特集：ガスタービン用コーティング技術

## 産業用ガスタービン遮熱コーティングの信頼性向上技術

金子 秀明\*<sup>1</sup>  
KANEKO Hideaki鳥越 泰治\*<sup>1</sup>  
TORIGOE Taiji妻鹿 雅彦\*<sup>1</sup>  
MEGA Masahiko高橋 孝二\*<sup>2</sup>  
TAKAHASHI Koji井筒 大輔\*<sup>2</sup>  
IZUTSU Daisuke

キーワード：遮熱コーティング，プロセス管理，耐久性

Thermal Barrier Coating, Process Control, Durability

## 1. はじめに

近年発電用ガスタービンは，エネルギー需要の高まりから，蒸気タービンと組み合わせた高効率コンバインドプラント用として注目を浴びている。ガスタービンの熱効率は，タービン入口ガス温度（以下，TITと称す）の上昇によるところが大きい。図1は当社の産業用ガスタービンのTIT及び熱効率の推移を示したものであるが<sup>(1)(2)</sup>，現在では，TITが1500℃級のガスタービンが開発・運転されている。このTITの上昇は主に高温部品の冷却構造とそれに使用される材料の改良・開発によりなされてきた。図2はタービン一段静翼の冷却構造と材料技術の変遷を示したものである。冷却構造は，TITの上昇に伴い高効率化しており，材料技術に関しても，高い高温強度を有する耐熱合金やそれを用いた大型一方向凝固翼の開発・実用化が積極的に取り入れられている。

一方，遮熱コーティング（以下，TBCと称す）は，航空機エンジンには1960年代から使用されており，冷却翼のメタル温度を低減可能な冷却技術として非常に有

効な手段である。図3にTBCの原理を示し，表1に航空機エンジンメーカーであるP & W社のTBC開発の変遷を示す<sup>(3)</sup>。当初，TBCのトップコートとしては，マグネシア安定化ジルコニア（以下，MSZと称す）が用いられていたが，現在，トップコートの材質として高温安定

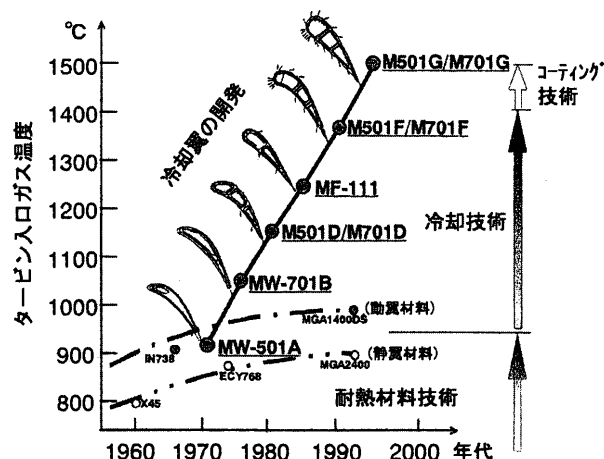
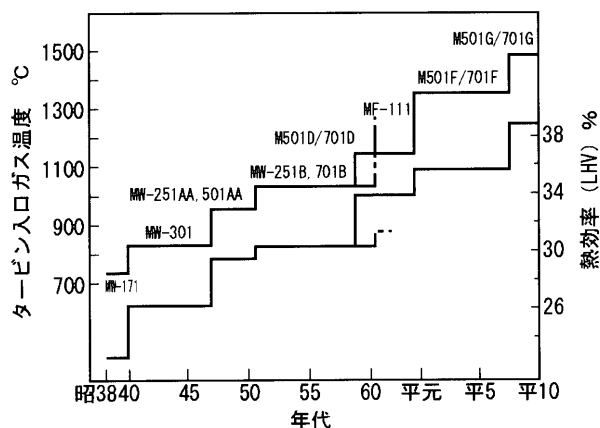


図2 タービン1段静翼の冷却構造と材料技術の変遷

図1 産業用ガスタービンの進歩<sup>(1)(2)</sup>  
(タービン入口ガス温度と熱効率)

原稿受付 2002年10月18日

\*1 三菱重工業(株)高砂研究所  
〒676-0001 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

\*2 三菱重工業(株)高砂製作所

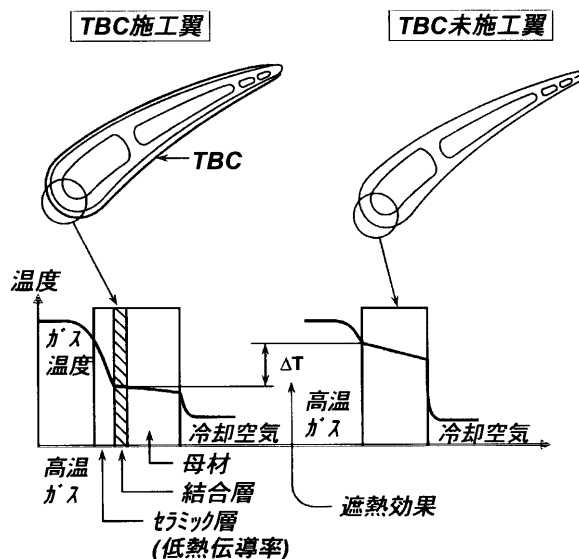


図3 TBCの作用原理

性の観点から、イットリア部分安定化ジルコニア(以下、YSZと称す)が用いられている。施工法としては電子ビーム物理蒸着法(以下、EB-PVDと称す)や大気圧プラズマ溶射法(以下、APSと称す)が主に使用されている。一方、産業用ガスタービンでは、材質としては航空機と同様、主としてYSZが使用されるが、EB-PVDによるトップコートはAPSで施工されたものに比べて、

遮熱性や施工性、コスト等の観点から、一般的には使用されておらず、APS施工によるTBCが主流となっている。

図4にAPS及びEB-PVD施工によるタービン翼用TBCの断面マイクロ組織の例を示す。いずれも、ボンドコートには耐酸化性に優れたMCrAlY(M: Ni, Co, CoNi等)合金が、低圧プラズマ溶射法(以下、LPPSと称す)により施工されている。

トップコートに関しては、APSによるTBCではトップコート中に多数の気孔が導入されており、遮熱性を高めることができる。一方、EB-PVDによるTBCでは、トップコートが柱状晶になっており、遮熱性はAPSに比較して劣るものの、高い熱応力緩和性を有することから、熱サイクル耐久性に優れるという特徴を有している<sup>(5)</sup>。

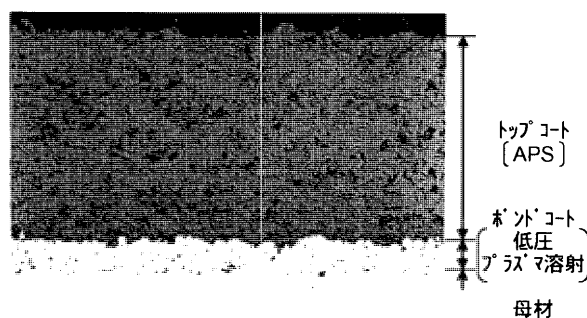
産業用ガスタービンにおいてTBCは、主に燃焼器、分割環、タービン動静翼等の温度環境の厳しい高温冷却部品に適用されている。図5に1500℃級ガスタービンM501G形ガスタービンに用いられた最新技術<sup>(2)</sup>を示す。タービン動・静翼には全面TBCが適用されており、メタル温度低減によるタービン部品の信頼性向上に寄与している。

今後、TBCはさらに適用範囲を拡大していくと考えられるが、冷却技術として積極的にTBCを採用していくためには、TBCの信頼性をこれまで以上に高める必要がある。

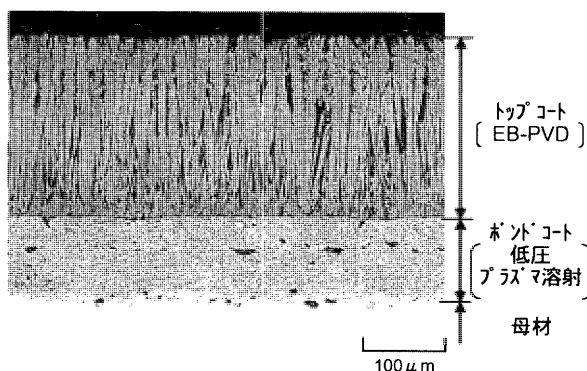
本報では、当社におけるTBCの信頼性向上を図るための施工時の品質管理や耐久性評価並びに実機検証試験について概説するものである。

表1 P & W社におけるTBCの変遷<sup>(3)</sup>

TBC System	Year of Introduction	Bond Coat	Ceramic Coat	Design of Layers
Early Combustor TBC	1963	Flame sprayed Ni-Al	APS 22MSZ	Ceramic/Bond coat
"	1973	APS Ni-Cr/Al	APS 22MSZ	Ceramic/Cermet /Bond coat
"	1974	APS CoCrAlY	APS 22MSZ	Graded
"	1980	APS NiCoCrAlY	APS 22MSZ	Ceramic/Bond coat
Gen I	1984	APS NiCoCrAlY	APS 7YSZ	Ceramic/Bond coat
Gen II	1982	LPPS NiCoCrAlY	APS 7YSZ	Ceramic/Bond coat
Gen III	1987	LPPS NiCoCrAlY	EB-PVD 7YSZ	Ceramic/Bond coat



(a) APS施工によるTBC



(b) EB-PVD施工によるTBC  
図4 TBCの断面マイクロ組織の例

## 2. TBCの実機適用にあたっての留意点

TBCを冷却技術として積極的に用いるには遮熱効果と耐久性の両立が不可欠である。TBCを実機に使用するにあたり、下記の点の考慮が必要である。

### (1) 遮熱性能

遮熱性能には、TBCの熱伝導率、膜厚及び高温ガスから冷却翼に流入する熱流束等の因子が影響する。

TBCの遮熱効果は、翼列燃焼試験と実機運転後の破壊調査により確認されている。

翼列試験では、燃焼ガス温度は、実機に合わせTBC施工翼とTBC施工無し翼のメタル温度を計測した結果、図6に示す様に、約50℃の遮熱効果があることが確認されている<sup>(5)</sup>。

一方、TBCを施工した動翼と施工していない動翼とを1150℃級ガスタービンで約18,000時間使用した後に、翼前縁部の断面組織を観察した結果<sup>(6)</sup>を図7に示す。γ相の大きさから、TBCの施工により50℃以上のメタル温度低減効果があることが明らかとなっている。

### (2) 耐久性

実翼に施工されたTBCの耐久性に及ぼす影響因子は複雑で、多岐に渡っている。TBCの想定される剥離メカニズムとして、施工時の品質のばらつき(施工不良に

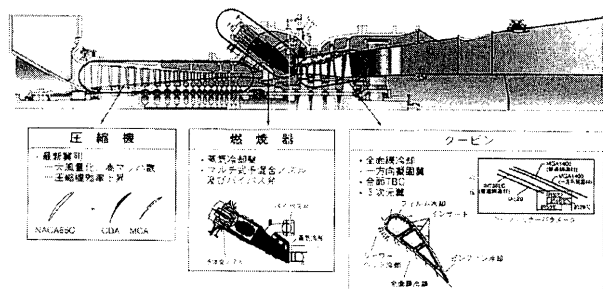
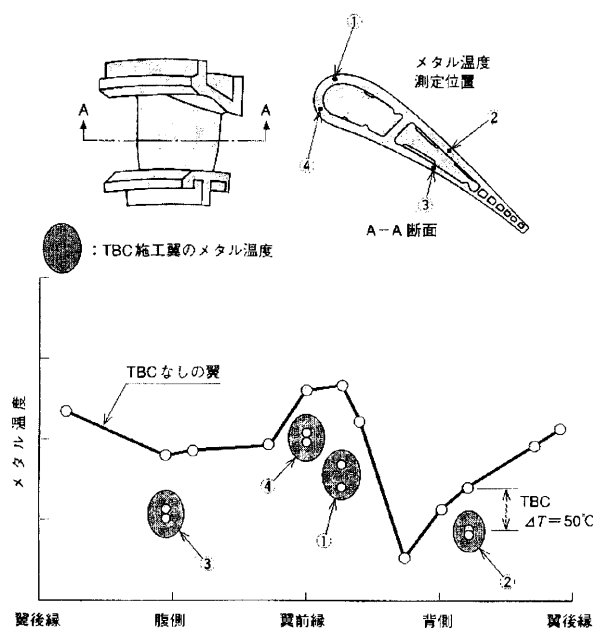
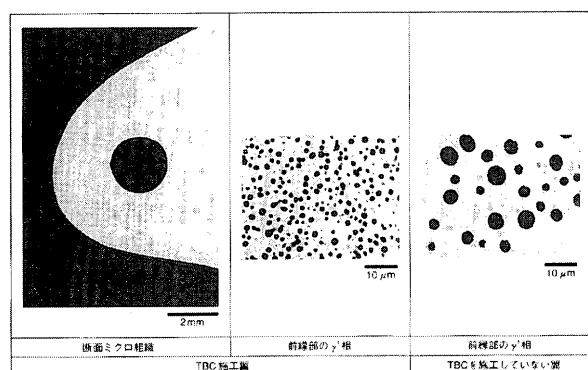


図5 1500℃級M501G形ガスタービンに適用された最新技術<sup>(2)</sup>



図6 翼列試験によるTBCの遮熱効果<sup>(5)</sup>図7 1150℃級大型ガスタービンで長時間使用したTBC施工翼と施工無し翼との断面組織観察結果<sup>(6)</sup>

によるマイクロ組織不良や高い残留応力等), TBCの使用限界を超える環境の厳しさ(温度・応力等), 使用中の材質劣化(ボンドコートの酸化やトップコートの焼結等)等が挙げられる<sup>(7)</sup>。

これらから, TBCの実機ガスタービンへの適用に際しては, 施工プロセスを安定化して高い被膜品質を確保すると共に, TBCの密着性評価や実翼使用環境を模擬した熱サイクル評価, 実機フィールドデータの蓄積等により総合的に信頼性向上を図ることが重要である。

### 3. 実翼TBCの信頼性向上技術

ここでは, 産業用ガスタービンのTBC信頼性向上技術において, APS施工によるTBCの信頼性検証手法に関する例を述べる。

#### (1) 実翼施工管理

##### ①溶射プロセスの最適化

量産施工の前には, 溶射パラメータ及び溶射プロセスの最適化の検討が行われる。溶射プロセスの最適化にお

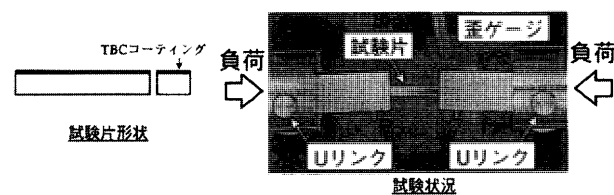
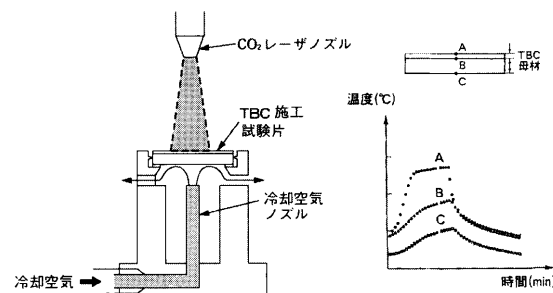
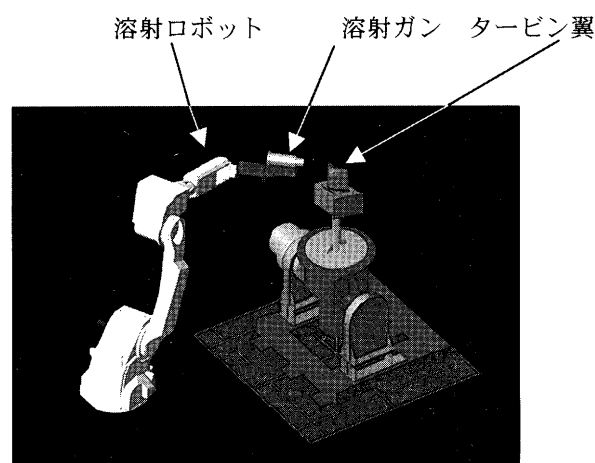
図8 静的曲げ試験の例<sup>(8)</sup>図9 レーザ熱サイクル試験装置の概略<sup>(8)</sup>

図10 溶射プログラムシミュレーションの例

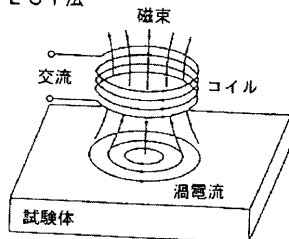
いて, TBCの界面近傍での密着性評価のため, 図8に示す小型試験片による静的曲げ試験等が行われる<sup>(8)</sup>。また, 実翼に施工されたTBCは使用中に起動・停止に伴う熱ひずみを受けることから, 上記の密着性評価に加え, 熱サイクル耐久性の評価も行われる。図9にCO<sub>2</sub>レーザによる熱サイクル試験装置の概略を示す<sup>(8)</sup>。試験では, 各種供試体を用いて, 実翼温度勾配を模擬した条件での耐久性評価が行われている。

実翼形状へ施工するための溶射プログラムの設計では, 図10に示すように, 溶射ガンと治工工具とが干渉しないか等を, シミュレーションにより確認する。その後, 実際に試作溶射を行い, 断面マイクロ組織観察等により, 膜厚分布, 気孔の分布状態等の膜質の評価を行っている。

#### ②量産施工時の管理

量産時には施工する全翼を対象として複数の溶射パラメータ(プラズマ電流や電圧等)を自動モニタリングして, 施工が問題無く行われていることを確認できるようにしている。また, 施工後には, 被膜付着重量を確認す

ECT法



導電体表面に交流磁界を与えると、電磁誘導作用によって、その磁界変化を打ち消す方向に磁界を生じるような渦電流が導電体内部へ発生する。導電体表面にTBCのような渦電流を発生しない物質（非導電体）が存在すると、その膜厚分渦電流の強さが変化する（リフトオフ）。この変化を計測することによって膜厚を計測する。

図11 ECT法の原理<sup>(9)</sup>

ると共に、表面研磨後には渦電流探傷法（以下、ECTと称す）により、膜厚を確認している。図11にECT法による膜厚測定の実理を示す<sup>(9)</sup>。

## (2) TBCの長時間材質劣化挙動

TBCの長時間材質劣化挙動を把握することは長時間運転されるTBCの寿命評価にとって重要である。TBCの長時間材質劣化には、トップコートの焼結に伴う熱伝導率やヤング率の増大、結晶構造の変化に伴う物性値の変化、ボンドコートの酸化に伴う剥離応力の増加等が挙げられる。このうち、熱伝導率に関して、当社では実験室並びに実機フィールドデータの蓄積を図っており、後述の1500℃級ガスタービン実証複合発電設備等を利用して、タービン静翼に埋め込んだ熱電対によるメタル温度の変化を長時間連続モニタリングしている。

また、ボンドコートの酸化に関しても、長時間加熱材による酸化スケールの成長速度の把握や熱サイクル耐久性に及ぼす酸化スケール厚さの影響に関して、データを蓄積している。

これらのデータは、TBCを含めた翼の冷却設計に随時反映されている。

## (3) TBCの寿命予測技術

TBCの寿命予測技術は、米国や欧州でも多くの研究機関、大学で検討されているが、明確な結論は得られていない。そこで、TBCの熱サイクル耐久性の評価は出来るだけ実機の環境を模擬した温度環境下での熱サイクル試験により実施され、一般には、冷却されたTBC試験片に、バーナリグ等で加熱・冷却の熱サイクルを付与することにより耐久性評価がなされていることが多い<sup>(10)</sup>。

当社は、前述のレーザ熱サイクル試験等の各種実験

室データに加えて、実機のフィールドデータとの比較により、TBCの剥離寿命予測精度の向上を図っている。

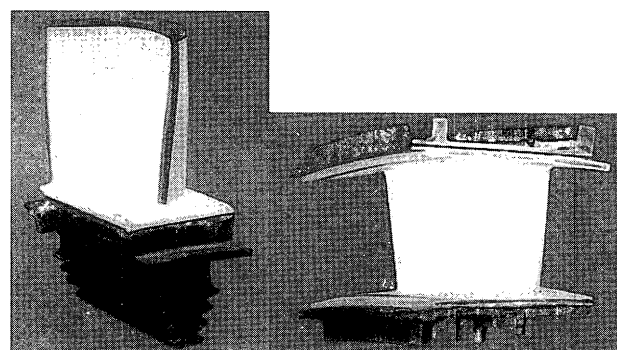
## (4) TBCの耐久性改善

上述の耐久性評価法をベースに、各種溶射条件／溶射プロセスの最適化を検討すると共に、高い熱サイクル耐久性と高温安定性を有するTBCの開発を進めている。

## 4. 実機検証試験

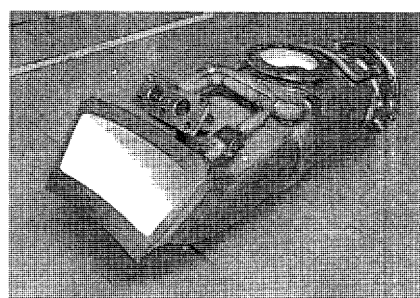
TBCは様々な環境で使用されるため、実機プラントにおける検証が有効である。TBCの実機適用において、当社では既に10年以上の使用実績を有している。図12にTBCを施工した1500℃級ガスタービンの1段動静翼及び燃焼器の実機運転前の外観状況を示す。

図13には、TITが1150℃級から1500℃級のガスタービンで運転されたタービン第1段動静翼の外観状況



(a) 1500℃級ガスタービン1段動翼

(b) 1500℃級ガスタービン1段静翼



(c) 1500℃級ガスタービン燃焼器

図12 TBCの実機適用例(いずれも、運転前の外観状況)

TIT (℃)	1150	1250	1350
運転時間 (h)	8,500	29,000	11,000
外観状況			

(a) タービン1段動翼

TIT (℃)	1350	1500
運転時間 (h)	11,000	11,000
外観状況		

(b) タービン1段静翼

図13 実機運転後のTBCの状況

を示すが<sup>(2)(6)</sup>、長時間運転後も TBC はいずれも健全であることが確認されている。

なお、当社では改良 TBC の耐久性検証や長時間信頼性検証を図るため、図 14 に示すように、社内に併設した実証発電設備<sup>(2)</sup>にて運転を行っている。実証試験ではタービン 1 段動・静翼に、それぞれ数枚ずつ改良した TBC を適用し、定期的に健全性を確認しており、その結果は、適宜、実機施工に反映し、ガスタービンの信頼性向上に努めている。

## 5. あとがき

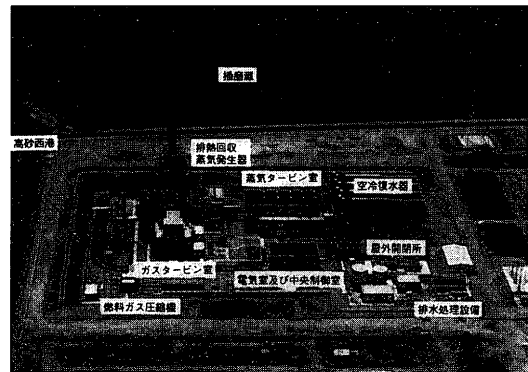
産業用ガスタービン TBC の信頼性向上に向けた TBC 施工時の品質評価法や、耐久性評価法等について述べた。

実翼に施工する TBC は、各種判定試験やシミュレーション技術により溶射プロセスの最適化を図ると共に、量産時には溶射プロセスの連続自動モニタリングと ECT による膜厚計測等の検査により、徹底した品質管理が行われている。

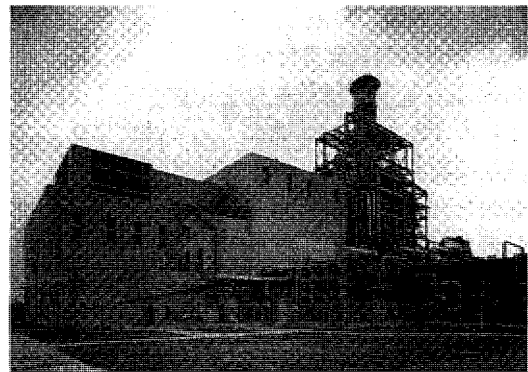
TBC は今後も効果的な冷却技術として、適用拡大が進められていくと考えられる。現在、高い耐久性と遮熱性を両立する高性能 TBC の開発と高精度な寿命評価技術の開発が望まれており、今後のガスタービンの技術開発において重要なテーマとなっていくものと考えられる。

## 参考文献

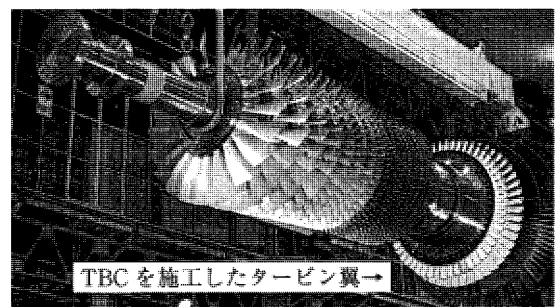
- (1) 枝廣了介, 若園修, 柴田正俊, 三島浩史: 三菱重工技報, 28-1(1991)p. 1-6
- (2) 塚越敬三, 秋田栄司, 西田美妃: ガスタービン学会誌, 25-100(1998)p. 2-7
- (3) S. Bose: Journal of Thermal Spray Technology vol. 6 (1) Mar. (1997)p. 99-104
- (4) M. OHARA, K. TAKAHASHI, T. TORIGOE, K. YAMAGUCHI: IGTC '99 Kobe TS-76 Nov. 14-19(1999)p. 821-824
- (5) T. TORIGOE, T. KITAI, I. TSUJI, H. KAWAI: Proceedings of ASM 1993 Materials Congress Materials Week '93, Oct. 17-21(1993)p. 131-134
- (6) 河合, 高橋, 守屋, 三菱重工業技報: Vol. 34, No. 4(1997-7)
- (7) W. A. Nelson: IGTC Houston ASME 95-GT-270 Jun.(1995)
- (8) 金子, 鳥越, 高橋: 機械学会年次大会, エネルギー機器に関わるコーティング部材の強度評価, 2002 年, 9 月
- (9) 佐伯, 広田, 高尾, 高橋: 日本ガスタービン学会誌, Vol. 24, No. 93(1996)p. 47
- (10) R. A. Miller: TBC Work Shop, NASA CP 3312(1995)p. 517-534



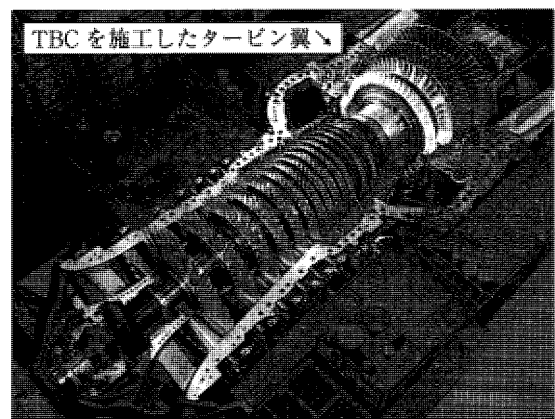
(a) 実証複合発電設備<sup>(2)</sup>



(b) ガスタービン建屋<sup>(2)</sup>



(c) M 501 G 形ガスタービンのロータ外観



(d) M 501 H 形ガスタービンのロータ外観

図 14 実証複合発電設備での TBC の実機検証

小特集：ガスタービン用コーティング技術

## CO<sub>2</sub> 回収対応クローズドガスタービン用 遮蔽コーティングの開発

久松 暢<sup>\*1</sup>  
HISAMATU Toru

キーワード：遮熱コーティング，トップコート，焼結，安定化剤，熱サイクル，プラズマ溶射，EB-PVD

### 1. まえがき

わが国では電気事業からの CO<sub>2</sub> 排出量が全体の約 1/4 を占めており，CO<sub>2</sub> 排出量削減の観点から，火力発電のより一層の高効率化が期待されている。現在，ガスタービンと蒸気タービンを組み合わせた複合発電プラントでは，1500℃ 級ガスタービンが登場し，プラント熱効率 50% を超える高効率化が実現されている。さらに，発電分野における CO<sub>2</sub> 排出量の大幅低減を目的に，より一層の高温・高効率化を目指した超高温ガスタービン発電システムの研究開発「二酸化炭素回収対応クローズド型高効率ガスタービン技術の開発第 I 期研究開発」が新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) により進められた。

本プロジェクトは，「水素利用国際クリーンエネルギーシステム技術 (WE-NET) 第 I 期研究開発」(1993～1998) における水素燃焼タービン<sup>(1)</sup>の研究開発成果を活用し，メタン (LNG)・酸素燃焼による 1700℃ 級ガスタービンを用いたクローズドシステムによって，排ガス中の CO<sub>2</sub> を全量回収しつつ，発電端効率 60% (HHV) 以上の発電システムを開発するものである。プロジェクトの第 I 期研究開発は 1999 年度から 5 カ年の計画で開始されたが，政策的判断により 2001 年度に終了した。

ここでは，プロジェクトにおいて実施されたタービン翼用遮熱コーティング (Thermal Barrier Coating：

TBC) の開発内容の概要を紹介する。

### 2. CO<sub>2</sub> 回収対応クローズドガスタービン

#### 2.1 システム構成

メタン (LNG)・酸素燃焼による 1700℃ 級ガスタービンを用いた CO<sub>2</sub> 回収対応クローズド型ガスタービンシステム<sup>(2)</sup>の概略を図 1 に示す。本システムは WE-NET プロジェクトにおいて水素燃焼タービンシステムとして開発されたトッピング再生サイクル<sup>(3)</sup>をベースにしたものであるが，燃料としてメタンを用いるため，作動ガス中には水蒸気の他に CO<sub>2</sub> が含まれ，CO<sub>2</sub> は復水器から非凝縮性ガスとして取り出し，回収される。トッピングサイクル側では，メタンと酸素はガス状態で燃焼器に供給され燃焼する。燃焼ガス (1700℃，4.5 MPa) は高温タービンを駆動した後，再生熱交換器で減温され，圧縮機を経て燃焼器へと戻る。ボトムサイクル側では，トッピングサイクルから抽気されたガスが低压タービンを駆動した後，復水器で復水され CO<sub>2</sub> が除去・回収される。復水された水の一部はここで系外に排出されるが，一部の水はポンプで加圧された後，再生熱交換器で蒸発・昇温され，高压タービンを経て燃焼器に入る。最も高温となる高温タービンは高压タービンからの水蒸気により冷却される。

#### 2.2 遮熱コーティングの使用環境

CO<sub>2</sub> 回収対応クローズドガスタービンにおける TBC の使用環境の概略を表 1 に示す。CO<sub>2</sub> 回収対応クローズ

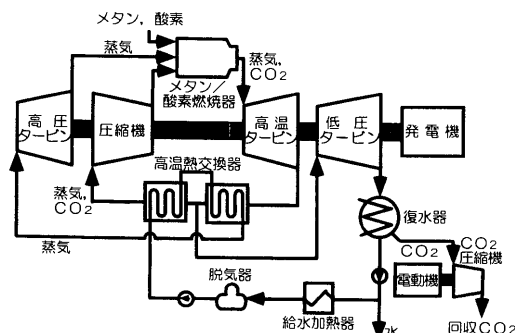


図 1 CO<sub>2</sub> 回収対応クローズドガスタービンシステムの概略

原稿受付 2002 年 9 月 25 日

\* 1 財電力中央研究所 横須賀研究所 機能材料部  
〒240-0196 横須賀市長坂 2-6-1

表 1 遮熱コーティング使用環境の概略

項目		条件
燃焼ガス (静翼入口)	温度	1,700 °C
	圧力	4.5 MPa
	組成	H <sub>2</sub> O: 87 vol% CO <sub>2</sub> : 11.5 vol% O <sub>2</sub> : 1.5 vol%
最大熱流束		3～4 MW/m <sup>2</sup> (前縁または背側前縁近傍)
TBC最高表面温度		1,300 °C(開発目標値)
TBC最大温度差		350 °C(開発目標値)

ドガスタービンでは、従来の発電用ガスタービンに比べてガス温度と圧力が高く、また、燃焼ガスの主たる成分が水蒸気、翼冷却材が水蒸気であることから、翼外面および内面の熱伝達率が高く、通過熱流束が極めて高くなる。その結果、TBC の内外面温度差は増大し、TBC 表面温度が上昇する。CO<sub>2</sub> 回収対応クローズドガスタービン用 TBC では表面温度 1300℃ 以上、内外面温度差 350℃ 以上という高い性能が必要とされ、これを目標値として TBC の開発が進められた。

現用の TBC ではトップコートに 8% イットリア安定化ジルコニア (ZrO<sub>2</sub>-8 wt% Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>: 8 YSZ) が採用されており、その耐用温度は約 1100℃ 程度、内外面温度差は約 200℃ 程度と言われている。したがって、上記の厳しい条件での長時間使用においては、①焼結による組織の緻密化と熱抵抗値の低下、②発生応力による損傷・はく離、③燃焼ガス流(特に水蒸気)による組織劣化や減肉、④上記の①や③に起因するボンドコートの酸化促進によるトップコートのはく離の進行、等の劣化・損傷が危惧される。そこで、TBC の耐久性向上を目的に、主にトップコートの材料および組織・構造について検討を行い、TBC 基盤技術の確立を図った。

### 3. 遮熱コーティングの開発

#### 3.1 ZrO<sub>2</sub> トップコートの高純度化の検討<sup>(4)</sup>

YSZ トップコート原料の高純度化によるトップコートの耐焼結性向上効果について検討するため、プラズマ溶射粉末として YSZ の高純度粉末を試作し、大気圧プラズマ溶射 (APS) で作製した溶射皮膜試験片を用いて耐焼結性を検討した。原料粉末の不純物含有量 (SiO<sub>2</sub>, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, TiO<sub>2</sub>, CaO, Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub> の合計) は、従来材が 0.53 wt% (8 YSZ) および 0.41 wt% (20 YSZ) であるのに対して、高純度粉末は 0.02 wt% (8 YSZ) および 0.01 wt% (20 YSZ) である。

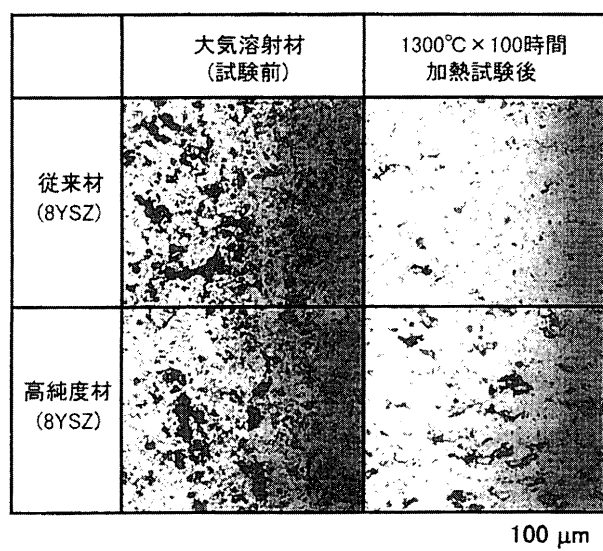


図2 加熱試験前後の試験片断面組織

図2に大気中加熱試験(1300℃×100時間)前後の8 YSZ 試験片の断面組織を示す。加熱試験前は従来材および高純度材とも、気孔と微細クラック状の未溶着空隙からなる典型的な組織が観察されるが、加熱試験後では焼結の進行により、気孔と未溶着空隙の減少が見られる。しかし、高純度材は従来材に比べて加熱による気孔と未溶着空隙の減少が少なく、耐焼結性の向上効果がうかがえる。

加熱試験後の各試験片の体積収縮率を図3に示す。いずれの試験片においても焼結による体積収縮が認められるが、高純度材を用いた試験片では従来材と比較して体積収縮率は小さく、高純度化により耐焼結性が改善されることが明らかになった。また、従来材の体積収縮率は20 YSZの方が8 YSZに比較して小さく、安定化剤を増加させた組成が有効と考えられるが、高純度材では安定化剤の増加による耐焼結特性の改善効果は認められず、8 YSZ の体積収縮率が20 YSZ に比べて小さい。しかしながら、8 YSZ の高純度材でも、開発目標値である表面温度 1300℃ という温度では焼結収縮が進行し、100 時間で約 1.5% の体積収縮を示した。したがって、高温でのより長時間の耐久性を考慮すると、さらに耐熱・耐久性に優れた新規トップコート材料の開発が必要と考えられる。

#### 3.2 ZrO<sub>2</sub> トップコートの安定化剤の検討<sup>(5)</sup>

従来の YSZ に替わる新規トップコート材料の開発を目的に、ZrO<sub>2</sub> の安定化剤について検討した。安定化剤としては、これまでほとんど報告例のない希土類元素(ランタノイド系元素)の酸化物に注目し、ネオジウム(Nd<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)、サマリウム(Sm<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)、ガドリウム(Gd<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)、エルビウム(Er<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)を用いて ZrO<sub>2</sub>-Nd<sub>2</sub>O<sub>3</sub>(NdSZ), ZrO<sub>2</sub>-Sm<sub>2</sub>O<sub>3</sub>(SmSZ), ZrO<sub>2</sub>-Gd<sub>2</sub>O<sub>3</sub>(GdSZ), ZrO<sub>2</sub>-Er<sub>2</sub>O<sub>3</sub>(ErSZ) の溶射粉末を試作した。結晶構造安定性の観点から、安定化剤の添加量は約 18 wt%(約 6 mol%)とし、8 YSZ の 8 wt%(約 4.5 mol%)に比べて添加量を多くした。また、耐焼結性

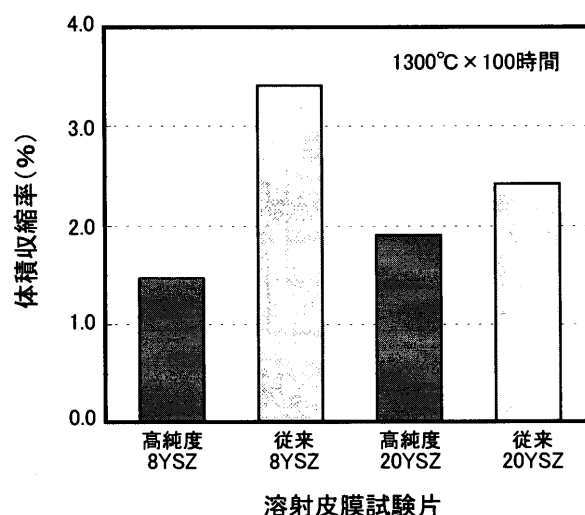


図3 加熱試験後の体積収縮率

と耐熱サイクル性の観点から高純度化を図り、SiO<sub>2</sub>等の不純物含有量は0.01 wt%以下とした。

安定化剤がZrO<sub>2</sub>トップコートの耐熱サイクル性に及ぼす影響を検討するため、各種ZrO<sub>2</sub>によるTBC試験片を製作し、レーザ加熱による熱サイクル試験を実施した。TBC試験片は、IN 738 LC 基材上に減圧プラズマ溶射(LPPS)により100μmのボンドコート(NiCoCrAlY)を施工後、約500μmのトップコートをAPSで施工した。図4はTBC表面温度を約1420℃、通過熱流束を約1 MW/m<sup>2</sup>とした場合の熱サイクル試験において、トップコートがはく離するまでの熱サイクル数を示したものである。GdSZおよびErSZはYSZに比べてはく離までのサイクル数が多く、特にErSZが耐熱サイクル性に優れ

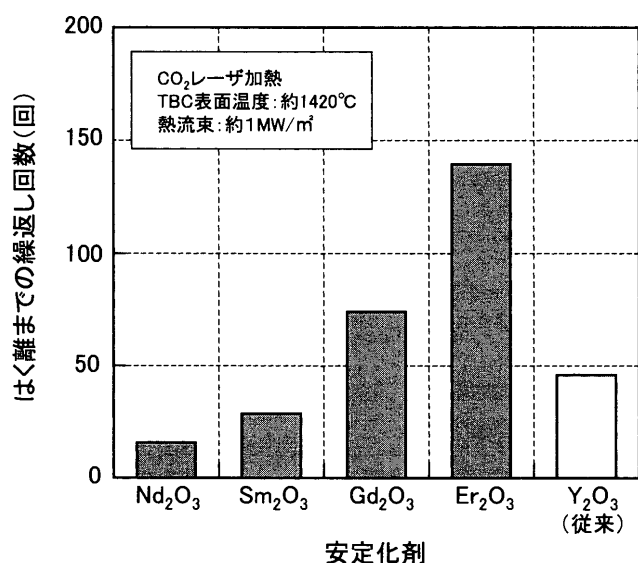
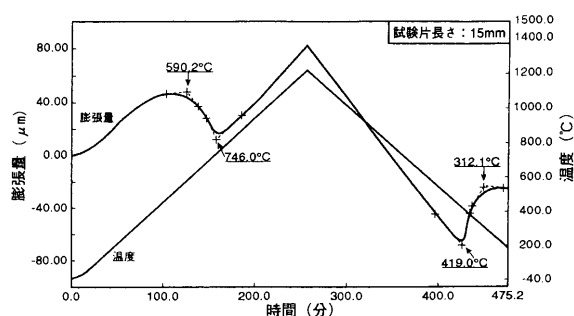
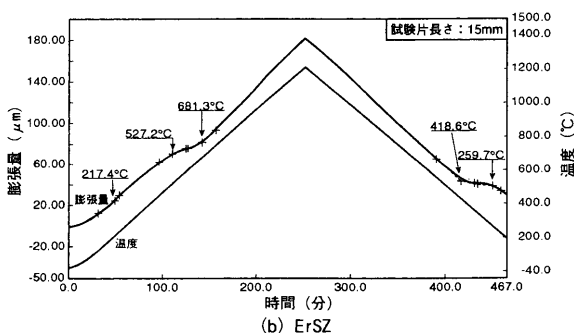


図4 安定化剤と耐熱サイクル性の関係



(a) YSZ (従来材)



(b) ErSZ

図5 加熱試験後の熱膨張曲線

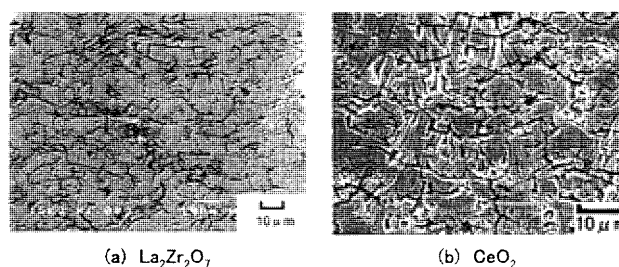
ることが分かる。また、YSZおよびErSZのTBC試験片についてTBC表面温度1300℃、基材表面温度950℃のCO<sub>2</sub>回収対応クローズドガスタービンに相当する条件で熱サイクル試験を実施した結果、YSZでは約100回の熱サイクルでトップコートがはく離したのに対して、ErSZでは約1600回までの熱サイクルでもはく離は生じず、耐熱サイクル性の向上が確認された。

ErSZの高温安定性について検討するため、ErSZ溶射皮膜試験片について加熱後の高温物性を測定するとともに、結晶構造分析を行った。結果の一例として、大気中加熱試験(1300℃×1000時間)後のYSZおよびErSZ試験片の加熱・冷却過程における熱膨張曲線を図5に示す。加熱試験前の試験片では温度の上昇・下降とともに直線的に膨張・収縮したが、加熱処理によって結晶構造の変化(単斜晶の生成)が生じるため、加熱試験後の試験片では、YSZの加熱・冷却過程で熱膨張曲線に大きな屈曲が生じている。ErSZも同様に熱膨張曲線の屈曲が見られるが、加熱処理による単斜晶の生成割合はYSZに比べて低く、屈曲の大きさも小さい。検討の結果、ErSZはYSZに比べて熱伝導率が低く、遮熱性に優れるとともに、結晶構造変化が少なく、高温安定性に優れることが明らかになった。

### 3.3 ZrO<sub>2</sub>以外のトップコート材料の検討

ZrO<sub>2</sub>以外のトップコート材料については、熱伝導率、熱膨張率、結晶構造安定性の観点から、相変態のないLa<sub>2</sub>Zr<sub>2</sub>O<sub>7</sub>およびCeO<sub>2</sub>を選定し、APSによる成膜性を検討するとともに、溶射皮膜試験片の高温安定性について検討した。

APSによる成膜性を検討した結果、La<sub>2</sub>Zr<sub>2</sub>O<sub>7</sub>は溶融粉碎粉を用いて、8 YSZと同一の条件で、ほぼ同様の成膜速度で成膜が可能であったが、La<sub>2</sub>Zr<sub>2</sub>O<sub>7</sub>の融点が8 YSZに比べて低いためか、溶射皮膜は8 YSZに比べて緻密であった。CeO<sub>2</sub>では溶融粉碎粉では溶射条件および溶射時間を変化させても10μm程度の皮膜しか成膜できなかった。これは、CeO<sub>2</sub>の融点が高く、粉碎粉を十分に溶融できなかったためと考えられる。一方、CeO<sub>2</sub>の造粒粉を用いた場合には8 YSZと同様の条件で成膜が可能であったが、成膜速度は8 YSZの場合の約1/5であり、CeO<sub>2</sub>は成膜性に劣ることが明らかになった。図6にLa<sub>2</sub>Zr<sub>2</sub>O<sub>7</sub>およびCeO<sub>2</sub>の溶射皮膜断面組織を示す。



(a) La<sub>2</sub>Zr<sub>2</sub>O<sub>7</sub>

(b) CeO<sub>2</sub>

図6 溶射被膜の断面組織

溶射皮膜試験片の大気中加熱試験(1300, 1400℃×100, 500時間)を行った結果, 加熱試験後の La<sub>2</sub>Zr<sub>2</sub>O<sub>7</sub> および CeO<sub>2</sub> 試験片では, 正方晶から単斜晶への相変態は生じておらず, 結晶構造安定性に優れることが確認された。溶射皮膜試験片の加熱試験後の体積収縮率を図7に示す。いずれの試験片も温度および時間の増加とともに体積収縮率が大きくなる傾向が見られるが, La<sub>2</sub>Zr<sub>2</sub>O<sub>7</sub> の体積収縮率は8YSZの1/2~2/3であるのに対し, CeO<sub>2</sub> では8YSZの2~3倍の体積収縮率を示し, CeO<sub>2</sub> は耐焼結性に劣ることが明らかになった。

### 3.4 コーティング組織・構造の検討<sup>(6)</sup>

電子ビーム物理蒸着(EB-PVD)による柱状組織トップコートはAPSによるトップコートに比べて耐熱サイクル性に優れる反面, 環境遮断性に劣り, トップコート/ボンドコート界面に酸化層が成長しやすいという欠点がある。そこで, 耐食性に優れる7.5%スカンジウム安定化ジルコニア(ZrO<sub>2</sub>-7.5 wt%Sc<sub>2</sub>O<sub>3</sub>:ScSZ), 18%セリア安定化ジルコニア(ZrO<sub>2</sub>-18 wt%CeO<sub>2</sub>:CeSZ)を対象に, トップコートの柱状組織化による耐熱サイクル性の向上効果と, 図8のようにトップコート/ボンドコート界面にバリア層を挿入することによる界面酸化抑制効果について検討した。

図9に溶射用プラズマガンを用いたAr+H<sub>2</sub>プラズマガス加熱による, 柱状組織TBCの熱サイクル試験結果

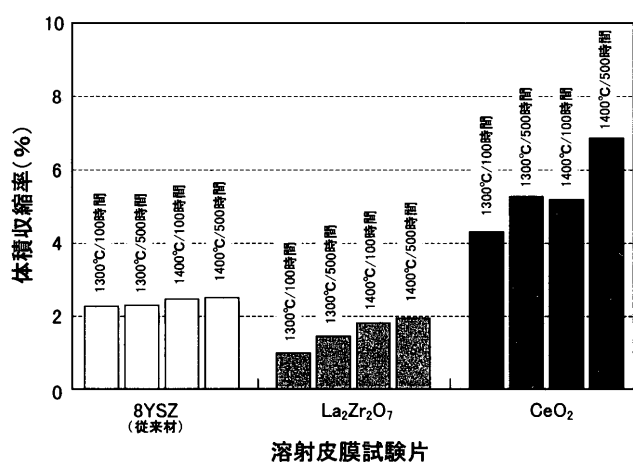


図7 加熱試験後の体積収縮率

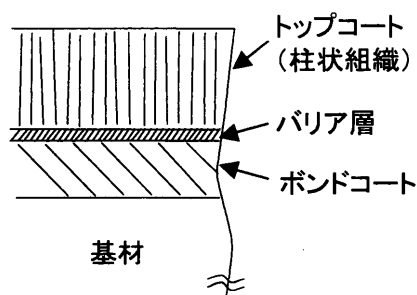


図8 柱状組織TBCの構造概略

を示す。TBC試験片はIN 738 LC基材上にLPPSにより100~200μmのボンドコート(NiCoCrAlY)を施工後, EB-PVDにより柱状組織トップコートを施工した。試験条件はTBC表面温度が約1300℃(推定), 通過熱流束は約2 MW/m<sup>2</sup>である。溶射TBCでははく離に至るまでのサイクル数がいずれも数回であるのに対し, 柱状組織TBCは50回までの繰り返しでは, いずれの試験片でもはく離は認められず, トップコートの柱状組織化によって耐熱サイクル性を大幅に向上できることが確認された。

一方, バリア層については, 高温での酸素拡散, 化学的安定性, 密着性等の観点からAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>を選定し, EB-PVDを用いてボンドコート表面に厚さ約2μmのバリア層を成膜した。その後, EB-PVDによりバリア層表面に8YSZの柱状組織トップコートを施工してTBC試験片を試作し, 大気中高温酸化試験(1000℃×1000時間)を実施した。なお, 比較のため, バリア層を挿入しない柱状組織TBCと溶射TBCについても同様の試験を行った。図10に試験後のTBC試験片の断面組織と分析結果を示す。溶射TBCでは, トップコート/ボンドコート界面にAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>から成る酸化層が生成し, その厚さは約10μm程度であるが, バリア層を挿入した柱状組織TBCでは, 界面に10~20μm程度のAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>酸化層が形成された。また, バリア層を挿入しない柱状組織TBCでは, 界面には20~40μm程度の酸化層が形成され, ボンドコート側がAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, トップコート側がCr, Ni, Coの酸化物という二層構造となった。これは, バリア層を挿入しない柱状組織TBCでは酸化が進行してボンドコート内のAlがほとんど消費されてしまったためと考えられる。したがって, 柱状組織TBCへのAl<sub>2</sub>O<sub>3</sub>バリア層の挿入は界面酸化を抑制する効果は認められるものの, 未だ不十分であり, 今後さらに優れた界面の酸化抑制方策を検討する必要があると考えられる。

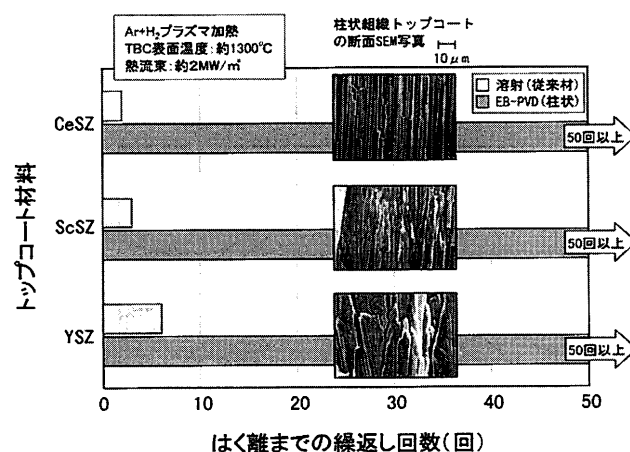


図9 柱状組織TBCの熱サイクル試験結果



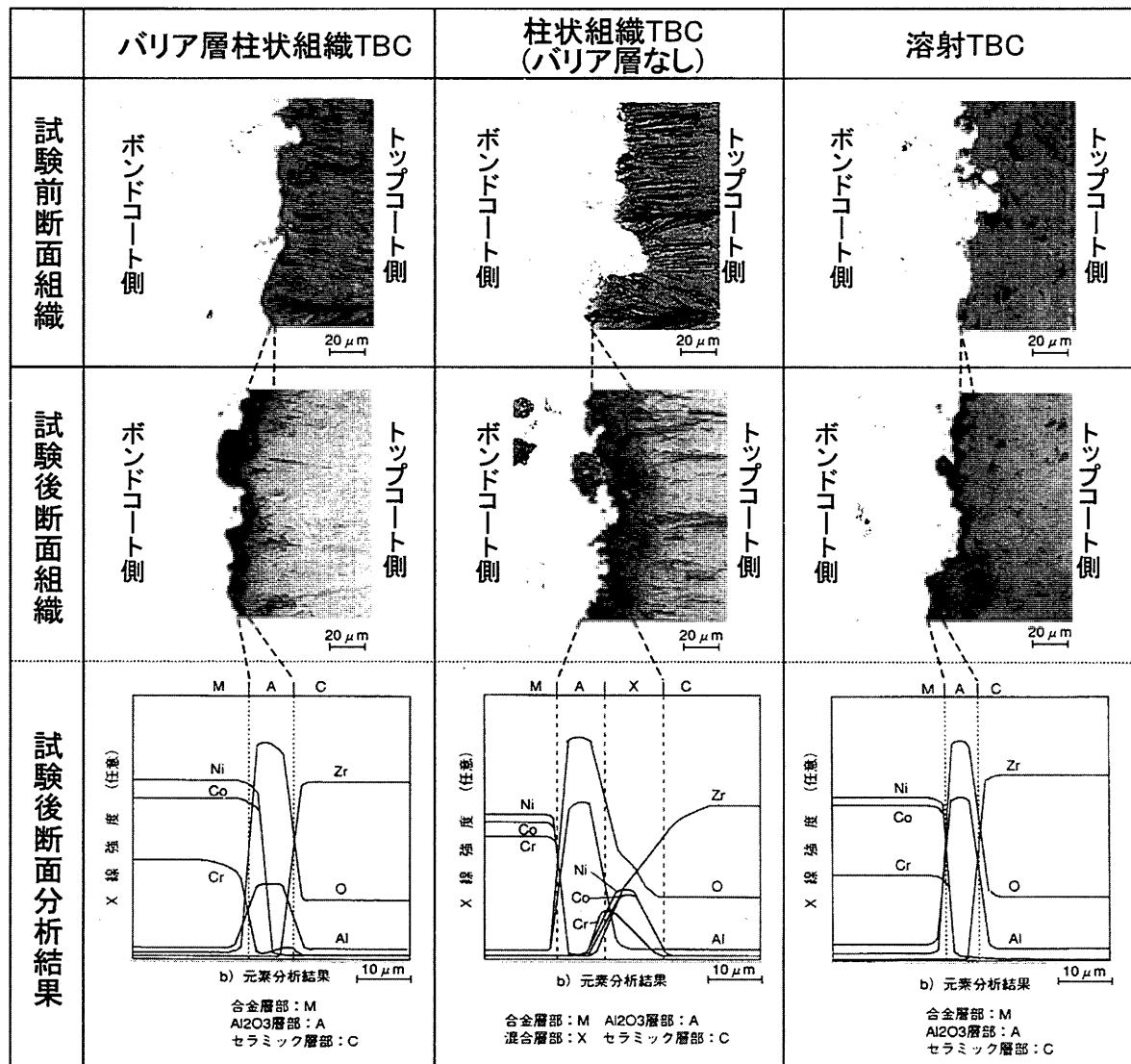


図 10 大気中酸化試験後の試験片断面組織と分析結果

#### 4. 高熱流束加熱試験結果

上記検討結果に基づいて試作された各種 TBC 試験片の高熱流束加熱試験を実施し、それらの耐熱サイクル性<sup>7)</sup>、水蒸気が TBC の損傷劣化特性に及ぼす影響等について検討した。

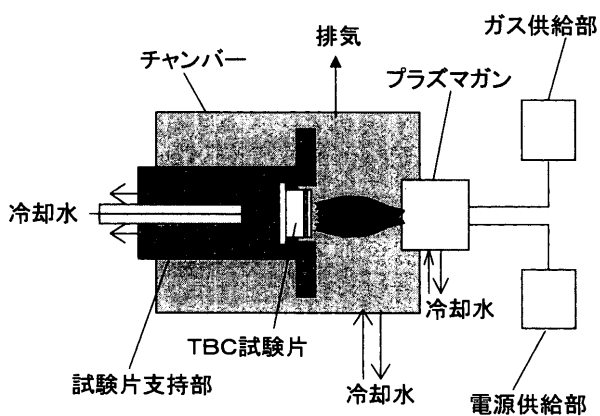


図 11 高熱流束加熱試験装置の概略

図 11 に使用した TBC 加熱試験装置の概略を示す。試験装置は、TBC 試験片をプラズマガス噴流で加熱、水冷することにより、実機での TBC 表面温度および内外面温度差を模擬した高熱流束加熱が可能である。また、電極保護用に Ar ガスを必要とする以外は、プラズマガスとして任意のガスを使用できるため、プラズマガスの組成を調整可能である。TBC 試験片の概略を図 12 に示す。試験片基材は直径  $\phi 20$  mm × 厚さ 10 mm であり、タービン翼の対象材料である Ni 基単結晶合金 TMS-75 とした。基材の側面にある温度測定孔には、両側から直

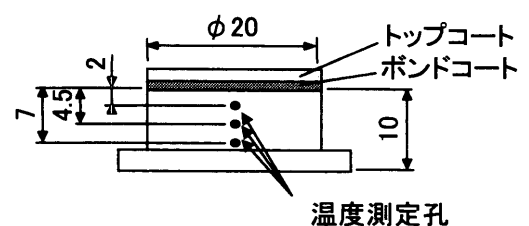


図 12 TBC 試験片の概略



径 $\phi 0.5$  mmのK型シース熱電対を挿入し、基材表面温度および熱流束が算出される。

供試したTBC試験片は表2に示す高純度YSZ、ErSZ、La<sub>2</sub>Zr<sub>2</sub>O<sub>7</sub>、ScSZの4種類である。高純度YSZ以外の3種類はトップコートの熱抵抗値を $1.1 \times 10^{-4}$  m<sup>2</sup>K/Wに統一した。また、ScSZはEB-PVDによる柱状組織TBCであり、他はAPSによる溶射TBCである。試験では基材表面温度約950℃、熱流束約3 MW/m<sup>2</sup>で初期設定し（この時のTBC表面温度は推定で約1300℃）、加熱時間180秒、冷却時間120秒の熱サイクルを負荷した。また、プラズマガスとして空気をを用いた場合と、空

表2 TBC試験片

項目	記号	高純度YSZ	ErSZ	La <sub>2</sub> Zr <sub>2</sub> O <sub>7</sub>	ScSZ
トップコート	材質 (施工法)	ZrO <sub>2</sub> -8%Y <sub>2</sub> O <sub>3</sub> (APS)	ZrO <sub>2</sub> -18%Er <sub>2</sub> O <sub>3</sub> (APS)	La <sub>2</sub> Zr <sub>2</sub> O <sub>7</sub> (APS)	ZrO <sub>2</sub> -7.5%Sc <sub>2</sub> O <sub>3</sub> (EB-PVD)
	厚さ(mm)	0.25	0.16	0.135	0.25
	熱抵抗値 (m <sup>2</sup> K/W)	$1.6 \times 10^{-4}$	$1.1 \times 10^{-4}$	$1.1 \times 10^{-4}$	$1.1 \times 10^{-4}$
ボンドコート	材質	NiCoCrAlY	NiCoCrAlY	NiCoCrAlY	NiCoCrAlY
	厚さ(mm)	0.15	0.10	0.10	0.15

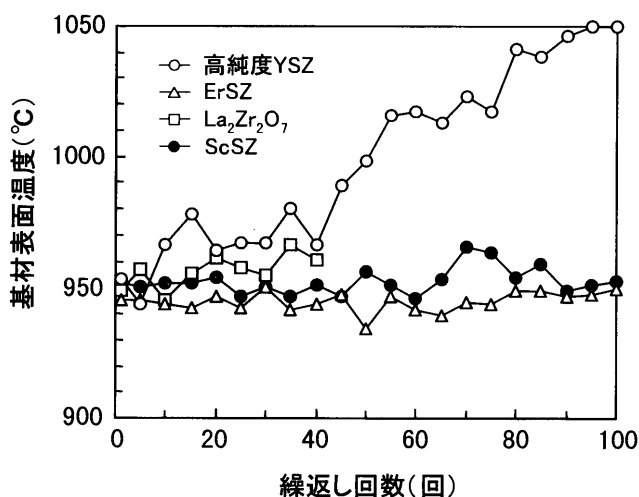


図13 熱サイクル試験時の基材表面温度の変化

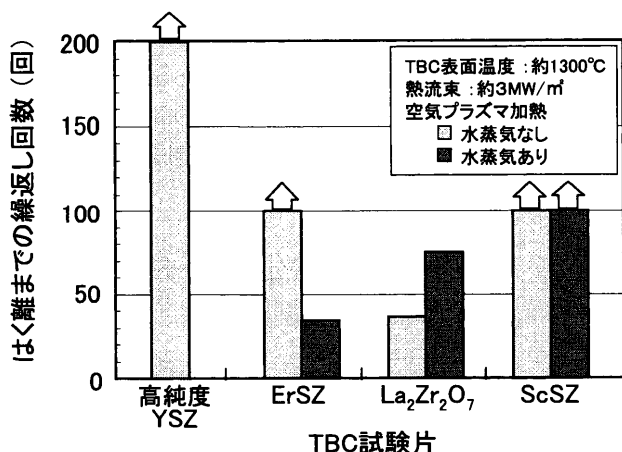


図14 開発したTBCの熱サイクル試験結果

気プラズマに水蒸気(約30 vol%)を添加した場合とを比較し、TBCの損傷劣化特性に及ぼす水蒸気の影響を検討した。ただし、高純度YSZについては水蒸気の添加は行わず、また、熱抵抗が他に比べて大きいため、通過熱流束を約2.3 MW/m<sup>2</sup>とし、基材表面温度およびTBC表面温度が他と同様になるよう初期設定した。

図13に水蒸気を添加しない場合の、熱サイクルの繰返し(累積加熱時間の増加)にともなう基材表面温度の変化を示す。焼結によるトップコート厚さ方向の熱伝導率変化がないと考えられる柱状組織のScSZは、繰返し回数が増加しても基材表面温度の上昇はほとんど見られない。一方、APSで施工した多孔質のTBCについて見ると、高純度YSZおよびLa<sub>2</sub>Zr<sub>2</sub>O<sub>7</sub>は繰返しにともなう基材表面温度が上昇し、特に、高純度YSZでは繰返し100回で基材表面温度に約100℃の温度上昇が見られた。これに対して、ErSZでは基材表面温度の上昇は本実験範囲ではわずかであり、耐焼結性が大幅に改善されていることが明らかになった。

熱サイクルによってトップコートがはく離するまでの繰返し回数を図14に示す。プラズマガスに水蒸気を添加しない場合、高純度YSZは200回まで、ErSZは100回までの繰返しでもトップコートははく離しなかったが、高純度YSZでは繰返し50回で表面に縦き裂、トップコート/ボンドコートの界面近傍にはく離き裂が進展していたのに対して、ErSZでは繰返し100回でも縦き裂とはく離き裂はあまり進展していなかった。しかし、水蒸気を添加した場合のErSZではトップコートの焼結が進行し、早期に縦き裂とはく離き裂が進展してはく離した。La<sub>2</sub>Zr<sub>2</sub>O<sub>7</sub>は水蒸気の有無にかかわらず、初期の段階で表面に縦き裂が、界面近傍にはく離き裂が発生し、これが成長してトップコートがはく離した。はく離き裂は溶射層間の未溶着部に沿って進展しており、はく離は溶射層間の密着性が低いためと考えられた。ScSZでは水蒸気の有無によらず繰返し100回でもはく離き裂は観察されなかったが、水蒸気を添加しない場合は柱状の結晶同士が焼結によって一体化する傾向が見られるのに対し、水蒸気を添加した場合は柱状の結晶同士が分離する傾向が見られた。また、プラズマガスに水蒸気を添加した場合には、いずれのTBC試験片においてもトップコート/ボンドコート界面において酸化が促進されている様子が観察された。

以上の試験結果より、トップコートの焼結は基材表面温度の上昇を引き起こすため、トップコートの耐焼結性の向上が重要と考えられた。また、水蒸気存在はトップコートの焼結やトップコート/ボンドコート界面の酸化等に影響を及ぼす可能性が示唆され、今後さらに詳細な検討が必要と考えられた。

## 5. あとがき

CO<sub>2</sub>回収対応クローズドガスタービンプロジェクトに

おける TBC の開発について、これまでに得られた成果の概要を述べた。プロジェクトは 2001 年度を以って終了したため、TBC 開発の見通しを得るには至らなかったが、新規コーティング材料の可能性を示す等、今後の TBC 開発に向けた基礎データを得ることができたと考える。超高温ガスタービン用 TBC では従来技術の改善だけでは対応が難しく、新たな技術開発が必要と考えられる。本研究の成果が何らかの形で継承され、今後のガスタービンの発展に繋がることを願いたい。

本研究は、新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) により進められた「二酸化炭素回収対応クローズド型高効率ガスタービン技術の開発第 I 期研究開発」において実施されたものである。NEDO および開発推進委員会の関係各位、ならびに三菱重工業(株)、(株)東芝、(株)日立製作所、(財)電力中央研究所の関係各位に謝意を表する。

## 参考文献

- (1) 久松暢, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 27, No. 4, (1999)p. 7-13
- (2) 幸田栄一, 他 3 名, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 30, No. 1, (2002)p. 63-67
- (3) 幸田栄一, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 27, No. 4, (1999)p. 3-6
- (4) 亀田常治, 他 5 名, 第 16 回ガスタービン秋季講演会講演論文集, (2001)p. 105-110
- (5) 鳥越泰治, 他 4 名, 第 16 回ガスタービン秋季講演会講演論文集, (2001)p. 99-104
- (6) 有川秀行, 他 4 名, 第 16 回ガスタービン秋季講演会講演論文集, (2001)p. 111-116
- (7) 中山真人, 他 5 名, 第 16 回ガスタービン秋季講演会講演論文集, (2001)p. 93-98

# 低レイノルズ数域におけるタービン静翼の三次元流れ (損失と流れの構造に与える主流乱れ度の影響)

## Three-Dimensional Flow of a Turbine Nozzle at Low Reynolds Numbers (Effect of Turbulence Intensity on Loss and Flow Mechanisms)

松沼 孝幸\*<sup>1</sup>  
MATSUNUMA Takayuki

阿部 裕幸\*<sup>1</sup>  
ABE Hiroyuki

筒井 康賢\*<sup>1</sup>  
TSUTSUI Yasukata

キーワード: Turbine Nozzle, Low Reynolds Number, Turbulence Intensity, Three-Dimensional Flow, Total Pressure Loss, Wake, Separation, Secondary Flow

### Abstract

Aerodynamic measurements were conducted to evaluate the performance of an axial-flow turbine nozzle, with a focus on the influence of freestream turbulence intensity at low Reynolds numbers. The turbulence intensity was varied between 0.5% and 8.9% by modifying turbulence generation sheet settings. The nozzle flow was measured using a five-hole pressure probe and a hot-wire anemometer. The Reynolds number was a determinative parameter, while the turbulence intensity was found to have had negligible effect on overall total pressure loss. However, increased separation on the suction surface and decreased secondary vortices near the endwalls were observed at higher turbulence intensity. Instantaneous velocity signals proved the transformation of the flow mechanisms in separation zone. Since the increase in profile loss(separation) and the decrease in net secondary loss(secondary vortices) offset each other, the net overall loss remained almost constant.

### 1. まえがき

高性能の小型ガスタービンを開発するために、低レイノルズ数域( $Re_{out} = 2.5 \times 10^4 \sim 15 \times 10^4$ 程度)での低圧タービンの空力特性が重要視されている<sup>(1)</sup>。産業用小型ガスタービンでは、セラミック材の導入<sup>(2)</sup>などによるタービン入口温度の高温化に伴い、作動流体の粘性係数が増加して、レイノルズ数が低下する。また、航空用小型ガスタービンでは、高空で飛行する際に空気密度が低くなり、レイノルズ数が低下する<sup>(3)</sup>。このような低レイノルズ数域では、境界層の層流域と遷移域が増えるため、剥離の発生や二次渦の増大によって、翼列性能が悪化する。

一方、実機ガスタービンでは、強い乱れを伴う流れが燃焼器からタービン翼列に流入するため、主流の乱れの影響も無視できない<sup>(4)</sup>。特に、低レイノルズ数域では、主流の乱れが境界層の剥離や遷移に大きな影響を及ぼすと考えられる。Murawskiら<sup>(5)</sup>とBoyleら<sup>(6)</sup>の直線翼列の実験では、レイノルズ数の低下により翼負圧面側で剥離が発生し、形状損失が増加した。主流乱れ度の影響については、限られたレイノルズ数範囲( $Re_{out} = 20 \times 10^4$ 程度)では、主流乱れ度の増加により剥離が減少するが、

さらに低レイノルズ数では、主流乱れ度の大小に関わらず常に剥離が発生した。これらは2次元流れの実験であるので、より実機タービンに近い環状翼列で、3次元流れへのレイノルズ数と主流乱れ度の影響を調べる必要がある。

本研究では、5孔ピトー管と熱線流速計によって、低レイノルズ数域における環状タービン静翼出口の3次元流れを測定した。前報<sup>(7)</sup>ではレイノルズ数の影響を調べたが、本報では、閉塞板を用いて主流の乱れを0.5%から8.9%にまで増加させ、主流乱れ度が低レイノルズ数域の環状タービン翼列に与える影響を考察した。

### 主な記号

$C, C_{ax}$	翼弦長, 軸方向翼弦長
$C_{Pt}, C_{Ps}$	全圧損失(分類は図11を参照), 静圧係数
$C_{Pt} = \frac{P_{t_{in, midspan}} - P_t}{\frac{1}{2} \rho \bar{V}_{out}^2} \quad C_{Ps} = \frac{P_s - P_{t_{in, midspan}}}{\frac{1}{2} \rho \bar{V}_{out}^2}$	
$H, S$	翼スパン(流路高さ), 翼ピッチ
$H_{12}$	形状係数( $= \delta_1 / \delta_2$ )
$PS, SS, TE$	静翼の正圧面側, 負圧面側, 静翼後縁
$P_t, P_s$	全圧, 静圧
$PV, TEV$	流路渦, 後縁渦
$Re$	レイノルズ数( $Re_{in} = \rho V_1 C / \mu, Re_{out} = \rho V_2 C / \mu$ )

原稿受付 2002年8月5日

\*1 独立行政法人 産業技術総合研究所

〒305-8564 茨城県つくば市並木1-2-1

$Tu$	乱れ度(測定面の平均速度で無次元化)
$V$	速度
$V_1$	静翼入口ミッドスパンでの速度
$V_2$	静翼出口での質量流量平均速度( $=\overline{V_{out}}$ )
$V_r, V_\theta, V_z$	半径方向, 周方向, 軸方向の速度成分
$\vec{V}_s$	二次流れベクトル
$x, y, z$	周方向, 半径方向, 軸方向の座標
$\alpha$	流れ角(軸方向が0 deg)
$\delta_1, \delta_2$	境界層排除厚さ, 運動量厚さ
$\Lambda_z$	乱れの積分尺度
$\omega_z$	渦度(軸方向成分, 反時計回りが正)
$\omega_z = \left( \frac{\partial(rV_\theta)}{r\partial r} - \frac{\partial V_r}{r\partial \theta} \right) \frac{C_{midspan}}{\overline{V}_z}$	
<b>補助記号</b>	
$in, out$	静翼の入口, 出口
$tip, hub$	チップ側(翼先端側), ハブ側(翼根元側)
—	周方向への質量流量平均
=	測定面(半径および周方向)の質量流量平均

2. 実験装置と方法

2.1 風洞と翼形状

図1に、環状タービン翼列風洞の概観を示す。本風洞は開放型の吸込風洞で、ベルマウス部に吸い込まれた大気は、測定部を通過し、送風機により排気される。ベルマウス部に3枚の整流網を取り付けることによって、測定部の流れが均一になり、測定部入口の乱れ度が0.5%に抑えられている。測定部には、1組の静翼・動翼から構成される単段軸流タービンを設置できるが、今回は静翼の基本特性を調べるため、静翼のみを取り付けた。図2に静翼形状を、表1に静翼の仕様を示す。本翼列は、半径方向の流れの設計に最も基礎的なフリーボルトテックス法を用いた3次元翼である。

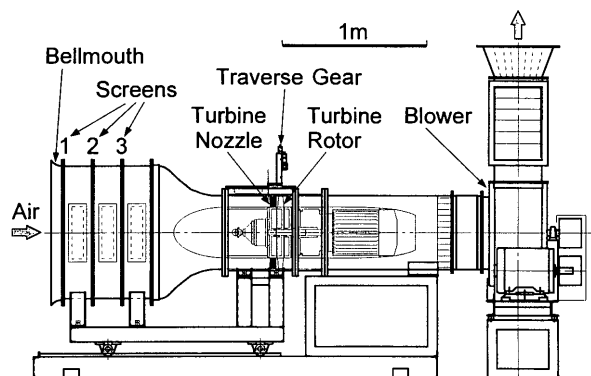


図1 環状タービン翼列風洞

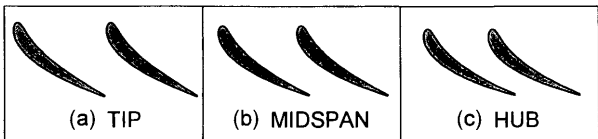


図2 タービン静翼の形状

2.2 実験方法

静翼入口流れの速度と全圧の分布を3孔ピトー管(受圧部の幅2.1 mm, 高さ0.7 mm)によって、乱れ度分布を単線の熱線流速計(日本カノマックス 0248 R, 直径5μm タングステン, 測定部長さ1 mm)によって測定した。測定位置は、翼前縁から30 mm 上流の位置( $z = -30$  mm, ミッドスパンでの軸方向翼弦長  $C_{ax}$  の70.6% 上流)である。測定点数は半径方向に73点であり、境界層を調べるために壁面近傍のトラバース間隔を細かく設定した。

静翼出口の速度, 流れ方向, 静圧, 全圧などの分布を5孔ピトー管(受圧部の直径2.1 mm)によって、乱れ度分布を単線の熱線流速計(日本カノマックス 0247 R)によって測定した。図3に静翼出口の測定面を示す。測定位置は、翼後縁から6.6 mm 下流( $C_{ax}$  の15.6% 下流)で、測定点数は、周方向39点(翼2ピッチ分), 半径方向21点, 計819点である。さらに、剥離の様子を捉えるため、静翼出口直後(後縁から3.1 mm 下流,  $C_{ax}$  の7.4% 下流)でも、熱線流速計による測定を行った。

3孔ピトー管および5孔ピトー管の測定では、微小な差圧を捉えるため、各孔の導管をフルードスイッチ(スキヤニバルブ社 W 1266/1 P-24 T)で切り替えて、1つ

表1 タービン静翼の仕様

	Tip	Midspan	Hub
Blade Number $N$	28		
Chord $C$	69.1 mm	67.6 mm	66.1 mm
Axial Chord $C_{ax}$	45.0 mm	42.5 mm	40.0 mm
Blade Span $H$	75.0 mm		
Blade Pitch $S$	56.1 mm	47.7 mm	39.3 mm
Aspect Ratio $H/C$	1.09	1.10	1.13
Pitch/Chord Ratio $S/C$	0.81	0.71	0.59
Solidity $C/S$	1.23	1.42	1.68
Inlet Blade Angle $\alpha_{in}$	0.0 deg	0.0 deg	0.0 deg
Exit Blade Angle $\alpha_{out}$	63.9 deg	67.4 deg	71.1 deg
Stagger Angle $\xi$	49.3 deg	51.0 deg	52.7 deg
Inner Diameter $D_H$	350 mm		
Outer Diameter $D_T$	500 mm		
Hub/Tip Ratio $D_H/D_T$	0.7		

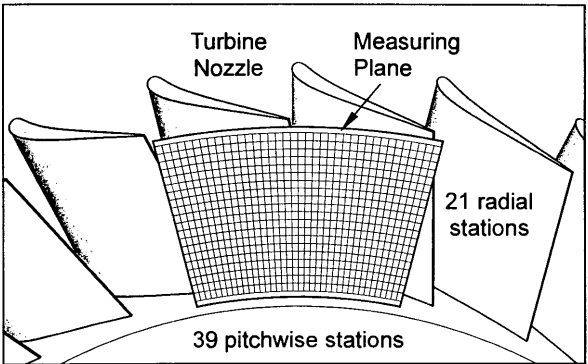


図3 静翼出口の測定面

の精密微差圧センサ(スキャニバルブ社 PDCR 23 D)で電圧に変換した。圧力センサの電圧をデータロガー(岩崎通信機 SC-7502)により測定し、GP-IB 経由でパソコン内にデータを保存した。ピトー管の各孔の圧力データに対して、あらかじめ得た検定結果を適用して、速度、方向、全圧などを算出した。熱線流速計の瞬時波形は、高速データレコーダ(横河電機 DL708E)により記録した。

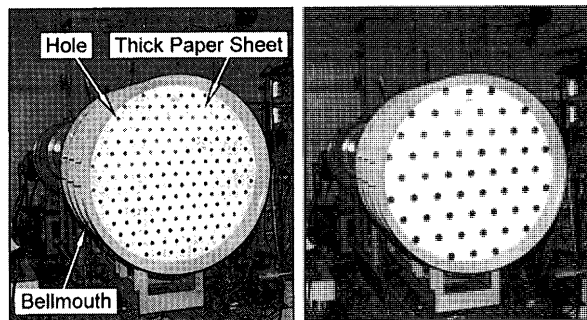
### 2.3 実験条件

実験時には、測定しやすい入口流れを基準としたレイノルズ数  $Re_{in}$  を、 $1.8 \times 10^4$  から  $10.6 \times 10^4$  まで(入口速度を約 4 m/s から 24 m/s まで) 6 段階に変化させた。5 孔ピトー管による測定結果から算出した出口流れ基準のレイノルズ数  $Re_{out}$  は、 $4.4 \times 10^4$  から  $27.1 \times 10^4$  の範囲である。一般に、タービン翼列のレイノルズ数は出口流れを基準とするので、以下の議論では  $Re_{out}$  を基準として用いる。出口流れの速度は約 10 m/s ~ 62 m/s の範囲であり、出口マッハ数  $M_{out} = 0.03 \sim 0.18$  の非圧縮流れになっている。

静翼入口の主流乱れ度  $Tu_{in}$  は、0.5% から 8.9% まで 5 段階に変化させた。主流乱れ度の調整には、ベルマウス部の整流網に、乱れ発生用の閉塞板を貼り付ける方法を用いた。ただし、 $Re_{out} \geq 22.8 \times 10^4$  では閉塞板による送風機への負荷が大きいため、低主流乱れ度の実験のみを行った。

### 2.4 乱れ発生用閉塞板の特性

図 4 に、乱れ発生用の閉塞板の写真を示す。閉塞板は、厚さ 1 mm の厚紙に多数のパンチ孔を等間隔に開けたものである。図 5 に、閉塞板の特性を示す。図 5(a)に示す



(a) Setting No.2 ( $Tu_{in} = 1.2\%$ ) (b) Setting No.3 ( $Tu_{in} = 3.6\%$ )

図 4 乱れ発生用の閉塞板

Setting No.	Sheet Position	Hole Diameter mm	Hole Distance mm	Turbulence Intensity and Length Scale	
				Mean $Tu_{in}$ %	Mean $\Lambda_x$ mm
1	---	---	---	0.5	xxx
2	Screen 1	22	66	1.2	12.1
3	Screen 1	40	120	3.6	9.1
4	Screen 3	25	75	5.9	10.0
5	Screen 3	40	120	8.9	12.5

(a) 閉塞板の仕様

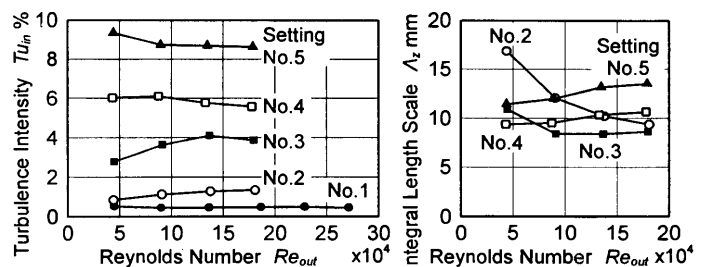


図 5 乱れ発生用の閉塞板の仕様、静翼入口ミッドスパンにおける乱れ度と乱れの積分尺度

ように、孔の大きさと間隔、閉塞板の貼付位置(整流網 1 または 3) を変えることによって、主流乱れ度を調整できる。図 5(b)に、それぞれの閉塞板設置状態での主流乱れ度を熱線流速計により測定した結果を示す。閉塞板で得られる乱れ度は、レイノルズ数によって、わずかに変化する。図 5(c)に、乱れの積分尺度を示す。乱れの尺度(渦粒子の大きさ)も、レイノルズ数に依存するが、平均は 9.1 ~ 12.5 mm (図 5(a)の右欄)であり、NASA 等の高主流乱れ度での風洞実験<sup>(6),(8)</sup>に近い値を示した。

## 3. 実験結果と考察

### 3.1 入口境界層

図 6 に、静翼入口の境界層に対するレイノルズ数と主流乱れ度の影響をまとめる。図 6(a)と図 6(b)は、それぞ

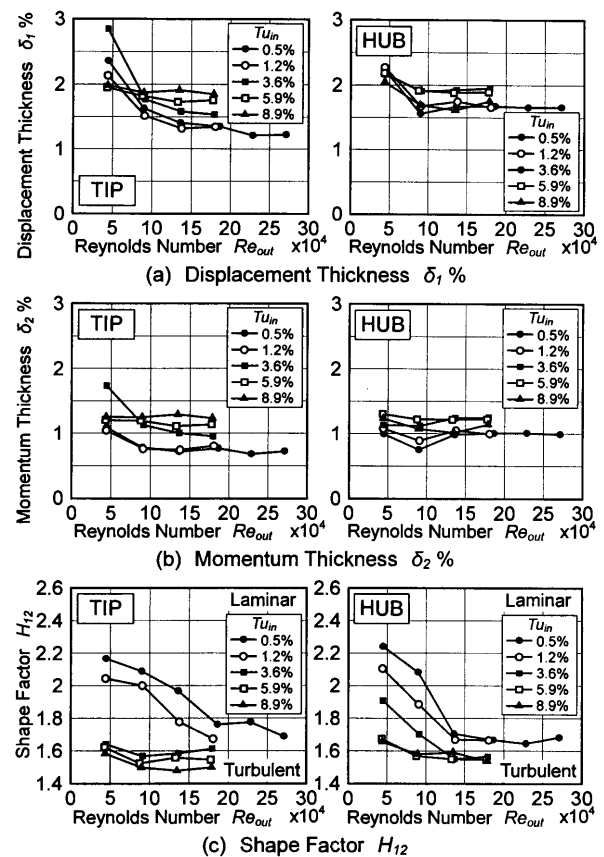


図 6 入口境界層の排除厚さ、運動量厚さ、形状係数 (左図: チップ側境界層, 右図: ハブ側境界層)

れ境界層の排除厚さと運動量厚さを示す。主流乱れ度が高い場合ほど、境界層が厚くなる傾向がある。レイノルズ数が高いとき( $Re_{out} \geq 9.0 \times 10^4$ )には、レイノルズ数が境界層厚さに与える影響は少ない。しかし、レイノルズ数が $9.0 \times 10^4$ 以下になると、レイノルズ数の低下によって境界層厚さが増加する。この傾向は、乱れ度が低い場合( $Tu_{in} \leq 3.6\%$ )ほど大きい。図6(c)は、形状係数を示す。形状係数 $H_{12}$ は、境界層の速度分布形状を表す係数で、平行流では層流境界層では約2.6、乱流境界層で約1.4になる<sup>(9)</sup>。主流乱れ度が高い場合には、レイノルズ数に関わらず、乱流境界層に近い値( $H_{12}=1.6$ )となる。一方、主流乱れ度が低い場合には、レイノルズ数が $13.6 \times 10^4$ より低下すると、乱流境界層から層流境界層に変化していく。

### 3.2 静翼入口の流れへ与える主流乱れ度の影響

レイノルズ数の影響は前報<sup>(7)</sup>にて考察したので、以下では、レイノルズ数を一定( $Re_{out} = 13.6 \times 10^4$ )に保って主流乱れ度を変化させた実験結果に基づき、主流乱れ度がタービン静翼の流れに及ぼす影響を考察する。

図7に、各主流乱れ度における静翼入口の流れを示す。半径方向位置 $y/H = 0.2 \sim 0.8$ の主流域は、 $Tu_{in} = 8.7\%$

を除き、一様な流れになっている。 $Tu_{in} = 8.7\%$ では、チップ側よりもハブ側の速度がわずかに速い(平均速度に対し3%)。乱れ度分布は、主流領域ではほぼ一定値を保ち、壁面近くの境界層領域では大きくなっている。

図8に、図7のチップ壁面とハブ壁面近くの流れの拡大図を示す。表2に、図8(a)の速度分布から算出した境界層厚さ(翼高さに対する%で表示)と形状係数を示す。チップ側の境界層は、主流乱れ度が増加するほど、排除厚さと運動量厚さが増え、形状係数が乱流境界層に近くなる。一方、ハブ側の境界層厚さと形状係数は、どの主流乱れ度でもほぼ一定である。壁面付近の乱れ度分布で

表2 静翼入口の境界層厚さと形状係数( $Re_{out} = 13.6 \times 10^4$ )

$Tu_{in} \%$	Tip Boundary Layer			Hub Boundary Layer		
	$\delta_1 \%$	$\delta_2 \%$	$H_{12}$	$\delta_1 \%$	$\delta_2 \%$	$H_{12}$
0.5%	1.41	0.715	1.97	1.67	0.980	1.71
1.3%	1.32	0.743	1.78	1.75	1.05	1.67
3.4%	1.58	0.998	1.59	1.93	1.24	1.55
6.0%	1.73	1.11	1.56	1.89	1.22	1.55
8.7%	1.91	1.29	1.48	1.61	1.01	1.59

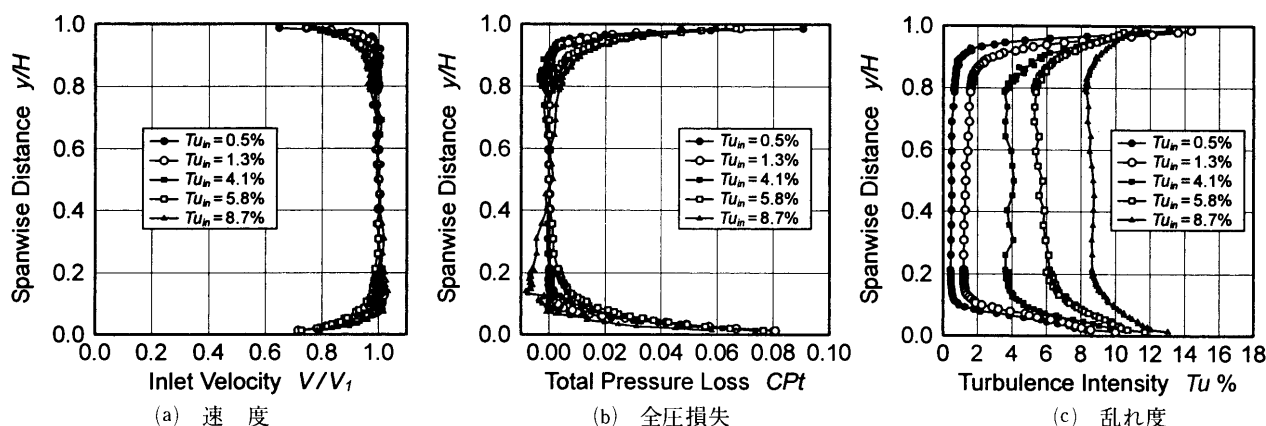


図7 静翼入口の流れ(軸方向位置 $z/Cax = -0.706$ , レイノルズ数 $Re_{out} = 13.6 \times 10^4$ )

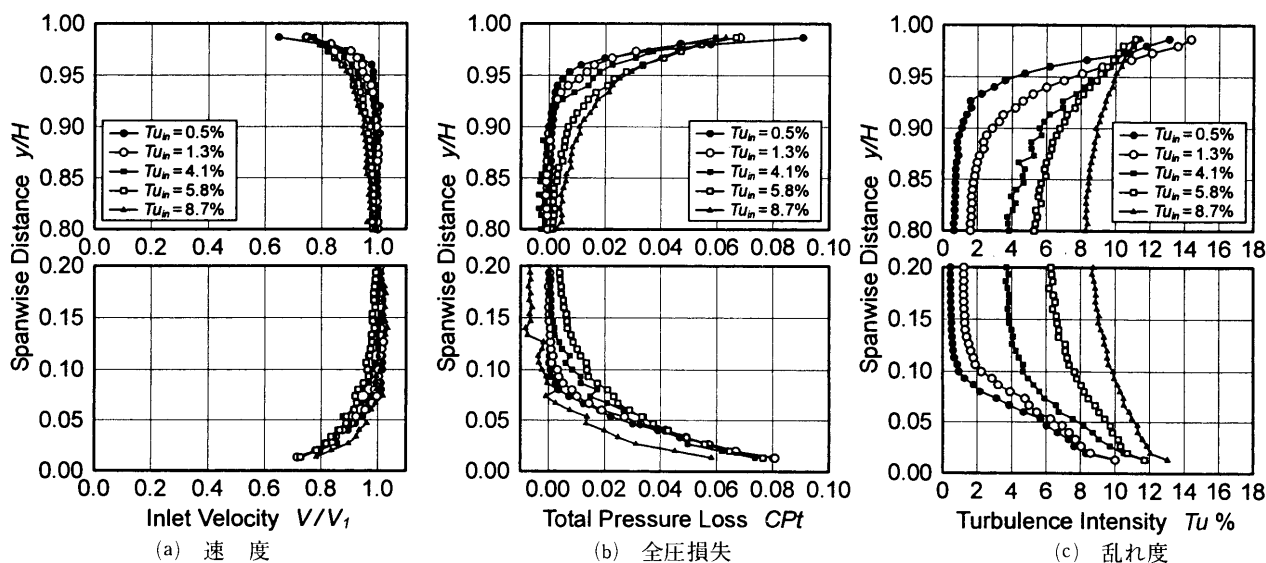


図8 静翼入口の壁面近傍の流れ(軸方向位置 $z/Cax = -0.706$ , レイノルズ数 $Re_{out} = 13.6 \times 10^4$ )

は、主流乱れ度の大きさに関わらず、最大乱れ度は12%程度で、チップ側とハブ側の分布形状は対称に近い。

### 3.3 静翼出口の流れに与える主流乱れ度の影響

#### 3.3.1 全圧損失分布

図9に、レイノルズ数 $Re_{out} = 13.6 \times 10^4$ の状態では、主流乱れ度を变化させた時の静翼出口の全圧損失分布を示す。

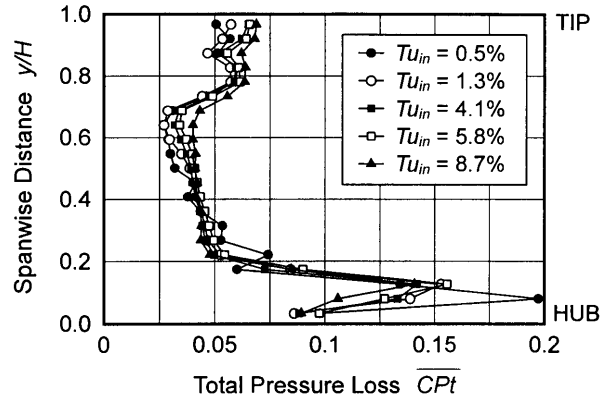
チップ側の翼負圧面(SS)では、主流乱れ度が高くなると、スパン方向位置 $y/H = 0.78$ の損失ピークがわずかに減少する( $Tu_{in} = 0.5\%$ では0.387,  $Tu_{in} = 8.7\%$ では0.359)。一方、チップ側壁面近くの負圧面側には、乱れ度が高くなるほど、損失領域が広がる。これらの変化は、主流乱れ度の増加により二次渦(流路渦)が弱まり、壁面境界層の翼面上への巻き上がりが減少することに起因する。

ハブ側壁面近くには、翼負圧面側に全圧損失の大きな領域が広がっている。この損失領域は、壁面上の流路渦と後縁ウェーク内の渦の干渉により生じる(詳細は後述)。主流乱れ度が増加すると、ハブ側の二次流れが弱まるために、損失領域の位置が壁面から離れて、損失ピークが減少する( $Tu_{in} = 0.5\%$ では0.635,  $Tu_{in} = 8.7\%$ では0.511)。

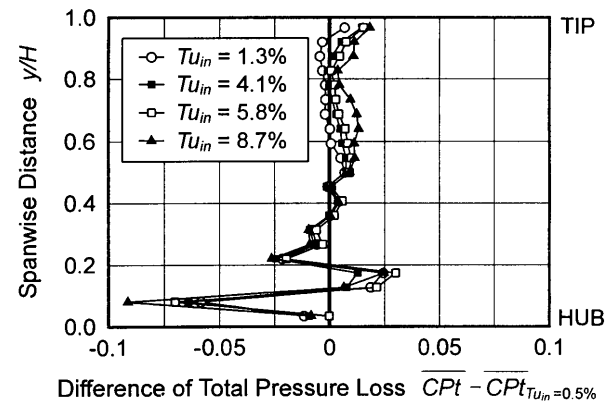
ミッドスパン付近( $y/H = 0.2 \sim 0.7$ )の翼後縁(TE)に沿った損失は、翼後縁からのウェークと翼負圧面側の剥離が原因で生じる。乱れ度が低いときには、ハブ側で損失が大きくチップ側で損失が少ない分布である。乱れ度が増加すると、翼負圧面のハブ側で損失が減り、チップ側で損失が増えて、スパン方向に一様な分布に変化する。

図10に、全圧損失の半径方向分布を示す。図10(a)は、図9の各測定値での全圧損失を周方向に質量流量平均した分布である。図10(b)は、 $Tu_{in} = 0.5\%$ での全圧損失と他の主流乱れ度での全圧損失の差を求めた分布で、主流

乱れ度の増加の影響を分かりやすく示している。ハブ側壁面近くでは、主流乱れ度の増加とともに、全圧損失が急減している。 $y/H = 0.2 \sim 0.4$ では、乱れ度が高いほ



(a) 全圧損失の半径方向分布



(b)  $Tu_{in} = 0.5\%$ における全圧損失との差

図10 全圧損失の半径方向分布 ( $Re_{out} = 13.6 \times 10^4$ )

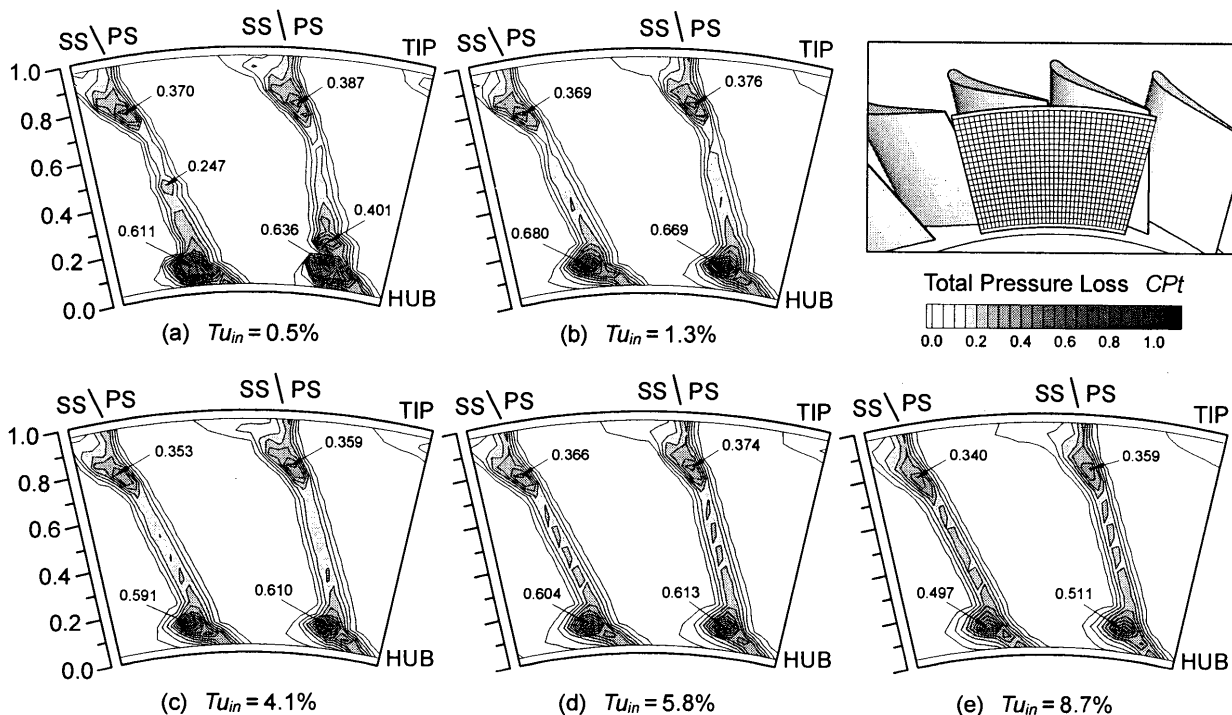


図9 各主流乱れ度における静翼出口での全圧損失分布(軸方向位置 $z/C_{ax} = 1.156$ , レイノルズ数 $Re_{out} = 13.6 \times 10^4$ )

ど損失が減る。逆に、 $y/H=0.4$  以上では、乱れが増えるほど損失が増加する。これらの変化は、図9で観察したように、主流乱れ度の増加により、ハブ側の剥離が減り、チップ側の剥離が増えたことが原因である。

### 3.3.2 全圧損失(測定面の平均値)

タービン翼列の損失は、一般に形状損失(翼面上で発達した境界層と剥離による損失)、二次損失(流路渦などの二次流れによる損失)、翼先端漏れ流れ損失の3つに分類される<sup>(10)</sup>。ここでは、Sharma<sup>(10)</sup>やGregory-Smith<sup>(11)</sup>と同様の方法を用いて各損失を求めた。図11に、損失の分類方法を示す。静翼入口での損失(図11の上部左)は、全圧損失の半径方向分布(図7(b))から、チップ側とハブ側の境界層損失を求めた。静翼出口での損失(図11の上部右)は、図10(a)の全圧損失の半径方向分布で、ミッドスパン近傍の分布から最小自乗法で近似直線を求め、この線の内側を形状損失、外側を二次損失と分類した。

図12に、主流乱れ度が損失(測定面の質量流量平均値)に与える影響を示す。また、表3に、 $Tu_{in}=0.5\%$ と $Tu_{in}=8.7\%$ における各損失値を示す。

入口損失 $Cp_{t,in}$ は、入口壁面の境界層による損失である。主流乱れ度によって、入口損失が変化している。これは、境界層厚さが変化すること(図8と表2)が原因であるが、出口損失と比較すると入口損失の変化量は少ない。

正味全圧損失(翼列損失) $Cp_{t,out,n}$ は、出口損失 $Cp_{t,out,g}$ から入口損失 $Cp_{t,in}$ を引いて求められ、翼列内部で生じる損失を意味する。正味全圧損失 $Cp_{t,out,n}$ は、主流乱れ度が変わっても、平均値に対して $\pm 3.4\%$ の範囲内に収まり、ほぼ一定を保っている。

正味全圧損失 $Cp_{t,out,n}$ は、形状損失と二次損失に分割できる。形状損失 $Cp_{t,p}$ は、主流乱れ度が高くなるほど

増加し、 $Tu_{in}=8.7\%$ の時の形状損失(0.0416)は、 $Tu_{in}=0.5\%$ の時(0.0351)の1.19倍(19%増)である。

二次流れ損失に対する主流乱れ度の影響を検討する際には、入口境界層の影響を取り除くため、静翼出口の二次損失 $Cp_{t,s,g}$ から入口境界層の損失 $Cp_{t,in}$ を差し引いた正味二次損失 $Cp_{t,s,n}$ を用いる。正味二次損失 $Cp_{t,s,n}$ は、主流乱れ度が高くなるほど減少し、 $Tu_{in}=8.7\%$ の時の正味二次損失(0.0138)は、 $Tu_{in}=0.5\%$ の時(0.0191)の0.72倍(28%減)となる。

形状損失 $Cp_{t,p}$ の増加と二次損失 $Cp_{t,s,n}$ の減少が打ち消し合うため、主流乱れ度が増加しても正味全圧損失 $Cp_{t,out,n}$ がほぼ一定となる。前報<sup>(7)</sup>で述べたように、レイノルズ数の低下によって正味全圧損失、形状損失、二次損失がそれぞれ2倍近くまで急増することに比べると、主流乱れ度の影響は少ない(後述の図18~20も参照)。

### 3.3.3 3次元流れの構造

主流乱れ度の変化によって流れの構造がどのように変化するかを明らかにするため、図13と図14に、静翼出口での速度、静圧、流れ角、二次流れ、渦度、乱れ度の分布を示す。図13は、低主流乱れ度 $Tu_{in}=0.5\%$ での

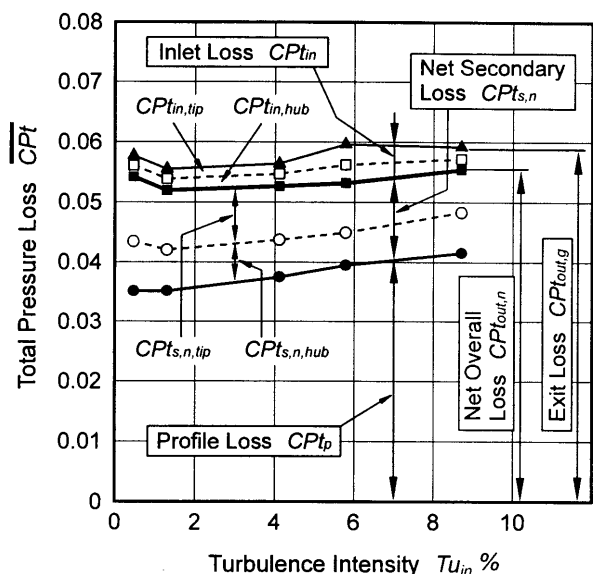


図12 主流乱れ度が損失に与える影響( $Re_{out}=13.6 \times 10^4$ )

表3  $Tu_{in}=0.5\%$ と $8.7\%$ における損失値( $Re_{out}=13.6 \times 10^4$ )

Spanwise Distribution of Total Pressure Loss $\overline{Cp_t}$		
	Definition	Mass-Averaged Area
$Cp_{t,in}$	Inlet Loss	(A)+(B)
$Cp_{t,in,tip}$	Inlet Boundary Layer Loss (Tip)	(A)
$Cp_{t,in,hub}$	Inlet Boundary Layer Loss (Hub)	(B)
$Cp_{t,out,g}$	Exit Loss	(C)+(D)+(E)
$Cp_{t,out,n}$	Net Overall Loss	((C)+(D)+(E)) - ((A)+(B))
$Cp_{t,p}$	Profile Loss	(C)
$Cp_{t,s,g}$	Gross Secondary Loss	(D)+(E)
$Cp_{t,s,g,tip}$	Gross Secondary Loss (Tip)	(D)
$Cp_{t,s,g,hub}$	Gross Secondary Loss (Hub)	(E)
$Cp_{t,s,n}$	Net Secondary Loss	((D)+(E)) - ((A)+(B))
$Cp_{t,s,n,tip}$	Net Secondary Loss (Tip)	(D)-(A)
$Cp_{t,s,n,hub}$	Net Secondary Loss (Hub)	(E)-(B)

図11 損失の分類方法

Losses		$Tu_{in}=0.5\%$		$Tu_{in}=8.7\%$	
Exit Loss	$Cp_{t,out,g}$	0.0577	----	0.0592	----
Inlet Loss	$Cp_{t,in}$	0.0035	----	0.0038	----
Tip	$Cp_{t,in,tip}$	0.0016	----	0.0018	----
Hub	$Cp_{t,in,hub}$	0.0019	----	0.0020	----
Net Overall Loss	$Cp_{t,out,n}$	0.0542	100%	0.0554	100%
Profile Loss	$Cp_{t,p}$	0.0351	64.8%	0.0416	75.0%
Net Secondary Loss	$Cp_{t,s,n}$	0.0191	35.2%	0.0138	25.0%
Tip	$Cp_{t,s,n,tip}$	0.0112	20.7%	0.0071	12.8%
Hub	$Cp_{t,s,n,hub}$	0.0084	15.5%	0.0067	12.2%



流れ, 図 14 は, 高主流乱れ度  $Tu_{in}=8.7\%$  での流れである。また, 図 15 には, 静翼出口流れの半径方向分布を示す。この半径方向分布は, 図 13 と図 14 の各測定点での値を, 周方向に質量流量平均したものである。

図 13(a)と図 14(a)の速度分布を比較すると, 静翼の後縁ウェークに沿った低速領域は,  $Tu_{in}=0.5\%$  では曲がった分布となるが,  $Tu_{in}=8.7\%$  では直線状の分布となる。この変化は, 翼負圧面側での剥離分布の変化が原因であ

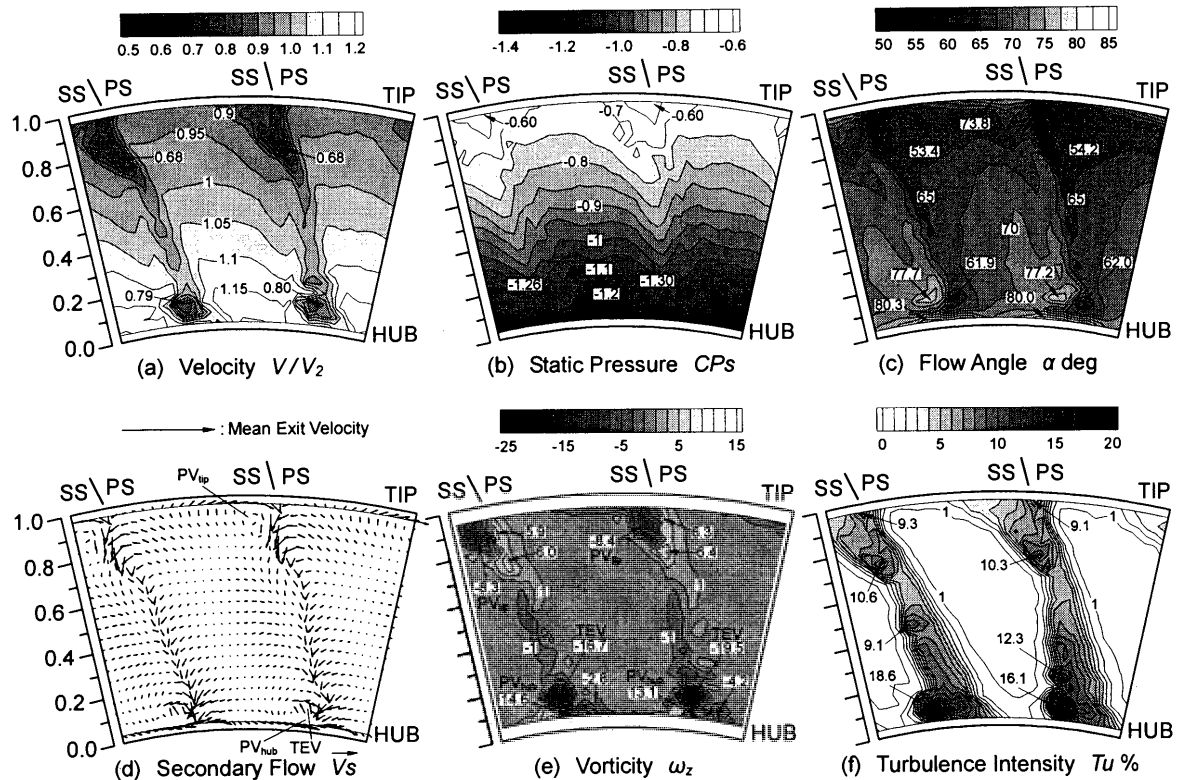


図 13 静翼出口での速度, 静圧, 流れ角, 二次流れ, 渦度, 乱れ度 (低主流乱れ度  $Tu_{in}=0.5\%$ ,  $Re_{out}=13.6 \times 10^4$ )

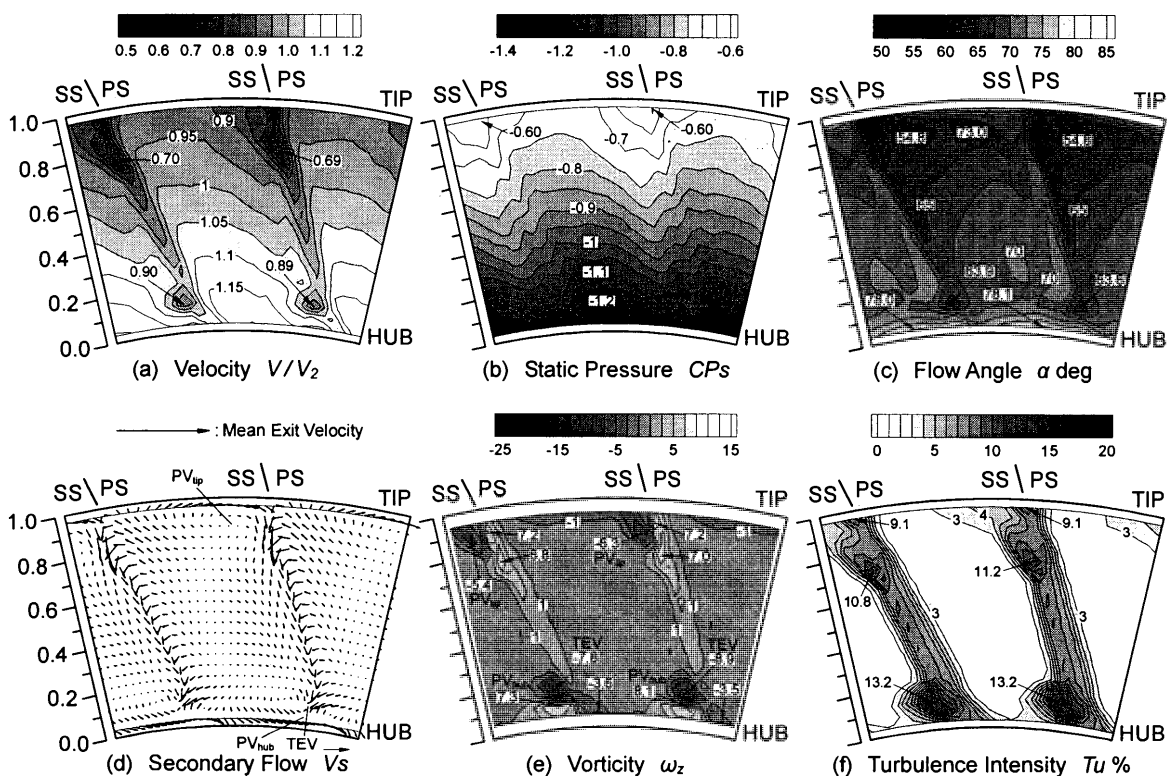


図 14 静翼出口での速度, 静圧, 流れ角, 二次流れ, 渦度, 乱れ度 (高主流乱れ度  $Tu_{in}=8.7\%$ ,  $Re_{out}=13.6 \times 10^4$ )

る。また、主流乱れ度が高くなると、ハブ壁面近くの二次渦の影響による低速域が減少する。

図13(b)と図14(b)の静圧分布は、静翼出口での流れの旋回の影響を受けて、ハブ側よりもチップ側が高くなる(図15(b)も参照)。翼後縁のウェークでは速度が低いため、主流よりも静圧が高くなる。主流乱れ度が高くなると、主流とウェークでの静圧差が小さくなり、静圧分布の歪みが減っている。また、 $Tu_{in}=0.5\%$  のハブ側には、二次流れによる低静圧領域が観察できる。

図13(c)と図14(c)の流れ角分布では、チップ側とハブ側に二次流れによる流れ角のピークが複数存在する。乱れ度が高くなると二次渦が弱まるため、 $Tu_{in}=0.5\%$  よりも  $Tu_{in}=8.7\%$  のほうが、どのピークも小さくなっている。

図13(d)と図14(d)の二次流れベクトル分布と、図13(e)と図14(e)の渦度分布は、同時に考察する。二次流れベクトルは、平均設計流れ方向( $67.35^\circ$ )に垂直な面に、各測定点での流れを投影したベクトルと定義した。また、渦度は、下流側から見て反時計回りの渦を正と定義した。

二次流れベクトルの分布のチップ側では、翼負圧面側に時計回りの流路渦(図中の  $PV_{tip}$ )が観察される。流路渦は、壁面境界層が翼列内部の圧力勾配により翼負圧面上に巻き上がって生じる<sup>(10)</sup>。チップ側流路渦  $PV_{tip}$  の渦度は、 $Tu_{in}=0.5\%$  では  $-8.4$ 、 $Tu_{in}=8.7\%$  では  $-6.3$  で、主流乱れ度の増加により流路渦が弱まる。

静翼後縁のウェークには、半径方向に内側向きの流れ(チップ側からハブ側に向かう流れ)が存在する。これは、半径方向の圧力勾配(図13(b)と図14(b))の影響で、ウェークの低速流れ(高損失流れ)がチップ側からハブ側に移動することに起因する。内側向きの流れは、 $Tu_{in}=0.5\%$  と  $8.7\%$  で分布形状が異なっている。

後縁ウェーク内の内側向きの流れは、ハブ側壁面近くに蓄積して巻き上がり、時計回りの強い渦(図中の TEV)を形成する。この後縁渦 TEV は、主流乱れ度の増加により急激に弱まる。さらに下側のハブ側壁面近傍では、翼負圧面側に反時計回りの流路渦( $PV_{hub}$ )が観察される。ハブ側流路渦  $PV_{hub}$  も、主流乱れ度が高くなるほど渦度が小さくなる。翼後縁の内側向き流れによる渦TEVの存在によって、ハブ側の流路渦  $PV_{hub}$  は壁面近くに留まる。流路渦  $PV_{hub}$  の右側には、流路渦に付随した小さな渦が存在している。ハブ側壁面近くで後縁渦 TEV と流路渦  $PV_{hub}$  が衝突して強い干渉を引き起こすことによって、前述の全圧損失分布(図9)で観察した大きな損失ピークが発生する。主流乱れ度が増加すると後縁渦と流路渦の両方が弱まるため、ハブ側の全圧損失が減少する(図10)。

図13(f)と図14(f)の乱れ度分布では、後縁ウェークと二次流れの領域で乱れ度が高い。 $Tu_{in}=0.5\%$  での後縁に沿った乱れ度は、ハブ側( $y/H=0.2\sim0.45$ )で乱れ度が高く、チップ側( $y/H=0.45\sim0.7$ )で乱れ度が低い分

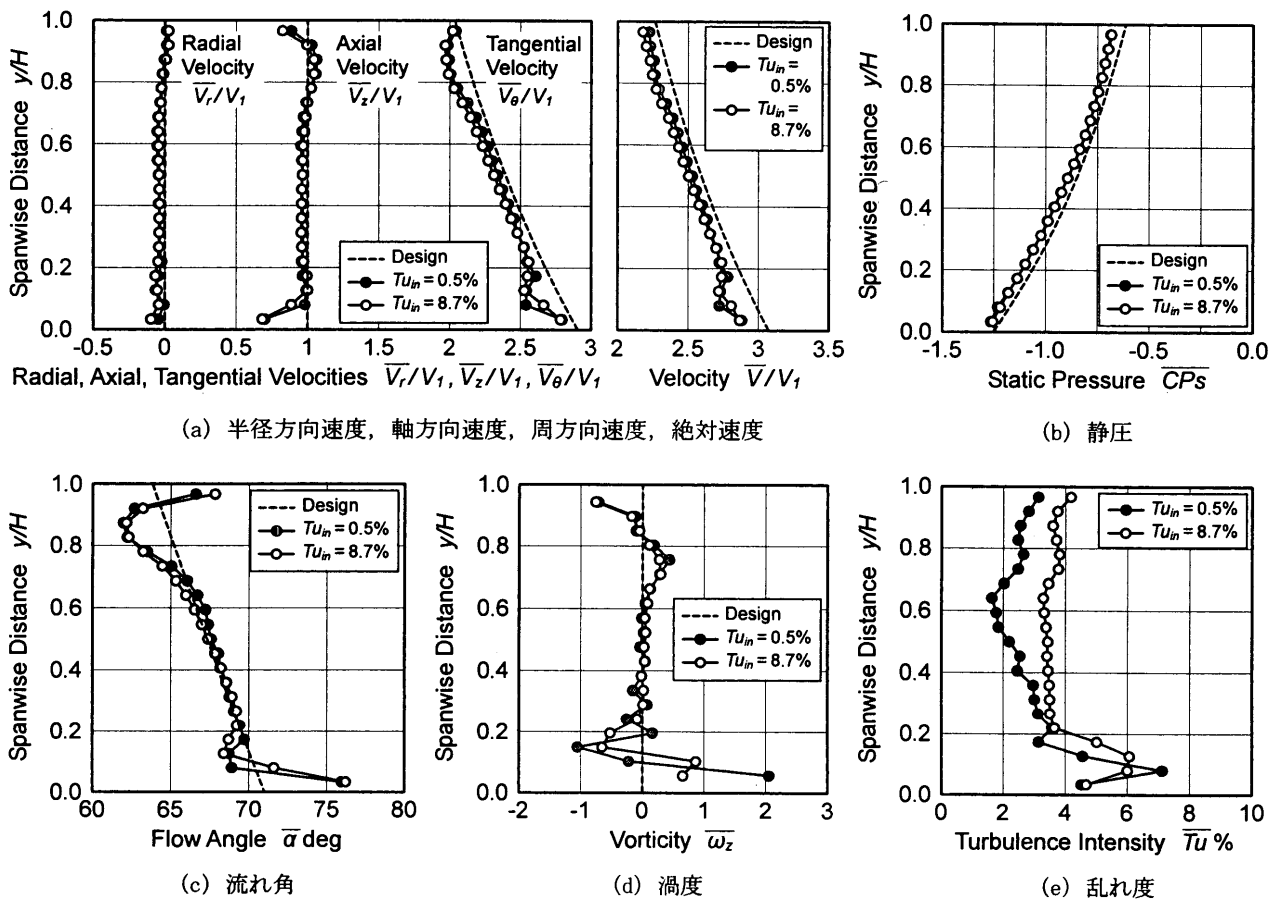


図15 静翼出口での速度, 静圧, 流れ角, 渦度, 乱れ度の半径方向分布 ( $Re_{out} = 13.6 \times 10^4$ )

布である(図15(e))。 $Tu_{in}=0.5\%$ のハブ側の高乱れ度領域には、局所的にピークが見られ、その位置は各翼により異なる(左側の翼は $y/H=0.46$ に9.1%, 右側の翼は $y/H=0.22$ に12.3%)。一方、 $Tu_{in}=8.7\%$ では、スパン方向に様な分布に変化し、局所ピークも消える。これは全圧損失と同様の傾向を示し、翼負圧面側の剥離分布の変化が原因と考えられる。

この特徴的な乱れ度の変化を理解するため、 $y/H=0.59$ でのピッチ方向の速度と乱れ度の分布、瞬時速度波形を図16に示す。図16(a)と(b)のピッチ方向分布では、主流乱れ度が高くなると、負圧面側の速度欠損と乱れ度が増加する。図16(c)と(d)は、それぞれ $Tu_{in}=0.5\%$ と $8.7\%$ の瞬時波形を示す。位置A(負圧面側の主流)では、流れの変動が小さい。位置B(ウェークの負圧面側)においては、 $Tu_{in}=0.5\%$ では間欠的に変動の大きな低速領域が現れるのに対し、 $Tu_{in}=8.7\%$ では連続的に大きな速度変動を伴う低速領域が観察される。このことから、主流乱れ度が小さい時には、翼負圧面側の流れが剥離と付着を繰り返しているのに対し、主流乱れ度が大きい時には、常に剥離している様子が伺える。位置Cは翼後縁の下流であり、ウェークによる大きな速度変動が観察される。

低主流乱れ度の時に、左右の翼で乱れ度分布が異なっていることが、測定誤差ではなく、低レイノルズ数流れに特有の現象であることを確認するため、さらに翼に近い位置での測定を行った。図17に静翼出口直後(後縁か

ら3.1 mm下流)での乱れ度分布を示す。 $Tu_{in}=0.5\%$ (図17(a))での剥離領域の乱れ度ピークは、左右の翼で異なり、図13(f)とほぼ同じ位置に発生することが確認できる。低レイノルズ数流れでは、主流乱れ度が低い場合には剥離が不安定になり、翼のわずかな違いで剥離の様子が異なることが分かる。主流乱れ度の影響による剥離領域の変化を、図17(c)にまとめる。 $Tu_{in}=0.5\%$ ではハブ側に大きな剥離が不安定な状態で発生し、 $Tu_{in}=8.7\%$ ではスパン方向に様な剥離が安定して発生する。

### 3.4 静翼出口の損失と流れ角(測定面の平均値)

図18に、全圧損失に与えるレイノルズ数と主流乱れ度の影響をまとめる。レイノルズ数が低下すると全圧損失は急増する。レイノルズ数の影響に比べて、主流乱れ度の影響は少ない。低レイノルズ数になるほど、主流乱れ度の影響が減少する傾向が見られる。

図19に、形状損失を示す。形状損失も、レイノルズ数の低下によって急増する。形状損失は、主流乱れ度の影響も受け、乱れ度が高くなるほど損失が増える。

図20に、二次損失を示す。二次損失は、レイノルズ数が低くなるほど増加し、主流乱れ度が高くなるほど減少する。

図21に、流れ角(測定面の質量流量平均)を示す。高レイノルズ数での流れ角は設計値に近いが、レイノルズ数の低下に伴って流れ角が減少する。主流乱れ度が増加した場合には、形状損失の増加(剥離の増加による流れ角の減少)と二次損失の減少(二次渦の減少による流

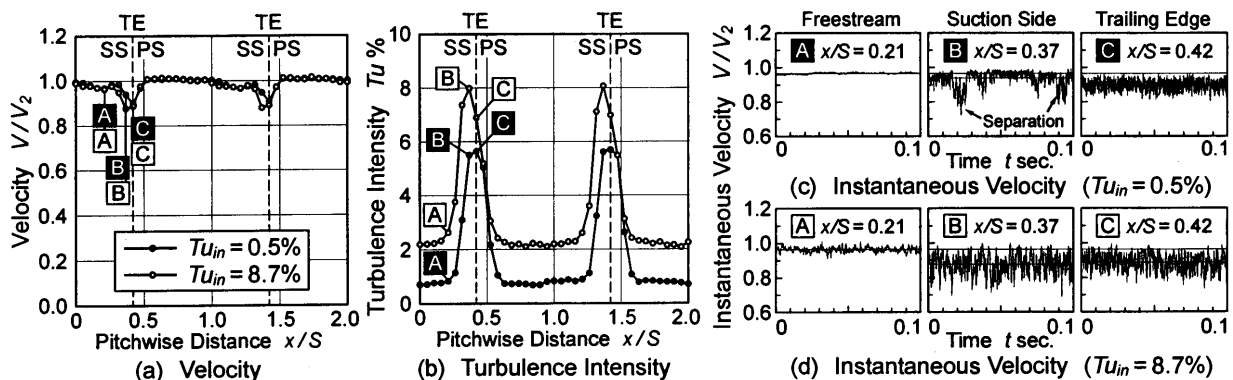


図16 静翼出口での速度と乱れ度のピッチ方向分布および瞬時速度波形(半径方向位置  $y/H=0.59$ ,  $Re_{out}=13.6 \times 10^4$ )

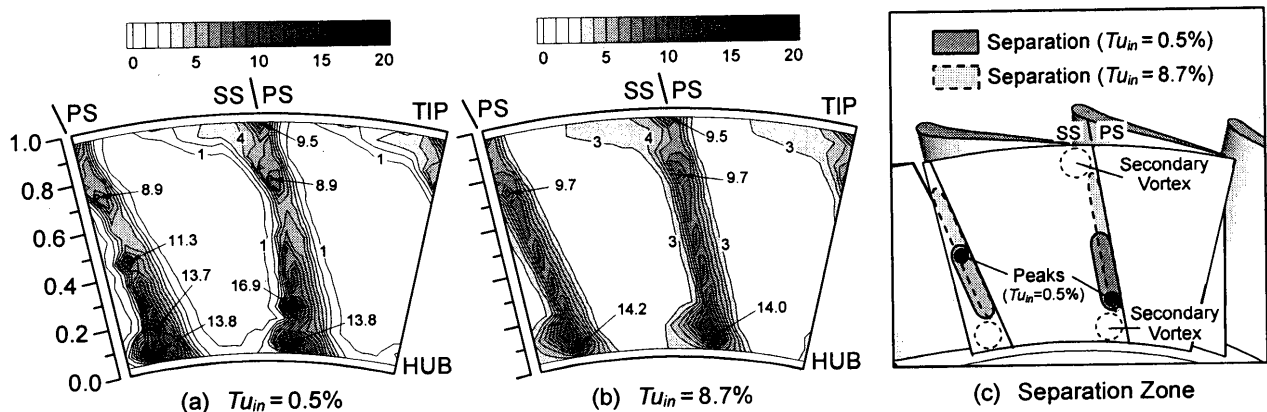


図17 静翼出口直後での乱れ度分布, 負圧面側の剥離領域(軸方向位置  $z/Cax=1.074$ ,  $Re_{out}=13.6 \times 10^4$ )

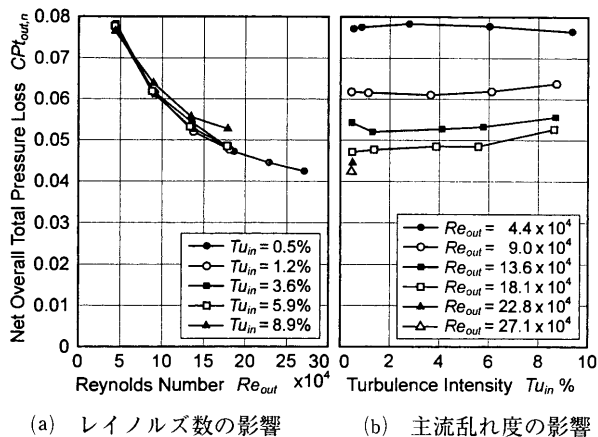


図 18 全圧損失

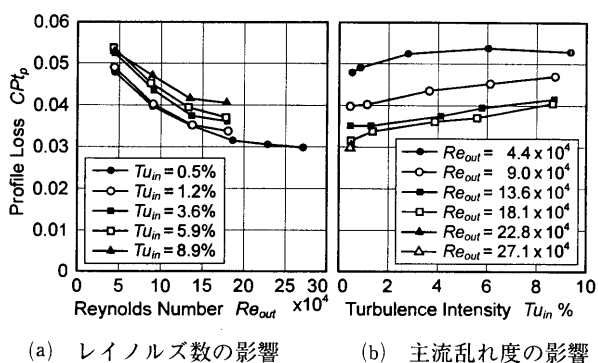


図 19 形状損失

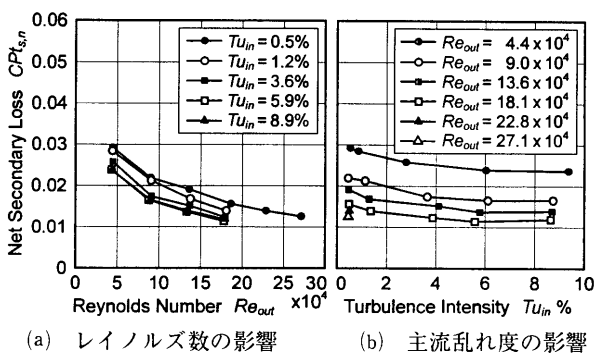


図 20 二次損失

れ角の増加)の両方が打ち消し合う作用をする。主流乱れ度の影響は、レイノルズ数の影響に比べると少ない。

#### 4. まとめ

低レイノルズ数域での環状タービン静翼出口の3次元流れを、5孔ピトー管と熱線流速計により測定した。乱れ発生用の閉塞板を用いて主流の乱れ度を変化させ、レイノルズ数と主流乱れ度の影響を明らかにした。

- (1) 翼列内部で発生する全圧損失には、レイノルズ数の影響が極めて大きく、主流乱れ度の影響は少ない。
- (2) 主流乱れ度が高くなると、翼負圧面側の剥離領域が増えることによって形状損失が増加した。一方で、壁面近くの二次渦が弱まることによって二次損失が

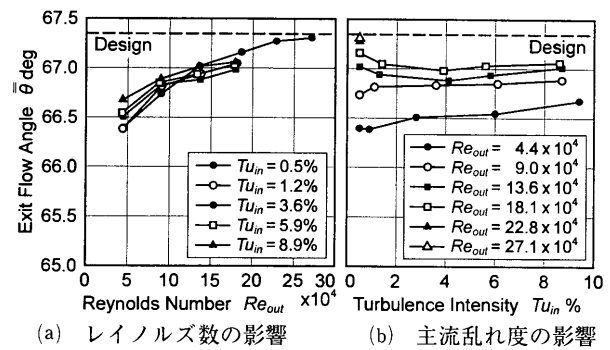


図 21 静翼出口の流出角(測定面の質量流量平均)

減少した。形状損失の増加と二次損失の減少が打ち消し合うため、全圧損失がほぼ一定になった。

- (3) 速度、静圧、流れ角、二次流れベクトル、渦度、乱れ度の分布から、翼後縁のウェークや壁面近くの渦の挙動を捉えた。主流乱れ度の違いによって、剥離領域の分布形状や二次渦の強さが変化する様子を捉えた。
- (4) 翼後縁ウェークは、低主流乱れ度の場合にはハブ側で大きな剥離が発生するのに対し、高主流乱れ度の場合には、スパン方向に一樣な剥離に変化した。この原因は、乱れ度の増加によって、ハブ側の剥離が減少する一方で、チップ側の剥離が増加するためである。環状翼列では、翼負圧面側の剥離領域が3次元的な分布形状を示した。

#### 謝 辞

本研究は、科学技術振興事業団との間で戦略的基礎研究推進事業の一環として契約された「資源循環・エネルギーミニマム型システム技術」研究領域内の「超小型ガスタービン・高度分散システム」研究の成果である。

#### 参考文献

- (1) Van Treuren, K. W., et al., ASME J. of Turbomachinery, Vol. 124(2002-1) p. 100-106
- (2) 日本ガスタービン学会誌, 特集「300 kW セラミックガスタービン」, Vol. 27, No. 5(1999-9) p. 297-338
- (3) Bons, J. P., et al., ASME J. of Turbomachinery, Vol. 124(2002-1) p. 77-85
- (4) Mayle, R. E., ASME J. of Turbomachinery, Vol. 113(1991-10) p. 509-537
- (5) Murawski, C. G., et al., ASME Paper No. 97-GT-95(1997)
- (6) Boyle, R. J., et al., ASME Paper No. 98-GT-285(1998)
- (7) 松沼孝幸, 阿部裕幸, 筒井康賢, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 30, No. 3(2002-5) p. 208-215
- (8) Ames, F. E., ASME J. of Turbomachinery, Vol. 119(1997-1) p. 23-30
- (9) Schlichting, H., Boundary-Layer Theory, (1979) p. 454, McGraw-Hill Inc.
- (10) Sharma, O. P., and Butler, T. L., ASME J. of Turbomachinery, Vol. 109(1987-4) p. 229-236
- (11) Gregory-Smith, D. G., and Cleak, J. G. E., ASME J. of Turbomachinery, Vol. 114(1992-1) p. 173-183



## アフリカでのガスタービンリプレース工事を 経験して

伊藤健太郎<sup>\*1</sup>

ITOU Kentarou

昨年、当社はアフリカのナイジェリアでガスタービン（当社モデルH-25×6台）のリプレース工事を行いました。その中で色々な出来事を経験しましたので、ここでは喫茶話にその中のいくつかをお話してみたいと思います。

### 「ビジネスのやり方がぜんぜん違う」

このプロジェクトを進めるに当たり、現地で最も苦労したものの一つがキャンプ設営でした。市内には外国系石油企業が進出しており、外国人用のホテルもありましたが、高価であり、またセキュリティ及び食事の面からキャンプを設けることにしました。当初は右も左も分からなかった為に脅迫、詐欺まがいの目に会いながら、付近を調査して回りました。その結果、以前ドイツ企業が使っていたキャンプが見つかり、これをレンタルし、改修して使うこととしました。苦労はしましたが、このキャンプ設営を通して、この地域の人達のビジネスのやり方が我々のビジネスのやり方とぜんぜん違うことが分かり、これを理解することで、その後の仕事を進める上で大いに役立ちました。

### 「悪いことは続くもの」

このプロジェクトは契約から引渡しまでが10ヶ月と非常に短い工程で、如何に工程をキープしてゆくかがプロジェクト成功の鍵でした。日本からの製品は、旧首都ラゴス市にあるアパバ港で水切りを行い、約300kmを内陸輸送しサイトに運ぶ予定でした。しかし、アパバ港の税関が違法コンテナ貨物摘発の為に、全コンテナチェックの取り締まりを始めた事により、同港でのコンテナ大渋滞が始まってしまい、自分のコンテナを見つけ出す事も困難な状況となってしまいました。この影響でサイト着工時に必要であった食料や道工具のサイト到着が遅れ、立ち上げ時の工程に大きなインパクトを与えてしまいました。悪いことは続くもので、4号機のガスタービンと2, 3号機の発電機を積み横浜港を出航した船が、途中日本近海で台風や悪天候に遭遇し、また南米沿岸では海賊に襲われ、さらにはエンジントラブルが発生して寄港補修を余儀なくされ、なんと都合40日も遅

れてナイジェリアに到着しました。これら製品のサイト到着遅れは工程に大きなインパクトを与えましたが、先着している後続機ユニットとの入れ替えにより遅れを吸収し、またH-25ガスタービンが現地工事を最短で行える様にパッケージタイプで設計されているメリットを最大限生かし、現地据え付け工事を短縮して工程の遅れを挽回しました。

### 「遊びに行くべきか行かざるべきか」

工事も長期に亘ると、狭いキャンプに閉じこもっているとストレスが溜まるものです。キャンプ外に出てストレスを発散出来れば良いのですが、サイトの在ったデルタ地方は、石油が出るためにその利益の配分を巡り、昔から外国企業と地元民との間で対立が続いており、外国人にとっては決して治安が良いとは言えない場所でした。キャンプ内でも外出については賛否両論があり「ここには仕事で来ているのであるから、例え余暇であっても外に出てリスクを犯す様な事をすべきでない」という意見と「こんな所だからこそリスクをきちんと評価した上で積極的に外に出てストレスを解消しよう」と言う意見があり、週末にはキャンプの外に遊びに行くべきか、行かざるべきか、悩みの種であったようです。

### 「それでも進歩している」

サイトの在ったデルタ地方では携帯電話が使えず、電話はマイクロウェーブ回線であり、このため通信状態は天候に左右されやすく、また日中は設備容量に比べ使用量が大きいために通信状態は最悪でした。何度掛けても繋がらないことや、例え繋がってもやっと話が出来る程度であり、インターネットもメールが届くかどうか分からない状態でした。それでも情報伝達手段は進歩しており、キャンプで直径6m大のパラボラアンテナを設置したところ、日本からの衛星放送を受信できるようになり、これにより日本からの情報がスピード、量共に飛躍的に増大し、出張者の心理的な日本からの孤立感、疎外感はかなり軽減されました。キャンプ生活での最も大きなストレス解消法は日本からのリアルタイムの情報を得ることであった様に思います。

色々な出来事がありましたが、チームワークでこれらを乗り越え、アフリカでのガスタービンリプレース工事を完成させることにより、貴重な経験を得ることが出来ました。

原稿受付 2002年9月17日

\*1 (株)日立製作所 電力・電機グループ火力・水力事業部  
火力・水力技術本部火力プロジェクト推進部  
〒317-8511 茨城県日立市幸町三丁目1番1号

## IM 270-IHI-FLECS

柴沼 徹<sup>\*1</sup>

SHIBANUMA Tohru

キーワード：コージェネレーションシステム、熱電可変、ガスタービン、蒸気噴射

Co-Generation System, Flexible Electric Congeneration System, Gas Turbine System Injection

## 1. はじめに

コージェネレーションシステム導入の検討において、蒸気需要の変動が大きく特に夏場において蒸気が余るケースがある。当社ではこれに対応するべく、熱電気負荷バランスを可変とした IM 400-IHI-FLECS (4000~6000 kW 級) を既に商品化している。今回、新たに 2000 kW 級ガスタービン IM 270 にも同様な熱電気負荷バランスを可変とした、IM 270-IHI-FLECS を開発した。図 1 に外観を示す。以下に IM 270-IHI-FLECS の特徴を紹介する。

## 2. IM 270-IHI-FLECS の特徴

## (1) 熱電可変

ユーザーの熱電負荷の変動により、熱負荷の低い時には余剰蒸気をガスタービンに噴射することにより余剰熱を電力に変換することができる。本システムでは最大 2.5 t/h の余剰蒸気を噴射し、発電出力を 2500 kW まで増加させることができる。

本システムの蒸気制御、蒸気品質保持にはこれまで当社の IM 400-FLECS で培われたノウハウをそのまま適用している。

## (2) 高性能

IM 270 は従来のドライ運用でもこのクラスでは秀逸な性能を誇っているが、蒸気噴射により更なる発電効率

向上を実現した。表 1 にエンジン主要諸元を示す。

## (3) システムの簡素化

本システムの概略フローを図 2 に示す。本システムでは蒸気全量を燃焼領域に噴射することで飽和蒸気のまま噴射することを可能とした。これにより蒸気過熱機構が不要となり、より簡素なシステムを実現している。

(4) 低 NO<sub>x</sub>

IM 270 は元々が DLE 燃焼器であるため、蒸気噴射中はさらに低下し、最大蒸気噴射時は 10 ppm 以下となる。

## 3. 実証試験

現在当社 2 工場にて本システムの実証運転を実施中である。まず、灯油焚きのシステムを平成 14 年 3 月~4 月で実施。

その後 6 月からは燃料を都市ガス (13A) に変換してさらに実証を継続中である。今後実証運転により実績を重ねた上で、平成 14 年末には販売を開始する予定である。

表 1 IM 270-IHI-FLECS 主要諸元 (計画値)

項目	単位	ベース エンジン IM 270	熱電可変型 IM 270 -IHI-FLECS 最大蒸気噴射時
出力 (大気温度 15℃)	kW	2000	2500
蒸気噴射量	kg/h	0	2500
発電効率	%	25.5	28.5
総合効率	%	78.3	58
排熱ボイラ総 蒸発量	kg/h	5900	6200
送気蒸気量	kg/h	5900	3700
燃料	—	都市ガス 13A LPG 灯油	都市ガス 13A 灯油

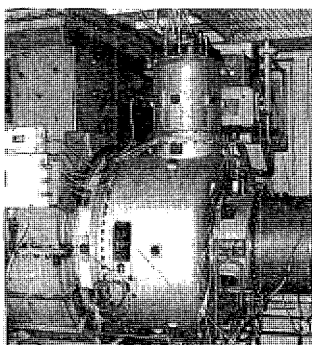


図 1 IM 270 FLECS 外観

原稿受付 2002 年 9 月 11 日

\* 1 石川島播磨重工業(株) ガスタービンプラント事業部  
〒135-8731 江東区豊洲 2-1-1

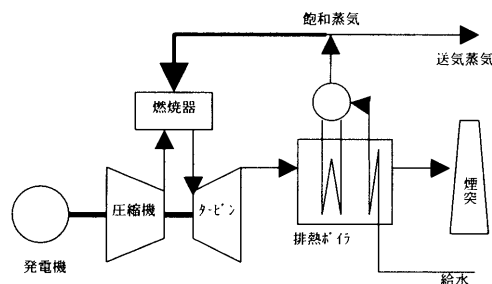


図 2 システムフロー

## 第 32 回 AIAA 流体力学会議に出席して

松沼 孝幸<sup>\*1</sup>

MATSUNUMA Takayuki

### 1. まえがき

第 32 回 AIAA 流体力学会議が、米国ミズーリ州セントルイスで 2002 年 6 月 24 日～26 日に開催された。本会議は、航空宇宙分野に関する全ての流体力学研究を対象にしているため、航空機やロケットなどの実機の外部流れを対象にした実用的研究から、平板を用いた境界層遷移、乱流現象、流体制御などの基礎的研究まで、広範な内容を含む。

主催者の米国航空宇宙学会 (American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA) は 70 年近い歴史を持ち、会員 31,000 名以上の大規模な学会である。AIAA Journal など 6 種類の論文集を発行し、年間 20 回ほどの国際会議を主催している。AIAA 主催のガスタービン関連の会議としては、毎年 6 月の流体力学会議の他に、推進会議 (毎年 7 月) や、航空学会議 (毎年 1 月) が挙げられる。

開催地のセントルイス (図 1 右上) は、中部の工業都市として栄え、マクダネルダグラス社 (1997 年にボーイング社と合併) やトランスワールド航空 TWA (2001 年にアメリカン航空と合併) の拠点など、航空宇宙産業が盛んである。ミシシッピ河ほとりのゲートウェイアーチが、開拓時代に大西部への入口になったセントルイスの象徴となっている。本会議は、アーチのすぐ隣のアダムスマークホテルで開催された (図 1 と図 2 を参照)。

### 2. 会議全般

本会議では、第 32 回流体力学会議とともに

- (1) 第 22 回空力計測技術・地上試験会議
- (2) 第 20 回応用空気力学会議
- (3) 第 8 回熱物理・伝熱会議 (米国機械学会と共催)
- (4) 第 3 回理論流体力学会議
- (5) 第 1 回流体制御会議

が同時開催された。どれか 1 つの国際会議を選んで参加登録をするが、会議中はどのセッションでも聴講できる仕組みで、6 つでまとまって 1 つの国際会議になっていた。

発表までの手順は、10 月下旬に図入りの Extended Abstract 提出、2 月中旬に採否通知、4 月下旬に論文提出、となっていた。特徴は、論文締切に間に合わない場合、当日までに作成して 100 部持参すればよいことである。実状は、半分以上が当日持ち込みであった。それぞ

れの論文は会場で販売され (各 4 ドル)、会議後に CD-ROM 化されて 3 ヶ月後に参加者に郵送される。Abstract のみの審査で、可否通知には査読者のコメントがなく、論文査読が厳密な ASME Turbo Expo と比べると、少々審査が易しい印象を受けた。速報性を重視した運営方針になっているのだろう。

表 1 に、各会議の講演件数をまとめる。総セッション数 108、プログラム上の講演件数は 615 であるが、54 件がキャンセルされた。表 2 と表 3 のように、世界各地の 26 カ国から講演があった。講演件数は、アメリカ 407 件、イギリス 34 件、日本 30 件の順で、日本からは、航技研、宇宙研、東北大学の発表が多かった。各セッションは 21 部屋で同時進行し、参加者全員が集まる基調講演はないが、12 のセッションでは、最初に 1 時間の招待講演が行われた。一般講演は質疑応答を含めて 30 分であった。ほとんどの部屋にプロジェクタが準備され、OHP よりノート PC での発表が主流になり、動画を用いた発表も多かった。

展示会には、NASA の Langley 研究所と、CFD ソフトウェアの 11 社が出展した。NASA は、風洞設備のビデオ上映し、風洞試験用の航空機模型と最新型 6 分力天秤装置を展示した。ソフトウェア会社は、ノート PC とプロジェクタを用いた実演により、熱心に PR していた (図 3 参照)。

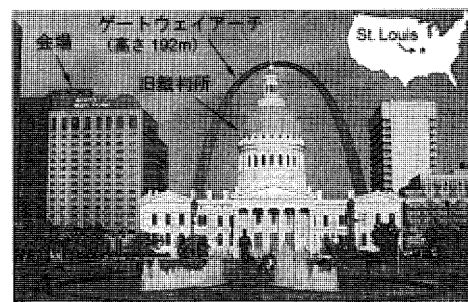


図 1 キーナー広場からの眺め

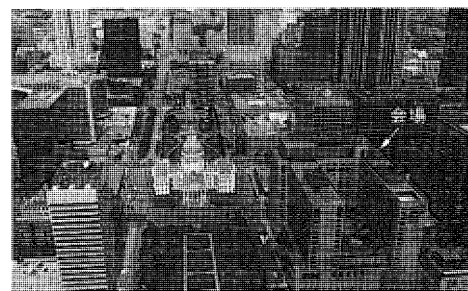


図 2 ゲートウェイアーチ展望室からの眺め

原稿受付 2002 年 7 月 25 日

<sup>\*1</sup> 独立行政法人 産業技術総合研究所

〒305-8564 茨城県つくば市並木 1-2-1



### 3. ガスタービン関連の研究発表

ガスタービンに関しては、内部流れ 2 セッションで 13 件、地上試験 1 セッションで 5 件、レーザー計測の招待講演 1 件の講演があった。それぞれの概要を以下に示す。

Inlet and Internal Aerodynamics のセッションでは、タービン動翼の内部冷却通路をモデル化した乱流促進リブ付ダクトを回転させて、回転の有無によるコリオリ力の影響を PIV 計測で調べた研究(ケンタッキー大学, 論文 No. AIAA-2002-2738, 以降は下 4 桁のみを表示), ジェットエンジンのインテークが横風を受ける場合の流れの数値解析(エアバス社, 2739), 超音速機用の 2 次元インテークで発生する衝撃波の振動現象の数値解析(航技研, 藤原仁志氏, 2740), タービン動翼内部の非定常流れの LDV 計測(著者, 2742), タービン翼列の 3 次元直接設計法(グラスゴー大学, 3347)の発表が行われた。

Internal Flow Control のセッションでは、インレットディストーションの非定常性を軽減するフィードバック制御を用いた失速マージンの改善(ジェット推進研究所, 2944), Fluidic Divider による燃焼器の空気流量制御(ユナイテッド・テクノロジー, 2945~2947), アクティブ制御によるターボマシンの空力と騒音特性の改善(ドイツ航空研究所 DLR, 2948, 2949)の発表があった。ドイツ航空研究所は、軸流ファンのケーシングからのジェット吹き出しにより、チップ側渦が抑制されて空力特性が改善し、翼通過周波数の音圧が 20 dB 低減することを示した。流体制御のポスターセッションでも、米国空軍研究所が、翼面からのジェット吹き出しにより圧縮機やタービンの剥離を防ぐ方法を発表した。実用化はまだ遠いものの、流体制御によるターボマシンの性能改善が、注目を集める研究テーマとなっている。

Propulsion のセッションでは、ガスタービンエンジンの地上試験について、米国 Sverdrup Technology 社

(3045), 韓国航空研究所 (3047), NASA ジョンソンスペースセンター (3048) の発表があった。Lab to Facility のセッションでは、ターボマシンのレーザー計測の草分けとして著名なドイツ航空研究所の Schodl 博士の招待講演 (3038) が行われた。最先端のレーザー計測技術と適用例を紹介し、たくさんの聴衆が集まっていた。

### 4. 次回の開催

今回は、2003 年 6 月 23 日~26 日に、フロリダ州オーランドの Hilton Walt Disney World での開催が決定している。(詳細は AIAA の Web サイト: <http://www.aiaa.org> を参照)

表 1 各会議のセッション数と講演件数

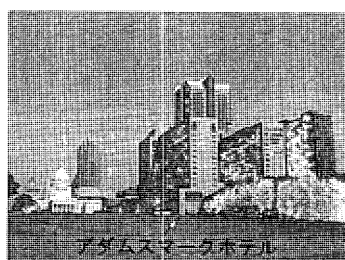
会 議 名	セッション数	講演件数
流体力学会議	25	141
空力計測技術・地上試験会議	16	97
応用空気力学会議	15	93
熱物理・伝熱会議	31	168
理論流体力学会議	7	33
流体制御会議	14	83
合 計	108	615

表 2 地域別の講演件数

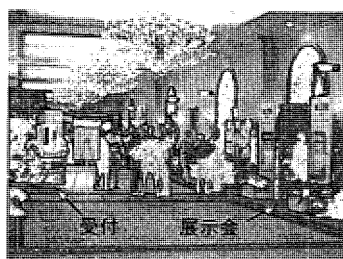
地 域 名	数	アジア	69	中近東	9
北アメリカ	418	東ヨーロッパ	12	オセアニア	3
西ヨーロッパ	94	南アメリカ	10		

表 3 国別の講演件数

国 名	数	ブラジル	10	オランダ	3
アメリカ	407	ロシア	9	スロベニア	3
イギリス	34	イスラエル	7	イラン	2
日本	30	インド	7	オーストリア	2
ドイツ	18	韓国	7	ポルトガル	2
フランス	17	スウェーデン	5	アイルランド	1
中国	15	台湾	5	スイス	1
カナダ	11	シンガポール	4	ノルウェー	1
イタリア	10	オーストラリア	3	マレーシア	1



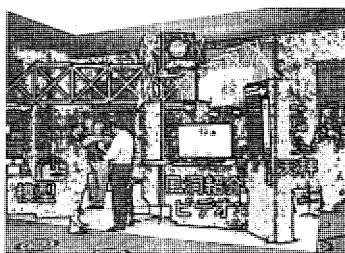
(a) 会 場



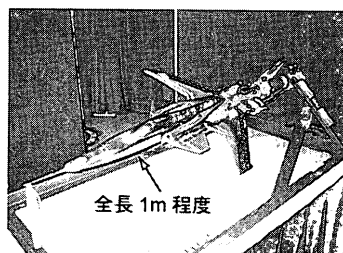
(b) 会議場ロビー



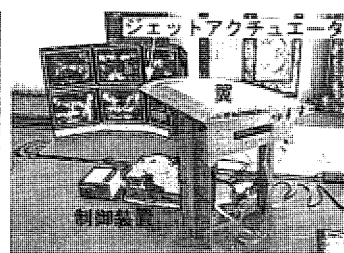
(c) 展示会



(d) NASA Langley研究所の展示



(e) 風洞試験用の模型 (NASA)



(f) 乱流制御翼 (Texas A & M 大学)

図 3 第 32 回 AIAA 流体力学会議の様子



# 300 kW コージェネレーション用セラミックガスタービン CGT 302 の研究開発

巽 哲男<sup>\*1</sup>

TATSUMI Tetsuo

## 1. はじめに

表紙に掲載したガスタービンエンジンの写真は、1999年に軸端熱効率 42% を実証した、300 kW 級「コージェネレーション用再生 2 軸式セラミックガスタービン」CGT 302 の耐久試験中のエンジン全体外観とエンジンコア部の切断モデルである。

本機は、通産省工業技術院および NEDO の主導により 1988 年度から 1998 年度にかけて研究開発が行われた、「セラミックガスタービンの研究開発」プロジェクトにおいて開発された 3 機種 of 300 kW 級セラミックガスタービンの内の 1 機種である。

このプロジェクトの目的は、多様な燃料への適合性や排気ガスの低 NO<sub>x</sub> 性に加えて小型低騒音・低振動等の優れた特性をもちながら、その効率が低いために普及が進んでいない小型ガスタービンの高温部にセラミックスを適用してタービン入口温度の高温化を図り、さらに再生熱交換器による再生サイクルを採用することで、熱効率を従来機の約 2 倍以上にまで高め、省エネルギー、環境改善、天然ガス燃料等石油代替エネルギーへの転換等の効果を狙いとしたものである。

## 2. 研究開発目標、開発体制、研究開発の進め方

従来、小型ガスタービンのタービン入口温度は、その冷却の困難さ故に 900℃ 程度に留まっていたが、これを無冷却で 1350℃ にまで一気に引き上げること、また、熱効率も大型ガスタービンの最高熱効率を超え、ガスエンジンあるいはディーゼルエンジンのそれにも匹敵する 42% を目標とするなど、開発目標は非常に意欲的なものであった。

CGT 302 の開発グループは川崎重工業、京セラ、住友精密工業の 3 社で構成され、それぞれガスタービンの設計・試作・運転、耐熱セラミック部材、熱交換器を担当した。

開発は、以下に示す段階を踏んで進めた。

- |            |              |
|------------|--------------|
| ①基本設計      | (Ceramic GT) |
| ②基本型 GT    | (900℃ 金属 GT) |
| ③基本型 CGT   | (1200℃ CGT)  |
| ④パイロット CGT | (1350℃ CGT)  |

原稿受付 2002 年 9 月 2 日

\* 1 川崎重工業株式会社 ガスタービンビジネスセンター  
〒673-8666 明石市川崎町 1-1

これら各段階のエンジンの基本設計は同一で、目標最高温度に応じて高温部に使用する材料が異なるのみであり、基本型 GT と基本型 CGT はパイロット CGT の部分負荷運転状態に相当する。なお、使用したセラミック材料はいずれも窒化ケイ素 Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> である。

なお、金属製基本型 GT でテストベッドとしての機能を早めに検証しておいたことが、後の CGT の開発の進捗と期間の確保に有効であったものと考えている。

## 3. 設計上の留意事項

CGT 302 の基本設計や改良設計に当たっては、次のような事柄に留意した。

### (1) 構造の簡素化、単純化

比出力（作動流体単位流量当たりの出力）が通常のガスタービンの倍近く、作動流体の流量がきわめて小さい機関となること、セラミックスの加工能率が悪いこと等を考慮して、極力構造・形状の簡素化、単純化を図った。

### (2) 実績ある全体レイアウトとモジュール構造の採用

セラミックスという、機械メカにとって従来あまり馴染みのなかった材料を使いこなして行く必要があるため、これ以外の課題を極力排除するべく、全体レイアウトや構造については従来から実績のある手慣れた手法を採用した。この方針の元に、熱交換器には、従来、自動車用 CGT を主体に採用されて来たセラミック製回転蓄熱式熱交換器ではなく、金属製プレートフィン型熱交換器を採用した。また、改良のため頻繁に分解組立を繰り返す事が予想されたので、ガスタービンをモジュール構造とし試験の能率確保を図った。

### (3) セラミックスの特性に適した設計手法

全体構造としては実績のある手法を用いたが、その一方で、セラミックスの長所を生かし短所を補うための新技術を積極的に採用した。特にセラミックスのもろさ、低熱膨張率、少ない変形能に配慮した設計を行うことを心がけた。

### (4) 放熱損失の低減（断熱構造）

本ガスタービンは、燃焼ガスの最高温度のみならず機関内部全般にわたって作動流体の温度が高く、周囲大気への放熱損失が大きいことが予想されたため、これを低減する事を心がけた。

### (5) 互換性の確保

金属製基本型 GT, 基本型 CGT, パイロット CGT の一連の設計に際し, 組み込むセラミック部品を段階的に増やしていきけるよう, 高温部品の寸法, 形状に互換性を持たせるよう配慮した。

## 4. 開発試験

### (1) 基本型 GT (900°C 金属 GT)

基本設計を基に, セラミック部材を一旦金属製に置き換えて基本型 GT を設計・試作し, 1990 年にモータリング試験, 着火試験等基本的な試験から開始して, 基本型 CGT のテストベッドとして必要な基本的機能・性能を発揮できるよう必要な改良を行った。この結果, 運転開始当初の性能は TIT=913°C, 熱効率=17.3%, 出力=42 kW であったが, 圧縮機の改良, タービンとのマッチング改善, 断熱の強化などにより, TIT=899°C, 23%, 59 kW を記録し, 当初の計画値を達成した。この試験を通じて, 基本設計の妥当性と CGT の性能ポテンシャルの高さが確認できた。

### (2) 基本型 CGT (1200°C CGT)

1991 年には, 基本型 GT の金属製高温部品を順次セラミックに置き換えて, 複合締結体, 弾性支持, 相互独立支持などの開発成果を適用した 1200°C 級の基本型 CGT の設計を行った。使用したセラミック材料は SN 252 である。セラミック部品を実機に組み込む前に, 回転体はホットスピントストで, 静止部品は 1200°C - 150°C 間の繰り返し熱衝撃試験を 100 サイクル実施し, その信頼性を確認した。

1992 年より基本型 CGT の運転試験を精力的に繰り返した。試験手順としては, 基本型 GT をベースに, 段階的に金属部品をセラミックに置き換えていく方法をとった。

1993 年から 1994 年にかけての一連の運転試験の過程で, 軸振動, タービン接合部の抜け, FOD (Foreign Object Damage: 異物衝突による翼の損傷) 等様々な問題に遭遇した。これらはほとんどがセラミック部品以外の問題であったが, 試験進行の障害になった。逐次これらの対策を行った結果, 1995 年に基本型 CGT の定格条件である 1200°C での 40 時間の運転と, TIT=1190°C で 33% の熱効率, 出力 164 kW を達成し, 中間目標の 30%, 140 kW をクリアした。

### (3) パイロット CGT (1350°C CGT)

基本型 CGT がほぼ計画通りに機能したため, ほとんど基本構造を変えることなくパイロット CGT へと移行することが出来た。

セラミック材料は基本型 CGT 用の SN 252 から SN 281 (ガスジェネレータタービン用) および SN 282 (その他のすべての部品) に変更した。

パイロット CGT への進行に当たって, それまでの試験で経験した FOD への対策として, 当初の設計値より

約 15% 相当分タービンの周速を下げることにし, これに合わせて圧縮機の設計変更を行った。

パイロット CGT の運転試験は, 基本型 CGT で実績のある 1200°C から, まず 50°C だけ運転温度を上げ, 安定した運転が行えることを確認した後に性能を計測し, さらに 50°C 温度を上げていく方法をとった。この手順を繰り返して最終目標の 1350°C における性能試験を実施したが, 各段階で, ガスジェネレータタービンの金属軸との接合部の温度上昇およびそれに伴う運転中の軸受隙間の変化に悩まされた。この他にも, タービンロータの内在欠陥によるバースト損傷なども経験したが, その都度試行錯誤を繰り返して対策し, 1350°C で 30 時間の運転時間を達成した。

一方, 性能改良についてもタービンノズルの加工精度を上げてスロート面積のばらつきを抑えると同時に, 圧縮機の流量をこれに合わせてマッチングを改良するなどの対策を実施し, 1292°C において熱効率 38.6%, 出力 254 kW の性能を達成した。

この性能から 1350°C の性能を予測すると, 40% を越える効率が期待できたが, 圧縮機のサージング等の問題でなかなか効率を更新する事ができなかった。スロート幅の異なるノズルを数種類準備して定格点でのマッチングの最適化を図り, さらに伝熱面積を増やした熱交換器, チップクリアランスを最小にするためのアブレイダブルパワータービンシュラウド, 翼厚さを薄くしたパワータービンロータなどを組み込んだ最終の試験において, 目標の熱効率 42%, 出力 300 kW を上回る 42.1%, 322 kW を TIT=1396°C にて達成した。CGT 302 の性能更新の経過を図 1 に示す。

また, パイロット CGT を用いて排気ガス特性についても実機試験を行い, NO<sub>x</sub> 濃度は 1350°C にて目標の 70 ppm (O<sub>2</sub>=16%) 以下を十分に満足する 31.7 ppm の成果を得た。この値は要素試験で得られた 9 ppm よりも高い結果となったが, 原因は実機の燃焼器流入部の流れが要素試験機に比べて不均一であるためと思われる。これを改善することでさらなる低減が可能と予想される。

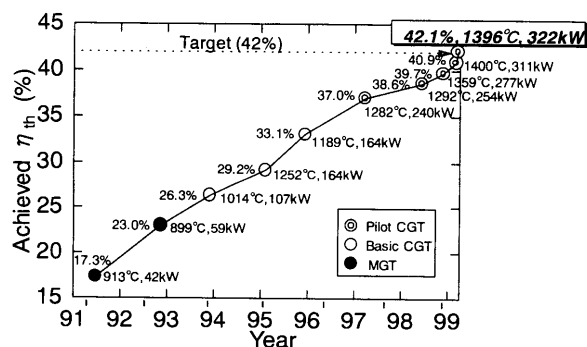


図 1 CGT 302 性能更新の経過

## 5. パイロット CGT による 1200℃, 1000 時間

### 耐久試験

上述のように本開発の当初の目標であるセラミックスによる小型ガスタービンの熱効率改善の可能性が実証できた。しかしこの開発で採用したセラミック材料は最も新しい材料であり、その特性、特にガスタービンの雰囲気中での長時間信頼性の検証は充分ではない。このため、実用化時のタービン入口温度として妥当と考えられる 1200℃ で 1000 時間の長時間運転を行い、ガスタービン実機中でセラミックコンポーネントが安定して機能しうることを実証する耐久試験をプロジェクトの最終段階で実施することとなった。

500～800 時間でタービンが損傷する事象を 3 回経験

したが、2100 時間の累積運転時間と、燃焼器ライナーについては目標の 1000 時間運転を達成する事が出来た。

## 6. 実用化に向けて

CGT 302 の開発を通じて得られた成果と課題を元に、静止部品にセラミックスを適用し長時間の実機運転により、セラミックスの耐久性を検証し実用化を促進する目的で「産業用コージェネレーション実用技術開発」が進められている。出力が 8 MW 級と比較的大きいが、これがガスタービン用セラミック部品の実用化の尖兵となり、構造材料として認知されれば、本来その特性が最大限に生かせる小型 CGT の実用化への展望が開けていくものと考ええる。

## ○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第 68 回マリンエンジニアリング学術講演会	H 14/11/20-22 神戸国際会議場	日本マリンエンジニアリング学会 TEL: 03-5396-0461 FAX: 03-5396-0462 E-MAIL: mesj@mesj.or.jp
第 35 回座談会 分散型エネルギー源の開発	H 14/11/25 名古屋通信ビル 2 F ホール	日本機械学会東海支部 TEL: 052-789-4494, FAX: 052-789-3120 E-MAIL: tokaim@nuem.nagoya-u.ac.jp
コージェネレーションシンポジウム 2002 (第 18 回)	H 14/11/26-27 経団連会館「経団連ホール」	日本コージェネレーションセンター TEL: 03-3433-5044 FAX: 03-3433-5673
機械要素のトラブル未然防止と その勘どころ	H 14/12/17-18 東京工業大学 百年記念 館フェライト会議室	日本機械学会 機素潤滑設計部門 TEL: 03-5360-3500
第 11 回微粒化シンポジウム	H 14/12/19-21 慶応義塾大学 理工学部矢上キャンパス	日本液体微粒化学会事務局: 慶大 徳岡直静 TEL/FAX: 045-566-1514 E-MAIL: info@ilass-japan.gr.jp

## ▷ 入 会 者 名 簿 ◁

### 〔正会員〕

高 瀬 好 邦(ダイハツ)  
中 川 貴 博(荏 原 )  
立 花 繁(航 技 研)  
田 口 勲(三菱重工)  
岸 本 健 治(三菱重工)  
立 石 雅 孝(神戸製鋼)  
山 本 政 彦( I H I )

### 藤 澤 雅 浩(川崎重工)

堺 隆 二(川崎重工)  
宮 本 裕 品(川崎重工)  
岡 本 正 徳(東京電力)  
一 宮 武 史(東 理 大)  
上 釜 邦 人(日本計画研究所)  
仙 波 和 樹(日本総合研究所)  
木 塚 宣 明(日 立 )

### 〔学生会員〕

坂 本 大 智(早 大 )  
松 村 真 史(東 海 大)  
長 尾 誠(東 海 大)  
柏 木 寛 之(都立科技大)  
能 瀬 裕 行(都立科技大)  
須 藤 隆 行(都立科技大)  
渡 辺 直 樹(東 洋 大)

### 〔学生から正会員〕

西 川 智 史(ト ヨ タ)  
仲出川 大 補(三菱重工)  
足 立 充 広(三菱重工)  
山 本 眞比人(三菱重工)  
永 山 健 俊(日本ワイパブレード)  
畠 山 知 樹

## 5. パイロット CGT による 1200℃, 1000 時間

### 耐久試験

上述のように本開発の当初の目標であるセラミックスによる小型ガスタービンの熱効率改善の可能性が実証できた。しかしこの開発で採用したセラミック材料は最も新しい材料であり、その特性、特にガスタービンの雰囲気中での長時間信頼性の検証は充分ではない。このため、実用化時のタービン入口温度として妥当と考えられる 1200℃ で 1000 時間の長時間運転を行い、ガスタービン実機中でセラミックコンポーネントが安定して機能しうることを実証する耐久試験をプロジェクトの最終段階で実施することとなった。

500～800 時間でタービンが損傷する事象を 3 回経験

したが、2100 時間の累積運転時間と、燃焼器ライナーについては目標の 1000 時間運転を達成する事が出来た。

## 6. 実用化に向けて

CGT 302 の開発を通じて得られた成果と課題を元に、静止部品にセラミックスを適用し長時間の実機運転により、セラミックスの耐久性を検証し実用化を促進する目的で「産業用コージェネレーション実用技術開発」が進められている。出力が 8 MW 級と比較的大きいが、これがガスタービン用セラミック部品の実用化の尖兵となり、構造材料として認知されれば、本来その特性が最大限に生かせる小型 CGT の実用化への展望が開けていくものと考えられる。

## ○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第 68 回マリンエンジニアリング学術講演会	H 14/11/20-22 神戸国際会議場	日本マリンエンジニアリング学会 TEL: 03-5396-0461 FAX: 03-5396-0462 E-MAIL: mesj@mesj.or.jp
第 35 回座談会 分散型エネルギー源の開発	H 14/11/25 名古屋通信ビル 2 F ホール	日本機械学会東海支部 TEL: 052-789-4494, FAX: 052-789-3120 E-MAIL: tokaim@nuem.nagoya-u.ac.jp
コージェネレーションシンポジウム 2002 (第 18 回)	H 14/11/26-27 経団連会館「経団連ホール」	日本コージェネレーションセンター TEL: 03-3433-5044 FAX: 03-3433-5673
機械要素のトラブル未然防止と その勘どころ	H 14/12/17-18 東京工業大学 百年記念 館フェライト会議室	日本機械学会 機素潤滑設計部門 TEL: 03-5360-3500
第 11 回微粒化シンポジウム	H 14/12/19-21 慶応義塾大学 理工学部矢上キャンパス	日本液体微粒化学会事務局: 慶大 徳岡直静 TEL/FAX: 045-566-1514 E-MAIL: info@ilass-japan.gr.jp

## ▷ 入 会 者 名 簿 ◁

### 〔正会員〕

高瀬 好 邦(ダイハツ) 堀 隆 二(川崎重工)  
中川 貴 博(荏 原) 宮 本 裕 品(川崎重工)  
立花 繁(航 技 研) 岡 本 正 徳(東京電力)  
田口 勲(三菱重工) 一 宮 武 史(東 理 大)  
岸 本 健 治(三菱重工) 上 釜 邦 人(日本計画研究所)  
立石 雅 孝(神戸製鋼) 仙 波 和 樹(日本総合研究所)  
山 本 政 彦(I H I) 木 塚 宣 明(日 立)

### 〔学生会員〕

坂 本 大 智(早 大) 松 村 真 史(東 海 大)  
長 尾 誠(東 海 大) 柏 木 寛 之(都立科技大)  
能 瀬 裕 行(都立科技大) 須 藤 隆 行(都立科技大)  
渡 辺 直 樹(東 洋 大)

### 〔学生から正会員〕

西 川 智 史(ト ヨ タ) 仲出川 大 補(三菱重工)  
足 立 充 広(三菱重工) 山 本 眞比人(三菱重工)  
永 山 健 俊(日本ワイパブレード) 畠 山 知 樹

## 5. パイロット CGT による 1200℃, 1000 時間

### 耐久試験

上述のように本開発の当初の目標であるセラミックスによる小型ガスタービンの熱効率改善の可能性が実証できた。しかしこの開発で採用したセラミック材料は最も新しい材料であり、その特性、特にガスタービンの雰囲気中での長時間信頼性の検証は充分ではない。このため、実用化時のタービン入口温度として妥当と考えられる 1200℃ で 1000 時間の長時間運転を行い、ガスタービン実機中でセラミックコンポーネントが安定して機能しうることを実証する耐久試験をプロジェクトの最終段階で実施することとなった。

500～800 時間でタービンが損傷する事象を 3 回経験

したが、2100 時間の累積運転時間と、燃焼器ライナーについては目標の 1000 時間運転を達成する事が出来た。

## 6. 実用化に向けて

CGT 302 の開発を通じて得られた成果と課題を元に、静止部品にセラミックスを適用し長時間の実機運転により、セラミックスの耐久性を検証し実用化を促進する目的で「産業用コージェネレーション実用技術開発」が進められている。出力が 8 MW 級と比較的大きいが、これがガスタービン用セラミック部品の実用化の尖兵となり、構造材料として認知されれば、本来その特性が最大限に生かせる小型 CGT の実用化への展望が開けていくものとする。

## ○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第 68 回マリンエンジニアリング学術講演会	H 14/11/20-22 神戸国際会議場	日本マリンエンジニアリング学会 TEL: 03-5396-0461 FAX: 03-5396-0462 E-MAIL: mesj@mesj.or.jp
第 35 回座談会 分散型エネルギー源の開発	H 14/11/25 名古屋通信ビル 2 F ホール	日本機械学会東海支部 TEL: 052-789-4494, FAX: 052-789-3120 E-MAIL: tokaim@nuem.nagoya-u.ac.jp
コージェネレーションシンポジウム 2002 (第 18 回)	H 14/11/26-27 経団連会館「経団連ホール」	日本コージェネレーションセンター TEL: 03-3433-5044 FAX: 03-3433-5673
機械要素のトラブル未然防止と その勘どころ	H 14/12/17-18 東京工業大学 百年記念 館フェライト会議室	日本機械学会 機素潤滑設計部門 TEL: 03-5360-3500
第 11 回微粒化シンポジウム	H 14/12/19-21 慶応義塾大学 理工学部矢上キャンパス	日本液体微粒化学会事務局: 慶大 徳岡直静 TEL/FAX: 045-566-1514 E-MAIL: info@ilass-japan.gr.jp

## ▷ 入 会 者 名 簿 ◁

### 〔正会員〕

高 瀬 好 邦(ダイハツ)  
中 川 貴 博(荏 原 )  
立 花 繁(航 技 研)  
田 口 勲(三菱重工)  
岸 本 健 治(三菱重工)  
立 石 雅 孝(神戸製鋼)  
山 本 政 彦( I H I )

### 藤 澤 雅 浩(川崎重工)

堺 隆 二(川崎重工)  
宮 本 裕 品(川崎重工)  
岡 本 正 徳(東京電力)  
一 宮 武 史(東 理 大)  
上 釜 邦 人(日本計画研究所)  
仙 波 和 樹(日本総合研究所)  
木 塚 宣 明(日 立 )

### 〔学生会員〕

坂 本 大 智(早 大 )  
松 村 真 史(東 海 大)  
長 尾 誠(東 海 大)  
柏 木 寛 之(都立科技大)  
能 瀬 裕 行(都立科技大)  
須 藤 隆 行(都立科技大)  
渡 辺 直 樹(東 洋 大)

### 〔学生から正会員〕

西 川 智 史(ト ヨ タ)  
仲出川 大 補(三菱重工)  
足 立 充 広(三菱重工)  
山 本 眞比人(三菱重工)  
永 山 健 俊(日本ワイパブレード)  
畠 山 知 樹

## 第 30 回ガスタービン定期講演会・見学会報告

井 亀 優<sup>\*1</sup>

IKAME Masaru

第 30 回ガスタービン定期講演会が、10 月 9 日(水)、10 日(木)に、富山城址公園に隣接した富山国際会議場において開催されました。講演会は今年度から定期講演会のみで 2 日間の開催となりましたが、参加者は 124 人(内学生が 11 人)で、昨年の定期講演会あるいは秋季講演会並の参加人数でした。

今回の講演会は特別講演 2 件、オーガナイズドセッション 1 件と一般講演で構成しました。一般講演の分野別発表件数を見ると、燃焼・燃焼器関係 21 件、空力関係 14 件、材料関係 8 件、伝熱関係 5 件そしてシステム関係 6 件の合計 54 件でした。

開催地の富山に関係する文化的な内容の特別講演として、福光美術館館長の奥野達夫氏に「美しい富山」と題してお話していただきました。富山を代表する人物として万葉歌人の大伴家持と福光町で作品作りに励んだ版画家の棟方志功をあげ、富山の知られざる一面を紹介していただきました。立山連峰を背に富山湾に望むすばらしい景色の中で、大伴家持がその歌の多くを詠んだこと、福光町での苦しい疎開生活の中での棟方志功の創作活動が外国での受賞につながり日本で認められたこと、更には立山信仰そして富山の売薬につながる興味深いお話でした。

次に、技術的な内容の特別講演として、先進材料利用ガスジェネレータ研究所 (AMG) の弘松幹雄氏に「AMG における空力・燃焼要素の試験研究について」と題してお話していただきました。1993 年から 2002 年にわたる AMG の高負荷圧縮機・タービンの研究、低 NO<sub>x</sub> 革新燃焼器の研究、アクティブストール制御の研究について、その成果を紹介していただきました。

今回の講演会では「技術伝承」をテーマにオーガナイズドセッション (OS) を持ちました。これは創立 30 周年記念ガスタービン講演会で同テーマの OS を持ちましたが、討論時間が足りなかった等の意見が出されたことから、その続編として取組んだものです。当学会名誉会員の今井兼一郎氏から「技術伝承—ジェットエンジンを中心として」の題で、また東京大学・富山県立大学名誉

教授の葉山眞治氏から「ガスタービンと大学教育—ガスタービンの動特性に関する研究を通じて—」の題で発表をいただいた後、討論に移りました。日本の国際競争力の低下が言われる背景もあってか、活発な討論が繰り広げられました。

懇親会は講演会 1 日目が終了した後開催しました。柘植綾夫会長の挨拶に続いて富山ご出身の高田浩之先生に乾杯の音頭をとって頂きました。懇親会の席上、2003 年ガスタービン国際会議について、伊藤高根先生から ASME の協力を得て 11 月に江戸川区で開催するのでふるって申込をとのお知らせがありました。また学術講演会委員会からは、野崎理委員長より 2003 年の定期講演会について、国際会議の年でもあり、6 月に北見市で開催する旨発表がありました。大勢の方に参加していただき会場が少々窮屈でしたが、相互に懇親を深めると共に講演会での討論時間の不足も補ってもらえたものと思います。

11 日の見学会には 34 名の方の参加があり、北陸電力技術開発研究所を訪れ、この地方特有の冬季に起こる落雷の予報の研究を中心に見学させていただきました。また、電気自動車の試乗もさせていただき、数人の方が走行性能を試されました。値段を聞いてもう少し安ければとの声もありました。その後、売薬で有名な広貫堂の資料館、立山信仰の資料を展示している立山博物館を見学し、天候にも恵まれ全日程を終えました。

今回から講演会は年一回の開催となりましたが、一層充実した講演会となるよう、プロジェクターの利用、会費を徴収しての懇親会の充実等を試みました。今年度から講演会の開催方法が変わったため、参加者アンケートに取組みましたので、アンケートに寄せられたご意見を参考にし、今後も工夫を重ねていきたいと考えています。

最後になりましたが、今回の定期講演会の開催に御協力いただいた富山市及び富山コンベンションビューロー、見学会でお世話になった関係各位に心から感謝いたします。

(学術講演会委員会幹事)

## 《2003 年学術講演会・講演論文募集のお知らせ》

## 第 31 回ガスタービン定期講演会・講演論文募集

下記の日程で、日本ガスタービン学会（幹事学会）と日本機械学会の共催による第 31 回ガスタービン定期講演会を、北見市で開催いたします。期日までに所定の手続により講演の申し込みをお願いします。

**開 催 日** 2003 年(平成 15 年) 6 月 25 日(水)、26 日(木)  
**開 催 場 所** 北見市芸術文化ホール  
北見市泉町 1 丁目 2 番 22 号  
**見 学 会** 講演会にあわせて、6 月 27 日(金)に、北見市浄化センター、北見工業大学の見学を予定しています

**講演申込締切** 2003 年(平成 15 年)2 月 28 日(金)

**講演原稿締切** 2003 年(平成 15 年)4 月 30 日(水)

**募 集 論 文**

応募論文は、ガスタービン及びターボ機械に関する最近の研究で未発表のものとします。一部既発表部分を含む場合には未発表部分が主体となるものに限ります。

ガスタービン及び過給機ならびにそれらの応用に関する理論や技術を扱った論文で、ガスタービン本体のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム及びユーザーの実績等に関する論文も歓迎します。

**講演者の資格**

本会会員もしくは日本機械学会会員で、1 人 1 題目に限ります。

**講演申込方法と採否の決定**

本号掲載の申込書に必要事項を記入し、日本ガスタービン学会事務局に郵送してください。郵便未着（事故）の場合もありますので、送付されたことを電話・FAX 等でご連絡ください。（先に FAX で申し込みを行った場合も、必ず申込書を郵送してください。）締切後の申

し込みは受け付けません。

なお、講演申込後の講演題目、講演者、連名者の変更は受け付けません。

**申込先**

〒160-0023 東京都新宿区西新宿 7-5-13

第 3 工新ビル 402

(社)日本ガスタービン学会

TEL: 03-3365-0095 FAX: 03-3365-0387

講演発表の採否は幹事学会において決定し、3 月 21 日(金)までには結果を連絡する予定です。

**講演原稿の提出**

講演者は講演原稿を講演論文集原稿執筆要領に従って、A 4 用紙 44 字×40 行(1 ページ) 2～6 ページで作成し、所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。提出された原稿はそのままの寸法で印刷し、学術講演会講演論文集(A 4 版)を作成します。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は採否の連絡に同封してお送りします。

**技術論文としての学会誌への投稿**

- (1) 原稿執筆要領に記載の要件を満たす講演論文は、著者の希望により、講演会終了後に技術論文として受理され、校閲を経て日本ガスタービン学会誌に掲載されます。技術論文投稿を希望される場合は、講演論文原稿提出時に原稿表紙の所定欄に希望ありと記入し、さらに技術論文原稿表紙、論文コピー 2 部、英文アブストラクトを添付していただきます。詳細は原稿執筆要領をご覧ください。
- (2) 講演者が日本機械学会会員であり、同学会出版物(論文集および International Journal)への投稿を希望される場合は、日本機械学会の所定の手続きを経て投稿することとなります。

\* コピーしてご使用ください。

(講演申込書)

## 第31回ガスタービン定期講演会講演申込み

講演題目：

希望セッション：一般講演・オーガナイズドセッション（ ）

著 者 氏 名 (講演者に○印)	学 校 ・ 勤 務 先 (略 称)	所 属 学 会 (GTSJ・JSME・他)	会 員 資 格 (正会員・学生会員)

連絡者氏名：

会員番号：

学校・勤務先：

所在地：〒 \_\_\_\_\_

TEL：( ) \_\_\_\_\_

FAX：( ) \_\_\_\_\_

講演内容 (100~200字)

講演申込期限は2003年2月28日(金)です。早めにお申し込みください。

講演申込後の講演題目、著者氏名等の変更は受け付けませんのでご注意下さい。



## 英文論文集発刊検討ワーキンググループ活動紹介

今期5月に設置され、現在作業を実施中の標記ワーキンググループの活動について、ご紹介します。

ガスタービン学会で英文論文集を発行するという事業は、従来から折りにふれて話題になって来ましたが、これまで具体的な検討が行われたことはありませんでした。一時“Bulletin of GTSJ”に論文が掲載された時期がありましたが、論文集として定着することはなく、その後、和文学会誌に英文論文も投稿可能とされたものの、実際にはほとんど掲載例が無いまま現在に到っています。

2000年度および2001年度に設置された将来ビジョン検討委員会では、このような経緯も踏まえて英文論文集を発刊することの重要性が指摘され、また、国際ガスタービン会議(IGTC)実行委員会でも、IGTC発表論文のジャーナル化への道筋を作り、論文投稿を促進することが議論されました。

今期の理事会において、この英文論文集発刊の可能性、是非を検討するワーキンググループの設置が決定されました。当初、10月末を目標に検討結果を答申する予定でしたが、現在も活動を継続中で、11月末に開催される理事会で検討内容をご報告すべく、更に検討を進めております。なお、付帯事項として、Bulletin of GTSJの発行形態の改変についても、同時に検討を行っています。

学会の主要機能の一つとして、会員に対して論文という形での工学的知見公表の場(platform)を提供する機能を上げることができます。従来から学会誌上で多くの優れた技術論文が報告されてきましたが、投稿者層に十分な広がりがあるとは言えないことなどから、このままの形態ではplatformとしての将来的な発展に限界があるのではないかと考えられます。一方、最近大学や研究機関では、研究者や所属研究機関の実績を上げるため、Impact Factorの高い英文論文集への投稿が求められるようになっており、小さな学会の邦文誌に論文を頻繁には投稿し難くなる傾向にあるという事情があります。

そこでplatformとしての英文論文集の発刊が重要という認識のもと、ワーキンググループではその実行可能性を検討していますが、もちろん発刊には幾多の問題点があり、広範な事象の分析が必要となります。

論文集としては質の高い論文を多数集めることが重要ですが、これはガスタービン学会の枠組み内部のみでは困難と考えられます。そこで、編集委員を学会員に限定せず、国内外から優秀な研究者・技術者に参画してもらい、論文集がカバーする分野も従来の枠にとらわれず関連する広い分野を対象とする、などの方策が検討されています。例えば雑誌名を“International Journal of Gas Tur-

bine, Propulsion and Power Systems”とし、ガスタービン、航空宇宙推進、ターボチャージャ、蒸気タービン等ターボ機械全般、燃料電池等々に関連する分野の総合的な国際誌とすることが考えられます。編集も当面はガスタービン学会が主宰するとしても、将来的には国内外の関連する学協会から協力を得ながら発行する形に発展させていくのが妥当と思われます。

掲載内容としては、まず4年に一度開催されるIGTCの発表論文から、優秀なものを掲載します。また、定期講演会の論文から投稿を勧誘すること、オーガナイザーを決めて特定分野の論文を特集することなども考えられるでしょう。プロジェクトの報文をまとめて掲載することも意義があると思われます。更に情報発信として、製品紹介や運用実績、市場動向などのreview記事を掲載することも魅力的でしょう。将来的には国内外の関連する国際会議とリンクして、優秀な論文のジャーナルアップを行うことが有効と思われます。

昨今、ガスタービンの開発・製造および市場の観点から、アジア地域の重要性が強く意識されています。今後発行する英文論文集としては、特にこの地域内での協力と情報交換・発信を促進し、欧米とはやや異なるコミュニティの刊行物として、新たな英文誌を考えてみるのも必要なことではないかと議論しています。

発行形態の案として、電子ジャーナルで年2回程度発行、年間30編程度の論文を掲載する、ということ想定し、投稿の確保や資金調達の現実性など、種々の面から検討を進めているところです。

英文論文集について会員の意識を調査すべく、9月から試験運用中の学会メイリングリストを利用して、アンケート調査を行いました。頂いた回答を総じて見ると、論文集めが難しいのではないかと、との懸念が多く寄せられています。発刊活動自体は必要とのご意見が多く、また特に、ガスタービンだけでなく広い分野を対象とし、アジア域を中心とする国内外の学協会との連携で発行活動を発展させるという考えに対し、賛同のご意見を多数頂いております。

ワーキンググループではこの調査を踏まえ、英文論文集の発刊を是とする方向で検討が進みつつありますが、財政など解決すべき困難な事柄も多く、それらについても虚心坦懐に調査検討を実施し、理事会への答申をまとめる方針でおります。最終答申の起草までにはまだ若干の日数がありますので、皆様のご意見を学会事務局にお寄せ頂けると大変幸甚に存じます。

委員長 渡辺紀徳(東京大学)

今年から秋に開催されることになった定期講演会もまずは盛会に終わり、肌寒い季節に入りました。この会期中に、日本人2人のノーベル賞受賞のニュースが流れ、出口が見えない経済の混迷や社会全体に漂う閉塞感を一時的にはあれ消してくれるようでした。

この号ではガスタービンの遮・耐熱コーティングについての解説記事を集めています。ご承知のように、この技術は、今後ますます重要になるガスタービンのエネルギー効率の向上や燃焼排出物の削減、さらにはライフサイクルコスト削減に不可欠となっています。この分野において第一線でご活躍の専門家に執筆いただいております。他の技術分野の方々はもちろん、その分野の方にも十分満足いただけたらと思っています。また、吉葉先生には、この分野の技術について現在までの歴史的変遷と今後の展望の記述に加え、コーティングを皮膜・界面・合金からなるシステムとして捉えるべきだ、という日ごろからの主張をいれて、“随筆”という形で寄稿いただきました。貴重な時間を割いて学会員のために優れた解説記事を寄稿いただきました執筆者の皆様に感謝申し上げます。

表紙には、工業技術院、NEDOによるプロジェクト「セラミックスガスタービンの研究開発」(1988-1998年)において試作開発された300kW級、再生2軸式ガスタービンの断面図と試験状態の写真を載せています。1999年、目標の熱効率42%が達成されました。この成果が実用技術レベルに発展し、CO<sub>2</sub>排出削減など地球環境保全の点で、世界に貢献できるようになることが期待されています。

技術論文については最近、投稿件数が特に少なくなっているとのことですが、他の学会でもそのような傾向に

あるとのことを耳にします。大学や独立行政法人化された旧国立研究機関における外部評価の影響が現れているのかもしれません。また、国の研究開発の重点化がITやバイオ、ライフサイエンスの分野に傾斜しすぎており、より基盤的なエネルギー分野を軽視している最近の傾向を反映しているのかもしれません。この傾向を変えるためには、企業、研究機関、大学の技術者・研究者が一致協力して、魅力的なプロジェクトを提案することが必要と思われます。

なお、本号の企画・編集は飯島委員(株日立)、刑部委員(東京商船大)、辻田委員(法政大)、林(航技研)が担当しました。

(林 茂)

## 〈表紙写真〉

### 300 kW 級コージェネレーション用 セラミックガスタービン CGT 302

この写真は、300 kW 級「コージェネレーション用再生2軸式セラミックガスタービン」CGT 302の耐久試験中のエンジン全体外観とエンジンコア部の切断モデルである。

本機の開発を通じて、出力322 kW、熱効率42.1%という世界最高レベルの性能を実証すると共に、延べ2,100時間の耐久運転も実施し、セラミックガスタービンの高効率性と実用化の可能性を示した。

(提供：川崎重工業株式会社)

だより

## ♣事務局 〆

あの夏の猛暑も喉元過ぎれば何とやらで懐かしく感じられるくらい秋も深まり、暖房が恋しい季節になってまいりました。

早いもので、またまた今年もあと一月余り。これが今年最後の学会誌です。

10月初め今年の定期講演会が富山で開催されました。

富山では、とにかく魚貝類がおいしいので、お魚づくしの毎日。参加者の方々同士どこのお店がおいしいと口コミで伝わり、あるお店に行ったらほとんどガスタービン学会関係者だったということもありました。

そんなこんなで、おかげさまで好天にも恵まれ、120名を超える参加者を得、盛会裡に終了することができました。

今年度の行事は学会誌巻末にご案内のあるセミナーをもって終了となります。今回のセミナーは、「ガスタービンの最新技術と分散電源への展開」をテーマに1月16、

17日の2日間開催されます。2日目には、「マイクロガスタービンの開発状況と将来展望」と題したパネルディスカッションも行われますので、是非ご参加ください。

国際会議の準備も2003年11月開催に向けて、着々と進められております。

国際会議に関するご案内など学会からのご案内は、ホームページのみならず、E-mailで直接皆様へ発信するようにいたしました。

mail受信ご希望の方は、学会事務局へご連絡ください。まだ、整備されていないところもあるので、ご迷惑をおかけしていることもあるかと思いますが、ご了承ください。

来るべき2003年は、事務局にとってもますます忙しい年になりそうです。全員健康で明るく過ごすことが出来るようにと祈りつつ、今年最後の“事務局だより”を終わります。

[A]

今年から秋に開催されることになった定期講演会もまずは盛会に終わり、肌寒い季節に入りました。この会期中に、日本人2人のノーベル賞受賞のニュースが流れ、出口が見えない経済の混迷や社会全体に漂う閉塞感を一時的にはあれ消してくれるようでした。

この号ではガスタービンの遮・耐熱コーティングについての解説記事を集めています。ご承知のように、この技術は、今後ますます重要になるガスタービンのエネルギー効率の向上や燃焼排出物の削減、さらにはライフサイクルコスト削減に不可欠となっています。この分野において第一線でご活躍の専門家に執筆いただいております。他の技術分野の方々はもちろん、その分野の方にも十分満足いただけたらと思っています。また、吉葉先生には、この分野の技術について現在までの歴史的変遷と今後の展望の記述に加え、コーティングを皮膜・界面・合金からなるシステムとして捉えるべきだ、という日ごろからの主張をいれて、“随筆”という形で寄稿いただきました。貴重な時間を割いて学会員のために優れた解説記事を寄稿いただきました執筆者の皆様に感謝申し上げます。

表紙には、工業技術院、NEDOによるプロジェクト「セラミックスガスタービンの研究開発」(1988-1998年)において試作開発された300kW級、再生2軸式ガスタービンの断面図と試験状態の写真を載せています。1999年、目標の熱効率42%が達成されました。この成果が実用技術レベルに発展し、CO<sub>2</sub>排出削減など地球環境保全の点で、世界に貢献できるようになることが期待されています。

技術論文については最近、投稿件数が特に少なくなっているとのことですが、他の学会でもそのような傾向に

あるとのことを耳にします。大学や独立行政法人化された旧国立研究機関における外部評価の影響が現れているのかもしれません。また、国の研究開発の重点化がITやバイオ、ライフサイエンスの分野に傾斜しすぎており、より基盤的なエネルギー分野を軽視している最近の傾向を反映しているのかもしれません。この傾向を変えるためには、企業、研究機関、大学の技術者・研究者が一致協力して、魅力的なプロジェクトを提案することが必要と思われます。

なお、本号の企画・編集は飯島委員(株日立)、刑部委員(東京商船大)、辻田委員(法政大)、林(航技研)が担当しました。

(林 茂)

## 〈表紙写真〉

### 300 kW 級コージェネレーション用 セラミックガスタービン CGT 302

この写真は、300 kW 級「コージェネレーション用再生2軸式セラミックガスタービン」CGT 302の耐久試験中のエンジン全体外観とエンジンコア部の切断モデルである。

本機の開発を通じて、出力322 kW、熱効率42.1%という世界最高レベルの性能を実証すると共に、延べ2,100時間の耐久運転も実施し、セラミックガスタービンの高効率性と実用化の可能性を示した。

(提供：川崎重工業株式会社)

だより

## ♣事務局 〆

あの夏の猛暑も喉元過ぎれば何とやらで懐かしく感じられるくらい秋も深まり、暖房が恋しい季節になってまいりました。

早いもので、またまた今年もあと一月余り。これが今年最後の学会誌です。

10月初め今年の定期講演会が富山で開催されました。

富山では、とにかく魚貝類がおいしいので、お魚づくしの毎日。参加者の方々同士どこのお店がおいしいと口コミで伝わり、あるお店に行ったらほとんどガスタービン学会関係者だったということもありました。

そんなこんなで、おかげさまで好天にも恵まれ、120名を超える参加者を得、盛会裡に終了することができました。

今年度の行事は学会誌巻末にご案内のあるセミナーをもって終了となります。今回のセミナーは、「ガスタービンの最新技術と分散電源への展開」をテーマに1月16、

17日の2日間開催されます。2日目には、「マイクロガスタービンの開発状況と将来展望」と題したパネルディスカッションも行われますので、是非ご参加ください。

国際会議の準備も2003年11月開催に向けて、着々と進められております。

国際会議に関するご案内など学会からのご案内は、ホームページのみならず、E-mailで直接皆様へ発信するようにいたしました。

mail受信ご希望の方は、学会事務局へご連絡ください。まだ、整備されていないところもあるので、ご迷惑をおかけしていることもあるかと思いますが、ご了承ください。

来るべき2003年は、事務局にとってもますます忙しい年になりそうです。全員健康で明るく過ごすことが出来るようにと祈りつつ、今年最後の“事務局だより”を終わります。

[A]

## 学会誌編集規定

1996.2.8改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
  - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
  - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
  - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6 ページ
技術論文	6 ページ
速報	4 ページ
寄書、随筆	2 ページ
書評	1 ページ
情報欄記事	1/2 ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。
8. 著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を、本学会誌に掲載されたことを明記したうえで、転載、翻訳、翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製する形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先  
 〒105-0004 東京都港区新橋 5-20-4  
 Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168  
 ニッセイエブプロ(株) 制作部デジタル編集課  
 E-mail: eblo\_h3@mbr.sphere.ne.jp  
 学会誌担当 佐藤孝憲

## 技術論文投稿規定

1997.1.28改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
  - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
  - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
  - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

### 日本ガスタービン学会誌 Vol. 30 No. 6 2002.11

発行日 2002年11月20日  
 発行所 社団法人日本ガスタービン学会  
 編集者 毛利邦彦  
 発行者 柘植綾夫  
 〒160-0023 東京都新宿区西新宿 7-5-13  
 第3工新ビル 402  
 Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387  
 郵便振替 00170-9-179578  
 印刷所 ニッセイエブプロ(株)  
 〒105-0004 東京都港区新橋 5-20-4  
 Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2002, (株)日本ガスタービン学会

### 複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂 9-6-41 乃木坂ビル  
 学術著作権協会  
 TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619  
 E-mail: naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp

## 学会誌編集規定

1996.2.8改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
  - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
  - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
  - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事(報告、会告等)および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報(研究速報、技術速報)、寄書(研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介)、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。
8. 著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を、本学会誌に掲載されたことを明記したうえで、転載、翻訳、翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製する形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先  
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4  
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168  
ニッセイエブロ(株) 制作部デジタル編集課  
E-mail: eblo\_h3@mbr.sphere.ne.jp  
学会誌担当 佐藤孝憲

## 技術論文投稿規定

1997.1.28改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
  - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
  - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
  - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

### 日本ガスタービン学会誌 Vol.30 No.6 2002.11

発行日 2002年11月20日  
発行所 社団法人日本ガスタービン学会  
編集者 毛利邦彦  
発行者 柘植綾夫  
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13  
第3工新ビル402  
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387  
郵便振替 00170-9-179578  
印刷所 ニッセイエブロ(株)  
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4  
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2002, (株)日本ガスタービン学会

#### 複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル  
学術著作権協会  
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619  
E-mail: naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp

## 学会誌編集規定

1996.2.8改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
  - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
  - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
  - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6 ページ
技術論文	6 ページ
速報	4 ページ
寄書、随筆	2 ページ
書評	1 ページ
情報欄記事	1/2 ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。
8. 著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を、本学会誌に掲載されたことを明記したうえで、転載、翻訳、翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製する形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先  
〒105-0004 東京都港区新橋 5-20-4  
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168  
ニッセイエブプロ(株) 制作部デジタル編集課  
E-mail: eblo\_h3@mbr.sphere.ne.jp  
学会誌担当 佐藤孝憲

## 技術論文投稿規定

1997.1.28改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
  - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
  - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
  - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

### 日本ガスタービン学会誌 Vol.30 No.6 2002.11

発行日 2002年11月20日  
発行所 社団法人日本ガスタービン学会  
編集者 毛利邦彦  
発行者 柘植綾夫  
〒160-0023 東京都新宿区西新宿 7-5-13  
第3工新ビル402  
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387  
郵便振替 00170-9-179578  
印刷所 ニッセイエブプロ(株)  
〒105-0004 東京都港区新橋 5-20-4  
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2002, (株)日本ガスタービン学会

### 複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂 9-6-41 乃木坂ビル  
学術著作権協会  
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619  
E-mail: naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp

## 学会誌編集規定

1996.2.8改訂

1. 本学会誌の原稿はつぎの3区分とする。
  - A. 投稿原稿会員から自由に随時投稿される原稿。執筆者は会員に限る。
  - B. 依頼原稿本学会編集委員会がテーマを定めて特定の人に執筆を依頼する原稿。執筆者は会員外でもよい。
  - C. 学会原稿学会の運営・活動に関する記事（報告、会告等）および学会による調査・研究活動の成果等の報告。
2. 依頼原稿および投稿原稿は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説・解説、講義、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書（研究だより、見聞記、新製品・新設備紹介）、随筆、書評、情報欄記事、その他とする。刷り上がりページ数は原則として、1編につき次のページ数以内とする。

論説・解説、講義	6 ページ
技術論文	6 ページ
速報	4 ページ
寄書、随筆	2 ページ
書評	1 ページ
情報欄記事	1/2 ページ

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 本学会誌に掲載される記事・論文などの著作権は原則として本学会に帰属する。
8. 著作者本人が自ら書いた記事・論文などの全文または一部を、本学会誌に掲載されたことを明記したうえで、転載、翻訳、翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製する形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先  
〒105-0004 東京都港区新橋 5-20-4  
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168  
ニッセイエブプロ(株) 制作部デジタル編集課  
E-mail: eblo\_h3@mbr.sphere.ne.jp  
学会誌担当 佐藤孝憲

## 技術論文投稿規定

1997.1.28改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
  - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
  - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
  - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

### 日本ガスタービン学会誌 Vol.30 No.6 2002.11

発行日 2002年11月20日  
発行所 社団法人日本ガスタービン学会  
編集者 毛利邦彦  
発行者 柘植綾夫  
〒160-0023 東京都新宿区西新宿 7-5-13  
第3工新ビル402  
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387  
郵便振替 00170-9-179578  
印刷所 ニッセイエブプロ(株)  
〒105-0004 東京都港区新橋 5-20-4  
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2002, (株)日本ガスタービン学会

### 複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(株)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の従業員以外は、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。著作物の転載・翻訳のような複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

〒170-0052 東京都港区赤坂 9-6-41 乃木坂ビル  
学術著作権協会  
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619  
E-mail: naka-atsu@muj.biglobe.ne.jp

## GTSJ ガスタービンセミナー（第31回）のお知らせ

「ガスタービンの最新技術と分散電源への展開」をテーマに第31回ガスタービンセミナーを下記の通り開催いたしますので、奮ってご参加ください。

1. 日 時 : 平成15年1月16日(木) 9:30~17:15 (受付開始9:10)  
1月17日(金) 9:30~17:30
2. 場 所 : 東京ガス(株)本社2階大会議室(地図参照)  
港区海岸1-5-20 Tel.03-3433-2111 (JR浜松町駅徒歩3分)
3. 主 催 : (社)日本ガスタービン学会
4. 協 賛 : エネルギー・資源学会, 火力原子力発電技術協会, 計測自動制御学会, 自動車技術会, ターボ機械協会, 電気学会, 日本エネルギー学会, 日本ガス協会, 日本機械学会, 日本金属学会, 日本コージェネレーションセンター, 日本航空宇宙学会, 日本航空技術協会, 日本セラミックス協会, 日本材料学会, 日本鉄鋼協会, 日本内燃機関連合会, 日本内燃力発電設備協会, 日本マリンエンジニアリング学会, 日本非破壊検査協会, 日本品質管理学会, 腐食防食協会, 溶接学会
5. セミナープログラム テーマ:「ガスタービンの最新技術と分散電源への展開」

1月16日(木)

※下記講演時間には質疑応答の時間も含まれます。

1	超音速輸送機用エンジンの技術開発	9:40-10:40	石川島播磨重工業(株) 夏村 匡氏
2	大型事業用ガスタービンの最新技術開発動向	10:40-11:40	三菱重工業(株) 福泉 靖史氏
3	最近の中小型ガスタービンの開発動向について	13:00-14:00	川崎重工業(株) 永井 勝史氏
4	次世代型船用ガスタービンの開発	14:00-15:00	スパ-リガ-ス-ビン技術研究組合 荒井 正志氏
5	最新のガスタービン予防保全技術	15:15-16:15	(株)日立製作所 市川 国弘氏
6	電力自由化の動向と分散型電源普及の課題	16:15-17:15	(財)電力中央研究所 浅野 浩志氏

1月17日(金)

7	マイクロガスタービンの要素技術	9:30-10:20	東海大学 伊藤 高根氏
8	マイクロガスタービン用プレート&フィンタイプ再生器とその応用	10:20-11:10	東洋ラジエーター(株) 中野 公昭氏
9	マイクロガスタービン用空気軸受	11:10-12:00	東京理科大学 吉本 成香氏
10	パネルディスカッション 「マイクロガスタービンの開発状況と将来展望」	13:20-17:30	(座長) 東海大学 伊藤高根氏 (パネリスト) (株)明電舎 高山 賢氏 (株)荏原製作所 竹内崇雄氏 (株)3タービンシステム 岡林慶一氏 ヤンマー(株) 山口裕史氏 マイエナジー(株) 福山直人氏



## 6. セミナーの内容

### (1) 「超音速輸送機用エンジンの技術開発」

(石川島播磨重工業(株) 夏村 匡氏)

次世代超音速輸送機用エンジンには、パワフル、軽量、スリム等の超音速飛行のための要求に加え、低燃費、低騒音、クリーン排気等の一般的な商用運行にも適するための環境適合要求を同時に満たす高レベルの先進的な技術が必要とされる。本稿では、こうした要求を実現させるための基盤的技術の確立を目指し、我が国が主導し、海外主要メーカーも参画して進められている国際共同研究開発プロジェクトの概要と成果を紹介する。

### (2) 「大型事業用ガスタービンの最新技術開発動向」

(三菱重工業(株) 福泉 靖史氏)

大型事業用のガスタービンの開発は、冷却技術、材料技術などの要素技術を中心とした高温化技術によって発展をしてきた。当社では1990年初頭よりタービン入口温度1500℃級ガスタービンの開発に着手し、1997年にG形ガスタービンの商業運転開始に結実した。また、タービン翼を蒸気冷却式としたH形ガスタービンは2001年に全負荷運転に成功した。

ここでは、大容量高効率ガスタービンの開発を支える要素技術開発の紹介、実機での技術適用の実績を紹介し、技術開発の将来動向を展望する。

### (3) 「最近の中小型ガスタービンの開発動向について」

(川崎重工業(株) 永井 勝史氏)

省エネルギー、分散型発電などの社会ニーズに対応し、中小型ガスタービンにおいても、高温・高圧化、再生サイクル導入、蒸気注入熱電可変採用などにより発電効率を更に高めるための開発研究と実用化が進められている。また、年々厳しくなる環境規制に対応し、排気ガスのNO<sub>x</sub>を更に低減するため、DLE燃焼器の性能向上や触媒燃焼器などの開発研究も行われている。これら中小型ガスタービンの最近の開発動向を紹介する。

### (4) 「次世代型船用ガスタービンの開発」

(スーパーマリンガスタービン技術研究組合 荒井 正志氏)

1997年から、低NO<sub>x</sub>で、高効率な次世代型船用ガスタービン(Super Marine Gas Turbine; SMGT)の研究開発を日本のガスタービンメーカー4社が共同で実施している。SMGTの高い研究開発目標が達成されれば、環境に優しい経済性の高い船用推進機関として、その適用が広がっていく。

ここでは、SMGTの開発状況と船用推進機関としてのガスタービンの展望について述べる。

### (5) 「最新のガスタービン予防保全技術」

((株)日立製作所 市川 国弘氏)

コンバインド発電設備は、熱効率の高さと優れた起動特性からその需要が増加している。このコンバインド発電設備の主機であるガスタービンには高効率化が要求され、タービン入口ガス温度は年々急速に上昇してきている。これに伴い高温部品である燃焼器や動静翼の負荷条件は益々苛酷になっている。したがって、ガスタービンを高い信頼性で運転するためには、これらの高温部材の損傷を的確に把握して設備の保全管理をする必要がある。

ここでは、ガスタービンの信頼性向上と長寿命化の観点から、高温部品の保守管理、余寿命診断技術、補修・長寿命化技術について述べる。

### (6) 「電力自由化の動向と分散型電源普及の課題」

((財)電力中央研究所 浅野 浩志氏)

現在、電気事業分科会等政府の審議会では将来の分散型電源(DG)の普及に大きく関係する各種規制緩和が検討されている。期待されている規制緩和には、主任技術者など資格制度や系統連系ガイドラインなど等の保安規制、環境規制等の社会的規制の緩和と、参入・退出規制および料金規制など経済的規制の緩和が含まれる。本講では、電力自由化の国内外の動向と課題、DGによるアンシラリーサービスの供給可能性、新しい配電系統(需要地系統)の考え方などを解説する。

### (7) 「マイクロガスタービンの要素技術」

(東海大学 伊藤 高根氏)

分散電源を支える有力候補としてマイクロガスタービンが注目されている。今後、分散電源が本格的に普及するためには、幅広い市場ニーズにあった性能が必要で、エンジンシステムのさらなる効率向上が期待されている。そこでシステムを構成している主要要素の現状と各要素がエンジン性能に及ぼす影響、改善の可能性を探る。

### (8) 「マイクロガスタービン用プレート&フィンタイプ再生器とその応用」

(東洋ラジエーター(株) 中野 公昭氏)

再生器はマイクロガスタービンの熱効率とコストに大きな影響を及ぼすコンポーネントの一つである。東洋ラジエーターは自動車用熱交換器の量産技術を応用して75kW用のプレート&フィンタイプ再生器を開発した。量産性のある小型の要素をモジュール化し、出力に合わせて構成する。本セミナーでは75kW用再生器の構造、性能、耐久性について報告すると共に、他の出力におけるモジュール構成を紹介する。また、マイクロガスタービンの熱効率向上のためのTIT高温化に対して中間冷却器を配置したシステムを提案する。

(9) 「マイクロガスタービン用空気軸受」

(東京理科大学 吉本 成香氏)

最近、マイクロガスタービン用の軸受として、空気軸受が注目されるようになってきている。ここでは、ガスタービン用空気軸受として有望と考えられているフォイル型の空気軸受を中心に、フォイル軸受の持つ特性や特徴について解説する。さらにこれまでの研究、開発状況や今後の技術的な動向を概観することによって、日本におけるガスタービン用フォイル型空気軸受開発の今後について検討する。

(10) パネルディスカッション「マイクロガスタービンの開発状況と将来展望」

出力30kWの規模で1999年から日本に本格登場したマイクロガスタービン(MGT)が、21世紀の分散電源として普及へのステップを歩み出している。しかし、環境性に優れ、コンパクトで運転操作性、メンテナンス性等オンサイト電源として、優れた特性を有している一方で、普及の面では、着実に市場導入が進んではいないものの、経済性が期待された程ではなく、当初考えられていたような広範囲での普及拡大には至っていない状況である。米国、欧州、日本で三つ巴の熾烈な開発競争が展開され、相次ぐ新規参入の一方で、当初のブームの火付け役を担ったHoneywell社の事業撤退に象徴される淘汰も始まっている。電気料金値下げの動きの中で、MGTの導入が進展するかどうかは、今後の熱効率の向上と経済性のある排熱回収技術が鍵となってくる。ディーゼルエンジンやガスエンジンといった他の原動機との競争もあり、MGTは分散電源市場においてどこまでの地位を占めてくるのか？この分野の第一線で活躍の方々をパネリストとして迎え、幅広い切り口で討論していただきます。

7. 参加要領

1) 参加費：	◆主催および協賛団体会員	2日間 25,000円	1日のみ 18,000円
	◆学生会員	5,000円	
	◆会員外	2日間 35,000円	1日のみ 25,000円
	◆資料のみ	1冊 5,000円	(残部ある場合)

2) 申込方法： 申込書に所属、氏名、加入学協会名、GTSJ会員は会員番号等必要事項を明記の上、FAX又は郵送にて下記事務局宛 平成15年1月8日(水)までにお送り下さい。

また、参加費につきましては平成15年1月8日(水)までに以下の方法にてお支払い下さい。

- ・郵便振替 00170-9-179578 (日本ガスタービン学会)
- ・銀行振込 みずほ銀行 新宿西口支店 (普) 1703707 (日本ガスタービン学会)
- ・現金書留

3) 事務局：(社)日本ガスタービン学会

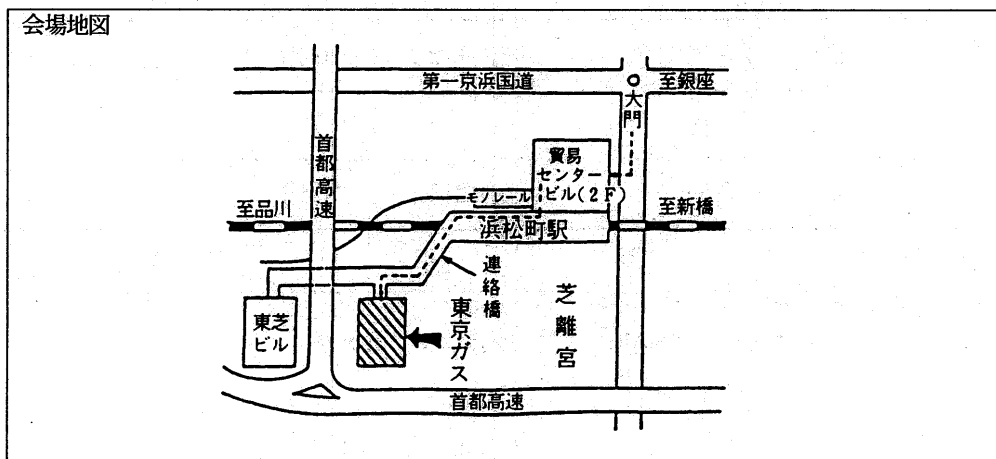
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13-402

Tel.03-3365-0095 Fax.03-3365-0387

URL: <http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/> E-Mail [gtsj@pluto.dti.ne.jp](mailto:gtsj@pluto.dti.ne.jp)

資料集・ネームカードは当日受付にてお渡しします。

会場地図



# 第31回ガスタービンセミナー

(平成15年1月16, 17日)

## 申込書

(社) 日本ガスタービン学会 行

FAX 03-3365-0387

TEL 03-3365-0095

会社名	
所在地	〒
TEL	
FAX	

参加者名（所在地・連絡先が所属により異なる場合には、本用紙をコピーして別シートにご記入下さい。）

フリガナ 氏 名	所 属	TEL FAX E-MAIL	所属学協会 GTSJの方は会員 No. をご記入下さい	参加日 〇月をつけて下さい
				16・17
				16・17
				16・17
				16・17
				16・17

### 【事務局への連絡事項】

	2日間	人数	1日のみ	人数	合計金額
正 会 員	25,000円		18,000円		円
学 生 員	5,000円		5,000円		円
会 員 外	35,000円		25,000円		円
支払予定日：                      月                      日				支払金額	円
払込方法：（〇をつけてください。） 1. 銀行振込（みずほ銀行 新宿西口支店 普通 1703707） 2. 郵便振替（00170-9-179578） 3. 現金書留 <div style="text-align: right;">*口座名はいずれも「(社)日本ガスタービン学会」です。</div>					
請求書の発行：                      要（宛名：                      ） ・ 不要					
領収証の発行（当日お渡しします）： 要（宛名：                      ） ・ 不要					