

# 電気事業初の複合発電プラント ——坂出1号機をめぐる回想——

小西 芳男\*1  
KONISHI Yoshio

## はじめに

21世紀の幕が上がったが、エネルギーセキュリティーや地球温暖化などエネルギーと環境に関する問題は、今世紀喫緊の課題として大きな議論を呼んでいる。この課題の対策としては、自然エネルギーや原子力の開発がもちろん重要であるが、当面の対策の一つとして発電の高効率化も大きな位置を占めており、特に高効率ガスタービンをを用いたガス-蒸気コンバインドサイクル発電（ガス-蒸気CC発電）はその代表技術となっている。

最近のガスタービン（GT）は、タービン入口温度が1400~1500℃と高温で、これを用いたCC発電は熱効率が50%を越えるという目覚ましい技術開発がなされている。このCC発電が我が国で最初に電気事業に導入されたのは、僅か30年前のことであり、昭和46年に四国電力の坂出發電所1号機として建設されたものである。このプラントは、四国電力が三菱化成のークス工場とコンビナートを形成するために急遽建設したものであるが、当時はGTの技術レベルが低く、タービン入口温度788℃、出力34MW程度で、蒸気プラントと排気再燃式での組合せで出力は225MW、熱効率も39.6%程度と低く、僅か30年前とは云え、現状と比べれば隔世の感がある。しかし、この我が国最初のCC発電プラントを完成させた技術開発は、先駆者として、その後の我が国の発電技術の開発にかなり影響を与えたのではないかと考えられるので、以下に当時を振り返って、特に開発に苦労した点などを回想してみる。

## 1. 坂出發電所1号機計画のいきさつ

昭和42年の初め頃、三菱化成では香川県が造成した坂出市番の州工業地帯に、製鉄用ークス製造工場を立地することとし、そこで大量に発生するークス炉ガス（COG）の有効利用対策として、四国電力にコンビナートによる火力発電所の建設を依頼してきた。

四国電力としても、電源の必要性、経済性、地域開発への貢献などを考慮してこのコンビナート計画に協力することとした。

発電所規模、および運開時期について三菱化成側と調

整した結果、昭和42年11月の立地決定後、2年程度でCOGを発生させたいとの意向であり、通常の汽力発電設備ではこれに間に合わないため、取り敢えずGTを建設して初期のCOGを消費し、その後に汽力発電設備を作って、COGを大量に消費できる設備とする計画とした。

当時のGTは、最新のものでも出力34MW、熱効率23%程度であったので、発電原価が高く、せめて松山2号機（75MW）程度の発電原価とするため三菱化成に協力を求めたところ、ガス価格を安くするという事になった。

これらの結果を織り込んだ34MWGT建設計画を持って通産省（当時）へ説明に行ったところ、当時の火力発電設備の動向は超臨界圧プラント採用の機運にあったため「今時、75MW級の発電原価では話にならない」と再考を指示された。

帰社後、メーカーの協力も得ながら種々検討した結果、事業用として国内には例が無いが、先行のGTと後続の蒸気プラントを組み合わせることは技術的に可能との見通しを得た。

これによって高い熱効率が得られると共に、ークス工場建設工程とも整合させることができることとなった。

このような検討結果を持って通産省に説明に行ったところ、今度は新技術の導入ということで、ぜひ採用するよう奨励された。そして、後日、国産技術振興資金融資制度が適用され、特別低利の開銀融資と特別償却の特典を得た。

## 2. CCプラントの計画・設計

CCプラントの方式としては、当時のGTは最新式のものでも排ガス温度が430℃と低いため、排熱回収方式よりもGT排ガスを蒸気プラントのボイラ燃焼用空気として回収する排気再燃式が最適となった。

当時、排気再燃式の大容量・高効率のものは世界でも殆ど例がなく、坂出1号機のプラント仕様選定については課題を1つ1つ独自で検討・技術開発し、解決していかなければならなかった。その中でも特に大きな課題はGT排ガスを回収するボイラ燃焼設備の開発であった。

### ①ボイラ燃焼設備の開発

- ・ボイラの燃焼用空気は、複合運転時は $O_2=16\%$ 、430℃程度の低 $O_2$ ・高温排ガスであるが、蒸気プラ

原稿受付 2001年6月21日

\*1 株式会社四電技術コンサルタント 取締役社長  
(元四国電力株式会社 常務取締役)  
〒760-8573 高松市丸の内2番5号

ント単独運転時は $O_2=21\%$ の常温空気となり、 $O_2$ 濃度、温度の変化と共に、体積流量も1/3近くに大きく変化する。しかも、GTトリップ時の複合→単独運転切替時は、この変化が数十秒の短時間に発生する。

・さらにボイラ用燃料は、COGのほぼ専焼から、重油との混焼、さらには重油専焼と大幅に変化する。このような過酷な条件変化時にも安定した燃焼を継続できる必要がある。このためバーナーやウインドボックスの設計に当たっては、工場に於いて各種のモデルテストを実施し、

- ・ $O_2$ 濃度の燃焼安定性に与える影響
- ・燃料噴出速度、二次空気速度変化に対する着火安定領域の確認
- ・GTトリップ時のドラフト変化と着火の安定性
- ・ノズル部のメタル温度

などを実験的に把握した。その過程で着火安定性の優れた大きな新しい形状のガスノズルを開発し、複合運転時の二次空気速度を50 m/s程度にまで高めることができたので、単独運転時に空気の体積流量が大幅に減少しても安定した燃焼が可能となった。このような検討の結果、CC用ボイラの燃焼装置は信頼性の高い設備として十分実用しうるものとなった。

#### ②GTトリップ時の継続運転制御

このプラントは当社の重要電源であるため、GTトリップ時も蒸気プラントの単独運転を継続させる必要があった。このため複合運転中のGTトリップの場合は、GTの排ガス流量が大きく低下しないうちに、蒸気プラント単独運転用の押込通風機(FDF)を起動し、各風煙道の連絡ダンパーを切替えて、ボイラ燃焼用空気をGT排ガスからFDF空気に切替えなければならない。これらの切替時に必要なFDF起動特性や各ダンパーの開閉特性などをアナログコンピューターで解析した結果、GTトリップ時に1台目のFDFが10秒で全速となり、その時点から10秒でダンパーの切替が行われてGT排ガスの減少を補い、更に2台目のFDFが起動して必要な空気量を確保し、蒸気プラント単独運転が継続できる見通しを得た。具体的にはFDFを急速起動型とし、ダンパーにも応答速度の速いダブルダンパーや完全密閉型の壺型ゴッグルダンパーなど使用個所に合わせた最適ダンパーを配置し、操作方式も動作の速い油圧シリンダー方式などを採用した。

この結果、運開後は実際のGTトリップ事故時にも複合→単独運転の切替は成功している。

その他主要な課題としては、

- ・GT排圧の制限によるドラフト損失の小さなボ

イラの設計。

- ・ボイラ低温排ガスで給水を加熱するガスクーラーの低温腐食対策、スートクリーニング装置。
- ・COG中のタールなどの不純物対策。

など種々検討・対策を実施した。特にCOGについては十分検討し対策を施したと思っていたが、いざ運転してみると思った以上にタール、ナフタリンなどの影響は大きく、運開当初はこれらのトラブルが大半を占めた。

### 3. 運転実績

坂出1号機CC発電プラントは、昭和45年11月の試運転開始後46~48年度までは70~80%の高い利用率で運用されたが、昭和49年度以降は残念ながら30%前後で、さらに昭和53年度以降は10%以下の予備火力としての運用となった。

これは当時のGTの技術レベルが低く、CC発電による熱効率改善が小さいため熱効率が超臨界圧火力発電プラントのそれを越えられなかったことと、さらにはCCプラントの宿命として部分負荷運転時の熱効率が著しく低下するため、続いて建設された2~4号機の超臨界圧火力発電プラントなどよりも劣ったためである。

### 4. おわりに

このように坂出發電所1号機は我が国最初の事業用CC発電プラントではあるが、

- ①コークス工場のCOGを消費するために急遽開発されたCC発電プラントであり
- ②当時のGTの技術レベルが低かったため、CC発電時の熱効率が後続の超臨界圧火力を越えられなかったこと

などにより、後続の超臨界圧火力の建設が進むにつれて運転の機会が少なくなってしまった。当時の最新技術を駆使して苦勞して開発した割には有効利用された期間が短く、開発に携わった者としては一抹の淋しさはあったが、思い直せば短期間でもCOGを有効に利用できたこと、およびこのCCプラントの開発技術はその後の我が国のGTならびに複合発電技術の開発に大きく貢献できたのではないかと自負している。

そしてこの排気再燃式CC発電プラント開発に際しては、非常に短期間に最大のポイントであったボイラ燃焼設備の開発をはじめ種々の新技術を開発したが、これらを担当された三菱重工業(株)などメーカーの方々の方ならぬご努力に心から感謝申し上げると共に、また世界で初めてのCOGを燃料とした事業用CC発電プラントの開発を決断された当時の四国電力のトップの方々の方々の決断力に深く敬意を表する次第である。

特集：ガスタービン高温部品の保守管理技術

## 特集号発刊にあたって

三巻 利夫\*<sup>1</sup>

MIMAKI Toshio

キーワード：ガスタービン，余寿命評価，補修技術，モニタリング技術，保守管理支援，定検合理化

昭和59年にわが国初のタービン入口温度1100℃級の高温ガスタービンを中核とした排熱回収方式複合発電プラントが運開して以来、長年にわたる運転実績・データの蓄積により、ガス/蒸気複合発電プラントの性能・運用性・信頼性の評価が確立されつつある。この間、材料並びに加工技術の開発によりガスタービン入口温度の上昇と冷却空気流量の低減を中心とした高効率化技術が著しく進展し、今日では、ガスタービン入口温度は1450℃に達し、火力技術者の長年の夢であった50%を超える熱効率が東北電力(株)東新潟火力発電所4号系列で実現されている。

一方、近年、規制緩和と電力自由化という時代背景も手伝って、電力コストの低減に向けて、保守費を削減するために、高温部品の予防保全や寿命延伸、定検工期の短縮、点検インターバルの延長など保守管理技術の高度化がユーザー並びにメーカーで精力的に進められている。

特に、ガスタービンは、高温の燃焼ガスを作動流体として使用するため、そのガス通路に位置する燃焼器、タービン動・静翼等の高温部品は、高価でありながら比較的短い運転時間で寿命管理するという特徴を有し、補修・交換を繰り返しながら使用していくことから、予防保全技術、余寿命診断技術、補修技術などの確立が重要となっている。

ガスタービンの保守管理技術に関連した特集としては、これまでに、第26巻第101号(1998.6)で「航空用ガスタービンの信頼性向上」、第24巻第93号(1996.6)で「ガスタービンの信頼性向上に向けて」が発刊されている。また、第29巻第1号(2001.1)では「ガスタービン最新運転技術」、第27巻第3号(1999.5)では「次世代形コンバインド発電技術」により、最新のガスタービン

技術について特集が組まれている。さらに、本年3月の第29巻第2号では「ガスタービンにおけるモニタリング技術」が小特集号として発刊されている。

本特集号では、ユーザーとメーカーそれぞれの立場から、予防保全、余寿命診断、補修技術、保守支援システム、定検合理化、コスト低減、点検、モニタリング、検査・修理技術等をキーワードとして、保守管理に関する技術を中心とした切り口で、それぞれの技術の開発状況と技術的な特徴・課題、新技術開発への取り組み状況等を解説していただいた。

ユーザー側からは、事業用ガスタービンの動・静翼ならびに燃焼器の劣化診断と余寿命評価技術とガスタービン高温部品の保守管理支援システム並びに産業用ガスタービンの高温部品保守管理技術について解説していただいた。

メーカー側からは、ガスタービン高温部品の補修技術とガスタービン高温部品のモニタリング技術並びに定期自主検査と点検工事の合理化技術について解説していただいた。

ガスタービン高温部品の保守管理技術は、今後、運転実績の豊富な1100℃級ガスタービンから、運転・保守データの蓄積が進みつつある1300℃さらには運転データの蓄積を始めたばかりの1500℃級ガスタービンへとその適用対象を急速に拡大していくことになる。ガスタービン入口温度の上昇とともに高温部品はより過酷な環境に曝されることになり、その保守管理もさらに困難となることが予想される。本特集号が今後ガスタービン高温部品の保守管理技術の更なる高度化に挑まれる会員の皆様の一助となれば幸いである。

原稿受付 2001年8月13日

\* 1 財電力中央研究所 横須賀研究所エネルギー機械部  
〒240-0196 横須賀市長坂2-6-1

特集：ガスタービン高温部品の保守管理技術

## ガスタービン静翼・燃焼器の劣化診断と余寿命評価技術

高橋 毅<sup>\*1</sup>

TAKAHASHI Takeshi

キーワード：ガスタービン，高温部品，静翼，燃焼器，劣化，保守

Gas Turbine, Hot Parts, Vane, Combustor, Degradation, Maintenance

ここでは、ユーザの視点から、保守技術確立の要求が強い事業用ガスタービン（以下 GT）高温部品を対象に、特に高温部におかれる燃焼器、静翼の劣化損傷の実態、診断技術の現状と課題とされる余寿命評価技術の現状について述べる。

まず、GTの特徴を一言で言うならば、出力密度の高さであろう。最新の 1450℃ GT では、単体出力 270 MW、効率 33% (HHV 基準) を 8 m 径×10 m 程度の容積で実現しているものもあり、これを従来のボイラータービンシステムに置き換えたとすると、蒸気タービンが既にこの大きさの 3 倍程度、加えてボイラに 10 m (幅)×10 m (奥行き)×50 m (高さ)を必要とする。GT は、従来火力設備の 10 倍をはるかに越える出力密度である。これは、裏返せば、構成部材がそれだけ過酷な条件におかれていることでもある。同時に、この事を GT ユーザは絶えず認識しておく必要がある。

### 1. ガスタービン静翼・燃焼器に観察される劣化と診断技術の現状

#### 1) 静翼に観察される劣化事象

静翼は、初段と 1300℃ 級以上 2 段は二重構造を構成しており、内面からのインピンジメント冷却と翼面にあけられた小孔からのフィルム冷却が採用されている。2 段あるいは 3 段以降は単純冷却あるいは無冷却で、材料は Co 系、Ni 系超合金である。図 1 に構造例を示す<sup>(1)</sup>。

静翼の劣化事象の代表は、数多く発生するき裂であろう。図 2 および図 3 は事業用 1300℃ 級初段静翼、図 4 は 1300℃ 級 2 段静翼で観察されたき裂である。

き裂は、高温によるクリープ強度低下によるものと熱疲労（特に低サイクル疲労）によるものが単独、あるいは相乗的に関与し発生するが、発生する箇所は限定される傾向にある。き裂発生は、多分に構造・部品設計に負うところが多いと考えられる。

次に多く発生する事象としては、酸化減肉が挙げられる。静翼で発生する酸化減肉は、構造上冷却の困難なサ

イドウォール近傍と熱伝達率が高いトレーディングエッジで観察される場合がほとんどである。図 5 に実機初段静翼で観察された減肉状況を示す。図 6 は、ガス流に対面する箇所での焼損事例である

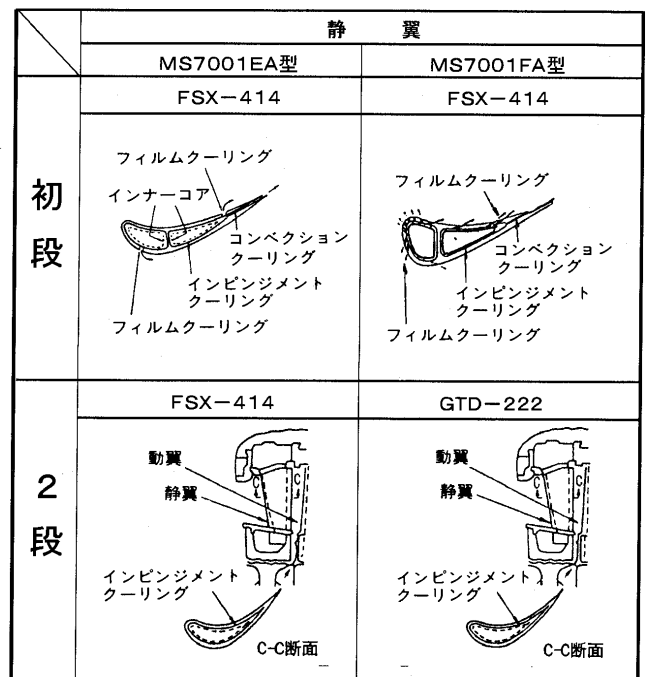


図 1 静翼構造例

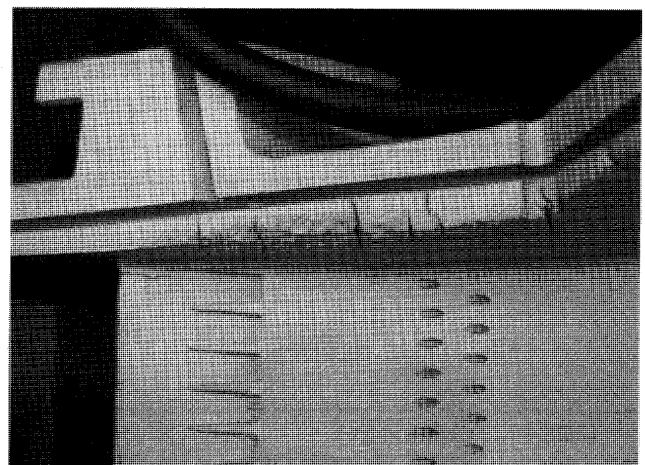


図 2 1300℃ 級初段静翼のき裂例(インナーサイドウォール部)

原稿受付 2001年7月3日

\* 1 財電力中央研究所・横須賀研究所

〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂 2-6-1

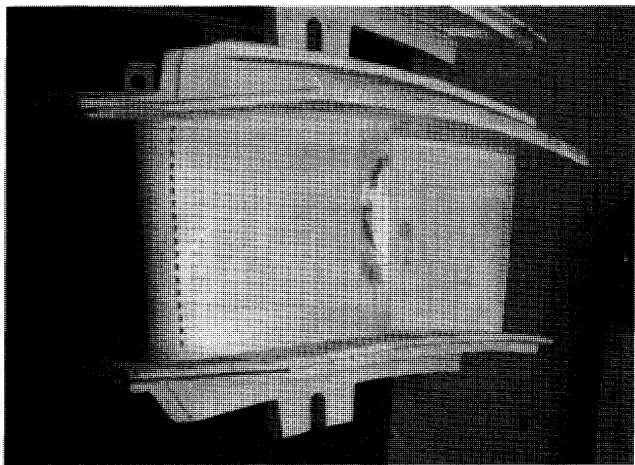


図3 1300℃ 級初段静翼のき裂例(翼部)



図5 1300℃ 級初段静翼の酸化減肉例



図4 1300℃ 級2段静翼のき裂例

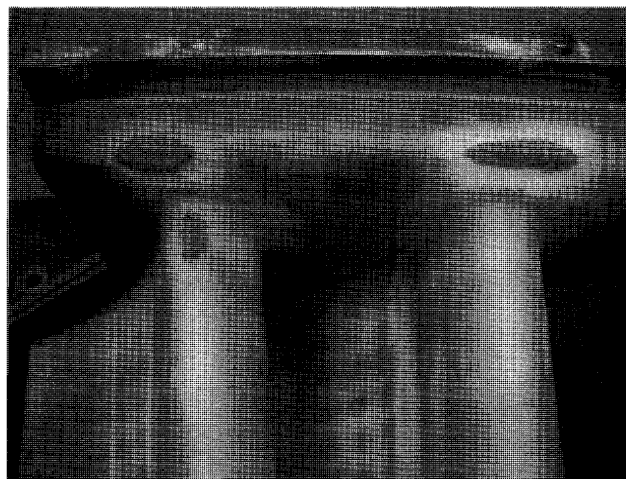


図6 1300℃ 級2段静翼の焼損例

寿命の長い2段静翼以降では、クリープによる変形も認められる。構造上2段目以降は、一方が外部ケーシングに固定され、他方が軸シールとなる片持ち構造となるため、変形度合いが大きいとシール不十分、あるいは回転軸と接触する事となる。

また、静翼では摩耗も観察されるが、他の劣化事象に比べ、顕著に問題視されるケースは少ない。

1300℃以上の初段静翼の幾つかには、背・腹側にTBCが施工されている。静翼におけるTBCの劣化様相は、摩耗と剥離である。一般には、定期検査から次の定期検査(通常2ヶ年)内でTBC層の劣化と判断されるような摩耗を引き起こすことはない。剥離に関しては、FOD(飛散物)の衝撃によると考えられる剥離と施工不良による剥離が認められている。

これ以外にも、翼面の打痕、アブレータブルやハードコート欠損など構成部品の劣化も認められる。

## 2) 燃焼器に観察される劣化事象

事業用GTの燃焼システムは、メーカ各社により異なる構造、異なる材料が用いられている。また、高い環境性を維持するため、希薄予混合燃焼または蒸気噴霧による低NO<sub>x</sub>燃焼システムが採用されている。図7に構造例を示す<sup>1)</sup>。

### a) バーナ

希薄予混合燃焼では、極めて燃料の薄い予混合ガスを用いることから、その燃焼調整範囲は狭く、わずかの燃料性状の違い、空気比の違いが火炎の失火、逆火などを招き、図8のようにバーナ先端を焼損することがある。また、図9に示されるように、バーナそのものではないが、空気流入部が流入空気のみで冷却構造と薄肉構造であり、高熱流束となる火炎に近い場合、大きな温度勾配、起動停止時のきわめて大きな熱ひずみ、などから熱疲労に起因したき裂も多数認められる。

また、バーナ部異物堆積など、燃料または燃焼用空気に起因した現象も認められる。

### b) ライナー

ライナーは、厚さ2ミリほどのCo系、Ni系超合金な

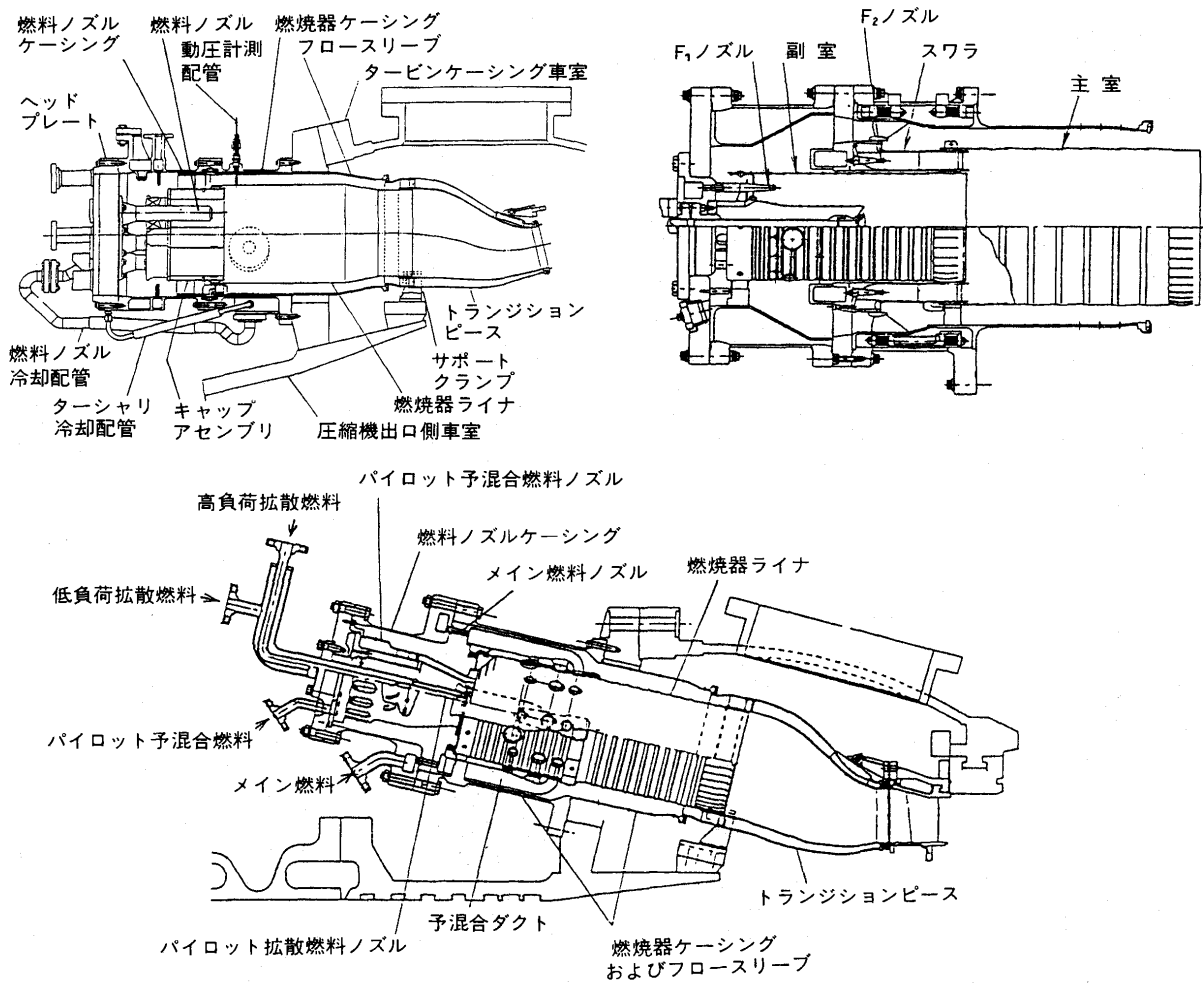


図7 燃焼器構造例

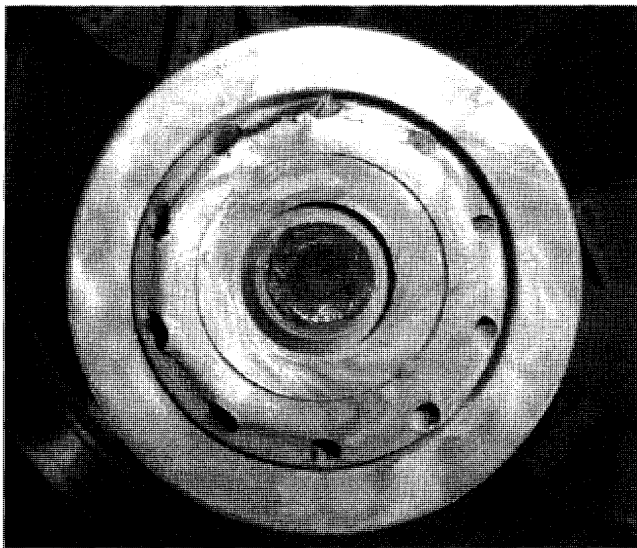


図8 1300℃級バーナの焼損例

どが使われており、外面に対流冷却、内面にフィルム冷却とTBCが施されているケースがほとんどである。一部メーカーでは、セラミックスタイルを内面に張り付けた例もあるが国内では採用されていないことから、ここでは割愛する。

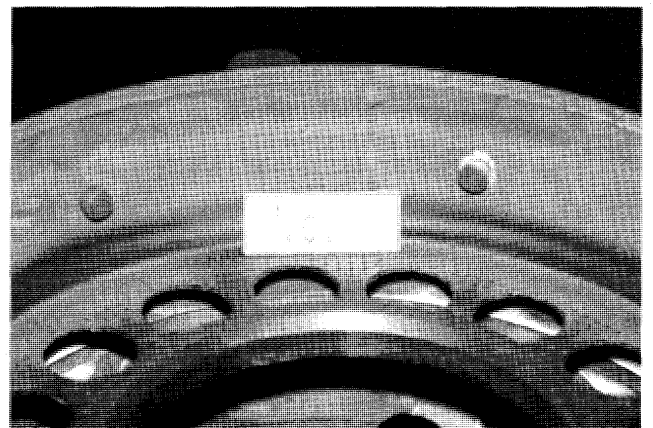


図9 1300℃級バーナ部空気孔のき裂例

ライナーにおける劣化としては、空気流入孔に発生するき裂がある。空気流入孔近傍の複雑な温度勾配によって疲労が発生し割れが生じる。また、火炎伝播管と尾筒連結部では、図10に示すように、燃焼振動に起因する勘合部の摩耗が激しい。

TBCに関しては、施工不良による剥離以外に、燃焼器変形に起因した機械的な剥離が認められるときがある。長時間の運転後、特にフィルム冷却部で発生する温度ひ

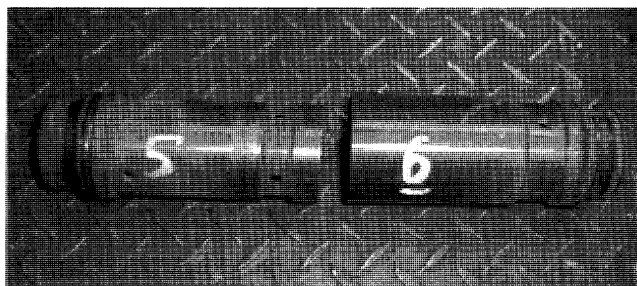


図10 火炎伝播管の摩耗例

ずみに起因した基材変形の繰り返しから微少な剥離が生じる場合もある。

また、ライナー部は、温度的に厳しい条件から、材料劣化が認められる。これは高い温度に長時間さらされ組織的な劣化（炭化物の生成など）が起こり、機械強度が低下し発生するものである。

### c) 尾筒

尾筒は、Ni系、Co系超合金が使われており、外面にインピンジメント冷却または対流冷却、内面にTBCが施工されている。最近の1450℃級GTであるMHI 701 G型では外面に蒸気冷却が施されている。

尾筒における劣化としては、温度上昇による材料劣化がある。燃焼器から直接ガスが当たる部分でその傾向が強い。また、同部位では、図11に示されるように、比較的大きな面積でTBC剥離が認められる場合がある。微小な剥離を起点としてガス流により徐々に拡大するケースと、複雑な形状から起動停止に伴う熱疲労により剥離するケースとが考えられている。

尾筒の劣化としては、熱的な劣化ではなく機械的な劣化も顕著である。尾筒外筒ではその溶接部において、内筒と外筒の熱膨張差に起因するき裂が発生することがある。劣化と言うよりは、設計上の問題と考えられる場合が多い。また、静翼部との勘合部は、図12に示されるように、主に燃焼振動に起因すると考えられる摩耗が比較的短時間に発生する。

### 3) 劣化診断の現状

上述のような各種劣化損傷に対し、発電所では次のような検査を実施している。まず、目視により確認可能な劣化損傷が検査される。次に、ケーシングに取り付けられた状態で間隙の検査が行われ、部品の変形が確認される。部品が取り外された段階で、再度の目視検査とき裂に対するPT（浸透探傷法）検査、酸化減肉量の検査、等が実施される。き裂に関しては外表面のき裂長さが、酸化減肉に関しては基準面からの厚さ減少量が劣化判定状態値に用いられている。

燃焼器に関しては、燃焼器を取り付けた状態でボアスコープによる検査を行う場合もある。

また、メーカー推奨寿命に近い部品に関しては、破壊検査も実施されている。静翼に関しては、元素分析、組織観察、通常材料強度試験と合わせ、後述するスモール

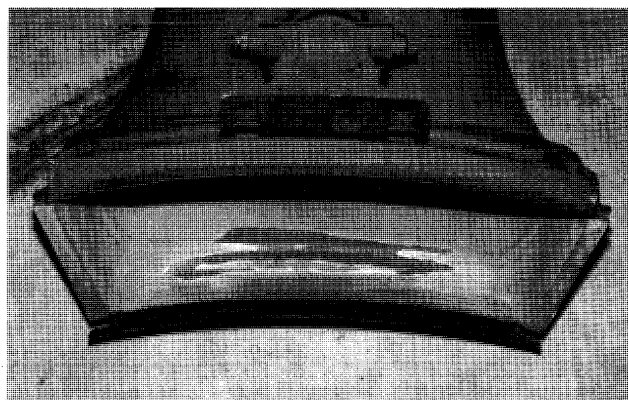


図11 尾筒でのTBC剥離例

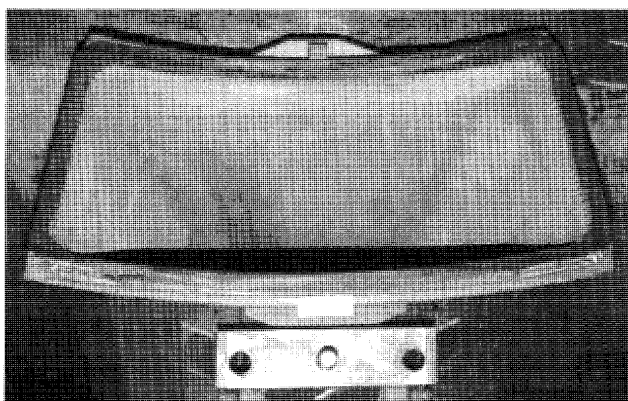


図12 尾筒勘合部の摩耗例

パンチ法が比較的広く行われている。燃焼器・尾筒に関しては、再生判断指標として接合部近傍の組織劣化評価が行われている。

なお、補修基準を越えた部品については、静翼に関しては、溶接補修、肉盛補修、拡散接合補修などが、燃焼器・尾筒に関しては、溶接補修、部分取替補修などが実施されている。

TBC剥離に関しては、許容剥離面積（メーカー推奨値）の目視による検査が実施されている。層裏面の潜在的なき裂検出などは行われていない。

また、いずれの損傷についてもオンラインでの劣化診断は行われていない。

## 2. 余寿命評価技術の現状と課題

まず、GTにおいて「寿命とは何か？」という大問題が前提に置かれるのではないだろうか。例えば材料試験では、ある条件である時間経過すると破断し、これが破断寿命となる。しかし、部品となった場合、部品の部分で小さな破断（き裂）が起きても部品が機能を果たしていれば、寿命とは判定できない。設計時に想定した機能が設計値を下回ったとき、初めて寿命と判断される。すなわち、寿命とは部品設計思想が明確になって初めて決定されるものである。

このような観点からすると、GTにおいては、ユーザが寿命を判断するだけの情報をメーカーは提供していない。

ユーザーが得ることのできる寿命情報は、部品毎の交換までの推奨運転時間と算出法、補修基準値のみである。運用形態の大幅に異なるユーザーにほぼ同一の交換までの運転時間が示される根拠は何か、なぜある劣化基準値になると補修しなければならないのかの根拠は示されていない。

静翼の翼部のき裂を例とすると、あるメーカーの補修マニュアルでは、「発生したき裂長さの合計が翼弦長さになったら補修（但し、寿命とは言っていない）」という指針を示しているが、同一の機器を取り扱う他メーカーでは「肉厚貫通時に寿命」と示している。本来は、「構造強度確保」「許容変形範囲」と「冷却空気確保」の3点が判断基準と考えられ、それぞれが明確な判断基準を持つはずである。厳しい言い方になるが、ユーザーの持つ明確な問題意識にメーカーが的確に応えないため、寿命あるいは余寿命という概念が極めて曖昧なものになっているのが現状である。

むしろ、GTでは「寿命」「余寿命」と言うより「補修判断評価技術」と言った方が正解ではないかと考える。

このような状況ではあるが、静翼あるいは燃焼器に関し余寿命評価研究がなされているのも実態であり、以下にその概要を示す。

1) 解析的余寿命評価

静翼の解析的余寿命評価研究としては、3次元FEM解析法が一般的であるが、現状においては定量的な余寿命評価判断手法とはなっていない。図13に、解析的余寿命評価法の概念を示す。入力データとしては、部品寸法、使用材の熱・機械的特性と構成式、熱流動解析のための各種入力条件、拘束条件などであり、これをもとに構造解析から応力ひずみ特性を得、ここから、劣化予測が行われ余寿命評価となる。このような概念はごく一般的であるが、GTに関しては非常に解決の難しい課題が何点かある。

a) 材料特性に関する課題

図14に代表的静翼材であるFSX-414材の疲労試験結果を示す<sup>(2)</sup>。図に示されるようにGTに使用される超合金のほとんどが、応力ひずみ条件によって異なった変形様相と寿命消費傾向を示すことが知られている。すなわ

ち、構造解析-部位毎の応力ひずみ条件の解明-条件にあった材料挙動の採用-再度の構造解析、と何回かの繰り返し解析を実施しなければ、本当の応力ひずみ条件、損傷量は決定されないはずである。しかし現実には、メーカー各社がこのような繰り返し解析を行った例は報告されていない。また、実機部品の場所毎の応力-ひずみ条件に見合った材料試験も行われているとは言い難い。

b) 熱流動解析に関する課題

まず、場がどのようになっているかが明らかでない。

図15は、実機規模試験装置で測定された静翼入口(ト

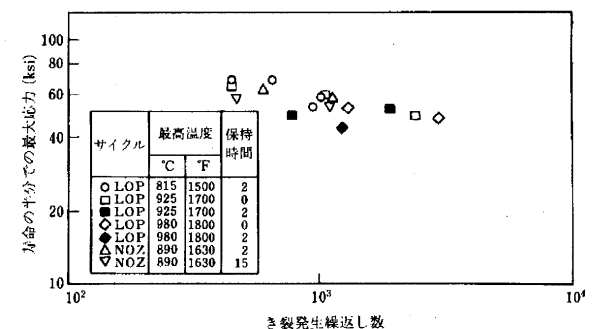
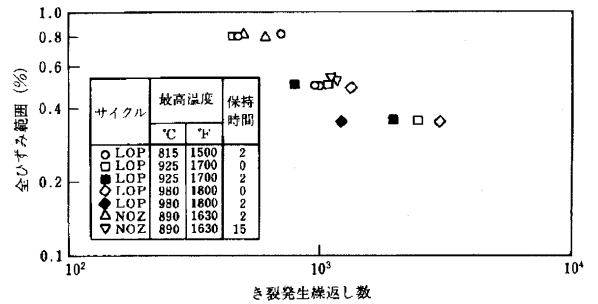
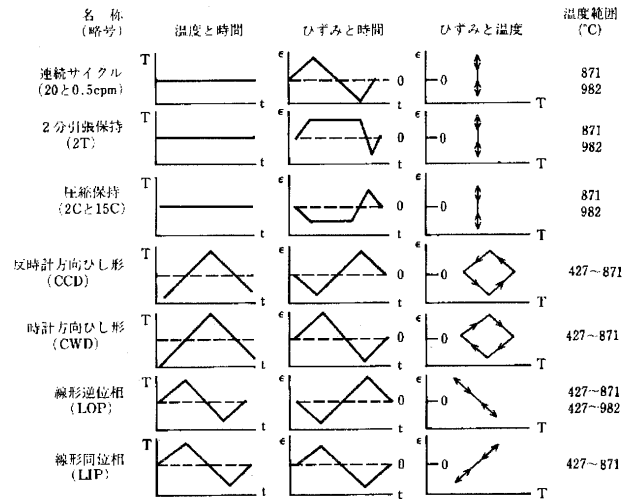


図14 代表的静翼材の疲労強度例

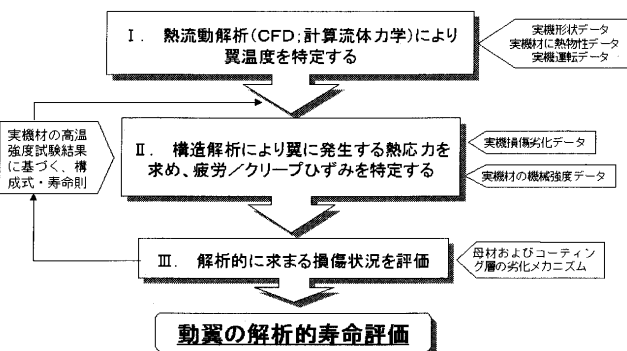


図13 解析的寿命評価法の概念

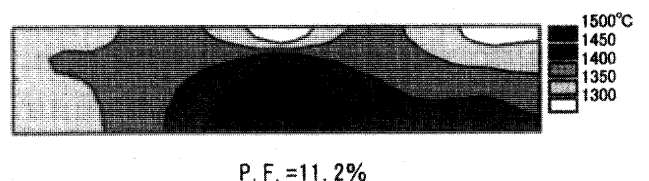


図15 燃焼器出口ガス温度分布測定例



ラビン出口)部のガス温度分布例(パターンファクター)である<sup>(4)</sup>が、10%を超える偏差が認められている。一般にメーカーが保証するパターンファクターは15%以内であり、これは、1300℃級GTでは200℃の偏差になる。さらに、マルチチャン型では、燃焼器の数と静翼セグメントの数が異なり、流入ガス温度分布のセグメント毎のずれがある。このような状況は温度のみでなく、流速、圧力についても言える。このような状態量を測定することは実験室以外ではほとんど不可能なため、実機の高ス流通状態の詳細情報は皆無と言ってよい。

さらに、冷却条件が十分公表されていない。メーカ各社は、自社情報として静翼冷却空気量データを保有しているが、ユーザには一切明らかにされていない。解析的寿命評価は本来ユーザの範疇であり、それに必要な情報をメーカは何らかの形で(情報開示制限も含む)ユーザに提供すべきであろう。

c) 検証に関する課題

解析的手法により、得られた余寿命診断結果の妥当性評価は、実機劣化損傷との対比、運転中の部品状態量計測で可能となる。実機劣化状態についてはユーザが保有する各種検査結果から対比できるが、実機運転中の部品状態については、ほとんど公開されていない。図16は、最近実用化された部品温度監視手法の1例である<sup>(4)</sup>が、ピンポイント計測であると同時に寿命評価が可能な測定精度が得られておらず、寿命評価上はまだ研究開発の余地が残されている。

現状においては、解析的寿命評価法は開発途上と判断できる。

2) 傾向管理的寿命評価

従来よりユーザは、発電設備各種要素の劣化傾向管理を進めてきている。ガスタービン静翼においても、傾向

管理手法が適用されている。

図17は、1100℃級初段静翼に発生したき裂長さと起動停止回数との関係を検討した例であるが、十分な精度の相関関係は得られていない<sup>(5)</sup>。

(財)電力中央研究所は、国内事業用火力発電所の協力を得て、1100℃級初段静翼の定期検査記録を調査し、有益な結果を得ている。まず、信頼性評価上重要となる進展型き裂は、図18に示されるように発生箇所が限定され、同時に燃焼器との位置関係に依存しない事を明らかにしている<sup>(6)</sup>。すなわち、き裂は、構造に起因する部分が多いことを示唆している。また、限定されたき裂について、進展速度を求めた結果、場所毎に、運転時間、起動停止回数、あるいは運転時間と起動停止回数で整理できることも明らかにしている。さらに、このような結果から、図19に示すような、70%から80%の確度でき裂進展予測が可能なシステムを開発している。十分な配慮の下でデータ解析を行うことによりメーカの情報なしで実用レベルの劣化進展予測が可能となった例といえる。

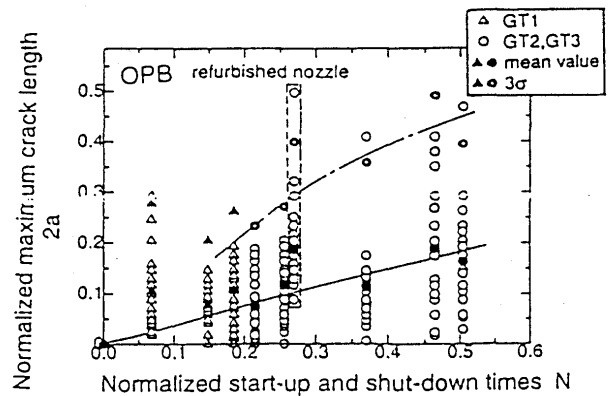


図17 静翼き裂と起動停止回数との関係

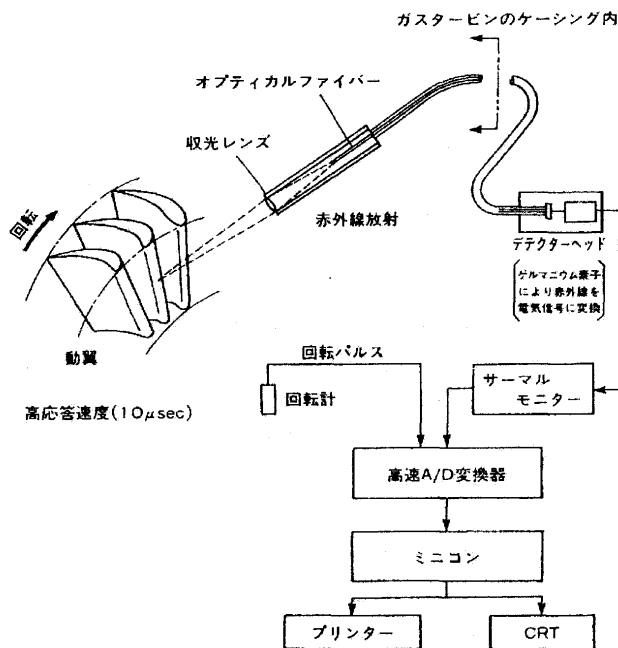


図16 オンライン部品温度監視手法

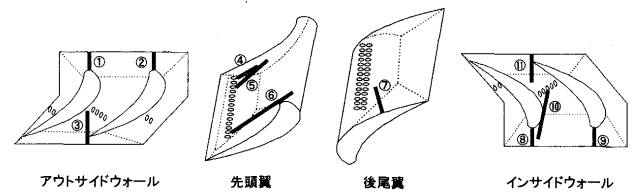


図18 静翼き裂発生箇所の特徴

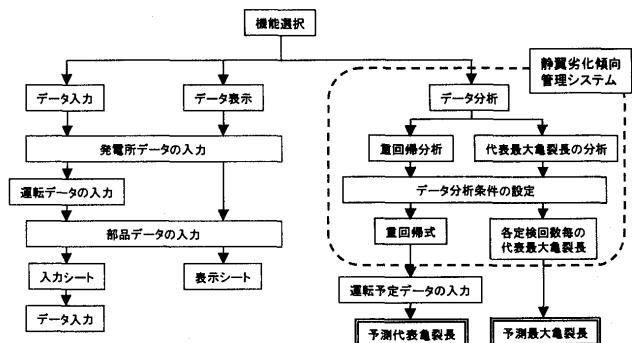


図19 き裂進展予測システムダイアグラム

3) 破壊・非破壊的寿命評価

静翼と燃焼器の破壊評価に関しては従来評価手法に加え、GTでは部品内部に大きな温度勾配があることからミニチュアサンプルによる評価が行われている。その代表例として前述のsmallパンチ法の概要を示す。この方法は、図20に示されるように、薄肉試験片に鋼球を押し当て、加重-変位曲線から破壊エネルギーを求め劣化事象との対応をとることにより寿命を求める方法である<sup>(7)</sup>。破壊試験結果と劣化傾向管理を組み合わせた結果であるが、今後はその物理的根拠の解明が重要であろう。

燃焼器と静翼の非破壊検査に関しては、技術的な取り組みに新規性はあまりない。これは、定期検査のインターバルで目視で確認可能な明らかな劣化が認められ、潜在的な劣化に対する非破壊検査の必要性が薄いためである。

一方、TBCに関しては、従来の目視検査に対し、実

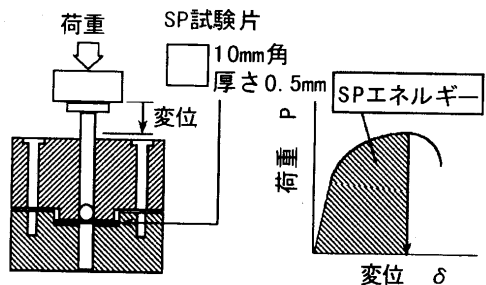
機燃焼器 TBC 劣化状態の詳細分析結果から、破壊試験法の提案も行われている。また、従来は問題視されていなかったが、TBCの基本的性能である遮熱性能低下の定量測定法に関する研究・測定法の提案も行われている。図21は、実機燃焼器 TBC の熱抵抗を定量的に測定した1例であるが、明確な性能低下が認められている<sup>(8)</sup>。今後、動翼への TBC 施工が本格化する中、注目すべき技術と考えられる。

以上、本特集号の主旨である、「ユーザサイドに立った」燃焼器、静翼の劣化と余寿命評価技術について述べた。多分に偏重した評価であるが、メーカの示す余寿命評価あるいはその根底となる思想と使う側の思想の違いを読みとっていただければ幸いである。

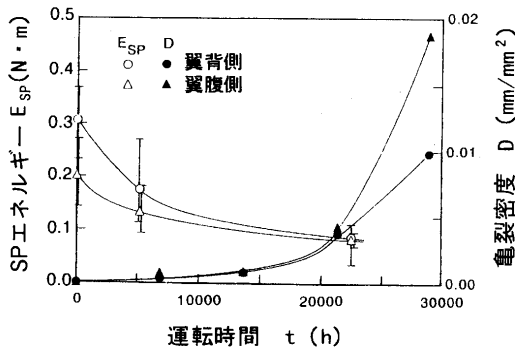
GTは、産業の中で今後ますます重要となる技術である。同時に、環境性向上、効率向上の観点からも、大きな可能性を有している。一方、メーカは生き残りをかけた技術力確保のため、特にノウハウの具象化されたGT技術の公開をかたくななまでに拒んでいる。しかし、既存の他の事業用発電技術の極めて高い完成度と高い信頼性の各種機器を顧みると、その背景には、不完全であった技術に対し、メーカとユーザが情報を出し合い、問題解決に向けた真摯な取り組みがあったこと、そしてその成果が、様々な技術基準、設計基準、評価基準に反映されてきたことが、国内の発電設備の高い信頼性を支え、我が国の発展に寄与してきたことは明らかであり、この事実を再度認識すべきではないだろうか。

GTが、社会の発展を支える基盤技術になりつつある現在、メーカは将来へ向けた技術向上の加速化のため出来る限り情報を公開すべきであろう。それにより、ユーザの信頼性向上に向けた取り組みは加速するであろうし、また将来GTに関する研究開発・メーカの技術力向上も加速されることは誰もが確信でき、またあるべき方向と考える。

メーカとユーザが一体となってGT技術をさらに発展させていくことを願ってやまない。



(a) SP試験片



(b) 静翼の劣化診断結果

図20 smallパンチ法の概要

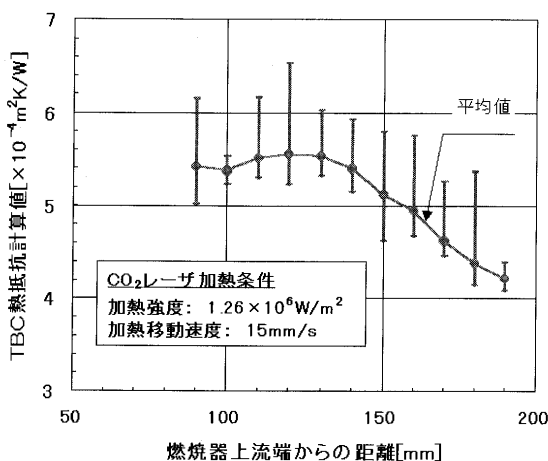


図21 実機燃焼器 TBC 遮熱性能測定例

引用文献

- (1) 火力原子力発電, No. 490, Vol. 48 (1997-7), pp 857-858
- (2) 増山不二光, 丸山公一, 高温機器部品の損傷メカニズムと寿命評価, pp 587-589, 1993, 日刊工業新聞社
- (3) 長谷川武治, 久松暢, 香月靖生, 小泉浩実, 林明典, 小林成嘉, 電力中央研究所研究報告 W 00011, 2001/3
- (4) 武石, 松浦, ガスタービン学会誌, 17-68, pp 38-41, 1990
- (5) 山口寛, 西田秀高, 磯部展宏, 桜井繁雄, 日本材料学会高温強度シンポジウム, 1996, 12
- (6) 藤井智晴, 高橋毅, 久保和敏, 電力中央研究所研究報告 W 99013, 2000/4
- (7) 火力原子力発電, No. 530, Vol. 51 (2000-11), pp 1600
- (8) 森永雅彦, 高橋毅, 中島武治, 木村修, 電力中央研究所研究報告 W 00038, 2001/4

特集：ガスタービン高温部品の保守管理技術

## ガスタービン動翼の損傷・劣化診断技術と余寿命評価法

緒方 隆志\*1

OGATA Takashi

キーワード：動翼，Ni基超合金，耐食コーティング，クリープ，熱疲労，き裂，劣化・損傷診断，余寿命評価

## 1. はじめに

発電用ガスタービンの入口燃焼ガス温度は1000℃を超えることから、厳しい使用条件に曝される燃焼器、動静翼などの高温部品では、運転中に損傷や劣化の進行が懸念される。ガスタービンの健全な運用を維持するには、高温部品の寿命を的確に判断し、これに基づいた保守管理を行うことが重要となる。高温部品のうち、静止部品である燃焼器、トランジッションピース、静翼については、既に本号で論じられたように、き裂や変形がある程度は許容可能である。一方、高速回転体である動翼は、その破損がガスタービンの運転に致命的な影響を与えることから、使用中の損傷劣化状態を的確に把握するとともに、き裂の発生寿命をより正確に推定することが要求される。しかしながら、複合発電プラントにおけるガスタービンは既設の蒸気タービン・ボイラに比べ、設計寿命を超えた部品調査等から得られる知見が十分でなく、かつ部品温度などの詳細な使用条件が明らかでないことから、プラントユーザーが高温部品の寿命を推定したり、設計寿命の妥当性を検討することが困難であるのが現状である。ガスタービン製造メーカー各社における動翼の劣化診断技術、余寿命評価技術については、既に他の解説記事において紹介されている<sup>(1)</sup>ことから、ここでは動翼の損傷・劣化形態とガスタービンユーザーの視点からの動翼の損傷・劣化診断技術および余寿命評価技術の開発動向について概説する。

## 2. 動翼における損傷・劣化

動翼は、3段あるいは4段で構成されているが、燃焼器を出て静翼を通った燃焼ガスが直接あたる初段動翼が温度、応力的に最も厳しい条件下に曝される。従って、初段動翼には、高温強度特性に優れたニッケル基の超合金が使用されている。燃焼器出口ガス温度が1100℃程度 of ガスタービンでは、多結晶超合金が用いられ、1300℃程度 of ガスタービンでは結晶成長方向を制御することによりクリープ強度を向上させた一方向凝固超合金が用いられている。また、いずれの場合も燃焼ガスによる酸

化・腐食を抑制するため耐食コーティングが施されている。後段の動翼は、その使用条件が考慮され、基材およびコーティングが選定されている。これまでの運転実績から、高温下で高速回転する初段動翼では、コーティングおよび基材の組織劣化、外表面からのき裂の発生、酸化減肉などの損傷・劣化が生じることが報告されている<sup>(2)(3)</sup>。

代表例として基材にNi基一方向超合金が用いられ、これにCo-Cr-Al-Y系耐食コーティングを施し、その表面をアルミナイズド処理した動翼材料の初期組織状態および長時間高温で加熱時効され材質劣化を生じた組織状態を図1に比較して示す<sup>(4)</sup>。初期状態では、表層のAl層は(CoAl)β相単相からなっており、その下部にγ相マトリックス中に球状β相が存在するCoCrAlY層が、さらにコーティングと基材界面にはβ層が粗大化した拡散層が観察される。これに対し、熱時効したコーティングでは表面Al相において時間が経過するとともにβ層がγ層に変化すること、CoCrAlY層においてはβ層の粗大化が進むと同時に減少することが明らかにされている。このような、コーティング内の組織変化は、実機のガスタービン動翼でも同様に生じることが報告されており<sup>(5)</sup>、Al含有量の低下が耐食性能の低下、即ちコーティングの劣化につながることを示唆されている。

一方、基材における微視組織の変化を図2に示す。Ni基超合金は、金属間化合物であるγ'(Ni<sub>3</sub>Al)を析出させることにより、クリープ強度等の高温強度の向上が図られている。このγ'は初期状態では立方晶であるが、

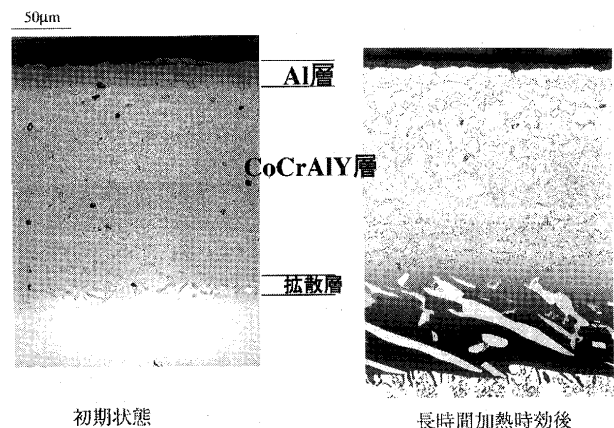


図1 耐食コーティング CoCrAlY の加熱時効に伴う劣化

原稿受付 2001年6月22日

\* 1 (財)電力中央研究所

〒201-8511 東京都狛江市岩戸北2-11-1

高温に長時間曝されることにより徐々に粗大化を生じ球状化する。さらに長時間負荷が加わることにより、一方向に連なるラフティングという組織変化を生じる。これにより、クリープ強度が初期状態に比べ低下することが懸念される。しかしながら、これまでのところこのような基材の組織変化が、設計強度を下回ったことによる破損事例等は報告されていないようである。

次に、動翼における代表的な損傷として、米国のガスタービン動翼において背側のコーティング表面から発生したき裂の例を図3に示す<sup>6)</sup>。これは、プラントの起動停止による動翼表面で生じる熱応力の繰返しによって生じた熱疲労き裂であることが報告されている。このような、き裂は起動停止回数の増加とともにコーティング内を成長し、基材へと達することになる。き裂が基材に達することで、耐食機能が損なわれき裂先端に酸化が集中することにより、基材内部への成長を促進することが懸念される。このため、コーティング表面から発生したき裂深さをコーティング厚さ(約200 $\mu\text{m}$ )のオーダーで検出する非破壊検出法の開発が、き裂が基材に達したか否かを判定する上で重要となる。動翼表面におけるき裂はこれまでも観察されており、動翼の寿命を決定する重要な損傷因子となっている。

一方、動翼は高速回転することにより遠心力が作用し、

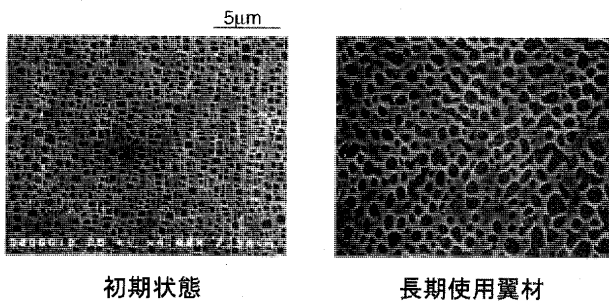


図2 動翼基材の長期使用に伴う組織変化

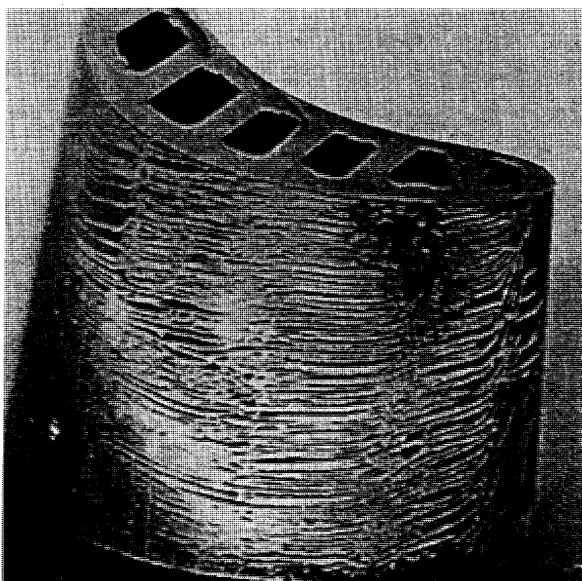


図3 動翼背側に発生した熱疲労き裂

それによってクリープ損傷を生じることが懸念される。多結晶超合金では、クリープ損傷が進行することにより翼高さに垂直に近い方向の結晶粒界にポイドが発生し、これが成長することで微小なき裂となる。一方向凝固超合金では、結晶粒界が翼高さ方向にのみ存在するためクリープ損傷の微視的形態については必ずしも明らかになっていない。実機使用動翼においてき裂の発生を招くほどのクリープ損傷事例は報告されていないが、コーティングにおける熱疲労き裂と同様基材のクリープ損傷は、動翼で懸念される代表的な損傷である。また、後段の動翼は、初段動翼ほど厳しい条件下では使用されていないが、形状が大きいことからクリープ変形が代表的な損傷として挙げられている<sup>1)</sup>。

### 3. 損傷・劣化の非破壊診断技術

動翼の的確な保守管理には、使用された動翼の損傷劣化状態をある程度定量的に把握することが必要となる。現状では、点検時に目視あるいは浸透探傷法等によってき裂の有無が調べられ、その結果からマニュアルや経験に基づいて継続運用か、補修・交換かが判定されることが多い。しかしながら、このような検査では上述したように熱疲労によってコーティング表面に発生したき裂が、どの程度内部まで進展しているのかを定量的に計測することは困難である。また、耐食コーティングの劣化状態を非破壊的に評価する手法は開発されておらず、耐食性能の判定基準についても明確にはされていない。以下では、耐食コーティングの劣化およびき裂深さの非破壊検出法に関する最近の研究成果について紹介する。

耐食コーティングの劣化を渦電流法(ECT)によって検出しようとする試みがなされている。一方向凝固Ni基超合金製丸棒にCoCrAlYコーティングおよびAlパックが施され、加熱時効されたコーティング試験片を

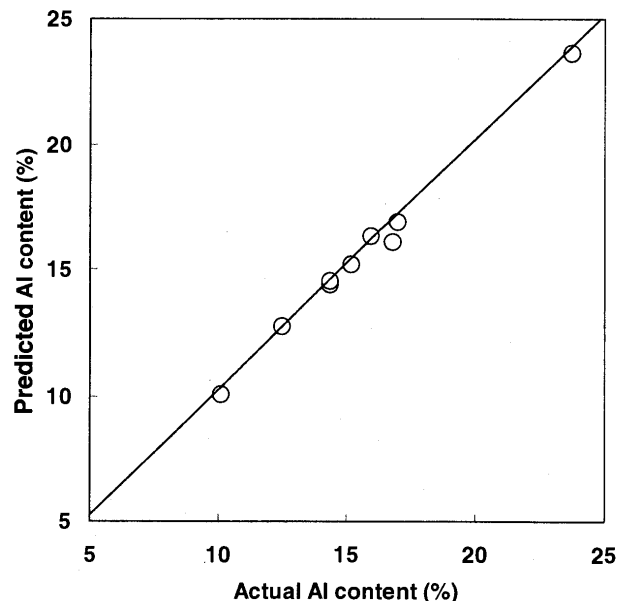


図4 ECTにより予測されたAl含有量と実測値の比較

ECTで計測することにより、ECT信号とAl含有量との間に相関があることが明らかにされている<sup>(4)</sup>。ECT計測におけるリフトオフ等の影響を小さくするため、複数の周波数での計測結果を統計処理することにより、Alの含有量を推定した結果を実測値と比較したものを図4に示す。このように、ECTにより耐食コーティングにおけるAl含有量を推定できる、即ち劣化を定量的に検出できる可能性が示唆されている。

一方、ECTによる、新たなき裂深さの定量検出法が提案されている<sup>(7),(8)</sup>。実験的には、IN738LCを基材とし、CoCrAlYコーティングを施したサンプルに種々の長さ、幅、深さの人工き裂が放電加工によって導入され、渦電流信号との関係が調べられた。この実験結果と電磁場解析の結果から、適切な周波数を用いて表面のき裂を検出し、それらの長さが目視あるいは画像処理等により計測されれば、ECT信号の最大信号振幅から、き裂深さを定量的に推定できることが示された。図5に測定結果の例と提案法の概要を示す。本手法では、事前にあるき裂長さに対する最大信号振幅とき裂深さの関係が得られれば、数値解析により明らかになっている最大信号振幅、き裂長さ、き裂深さおよび幅の関数関係を用いることで、種々のき裂長さに対する信号振幅とき裂深さの関係を示す検定曲線が得られる。この検定曲線を用いることで、計測された信号振幅からき裂深さが推定される。事前に実験により、種々のき裂長さに対する異なる検定曲線を求めておく必要がなく、効率的にき裂深さを推定することが可能である。同手法をコーティング表面に発生した疲労き裂に対して適用し、推定されたき裂深さと実際のき裂深さの関係を図6に示す。従来用いられていた手法に比べ、提案法によってき裂深さが精度よく推定されていることがわかる。深さ100 $\mu\text{m}$ 程度の疲労き裂を検出できていることから、コーティングに発生したき裂が基材に達する以前のき裂を検出できる可能性を有す

る。また、コーティングの表面に発生したき裂とコーティング下の基材に発生したき裂を判別する手法も併せて提案されている<sup>(7),(8)</sup>。

4. ガスタービン動翼の余寿命評価技術

4.1 余寿命評価の考え方

一般的に、機器の余寿命とは現時点から寿命に達するまでの期間のことをいう。余寿命を予測するためには、寿命の定義を明確にする必要がある。前述した動翼の損傷形態および後述する動翼の損傷解析結果等を考慮すると、動翼の寿命は外表面からのき裂が基材において数mm(2~3mm)に達した時点、即ち巨視き裂の発生時点とすることで安全側の評価が可能であると考えられる。さらに、実機動翼の損傷データの蓄積が図られ、き裂伝ば解析による限界き裂長さ等の評価が可能となれば、より実態を踏まえた寿命の定義が可能となろう。

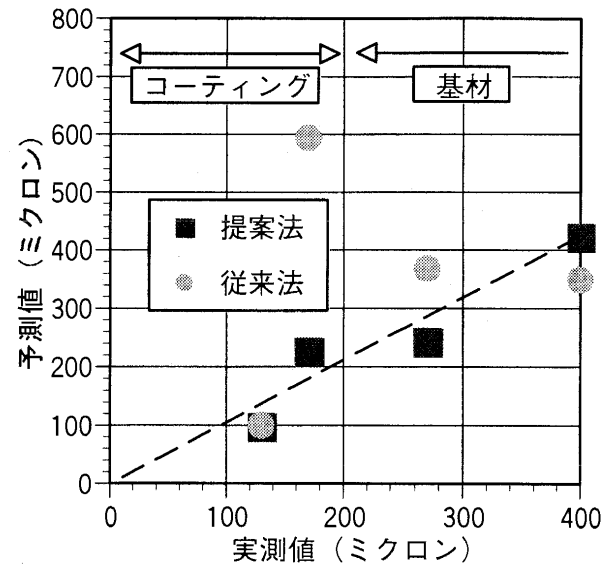


図6 推定されたき裂深さと実測値の比較

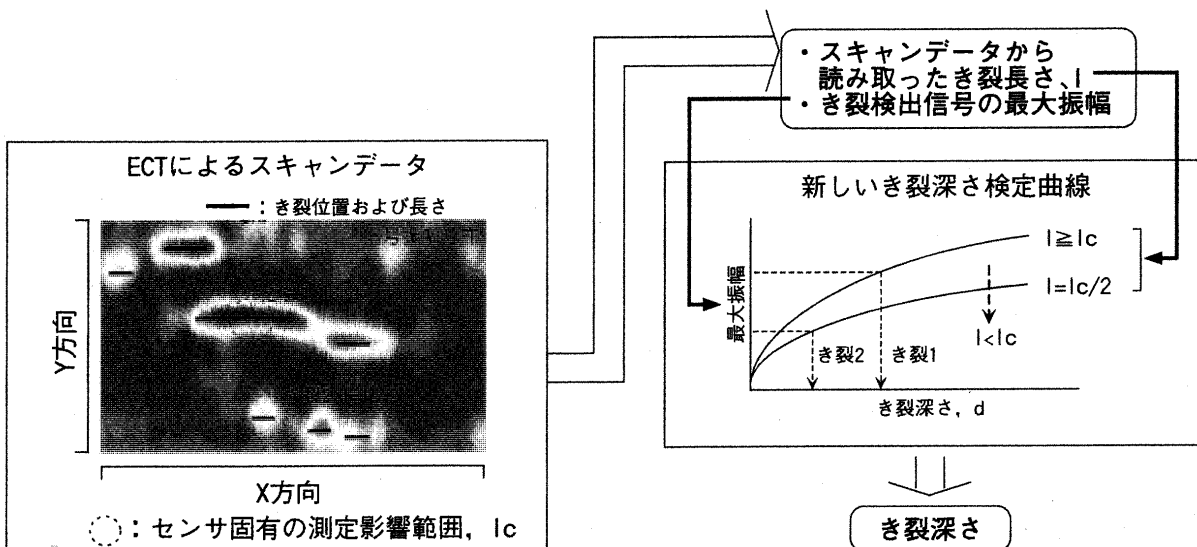


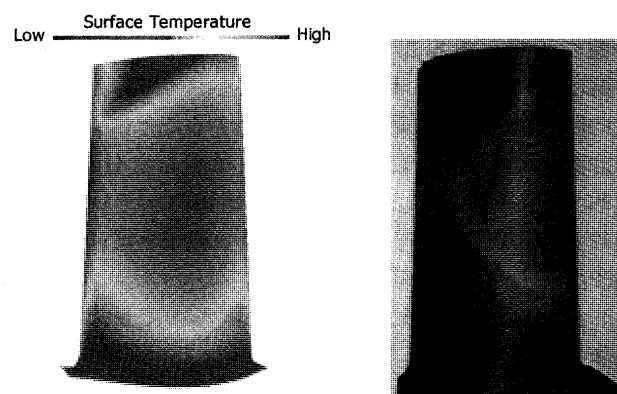
図5 提案された渦電流法によるき裂深さ非破壊検出法の概要

現在の寿命の管理は、製造メーカーが推奨する等価運転時間に基づいて行われている。これは、定格運転中のクリープ損傷と、起動停止負荷変動時に生じる熱疲労損傷を線形的に加える、線形累積損傷則に基づいてき裂発生寿命を評価しようとするものである。しかしながら、実験室的な検討結果では、線形累積損傷則に基づく評価が的確な推定結果を与えていない<sup>(9)</sup>。また、設計寿命には、実験室的に得られた結果に基づき、使用中の不確定因子を考慮するための安全率が見込まれている。余寿命評価においては、寿命を的確に推定できる寿命評価法を用いると同時に、実験結果の下限値を用いるなど過度に保守的でない評価を行うべきである。現状では、実機において必ずしも定量的な余寿命評価は行われておらず、点検の結果に基づいて運用管理がなされている。点検でき裂が検出された場合には、その深さを把握して判断する必要がある。深さが定量化できない場合には、保守的判断としての補修・交換が行われるであろうが、き裂が基材に達していない場合には余寿命を残しての対策となり、補修コストの抑制という観点からは好ましくない。き裂深さが、前述した渦電流法等で明らかになれば、継続運用、補修・交換に対するより適切な判断が可能である。しかしながら、このような検査を行ってき裂深さを定量化する方法では、次回点検までの継続運用の可否の判定は可能であるが、寿命に達する時期を正確に予測するのは困難である。これまでの運用形態および今後の運用形態の変化を考慮した余寿命評価のためには、定量的に余寿命を推定できる解析法あるいは破壊法の開発が不可欠である。

#### 4.2 解析法に基づく余寿命評価

解析法による余寿命評価では、運転データ、材料データ等を用いてコンピューターにより、動翼の温度・応力状態を解析し、これに基づいて数mm程度のき裂の発生寿命が推定される。従って、温度分布解析、応力解析および損傷解析、それぞれが余寿命評価に影響を与えることとなる。このような解析法による余寿命評価の詳細については、ほとんど公表されていない<sup>(10)</sup>ため、ここでは筆者の所属する電力中央研究所におけるこれまでの研究成果を紹介する。

動翼の温度分布状態を把握するために、翼周りの燃焼ガス、内部の冷却空気の流れを考慮した数値流体力学解析を行った<sup>(11)</sup>。翼まわりのガス対流伝熱解析には、圧縮流れに関する質量、運動量、エネルギーの各保存則および繰り込み群理論に基づく $k-\epsilon$ 2次方程式乱流モデルに関する $k, \epsilon$ の輸送方程式を用いた。より実機に近い解析体系および境界条件を実現させるため、冷却空気と翼との熱交換、翼端から燃焼ガス主流への冷却空気の流出等を考慮した。定格運転時を想定して流入平均ガス温度一定(1085℃)とした解析によって得られたガスタービン初段モデル動翼の温度分布解析結果を実機廃却動翼と比較して図7に示す。解析による表面温度は、翼高さ中央



温度分布解析結果 実機廃却動翼  
図7 動翼温度分布解析結果と実機廃却動翼の比較

部で高く、2次流れの影響が及ぶ翼端および翼根近傍部では温度が低下しており、温度境界層が薄い前縁および後縁翼高さ中央部で最も温度が高くなっている。解析における温度分布が、実機使用翼の燃焼ガスによる表面の変色状況とよく一致しており、定性的には妥当な解析結果が得られていると考えられる。使用動翼の $\gamma'$ の析出状態や拡散層幅などから使用温度を推定し、温度分布解析結果の検証も進めている。温度分布解析結果の妥当性を検証するためには、これらの方法に加え、動翼のような高速回転体における高精度な温度計測技術の開発が、重要な課題であるといえる。

温度解析結果をベースに動翼における応力解析を実施した<sup>(12)</sup>。応力解析結果の代表例として前縁部および動翼内部の冷却孔部における起動一定格-停止運転に伴う応力成分の変化を図8に示す。なお、応力は最大値で基準化して示している。前縁部では、起動に伴って翼高さ方向に大きい圧縮応力を生じ、定格運転中にそれが緩和し、さらに停止過程において引張の応力に転じることがわかる。一方、冷却孔部では、3方向の引張応力を生じ、停止過程において圧縮応力に転じることがわかる。このような応力の分布を正確に解析するには、動翼材料である超合金の応力とひずみの関係を表す構成式を定式化することが不可欠である。動翼材料IN 738 LCは、応力が繰返し作用する場合に、最大応力値が徐々に変化することが基礎的な熱疲労試験結果から明らかとなっており、この現象は従来用いられてきた構成式では表現することができないため、これを表現できる新たな構成式を提案した<sup>(13)</sup>。さらに、提案した構成式を組み込んだ動翼応力解析のための有限要素解析コードを開発した<sup>(14)</sup>。同コードを用いて、動翼の応力解析を行うことにより、起動-停止回数の増加に伴う応力およびひずみ状態の変化を汎用コードに比べより正確に解析することが可能となった。

温度、応力解析結果に基づいてき裂発生寿命を推定する損傷則については、実機条件を模擬した熱疲労試験結果に基づいて検討した。その結果、クリープ損傷と熱疲

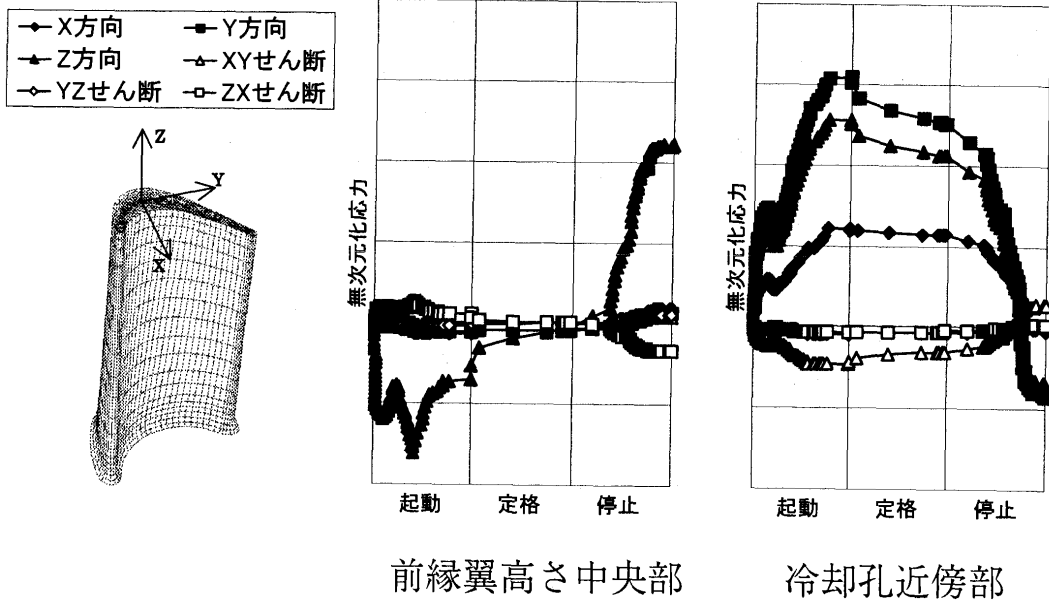


図8 3次元動翼モデルの起動-定格-停止時の応力解析結果

劣損傷の相互作用を考慮した新たな熱疲労損傷則を提案した<sup>(9)</sup>。図9に提案法によるき裂発生寿命評価の流れを示す。同評価法によって実機を模擬した熱疲労試験でのき裂発生寿命が高い精度で推定された。また、耐食コーティングがき裂発生寿命に及ぼす影響を明らかにし、実機動翼評価への適用法を示した。

図9に示したき裂発生寿命評価法に基づいて初段動翼のき裂発生寿命を推定した結果を図10に示す<sup>(12)</sup>。き裂発生寿命が最も短いと推定されたのは前縁翼高さ中央部(A点)であり、図は同部の寿命で基準化して示している。背側翼高さ中央部(F点)でその3倍、腹側翼高さ1/3部(C点)でその5倍の起動停止回数でき裂が発生することが推測された。このような結果から、現在の損傷程度を把握し、検査において着目すべき部位を特定することができる。さらに、動翼運転条件下でのき裂の成長を推定できる手法が開発されれば、非破壊検査結果との組み合わせにおいて、寿命とするき裂深さに至るまでの期間をより正確に解析することが可能となろう。

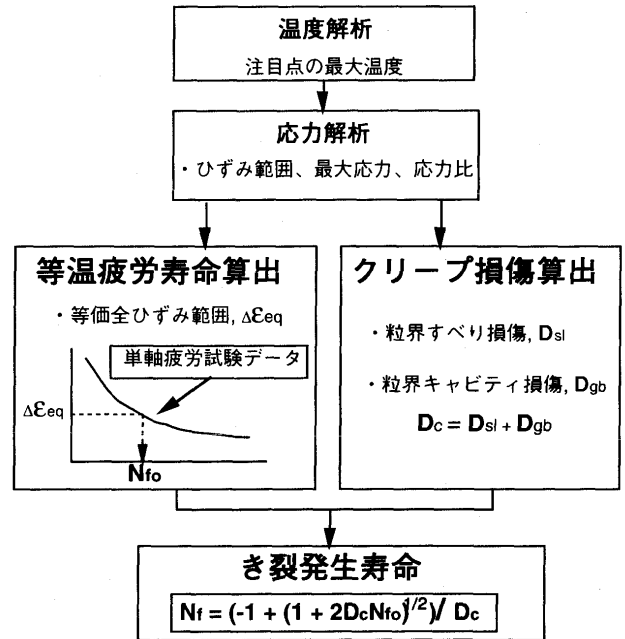


図9 動翼の有限要素解析に基づく熱疲労寿命評価の流れ

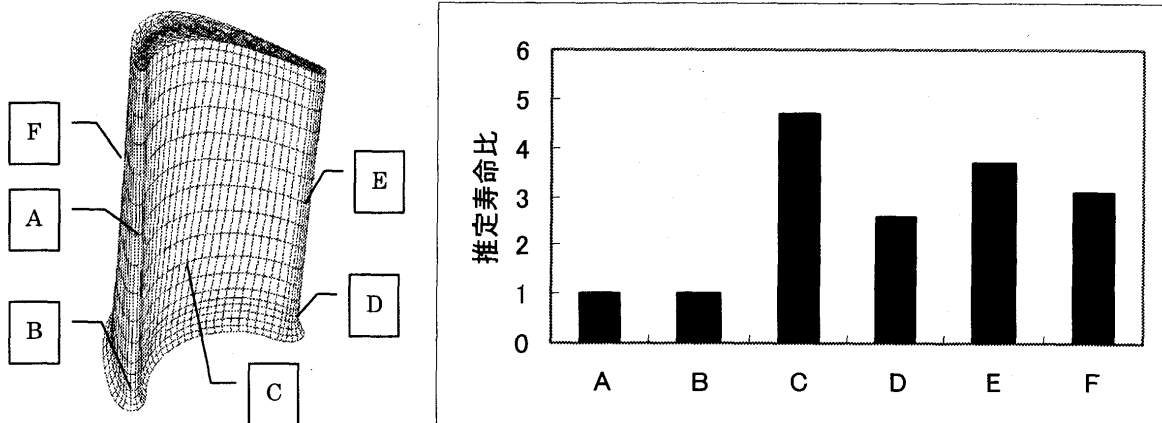


図10 動翼各部位のき裂発生推定寿命の比較

### 4.3 破壊法に基づく余寿命評価

代表的な動翼を抜き取り、それから採取したサンプルを用いて試験をすることによって余寿命を評価する手法は破壊法と称される。本評価法では、動翼を切断しなければならないが、適切な試験を実施することによって信頼性の高い余寿命評価が可能となる。動翼から採取できるサンプルが制限されるため標準的に用いられている試験片より小さな試験片によって試験を実施しなければならない。動翼の強度特性として重要なクリープ破断強度を調べるためには、動翼から採取した試験片を用いてクリープ試験が実施される。この場合、クリープ試験は酸化の影響による標準試験片との結果の差異をなくすため、不活性環境下で実施される。得られたクリープ破断試験結果から、動翼の遠心力、メタル温度を考慮して余寿命が推定できる。また、初期強度との比較から損傷度を知らることができる。一方、動翼の寿命支配因子であるコーティング外表面からの熱疲労き裂の発生、成長に対する余寿命の破壊的な評価法については確立されていない。現在では、外表面のコーティングを含むサンプルを採取し、押し込み試験法（スモールパンチ法）により、コーティングにき裂が入るまでのエネルギーから、コーティングの劣化による延性の低下度合いを把握する方法<sup>(6)</sup>が適用されている。同法によって、コーティングの延性の低下度合いを把握することは可能であると考えられるが、その結果より直接余寿命を推定することは困難である。最近、動翼からコーティングを含む微小な試験片を採取し、これを用いて実機動翼で生じる熱負荷を模擬して、き裂がコーティングから基材に成長する場合の余寿命の推定が試みられている<sup>(7)</sup>。図11に試験法の概念図を示す。動翼より採取された薄板試験片をセットし、コーティング側をハロゲンランプにより高温に加熱し、基材側を空気冷却することによってサンプル内に急激な温度勾配をもたせ、コーティング側温度を変動させることで熱疲労によりき裂の発生を模擬しようとするものである。このような試験によれば、コーティングから発生したき裂の発生が基材へ進展し、寿命とされる長さ到達するまでの余寿命を実験的に算出することが可能となると考え

られる。ただし、本手法は研究的に実施されていることから、長期使用動翼のコーティング強度の解明等には有効に活用できるが、大掛かりな装置となっており汎用性に乏しい。試験結果を踏まえて、より簡便化された熱疲労き裂発生寿命を評価できる破壊法の開発が望まれる。

### 5. 今後の課題

本稿では、ガスタービン初段動翼を中心に、損傷・劣化形態とその非破壊的な診断法ならびに解析法および破壊法に基づく余寿命評価法について概説した。最近になってようやく、実機ガスタービン動翼の損傷・劣化形態が明らかになってきつつあるものの、動翼に対する損傷・劣化診断技術や余寿命評価技術は緒についたばかりであり、今後開発・改良すべき点は多く残されている。それらのいくつかについて以下に列挙し、まとめたい。

動翼の劣化形態の一つとして、コーティング劣化度合いの把握およびき裂深さの定量検出は重要である。これまでに、これらを可能とする実験結果が報告されているが、今後はこれらの手法の妥当性を実機使用動翼に適用することによって検証することが、手法の実用化に向けて不可欠な課題である。将来技術として、コーティングの損傷・劣化を運転中に監視できるモニタリングシステムの開発にも期待したい。動翼の損傷・劣化診断方法ならびにその診断結果に基づき、動翼の補修・交換をどのように判定するのかを明示した、動翼保守ガイドラインの策定・高度化が運用管理の面からは必須である。

余寿命評価技術において解析の担う役割は大きい。その精度は温度解析、応力解析の結果に強く依存する。ガスタービンで生じる複雑な流動・伝熱現象を、いかに高精度に解析するかによって温度分布解析結果の信頼性が決まる。この解析技術はいまだ研究途上にあり、今後の発展が期待される。解析結果の検証法も重要であり、高速回転である動翼の温度を正確に計測、推定できる技術の開発は極めて重要な課題である。

応力解析では、材料の変形特性を正確に記述できる構成式の高度化が課題となる。動翼材料として広く使用さ

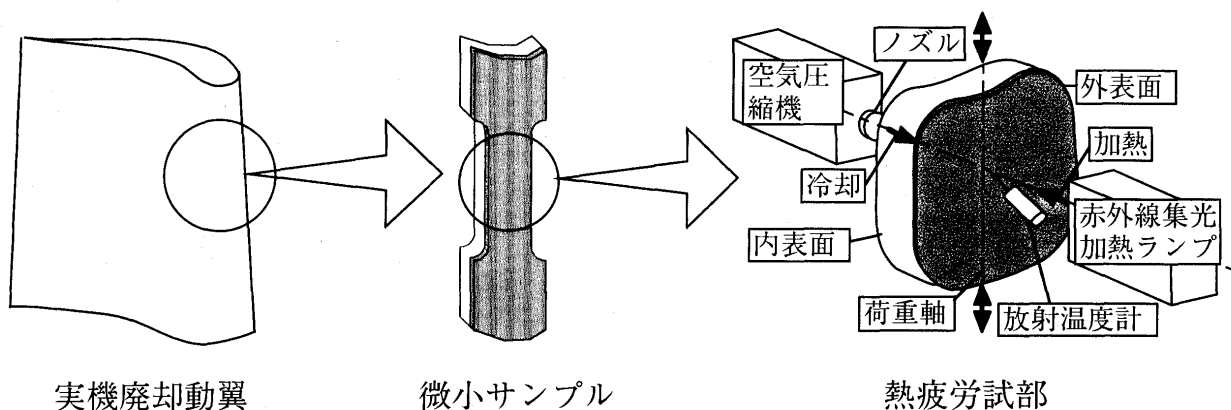


図11 廃却動翼から採取したサンプルによる熱疲労試験の概念



れている多結晶超合金に対しては、ほぼ確立されているが、より入口ガス温度の高いガスタービン動翼材料である一方向凝固超合金、単結晶超合金に対しては、変形異方性を考慮できる構成式の開発が必要である。

き裂発生寿命の推定においては、現在多結晶超合金に対して提案されている評価法の実機動翼を対象とした検証と、一方向および単結晶超合金に対する評価法の構築が必要である。さらに、非破壊検査結果をベースとするより定量的な余寿命評価のためには、動翼におけるき裂伝ば評価法の開発が重要な課題である。今後、き裂発生・伝ば評価法の開発・改良を進めるには、その根幹をなす動翼材料の高温強度データの取得、中でもこれまでにデータがあまり得られていない、多軸応力下の熱疲労データ、き裂伝ば特性データの蓄積が不可欠である。

#### 参考文献

- (1) 火力原子力発電, 第51巻, 第11号 (2001), p. 75
- (2) J. M. Allen, EPRI Report GS 7302 (1991)
- (3) V. Kallianpur, et. al., ASME 99-GT-222 (1999)
- (4) 緒方隆志, 第49期第2回高温強度部門委員会 講演資料 (2000), p. 9.
- (5) N. S. Cheruvu, K. S. Chan and G. R. Leverant, Proc. 7th Int. Conf. Creep and Fatigue at Elevated Temperature (2001), p. 185.
- (6) J. A. Daleo and D. H. Boone, ASME 97-GT-486 (1997).
- (7) 福富広幸, 緒方隆志, 電中研研究報告, T99033 (2000).
- (8) 福富広幸, 野本明義, 緒方隆志, 電中研研究報告, T00047 (2001)
- (9) 緒方隆志, 屋口正次, 山本真人, 電中研研究報告, T99052 (2000).
- (10) R. Viswanathan, J. Schiebel and D. W. Gandy, "Life Assessment of Hot Section Gas Turbine Component", Ed. by R. Townsend et. al. IOM (2000), p. 24
- (11) 渡辺和徳, 高橋徹, 高橋毅, 電中研研究報告, W98006 (1998).
- (12) 酒井高行, 緒方隆志, 渡辺和徳, 高橋毅, 電中研研究報告, T99053 (2000).
- (13) 屋口正次, 山本真人, 緒方隆志, 電中研研究報告, T99017 (2000).
- (14) 酒井高行, 屋口正次, 緒方隆志, 高橋毅, 電中研研究報告, T00023 (2001).
- (15) 緒方隆志, 野本明義, 電中研研究報告, T00012 (2001).
- (16) 杉田雄二 ほか4名, 機構論 1995-B (1995), p. 377.
- (17) 山本真人, 緒方隆志, 電中研研究報告, T00059 (2001).

特集：ガスタービン高温部品の保守管理技術

# ガスタービン高温部品の補修技術

石井 潤治\*1  
ISHII Junji

キーワード：ガスタービン，高温部品，損傷，劣化，修理技術，補修技術，寿命延伸，再生化处理

## 1. はじめに

火力発電は電力供給の主役であり，国内総発電設備容量の約60%を占めている。発電設備に対して常に求められる要因は，高品質で低価格な電力を安定的に供給し，さらに，環境への影響を最低限に抑えることである。この環境保全・エネルギー利用の高効率化・経済性向上への要求に対応して，近年ガスタービンを用いた高効率コンバインドサイクルプラントが増加しており，今や発電設備の主流になりつつある。ガスタービン単体としての効率は高いものではないが，その排熱を利用した蒸気タービンと組み合わせてコンバインドサイクルとすることにより，従来の汽力発電に比べ大幅な効率向上を実現している。

ガスタービンの高温部品は高温高压の過酷な環境に曝され，さらに，高い熱応力や遠心力が作用する状況で使用されるため，最新技術で設計されても運転時間の経過に伴って劣化・損傷し，寿命が消費される。その劣化・損傷は，運用形態・起動頻度・使用燃料・蒸気/水噴射等に影響を受け，同一機種であってもプラント毎に異なった傾向を示す。また，近年のガスタービンの高温化に伴うタービン入口温度の上昇により，高温部品の受ける負荷も一層過酷になってきており，従来に比べ損傷の種類も変化してきている。

従って，これらの高温部品は点検・補修を繰り返しながら使用し，比較的短い運転時間で寿命が管理される。高温部品には交換寿命が設定されており，機器の使用条件や運用形態等を考慮した等価な交換寿命時間に到達した時点で部品交換を行なう。そのため，ガスタービンの保守を行なう上では，高温部品の寿命診断技術や修理技術等の補修技術は重要な技術要因と位置付けられ，これらの技術は日々改良が施されており，新たな技術が高温部品の補修に適用される。また，近年は高温部品寿命の延伸に対する市場の強い要求があり，その要求を実現するための寿命延伸技術や修理技術も開発され，実機適用されつつある。

ここでは，ガスタービン高温部品の劣化・損傷状況を示すと共に高温部品に対する修理技術・補修技術について概

要を示し，さらに最新の寿命延伸技術について紹介する。

## 2. 高温部品の損傷状況

ガスタービンの高温部品は非常に厳しい環境で使用されるため，劣化・損傷は避けられず，様々な劣化・損傷が発生する。ガスタービンにおける高温部品の代表的な損傷例及び劣化状況を，LNG 焚き 1100℃ 級ガスタービンを例として図1に示す。また，その損傷に対する補修方法を，最新の補修技術を含め表1にまとめる。

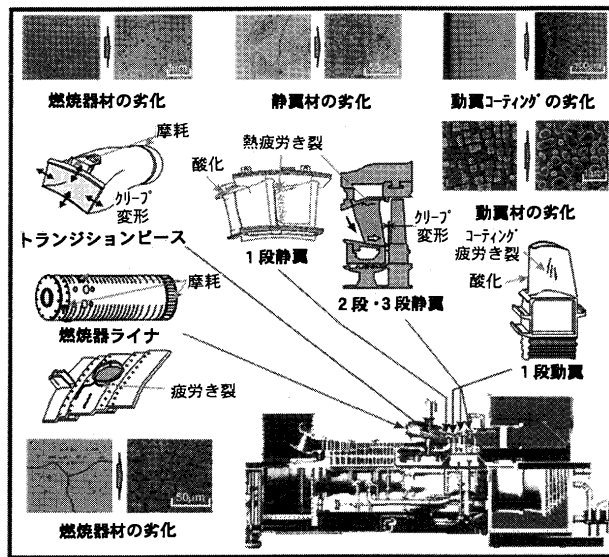


図1 高温部品の劣化・損傷状況 (1100℃ 級ガスタービン)

表1 高温部品の損傷と補修技術

部 品	損 傷 形 態	従来補修技術	最新補修技術
燃 焼 器	(1) 亀 裂	溶接補修 変形修正 再生熱処理 リコーティング	(2) 耐摩耗処理 (3) 耐酸化コーティング* 施工
	(2) 摩 耗		
	(3) 酸 化		
	(4) 変 形		
	(5) 材料劣化		
	(6) TBC剥離		
静 翼	(1) 亀 裂	溶接補修 再生熱処理 リコーティング	(1) (2) 拡散ろう付け補修
	(2) 酸 化		
	(3) 材料劣化		
	(4) TBC剥離		
動 翼	(1) 亀 裂	ブレード手入れ リコーティング	(3) 溶接補修 (4) HIP再生化处理 (5) リコーティング
	(2) 打 痕		
	(3) チップ部損傷		
	(4) 材料劣化		
	(5) コーティング劣化		

原稿受付 2001年8月3日

\* 1 (株)東芝電力システム社 火力事業部

〒230-0051 横浜市鶴見区鶴見中央 4-36-5

2.1 燃焼器における損傷

燃焼火炎より部品を保護するために、一般に燃焼器には十分な冷却対策が施されている。しかしながら、近年適用されているドライ低NOx燃焼器においては様々な燃焼モードがあり、燃焼モードによっては火炎の偏りや部分的な冷却不足が発生し、短時間ではあるが、局所的なホットスポットが生じることがある。このような損傷の累積が、局所的な材料劣化や変形として現れる。

燃焼器ライナにおける典型的な損傷は、混合空気孔とライナ本体との接合部のような溶接部におけるき裂、スプリングシール部・ライナストップ部等の他部品との取合部における摩耗及び材料劣化・変形である。また、燃焼器ライナとタービン第1段静翼を繋ぎ、燃焼ガスをタービンへ導くトランジションピースでは、材料劣化とクリープ変形が発生する。トランジションピースにおいても、前部サポート・ピクチャフレーム等の取合部では摩耗が生じる。

また、燃焼器ライナ・トランジションピースに施工される遮熱コーティング(TBC: Thermal Barrier Coating)も劣化し、はく離やSpallingが発生する。1300℃級ガスタービンでは局所酸化が観察される例もある。

2.2 タービン静翼における損傷

第1段静翼は燃焼器と同様に厳しい温度条件で使用されるため、損傷が顕著に現れる部品である。起動/停止により翼有効部や側壁部で熱疲労き裂が発生し、そのき裂は運転時間・起動回数の増加に伴い増大する。局所的な高温酸化による減肉も側壁部で観察され、近年のタービン入口温度の上昇に伴い酸化減肉の程度・領域は拡大する傾向にある。なお、1300℃級ガスタービンでは第1段静翼にフィルム冷却が多用されているが、そのフィルム冷却孔には多数のき裂が発生する。

一方、下流段の第2段・第3段静翼においてもき裂が観察されるが、その発生頻度や程度は僅かである。しかし、下流側へのクリープ変形は経年的に発生し、場合によってはロータとの接触事故を引き起こす可能性があるため、定期的な傾向管理を行い、適正な時期に修正加工を施す必要がある。

2.3 タービン動翼における損傷

タービン動翼には運転中高い遠心力と熱応力が作用し、高温部品の中で最も厳しい環境で使用される。そのため、動翼の主要な損傷には、クリープ損傷・熱疲労・高温酸化による減肉・腐食等がある。短翼で冷却が施される第1段動翼では、翼基材の劣化は比較的穏やかである。しかし、高い熱応力が発生するために、コーティングの劣化と共に熱疲労により生じるコーティングのき裂が観察される。

また、1100℃級に比べ1300℃級ガスタービンにおける高温酸化は厳しく、局所的ではあるが強度の酸化減肉が発生している例がある。従って、翼有効部に施工される耐食コーティングは翼交換寿命に影響を与える重要な要因となっている。図2に耐食コーティングの劣化と基

材劣化の関係を示すが、翼有効部表面に施工される耐食コーティングは高温酸化や高温腐食から基材を保護するのみではなく、翼基材の劣化低減に大きく寄与していることが分かる。

一方、長翼である下流段の第2段・第3段動翼における主な損傷はクリープ損傷であり、経年的に翼材料の劣化が進行する。

2.4 高温部品の点検・修理に影響を与える要因

ガスタービン高温部品の劣化・損傷は、使用燃料や運用方法などの運転条件により著しく変化する。図3に、負荷・運用方法・使用燃料をパラメータとした場合のガスタービン高温部品の保守に及ぼす影響度の一例を示す。これらの影響度は、冷却性能・作用応力・使用材料などにも影響を受けるため、ガスタービンの機種により多少変化する。なお、本図は天然ガス焚きのベースロード運用ユニットを基準に相対表示したものである。

軽油や重質油などを燃料とする場合には、燃料中に含まれる腐食性成分(アルカリ金属・硫黄分など)や燃焼火炎の輻射率などの影響により、部品交換寿命を含めた保守頻度が変化する。油焚きでは天然ガスに比べて高温部品の劣化・損傷が進行し、軽油や灯油などの蒸留油を燃料とした場合には1.5倍程度の保守頻度を要する。

ガスタービンの負荷はタービン入口温度により変わる

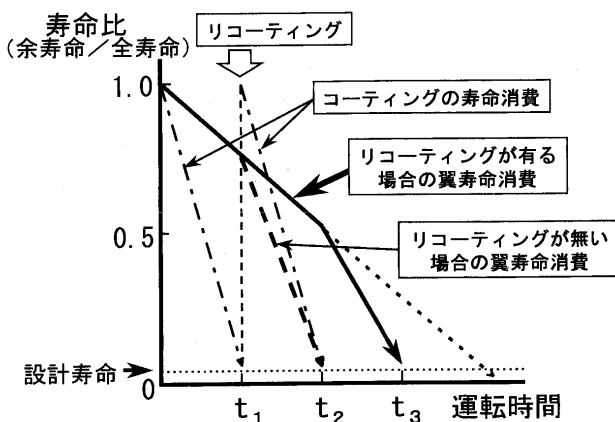


図2 コーティング劣化と動翼基材劣化の関係

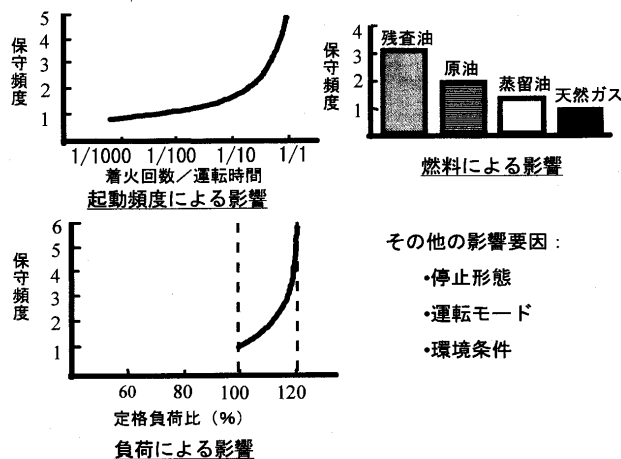


図3 保守計画に影響する要因<sup>(1)</sup>

が、高温部品のメタル温度もそれにつれて変化する。そのため、起動停止や急激な負荷変化を伴う運転を行なうと、高温部品のメタル温度も急激に変化し、材料に熱疲労が加わる。このため、一定負荷で連続運用される設備に比べ、起動停止や負荷変化を繰り返す設備では、高温部品の損傷が進行し、保守頻度が増大する。また、定格負荷よりも高い負荷での運転はメタル温度の上昇をもたらす、このような運用も高い保守頻度となる要因になる。

## 2.5 ガスタービン補修

タービン第1段静翼を例にとり、図4に部品寿命と補修との関係を示す。通常、点検時期と高温部品寿命は、クリープ・高温酸化・磨耗等の運転時間要因や疲労等の起動回数要因に規定される。例えば、ピーク運用のガスタービンでは起動回数基準が適用され、定格負荷運用の機械では運転時間基準が用いられる。しかし、中間負荷運用の機械には、運転時間基準・起動回数基準の両方あるいは起動回数を等価な運転時間に置換える等価運転時間基準を適用する。

補修は各点検時期に補修基準に則り実施される。運転時間と起動回数が増加すると、補修間隔が短くなるか補修量が増大する。部品交換時期は、補修費用と部品交換費用の経済性評価で決められている。

なお、日本国内においては、高温部品の点検・修理及び交換を経済的、かつ、最適時期に行うよう強い市場要求がある。

## 3. 最新補修技術・寿命延伸技術

上述のようにガスタービンの高温部品は非常に厳しい環境で使用されるため、その劣化損傷は避けられず、様々な損傷が発生する。そのため、静翼や燃焼器は一般的にTIG溶接等により補修を施し、再使用される。一方、動翼では経年的な材料劣化と共に高温酸化による損傷や外来飛来物による損傷が発生するが、動翼に使用される耐熱超合金は硬く、さらに、難溶接材であるために、従来

は特別な補修技術はなく、単にブレンドによる手入れが施されていた。

このような状況において、新しい補修技術が開発され、適用されつつある。さらに、高温部品の延命化・長寿命化に対する市場の強い要求があり、幾つかの新しい寿命延伸技術が開発され、近年実用化されている。

以下に、現在ガスタービン高温部品に適用されている最新の補修技術と寿命延伸技術・再生技術について概要を述べる。

### 3.1 補修技術

#### 3.1.1 動翼の溶接補修

上述のようにタービン入口温度の高い1300℃級ガスタービンでは、タービン第1段動翼の先端部が高温酸化により減肉する事象も認められている。タービン動翼は高温の遠心力場で使用されるため、高温強度の高いNi基耐熱超合金が適用されている。このNi基耐熱超合金は溶接補修が難しいとされてきたが、近年の技術開発により翼先端部の補修に限って可能になっている。一つの方法として、TiやAl量の多いNi基耐熱超合金は難溶接材で溶接入熱が大きいと高温割れの発生が懸念されるが、その懸念を最小限に抑える低電流電源によるTIG溶接法がある。また、高温でのNi基耐熱超合金の材料特性を利用して、溶接割れを防止する新しい溶接法(WRAP™溶接)が開発されている<sup>(3)</sup>。これらの溶接法を動翼先端部の補修に適用し、再利用率改善に効果を挙げている。図5にWRAP™溶接法により修理したタービン第1段動翼先端部の写真(整形過程)を示す。



図5 タービン動翼先端部の補修溶接例(WRAP™溶接)

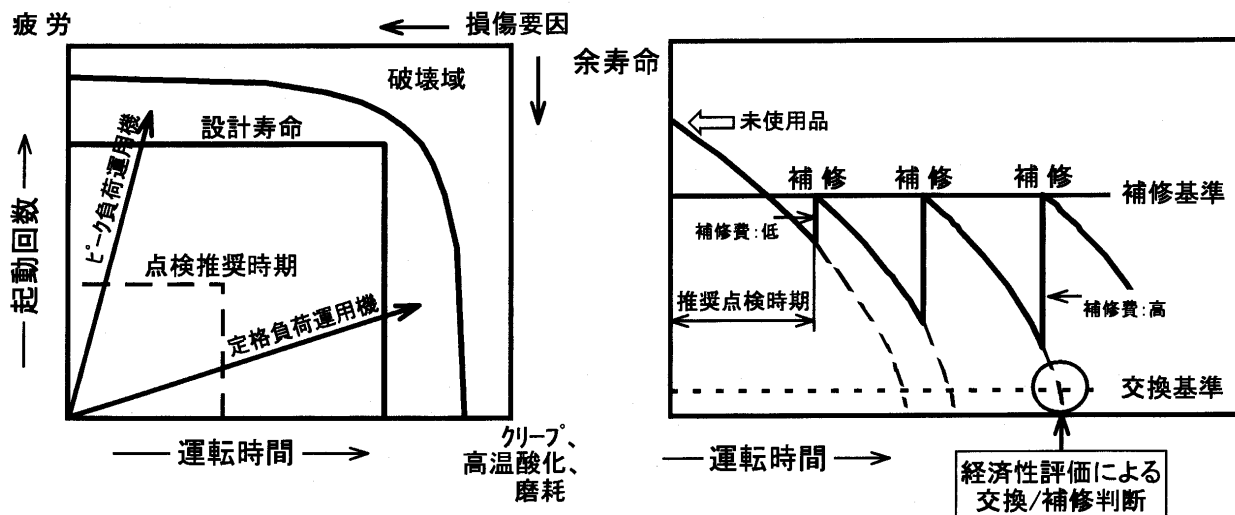


図4 高温部品寿命と部品補修/交換インターバルの概念<sup>(2)</sup>

### 3.1.2 動翼リコーティング

高温酸化よりタービン動翼基材を保護するために、翼外表面及び冷却空気通路内面には耐酸化コーティングが施工されている。しかし、翼の長時間使用に伴いコーティングも劣化し、基材の保護機能が損なわれるが、コーティング及び基材表面の劣化状況を踏まえた最適時期に新しいコーティングを再施工（リコーティング）することにより、基材の劣化を抑えて延命化を図ることも可能となる。

リコーティングは、翼表面と冷却空気通路内面の劣化した古いコーティング層を化学的・物理的手法により除去し、新しいコーティングを施工する修理技術である。翼製造時と同じ真空プラズマ溶射（VPS）や大気中での溶射で緻密な膜が得られる高速ガス炎溶射（HVOF）（図6）を用いて基材に耐酸化コーティングを再施工する。さらに、翼外表面のコーティングの耐酸化性を向上させると共に翼内部の冷却空気通路部の耐酸化コーティングを施工するためにアルミナイズプロセスが追加される。図7に、第1段動翼にリコーティングを施した例を示す。

### 3.1.3 静翼の拡散ろう付け補修

第1段静翼には、起動停止による熱応力が繰り返し作用するため、多くのき裂が発生し、また、局所的に高温酸化による減肉が生じることもある。従来技術では、修理前にき裂・酸化減肉部分の除去が必要であり、また、補修量の増加と共に入熱が大きくなるため、翼の変形も増大する。この問題に対して、広範囲な補修であっても

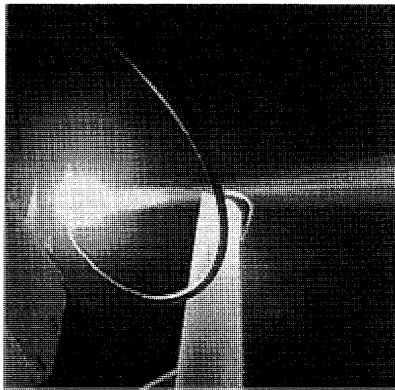


図6 HVOFによる動翼リコーティング

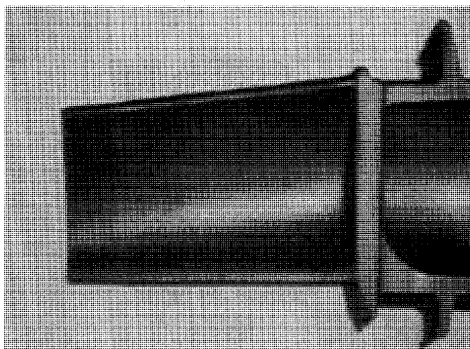


図7 リコーティング後のタービン動翼<sup>(4)</sup>

変形なく、高品質な補修を実現する補修方法として拡散ろう付け補修が開発されている。

拡散ろう付け補修は液層拡散接合技術の応用例として位置付けられ、図8に示すように基材と同等の合金粉末とろう材粉末を混合させた補修材料を補修部に充填し、真空中で拡散熱処理を施すことにより補修部を強固に補修する方法である。図9に、拡散ろう付けにより補修した静翼を示す。

なお、拡散ろう付け補修は、溶接修理が可能なCo基耐熱超合金に適用されるばかりではなく、難溶接材であるNi基耐熱超合金に対する適用も可能である。

### 3.1.4 クーポンリペア

高温部品の補修方法は各々の部品の損傷形態により選定されるが、燃焼器ライナやトランジションピースでは一部分のみ損傷が進み、その部位の劣化・損傷のために大半の部位の損傷が軽微であるにも拘わらず交換を余儀なくされる場合がある。また、タービン静翼ではタービン入口温度の上昇に伴い複雑な冷却構造を採用している機種もあり、損傷によっては補修が効かず、寿命到達前に交換となる場合もある。

この問題に対して、損傷部分のみを切り取り、取替部品と交換して、部品寿命を全うさせる修理方法として

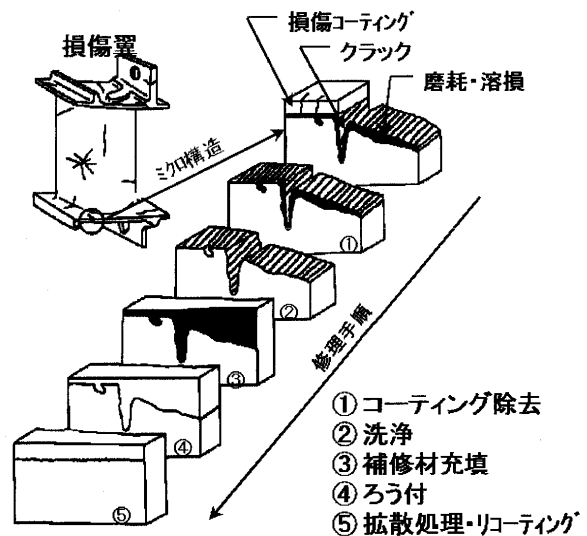


図8 拡散ろう付け補修プロセス<sup>(2)</sup>

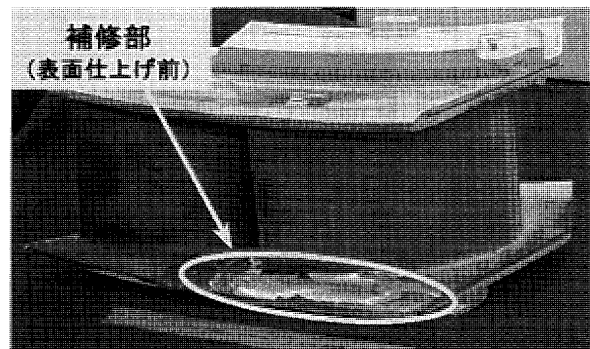


図9 拡散ろう付け補修静翼（表面仕上げ前）

クーポンリペアがあり、燃焼器部品やタービン静翼に適用されている。図10に、クーポンリペアによる燃焼器部品(トランジションピース)の修理例を示す。

### 3.2 寿命延伸技術

#### 3.2.1 劣化動翼のHIP再生化処理

タービン動翼は高温高压で高い遠心力・熱応力が作用する状況で使用されるため、運転時間と共にクリープ損傷が進行し、寿命を消費する。この劣化翼に対して材料組織を新翼レベルまで回復させ、寿命延伸を図ることが可能となる補修技術としてHIP(Hot Isostatic Pressing)再生化処理技術が開発され、実機適用されている<sup>(2),(5)</sup>。

図11のHIP再生化処理プロセスに示すように、劣化動翼では $\gamma$ 相が肥大化し、クリープポイドが増大する。1000気圧・1000℃以上の高温高压下でHIP再生化処理を施すことにより、劣化翼の肥大化した $\gamma$ 相は完全に固溶し、クリープポイドも消滅する。その後、溶体化処理・時効処理の熱処理を行い、新翼と同じ金属材料組織

に回復させることができる。

図12に、HIP再生化処理による補修動翼のマイクロ組織及びクリープ強度を新翼・通常熱処理による再生処理翼と比較して示す。これまでの技術検証では、材料強度やマイクロ組織等が新翼に近い状態、或いは、それ以上の状態まで回復することが確認されている。そのため、HIP再生化処理を施すことにより、従来の翼寿命の1.5倍から2倍への寿命延伸が期待される。

HIP再生化処理翼を中部電力(株)四日市火力発電所(図13)では平成11年12月より、また、東京電力(株)富津火力発電所でも本年3月より実機に組み込み、運転を継続している<sup>(4),(5)</sup>。

#### 3.2.2 燃焼器の耐摩耗処理

燃焼器部品の支持部や取合部では燃焼振動や機械振動により激しい摩耗が発生し、この摩耗が点検時期を決定する要因となっている。従来はステライトコーティングが用いられていたが、CrCコーティング(図14)を適用することにより大幅な改善が実現され、摩耗率が従来の1/5以下に低減している(図15)。

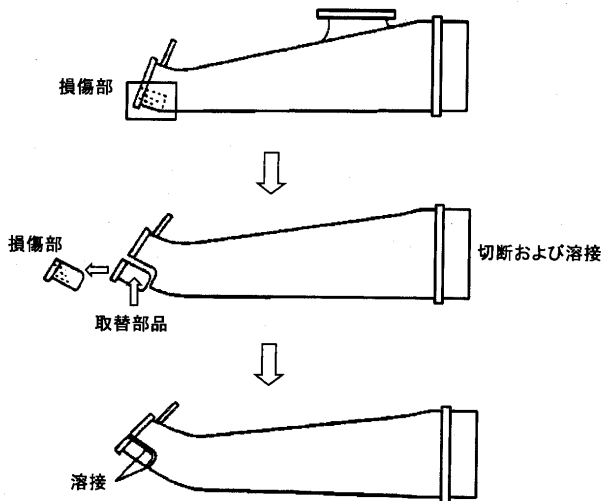


図10 クーポンリペアによる燃焼器部品修理例<sup>(1)</sup>

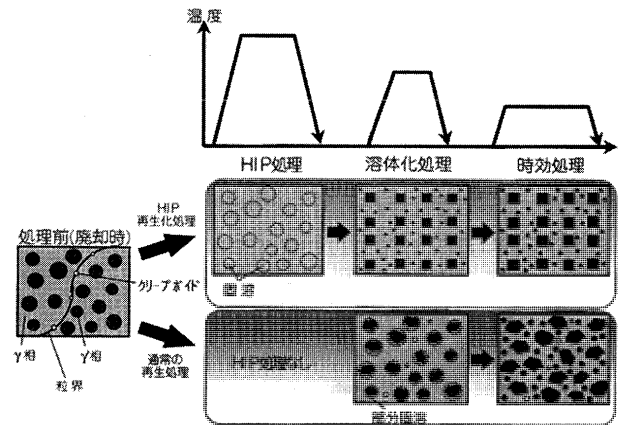


図11 HIP再生化処理プロセス<sup>(2)</sup>

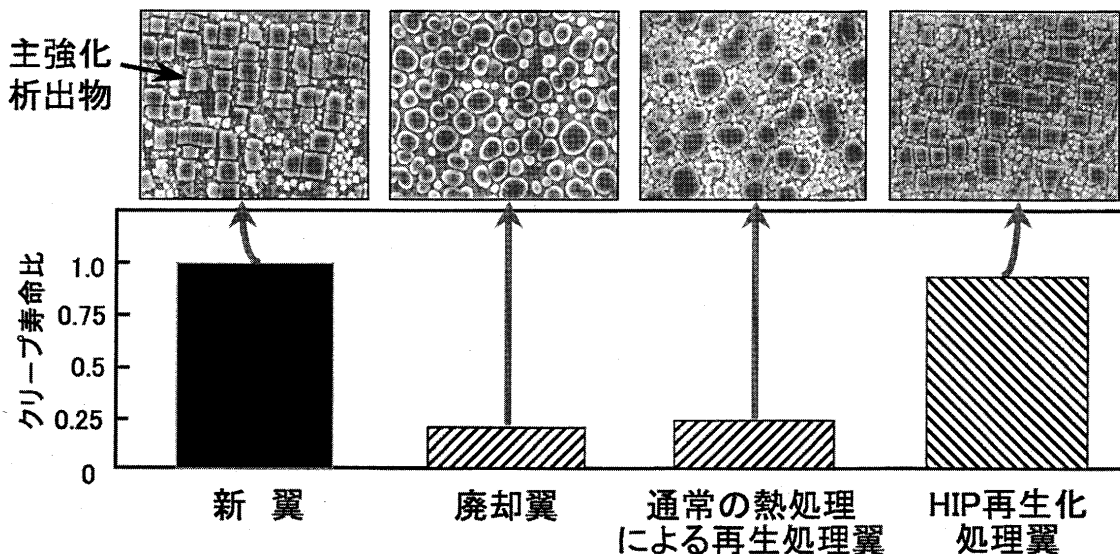


図12 HIP再生化処理によるマイクロ組織変化とクリープ強度の回復

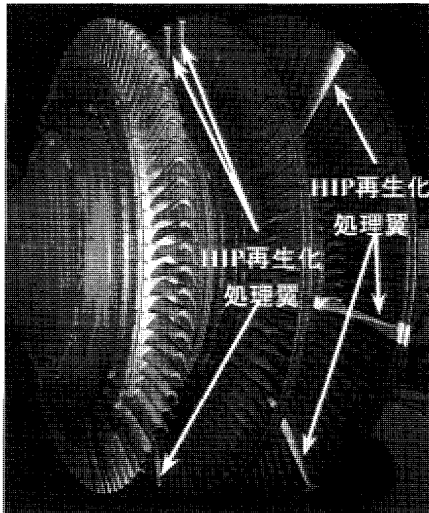
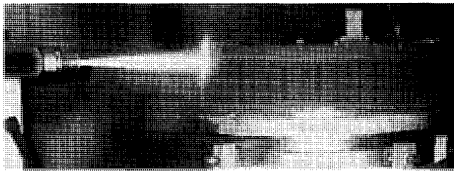
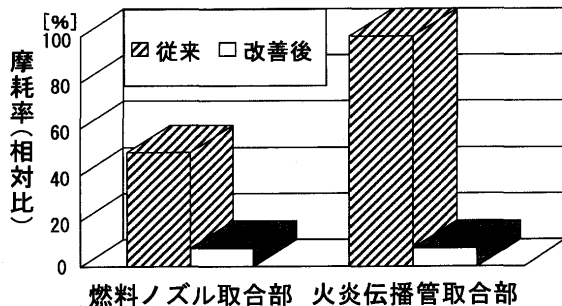
図13 HIP再生化処理翼の実機組み込み状況<sup>(4),(5)</sup>

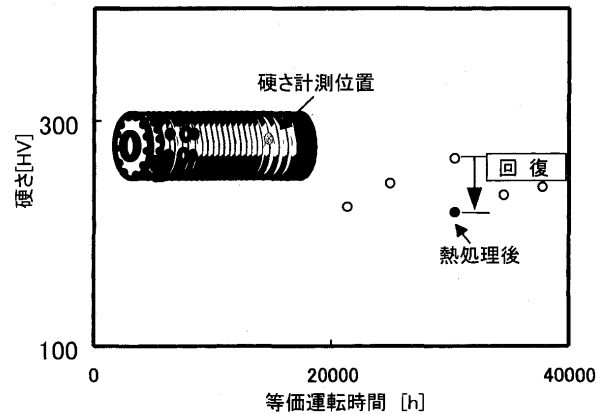
図14 耐摩耗処理施工状況

図15 燃焼器の耐摩耗対策効果例<sup>(1)</sup>

### 3.2.3 燃焼器部品基材の再生処理

燃焼器ライナやトランジションピースは長時間の運用により劣化する。燃焼器ライナの劣化は、硬さの増加と材料組織の変化により現れる。一方、トランジションピースでは、劣化により材料組織の変化は現れるものの、材料硬度は顕著には変化しない。この材料劣化に対して、再生熱処理は有効な処置であり、これらの燃焼器部品の寿命を延伸させることが可能となる。

図16に、運転中の燃焼器ライナ材料の硬さの変化及び再生熱処理による硬度回復の状況を示す。この再生熱

図16 再生熱処理後の燃焼器ライナ硬さ変化<sup>(2)</sup>

処理により材料硬度は新材レベルに回復しており、さらに、材料組織もほぼ新材と同等に回復していることが確認されている。また、劣化したトランジションピースの材料組織も再生熱処理により回復させることが可能である。

### 4. おわりに

実機におけるガスタービン高温部品の損傷状況を示すと共にこれまでに開発され、実機に適用されている最新のガスタービン補修技術について、その代表例を紹介した。また、市場ニーズの高い寿命延伸技術とその効果について概要を示した。

高温部品の補修技術はガスタービン保守の重要な技術要因であり、これらの技術は日々改良が施され、新技術が適用されている。今後も市場ニーズに合った補修技術の開発が推進され、整備されることを期待する。

### 参考文献

- (1) 社火力原子力発電技術協会編、「火力発電設備の予防保全と余寿命診断技術 3.1 コンバインドサイクル発電設備/ガスタービン本体」, 火力原子力発電, Vol.51, (2000), p.1583-1607
- (2) Honma, T., "Gas Turbine Hot Parts Maintenance and Repair Technology", Proceedings of the International Gas Turbine Congress 1999 Kobe, (1999), p. 5-13
- (3) Pallos, K. J., "Gas Turbine Repair Technology", GER-3957A, GE Power Systems, (2000)
- (4) 近藤 卓久 他, 「ガスタービン改良保全技術」, 東芝レビュー, Vol.56 No.6 (2001), p.37-40
- (5) 伊藤 明洋 他, 「HIPによるガスタービン動翼材の特性向上に関する研究」, 平成12年度火力原子力発電大会要旨集, (2000), p.18-19

特集：ガスタービン高温部品の保守管理技術

## 燃焼器ならびにタービンの計測技術の現状と課題

梅村 直\*<sup>1</sup>  
UMEMURA Sunao

キーワード：高温部品、燃焼器、タービン、モニタリング、温度、歪、診断

Hot parts, Combustor, Turbine, Monitoring, Temperature, Strain, Diagnosis

### 1. まえがき

ガスタービンを中心とした発電システムは電力の自由化による低コスト発電の要求と相俟って米国を中心として爆発的な市場の拡大が生じている。ガスタービンの年代ごとの製造状況(受注ベース)を図1に示す<sup>1)</sup>。1998年以降に急上昇が見られ、これを支えているのが120 MW以上の産業用の大型ガスタービンであり台数で25%、出力ベースでは70%を占める。この背景には、タービン入口温度の高いガスタービンの開発ならびにこれを組み合わせた複合型高効率発電システムの開発や低NOx燃焼器などの低公害化の推進があげられる。ガスタービン入口温度の上昇による高効率化は図2のように進展しており<sup>2)</sup>、タービン入口温度1500℃のガスタービンの開発により、コンバインドシステム効率50% (HHV) を超えるシステムが実現している。その中で高温化を支えてきたものは冷却技術と材料・TBCなどの技術の進展によるところが大きい。

このような高効率ガスタービンを安全に運転して安定

した電力を供給するためには、高温部品の的確な使用と交換・メンテナンスが不可欠であり、そのためには、運転中のガスタービンの状態をつかみ適切な運転支援とメンテナンスを行っていくことが必要である。最近のメンテナンス形態のひとつとして、ガスタービンメーカーがガスタービンのメンテナンスを6年とか12年など長期契約で受注して実施するLTSA (Long Term Service Agreement) などユーザーの持っている運転管理のメンテナンスだけでなく、メーカーの持っているノウハウを使ったメンテナンスの取り組みも行われつつある。

高温部品はコストに占める割合が大きい上、寿命が限られていることから如何に的確なメンテナンスが出来るかが運用コストに大きな影響を与えるため、運転状態の把握が重要であるが、1300℃を超える環境で常時信頼性の高い計測を行ってメンテナンスすることは容易なことではない。以下に、製品開発と運用における高温部品のモニタリングの現状と課題について述べる。

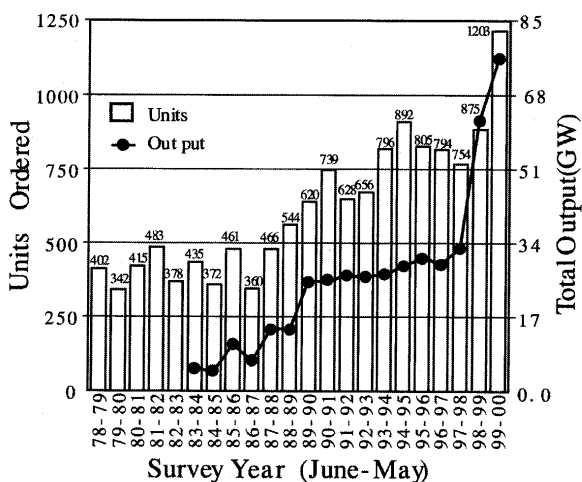


図1 ガスタービンの受注トレンド<sup>1)</sup>

原稿受付 2001年8月6日

\* 1 三菱重工業(株) 高砂研究所

〒676-8686 高砂市荒井町新浜 2-1-1

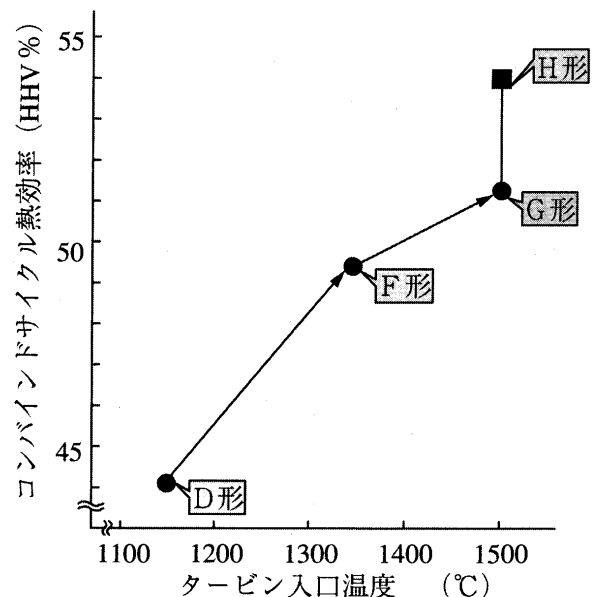


図2 ガスタービン入口温度とコンバインド効率の上昇<sup>2)</sup>



## 2. モニタリングの概要

### 2.1 モニタリング技術の定義と原理

日本ガスタービン学会がまとめたガスタービンのモニタリング技術解説書<sup>3)</sup>によればモニタリング技術とは「性能維持のため、ガスタービンの計測情報によりシステム状況を認識し、機器保護・整備に関する情報を提供する技術」と定義されている。図3に示すように、ガスタービンに何らかの異常の兆候が発生した場合に温度や流量が変化し、これに伴って、計測している温度や圧力のパラメータが変化することを計測して、判断し、原因を特定してガスタービンの状態を診断するものである。



図3 モニタリングの原理<sup>3)</sup>

### 2.2 短期試験データの取得

ガスタービンの状態を正しく診断するための最も重要な情報は計画された状態で運転されているかどうかを計測したデータである。新しいガスタービンの開発に際しては1500点に及ぶ計測点を選定して内部の状態をモニタしながら運転がおこなわれるが、これらの一点一点が性能や信頼性の観点から評価され、エンジンの診断に用いられる。計測点の例を図4に示す<sup>4)</sup>。計測点の選定は重要度、センサの長期的信頼性、長期運転監視パラメータとの相関などを考慮して選定されている。また、特定のガスタービンでは燃料などの違いによる運転状態の情報や不適合発生時の原因究明などの特定の目的に添った運転状態を調べるための短期間の計測などがある。

### 2.3 長期モニタリング

運転状態を常時計測するもので、

- ・ガスタービン運転状態の把握
- ・メンテナンスに必要なデータの取得
- ・安全運転

のためのデータをモニタするものである。表1にガスタービンの保護項目の例を示す<sup>3)</sup>。

高温部の計測にはセンサの信頼性、コストなどから項目が限定されているのが実情である。

### 2.4 高温部の主なモニタリング項目

開発ステップごとの高温部の計測項目を表2に示す。

性能	メタル温度	応力	その他
①吸気流量	⑧燃焼器内筒	⑬圧縮機動翼	⑳冷却空気流量・圧力・温度
②吸気温度及び圧力	⑨燃焼器尾筒	⑭圧縮機静翼	㉑スラスト力
③排気温度及び圧力	⑩タービン第1~4段動翼	⑮燃焼器内筒	㉒排ガス性状
④燃料流量	⑪タービン第1~4段静翼	⑯燃焼器尾筒	㉓ロータ/車室熱伸び
⑤発電機出力	⑫軸受	⑰タービン動力	㉔騒音
⑥圧縮機要素性能	⑬車室	⑱ロータ軸振動	㉕潤滑油温
⑦タービン要素性能	⑭翼環	⑲車室	
	⑮排気ディフューザ	⑳ロータねじり振動	

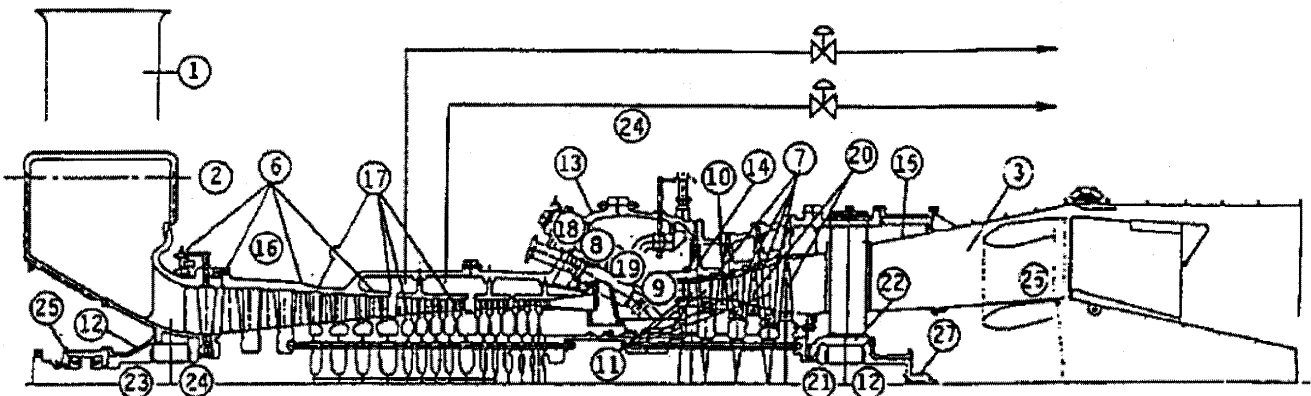


図4 実証試験における計測項目の例(701F型ガスタービン)<sup>4)</sup>

表1 ガスタービンの保護項目<sup>9)</sup>

1.	タービン速度大
2.	軸受振動大
3.	軸受潤滑油油圧低
4.	火炎喪失(燃焼器失火)
5.	非常油圧力低(トリップ油圧力低)
6.	制御油圧低
7.	圧縮機抽気弁異常
8.	排ガス温度高
9.	ブレードパス温度高
10.	排ガス温度スプレッド高(燃焼器異常)
11.	排ガス圧力高
12.	燃料ガバナ圧力低
13.	燃料ガバナ弁/IGV制御異常
14.	起動装置異常
15.	制御装置重故障
16.	GT保安装置電源喪失
17.	燃焼器メタル温度高

表2 高温部の計測項目

部位	項目	短期試験	長期モニタ	備考
燃焼器	フレーム	○	○	火炎検知
	ガス成分	△	○	排気ガス
	ガス温度	△		ガスパス
	メタル温度	○		壁温
	フラッシュバック	○		入口ガス温度
	圧力	○	○	圧縮機出口
	圧力変動	○	○	燃焼器壁
	振動応力	○	○	燃焼器壁等
	振動加速度	○	○	燃焼器壁等
タービン	ガス温度	○		ガスパス
	メタル温度	○		動静翼
	圧力	○		壁圧
	振動応力	○		動翼
	クリアランス	○		動翼
車室	メタル温度	○	○	車室等
排気室	排ガス圧力	○	○	壁、ガスパス
	排ガス温度	○	○	ガスパス
	排ガス成分	○	○	ガスサンプル
	異物	△		ガスサンプル
その他	冷却空気流量	○	○	冷却系統
	冷却空気温度	○	○	冷却系統
	冷却空気圧力	○	○	冷却系統
	キャビティ温度	○	○	ディスク

3. 高温部モニタリング技術

3.1 ガス温度計測

ガス温度はタービンの状態量の中で最も重要なパラメータの一つであり、燃焼器から出たガスが翼列を通過してタービン排気までのガス温度を推定するものである。燃焼器出口の温度は非常に高く、信頼性の点から長期的な計測はむずかしいため長期モニタとして排ガス温度を計測する方法が一般的であるが、短期的には使用可能なセンサが開発されている。

(1) TC (Thermo Couple) 温度計

TC 温度計は熱電対を挿入して温度を計測する方法である。熱電対は表 3<sup>9)</sup>に示すように 1500℃ を超えても計測できる。例として図 5 に示すように白金シース、白金・ロジウムを温度センサとして使用し、熱電対を固定する材料としてセラミックを使うことにより 1400℃ までの計測が可能な全温管を示す<sup>9)</sup>。

(2) 光ファイバ温度計

光ファイバ温度計はセンサエレメントから発生する赤外線光を光電変換して電気出力として取り出すもので R. Dils によって提案された<sup>7)</sup>。図 6、図 7 は光ファイバセンサの原理と適用例を示す<sup>8)</sup>。センサエレメントとしては高温で耐久性のあるサファイアロッドが使われ、感温部には 2 つの異なる波長の放射光の強さを計測してその比率を求めることにより、伝達ロスによる誤差を補正しており、約 1900℃ までのガス温度の計測ができる。信頼性を向上させたセンサが開発され、産業用のエンジンの制御にも使われ始めている<sup>9), 10), 11)</sup>。

表 3 温度計測に用いられる代表的な熱電対<sup>9)</sup>

Temp. °C	Allowable Atmosphere (Hot)	Material Names	Type ANSI (2)
2800	Inert, H <sub>2</sub> Vacuum	Tungsten / tungsten 26% rhenium	-
2760	Inert, H <sub>2</sub> Vacuum	Tungsten 5% rhenium / tungsten 26% rhenium	-
2210	Inert, H <sub>2</sub> Vacuum	Tungsten 3% rhenium / tungsten 25% rhenium	-
1800	Oxidizing(l)	Platinum 30% rhodium/platinum 6% rhodium	B
1600	Oxidizing(l)	Platinum 13% rhodium/platinum	R
1540	Oxidizing(l)	Platinum 10% rhodium/platinum	S
1300	Oxidizing(l)	Platinel II (5 355)/platinel II (7674) (3)	-
1260	Oxidizing	Chromel/Alumel (4), Tophel/Nial (5), Advance T1/T2(6), Thermokanthal P/N (7)	K
980	Reducing	Chromel (2) / constantan	E
875	Reducing	Iron / constantan	J
400	Reducing	Copper / constantan	T

- (1) Avoid contact with carbon, hydrogen, metallic vapors, silica, reducing atmosphere
- (2) Per ANSI C96.1 Standard
- (3) © Engelhard Industries.
- (4) © Hoskins Mfg. Co.
- (5) Wilber B Driver Co.
- (6) Driver-Harris Co.
- (7) The Kanthal Corp.

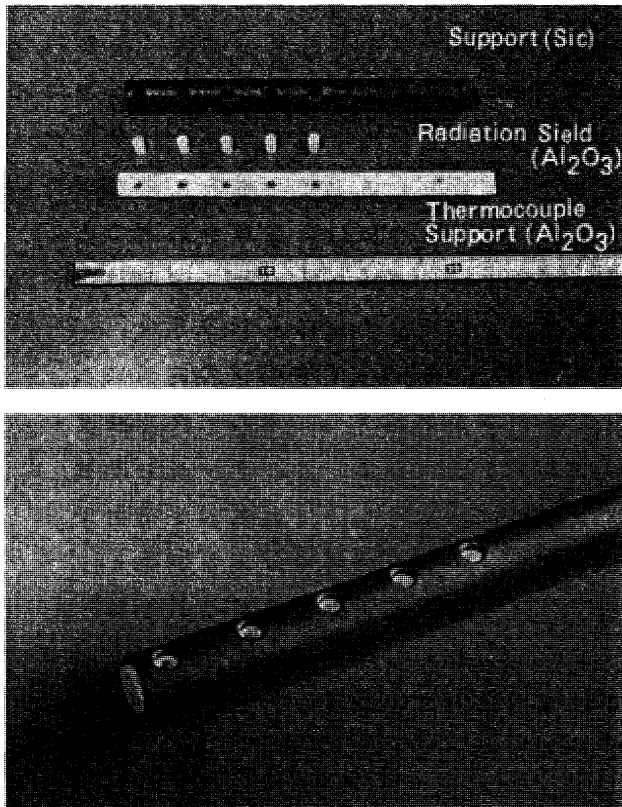


図5 セラミックス全温管<sup>6)</sup>

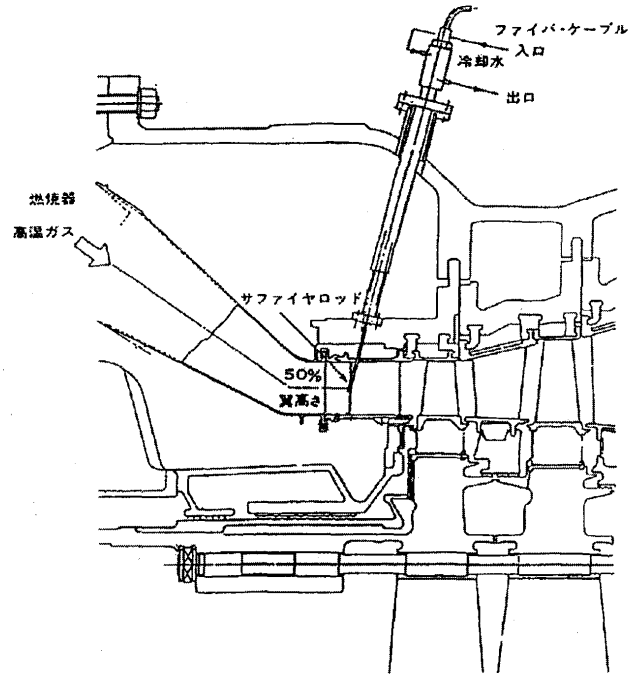


図7 光ファイバの温度計実機適用例<sup>8)</sup>

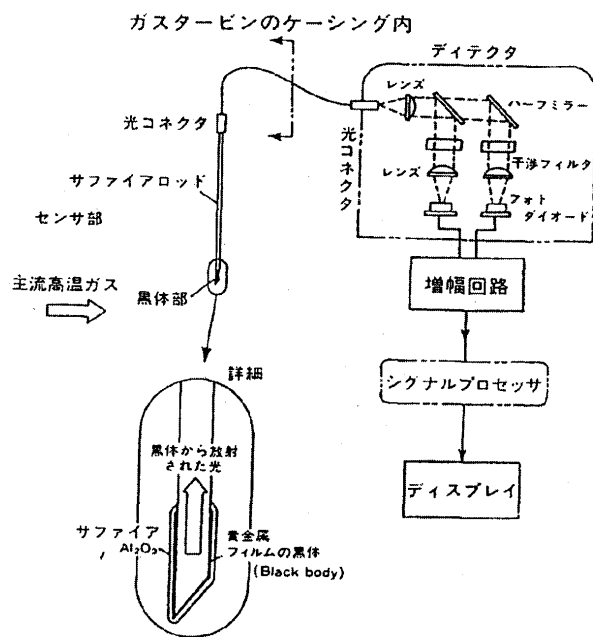


図6 光ファイバ温度計測システム<sup>8)</sup>

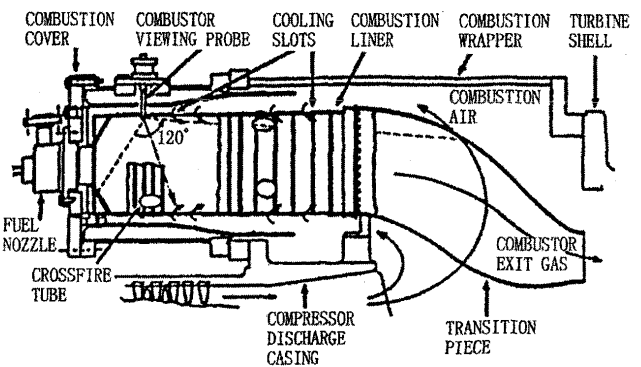


図8 MS7001B utility engine combustor モニタ<sup>14)</sup>

うに燃焼器の内部の温度パターンを分析するシステムで EPRI のプロジェクトとして推進された<sup>13), 14)</sup>。

(5) 燃焼の当量比のモニタリング

燃焼の当量比を実機で計測する可能性を調べるために 2つの方法が検討されている。

一つは FLAME CHEMILLUMINESCENCE SENSOR でもう一つは赤外線吸収センサである。340 $\mu$ m の波長の成分を分析することによりまた他方は 3.39 $\mu$ m の赤外線を分析することによりフレームの変化を求めるものである。センサの信頼性が課題である<sup>15)</sup>。

3.2 燃焼圧力変動モニタリング

高温下での圧力変動計測には圧電素子のピエゾ効果を用いた圧力変動計測が一般的に行われている。圧電素子は高温でも安定な特性を持つことから無冷却でも約 600 $^{\circ}$ C までの計測可能なセンサが開発され、燃焼器の圧力変動の常時モニタとして普及しつつある。構造の例を図9に示す<sup>16)</sup>。振動による誤差を補正して精度を向上しているのが特徴である。

(3) IR (Infra Red) の成分による温度計

燃焼成分による温度を利用して温度を計測する方法である。燃焼温度が NO<sub>x</sub> 発生と直接関係があるためガスの温度を測って NO<sub>x</sub> 発生メカニズムの解明と低減が期待される<sup>12)</sup>。

(4) 光ファイバによる燃焼パターンの計測

燃焼によって発生する光を分光分析して図8に示すよ

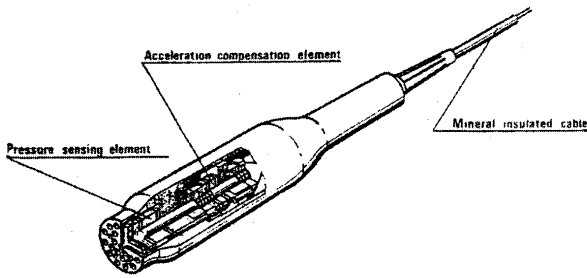


図9 PRESSURE TRANSDUCER の例<sup>16)</sup>

3.3 メタル温度モニタリング

(1) 熱電対によるメタル温度の計測

メタル温度の計測には熱電対が一般的に使われている。冷却翼などの高温部品では板厚方向の温度分布が大きいのでセンサの埋め込み位置や埋め込み方法、ゲージ貼り付けによる表面粗度の状態やリード線からの熱伝導などの計測誤差への影響についても検討する必要がある。図10は1mmφの熱電対を空気冷却翼に埋め込んだときの境界の温度分布と誤差を示したものである<sup>6)</sup>。

(2) 赤外線温度計による温度計測

高温物体から放射される赤外線を計測してメタル温度を計測する方法である。計測の状況を図11に示す<sup>17)</sup>。赤外線の放射は絶対温度の指数関数で定まるため、温度が高いほうが出力が大きく、また、静止場から動翼を見ることによりセンサを通過する全ての翼の温度を計測す

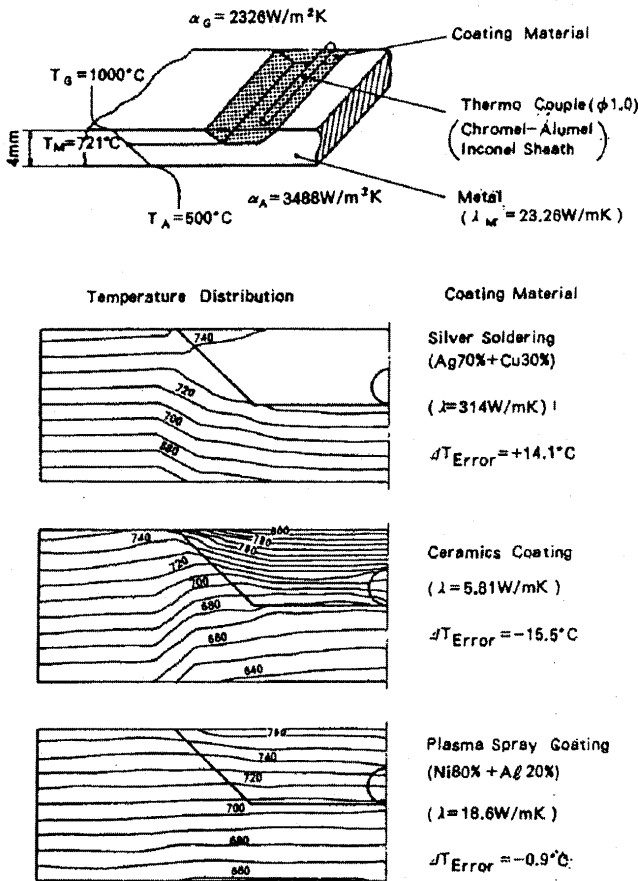


図10 熱電対埋め込みによる測定の誤差<sup>6)</sup>

ることが出来る特徴をもつ。また、センサを半径方向に移動させることにより図12のように翼表面の温度分布を計測すること、また、図13のように冷却のバラツキやTBCの剥がれによる放射率の変化を捉えることができるので、冷却翼のモニタリングにも有効な手段として期待されている<sup>17), 18), 19)</sup>。精度の良い計測のためには分解能の向上、他の部位からの放射の影響の補正、また、信頼性の点からは冷却システムの設計、ケーシングから翼温度を計測するための長焦点のセンサの開発などが課題である。

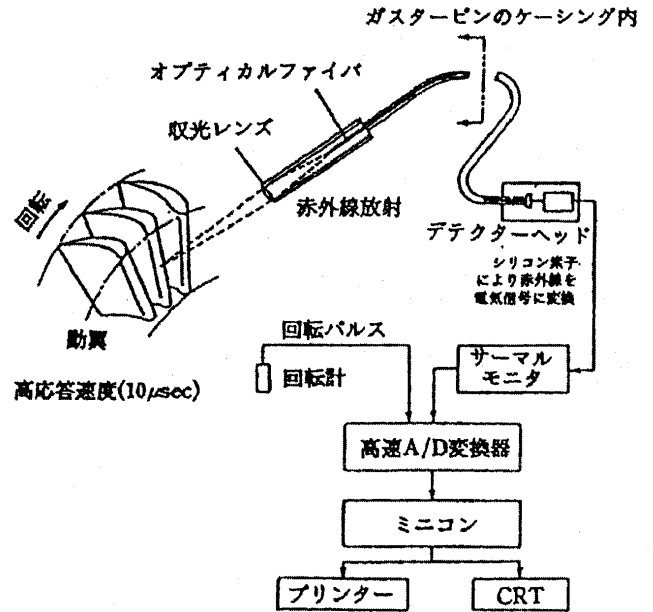


図11 パイロメータ温度計測システム<sup>17)</sup>

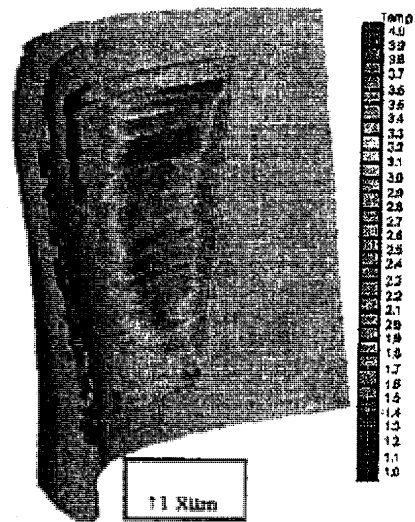


図12 パイロメータトラバースによる翼面温度<sup>18)</sup>



図13 パイロメータによる翼ごとの温度<sup>18)</sup>

### 3.4 ひずみのモニタリング

ひずみを歪ゲージ用いて計測する方法である。ゲージの種類としてはゲージをシールして組み込み、ベースメタルを溶接で取り付ける溶接型ひずみゲージと、ゲージ素線をセラミックの溶射で取り付ける溶射型ひずみゲージがある。溶接型はリード線も取りつけた状態になっており簡便に取りつけられる特徴を持つが、形状が大きく剛性が高い欠点を持つ。溶射型は小型にできる特徴を持つが取り付けにスキルが必要であり現場の取り付けには不向きである。ゲージの形式を図14に示す<sup>20), 21)</sup>。ゲージ素線の材料はFe-Cr-Al, Pt-W, Pd-Cr-Pt等が使われ、計測最高温度は短期間で振動ひずみで800~900℃、静的ひずみで500~600℃である<sup>21)</sup>。長期の信頼性に欠ける為、通常のモニタに使うには更なる信頼性向上を必要とする。

### 3.5 隙間計測

ガスタービン翼の隙間は性能の観点からは少ないほど好ましいが、接触による損傷を防止する観点から適正な隙間を確保することが重要である。隙間は翼の伸び、ディスクの伸び、ケーシングの伸びなど定常・非定常に伸びの特性が異なる上、水平フランジの剛性不均一による楕円型の変形と静止状態でのケーシングの上下方向の温度分布によるケーシング上下方向の変形など、温度の非対

称の効果によっても影響を受ける。また、積極的にケーシングの温度を制御して隙間を制御する工夫も採用されている。

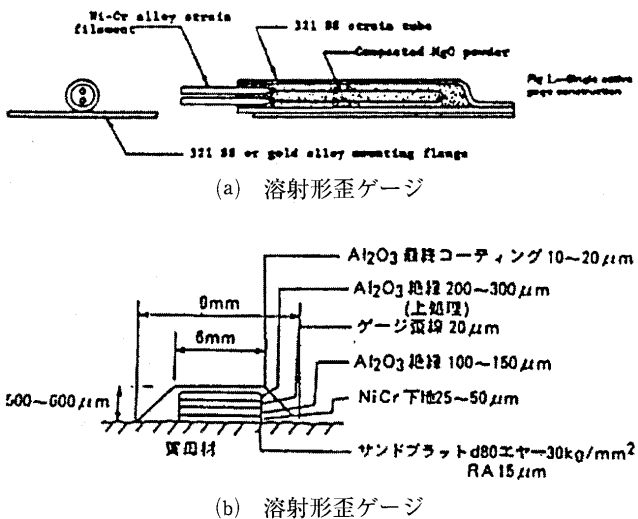
タービン翼の隙間計測は、高温ガスにさらされるため、短期の計測が主である。

#### (1) 放電型センサによる隙間計測

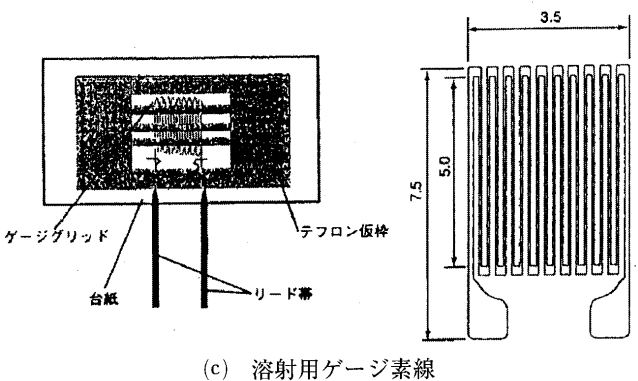
放電型センサは細い針上の電極をステップで翼に近づけて放電するまでのステップのストロークを計測することにより隙間を計測するものである。凡そ、1000 rpm以上での計測が可能であるが、信頼性に乏しく長期の計測には無理がある。

#### (2) 静電容量型

翼とケーシングに取り付けた極板の静電容量の変化を計測して翼の近付き量を求めることにより隙間を算出するものである。センサは電極と絶縁材としてのセラミックスから出来ているため、約1000℃までの計測が可能である。翼の通過を検出するため、100 KHz級の周波数特性が必要であり、また、温度によってリード線の特性が異なることによるドリフトの補正、翼形状の効果などの誤差要因を補正することにより、計測精度を確保できる。センサは目的に応じて、円周方向に4箇所取り付ければ、代表的な変形パターンの計測ができる。図15(a)には翼通過信号出力、図15(b)には計測例を示す<sup>22), 23)</sup>。



(b) 溶射形歪ゲージ



(c) 溶射用ゲージ素線  
図14 高温歪ゲージ<sup>20), 21)</sup>

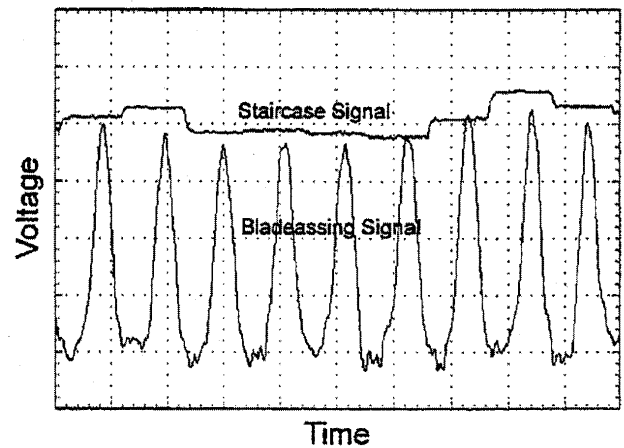


図15(a) 翼通過信号出力<sup>22)</sup>

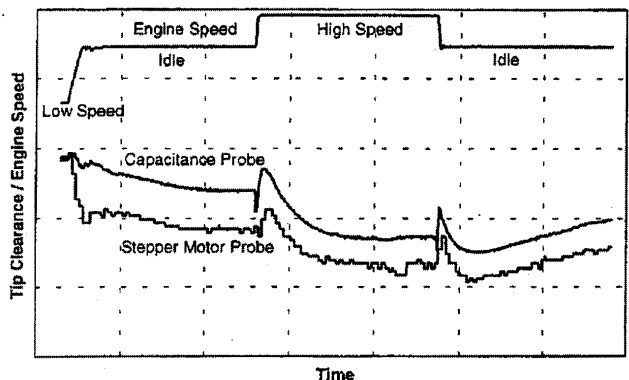


図15(b) 翼隙間計測例<sup>22)</sup>

### 3.6 振動計測

#### (1) 振動加速度計測

圧電型の振動加速度センサで 600℃ 級までの可能であり、ケーシングや排気室の振動の計測に使用されている。

#### (2) 軸振動計測

隙間センサの出力の変動成分を検出することにより軸振動計測ができる。渦電流型ではコイルの温度特性から約 250℃ までの計測が可能であり軸振動計として使われているが、それより高い温度場ではキャパシタンス型の隙間センサが有効である。

#### (3) 翼振動の計測

翼の振動計測は翼の歪みを計測する方法と翼の通過速度のバラツキを振動として捕らえて振動を計測する方法がある。後者の方法では高周波数特性が要求される。光ファイバなど光学センサは周波数特性は良好であるが、汚れによる出力低下の欠点を持ち、長期的な計測には不向きである。その他の方法による検出が試みられているが、長期的なモニタは信頼性や精度の観点から今後の課題といえる。図 16 に測定原理を示す<sup>24)</sup>。

### 3.7 回転体からの信号の取り出し

翼やディスクに取り付けた温度やひずみの信号を静止側に引き出すためにテレメータやスリップリングが使用される。テレメータは送信側の半導体素子の耐熱性から 125℃ が限度とされ、信号線を低温部まで導いてテレメータを取り付けるか、図 17 に示すようにテレメータ取付のマウントを冷却してテレメータを取りつけている<sup>25)</sup>。高温用テレメータが開発されれば高温部品の診断がより容易にできるようになると期待される。

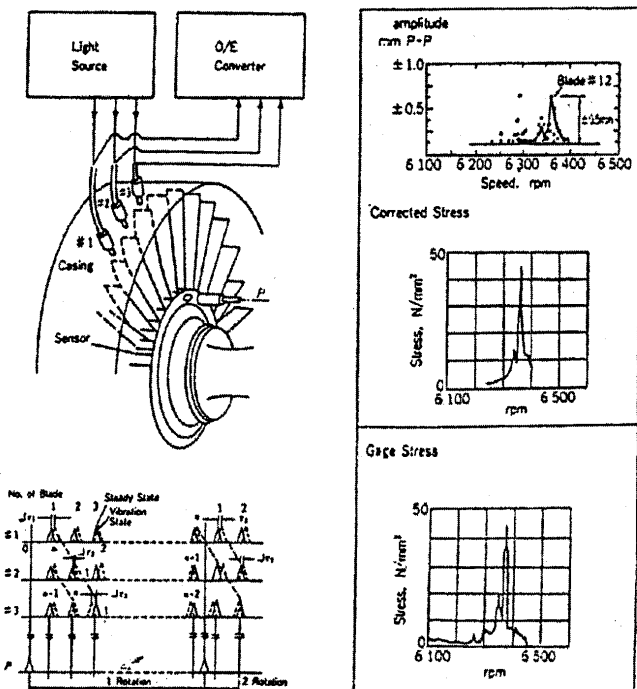


図 16 非接触翼振動計測例<sup>24)</sup>

### 3.8 排気ガスデブリスの計測

排ガス中のガスに含まれる浮遊異物をガス中の静電気の変化によって識別する方法である。120 MW ガスタービンで燃焼器の異物を想定した試験を行った例では、異物を挿入したタイミングと計測結果に相関が見られることから検出の可能性が認められるが、部品の損傷による異物と錆などの識別が可能になれば実用化も見えてくるが現在は研究開発の状態といえる<sup>26)</sup>。

### 3.9 性能モニタリング

ヒートバランスによるモニタリングは CLEAN & NEW の状態でシステムをモデル化し、運転状態でのパラメータの変化から異常部位を診断する方法である。データを連続的に解析することにより状態量の僅かな差異も検出できるため、診断精度を向上できる。図 18 は冷却空気の異状によるタービン排ガス温度偏差を検出した例である<sup>27)</sup>。また、図 19 に示すようなニューラルネットを用いたシステムのモデルによる診断も有効な手段である<sup>28)</sup>。今後、モデル化の精度向上や遠隔監視の技術などを総合してより精度の高い診断が可能になると期待される。

## 4. あとがき

高温部品のモニタリング技術の現状と課題について述べた。高温部の計測はガスタービンの開発時の検証試験や特定エンジンの短期特性試験ではセンサが短時間計測できれば良いことから、かなりの項目について計測可能になってきている。しかしながら長期モニタとして信頼

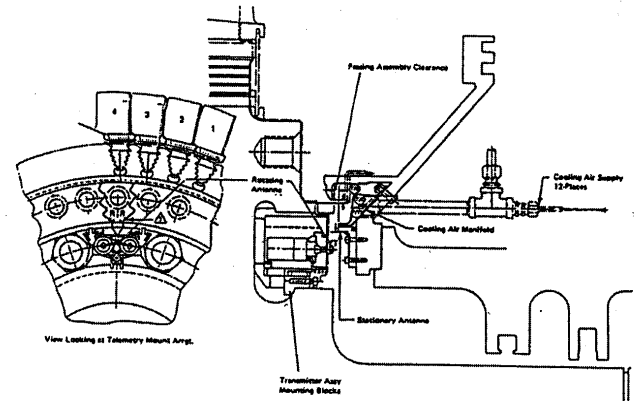


図 17 タービンディスクに取り付けてテレメータを冷却した例<sup>25)</sup>

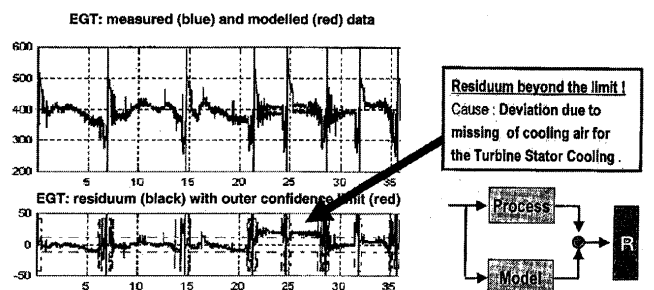


図 18 モデルベースによる排ガスモニタ<sup>27)</sup>

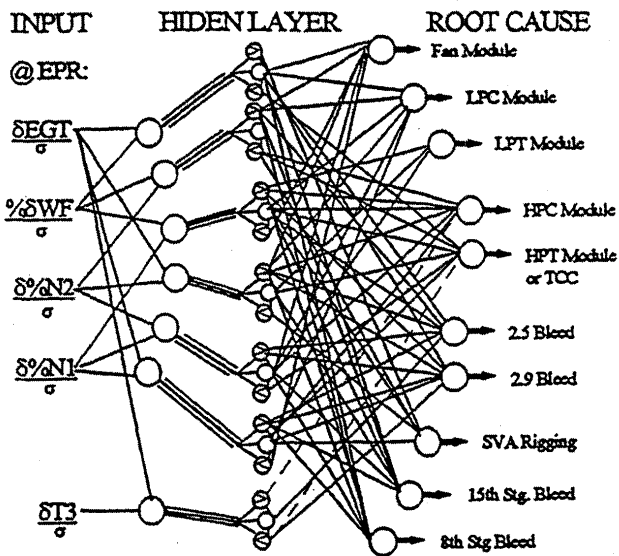


図 19 ニューラルネットによるモデル<sup>28)</sup>

性を持って使っていくにはまだ多くの課題があり、計測可能な状態量から限定された状態での計測と診断が行われているといえる。米国では、計測技術の高度化の必要性が認識され、官軍産学のコンソーシアムで技術開発を行っており<sup>29)</sup>成果が期待される。今後、計測技術の高度化により、更なる信頼性の向上と効果的な高温部品の運用を願うところである。

#### 参考文献

- 1) Diesel & Gas Turbine World Wide, 2000. 10
- 2) 秋田;三菱ガスタービン開発の歴史, 火力原子力発電ニュース, 平成 12 年第 3 号, 2000. 3
- 3) 日本ガスタービン学会調査委員会編;ガスタービンにおけるモニタリング技術, 2000. 11
- 4) 高橋ほか;701 F 形ガスタービンの開発, 三菱重工技報, Vol. 30, No. 1, 1993. 1
- 5) D. Japikse 編;Advanced Experimental technique in Turbomachinery, Lecture Note, 1986
- 6) 佐藤・武石;産業用ガスタービンに置ける温度計測技術について, 第 12 回 GT 講演会, 1984. 6
- 7) R. Dils; J. Applied Phys. 53 (3), 1983
- 8) 武石, 松浦;温度の光学的計測, ガスタービン学会誌 17-68, 1990
- 9) G. W. Tregay, et al.;Optical Fiber Sensor for temperature measurement from 600 to 1900°C in gas turbine engines, Proceedings Preprinted from Specialty Fiber Optic Systems for Mobile Platforms and Industry, Sept. 1991
- 10) G. W. Tregay, Optical fiber temperature sensor, U. S. patent 4, 794, 619, Dec. 1988
- 11) CONAX Buffalo Technologies 社カタログ
- 12) J. P. Gore, et al.;Infrared Radiation Properties of Lean Premixed Flames for an Emission Based Temperature Sensor, ATS Annual Program Review Meeting, Nov. 1999
- 13) EPRI;RP 2102, RP 2953, Technical Brief, Combustor Viewing System, 1990
- 14) Morey, et al.;International Society for Optical Eng., 1986
- 15) D. Santavicca, et al.;Primary Zone Equivalence RATIO Sensors, ATS Annual Program Review Meeting, Nov. 1999
- 16) GREAVES;Transducers Designed to Measure Vibration Characteristics of a Boiler Used on AGR's, Transducer '79 Conference,
- 17) 武石;ガスタービンにおける熱流体計測, 日本機械学会関西支部第 246 回講習会教材, 2000. 12
- 18) J. R. Markham, et al.;Simultaneous Short and Long Wavelength Infrared Pyrometer Measurements in a Heavy Duty Gas Turbine, AMSE 2001-GT-0026
- 19) R. A. Rooth;DOES USER-oriented gas turbine research pay off?, 98-GT-429
- 20) 梅村;ガスタービンの計測と評価, 第 18 回ガスタービンセミナー, 1993. 1
- 21) 遠藤他;溶射型ひずみゲージとその特性, 共和技報 500, 1999. 11
- 22) D. Muller, et al.;Capacitive Measurement of Compressor and Turbine Blade Tip to Casing Clearance, ASME 96-GT-349, 1996
- 23) A. G. Sheard, et al.;High temperature Proximity Measurement in Aero and Industrial Turbo machinery, ASME 97-GT-198, 1997
- 24) 梅村ほか;蒸気タービン翼の非接触による振動計測技術に関する研究, 日本機械学会論文集 (C 編), 58 巻 555 号, 1994
- 25) F. Gabriel;Telemetry Measurement of Combustion Turbine Blade Vibration in a High Temperature Environment, ASME 86-GT-207, 1986
- 26) G. L. Lapini, et al.;THE USE OF ELECTROSTATIC CHARGE MEASUREMENTS AS AN EARLY WARNING OF DISTRESS IN HEAVY DUTY GAS TURBINES, 2001-GT-373
- 27) A. Maurer;Advancement in Condition Monitoring, The 6th Annual Industrial & Power Gas Turbine O & M Conference, 2000. 10
- 28) H. R. DePolt, et al.;The Application of Expert Systems and Neural networks to Gas Turbine Prognostics and Diagnostics, ASME 98-GT-101
- 29) R. C. Anderson, et al.;A GOVERNMENT/INDUSTRY COLLABORATION FOR TURBINE ENGINE INSTRUMENTATION DEVELOPMENT, 98-GT-491

特集：ガスタービン高温部品の保守管理技術

## ガスタービン保守管理支援システム

小池 高雄\*1

KOIKE Takao

岩狭 幸男\*2

IWASA Yukio

キーワード：高温部品，等価運転時間，管理用計算機，オンサイトモニタリング

ガスタービン設備には、動翼、静翼、燃焼器など数多くの高温部品があり、また、これらは過酷な環境下で使用されることから、部品毎に適切な寿命管理を行う必要がある。更に、定期点検では、高温部品のローテーション運用（予備品と入れ替え、取り外し部品を点検・修理し、次のガスタービンに使用）を行っており、この点からも、よりきめ細かい設備管理が必要である。

また、ガスタービン設備は、一系列当たりの設備台数が多く、高効率かつ運用性の良さ（起動・停止時間が短いなど）からも起動・停止が頻繁なため、運転監視に関して、より細心の注意を払った運転管理を必要としている。

これらのことから、保守管理業務を支援するものとして現在活用されている幾つかのシステムについて、以下に紹介をする。

- ①ガスタービン高温部品管理システム
- ②管理用計算機を用いた運転監視システム
- ③オンサイトモニタリング

## 1. ガスタービン高温部品管理システム

## 1.1 高温部品の等価運転時間管理

ガスタービンの内、動翼、静翼、燃焼器部品は、高流速の高温ガスにさらされることから高温部品（Hot Gas Path Parts）と呼ばれる。これらの部品には、耐熱超合金が採用され、各種の冷却やコーティングなどが適用されているが、高温クリープや高温酸化減肉などが発生する。また、起動停止も頻繁なことから、亀裂、摩耗等の損傷も発生する。高温部品は、これらの損傷の修理を繰り返しながら、部品種別毎に設定されたメーカ推奨寿命時間まで使用して廃棄をする運用を行っている。

なお、この高温部品の寿命管理は、一般的に等価運転時間で行っている。等価運転時間とは、実運転時間に、起動回数、トリップ回数、負荷しゃ断回数などを運転時間に換算して加えたものであり、次式に代表的な等価運転時間の計算式を示す。なお、換算係数は部品種別毎に設定されている。

$$\text{等価運転時間} = \text{実運転時間} + A \times (\text{起動回数}$$

$$+ \text{トリップ回数} \times B + \text{負荷しゃ断回数} \times C)$$

但し、A：起動回数換算係数（起動回数を運転時間へ）

B：トリップ回数換算係数（トリップ回数を起動回数へ）

C：負荷しゃ断回数換算係数（負荷しゃ断回数を起動回数へ）

## 1.2 高温部品のローテーション管理

事業用ガスタービンでは、一般的に、1年毎に燃焼器点検、2年毎に本格点検が行われている。これらの点検により発見された判定基準を超える損傷（亀裂、変形、摩耗等）の修理は、通常、数週間から数ヶ月間を要する。このため、複数のガスタービンを有する発電所では、予備品を数セット保有しており、点検時には、この予備品と一式取替えを実施し、取り外した部品は、点検・修理を行い、予備品として保管、次のガスタービンに使用するローテーション運用が行われている。

この場合、組み込まれる予備品は、次回点検までの想定運転時間・起動回数を満足できる残寿命を有するものを選定する必要がある。

また、複数のガスタービンを有する発電所では、点検がシリーズに行われるため、残寿命、修理期間、廃棄時期、新製部品購入時期を予め考慮した高温部品全体での保守計画表（ローテーション計画表）を作成して管理する必要がある。

なお、万一トラブルが発生した場合には、予定外の部品取り替えが発生し、点検計画や購入計画に大きく影響するため、その都度、この保守計画表を見直すことが必要となる。

## 1.3 高温部品管理システム

ガスタービン1機当たりの高温部品の数量は、500～650品目あり、複数のガスタービンが設置されている発電所では、予備品を含めると数千品目の管理を行う必要がある。また、トラブル等で予定外の部品取替が発生した場合には、その後の点検計画などへの影響を検討するため、早急な保守計画表の見直しが必要となる。

これらを支援するため、パソコンなどを使用した「高温部品管理システム」が採用されており、その一例を紹介する。

原稿受付 2001年7月4日

- \*1 中部電力(株)火力センター工事第一機械課  
〒455-0024 名古屋市長区大江町3番地
- \*2 中部電力(株)火力センター品質管理グループ



図1にシステムの概念図を示す。運転データ、修理実績、将来の点検計画等を入力することにより、使用中の部品の状態表示、使用履歴、保守計画表などが出力される。以下に各機能の概要を述べる。

1) 部品状態表示

ガスタービンの運転時間、起動回数、トリップ回数などの運転データを入力することにより、使用中の高温部品全ての等価運転時間が計算、保存される。なお、デー

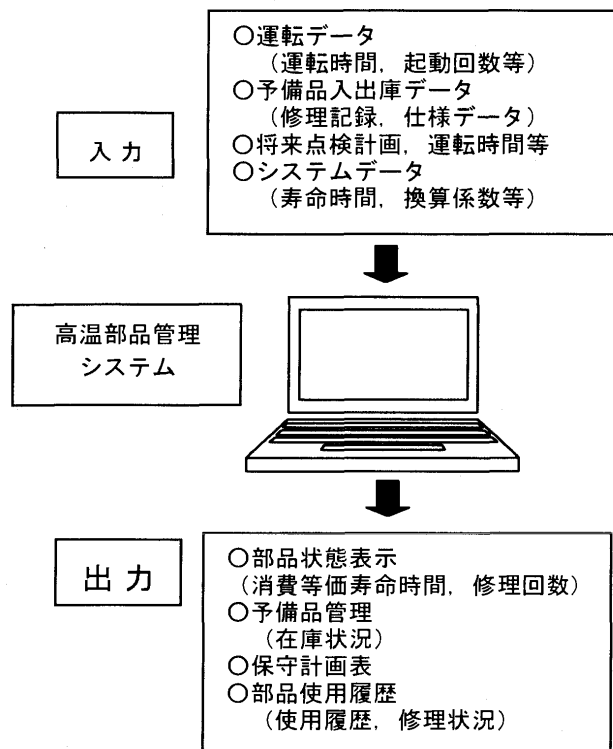


図1 高温部品管理システム概念図

タ入力を別に設置された管理用計算機などから自動的に取り込み、リアルタイムで管理できるものもある。

計算された等価運転時間は、グラフィック画面などで表示される。図2に燃焼器の例を示すが、取付中部品の等価運転時間（消費寿命時間）を時間帯別に色分けして表示し、合わせて修理回数も表示している。

また、部品を選択することにより、部品個々の製造番号、残寿命時間、部品仕様などの詳細データを表示することもできる。

2) 使用履歴管理および在庫管理機能

点検などにおける高温部品の入れ替えは、通常、グループ単位(部品種別毎にガスタービン1機分単位)で行われる。これを本システムに組み込むことにより、部品入れ替えデータ入力を行うと、取り外し部品全てに使用元、取付位置、使用期間、取付中の消費寿命時間などの履歴データが自動的に保存されるようになっている。また、個々の部品のデータを任意で検索したり表示することも可能である。

取り外された部品は、現地点検後、補修のためメーカー工場に搬出されるケースもあるが、この場合、システムに搬出日、入荷予定日、補修後の使用先などを入力することにより、部品の在庫管理、納期管理が行われる。なお、自動予備品倉庫を高温部品管理システムと連動させ、入・出庫を行うと、自動的に管理システム側にデータ入力されるシステムを採用している所もある。

また、予備品倉庫入庫時に、補修記録を合わせて入力することにより、部品毎の修理履歴が更新、保存される。

更に、詳細損傷記録を入力することにより、その後の管理に使用したり、統計手法を用い部品の弱点部位を抽出して改善策の検討資料に利用することもできる。

3) 保守計画表作成機能

図3に保守計画表の一例を示す。将来の燃焼器点検お

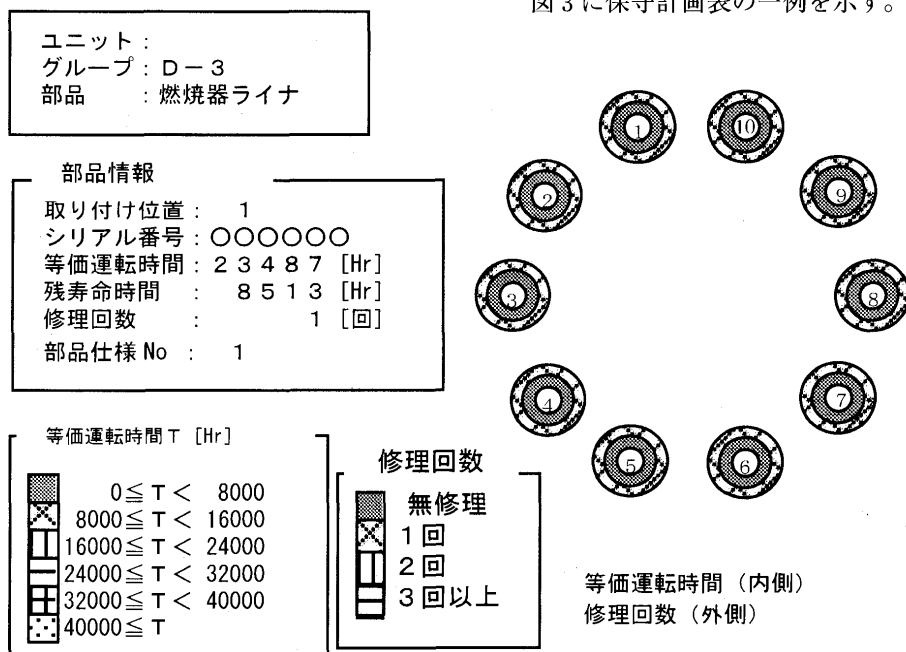


図2 部品状態表示

よび定期点検計画ならびに想定される運転時間、起動停止回数などの運用データを入力することにより、グループ内の最低残寿命時間および標準修理期間を判別し、使用部品を選定、保守計画表を作成する。使用部品の選定に当たっては、予備品を含めた全部品を均等に使用する場合と、消費寿命時間が長いものから優先して使用する場合があるが、この選定方法を選択できるものもある。

また、計画表中には、点検時の消費寿命時間や廃棄時期を表示して、修理内容や代替部品手配の検討を容易にする機能もある。

なお、この保守計画表作成機能では、予め部品の使用先を指定したり、一部部品の管理寿命時間を変更しても保守計画表の作成が可能なものとしている。

更に、付属機能として、図4に示すように、予め部品の購入価格、標準的な点検・修理費用を設定することにより、年度毎の保守費用集計や推移計算ができるようにもしている。また、これは、点検の時期を変更し、廃棄時の残寿命を最短とする最適保守計画シミュレーション機能も有している。

4) 改善実績管理機能

ガスタービンの高温部品は、実績に基づき、随時コーティング仕様・冷却構造変更などの改善や点検基準の変更が行われている。このため、使用部品の改善状況を常に把握し、適正な時期に改善策を適用することが、肝要

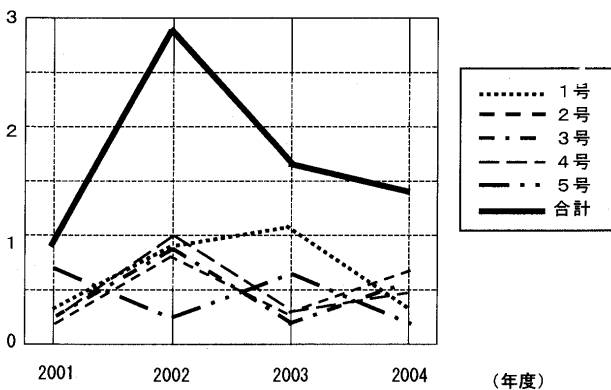


図4 保守費用集計

である。このため、高温部品管理システムでは、仕様データの中に改善状況情報を入力し、対象部品の検索や改善実績の管理なども行っている。

2. 管理用計算機を用いた運転監視システム

新鋭ユニットにおいては、設備数の増加などにより設備管理業務が複雑化しており、データの記録・整理を従来の手作業で行っていた場合には、多大な労力と時間を要していた。これらの業務の効率化と迅速化を目的に、近年、管理用計算機の導入が行われるようになった。この管理用計算機は、大容量光ディスクと共に設置し、ユニットの全運転データを保管し、傾向管理などの運転監視の参考資料として、また、過去の履歴データとの比較による設備故障や異常の早期発見に、成果が上がっている。

特にガスタービン設備において有効であり、以下にその活用例を紹介する。

2.1 管理用計算機システム

図5に管理用計算機のシステム例を示す。各系列マスター計算機(ユニット計算機)やLNG設備計算機の各種運転データを管理用計算機で収集・保存し、更に長期データについては大容量光ディスクに保管、各中央制御室や管理事務所のデータ利用端末にて傾向管理や異常監視用として利用するものである。

なお、管理用計算機の固定ディスクに保存されているデータ(1分データ、1時間データ、1日データ)は、保存期間が14日程度と短く、また、光ディスクについては処理時間がかかるため、ある端末で検索されている場合には、他の端末は時間待ちとなるという不便さもある。これらを改善するため、別途1年間のデータを保存できるデータサーバを追設、処理時間を短縮し、どの端末からもほぼ同時に利用できるように改善を図っている。

また、これを社内ネットワークと連結することにより、本社あるいは管理センターなど別の事業所でもデータ利用が可能となる。

2.2 傾向管理監視・異常監視

管理用計算機の主な活用方法としては、先にも述べた

ユニット	(燃焼器ライナ)									
	1997	1998	1999	2000	2001	2002	2003	2004	2005	
1	D2	G2	G3	D3	A3	F4	E4	C4		
2	E3	A3	F3	E3	C3	B4	G4	D4		
3	G2	F3	C3	B4	G3	D3	A4	F4	E4	
4	A3	C	D3	D3	A3	F3	E3	C3	B4	G4
5	G3	E3	E3	C3	B4	G3	D4	A4	F4	
予備品1	無	無	無	F3	A3	D3	B4	C3	E4	F4
予備品2	無	無	無	G3	C3	E3	F4	A4	G4	B4

図3 保守管理表

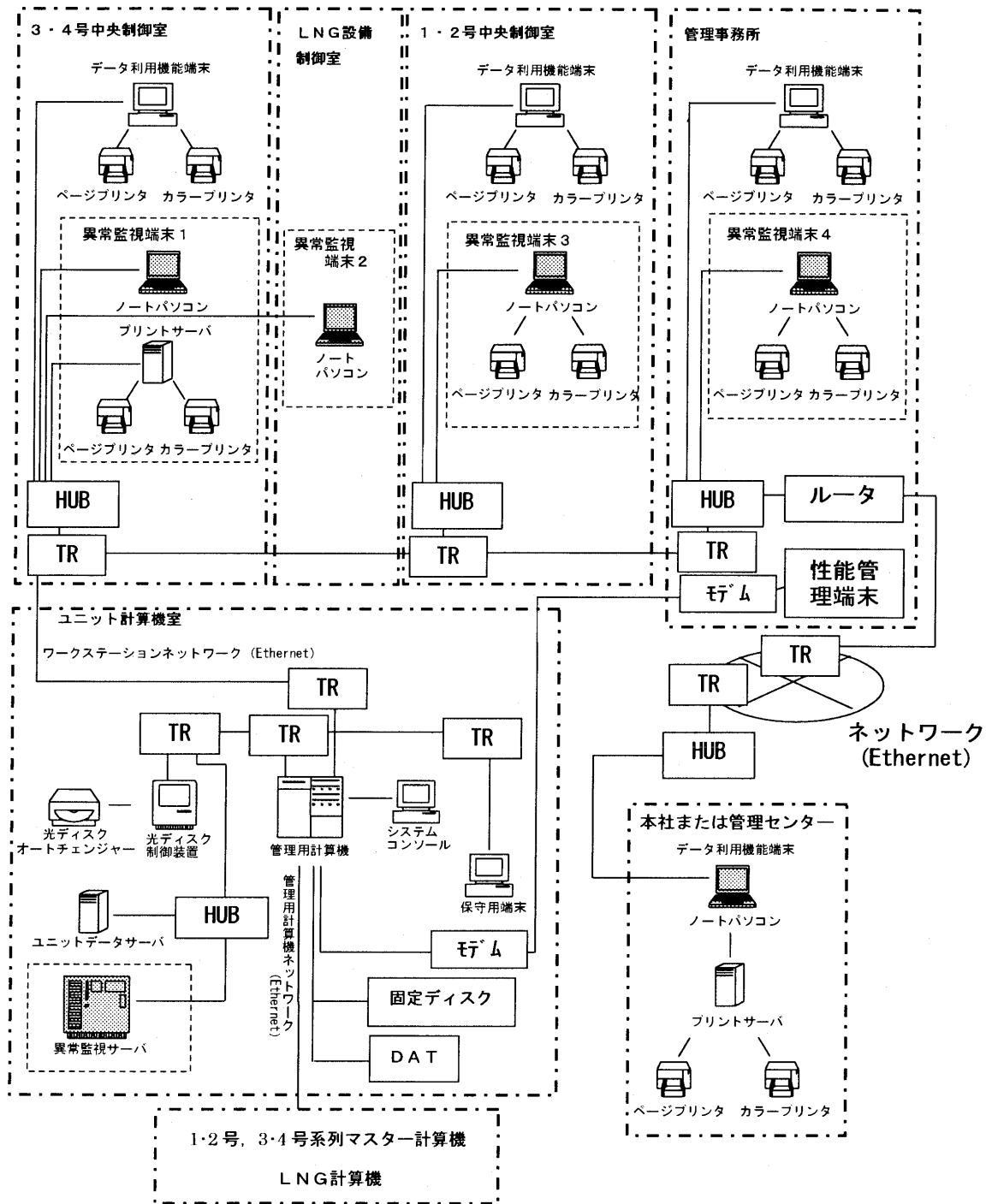


図5 管理用計算機システム図

ようにユニットの運転状態の傾向管理や異常監視にある。

特に、ガスタービン設備については、大気温度、湿度、大気圧等の環境により、運転状態が大きく変化する。従って、正常かどうかは、単に現在値を見ても判断はできず、過去の同時期の履歴データや同種ユニットのデータとの比較をすることにより、初めて判定可能となる。また、注目している運転状態値の傾向管理も、容易に他の状態値と合わせて表示したり、重ね合わせて出力でき、評価する上でも有益である。

このような点で、管理用計算機は、極めて有効な手段となり得る。

### 2.3 トラブル原因解析

ガスタービン設備導入初期においては、トラブルが多発し、この原因究明に大いに役立ったのが、「トレンドデータ (ユニット計算機に傾向管理用として保存されているデータ)」と「管理用計算機データ」及び後ほど述べる「オンサイトモニタリングシステム」であった。

トラブル発生時の事象については、検索周期の最も短い「トレンドデータ」及び「管理用計算機データ」から解明ができ、また、トラブル発生の前兆は、「管理用計算機データ」から究明が可能であった。

具体的には、最初にコンプレッサ効率が低下し、その

後に燃焼異常や振動変化があれば、発端は空気圧縮機側に飛来物、翼折損などの不具合が発生してトラブルに至ったものと推定でき、また、トラブル時の前兆としてある振動変化が見られたことが上記データ等により分かっているならば、事前に監視を強化したり、ユニット停止を行い修理をするなど、損傷を最小限に抑えることが可能である。

以上のように、管理用計算機は、トラブル原因解析及び事前対応上も有効なツールとして大いに役立っている。

#### 2.4 異常兆候監視システム

各計算機の警報は、主にハード側の損傷防止を目的に設定されており、原則として一定値で監視を行っている。

なお、異常兆候（現運転状態が通常範囲を外れていること）監視については、人間系にまかされており、運転員の経験によるところが大きく、また、多岐に渡る監視項目をリアルタイムで全て把握し、その兆候を即座に判断することは不可能である。そこで、この管理用計算機を利用した設備の異常兆候を監視するシステムが開発されてきた。

システム構成としては、図5に破線枠で示すように、管理用計算機に異常監視サーバを追設し、各中央制御室や管理事務所に、異常監視端末を設け、運転実績データを基に監視基準値等の設定を行い、オンライン監視を実施するシステムである。

### 3. オンサイトモニタリングシステム

建設試運転時あるいは稼働中のユニットの運転監視支援サービスとして、メーカ工場に24時間体制の監視室を設け、ユニットの運転状態を遠隔で監視するシステムをオンサイトモニタリングと呼び、国内外で広く採用されている。

また、当支援システムは、運転員の労力低減や省力化あるいは異常予兆判断に専門的知識や経験を要する点からも、独立系発電事業者等からのニーズが高い。

#### 3.1 システム構成

図6にオンサイトモニタリングのシステム例を示す。発電所の系列マスター計算機等から遠隔監視用データ

サーバにて監視に必要な運転データを収集し、インターネット回線等を利用し、メーカ工場の監視用端末にデータを送信し、ユニットの運転状態を常時遠隔監視するシステムである。

#### 3.2 監視方法

メーカ側において、ガスタービンの起動から停止までの運転状態の監視を行い、異常兆候が見られた場合には、ホットラインにてユーザーへ不具合状況の連絡をしたり、運転に関するアドバイスを実施する。

トリップ等のトラブル発生時には、運転データを基に原因解析検討を行い、設計者及び製造関係者と連携した緊急対応の検討を実施する。

### 4. 今後の保守管理支援システムの展開

以上、現在活用されている保守管理に関する各種支援システムを紹介したが、今後の展開としては、現場のIT化による省力化や情報化が、一つの目玉になるものと考えられる。

各種計測機器センサーと多点式自動計測装置や多目的データ収録装置を用い、情報を電子データ化し、パソコンによる処理を行い、記録作成や傾向管理等に活用することは、すでに各所で採用済みである。

更に、現在、メモリー機能と通信機能を備えた小型の携帯端末と眼鏡式小型ディスプレイを用い、現場で目の前のディスプレイ上に各種データ（図面、要領書、技術文書、記録、写真など）を表示させ、これを見ながら作業ができるなどの新しいシステムがすでに開発されている。

これらの点では、更なるIT化が進み、新しいシステムが次々と開発され、より便利で使い易いものになっていくものと考えられる。

なお、この原稿の作成に当たり、ご協力やご助言をいただきました皆様方に深く感謝致します。

#### 参考文献

- (1) 森塚秀人, 藤井智晴, 高橋毅, 久保和敏, 紅村良雄, 日本ガスタービン学会誌, 28-4 (2000-7), p.296

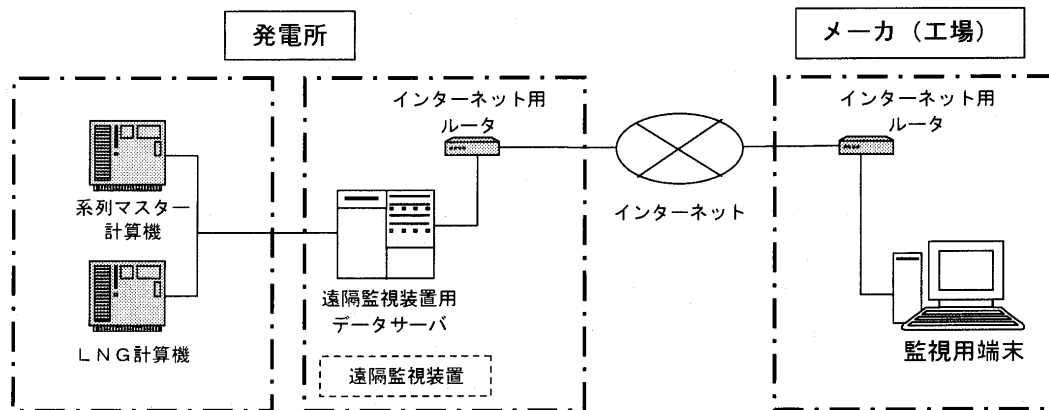


図6 オンサイトモニタリングシステム図

特集：ガスタービン高温部品の保守管理技術

# 産業用ガスタービンの高温部品の保守管理技術

平山 幸治\*1  
HIRAYAMA Koji

キーワード：高温部品、燃焼器、動翼、静翼、クリープ、クリープ歪み、クラック、高温酸化減肉  
Hot parts, Combustor, Turbine blade, Turbine nozzle, Creep, Creep strain, Decrease by hot oxidation

## 1. はじめに

「ガスタービンを導入したいのだが、維持管理費が高すぎて・・・」、これはよく耳にすることばです。環境負荷低減のためにも、エネルギー変換効率の高い、ガスタービンの積極的採用を願う我々にとって、ガスタービン高温部品の寿命延長は、大きな課題であります。高温部品は、いわゆる「超合金」であり、使用期間の延長は、希少金属を浪費しないこととなり、貴重な資源の保護にも大きな役割を發揮します。したがって、ガスタービン高温部品の寿命を延長し、本来の寿命まで“使い切る”ことは、地球環境の保全にとっても、メーカーとユーザーが一丸となって取り組むべき、重要な課題であると考えます。

ここでは、平成3年に発足しました、「日本ガスタービンユーザー会」の活動を中心として、ユーザーにおけるガスタービン高温部品の寿命延長への取り組みについて紹介し、先輩諸氏の貴重なアドバイスや叱責を頂きたいと思ひ投稿する次第です。

## 2. 日本ガスタービンユーザー会の活動状況のご紹介

本会の発足に際しては、図1に述べております、3社のご尽力に負うところが大きでありました。今では、59事業場、78機のユーザー各社の参加をいただいております。

日本ガスタービンユーザー会について			
発 足	平成3年2月：ガスタービンユーザーの自主的な集り 当時、ガスタービン発電設備の緊急停止や高温部品の損傷が予想以上に激しいことから、信頼性の向上を目指して、東燃化学川崎、富士写真フイルム足柄、住友化学千葉の呼びかけでガスタービンユーザーの情報交換の場をスタートした。 "give & take" の精神を最も大切にしている。		
活動状況	毎年1回11月に総会と技術交流会を開催 幹事会社が1年交替で代表幹事をつとめ技術交流会を主催		
幹事会社	出光石油化学徳山（会長）、東京ガス（事務局） 旭化成水島、コニカ東京、白石化学川崎、富士写真フイルム足柄 東燃化学川崎、出光石油化学千葉（計7社8事業所）		
参加会社	化学19、石油19、鉄鋼4、繊維2、製紙3、写真3、電気1 ガス1、機械2、食品1、製薬1、流通1、自動車2 （計46社59事業場）		
メーカー別	三菱重工業 45機 日立製作所 6機 三井造船 8機 三菱・ピオネ 1機	アリソン 5機 AGT 4機 川崎重工業 8機 ソーラー 1機	(計78機)

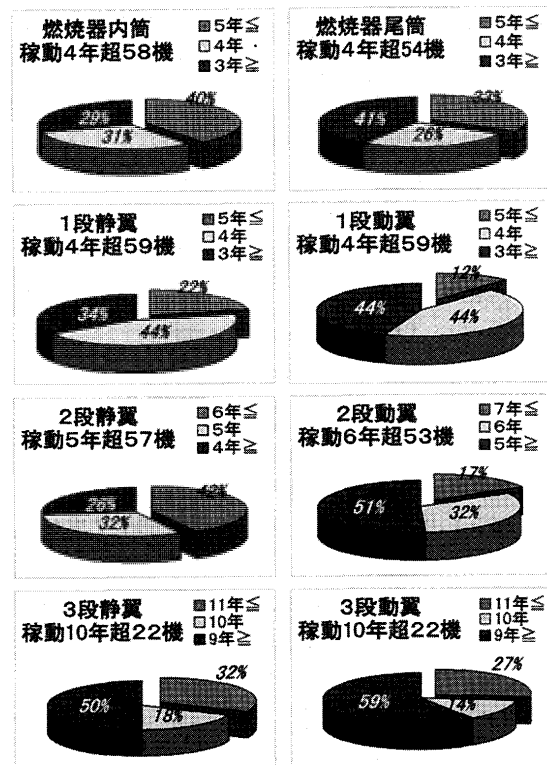
図1 日本ガスタービンユーザー会の活動状況

ります。活動は各ユーザーの自主的なものであり、“give & take”の精神を最も大切にする事としております。

## 3. ユーザー各社の高温部品の使い切り状況

ここで、日本ガスタービンユーザー会員各社の、ガスタービンの高温部品の使い切り状況について整理してみました。図2にグラフを示します。ひとことで言いますと、メーカー推奨寿命時間が大きな壁として存在していると言わざるをえません。

A重油を使用する機械にあつては、高温硫化物腐食による損傷で交換をしている事例や、ガス焚きの機械にあつても、冷却性能に問題があり損傷を受けたり、飛来物により動翼が打痕開口するといったように、明らかに損傷を受けたので交換するといった事例は、全体の2割程度の方です。残りの8割は、なんら損傷が認められない



出典：日本ガスタービンユーザー会平成12年調査班データより

図2 各社のガスタービンの高温部品の使い切り状況

原稿受付 2001年6月12日

\*1 出光石油化学(株) 徳山工場 動力課  
〒745-8691 山口県徳山市宮前町1-1

のに、廃棄してしまっているというのが実態のようです。

#### 4. 動翼クリープ寿命評価の新しい考え方

日本ガスタービンユーザー会で情報を交換してゆくとつれて、メーカー推奨寿命時間以上に使用している事例も徐々に分かってきました。そこで、各社のデータを集めてゆくことと、メーカーさんにも協力をお願いし設計の考え方を教えていただくことで、ユーザーのリスクにおいて寿命を評価できるようになってきました。

##### 4.1 動翼クリープ寿命計算実施例

ガスタービン動翼のクリープ寿命についての報文は、たくさんありますが、具体的に計算例を述べたものにはなかなか遭遇しないのが現実です。そこで、当工場のガスタービン(17.5 MW) 1段動翼 29,200 hr 使用翼についての、具体的計算例を紹介してみたいと思います。結論から申しますと、メーカー推奨寿命時間を相当超えて使えるようです。

寿命評価に必要なデータは、以下の通りです。

- ① 素材のミルシート(ヒート試験データ)
- ②  $\gamma'$ 相の観察によるメタル温度推定値
- ③ ガスタービン入口温度実績値, 運転時間
- ④ 肉厚計測データ

これらのデータをもとに、クリープ余寿命を算出してゆくわけですが、その概要は次の通りです。

STEP 1; 素材のミルシートより、素材のLMP(ラーソン・ミラーパラメーター)を求めます。

STEP 2; 1段動翼のクリープ寿命評価応力における未使用材のLMPを求めます。

STEP 3; メタル温度推定値より、翼断面総平均メタル温度を求めます。

STEP 4; 今までの運用温度を継続して使用する場合の全寿命と余寿命を求めます。

STEP 5; 使用時間, 翼断面総平均メタル温度より、使用材のLMPを推定します。

STEP 6; 運用温度を変えて運用する場合の余寿命を求めます。

ここでいう、LMPは次式の通りです。

$$LMP = (T + 273) \times (\log tr + 20) / 1000$$

T; メタル温度 $^{\circ}\text{C}$

tr; 破断時間 hr

この方法では、使用材のクリープ破壊試験データを使用しておりません。クリープの評価の問題にあつて、使用材のクリープ破壊試験データを採用しないのはおかしい、こうおっしゃられる方がほとんどだと思います。その理由は後程触れさせていただきます。

また、実際の評価にあつては、種々のマージンをどのように考えるかが、重要なポイントになってまいります。

まず、マージン抜きでの実力ベースでの計算をしてまいりますのでお含みおきください。上記STEPにしたがつて求めた、当機の1段動翼 29,200 hr 使用時点での

余寿命計算は以下のとおりです。

なお、当ガスタービン高温部品の材料は表1の通りです。

表1 出光石化徳山工場ガスタービン高温部品の材料

材料名	組成	化学成分 (wt%)									
		Ni	Cr	Co	Mo	W	Ta	Ti	Fe	他	
燃焼器	Hastelloy X	46.5	21.8	1.5	9.0	0.6	-	-	18.5	2.1	
	Tomilloy	56.6	22.0	8.0	9.0	3.0	-	0.3	-	1.1	
静翼	E-CY 768	10.0	23.4	53.0	-	7.0	3.5	0.3	1.5	1.3	
	X-45	10.5	25.5	52.2	-	7.5	-	-	2.0	2.3	
動翼(普通铸造翼)	Inco-738LC	60.1	16.0	8.5	1.8	2.6	1.8	3.4	0.2	5.7	
動翼(一方凝固翼)	MGA1400DS	Bal	14	10	1.5	4	5	3	-	4.11	

##### 4.1.1 素材のLMPの確定

まず、素材ミルシートのヒート試験のデータを表2に示します。素材の152 MPaにおけるLMPは、低い方を採用し27.08と確定しました。当然、ガスタービンメーカーさんの素材受け入れ規格を満足しております。

表2 素材のクリープ破壊試験データ

項目	試験温度	試験応力	破断時間	LMP
	$^{\circ}\text{C}$	Mpa	hr	-
応力加速試験	760	588	92.8	22.69
	760	588	80.7	22.63
温度加速試験	980	152	40.7	27.08
	980	152	45.5	27.14

##### 4.1.2 1段動翼のクリープ寿命評価応力における未使用材のLMPの確定

動翼は、当然のことながら、翼の根元部が最も応力が高くなるわけですが、翼高さ方向で温度勾配がありますので、クリープ強度を評価するにはこの温度勾配を考慮し、評価高さ位置を決定する必要があります。一般的には、翼高さのほぼ中間位置となっているようです。

そこで、当機の1段動翼の評価応力におけるLMPを求めます。評価部位、評価応力はメーカーさんから聞くしかありませんが、このとき、減肉をどれくらい考慮した応力であるか良く聞いておく必要があります。当機の場合、減肉は認められませんので、減肉なしの場合の応力でのLMPは28.33となりました。図3に、メーカーさんから

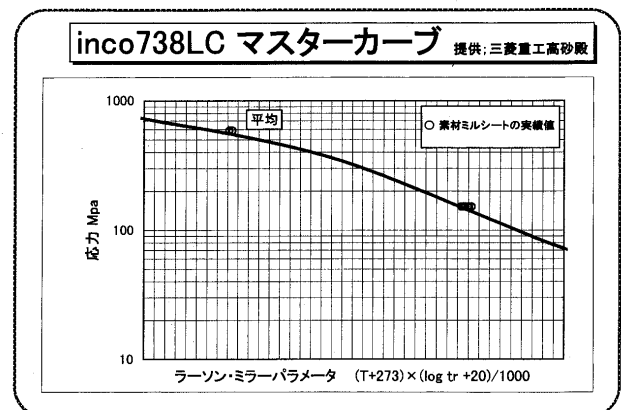


図3 inco 738 LC マスターカーブ

いただいた, inco 738 LC のマスターカーブを示します。

#### 4.1.3 翼断面総平均メタル温度の確定

メーカーさんでは, 金属間化合物である  $\gamma'$  相を観察をすることによって, 使用時間と  $\gamma'$  相の大きさとから, 履歴メタル温度の推定が可能となっております。

当機の 29,200 hr 使用 1 段動翼のメタル温度推定値は, 図 4 の観察位置において, 各肉厚中央部で 100℃ 以上の温度分布がありました。クリープ強度は翼の総断面で受け持ちます。したがってクリープ強度の計算にあたっては, 翼断面の総平均メタル温度を, より正しく求める必要があります。ここでは 10 点しか測定しておりませんが, 各測定点の肉厚や測定点間の距離等を勘案し, 各測定点が受け持つ断面積での, 加重平均値を求めてみますと 777℃ となりました。冷却通路構成部も 700℃ として評価しました。  $\gamma'$  相の観察におけるメタル温度の推定値の精度は  $\pm 30^\circ\text{C}$  と言われておりますので, これを考慮して動翼のメタル温度は 807℃ としました。

また, 測定点はできるだけ増やし, 単純平均で求められるような測定点にしようと, 今後は図 5 のように測定点を増加する計画です。

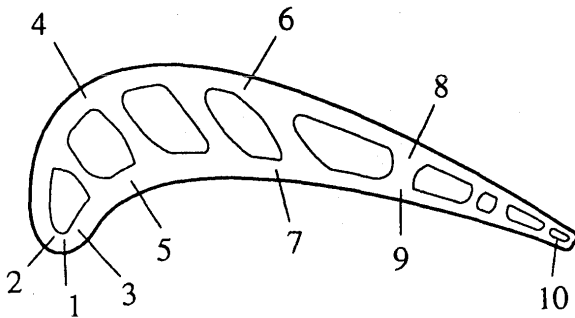


図 4 1 段動翼メタル温度観察位置

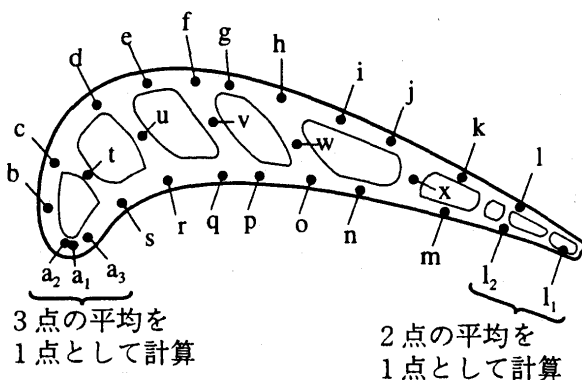


図 5 今後の 1 段動翼メタル温度観察位置

#### 4.1.4 今までの運用温度を継続して使用する場合の全寿命, 余寿命

今までの運用温度を継続すれば, 翼断面総平均メタル温度は 807℃ を継続するとします。

そうしますと全寿命は計算上以下ようになります。

$$\begin{aligned} \text{全寿命} &= 10^{((\text{LMP} \times 1000)) / (T + 273) - 20} \\ &= 10^{((28.33 \times 1000)) / (807 + 273) - 20} \\ &= 1,704 \text{ 千 hr} \end{aligned}$$

使用時間が 29,200 hr です, 余寿命は 1,674 千 hr となります。

数字の遊びの感がしないでもありませんが, 一応計算してみました。

#### 4.1.5 使用材の LMP の確定

高温で材料を使用すれば, 時間とともにクリープ寿命が消費され, LMP の値は低下してきます。普通であれば, 使用材のクリープ破壊試験結果より, 使用材の LMP を求めるわけですが, ここでは, このかわりに使用時間と翼断面総平均メタル温度より, 29,200 hr 使用材の LMP を求めます。

今, 未使用材の LMP が 28.33, これを 807℃ で 29,200 hr 使用したとすれば, LMP はいくらになっているはずであるか, ということ計算します。ここでは, 4.1.4 項で求めた余寿命の計算データを使用します。メタル温度 807℃ で, 余寿命が前記の 1,674 千 hr であるということで LMP を計算します。そうしますと, LMP は 28.32 に低下しているはずである, ということになります。

#### 4.1.6 運用温度を変えて使用する場合の余寿命

29,200 hr の間のガスタービン入口温度の平均値は, 1,100℃ でした。今後定格温度である 1,250℃ で連続運用とした場合の翼断面総平均メタル温度は, 777℃ から 828℃ にアップすると見込みました。これに温度マージン 30℃ を加えた 858℃ で余寿命を計算してみます。

$$\begin{aligned} \text{余寿命} &= 10^{((\text{LMP} \times 1000)) / (T + 273) - 20} \\ &= 10^{((28.32 \times 1000)) / (858 + 273) - 20} \\ &= 110 \text{ 千 hr} \end{aligned}$$

また, 現在は減肉はありませんが, 今後 10% 減肉するものとして計算してみますと, 51 千 hr となりました。

#### 4.2 使用材のクリープ破壊試験データを採用しない理由

クリープ試験片は、1枚の動翼からそうたくさんは採取できません。一方、4.1.3項に示しますように温度の分布は相当あります。50℃ 違えばクリープ寿命は数倍から10数倍違ってきます。したがって、クリープ破壊試験データを採用した寿命評価は、ピンポイントの評価となってしまいます。数枚のクリープ破壊試験片で、翼断面のクリープの総合力を代表させるには、あまりにも危険側にあるいは安全側に評価する、ということになるかと思います。

### 5. 高温部品の寿命の考え方

余寿命の判定値は、最低でも次の開放点検までの2年間は絶対大丈夫である、あるいは、部品の更新のための計画づくりを考えるならば今後4年間は絶対に大丈夫、というような答えが得られればよいのでありまして、それ以上の長い数値を求めることに、こだわりをみせる必要はありません。以下、私どもの、現在の考え方を述べてみます。

#### 5.1 動翼

動翼の寿命評価にあつては、マージンをどう設定するかが重要です。素材のLMP、減肉の程度、翼断面総平均メタル温度に、それぞれ適切なマージンを設定すべきです。

まず、素材のLMPについては、ミルシートの値をそのまま採用するか、メーカーさんの素材の受け入れ規格値を採用すれば良いと思います。近年の優れた品質管理状況であれば、規格外れや、過剰品質は考えにくいと思います。

減肉については、実際の減肉状況にある程度の進展を加味すれば良いと思います。当機の場合、減肉はあまり見られません。特に高温酸化減肉は、メタル温度が850℃くらいでは、減肉スピードはそう速くないようです。逆に高温酸化減肉があるようだと、相当高温になっているはずであり、すでに温度支配でのクリープ破断になっているかもしれません。

翼断面総平均メタル温度ですが、測定点を増やして翼断面の総平均値（加重平均）となるようにしませんと、高めに出てしまい寿命を短く判定してしまいます。当然、定格温度での評価とすべきです。また、 $\gamma'$ 相の観察によるメタル温度の推定値の精度誤差は、考慮しておいた方がよいでしょう。

サンプリング破壊試験で、冷却性能をみてゆくわけですが、この破壊試験の周期は、実績をつみながら余寿命時間の程度から決めることになりませんが、少しずつ延ばしてゆくつもりです。無冷却翼は、冷却性能のズレといった問題がありませんので、1度実施すればよいと考えています。

冷却翼については、吸気フィルターの強化状況にもよりますが、適度な頻度での翼冷却通路の洗浄が必要で

しょう。

そのほかの損傷として、たまに見られるのが飛来物による打痕開口です。図6に当機の事例を紹介します。飛来物は、燃焼器に付着成長し、炭化が進んで非常に硬くなったカーボンで、図7がその状況です。このカーボンの付着は燃料中の不飽和炭化水素かあるいは低負荷運用に起因するものと考えています。

当機のようなリターンフローの冷却構造の場合、動翼先端のチッププラグの、高温酸化減肉による脱落に注意が必要です。ある程度の減肉は避けられませんので、長時間使用するとなれば、定期的な補修が必要になってきます。

こういうことが今、わかってきたわけですが、当事業所の29,200 hr使用1段動翼は、平成7年10月に降ろしその後廃棄しました。今になって思えば、まだ十分使用できていたと悔やんでいるところです。



図6 1段動翼の打痕根損傷事例

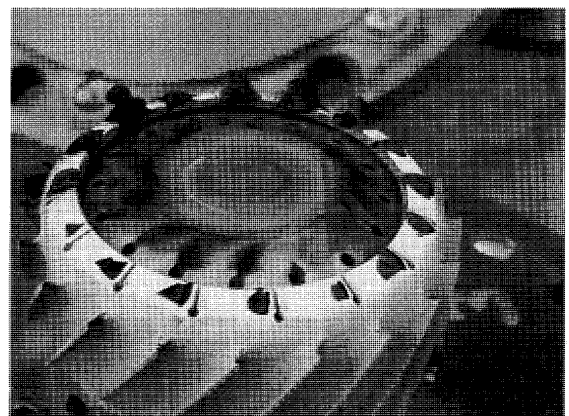


図7 燃料ノズルスワラへのカーボン付着成長状況



クリープについては、いろいろ試算してみることが、大切だと思います。

LMPは、時間とともに低下してゆくということをあらわしたグラフを、図8に紹介しておきます。ここでは敢えて、時間軸を等分目盛にしております。

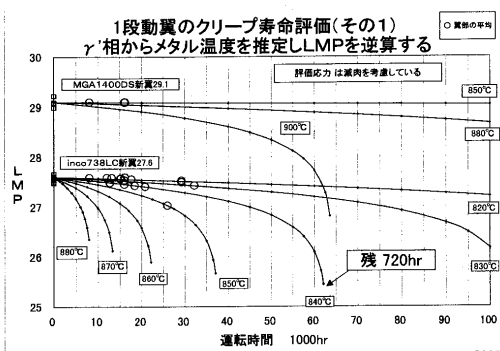


図8 LMPの低下状況グラフ

### 5.2 静翼

静翼に対してかかる応力は、ガスの流れによる曲げ応力、冷却空気の内圧、それと熱応力、といわれております。極端なケースではありますが、静翼はたとえ融けても、動翼の破断にいたるようなことはありません。融けるということは、柔らかいということです。動翼に対してもっと恐いのは、前述しました、燃焼器へのカーボン付着、脱落、飛散による動翼の打痕開口です。静翼がクラックで飛散し、動翼に大きな損傷を与えたという事例もあまり聞きません。

ここで、静翼に大きな損傷があった、当工場のもとの異なる他ユーザーの他メーカー製ガスタービンの事例を、図9、図10に紹介します。何らかの冷却性能の大幅な低下があったとのこと。

このように、静翼のダメージではクラックによる飛散以外は、大きな問題に発展しないと考えます。クラックについては、傾向をよくみてゆけばよいと思います。図11に当機の3段静翼のクラック長さの経歴を示します。クラックが発生しますと、応力が緩和する方向にゆきますので、どんどん成長するとは考えにくいと思います。

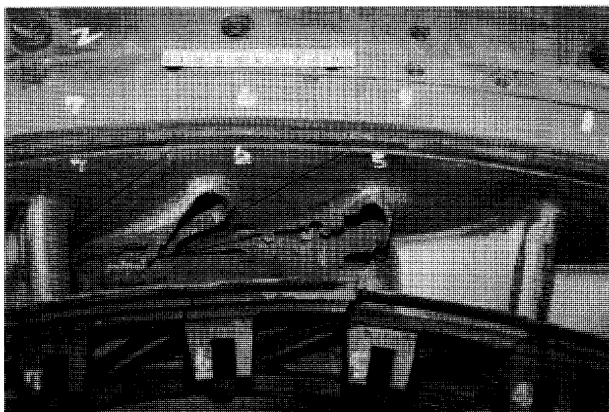


図9 1段静翼の損傷事例(1)

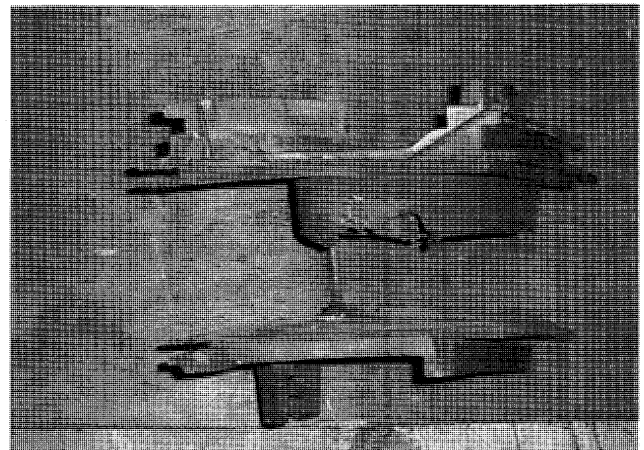


図10 1段静翼の損傷事例(2)

したがって、静翼の寿命の管理は、一般配管の肉厚の管理と同じと考えます。設計上の最少必要肉厚がいくらであるのかを、メーカーさんから提示してもらい、肉厚を測定し減少傾向を把握し管理してゆけばよい、ということだと思います。

肉厚が薄くなり限界に達しますと、クリープによる膨れが生じます。これが使い切りだと思います。

各ユーザーとも、オリジナルの肉厚を計測していないのが、ほとんどのようですが、次回からでも、肉厚の計測をされることを推奨します。ちなみに、コーティングが残っていれば、酸素に触れることがないわけで、高温酸化減肉はゼロといえます。

また、静翼を長く使うと、クリープ歪みが問題となってきます。1段静翼は両持ち支持梁構造であるので歪みませんが、2段、3段静翼は片持ち支持梁構造にならざるを得ませんので、ガス流れ後方への倒れが生じます。これがひどくなると、起動時のロータとケーシングの伸び差により、接触します。定期的な倒れの修正が必要です。

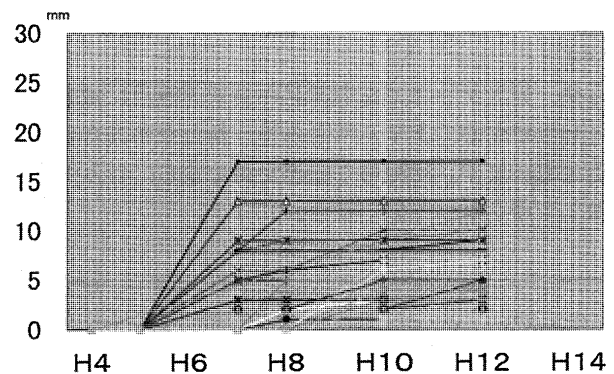


図11 3段静翼クラック長さの経歴

平成4年2月運開 運転時間；千時間 ○更新 ☆旧品使用 △破壊検査 塗りつぶしは実績 出化徳山 MF-111(B)

項目	年月	1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22																					
		4.9	5.11	6.9	7.9	8.9	9.9	10.9	11.9	12.9	13.9	14.9	15.9	16.9	17.9	18.9	19.9	20.9	21.9	22.9	23.9	24.9	25.9
部品名	メーカー推奨寿命 ×1,000hr	5	14	20	29	37		54	71		89	106		123	140		157	174					
	定検種別	0/H	0/H	簡易	0/H	0/H	-	0/H	-	0/H	-	0/H	-	0/H	-	0/H	-	0/H	-	0/H	-	0/H	-
燃焼器内筒	25				●			○	○	○				○	○								
" 尾筒	25	●			●			○	○	○				○	○								
1段 静翼	30				▲			○	○	○				○	○								
" 動翼	30 / 50	CC翼/DS翼			▲			○	○	○				○	○								△
" 分割環	30					●				×	20		○	改良品						○	14改良品実績する ため延長が期待できる		
2段 静翼	40					●														○	減肉状況により継続使用可能		
" 動翼	50					▲				△												○	DS翼化
3段 静翼	100																						
" 動翼	100																						△

△ 無冷却翼であり一度メタル温度を確認しておけば当分のOKである

図 12 出光石化徳山工場ガスタービン高温部品の更新計画

5.3 燃焼器内筒，尾筒

燃焼器内筒，尾筒については，燃焼振動による低サイクル疲労に耐え得る肉厚が，最少必要肉厚になっています。これもメーカーさんからのデータの提示をしてもらい，肉厚の管理をしてゆけばよいと思います。静翼と同様の考え方です。

6. 出光石油化学(株)徳山工場におけるガスタービン高温部品の更新実績および更新計画の紹介

以上のような考え方に基づいて，当機の今後の高温部品の更新計画を図12のように作成してみました。今までにない長期間使用に挑戦しますが，クリープ歪みが最大の課題になるであろうと予測しております。

7. おわりに

当社には，徳山工場に1台，千葉工場に2台のガスタービン発電機を有しております。高温部品代だけで，年平均約3億円要しております。これまで述べてまいりました高温部品の寿命評価の考え方で，今後の更新計画を立案すれば，高温部品代を1/2以下に削減できる見込みです。

今後，ガスタービン高温部品の長期間運用に挑戦してゆくわけですが，クリープ歪み等，新たな不具合が出現すると思います。諸兄のご指導を得ながら，ひとつずつ解決してゆきたいと思います。

参考文献

三輪光砂，ガスタービンの基礎と実際，(1989)，p.123，成山堂書店  
 火力原子力発電技術協会，火力原子力発電，Vol. 51 No. 11(2000)，p.75  
 新田明人，日本エネルギー学会誌，第78巻 第1号(1999)，p.19  
 森 昌彦 他，三菱重工技報，Vol.28 No.4 (1991)，p.409  
 恒成利康 他，機械設計，第32巻 第8号 (1988)，p.78  
 金子秀明 他，三菱重工技報，Vol.34 No.4 (1997)，P.242  
 森 昌彦 他，三菱重工技報，Vol.33 No.1 (1996)，p.42  
 塚越敬三 他，三菱重工技報，Vol.34 No.4 (1997)，P.230  
 横川賢二 他，火力原子力発電，Vol.47 No.3 (1996)，p.79  
 岡田郁夫 他，三菱重工技報，Vol.36 No.1 (1999)，P.14  
 池口 隆 他，日立評論，Vol.76 No.10 (1994)，P.39  
 原田良夫 他，三菱重工技報，Vol.22 No.3 (1985)，P.77  
 新田明人 他，火力原子力発電，Vol.43 No.7 (1992)，p.76  
 永井康男 他，火力原子力発電，Vol.38 No.9 (1987)，p.1  
 池上寿和，電気協会雑誌，62年3月号 (1987)，p.31  
 佃 嘉章 他，三菱重工技報，Vol.26 No.4 (1989)，P.311  
 久保田道雄，火力原子力発電，Vol.42 No.3 (1991)，p.24

特集：ガスタービン高温部品の保守管理技術

## 定期自主検査と点検工事の合理化

森友 嘉一\*<sup>1</sup>  
MORITOMO Yoshikazu広瀬 文之\*<sup>1</sup>  
HIROSE Fumiyuki熊田 和彦\*<sup>2</sup>  
KUMATA Kazuhikoキーワード：ガスタービン，定期自主検査，点検，合理化，作業支援，検査装置，モニタリング，  
高温部品，余寿命，履歴管理，運用計画，リサイクル

## 1. はじめに

熱効率と起動時間が短いことなど運用性に優れた特徴からコンバインドサイクル発電設備への適用を主としてガスタービン設備は増加しており，一方，更なる高出力，高効率化を目指してガスタービンの大型化，燃焼温度の高温化が進んでいる。

昨今，電力安定供給の信頼性確保とともにコスト低減の観点から発電所の定期自主検査と点検工事（以下定検と略す）の合理化を図る動向が増えてきている。特に上記のメリットを持つガスタービンは定検期間を短縮するなど合理化への要求が強く，ユーザとメーカーが一体となった定検の各種作業の工程短縮，省力化への努力が続けられている。

一方，定検の合理化に当たっては作業の合理化に限らず，ガスタービン高温部品（燃焼器，タービン動静翼等）の損傷部に対する適正な判定，評価技術とこれに基づく補修・更新部品の適切な運用計画が重要である。

## 2. ガスタービンの保守の特徴

ガスタービンの保守における特徴として有限寿命・損傷許容設計を挙げることができる。高温の燃焼ガスに曝され，また頻繁な起動停止，負荷変化など過酷な運転により大きな温度変化や振動を受ける高温部品は，摩耗，変形，亀裂，腐食・酸化，侵食等の損傷を受ける。定検においては，次回定検までのユニットの信頼性を確保するため，判定基準に基づき許容値を越える損傷については補修，更新等適切な処置を行う必要がある。

また，材料の経年劣化（脆化，クリープ損傷）等外観では判定できない損傷については，設計寿命に基づく定期的な更新，もしくは非破壊／破壊調査による余寿命評価を実施し適切な時期に更新することが必要となる。

ガスタービンの高温部品は高効率を得るために耐熱用超合金が使用されることから，保守費に占める高温部品

の比率が高く，損傷状態の判定，評価技術が保守費を大きく左右するという観点から，判定・評価技術も合理化に当たって重要な技術と言える。

さらに，高温部品は補修を行いながら使用することから運用・検査・補修の履歴を管理する必要がある，また，部品のメーカー返送補修や新規購入にあたっては数ヶ月を必要とすることから，予備品を準備し部品のローテーション計画を行う運用・管理技術も，定検の合理化と切離して考えることはできない。

## 3. 定検に伴う業務内容とその合理化の方針

## 3.1 定検に伴う業務内容

ガスタービンを構成する主要機器を図1に示す。定検ではこれらの機器の分解・点検・整備作業を適宜実施するものであるが，一般に高温部品を主とした本体の作業が定検工程上のクリチカルパスとなり，補機，計装品，構造物の点検・整備は並行作業として進められるため，本稿では本体を取り扱う業務の合理化に焦点を絞って紹介する。

ガスタービンの定検業務は，図2の作業フローにより進められ，内容により次のように分類できる。

- ① 分解・復旧
- ② 点検・検査・判定

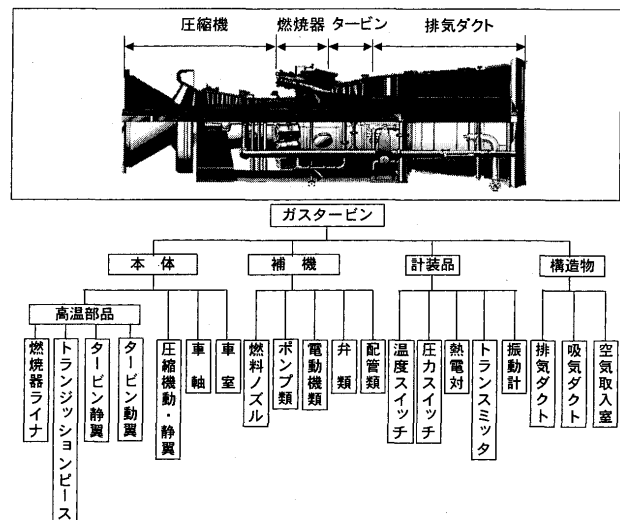


図1 ガスタービンの主要機器構成

原稿受付 2001年8月7日

\*1 (株)日立製作所 火力水力事業部 タービン設計部  
〒317-8511 茨城県日立市幸町3丁目1-1\*2 (株)日立製作所 火力水力事業部 火力予防保全技術部  
〒317-8511 茨城県日立市幸町3丁目1-1

- ③ 手入れ・補修,
- ④ 測定・調整
- ⑤ 試運転

これら実際にハードを取り扱う業務に対して、定検で補修・交換して使用する高温部品の運用を技術的・経済的にも合理的に計画する必要があることから、以下の計画・管理業務も定検に係る業務に含める必要がある。

- ⑥ 高温部品の余寿命評価・判定に係る技術
- ⑦ 高温部品の履歴等の管理
- ⑧ 高温部品の運用計画

定検に係る業務は以上のように8種類に分類できるが、各業務の合理化を図る場合には、それぞれの内容を十分に分析し、内容に応じた有効な対策を実施する必要がある。

### 3.2 合理化の方針

各業務の合理化にあたって、①～⑤のハードを取扱う業務に関しては、従来から行われている道具、計測検査装置の改善に加え、作業支援装置の開発・導入、計測装置と情報端末との活用による記録作成・判定・データ管理の自動化による省力化、工期短縮の確保が1つの柱となる。さらに、近年急速に進歩している情報・通信(IT)技術を用い、ユーザとメーカーの間でのデータを共有化し、遠隔(メーカー)からの技術指導・支援による作業効率の向上も検討可能である。

また、⑥～⑧の計画・管理業務に対しても、IT技術を導入したデータベースの構築により高温部品に関する運用、検査、補修等の履歴情報の管理と、そのデータを

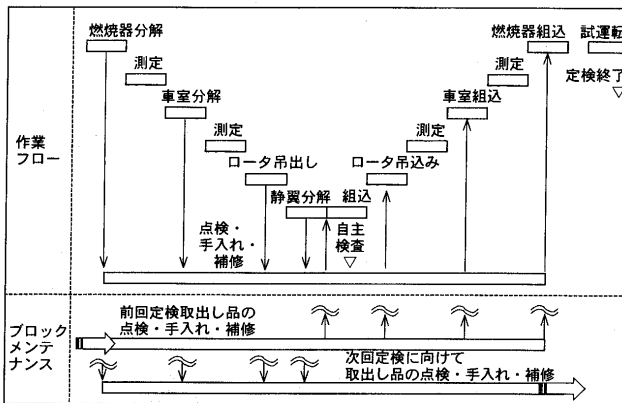


図2 定検の作業フロー

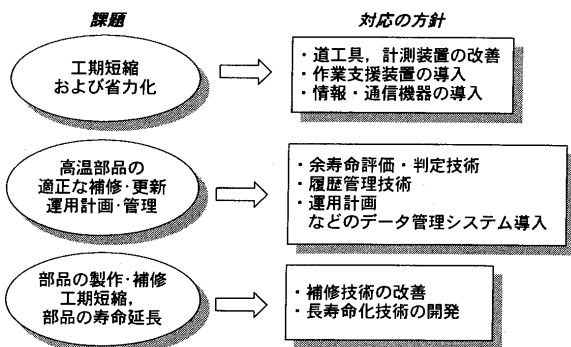


図3 定検合理化の方針

多面的に活用し余寿命の評価と運用計画を合理的に検討するシステム作りが可能となる。

最後に定検合理化へのメーカー側での取組みとして、補修技術の改善、部品の長寿命化改善が進められている。

## 4. 合理化技術の紹介

### 4.1 分解・復旧作業の合理化

ガスタービン定検時の分解・組立時に対象となるボルトは2,000本程度となることから、総作業に占める作業工数の比率が高い。したがって、エクステンションバー等の専用アタッチメント治具を活用し電動・油圧レンチの適用を進めたり(図4)、ロータカップリング等の締付量管理を行うボルトに対してコンピュータ内蔵駆動装置付油圧パワーレンチを用いることは作業工数の低減に効果的である。

芯出し・バランス作業等の段取りが必要となるロータ、ケーシング等大物、重量物の吊上・吊下作業に自動レベル出し天秤(図5)を使用することより作業の信頼性向上と省力化が可能となる。

また、ガスタービンのケーシングは圧縮機、タービンおよび排気ディフューザの各々に分割され、さらに上下半に分割されている。従来、垂直フランジを分割後、

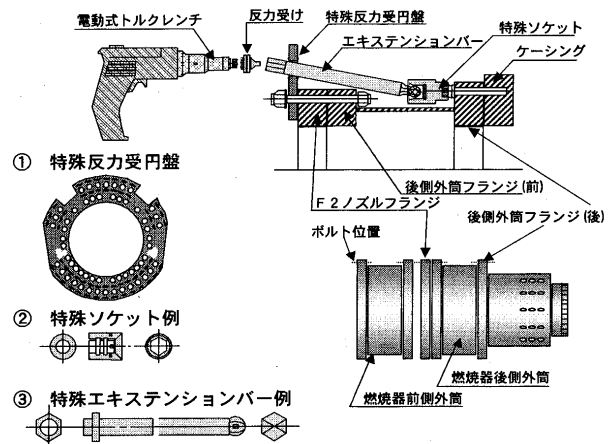


図4 エクステンションバー使用による電動トルクレンチの活用

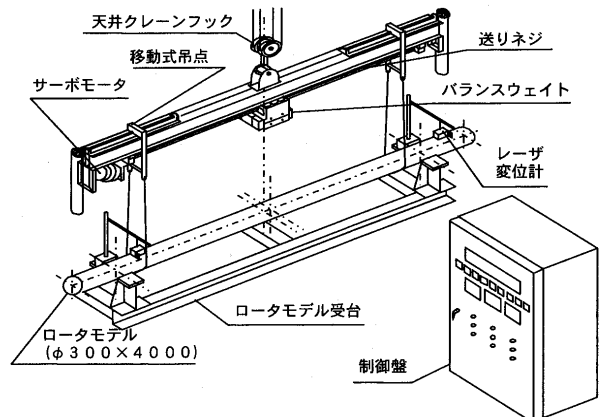


図5 自動レベル出し天秤

各々の上半ケーシングを別個に吊上・吊下作業を行っていたが、複数の上半ケーシングを一体で吊ることにより作業時間の短縮を行うことも行われている。

なお、多缶型燃焼器を持つガスタービンに関しては、燃焼器も重量物として取扱う必要がある。エンクロージャ天井にタービン軸芯に対し左右別々にホイスト用のモノレールを設置することにより、燃焼器の分解・組立に伴う吊り作業の時間短縮を図る事ができる。ケーシング下半の燃焼器に対しては天井側からの吊作業が難しいため、タービンの基礎上にレールを設け、走行、旋回が可能なスライド付リフトを使った燃焼器分解・組立支援装置が使用されている(図6)。

#### 4.2 点検・検査・判定作業の合理化

ガスタービンの高温部品は定検で分解・取出した後に、損傷(摩耗, 変形, 亀裂他)状況に応じて継続使用, 補修, 更新を判定基準に照らして決定している。特にガスタービンの動静翼および燃焼器は染色浸透探傷検査または蛍光染色浸透探傷検査により微細な亀裂状況を観察し, スケッチ, 写真記録を採取し判定基準との対比を行う必要があり, 工数が掛かる。

合理化手法は大きく2通りに分類できる。1つはブロックメンテナンスと呼ばれるもので, 例えば高温部品など予備品によるローテーション運用を行い, 点検・検査作業と並行して復旧作業を進め, 定検工程の短縮を図る方法である。この方法は予備品保有のための費用が必要であるが, 所内に同一機種を複数持つコンバインドサイクル発電所においては, 予備品の費用負担率は低くなること, また, 定検は軸毎にシリーズに実施されることが多くこれにより定検期間を有効に利用できることから, 燃焼器, タービン動静翼に限らずロータまで含めて行われている例がある。

2つ目は点検・検査・判定技術の合理化である。従来, 染色浸透探傷検査等の結果を人の目で検査し, 人の手でスケッチ, 写真撮影を行っていた作業を, 画像のパターン認識技術を応用した自動表面欠陥検出装置を採用する

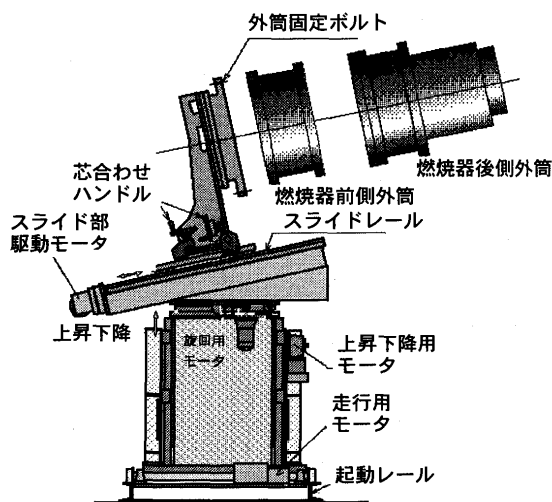


図6 燃焼器分解・組立支援装置

ことにより, 損傷の検査, 判定と記録を迅速に処理することが可能である(図7)。また, 点検の目的によっては, ケーシングから燃焼器を取出すことなく, 燃焼器内部へ CCD カメラを用いた点検装置を入れることにより, 燃焼器内面の亀裂有無の点検, 観察画像を写真記録として保管することが可能であり, 分解作業の範囲を抑え, 点検期間の短縮と省力化を図ることが可能である(図8)。

#### 4.3 手入れ・補修の合理化

取外した部品, ボルト等の手入れのなかでも洗浄, 磨き作業は現状手作業が主体であり, 部品数が多いこともあって工数が大きい一因となっている。部品の手入れ内容に合せ, 超音波, ホーニング, ドライアイスブラスト(図9)等各種洗浄装置の導入・活用により作業工数の低減を図ることが可能である。また手入れ後に使用先別に区別して部品を保管する収納ラックも用いられる。

なお, 高温部品の補修は通常工場返送補修となり比較的長い工期が必要で, 定検のクリチカルパスに影響を与えることから, 前節でも述べた予備品のローテーション運用を含むブロックメンテナンスを適用して工程の短縮を図ることが効果的である。

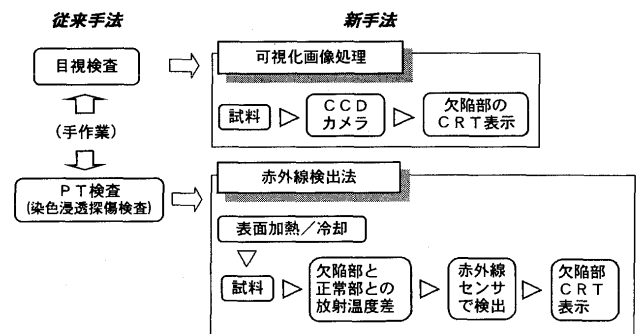


図7 表面欠陥検出の自動化

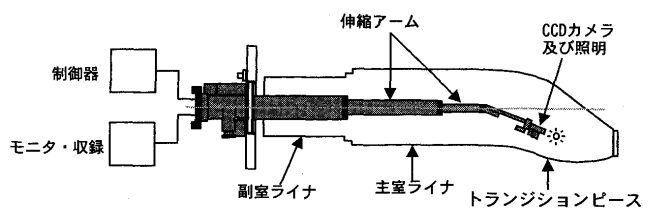


図8 燃焼器内部点検装置

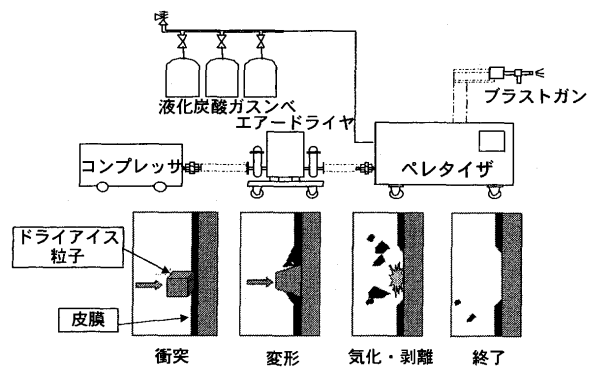


図9 圧縮機のドライアイス洗浄装置

### 4.4 測定・調整の合理化

定検における翼車間隙や軸受、ケーシングのアライメント測定・調整はユニット安定運用のため重要であるが、測定項目・点数も多く、作業改善による合理化の対象となる。合理化技術では、非接触センサによる翼車間隙の自動同時多点計測・データ処理（図10）、モバイルPCに接続したデジタルノギス、デジタルギャップゲージ活用による計測・データ処理（図11）がある。また、従来のピアノ線アライメントに変わるレーザアライメント法の導入（図12）など、デジタル測定装置と情報端末とを活用した測定、記録および整理の半自動化を図ることにより作業工数の低減と省力化が可能である。

また、蓄積した計測データを分析して測定ポイントの

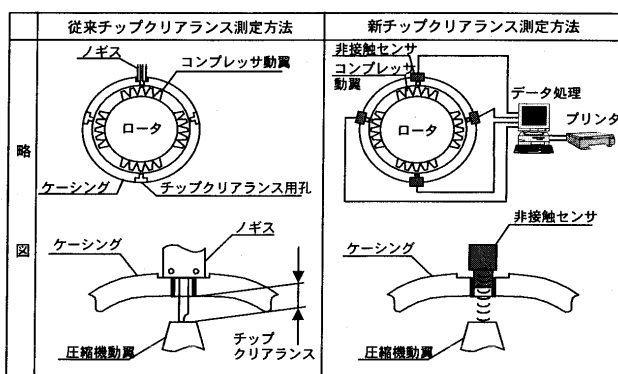


図10 非接触センサによる翼車間隙の多点自動計測装置

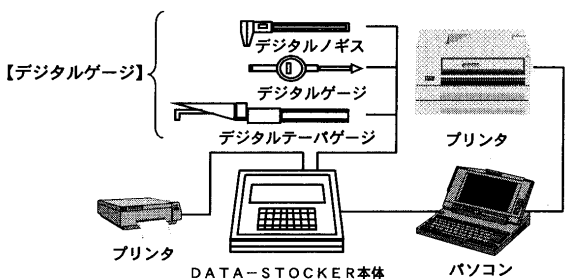


図11 デジタルゲージ使用によるデータ処理の半自動化

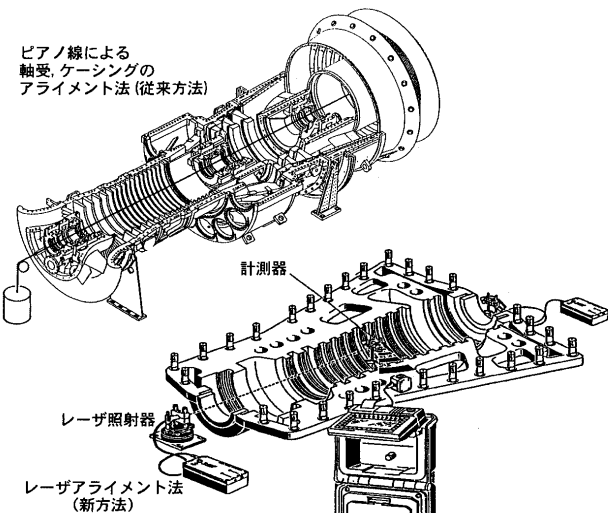


図12 レーザアライメント法

削減や測定周期の延長など、測定作業の簡素化についてユーザ、メーカー間で協調して検討することも合理化を図る1つの手段となる。

### 4.5 試運転の合理化

定検後の試運転は、各部部品の補修・更新・調整の結果が良好なことを確認し、次回定検までのユニット安定運用を確保するため運転状態値や保安装置の確認を行う上で重要な意味を持つ。したがって工程短縮の目的のみで試験、確認項目を安易に削除することは慎まなければならないが、メーカーと試運転項目、確認内容について吟味し簡素化を図ることで工程を短縮できる可能性はある。

なお、近年高速・大容量化しているの情報・通信技術を活用し、現地（ユーザ）と工場（メーカー）とで運転データを共有化し、工場でモニタリングすることにより試運転に対する適切で迅速な技術指導・支援が可能となってきた。この方法は定検時期に限らず適宜実施することで、ユニット運転状態の特徴把握や状態値の傾向監視データの蓄積により、定検時対応内容の事前検討やトラブル発生兆候を捕らえて事前の対応が可能となる。このように遠隔モニタリング技術を適用することにより、定検試運転の合理化にとどまらず、運用保守全般からみて予防保全的処置が可能となることから、メーカーによるモニタリングサービスや包括メンテナンスサービスという新たなビジネスが拡大しつつある。

### 4.6 高温部品の余寿命評価・判定に係る技術

高効率を生み出す源であり、かつ、信頼性確保上のポイントとなる高温部品を適切に補修し更新することはユニットの健全性と保守費の観点より重要となる。

適切な補修、更新は高温部品の損傷状態の適切な把握と余寿命の評価技術に依存するので、この評価技術は定検合理化技術の一部を成すものであり、以下ガスタービン高温部品の余寿命評価技術について紹介する。

- (1) 高温部品の材料 ガスタービンのガスタービンの高温部品にはCo基、Ni基の耐熱合金が使用されている。主要な部品の使用材料の一例を表1に示す。

表1 ガスタービン主要高温部品の材料一覧

部品		F7E型		F7FA型					
タービン	静翼	第1段	FSX-414 (精鑄)	FSX-414 (精鑄)					
		第2段	FSX-414 (精鑄)	GTD-222 (精鑄)					
		第3段	FSX-414 (精鑄)	GTD-222 (精鑄)					
タービン	動翼	第1段	GTD-111 (精鑄)	GTD-111 (一方凝固精鑄)					
		第2段	IN-738 (精鑄)	GTD-111 (精鑄)					
		第3段	U-500 (精鑄)	GTD-111 (精鑄)					
燃焼器	ライナ トランジション ピース	Hastelloy-XおよびHS-188 N-263							
材料名称		組成 (wt%)							
		Ni	Cr	Co	Fe	W	Mo	Ti	Al
	FSX-414	10.0	29.0	ベース	1.0	7.0	-	-	-
	HS-188	22.0	22.0	ベース	1.5	14.0	-	-	-
	GTD-111	ベース	14.0	9.5	-	3.8	1.5	4.9	3.0
	IN-738	ベース	16.0	8.3	0.2	2.6	1.8	3.4	3.4
	U-500	ベース	18.5	18.5	-	-	4.0	3.0	3.0
	GTD-222	ベース	22.5	19.0	-	2.0	-	2.3	1.2
	Hastelloy-X	ベース	22.0	1.5	1.9	0.7	9.0	-	-
	N-263	ベース	22.0	20.0	0.4	-	6.0	2.1	0.4

- (2) 高温部品の経年劣化・損傷形態 ガスタービンの高温部品は、その運転環境により高温下における酸化・腐食、高温・高応力下でのクリープ損傷・材料組織変化、起動・停止による低サイクル疲労、振動等による高サイクル疲労等種々の経年劣化の様相を示す。図13に高温部品の経年劣化の分類とその対象となる部品・内容について示す。これらの劣化形態、進行状況を定検時に詳細に把握し、運転に支障を与えないよう点検結果に基づき部品の補修、更新等の適切な予防保全措置を講じてユニットの信頼性を保つ必要がある。
- (3) 高温部品の寿命管理 ガスタービンの高温部品の寿命を決定する要因としては、主要因としてクリープ損傷（主として運転時間に依存）、低サイクル疲労（主として起動・停止回数に依存）があり、加速要因として運転時間、空気および燃料の性状による材料劣化、高温腐食、エロージョンがある。

高温部品の寿命は、ユニットに特有な運用形態やこれらの要因の複合した影響を受けることから精度の高い予測は難しい状況にある。したがって高温部品の寿命管理は、当該品の運転時間に起動回数と負荷変化回数を加味した等価運転時間により評価する方式が主流となっている。

等価運転時間方式での寿命管理の考え方を示す。

$$L = H + A \times (N + \Sigma(B \times S))$$

- L：等価運転時間 (h)
- H：実運転時間 (h)
- N：起動回数 (回)
- A：起動回数の等価運転時間への換算係数
- B：負荷変化回数の等価起動回数への換算係数
- S：負荷変化回数 (回)

高温部品の寿命管理をする場合、上記等価運転時間Lが各部品毎に設定された計画寿命時間に到達した時点で、その部品は寿命を消費したことになる。

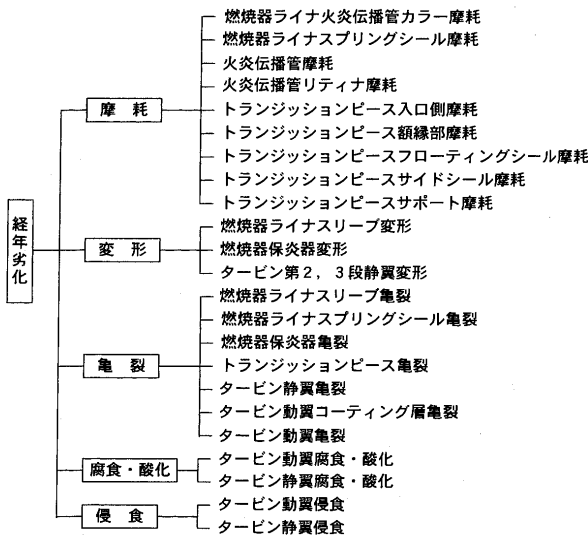
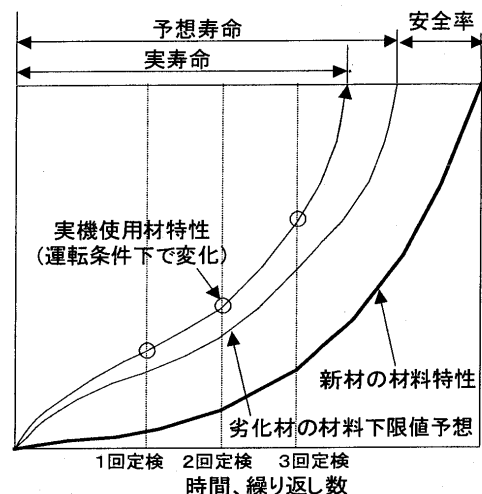


図13 高温部品の経年劣化とその内容

高温部品の寿命は各ユニットの運転条件・環境条件によって大きく影響されるため、より精度の高い寿命管理を行うためには、運転実績に基づく材料データの蓄積を図り各プラントに合った寿命管理方法を確立する必要がある。また、部品の損傷状況をより精度良く把握するための余寿命評価技術が一層重要となる。

- (4) 高温部品の余寿命評価技術 図14に高温部品の余寿命評価の考え方を示す。高温部品の予想寿命は新材の材料特性から標準的条件下での劣化進行状況を予想して設定しているため、実運転において寿命時間に差を生じる。したがって、寿命途中の段階で実機使用部品の調査を行い、予め評価していた同材料の劣化状況との比較により精度の高い実寿命を予測し、部品交換時期決定につなげるものである。

余寿命評価のための高温部品の調査は、使用材料の劣化特性を考慮して適宜行われる。表2にその調査内容を示す。



設計段階では新材の材料特性から安全率を見込んで予想寿命を設定。実機使用材を調査することにより、実運転環境での寿命損傷率の精度を向上させる。

○：定検時の検査による実機使用材劣化評価データ

図14 余寿命評価の考え方

表2 高温部品の余寿命調査内容

調査項目		部品	燃焼器ライナ	トランジッションピース	タービン静翼	タービン動翼
非破壊調査	材料特性	硬度	○	○	○	○
		ミクロ組織	○	○	○	○
	外観	摩耗	○	○	○	○
		変形	○	○	○	○
		亀裂	○	○	○	○
		腐食・酸化	○	○	○	○
破壊調査	材料特性	侵食	○	○	○	○
		断面硬度	○	○	○	○
		断面ミクロ組織	○	○	○	○
		常温引張	○	○	○	○
	コーティング	高温引張	○	○	○	○
		クリープラプチャ	○	○	○	○
コーティング	線・面分析	○	○	○	○	
	断面ミクロ組織	○	○	○	○	
コーティング	線・面分析	○	○	○	○	
	線・面分析	○	○	○	○	

#### 4.7 高温部品の履歴等の管理

前述のように、ガスタービンの高温部品は定検時の点検の結果、損傷が認められても判定基準内のもは許容し、基準から外れたものは補修または更新して使用する。

また、予備品準備によるローテーション運用も実施する。このため、有限寿命であり且つ比較的高価な高温部品を適切に管理・運用し、保守費を合理的に使用するためには次の項目を管理する必要がある。

- ① 部品個別 No 毎の管理
- ② 組込ユニット毎の運転時間・起動回数等運転履歴
- ③ 消費寿命および余寿命
- ④ 前定検までの点検記録（損傷状態）
- ⑤ 前定検までの補修履歴（損傷に対する補修の内容）

などの高温部品管理は、現状ユーザとメーカーが必要に応じてそれぞれ別個に実施している。しかしながら、近年進歩が著しいIT技術を使用し、ユーザとメーカーとで可能な範囲で相互にデータを提供し、共有化することによってデータの精度が上がり、高温部品寿命評価精度の向上を図ることが可能と思われる。

従来はユニット計算機で一部行っていた部品管理（図15）も、最近のシステムを使用すればユーザとメーカーとがデータベースを共有することにより、パソコンで十分に活用できる環境が整ってきた。

#### 4.8 高温部品の運用計画

上記のように高温部品の消費寿命/残寿命を含めた記録管理が可能になると、次のステップとして高温部品の合理的な運用と保守の計画を行うことが可能となる。

まず、高温部品は耐熱用超合金の精密鋳造や製缶・機械加工品であることから、製作期間、補修期間も一般的に長く必要である。上述のローテーション運用に部品の補修および更新の時期を盛込むことにより、長期的な予算計画とその平準化の策定が可能となる。

また、高温部品をいつ、どのユニットに組込むと寿命

消費上効率が良いかの検討が可能である。例えば、①ユニット組込部品の中で経年劣化の度合いがクリチカルな部品（例えばタービン第1段動翼）の寿命を効率良く消費させる定検実施時期の検討。②予定された定検実施時期に対して保有している高温部品の内、予備品を含めたどのセットを組み込むと寿命消費の上で効率が良いかの検討等、中長期的な観点から定検の合理化に当たり重要な課題の検討も容易になる。

#### 4.9 補修技術の改善

メーカー側で合理化に取り組む課題として、高温部品補修・製作の工期短縮、コスト低減を図るための補修技術改善、点検・補修周期の延長を狙った高温部品長寿命化の改善がある。

補修技術の改善ではタービン静翼の酸化減肉、亀裂発生部にクーボン補修の適用、また、最近ではタービン静翼の補修に液相拡散接合が適用され始めた。

また、タービン1段動翼の耐食コーティングの再コーティングやチップ酸化減肉部の溶接補修技術が最近実用化された。合せて燃焼器やタービン静翼の遮熱コーティングの改善が進められ、タービン動翼への適用も始まった。摩耗が生じ易い燃焼器部品については、ステライト、Cr-C系コーティングの適用が行われている。

#### 4.10 高温部品材料のリサイクル

定検業務の一環として、地球資源の有効利用と環境保全の観点から、有限寿命である高温部品に使用されている希少金属 Ni,Co などのリサイクルをユーザとメーカーが協力し取り組む必要がある。

### 5. おわりに

ガスタービンの特に既設ユニットにおける定期自主検査および点検工事の合理化について、ハード面で実施されている改善内容の紹介を行った。

また、ガスタービンの最も特徴ある部品である高温部品の余寿命評価手法とその結果に基づく履歴管理および運用計画等を行うソフト面での合理化も中長期的スケジュールからみて、定検を合理的に進めていく上で重要であるので合せて紹介した。

これらの技術は、ユーザとメーカーがプラントやユニットの特徴により生じる定検業務の経験をもとに進めてきているものであり、ガスタービンの定検合理化を推進する上で参考になると考える。

ユーザと一緒に、われわれメーカーも更なる合理化技術の開発に努めていく所存である。

#### 参考文献

- (1) 火力原子力発電技術協会編，火力原子力発電，51-11（2000年11月），p.75
- (2) 木幡 努，火力原子力協会 現場技術者を対象とした運転・保守技術に関する講習会資料，1998年2月，p.105

管理用計算機 履歴データ検索システム

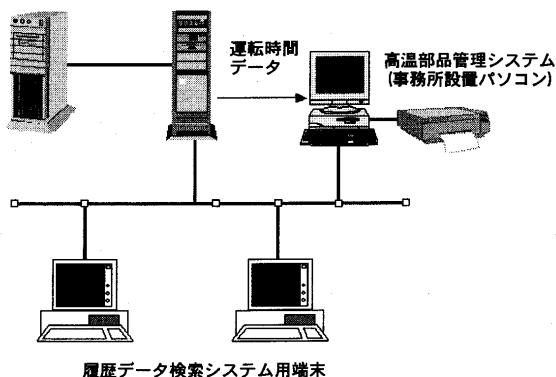


図15 高温部品管理システムの一例



## ガスタービンの熱力学(2)

川口 修\*<sup>1</sup>

KAWAGUCHI Osamu

キーワード：ガスタービンサイクル，熱力学，熱効率，再生サイクル，中間冷却サイクル，再熱サイクル

### 1. 出力と温度比，圧力比の関係

ガスタービンの基本性能を評価する場合には，作動流体（一般には空気）の単位質量流量当たりの出力で定義される比出力  $L_s$  あるいは実際比出力  $L_{sa}$  をとることが多い。ガスタービンの出力はタービンの出力  $L_t$  から圧縮機駆動  $L_c$  に使われる仕事を差し引いたものであるのので，圧力比  $\phi$ ，最高最低温度比  $\theta$  の基本ガスタービンの比出力は以下ようになる。ただし，作動流体の比熱  $c_p$  は一定， $\kappa$  は圧縮過程，膨張過程における比熱比を表す。

$$\begin{aligned} L_s &= L_t - L_c \\ &= c_p T_1 \left\{ \theta \left( 1 - \phi^{-\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) - \left( \phi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \right\} \end{aligned} \quad (1-1)$$

$$\begin{aligned} L_{sa} &= L_{ta} - L_{ca} \\ &= c_p T_1 \left\{ \theta \eta_t \left( 1 - \phi_t^{-\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) - \frac{1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \right\} \end{aligned} \quad (1-2)$$

式(1-2)において，圧力比を圧縮機圧力比  $\phi_c$  とタービン膨張比(圧力降下比)  $\phi_t$  に分けて考えている。圧力損失を伴う実際サイクルでは， $\phi_c$  より  $\phi_t$  の方が若干小さくなるが，簡易計算では両者を区別せずに等しく圧力比  $\phi$  とする場合が多い。

ガスタービンの出力も比出力も，その最大値を与える圧力比があり，これを最適圧力比  $\phi_{opt}$  という。それぞれの式を圧力比  $\phi$  で微分し，零と置くことによって  $\phi_{opt}$  を以下のように求めることが出来る。最適圧力比  $\phi_{opt}$  は，圧縮機，タービンの効率の向上とともに増加し，また，最高最低温度比  $\theta$  が上昇すると単調に増加する。

$$(\phi_{opt})^{2m} = \eta_c \cdot \eta_t \cdot \theta \quad m = \frac{\kappa-1}{\kappa} \quad (1-3)$$

比出力に対して最適圧力比が存在する理由は以下のように考えられる。圧力比が増加すると圧縮機出口温度  $T_2$  が上昇し，タービン入口温度  $T_3$  まで作動流体を上昇させるに要する燃料が少なくてすむため，熱効率  $\eta_a$  が増加する。しかし，圧力比がさらに増加すると圧縮機入力が増加し，タービン出力との差である有効仕事が減少

し，圧縮機出口温度の上昇による燃料消費量の減少を上回るようになり，それ以上の圧力比の増加は却って比出力の低下をきたすようになるためである。最適圧力比の存在は，熱効率についても同様である。

タービンによる出力から圧縮機の入力を差し引いた有効仕事の，タービン出力に対する割合を仕事比といい，これを  $\alpha$  で表すと

$$\alpha = \frac{L_t - L_c}{L_t} = 1 - \frac{\phi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{\eta_c \cdot \eta_t \cdot \theta} \quad (1-4)$$

となる。仕事比  $\alpha$  を大にするには，上式から明らかのように，圧縮機効率  $\eta_c$ ，タービン効率  $\eta_t$  を向上させるか，最高最低温度比  $\theta$  を大きくすればよい。

### 2. 圧力損失の影響

ガスタービンは速度形内燃機関であるので，作動流体の流動に伴う圧力損失の影響は無視できない。特に燃焼器においては燃焼の安定性を維持し，完全燃焼を期するために種々の空気流動の工夫を行うためにある程度の圧力損失  $\Delta P_b$  は必要である。その他，空気吸い込み口，排気消音ダクト等の圧力損失も含めて，その全体効率に及ぼす効果を見積もることが必要である。特に圧力損失の大きい燃焼器と延長ダクトに注目し，

$$\begin{aligned} P_3 &= P_2 - \Delta P_b \\ &= P_2 (1 - \varepsilon_b) \end{aligned} \quad (2-1)$$

のように圧力損失率  $\varepsilon_b$  を定義すると，前号に示した実際熱効率の定義式より以下ようになる。

$$\eta'_a = \frac{\eta_t \theta \left\{ 1 - \phi_t^{-\frac{\kappa-1}{\kappa}} (1 - \varepsilon_b)^{-\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\} - \frac{1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right)}{\theta - \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \right\}} \quad (2-2)$$

$\varepsilon_b \ll 1$  より  $(1 - \varepsilon_b)^{-\frac{\kappa-1}{\kappa}} \cong 1 + \{(\kappa-1)/\kappa\} \cdot \varepsilon_b$  と近似できるから

$$\eta'_a = \eta_a - \frac{\eta_t \theta \{(\kappa-1)/\kappa\} \varepsilon_b \cdot \phi_t^{-\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{\theta - \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \right\}} \quad (2-3)$$

となる。すなわち，基本サイクルの場合は，熱効率の低

原稿受付 2001年8月6日

\*1 慶應義塾大学理工学部機械工学科

〒223-8522 横浜市港北区日吉3-14-1

下は圧力損失率  $\epsilon_b$  に比例するので、圧力損失を極力低くすることが望ましい。圧力損失による熱効率の低下はある圧力比で最小になり、 $T_3$  が低く  $\theta$  が小さいほど、また、 $\phi$  が大きいほど圧力損失率  $\epsilon_b$  の熱効率への影響は大きい。

[例題 1]

圧縮機入口温度 300 K、タービン入口温度 1000 K、圧力比 5 の理想基本サイクルガスタービンにおいて、圧縮仕事、有効仕事を求めよ。ただし、作動流体の比熱は  $c_p = 1.00$  [kJ/(kg·K)] 一定とし、比熱比  $\kappa = 1.40$  とする。  
[解]

圧縮機における作動流体の単位流量当たりの圧縮仕事は、入口および出口温度をそれぞれ  $T_1$ 、 $T_2$  とし、圧力比を  $\phi$  とすると式 (2-6) より

$$\begin{aligned} L_c &= c_p(T_{2s} - T_1) = c_p T_1 \left( \phi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \\ &= 1.00 \times 300 \left( 5.0^{\frac{1.40-1}{1.40}} - 1 \right) = 175 \quad [\text{kW}/(\text{kg}/\text{s})] \end{aligned}$$

となる。またタービンの単位流量当たりの出力は、入口と出口の流体温度をそれぞれ  $T_3$ 、 $T_4$  とすると

$$\begin{aligned} L_t &= c_p(T_3 - T_{4s}) = c_p T_3 \left( 1 - \phi^{-\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) \\ &= 1.0 \times 1000 \left( 1 - 5.0^{-\frac{1.40-1}{1.40}} \right) = 369 \quad [\text{kW}/(\text{kg}/\text{s})] \end{aligned}$$

という値が得られる。タービン出力から圧縮機駆動仕事を差し引けば以下の有効仕事を得られる。

$$L = L_t - L_c = 369 - 175 = 194 \quad [\text{kW}/(\text{kg}/\text{s})]$$

[例題 2]

[例題 1] において圧縮機効率  $\eta_c = 0.80$ 、タービン効率  $\eta_t = 0.85$  としたとき、燃焼器において設定すべき燃空比、実際熱効率はいかほどか、ただし、燃料の低発熱量は  $42 \times 10^3$  kJ/kg とし、燃焼効率  $\eta_b = 0.98$ 、圧力損失はなしとする。

[解] 圧縮機の出口温度は、以下のように求まる。

$$\begin{aligned} T_2 &= T_1 \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \right\} \\ &= 300 \left\{ 1 + \frac{1}{0.80} \left( 5.0^{\frac{1.40-1}{1.40}} - 1 \right) \right\} = 519 \quad [\text{K}] \end{aligned}$$

となり、タービン入口温度が 1000 K であるので、この温度差分だけ加熱する必要があるから、単位流量当たりの加熱量  $q$  は以下のように求められる。

$$q = c_p(T_3 - T_2) = 1.0(1000 - 519) = 481 \quad [\text{kJ}/\text{kg}]$$

従って、設定すべき燃空比は、

$$\begin{aligned} f &= q / (\eta_b \cdot H_u) = 481 / (0.98 \times 42 \times 10^3) \\ &= 0.0117 \end{aligned}$$

と求められる。

実際熱効率は前に求めた結果から

$$\eta_a = \frac{L_a - L_{ca}}{q} = \frac{(369 \times 0.85) - (175/0.80)}{481} = 0.197$$

と求められる。あるいは温度比、圧力比、圧縮機、タービンの効率等の数値から直接  $\eta_a$  を求めることもできる。

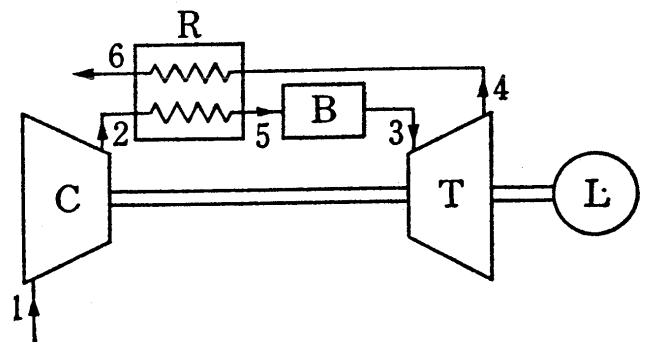
### 3. 種々の改良サイクル

#### (1) 再生サイクル

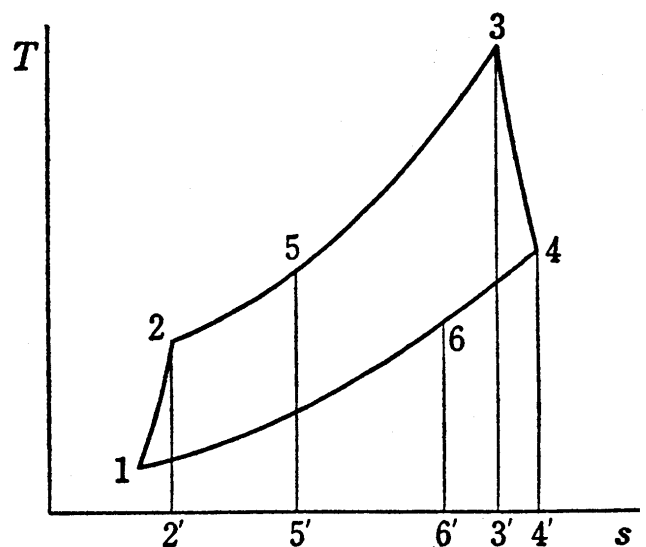
基本サイクルガスタービンの圧縮機と燃焼器の間に熱交換器を入れ、圧縮機を出た高圧空気を、タービンを出た高温排気で加熱し、燃焼器に流入する空気の温度を高めることによって加える燃料の量を減らす形式のガスタービンを再生サイクルガスタービンという。図 3-1 (a) は再生サイクルガスタービンの構成を示したもので、図 3-1 (b) は再生サイクルを  $T-s$  線図上に表したものである。

タービンを出た排気は圧縮機出口の空気に比べてかなり高温であるので、 $T-s$  線図上の面積  $44'6'6$  に相当する排気の熱量は熱交換器において回収され、等しい面積  $22'5'5$  に相当する熱量が圧縮機を出た空気に与えられる。従って、圧縮空気に対して外部からの加熱に必要な熱量は面積  $55'3'3$  に相当する熱量分のみとなる。

タービンを出た排気のもつエンタルピのうち、どれだ



(a)



(b)

図 3-1 再生サイクルガスタービンの構成と  $T-s$  線図  
(C: 圧縮機, R: 熱交換器, B: 燃焼器, T: タービン)

けが回収できるかという意味で再生効率または熱交換器の温度効率  $\eta_r$  が次式で定義される。

$$\eta_r = \frac{T_5 - T_2}{T_4 - T_2} \tag{3-1}$$

従って、熱交換器を出た空気温度  $T_5$  は、圧縮機出口温度  $T_2$ 、タービン出口温度  $T_4$  より以下のように求められる。

$$\begin{aligned} T_5 &= T_2 + \eta_r(T_4 - T_2) = (1 - \eta_r)T_2 + \eta_r T_4 \\ &= (1 - \eta_r)T_1 \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \right\} + \\ &\quad \eta_r T_3 \left\{ 1 - \eta_t \left( 1 - \phi_t^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) \right\} \end{aligned} \tag{3-2}$$

燃焼器での加熱量は単位流量当たり  $q = c_p(T_3 - T_5)$  となるから、再生サイクルガスタービンの熱効率は以下のように求まる。ただし、定圧比熱  $c_p$  は一定とする。

$$\begin{aligned} \eta_{ar} &= \frac{\eta_t c_p T_3 \left( 1 - \phi_t^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) - \frac{c_p T_1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right)}{c_p(T_3 - T_5)} \\ &= \frac{\eta_t \theta \left( 1 - \phi_t^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) - \frac{1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right)}{\theta - (1 - \eta_r) \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \right\} - \eta_r \theta \left\{ 1 - \eta_t \left( 1 - \phi_t^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) \right\}} \end{aligned} \tag{3-3}$$

となる。圧力比  $\phi_c$  とタービン膨張比  $\phi_t$  を等しいとし、圧力比  $\phi$  と熱効率  $\eta_{ar}$  の関係を、 $\eta_r$  をパラメータとして定性的に示したのが図 3-2 である。再生によって最高効率を与える圧力比は小さくなり、また、ある圧力比以上では再生することによってかえって熱効率が下がる。再生の意味のある限界の圧力比は限界圧力比  $\phi_{cr}$  と呼ばれ、圧縮機出口温度とタービン出口温度が等しいとき ( $T_2 = T_4$ ) に相当する。

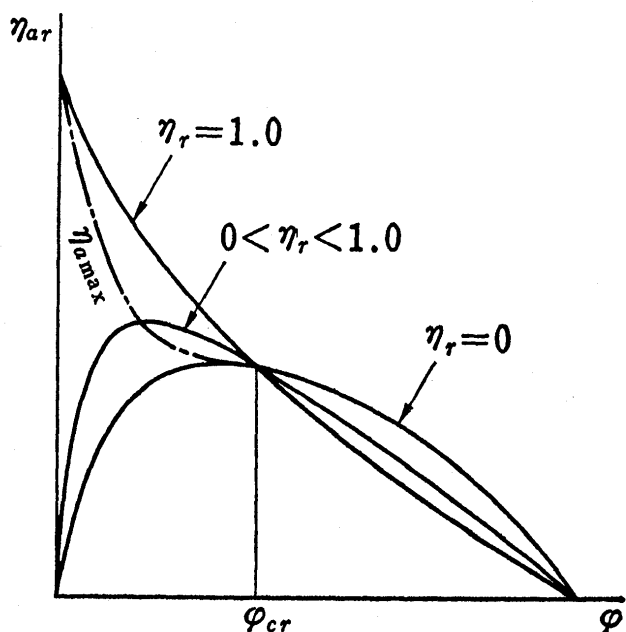


図 3-2 再生サイクルの熱効率

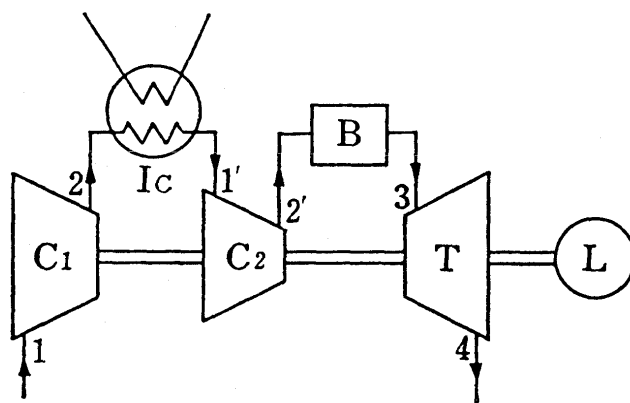
(2) 中間冷却サイクル

圧縮機で空気を圧縮すると次第に温度上昇し、比容積が増えることで流量あたりの圧縮仕事が増えるので、圧縮機を何段かに分け、その途中で圧縮空気を冷却して比容積を下げ、圧縮仕事の減少をはかることがある。これを中間冷却という。

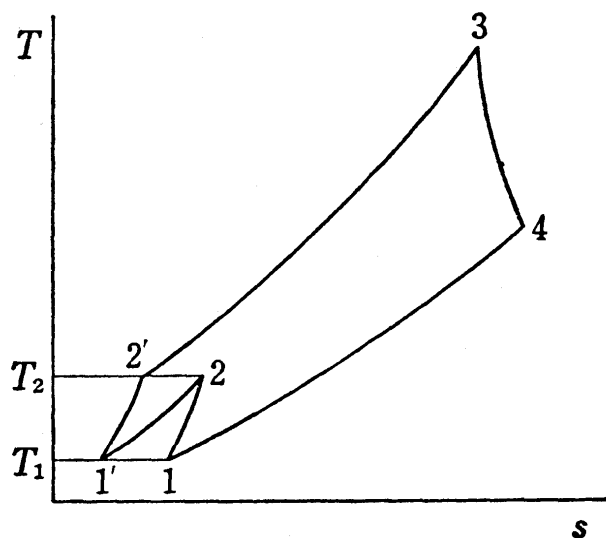
図 3-3(a), (b)に、圧縮機を 2 つに分け、1 段目の圧縮機を出た高圧空気を冷却して 2 つ目の圧縮機でさらに圧縮する中間冷却サイクルガスタービンの構成および  $T-s$  線図を示す。中間冷却を 1 段のみ行う場合の圧縮機入力、各段の圧縮機が同一の効率を示すものとすれば

$$L_{c2a} = \frac{c_p T_1}{\eta_c} \left\{ \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} + \left( \frac{P_2'}{P_1'} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 2 \right\} \tag{3-4}$$

と表されるが、圧縮機をどのように分割するかによって入力に変化する。入力を最小にする中間圧力は圧縮機の入口と出口の相乗平均圧力となることは容易に証明され、



(a)



(b)

図 3-3 中間冷却サイクルガスタービンの構成と  $T-s$  線図 ( $C_1$ : 第 1 段圧縮機,  $C_2$ : 第 2 段圧縮機,  $I_c$ : 中間冷却器,  $B$ : 燃焼器,  $T$ : タービン,  $L$ : 負荷)

$P_2 = \sqrt{P_1 P_2'}$  となり,  $P_2/P_1 = P_2' P_1' = \phi^{1/2}$ ,  $T_2/T_1 = T_2'/T_1' = \phi^{(\kappa-1)/2\kappa}$  となる。したがって圧縮機入力は, この場合は

$$L_{c2a} = \frac{2c_p T_1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{2\kappa}} - 1 \right) \quad (3-5)$$

となる。

しかしながら, 中間冷却をして圧縮機入力を減らし有効仕事を増やしても, 圧縮機出口温度は降下するので, その分の温度上昇は加熱して補わなければならない。したがって比出力は増大しても熱効率は必ずしも向上しない。実際熱効率は次式で与えられ, 圧力比  $\phi$  と熱効率  $\eta$  の関係を図3-4に示す。ただし,  $\phi_c = \phi_t$  とする。

$$\eta_{ac2} = \frac{\eta_t \theta \left( 1 - \phi_t^{-\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) - \frac{1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{2\kappa}} - 1 \right)}{\theta - \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{2\kappa}} - 1 \right) \right\}} \quad (3-6)$$

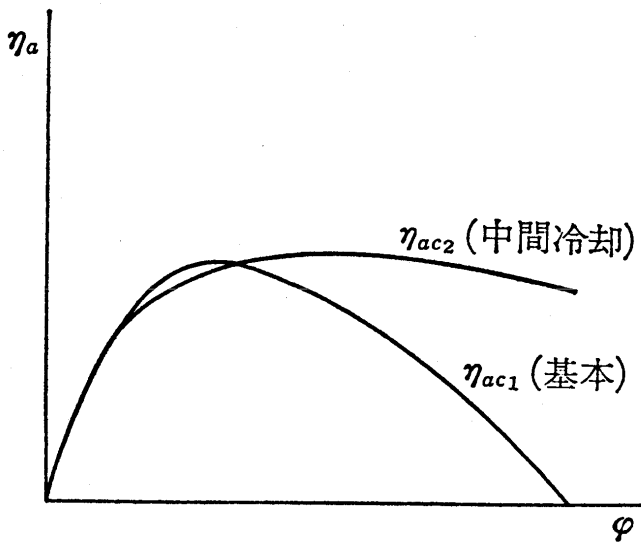


図3-4 基本サイクルと中間冷却サイクルの熱効率

(3) 再熱サイクル

タービンを多段として, その中間に燃焼器を設けて再熱し, 膨張時の平均比容積を大きくして膨張仕事を増加させるのが再熱サイクルである。図3-5(a), (b)に再熱サイクルガスタービンの構成および  $T-s$  線図を示す。

タービンを2つに分け, 中間1段のみ再熱する場合, 各タービンが同一の効率を示すものとし, 最大膨張仕事を得られるよう全圧力比の平方根で分けられているとすると, 膨張仕事は

$$L_{2a} = 2\eta_t c_p T_3 \left( 1 - \phi_t^{-\frac{\kappa-1}{2\kappa}} \right) \quad (3-7)$$

となる。

再熱をすることにより膨張仕事は増し, 有効仕事が増すので比出力の向上は望めるが, 再熱のための燃料分を考えると熱効率が悪くなる場合がある。このように中間冷却, 再熱を行うことにより, 比出力は増大するが, 供給燃料の増大分を考えると熱効率の面で場合によって逆効果となる場合がある。

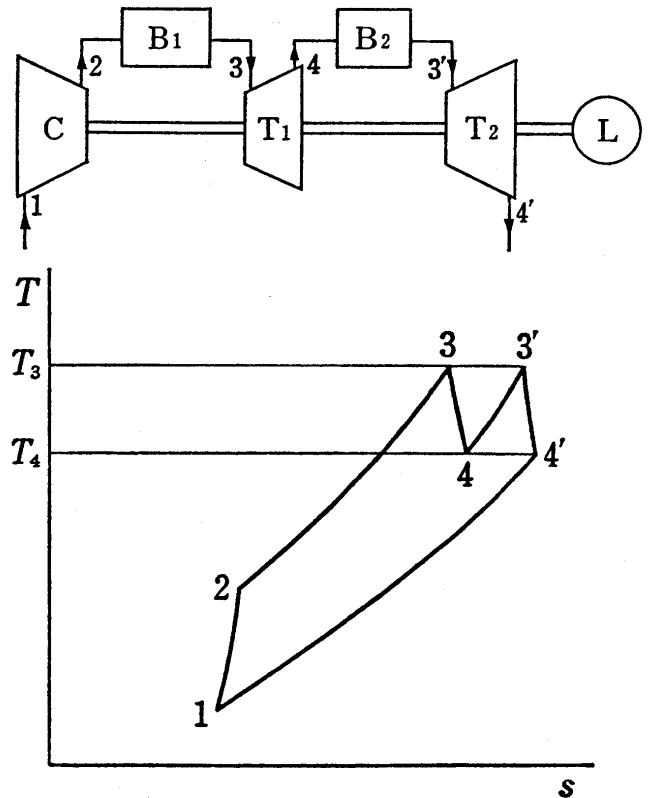


図3-5 再熱サイクルガスタービンの構成と  $T-s$  線図  
(C: 圧縮機, B<sub>1</sub>: 第1燃焼器, B<sub>2</sub>: 第2燃焼器, T<sub>1</sub>: 第1段タービン, T<sub>2</sub>: 第2段タービン, L: 負荷)

(4) 中間冷却・再熱・再生サイクル

中間冷却による圧縮機出口空気の温度低下による燃料増を補い, 効率の低下を抑えるために再生を併用することが多い。また, 再熱による供給燃料増をカバーして効率の低下を抑えるためにも再生を併用することがある。中間冷却, 再熱と再生を組み合わせ, 中間冷却再熱再生サイクルとした場合のガスタービン(図3-6)の熱効率は次のように求められる。

$$\eta_{ac2r} = \frac{2\eta_t \theta \left( 1 - \phi_t^{-\frac{\kappa-1}{2\kappa}} \right) - \frac{2}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{2\kappa}} - 1 \right)}{2\theta - (1 + \eta_r) \theta \left[ 1 - \eta_r \left( 1 - \phi_t^{-\frac{\kappa-1}{2\kappa}} \right) - (1 - \eta_r) \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{2\kappa}} - 1 \right) \right\} \right]} \quad (3-8)$$

[例題3]

1段中間冷却サイクルにおいて圧縮機入力を最小とす

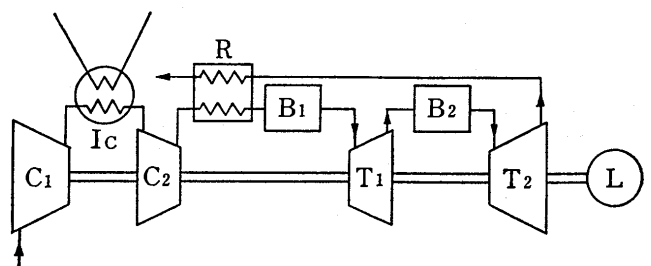


図3-6 中間冷却再熱再生サイクルガスタービンの構成

るような圧力比の分割点を求めよ。

[解] 第1圧縮機の入口, 出口の温度, 圧力を  $T_1, T_2, P_1, P_2$ , 第2圧縮機のそれらを  $T'_1, T'_2, P'_1, P'_2$  とすると, 式(3-5)を中間圧力  $P_2$  で微分して,

$$\frac{\partial L_{c2a}}{\partial P_2} = \frac{c_p T_1}{\eta_c} \left\{ \frac{m P_2^{m-1}}{P_2^m} - \frac{m P_2^m}{P_2^{m+1}} \right\}$$

となる。ただし  $m \equiv (\kappa-1)/\kappa$  とする。

$$\frac{\partial L_{c2a}}{\partial P_2} = 0 \text{ の解は, } \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^m \cdot \frac{1}{P_2} = \left( \frac{P'_2}{P'_1} \right)^m \cdot \frac{1}{P'_1}$$

中間冷却の圧力損失を無視すると  $P_{12} = P'_{11}$  であるから

$$\left( \frac{P_2}{P_1} \right)^m = \left( \frac{P'_2}{P'_1} \right)^m \quad \therefore P_2 = \sqrt{P_1 P'_2}$$

となって, 以下のように圧縮機の圧力比, 温度比が等しいときに圧縮機の入力が最小となる。

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{P'_2}{P'_1} = \phi_c^{1/2}, \quad \frac{T_2}{T_1} = \frac{T'_2}{T'_1} = \phi_c^{\frac{\kappa-1}{2\kappa}}$$

#### 4. ガスタービンのサイクル計算

ガスタービンの基本性能を推算する際の手順をおおまかに述べれば以下のものである。まず使用の目的, 設置の環境を考慮してサイクルの形式を選定する。そして, 各部の流路抵抗, 漏洩損失, 機械損失および各構成要素の効率等を見積もったのち, いままで述べてきたようなサイクル計算を行って, 各部分における温度, 圧力を算出する。ガスタービンとしての熱効率, 比出力, 燃料消費率等が目標値を満足しなければ, 圧力比, 最高最低温度比などを修正して再計算する。

##### [例題 4]

図4-1に示した再生サイクルガスタービンにおける各点の状態量および熱効率, 圧縮機入力, タービン出力, 燃料消費率を求めよ。ただしサイクル計算に必要な係数, 効率その他の数値は以下の通りとする。

大気圧力  $P_0 = 101.3$  [kPa], 気温  $T_0 = 293$  [K], 出力  $L = 1200$  [kW], タービン入口温度  $T_3 = 1173$  [K], 圧縮機効率  $\eta_c = 0.85$ , タービン効率  $\eta_t = 0.85$ , 熱交換器温度効率  $\eta_r = 0.75$ , 燃焼効率  $\eta_b = 0.99$ , 機械効率  $\eta_m = 0.98$ , 圧力損失: 空気取入れ口  $\varepsilon_s = 0.01$ , 熱交換器空気側  $\varepsilon_{ra} = 0.025$ , 排気側  $\varepsilon_{rg} = 0.025$ , 燃焼器  $\varepsilon_b = 0.02$ , 燃料低発熱量  $H_u = 42000$  [kJ/kg]

[解] 基本サイクルにおける温度比は  $\theta = (1173/293) = 4.00$  であるから, サイクルの実際熱効率  $\eta_{ar}$  (式(3-3)) を最大とする圧力比  $\phi_{opt}$  は

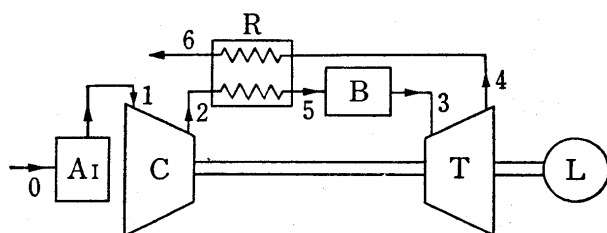


図4-1 再生サイクルガスタービン

$$\frac{\partial \eta_{ar}}{\partial \phi^m} = 0 \quad \left( m = \frac{\kappa-1}{\kappa} \right)$$

を解いて  $\phi_{opt} = 4.99$  となる。また比出力を最大とする圧力比は  $\phi_{opt} = 6.41$  となるので, 本サイクルの圧力比試算範囲は  $4 < \phi < 7$  程度でよい。例えば  $\phi = 5$  の場合を以下に示す。

(圧縮機)

$$P_1 = P_0 - \Delta P = (1 - \varepsilon_s) P_0 = 100.3 \quad [\text{kPa}]$$

$$T_1 = T_0 = 293 \quad [\text{K}]$$

$$P_2 = \phi_c P_1 = 501.5 \quad [\text{kPa}]$$

$$T_2 = T_1 \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) \right\} = 494.2 \quad [\text{K}]$$

圧縮過程における平均定圧比熱を  $c_p = 1.176$  [kJ/(kg·K)] として, 圧縮仕事は

$$L_{ca} = c_p T_1 \frac{1}{\eta_c} \left( \phi_c^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) = 204.5 \quad [\text{kW}/(\text{kg}/\text{s})]$$

(タービン)

$$P_5 = P_2 (1 - \varepsilon_{ra}) = 488.9 \quad [\text{kPa}]$$

$$P_3 = P_5 (1 - \varepsilon_b) = 479.1 \quad [\text{kPa}]$$

$$T_3 = 1173 \quad [\text{K}]$$

$$P_4 = P_6 / (1 - \varepsilon_{rg}) = P_0 / (1 - \varepsilon_{rg}) = 104.4 \quad [\text{kPa}]$$

$$\phi_t \text{ (タービン膨張比)} = P_3 / P_4 = 4.588$$

$$T_4 = T_3 \left\{ 1 - \eta_t \left( 1 - \phi_t^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) \right\} = 850.9 \quad [\text{K}] \quad (\kappa' = 1.32 \text{ とする})$$

タービンにおける膨張過程において平均定圧比熱を  $c_p = 1.146$  [kJ/kg·K] とすると, タービン膨張仕事は

$$L_{ta} = c_p \eta_t T_3 \left( 1 - \phi_t^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) = 352.9 \quad [\text{kW}/(\text{kg} \cdot \text{K})]$$

(熱交換器)

$$P_2 = 501.45 \text{ [kPa]}, T_2 = 494.2 \text{ [K]}, P_5 = 488.9 \text{ [kPa]}$$

$$P_4 = 104.4 \text{ [kPa]}, T_4 = 850.9 \text{ [K]}, P_6 = P_0 = 101.3 \text{ [kPa]}$$

$$T_5 = T_2 + \eta_r (T_4 - T_2) = 761.7 \text{ [K]}$$

熱交換器空気側入口と出口における定圧比熱をそれぞれ  $c_{pa2} = 1.028$  [kJ/(kg·K)],  $c_{pa5} = 1.090$  [kJ/(kg·K)] とすると, 熱交換器における再生熱量  $q_r$  は

$$q_r = c_{pa5} T_5 - c_{pa2} T_2 = 322.2 \quad [\text{kJ}/\text{kg}]$$

(燃焼器)

$$P_5 = 488.9 \text{ [kPa]}, T_5 = 761.7 \text{ [K]}, P_3 = 479.1 \text{ [kPa]},$$

$$T_3 = 1173 \text{ [K]}$$

燃焼器における供給熱量  $q_b$  は  $T_3$  における定圧比熱を  $c_{pg3}$  [kJ/(kg·K)] とすれば

$$q_b = c_{pg3} T_3 - c_{pa5} T_5 = 624.3 \quad [\text{kJ}/\text{kg}]$$

(総合性能)

$$\text{正味比出力; } L_s = \eta_m L_{ta} - L_{ca} = 150.4 \quad [\text{kW}/(\text{kg}/\text{s})]$$

$$\text{空気流量; } \dot{m}_a = L_s / L_s = 7.98 \quad [\text{kg}/\text{s}]$$

$$\text{燃料流量; } \dot{m}_f = \dot{m}_a \times q_b / (\eta_b \times H_u) = 0.1198 \quad [\text{kg}/\text{s}]$$

$$\text{圧縮機入力; } L_c^* = \dot{m}_a \times L_{ca} = 1631.9 \quad [\text{kW}]$$

$$\text{タービン出力; } L_t^* = \dot{m}_a \times L_{ta} = 2889.6 \quad [\text{kW}]$$

$$\text{燃料消費率; } b = 3600 \times \dot{m}_f / L_s = 0.359 \text{ [kg}/(\text{kW} \cdot \text{h})]$$

$$\text{熱効率; } \eta_a = L_s / q_b = 0.241$$

# 波状壁上での噴き出し空気の熱流体的挙動

## Studies on Ejected Air Behaviors over a Corrugated Wall

船崎 健一\*1

FUNAZAKI Ken-ichi

キーワード: Experiment, Jet, Corrugated Wall, Mixing, Film Cooling, Film Effectiveness, Aero-engine

### Abstract

This paper describes experimental studies on behaviors of the air-ejected from several discrete holes on a corrugated wall which is a model of an air-cooled liner surface for aero-engine augmentors. Measurements are conducted by use of a pneumatic five-hole probe in order to clarify the aerodynamic features of the ejected air over the corrugated wall. It is accordingly found that the air jets near the ejection holes behave like those from the holes on a flat-plate, being accompanied by upwash and downwash movements around the jets. Close inspections on the behavior of the jets also reveal that the jet cores tend to diminish much faster than those in the flat-plate case, which is probably due to a mixing of the high-momentum jet and low-momentum air over the 'valley' of the corrugated wall.

### 1. 緒言

波状壁上の流れに関する研究は、伝熱促進という観点以外に、剥離を伴う複雑乱流場として、最近多くの研究者の関心を集めており、実験的研究やCFDによる解析例が多数報告されている<sup>(1)~(5)</sup>。ガスタービンの分野での波状壁上の流れの具体例として、航空エンジン用アフターバーナ内の流れを挙げる事ができる。アフターバーナ内に装着されている熱遮蔽用空冷式ライナーは、その比剛性、耐座屈性を高めるため、波形に加工されることが多い。高熱負荷下で使用されるライナーを限られた冷却空気で効率的に冷却するための手法として、一般には膜冷却が用いられている。膜冷却は、航空エンジンタービン翼の冷却などに広く用いられている冷却方法であるが、アフターバーナ用ライナーのような波状表面上における冷却特性などは、柏木ら<sup>(6)(7)</sup>やShinboら<sup>(8)</sup>の研究例を除けば、ほとんど調べられていない。そのため、より効果的な冷却を行うための知見が極度に不足している。例えば、柏木らの研究では、噴き出し比が2程度と比較的高い値の時にフィルム効率が最も高い値を示したが、波状表面での噴き出し空気の挙動は観測されていないため、その理由が定かではなかった。

本研究では、波状表面を有する空冷ライナーのアクリルモデルを用い、表面近傍に噴き出された空気がどのような挙動を示すかを、5孔プローブ及び温度プローブを

用いて詳細に計測し、波状表面上における噴流の特徴を明らかにした。ここで、波状壁の形状データや流れに関する条件は、柏木ら<sup>(6)(7)</sup>やShinboら<sup>(8)</sup>の研究で使用したものに準拠した。さらに、流れ場の温度データから壁表面上でのフィルム効率を算出し、波状壁がフィルム効率に与える効果について議論した。

### 主な記号

$d$	: 冷却孔直径
$m$	: 二次空気の噴き出し比 ( $= \rho_2 U_2 / \rho_\infty U_\infty$ )
$p$	: 冷却孔ピッチ ( $= 32 \text{ mm}$ )
$Re$	: 波長に基づくレイノルズ数 ( $= U_\infty \lambda / \nu$ )
$T$	: 温度
$T_c, T_g$	: プレナム内二次空気温度, 主流温度
$U_\infty$	: 供試体入口での主流速度
$U_2$	: 二次空気平均噴出速度
$u, v, w$	: 速度成分
$x, y, z$	: 流れ方向, 高さ方向及び幅方向の座標
$\lambda$	: 波状部の周期
$\nu$	: 動粘度
$\eta, \eta_{wall}$	: 無次元温度, フィルム効率
$\rho_2, \rho_\infty$	: 二次空気密度, 主流空気密度

### 2. 試験方法

#### 2.1 実験装置

図1に本実験装置の概観図を示す。作動流体は、主送風機から風洞の整流部を通過して供試部に流入し、噴き出し空気は二次送風機から供試部に供給される。図2に

原稿受付 2001年7月6日

\*1 岩手大学工学部

〒020-8551 盛岡市上田4丁目3-5

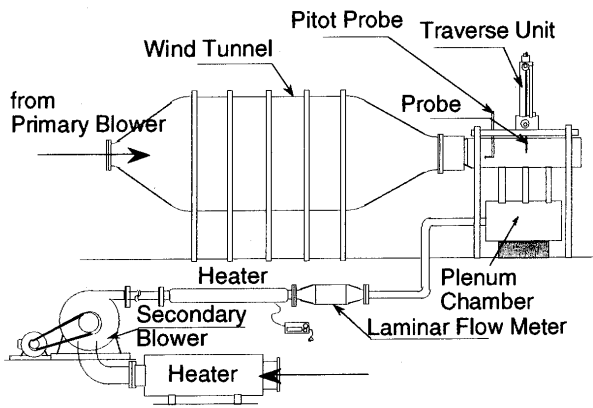


図1 試験装置

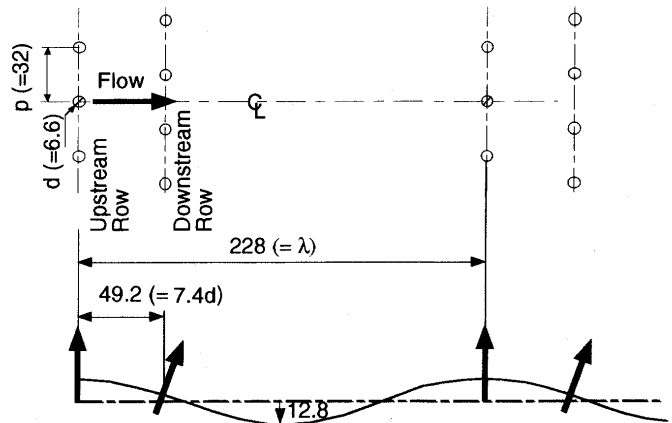


図3 波状壁及び冷却孔の寸法 unit : mm

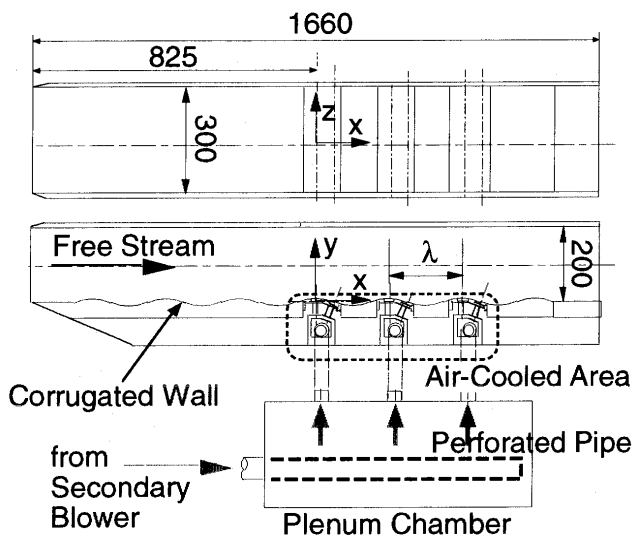


図2 供試体 unit : mm

供試体詳細図を示す。座標系は、流れ方向に  $x$  座標、高さ方向に  $y$  座標、幅方向に  $z$  座標を取る。なお、座標系の原点は、流路中央最上流冷却孔での波平均高さのところに位置する。

風洞の絞りノズル下流に設置されたアクリル製の供試体は、平均流路高さ 200 mm、幅 300 mm、全長 1660 mm で、流路下端面側が波状 (corrugated) になっている。なお、実際のライナーは環状であるが、本供試体はその一部を切り出し展開したと見なすことができる。波状部の周期 ( $\lambda$ )、振幅はそれぞれ 228 mm、12.8 mm であり、波面の形状はほぼ正弦波である。下端面側には 6 周期分の「波」があり、下流側の 3 つの波部それぞれに直径 ( $d$ ) 6.6 mm の冷却孔列が 2 列配置されている。冷却孔列は、各波の頂部に 2 列ずつある (図 3)。一列目は波形の頂点に位置し、供試体前縁からの距離は 825 mm である。2 列目の冷却孔は 1 列目から流れ方向に 49.2 mm 下流に位置する。1 列目には合計で 9 個の冷却孔があり、中央にある冷却孔の中心線と流路の中心線とが一致している。また、2 列目の冷却孔は合計で 8 個あり、1 列目と半ピッチ (1 ピッチ  $p$  は 32 mm) ずらして設置されている。なお、1 列目の冷却孔からの噴き出し空気は主流方

向に対し直角に噴出する一方、2 列目の冷却孔からは波の中腹から主流方向と約  $70^\circ$  の角度で噴出する (図 3 下参照)。各冷却孔は、長さ約 50 mm (冷却孔直径との比は約 7.5) のアクリル管を介して波状壁下部にある集合管に接続されている。実際のライナーでは、その板厚は冷却孔直径と比較して十分薄い。従って、本試験装置での冷却空気の噴出状況は実機と若干異なることに注意が必要である。この集合管は供試体下部の噴き出し空気供給チャンバと接続している。穴あきパイプを介してチャンバ内に空気を送り込むことにより 3 カ所の冷却孔列にほぼ均等に噴き出し空気を供給している (列毎の計測により確認している)。

噴き出し空気による壁面上フィルム効率などは、実機の場合とは反対に噴き出し空気を加熱することにより計測を行った。噴き出し空気の加熱用に 2 つのヒータを用いた。一つは二次送風機の上流に設置され、もう一つは層流流量計の上流側にある。チャンバ内の温度を熱電対でモニタしながら下流側ヒータの電力を制御し、噴き出し空気の温度と主流温度との温度差を約  $20^\circ\text{C}$  に保持している。なお、噴き出し空気流量は二次空気層流流量計により計測される。

### 2.2 計測装置

波状壁上に噴き出された二次空気の挙動計測には 5 孔ヨーメータ及び温度プローブを使用した。5 孔ヨーメータの受圧部の直径は約 2 mm で、支柱等によるブロックを極力抑制する構造になっている<sup>(9)</sup>。温度プローブでは、5 孔ヨーメータとほぼ同サイズの円柱に K 熱電対 (被覆式: 素線直径 0.1 mm) を埋設し、直径 2 mm のアクリル製棒を支柱にして円柱先端から約 10 mm のところに温接点が位置するようにしている。5 孔ヨーメータは、専用の較正風洞で慎重に較正されている。ここでは、各圧力孔での圧力間との関係式 (特性値) をピッチ角及びヨー角の関数として与え、その逆関数としてピッチ角やヨー角を二種類の特性値に関する 4 次の多項式で近似する。多項式の各項の係数は較正試験でのデータを基に決定される<sup>(10)</sup>。同様に、よどみ点圧や速度に関する 4 次多項式の各係数も較正試験から決定しておく。

速度及び温度計測にはPC制御のトラバース装置及びスキャナ（日本電気三栄7V14）を使用した。圧力計測には微差圧変換器（共和電業PDL-40GB）を用いた。

### 2.3 試験条件

レイノルズ数  $Re$  及び主流に対する二次空気の噴き出し比  $m$ （質量流束比）はそれぞれ次式で定義される。

$$Re = U_{\infty} \lambda / \nu \quad (1)$$

$$m = \rho_2 U_2 / \rho_{\infty} U_{\infty} \quad (2)$$

ここで、 $U_{\infty}$  は供試体入口での主流速度、 $U_2$  は二次空気流量を冷却孔の総断面積で割った平均流速である。本研究では、レイノルズ数  $Re$  は  $1.6 \times 10^5$ 、噴き出し比  $m$  は設計値の2.0及びその倍の4.0とした。主流乱れは1%である。

### 2.4 計測面

計測は冷却孔を有する波状壁3周期上で行われた。計測面は、流れに直交する面 ( $y-z$  面) と流れに平行な面 ( $x-y$  面) である。 $y-z$  計測面は、冷却孔第一列目から  $x/d = 3.03, 6.05, 9.08, 12.10, 18.15, 24.21$  の距離にある。計測は、 $y-z$  面では幅方向には  $z/d = -6.1 \sim 6.1$ 、(温度計測時には高  $= -4.5 \sim 4.5$ ) さ方向には(壁面  $+5 \text{ mm}$ )  $\sim y/d = 12.1$  の範囲で行った。

### 2.5 データ整理及び不確かさ

較正試験でのデータを元に、5孔ヨーメータの各圧力孔での圧力データから流れの三次元速度ベクトルを算出した。不確かさ解析により、計測された速度ベクトルの大きさの誤差範囲は約  $\pm 3.5\%$ 、角度の誤差範囲は約  $\pm 2\%$  であった。ただし、ヨーメータの角度に関する較正範囲が、ピッチ角、ヨー角ともおよそ  $\pm 30^\circ$  であることから、冷却孔のごく近傍でのデータの信頼性は乏しい。

温度プローブで計測した温度データ ( $T$ ) から、次の無次元温度を算出した。

$$\eta \equiv \frac{T - T_c}{T_c - T_g} \quad (3)$$

また、壁面上におけるフィルム効率を、次式で算出した。

$$\eta_{wall} = \frac{T_{ad} - T_{\infty}}{T_2 - T_{\infty}} \quad (4)$$

$T_{ad}$  は、壁面を断熱壁と仮定し、温度データを壁面へ外挿して求めた「断熱壁温度」である。

無次元温度  $\eta$  の誤差は、熱電対による温度計測誤差が  $\pm 0.3^\circ\text{C}$  であることから約  $\pm 5\%$  と推定される。また、フィルム効率  $\eta_{wall}$  の誤差は、熱電対誤差及び外挿による温度推定誤差  $\pm 0.7^\circ\text{C}$  と推定すると、冷却孔近傍では平均  $\pm 8\%$ 、冷却孔から下流においては最大約  $\pm 14\%$  にまで達すると見積もられる。なお、供試体は噴き出し部を除き平均板厚約  $30 \text{ mm}$  のアクリル製であり、裏面の断熱性にも配慮しているが、外挿法による推定値の精度については、今後簡易モデルを用いた実験で検証していく。

## 3. 実験結果

### 3.1 速度分布及び速度ベクトル

図4に、二次空気噴き出しの有無による  $x-y$  平面上における速度分布の違いを示す。5孔ヨーメータでは逆流は計測できないが、図4上は噴き出しのない場合を示す。このとき、波状壁谷部には再循環領域と思われる低速流体領域が存在しているのが解る。なお、Henn, Sykes<sup>(1)</sup>も本研究で使用した波状壁と同様の波状壁上の流れを解析しており、波状壁谷部での再循環領域の存在を確認している。図4下には噴き出しが存在する場合を示す ( $m = 2.0$ )。計測面が上流側冷却孔の中心を通っていることもあり、一列目の噴き出しが明瞭に現れている。この噴き出しの下流には低速部 (○の部分) が観測されているが、これは一列目の噴流が主流を貫通し、その下流に後流領域を引き起こしたものであると思われる。二列目からの噴き出し (噴き出し位置は  $x/d = 7.4$ ) の影響は、冷却孔の千鳥配列の関係でこの図からははっきりとは確認できない。図4中の図の比較から、谷部で確認されていた低速部が、二次空気噴き出しの存在により、消滅に近い状態にまで縮退していることがわかる。

図5には、噴き出し比  $m = 2$  での  $y-z$  面内における速度分布及び噴き出しに伴う二次流れ速度ベクトルを示す。 $x/d = 0.0$  (計測面(a)) で噴き出した二次空気は、 $x/d = 3.03$  (計測面(b)) の位置で高さ方向  $y/d = 5$  程度にまで達している。このとき、噴き出しの際に発生した渦構

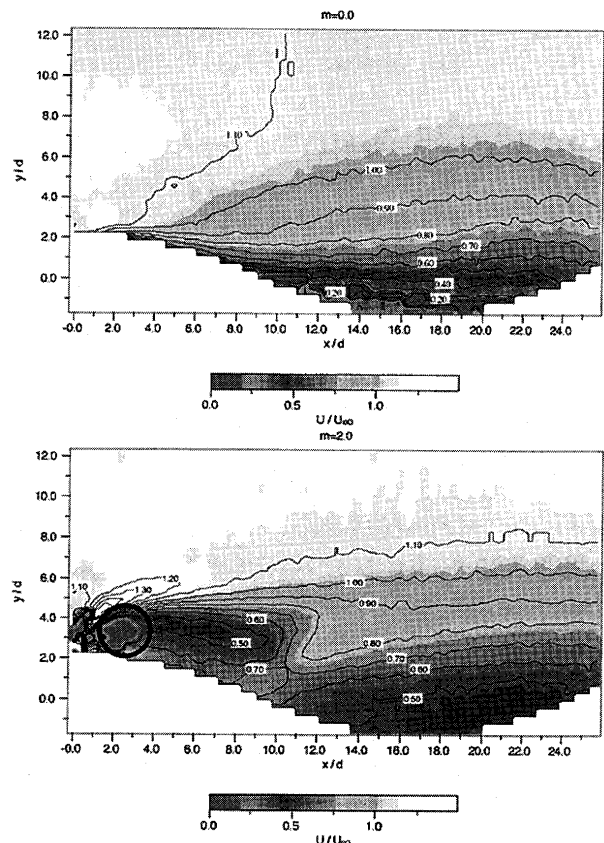


図4  $x-y$  面上で計測された波状壁上速度分布 (上:  $m = 0.0$  下:  $m = 2.0$ )



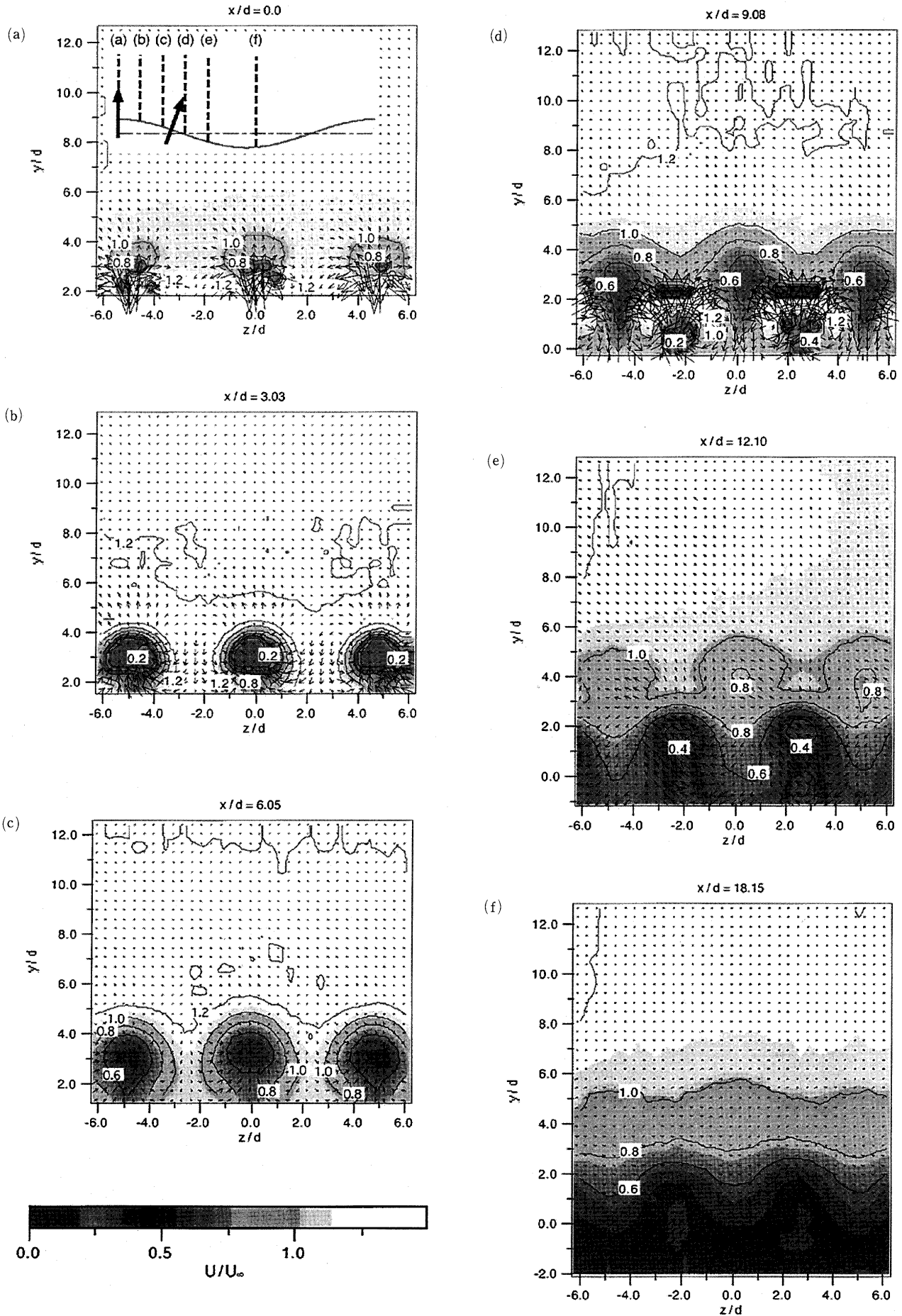


図5  $y-z$  面上で計測された波状壁上速度分布 ( $m=2.0$ )

造が噴き出し下流に発生した後流内の低速流体を巻き上げ、結果としてその速度分布が円形状になっている。一方で、冷却孔間には下降流が発生し、主流空気を取り込まれている。この下降流は  $x/d = 6.05$  (計測面(c))でも確認できるがかなり弱くなっている。二列目の噴き出しは、下降流が発生している一列目冷却孔間から噴出し、 $x/d = 9.08$  (計測面(d))では明瞭な渦対を引き起こしている。 $x/d = 9.08$  付近からは、二次空気噴き出しに伴う渦対が、壁面近傍の低運動量流体を巻き上げ、同時に、渦対の外側に下降流を誘発し、主流側の高運動量流体との混合を促進する。さらに下流の  $x/d = 12.1$  (計測面(e))においては、谷部での減速がさらに進むことにより、結果として、幅( $z$ )方向への混合が促進され、速度分布が均一化していく。

図6には噴き出し比  $m = 4$  での  $y-z$  平面上における

速度分布及び二次流れ速度ベクトルを示す。計測面は、流れ方向4カ所( $x/d = 3.03, 6.05, 12.10, 18.15$ )である。なお、この噴き出し比の場合、速度分布や速度ベクトルは冷却孔軸に関して必ずしも対称ではない(例えば  $x/d = 6.05$ )。この原因は明確ではないが、噴き出し空気の空間的影響域が増し、噴き出し空気間の干渉やブロッキングが強まったことが関係していると推測している。これらの図と図5との比較から、噴き出し比の増加により二次空気の主流側への貫通が強まっているとともに、二次空気が影響する範囲が拡大していることがわかる。図6の  $x/d = 3.03$  (計測面(b))のデータを見ると、鮮明な渦構造が発生しているとともに、噴き出した二次空気による高速流領域が三日月状の領域として現れている。計測面(b)以降の渦構造の減衰や二列目からの噴き出しの影響の現れ方は、上向き速度ベクトルが大きくなり、ま

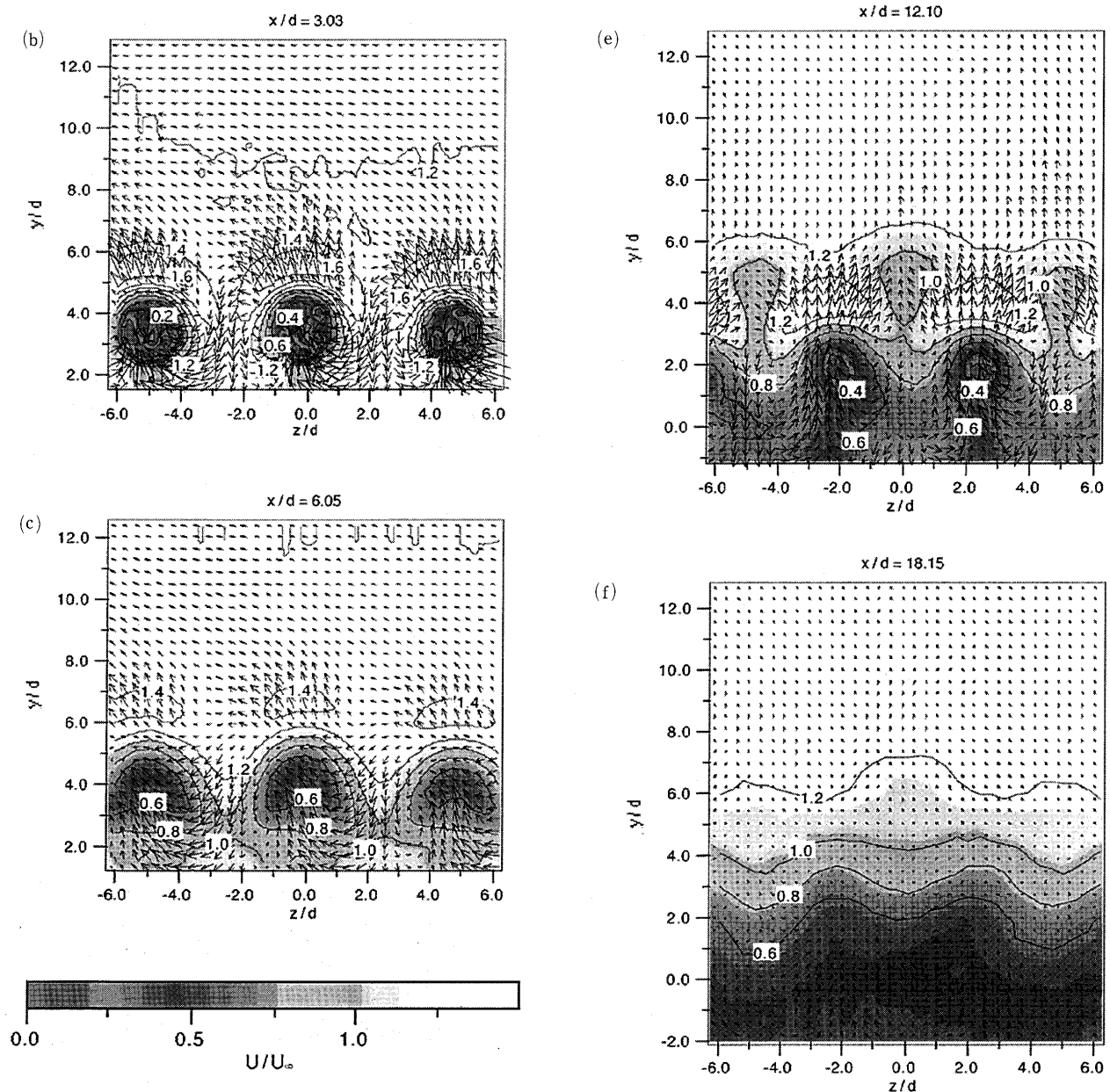


図6  $y-z$  面上で計測された波状壁上速度分布 ( $m = 4.0$ )

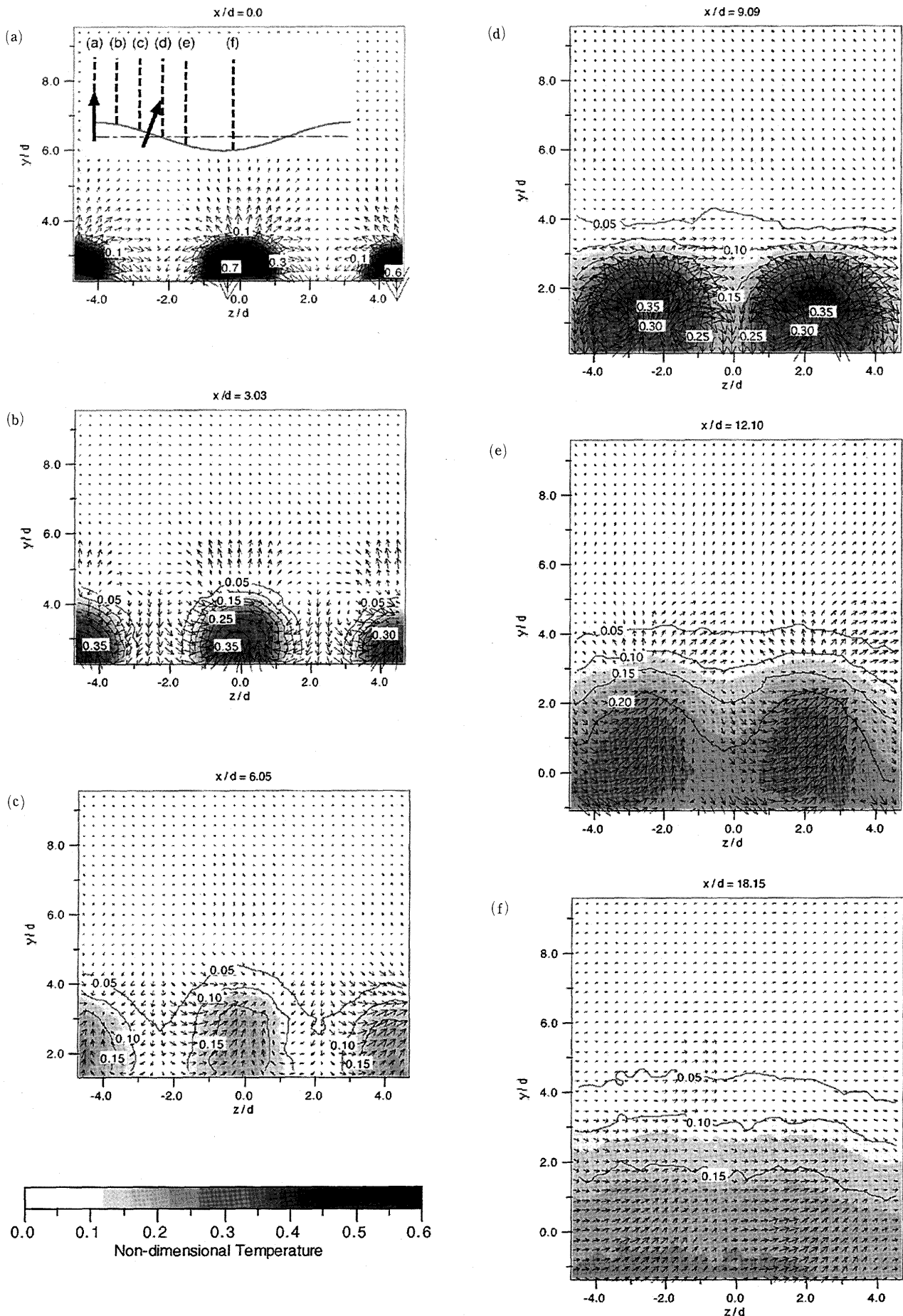


図7  $y-z$  面上で計測された波状壁上温度分布 ( $m = 2.0$ )

た、渦構造が鮮明になるなどの差は認められるものの、全体的傾向は噴き出し比  $m=2$  の場合と類似している。 $x/d=18.15$  (計測面(f)) では、それより上流側で見られた上向き速度ベクトルはほとんど消失し、速度場の均一化が進んでいる。

以上の結果をまとめると、二列の冷却孔からの二次空気噴出に伴って発生した上昇流および下降流により、谷部の低運動量流体と噴き出し流を含む主流側の高運動量流体の混合効果が促進される。その結果、図4で確認されたような谷部における低速領域の縮小が生じたものと考えられる。また、冷却孔からの二次空気噴出が誘発する渦構造は比較的早く減衰し、噴流下流の上昇流のみが残存する傾向にある。この現象には、Berhe, Patankar<sup>(11)</sup> の数値シミュレーションで確認されたような、凹面上での流れの不安定性が関係している可能性が考えられる。彼らの計算によれば、凹面上という比較的不安定な流れ場で噴き出しを行った場合、上昇流が支配的になり、凸面では逆に下降流という安定な流れが支配的になることが示されており、本研究で確認された現象との類似点は興味深い。

### 3.2 温度分布

図7には、噴き出し比  $m=2$  での  $y-z$  平面上における温度分布を図5で示した速度ベクトルと併せて示す。なお、噴出される二次空気は、主流よりも約  $20^{\circ}\text{C}$  高められている。1列目の冷却孔からの二次空気は、渦構造に伴う巻き上げにより相対的に高さ方向に持ち上がる一方で、その周りの吹き下ろし現象により主流空気 (この場合は低温空気) を取り込んでいる (計測面(a)~(c))。二列目の冷却孔から噴き出された二次空気は、1列目よりも強い渦構造を有し、結果として高温部がより鮮明に腎臓型(kidney-shaped)になっている (計測面(d))。そのような組織的な構造も計測面(f)では消滅しており、温度分布はスパン方向にほぼ均一になっている。また、高さ方向への温度分布を見ても、高温部が壁面近傍に存在する層状化になっている。今回の研究では、実機の場合と主流温度、冷却空気の温度の関係が逆になっていることに注意すると、層状的な温度分布は、波状壁表面の熱遮蔽という観点で好ましい状態が得られていることがわかる。

図8には、 $x-y$  面上で計測された波状壁上の温度分布を、噴き出し比  $m=2.0$  及び  $m=4.0$  のそれぞれについて示す。噴き出し比  $m=2.0$  のとき、波状壁の頂点(1列目)から噴出した二次空気は、主流により流れ方向に折り曲げられて、それ以後ほぼ水平に流れている。一方、二列目からの噴き出し空気の効果は、波状壁谷部全体へ広がっている。頂点からの冷却空気の噴き出しは、噴き出し直後の波状壁面の冷却用としてしか直接的には機能せず、二列目の噴き出しのみが効果的に作用している様に見える。実際には、上で述べたように、噴き出しに伴う渦構造による混合作用等により、頂点からの噴き出し

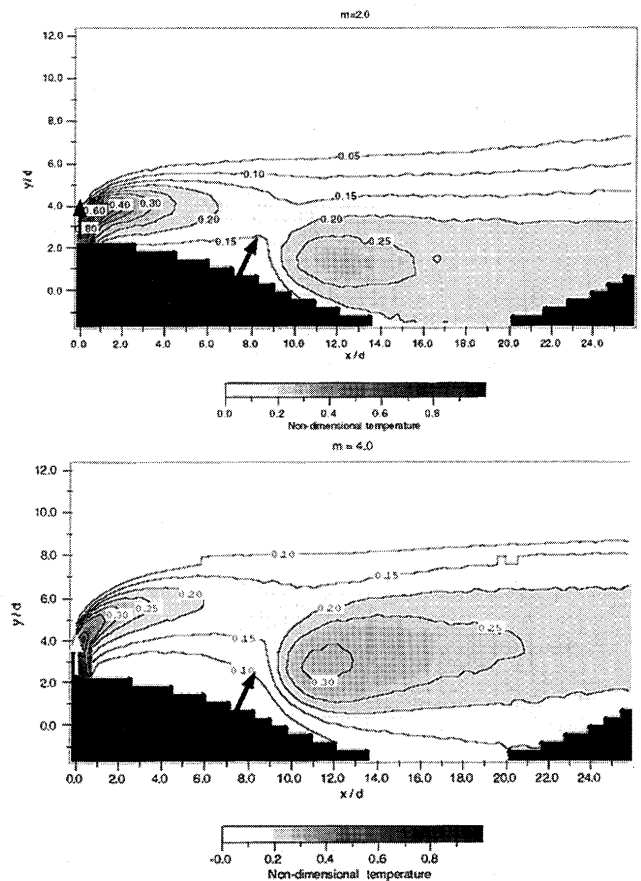


図8  $x-y$  面上で計測された波状壁上温度分布  
(上:  $m=2.0$  下:  $m=4.0$ )

空気も下流側の空気の平均温度を下げる効果はあり、噴き出しを重ねることで、全体としての冷却効果が高まっていく。噴き出し比が高くなるにつれて噴き出し空気は壁から遠ざかり、壁面表面を効果的には覆えなくなっていく。このようなことが原因で、柏木ら<sup>(6)(7)</sup>が見いだしたように、噴き出し比  $m=2.0$  のところで高いフィルム効率を得られたと考えることができる。

上記の議論をフィルム効率という点で検討する。図9には、 $m=2.0$  での波状壁二周期上でのフィルム効率を示す。波頂点(1列目)からの噴き出しのすぐ下流においては、冷却孔側面における下降流のためフィルム効率がほぼゼロの領域が現れているが、二列目の噴き出し下流で腎臓型温度分布に起因する二つのピークが現れた後、ほぼスパン方向に均一なフィルム効率を得られている。二周期目のフィルム効率は、上流側での均一化された温度分布がほぼそのままの状態で二周期目に流入し、そこでの冷却孔からの噴き出しの効果が重なった形になっている。図10には噴き出し比  $m=4.0$  でのフィルム効率分布を示す。噴き出し空気が主流へ貫通するため、壁面上でのフィルム効率が冷却孔下流ではかなり低い値になっているが、波状壁が谷部から山部へ移行するにつれフィルム効率が上昇している。図11には供試体センターライン上(上流側冷却孔を通る線上)、下流側冷却孔

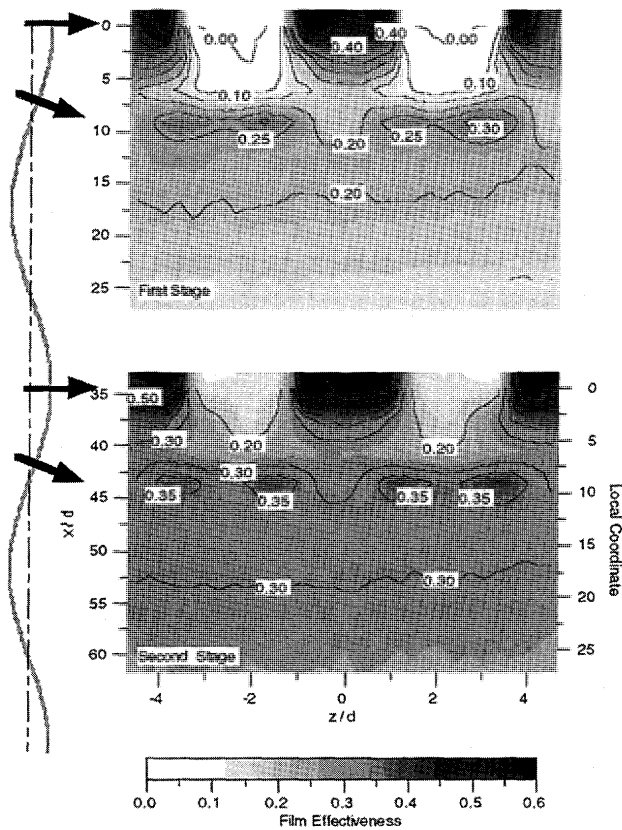


図9 波状壁上フィルム効率分布 ( $m = 2.0$ )

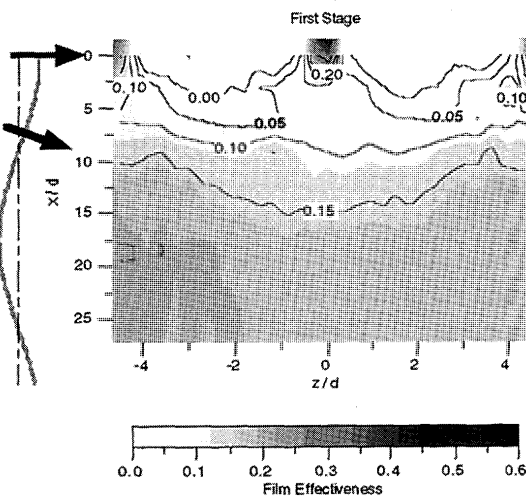


図10 波状壁上フィルム効率分布 ( $m = 4.0$ )

中心を通る線上及び平均フィルム効率を示す。噴き出し比  $m = 2.0$  の場合には、下流側冷却孔直前で平均フィルム効率が最小値になるが、その後ほぼ一定値を保っている。一方、 $m = 4.0$  の場合は最上流で平均フィルム効率が最小値をとり、その後緩やかに上昇し、 $m = 2.0$  の場合とほぼ同じレベルにまで達している。

4. 結論

航空エンジン用アフターバーナでのライナーを元にした波状壁モデルを用いて、波状壁上で噴き出された二次空気の挙動を5孔プローブ等を用いて詳細に調べた。そ

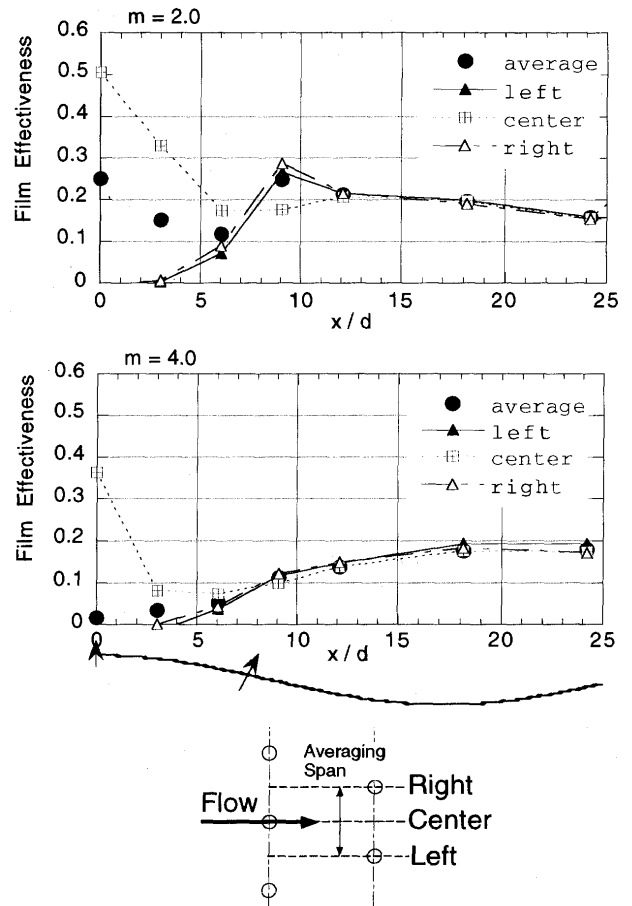


図11 平均フィルム効率 (上： $m = 2.0$  下： $m = 4.0$ )

の結果、下記の様な知見が得られた。

- (1) 流れ方向に直交する観測面 ( $y-z$  平面) 上で得られた二次流れ速度ベクトルから、二次空気の噴き出しに伴って発生する噴流まわりの渦構造は比較的早く減衰するが、噴流下流に発生した減速領域での上向き速度ベクトルが、噴き出しのかなり下流まで残存する。
- (2) 二次空気の噴き出しにより引き起こされた流れ場により、主流と波状壁の谷部に存在していた低速領域との混合が進み、低速領域はほぼ消滅する。
- (3) 噴き出しによって生じた比較的組織だった流れの構造は、波状壁の谷部近辺で幅方向に均一化が進むことにより、急速に消滅していく。
- (4) ライナー波状壁表面の冷却という立場で見た場合に、波状の中腹からの噴き出しは適切な噴き出し比の場合 (本研究では  $m = 2.0$ ) には効果的である。波状壁の頂点からの冷却空気の噴き出しは、表面の直接的な冷却には有効ではないが、噴き出しに伴う渦構造による混合作用により主流温度を変化させフィルム効率向上に寄与している。

謝辞

本研究の遂行に当たって、本学修了生五十嵐剛君、卒業生中野貴之君の協力を得た。また、石川島播磨重工業 (株) の小出芳夫氏、新保浩二氏、山脇栄道氏には、研究に

対する貴重な助言を頂いた。ここに記し、感謝の意を表す。

### 参考文献

- (1) Henn, D. S and Sykes, R. S., large-Eddy Simulation of Flow over Wavy Surface, *J. Fluid Mech.*, Vol. 383, pp. 75-112, 1999
- (2) Lee, B. S., kang, I. S. and Lim, H. C., Chaotic Mixing and Mass Transfer Enhancement by Pulsatile Laminar Flow in an Axisymmetric Wavy Channel, *Int. J. Heat and Mass Transfer*, Vol. 42, pp. 2571-2581, 1999
- (3) Russ, G. and Beer, H., Heat Transfer and Flow Field in a Pipe with Sinusoidal Wavy Surface-I. Numerical Investigation, *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 40, No. 5, pp.1061-1070, 1996
- (4) 杉山, 秋山, 柳沢, 波状壁面を有する三次元管路内の乱流構造解析, 日本機械学会論文集(B編), 63巻612号, pp.2659-2666, 1997
- (5) 太田, 三宅, 梶島, 波状流路内乱流の直接シミュレーション, 日本機械学会論文集(B編), 64巻623号, pp.2094-2101, 1998
- (6) 柏木, 中野, 大森, 林, アフターバーナ用ライナーの研究, 第33回航空原動機・宇宙推進講演会講演会講演集, 1993
- (7) 柏木, 小出, 新保, アフターバーナ用ライナー伝熱の研究, 第36回航空原動機・宇宙推進講演会講演会講演集, 1996
- (8) Shinbo, K., Koide, Y., Kashiwagi, T., Funazaki, K. and Igarashi, T., 1997, "Research of Heat Transfer of a Liner for Afterburner," 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibition, AIAA 97-3005.
- (9) Funazaki, K., Tetsuka, N. and Tanuma, T., Effects of Periodic Wake Passing upon Aerodynamic Loss of a Turbine Cascade-Part I : Measurements of Wake-Affected Cascade Loss by Use of a Pneumatic Probe," ASME Paper 99-GT-93, 1998
- (10) 船崎, 圧力計測技術の実用例 (ターボ機械内部流計測), 日本機械学会講習会資料「実験流体力学」No.97-66, pp.65-74, 1997
- (11) Berhe, M. K. and Patankar, S. V., Curvature Effects on Discrete Hole Film Cooling, *Trans. ASME J. Turbomachinery*, Vol. 121, pp. 781-791, 1999

# 高強度 Ni 基単結晶超合金 TMS-82+ の開発

## Development of High Strength New Ni-base Single-Crystal, TMS-82+

日野 武久\*<sup>1</sup> 吉岡 洋明\*<sup>1</sup>  
 HINO Takehisa YOSHIOKA Yomei  
 小泉 裕\*<sup>2</sup> 小林 敏治\*<sup>2</sup> 原田 広史\*<sup>2</sup>  
 KOIZUMI Yutaka KOBAYASHI Toshiharu HARADA Hiroshi

キーワード：Ni 基単結晶超合金，クリープ，合金設計，組織安定性，TCP 相  
 Ni-base single crystal superalloy, creep, alloy design, phase stability, TCP phase

### Abstract

A new Ni-base single crystal superalloy, TMS-82+, has been developed. The creep rupture strength of this alloy is higher than those of the second and even the third generation single crystal superalloys especially in high temperature and low stress condition. Advantage of stress rupture temperature is over 30°C in comparison with the second generation single crystal superalloys at the 137MPa/10<sup>5</sup> hours condition. This advantage due to TMS-82+ has a large negative lattice misfit. The large negative lattice misfit enhances the formation of continuous  $\gamma'$  platelets, the so-called raft structure, and a fine interfacial dislocation network on tensile creep condition. These are considered to prevent the movement of dislocations and decrease the creep strain rate. Other properties such as oxidation resistance, phase stability and processability of TMS-82+ are same as those of second generation SC superalloys. For a final evaluation of this alloy, rotating test has been conducted with 15MW Toshiba test gas turbine plant since December 2000.

### 1. まえがき

ガスタービンの熱効率向上を目的とした燃焼ガス温度の高温化によってガスタービン動静翼にはより高い高温強度が求められている。そのため産業用ガスタービンの第1段階動静翼には従来使用されてきた一方向凝固合金に替え高温強度の優れた第2世代の単結晶超合金が採用される予定である<sup>1)</sup>。さらに航空機用ジェットエンジンでは第2世代単結晶超合金 (Re 添加量：3 wt%) に対し、よりクリープ強度の高い第3世代単結晶超合金 (Re 添加量：5~6 wt%) が使用され始めている<sup>2)</sup>。しかし第3世代単結晶超合金はクリープ強度が高い反面、Re 添加量の増加により組織安定性が悪く、長時間の使用では TCP 相が析出しクリープ強度が低下するため<sup>3)</sup>産業用ガスタービンで使用することは難しい。このような状況を受けて本研究では組織安定性に優れかつ第2世代単結晶超合金に対しより優れたクリープ特性を有する合金の開発を行った。以下、得られた成果について報告する。

### 2. 合金設計

合金設計は物質・材料研究機構にて開発された合金設計プログラム<sup>4)</sup>によった。本プログラムは多くのNi基単結晶超合金の物理、機械特性を $\gamma'$ 析出率および $\gamma'$ 組成をパラメータとして重回帰分析したものであり、合金組成を入力することでクリープ等の合金特性を得ることができる。

開発合金は①第2世代単結晶超合金に対し 137 MPa/10<sup>5</sup> 時間クリープ耐用温度の 30°C 向上、②従来材と同等以上の組織安定性、耐高温酸化性をもつことを目標とした。具体的には Ni 基超合金の主強化因子である  $\gamma'$  相の析出率が 60% 以上となり、後述するラフト組織が形成しやすくなるよう Al, Ti, Ta 等の  $\gamma'$  相形成元素量を調整した。また TCP 相が析出せず固溶強化が最大となるよう固溶限界までの元素添加を試みた。固溶限の推定には固溶指数 (Solution Index, SI 値)<sup>5)</sup>を用いた。一般にこの値が 1.25 以上となると TCP 相の析出が予想される。しかしこの TCP 相の析出限界値は合金系により多少の差があるため、数種の合金を作製しその中から TCP 相が析出せず最もクリープ強度が高い合金として TMS-82+ を得た。その合金組成を表 1 に示す。表には比較材として用いた第2世代単結晶超合金 CMSX-4、第3世代単結晶超合金 TMS-75 およびジェットエンジン動翼材として使用されている Rene 80 を併せ示している。

原稿受付 2001年8月21日

\*1 株式会社 東芝 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

\*2 独立行政法人 物質・材料研究機構

表1 供試材および比較材の合金組成

	wt%											
	Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	Ta	Hf	Re	Ni	その他	SI 値
TMS-82+	7.8	4.9	1.9	8.7	5.3	0.5	6.0	0.1	2.4	Bal.		1.20
TMS-75	12.0	3.0	2.0	6.0	6.0	-	6.0	0.1	5.0	Bal.		1.10
CMSX-4	9.0	6.5	0.6	6.0	5.6	1.0	6.5	0.1	3.0	Bal.		1.12
Rene80	9.5	14.0	4.0	4.0	3.0	5.0	-	-	-	Bal.	C 0.07 B 0.016 Zr 0.04	1.29

### 3. 実験方法

TMS-82+および比較材として用いたTMS-75は一方方向凝固炉により $\phi 10 \times 100$  mmの丸棒および $100 \times 150 \times 20$  mmの板状に溶製した。これら供試材について $1300^\circ\text{C}/1$ 時間 $\rightarrow 1320^\circ\text{C}/5$ 時間の溶体化熱処理、 $1150^\circ\text{C}/4$ 時間1段時効、 $870^\circ\text{C}/20$ 時間2段時効熱処理を施した後、平行部 $\phi 4 \times 22$  mm、全長60 mmのクリープ試験片、 $10 \times 20 \times 2$  mmの酸化試験片に加工した。クリープ試験は $900 \sim 1100^\circ\text{C}/78 \sim 392$  MPaの条件にて実施した。また酸化試験はRene 80を比較材として $950^\circ\text{C}$ の大気中にて試験片をるつぼに入れて加熱し300, 600, 1000時間にて試験片および剥離スケールの質量を測定した。組織安定性はクリープ試験片の断面組織観察により評価を行った。また第3世代の単結晶超合金TMS-75を比較材として $1100^\circ\text{C}/137$  MPa・64 hのクリープ中断材を作製し、断面のSEM/TEM観察を行うことによりクリープ強化メカニズムの検討を行った。

### 4. 結果および考察

#### 4.1 初期合金組織

図1にTMS-82+の熱処理後の合金組織を示す。溶体化は計6時間と短時間であるにもかかわらず $\gamma/\gamma'$ 共晶はほぼすべて $\gamma$ 相に溶解し、また $0.4 \sim 0.5 \mu\text{m}$ の矩形の $\gamma'$ 相が均一に析出した非常に良好な合金組織が得られた。

#### 4.2 クリープ特性

図2はTMS-82+, TMS-75およびCMSX-4<sup>®</sup>のクリープ破断寿命をラーソンミラーパラメータにより整理したものである。TMS-82+はCMSX-4に対してすべての応力域において優れたクリープ特性を示し、137 MPa,  $10^5$ 時間では $30^\circ\text{C}$ のクリープ耐用温度の向上が見られた。また高温、低応力域では第3世代単結晶超合金TMS-75に対しても高いクリープ強度を示した。図3は $1100^\circ\text{C}/137$  MPaにおけるTMS-82+とTMS-75のクリープ歪-時間曲線を示したものである。TMS-82+はTMS-75に対し定常クリープ域でのクリープ速度が小さくかつ定常クリープ域が長く持続していた。図4はTMS-82+およびTMS-75について定常クリープ初期の64 hでクリープ中断した試験片の断面SEM観察結果である。いずれの合金も試験片長手方向に垂直に $\gamma'$ 相が連結粗大化したラフト組織の形成が観察されたが、TMS-82+では試験片長手方向に垂直により連続した形

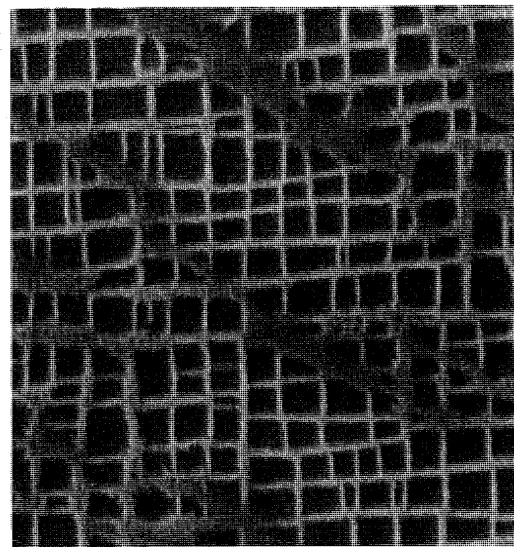


図1 熱処理後のTMS-82+の合金組織

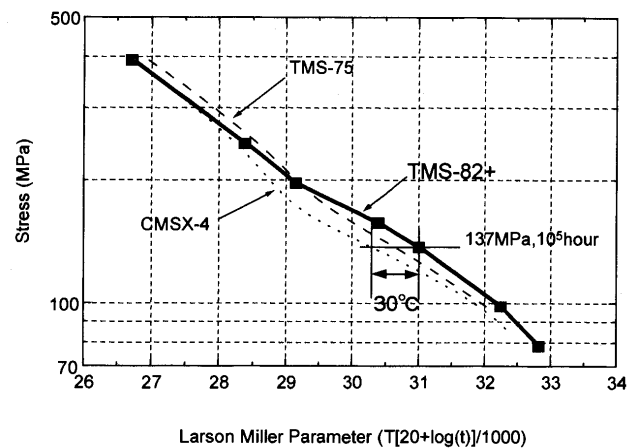


図2 TMS-82+, TMS-75およびCMSX-4のクリープ破断寿命

状となっていた。ラフトは転位の上昇運動を抑制することでクリープ特性を向上させると考えられている<sup>7)</sup>。より連続したラフトの形成は転位の上昇運動を効果的に抑制すると考えられ、その結果、TMS-82+は良好なクリープ特性を示したと推測される。

また図5に試験片長手に垂直な $\gamma/\gamma'$ 界面に生成した界面転位網の透過電子顕微鏡像、図6にその $g = [200]$



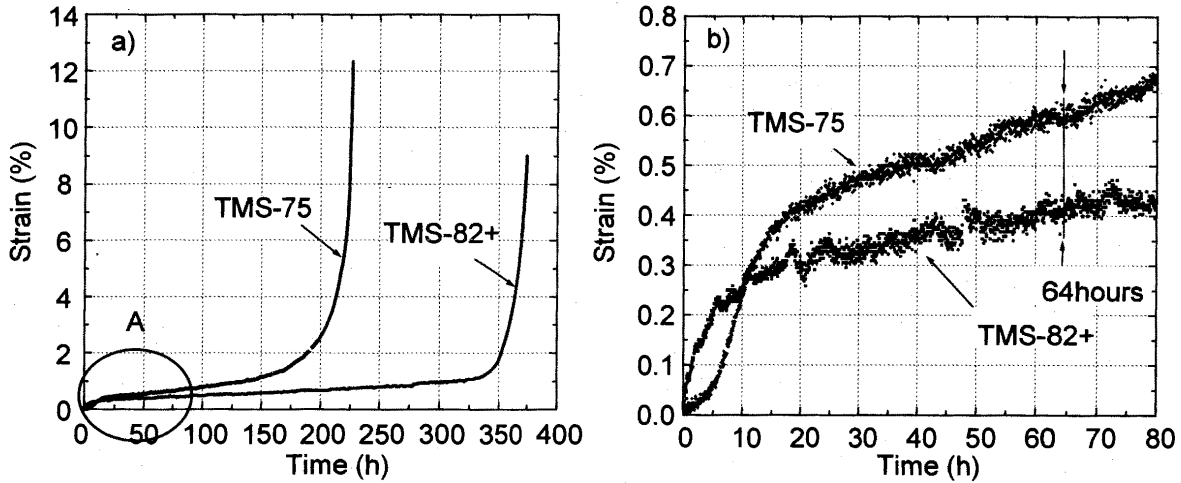


図3 TMS-82+ および TMS-75 のクリープ曲線  
a) 全体図, b) A 部拡大図

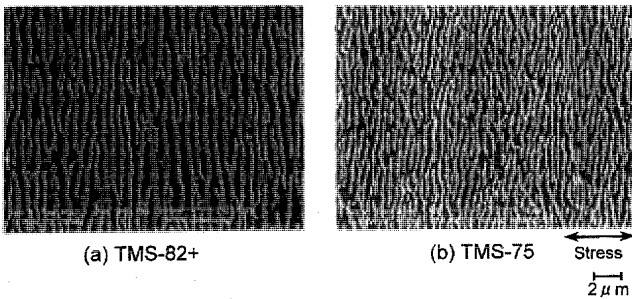


図4 1100°C/137 MPa にて 64 時間クリープ中断後の TMS-82+ および TMS-75 の応力軸に平行方向の断面組織観察結果

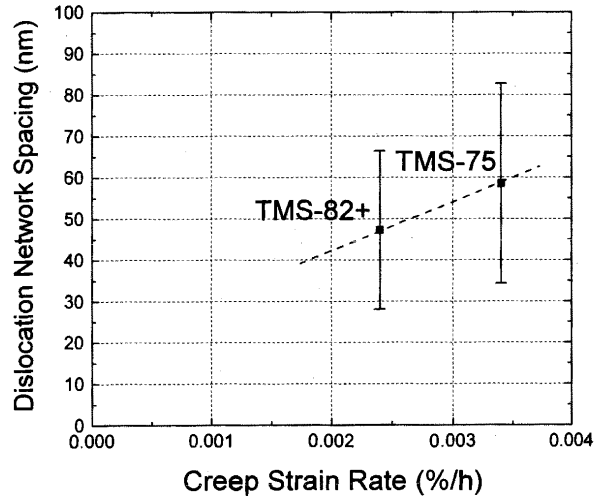


図6 クリープ歪速度に与える界面転位網間隔の影響

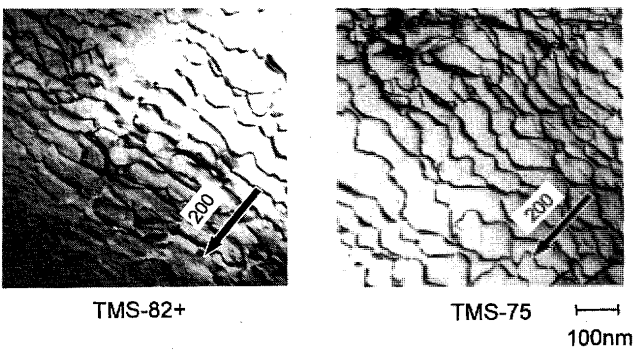


図5 1100°C/137 MPa, 64 時間クリープ中断後の  $\gamma/\gamma'$  界面に生成した界面転位網

方向に転位間隔を測定した結果を示す。TMS-82+ では TMS-75 に対し細かく均一な界面転位網の形成が見られた。ラフト形成時、転位は  $\gamma/\gamma'$  界面の界面転位網を切ることによって移動すると考えられる。この時、転位網間隔が短ければ、この転位網を切って進むために必要な力は大きくなり、結果として転位は動きにくくなると考えられる。連続したラフト組織の形成に加え、さらにこの微細な界面転位網の形成により TMS-82+ は良好なクリープ特性を示したと考えられる。

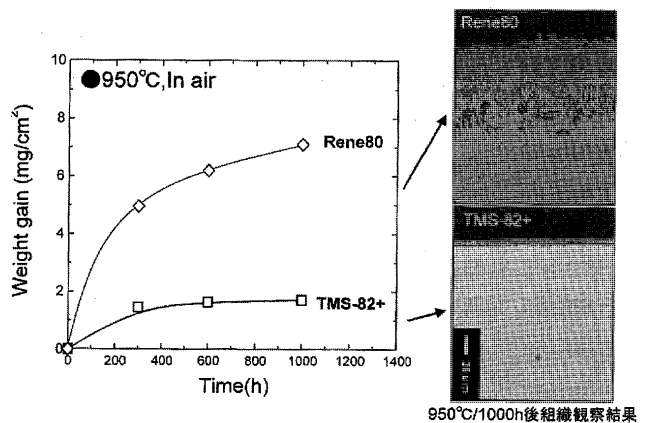


図7 TMS-82+ および Rene 80 の 950°C/1000 時間 大気中酸化試験結果

### 4.3 高温酸化特性

図7に TMS-82+, Rene 80 の 950°C における剥離スケール量を含めた酸化による総質量変化量および 1000 時間酸化後の断面組織を示す。950°C・1000 時間後の



5 μm

図8 1100°C/98 MPaにて破断(2990時間)まで試験を行った TMS-82+クリープ試験片の破断部近傍の合金組織

TMS-82+の酸化総質量変化量は Rene 80 に対し、約 1/3 以下となった。また Rene 80 に対し酸化による変質部は薄く、良好な耐酸化性を有していることが確認できた。

#### 4.4 組織安定性および铸造性

組織安定性は 900~1100°C にて 2990 時間まで試験を行ったクリープ試験片断面の組織観察により評価を行った。その代表的な観察結果を図 8 に示す。1100°C、2990 時間の加熱においても TCP 相の析出はほとんどなく、また  $\gamma'$  相の異常な粗大化は観察されなかった。以上の結果より、TMS-82+ は良好な組織安定性を有していることが明らかとなった。また図 9 に TMS-82+ を 15 MW 級ガスタービン 1 段動翼に铸造した結果を示す。フレッケルやスリバといった欠陥は観察されず、これより製造性も良好であることが確認できた。

現在、本合金はその特性の最終評価として 15 MW 級ガスタービン 1 段動翼を作製し 2000 年 12 月より東芝京浜事業所の試験ガスタービンに組み込み回転検証試験を実施中である。

#### 5. まとめ

第 2 世代単結晶超合金に対し高いクリープ強度を有し、かつ組織安定性が良好な Ni 基単結晶超合金の開発を目的として研究を行い、以下の結果を得た。

- 1) 金材研合金設計プログラムにより合金組成を設計し実験的な手法により合金組成の調整を行った結果、第 2 世代単結晶超合金に対して 137 MPa、105 時間クリープ耐用温度が 30°C 向上した合金 TMS-82+ を開発した。
- 2) TMS-82+ のクリープ強度向上は応力軸と垂直方向により連続したラフト組織が形成することにより転位の上昇運動が抑制されることおよび  $\gamma/\gamma'$  界面に細かく均一な転位網が生成し、これにより

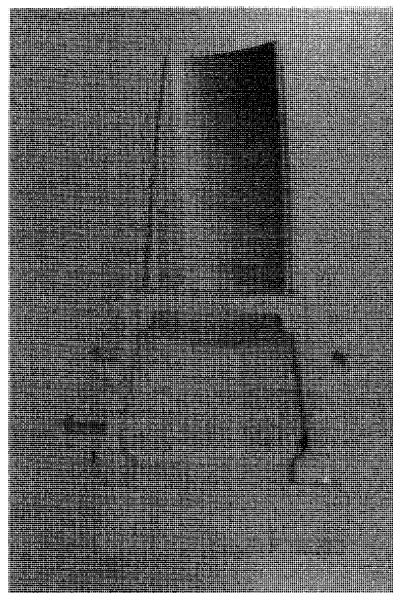


図9 TMS-82+の 15 MW ガスタービン 1 段動翼への試験铸造結果

$\gamma'$  相への転位のキャッシングが抑制されたことによるものと考えられる。

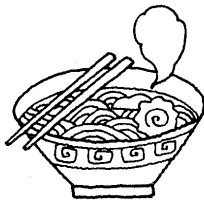
- 3) TMS-82+ は高温酸化特性、組織安定性についても良好な結果が得られた。また翼形状への铸造においてもスリバ、フレッケル等の異結晶の形成はなく良好な铸造性を示した。

#### 6. 謝辞

本研究は物質・材料研究機構殿と共同で研究を実施している新世紀耐熱材料プロジェクトの成果を一部まとめたものである。また本研究を進めるに当たって、試験片作製に御協力を頂きましたロス&キャセロール社 P. E Waudby 博士、石川島精密铸造株式会社 上野昭浩氏、試験片の評価について御指導、御協力を頂きました金属材料技術研究所新世紀耐熱材料プロジェクトの関係諸氏に感謝申し上げます。

#### 参考文献

- 1) 原田広史, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 28, No. 4 (2000), 14-20.
- 2) B. W. Broomfield et al., Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 120 (1998), 595-608.
- 3) Y. Koizumi et al., Proc. of the Materials for Advanced Power Engineering 1998, (1998), 1089-1097
- 4) T. Yamagata et al., Proc. of the 5th International Symposium on Superalloys, (1984), 157-166.
- 5) 山縣敏博, 高性能結晶制御合金ハンドブック (日本規格協会, 山崎道夫編), 194.
- 6) G. L. Erickson et al., Material for Advanced Power Engineering 1994, Part I, 1055-1074.
- 7) MacKay, R. A. et al., Proc. of the 5th International Symposium on Superalloys, (1984), 135-144.



## 材料の不思議あれこれ

高原 北雄\*<sup>1</sup>  
TAKAHARA Kitao

### ●高温セラミックの超塑性

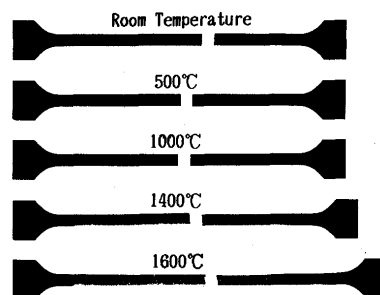
高温ガスタービンの研究を航空宇宙技術研究所で始めた頃からタービン部材は超耐熱合金だけでよいのかと危惧し、ファインセラミックの研究を進める必要を感じていた。そのためほぼ25年前から私は高温タービンの一環としてファインセラミックスの実験も行っていた。一般的にセラミックは塑性変形が殆んど起こらないので強度試験は曲げ評価が基準になっている。しかしこの曲げ試験体では破壊が起こる応力の高い領域は極めて狭くガスタービン部品のような高応力範囲が広い部品の材料試験には引張り試験がよいと考えてきた。約20年前に世界に先駆けて塑性変形が起こりにくいファインセラミック ( $\text{Si}_3\text{N}_4$ ,  $\text{SiC}$ ,  $\text{ZrO}_2$ ) を  $1600^\circ\text{C}$  まで高温引張り試験をしたことがある。それに対応できる高温引張り試験装置がなかったので曲げが起こり難い万策をとりながら自分達で装置を改修した。その結果、図に示すように部分安定化ジルコニアは  $1200^\circ\text{C}$  を越えると予測に反して伸びた。その報告を日本セラミック協会 (当時は日本窯業協会) の年会で報告した。名古屋工業試験所の奥田部長が大変興味を示され、翌日実験装置を見学に来られ長時間の意見交換をしたことがあった。その後、名古屋工業試験所の研究者は次々にセラミックの超塑性の研究成果を報告され、超塑性セラミックスでは国際的に大きな評価をえたことがあった。一般に材料を引っ張るとどこかが細くなり太い部位より応力は高くなり、応力が高い部位が更に伸ばされて切断すると私達は教科書で教わってきた。しかしこの超塑性現象はその逆で応力が高く細い部位が伸びず、応力が低く太い部位が伸びる不思議な現象だと気がついた。改めて考えると超塑性はラーメンやソーメン等の食材に昔から応用されてきた。最近では中華料理のTV番組で太い素材を瞬時に引張り、次々に2倍、4倍、8倍……と驚くほど細い麺にしていく不思議さを実感させてくれている。この不思議さの元はグルテンにあると言われても更に詳細な物理現象を判りやすく説明して頂かないと十分に理解できない。

### ●高速変形現象の不思議

冷却タービン翼の実験に使うため、高速2次元赤外線温度計を購入する検討をしていた時期があった。その時、業者が疲労試験機を使って面白い実験をしてくれた。試験体を高速で引張り・圧縮しながら特定部位を高速温度計で測定したことがあった。微小温度差ながらその周期に合わせて高くなったり低くなったりしていた。鉄材の他にいろいろな材料でも同様の試験したが、私にとって大変驚く体験だった。材料が伸縮するとなぜ温度が変化するのか不思議で仕方なかった。暫くして、この現象は材料力学の本に「ポアソン比と関係があり、固体もガス体と同じく断熱圧縮と断熱膨張で微小温度変化が起こる」と明記されていることが判り、幾らか納得できた。

またその頃、航空宇宙技術研究所で開発中のSTOL機「飛鳥」のエンジンFJR 710を用いて角田実験場で鳥打ち込み試験が行われファン動翼の高速ビデオ記録が残されていた。その記録ビデオを見ると鳥がファン動翼に衝突すると従来では考えられないほどの超高速で大変形をしていた。ファン動翼の中には切断するものもあったが、塑性変形と考えられる大変形をしながらもエンジン停止後あまり変形が残っていない翼もあった。これは停止まで大きな遠心力がかかる時間があるので再度引き延ばされたのかもしれないがチタン材料の超高速変形の不思議さも感じた。特異なこれらの材料現象をどのように理解すればよいのか今でも大変気になっている。

この超塑性現象やファン動翼の超高速変形現象の「まか不思議」な現象は技術社会では、今どのように解明されているのだろうか。このような現象をより深く理解し納得できれば材料に新しい視点が生まれるように感じているので、どなたか判りやすく解説をして欲しいものだ。



部分安定化ジルコニア

原稿受付 2001年7月30日

\* 1 高原総合研究所

〒206-0803 東京都稲城市向陽台4-2-B-809

## 中部電力株式会社 技術開発本部 電力技術研究所 材料チームの研究

篠原 伸夫\*<sup>1</sup>  
SHINOHARA Nobuo

キーワード：ガスタービン、寿命評価 スモールパンチテスト、HIP  
Gas turbine, Life evaluation, Small punch test, HIP

### 1. はじめに

中部電力(株)技術開発本部電力技術研究所は、1965年に設立された総合技術研究所が、1987年の組織変更により技術開発本部となり、電力技術研究所、電気利用技術研究所(現 エネルギー応用研究所)の2研究所に分かれ現在に至っている。

技術開発本部の中で電力技術研究所は、電力設備に関する研究全般を担当しており、エネルギー応用研究所は電力を利用した技術全般について担当している。

近年、電気事業を取り巻く経営環境は電力小売り部門の部分自由化、COP 3に代表される地球温暖化防止策の具体的推進等大きく変化している。研究開発は、これらの経営課題の解決に向け、欠かすことのできない手段であり、積極的に推進している。

材料チームは電力技術研究所において電力設備、特に火力発電設備の金属材料に関する寿命評価、寿命延伸技術の開発を主に行っている。研究開発の主眼はユーザとしての技術開発であり、コスト低減・設備信頼度の向上につながる内容が中心となっている。

当社では1988年に四日市火力4号系列へ1100℃級ガスタービンを用いた複合サイクル発電ユニットを導入して以来、1300℃級ガスタービンを用いた排気再燃式複合サイクル、廃熱回収型複合サイクルユニットの多数採

用により、わが国有数のガスタービン保有電力会社となっている。(表1参照)

ガスタービン台数の増加とともに、その保守費用の増加が経営上の課題となり、保守管理部門である火力部と協調し課題解決の一環として研究に取り組んでいる。

### 2. ガスタービン関係研究について

材料関係の諸研究についてはユーザの立場で行う研究であり、したがって、材料開発が主体でなく、材料評価・補修技術が主体である。

ガスタービンに関する研究も同様であり、1993年より開始し現在に至っているが、その内容は寿命評価、寿命延伸技術が中心である。補修技術に関しては、現状はファブリケーターにて補修を実施しているため、まだ取り組んではいないが将来的には重要なテーマであると考えている。

ガスタービンに使用されている材料、特に高温部に使用されている材料は特殊な合金であり、我々にとって馴染みのないものであった。そこで、これらの材料特性の把握から研究を開始した。以降、実機の劣化更新時の廃却材を使用し、寿命評価技術、延伸技術の開発を行ってきた。研究の進め方は自社独自によるものと、当社へのガスタービン納入者である重電各社との共同研究である。

現在、ガスタービン保守費用削減が経営上の課題でもあることから、当チームの実施件名の約半数を占めており、研究員も約半数がこの内容に従事している。

寿命評価技術および寿命延伸技術に関する代表的な内容についてその概要を説明する。

#### 2.1 動翼コーティング材の寿命評価

本手法は動翼の寿命に影響を与える耐食コーティング材の機械的特性を評価するために開発した手法である。なお、開発は株式会社日立製作所との共同で行った。

本手法はミニチュア試験法の一つであるスモールパンチ(SP)試験法を適応している。試験片を動翼表面からコーティングを含み、厚さ0.5mm、直径6mmのディスク状に切り出し、室温および実機使用環境を想定した温度等にて試験を行ったものである。試験片は未使用材、熱時効材、実機使用材から切り出し、コーティング材の劣化についてそれぞれを比較し検討している。

表1 ガスタービン台数(発電所毎)

発電所名	機種名	台数	製造者		運転開始
			本体	燃焼器	
四日市4号	MS7001E	5	GE(東芝)	GE	1988
知多1,2号	501F	2	三菱重工	三菱重工	1996,1995
知多5,6号	MS7001FA	2	GE(日立)	日立	1995,1994
知多第二1号	MS7001FA	1	GE(日立)	日立	1994
知多第二2号	MS7001FA	1	GE(東芝)	GE	1996
川越3号	MS7001FA	7	GE(日立)	日立	1996
川越4号	501F	7	三菱重工	三菱重工	1997
新名古屋7号	MS7001FA	6	GE(東芝)	東芝	1998

原稿受付 2001年7月2日

\*1 中部電力(株)技術開発本部 電力技術研究所 材料チーム  
〒459-8522 名古屋市長区大高町北関山20-1  
現 火力部 建設グループ  
〒461-8680 名古屋市長区東新町1

SP 試験では荷重-変位曲線から降伏応力と破壊歪みを求めている。また断面組織を光学顕微鏡および走査型電子顕微鏡 (SEM) を用いて観察し、化学成分分析には走査型オージェ分析装置 (SAM) を用いた。

図1は実機使用材(約17,000時間使用)の光学顕微鏡断面組織を示す。図に示すようにコーティング層の厚さは200~250 $\mu\text{m}$ で、層状組織を呈している。供試材表面には厚さ約70 $\mu\text{m}$ の酸化鉄およびその下に $\text{Al}_2\text{O}_3$ 薄層が認められる。なお、 $\text{Al}_2\text{O}_3$ 層は熱時効材と比較してわずかに増加していたが、厚さは10 $\mu\text{m}$ 以下であり、本コーティングは耐酸化性に優れることが分かった。

図2は図1に示すコーティング領域Ⅲ、Ⅳおよび母材の降伏応力を、未使用材および熱時効材における結果と合わせて示す。領域Ⅲでは未使用材、熱時効材と比較して降伏応力は同等であるが、領域Ⅳおよび母材では熱時効材と同等程度まで降伏応力は低下していることが分かる。

このようなデータを採取し、コーティング材の評価を行い動翼への影響を明確にしている。

### 2.2 動翼材の特性向上

本研究は1100 $^{\circ}\text{C}$ 級ガスタービンの動翼を対象に熱間等方加圧法 (HIP) を用いて材料強度の回復を図り、寿命延伸を図ったものである。なお、この研究は株式会社東芝との共同研究で行ったものである。

寿命にて劣化更新された1100 $^{\circ}\text{C}$ 級ガスタービン第2, 3段動翼の廃却翼にHIPを適用した後、各種の非破壊試験(外観観察, 寸法測定), 破壊試験(断面組織観察, 材料強度試験)を行った。非破壊試験では全く問題なく、破壊

試験においても組織上は新材に近いレベルまで回復し、材料強度もほぼ新材と同レベルまで回復することを確認した。

図3はHIP前後のマイクロ組織を示す。長時間使用により粗大化した $\gamma'$ 相がほぼ新材と同様になっていることがわかる。

また、図4はHIP前後のクリープ破断時間を示している。ばらつきが見られるものの、ほぼ新材レベルまで強度が回復していることがわかり、HIPが材料特性向上に有効なことを示している。

HIP 適応翼を寿命評価した結果、さらに4年から8年使用できることが判り、十分経済的なメリットもあることから、現在四日市火力発電所4号系列ガスタービンに試験的に装着し、実証試験を行っている。この結果を踏まえた上で、全社的な展開を図ることを計画している。

### 3. 終わりに

本研究はエンドユーザの研究所である。この特徴の一つに、実機使用データが豊富にあることがあげられる。現在も実施中であるボイラや蒸気タービンに関する研究においては、実機データに基づく研究を実施し多くの成果を上げている。

ガスタービンに関しては導入して間もないことから、豊富とは言いがたが徐々に実機からのデータが蓄積されつつある。今後もデータを積み重ねユーザー独自の評価技術、寿命延伸技術の向上を図っていきたい。

また、発電設備におけるガスタービンの重要性が増していく中、これらの研究開発により、保守費用の削減および設備信頼度の向上に寄与していく所存である。

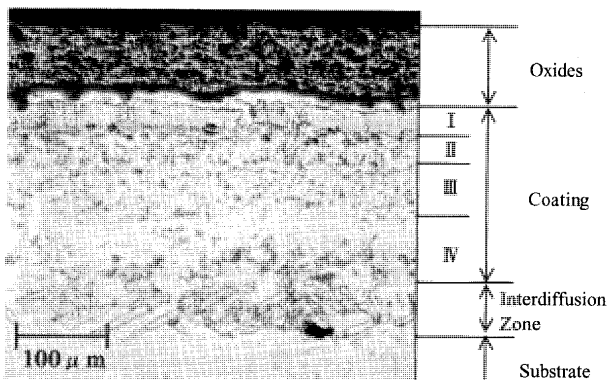


図1 実機使用材の断面組織

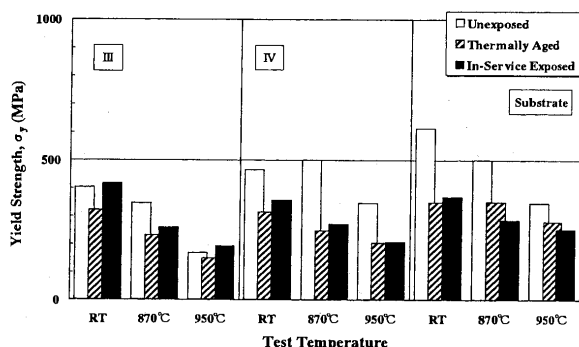


図2 未使用材, 熱時効材, 実機使用材の降伏応力の比較

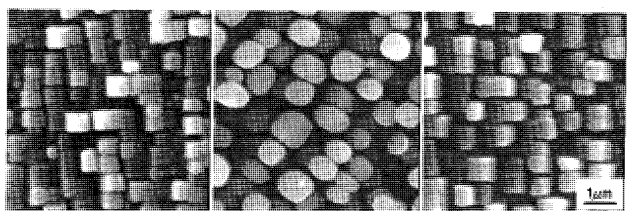


図3 HIP 前後のマイクロ組織の比較

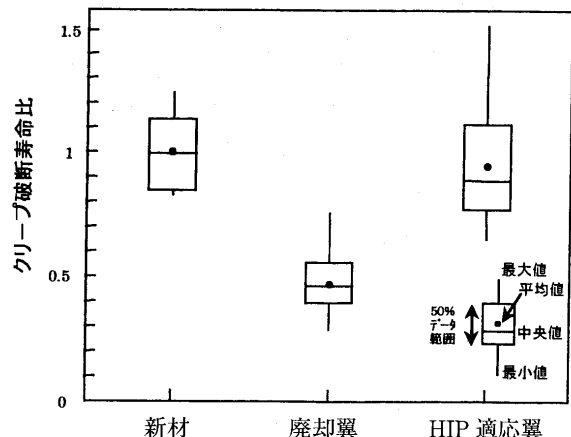


図4 HIP 前後のクリープ破断寿命の比較

# 拓殖大学流体研究室における ミニチュアガスタービンの自作

原 寿一\*<sup>1</sup>  
HARA Toshikazu

森山 哲\*<sup>2</sup>  
MORIYAMA Satoshi

平本 政明\*<sup>3</sup>  
HIRAMATO Masaaki

平野 孝典\*<sup>4</sup>  
HIRANO Takanori

藤本 一郎\*<sup>4</sup>  
FUJIMOTO Ichiro

## 1. はじめに

ミニチュアガスタービンは、携帯用ガスタービン発電機としても実用化され始めており、注目されているエネルギー供給システムの一つの要素である。著者らは、ハイブリッド自動車用として利用することを目的に、また同時にガスタービンの構造、作動原理の理解という学生教育<sup>①</sup>をも考慮して、卒業研究としてミニチュアガスタービンを製作することにした。結果的に一年間という短い期間でガスタービンを完成させることが出来たが、完成に至るまでには点火装置の製作や計測・制御システムの構築及びガスタービンの運転などに多くの苦勞があった。

本報告では、製作過程や運転・操作について詳しく紹介しており、同様のガスタービン製作を考えておられる読者の参考になれば幸いである。

## 2. 基本構成要素

### 2.1 圧縮機及びタービン

ガスタービンの三大要素である圧縮機とタービンに対しては、図1に示す自動車用ターボチャージャを利用し

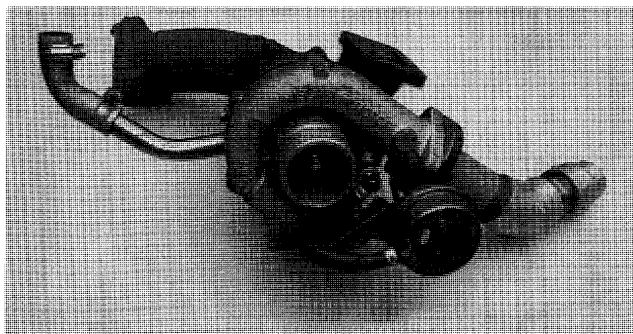


図1 ターボチャージャ

原稿受付 2001年8月3日

- \* 1 株式会社スバンドニクス(拓殖大学 工学部 平成13年卒業)  
〒359-0023 埼玉県所沢市東所沢和田2-3-15
- \* 2 拓殖大学 大学院 工学研究科
- \* 3 元東京大学大学院 工学系研究科 講師
- \* 4 拓殖大学 工学部 機械システム工学科

た<sup>②</sup>。これは乗用車(日産スカイライン)に搭載されていたものである。遠心式の圧縮機とタービンは一段で高い圧力比を実現できるので、ガスタービンをコンパクトに製作することが可能である。

### 2.2 燃焼器

ガスタービン用点火装置として、ニクロム線をコイル状に巻いたものを自作した。適切なニクロム線直径を選定するために、図2のようにニクロム線を配線し、電流、電圧とニクロム線温度の関係を調べた。その結果、例えばφ0.5mm程度の細いニクロム線では、低電流で高温が得られるが切れ易く、φ1.0mm程度の太いものでは使用可能な電源で十分な高温を得られないことが分かった。そこで今回はφ0.7mmのニクロム線を使用した。

ガスタービンを製作するにあたり燃焼器(燃焼器A)を自作した。厚さ1.2mm、外径φ50mm、全長300mmのステンレス(SUS304)製パイプとラジコン飛行機用エンジンのキャブレータを利用した。燃料には灯油を使用し、燃焼実験を行った。図3に燃焼試験装置の模式図を示す。

実験手順は次の通りである。工業用コンプレッサの圧縮空気をエアータンクに導き、一定圧力137kPaに保つ。ニードルバルブで空気流量を調節し、キャブレータにより燃料と混合させる。安定した燃焼状態は比較的容易に得られたが、自作した燃焼筒は一層構造であり、取り込んだ空気を全て燃焼に使うので冷却が充分行われず、燃焼器全体が赤熱して破損する可能性があり、安全面で問題があった。このため、今回ガスタービンを構成する燃焼器には、安全性を考慮して、図4に示す丸和電機株式

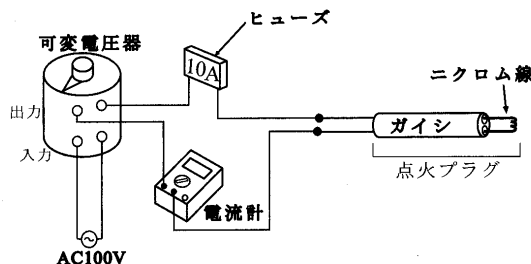


図2 点火装置

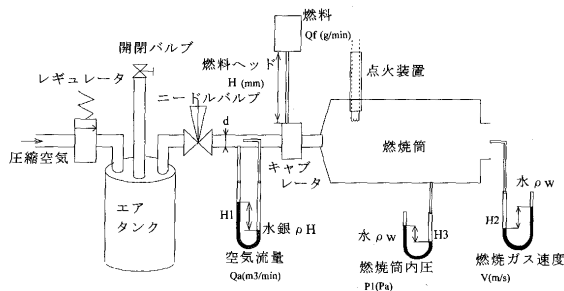


図3 燃焼器 A を用いた燃焼試験装置

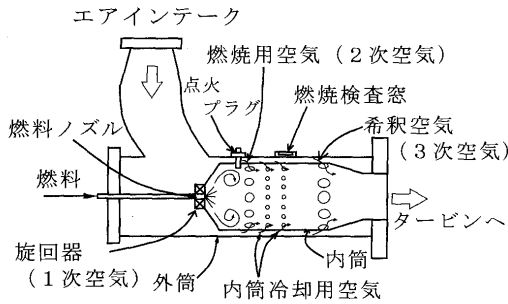


図4 燃焼器 B

会社で製作された熱衝撃試験用の燃焼器 B を採用した。

これは缶型燃焼器で、外筒と内筒の二層構造となっており、内筒と外筒の間隙を流れる空気が内筒壁面に空けられた穴より内筒内に進入する。内筒前端部には燃料ノズルと旋回器が配置されており、燃料と一次空気の混合気を内筒内に流入させる。混合気は内筒内で二次空気と合流し、点火装置により着火する。この部分を一次燃焼帯と呼び、これより後方の穴より導かれる三次空気（希釈空気）により所要の温度まで燃焼ガス温度を下げる。

3. ガスタービンの製作及び運転

製作したガスタービンの写真を図5に、概観図を図6に示す。ガスタービンの製作は、ターボチャージャと燃焼器を配管することから始めた。圧縮機出口と燃焼器入口は、内径φ1 inchの耐圧性ゴムホースで連結し、ジョ

イント部はフランジ構造とした。燃焼器出口とタービン入口は、ステンレス (SUS 304) 製のパイプとフランジで連結した。また、圧縮機の空気吸込口には空気流量計測用に製作したベンチュリ管を取り付け、その入口は粘土を利用してベルマウス形状とした。

次に燃料供給系と潤滑油系を、なまし銅管を使用して配管した。各部の連結部には、リング式ジョイントを使用した。燃料及び潤滑油ポンプは、モータ直結型トロコイドポンプ (富士テクノ工業社製 TOP-GFM-400-GFGFY-V 1, TOP-1 ME 200-13 MA) を使用した。燃料供給の ON, OFF は電磁弁により行い、燃料の供給圧を調整するために、燃料ポンプのモータ回転数を制御した。

自作した点火プラグは高温高压の燃焼ガスにさらされるので、先端のニクロム線が切れて飛散し、タービンを損傷する危険性があるため、点火後に点火プラグを引き

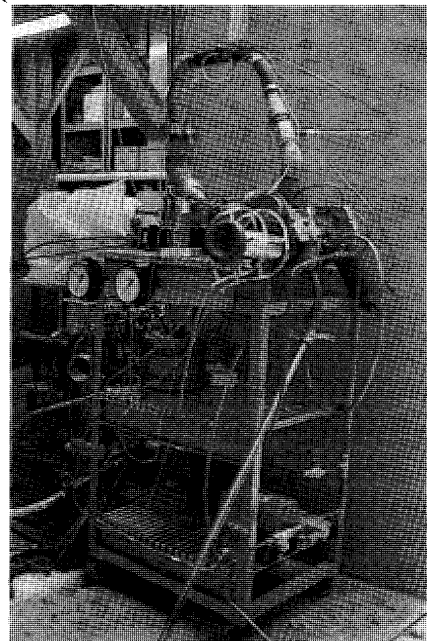


図5 ガスタービン概観

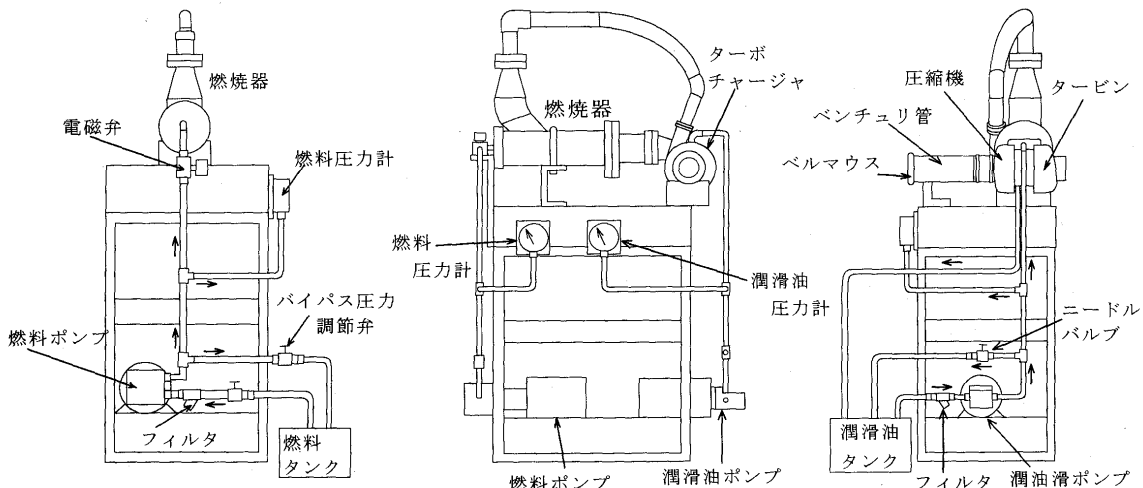


図6 配管系統

抜く機構とした。具体的には、燃焼器の点火プラグ挿入口にゲート式のバルブを取り付け、プラグのガイシ部を金属製のパイプでカバーして、点火後パイプごと引き抜く構造とした。この構造は燃焼ガスのもれを防ぐという利点もある。

次にガスタービンの運転について述べる。当初は始動エア供給源として家庭用ブロワ (0.4 kW) を使用したが、軸回転数 48000 rpm までは得られたが自力運転へ移行するに至らなかった。そこで、大型コンプレッサを使用して約 0.8 MPa の圧縮空気を始動エアとして用いたところ自力運転させることができた。運転手順は、次の通りである。①燃料を噴射し、点火装置により点火する。②点火直後に始動エアを強制的に圧縮機の空気吸込口に吹きつける。③燃料ポンプの吐出し圧を最大 (0.16 MPa) に設定し、ターボチャージャが約 70000 rpm に到達した後、始動エアの供給量を徐々に減らして、圧縮機による吸気のみとすることで自力運転に移行させる。この一連の手順では、始動エアのバルブ開閉、始動エアの流入量調整、点火装置の引き抜き作業、燃料流量調整の各部に一人ずつ計 4 名、さらに計測に 1 名と、現在のシステムでは最低 5 名の人員が必要であった。

運転に際しては、事故時に想定される回転部の飛散方向を充分考慮した対策、例えば半径方向に鉄板によるカバーを施すなど安全策を講ずるのは言うまでもない。

## 4. 計測システムの構築

### 4.1 計測データ表示

図 7 に Visual Basic を用いて作成した計測ソフトのモニタ表示画面を示す。

図に示す通り回転数、圧力、温度を表示する様にした。圧力と温度はセンサ出力を A/D ボードを介してパソコンに取り込み、モニタ画面上にリアルタイムに表示出来るようにした。また、計測データは、Excel 上のデータファイルに保存され、性能計算<sup>3)</sup>等のデータ処理を行う。ターボチャージャの軸回転数に関してもパルス発生回路を介したパソコンでの取り込みを試みたが、現状では、周波数カウンタでの目視計測を行っている。

### 4.2 回転数検出装置

図 8 にターボチャージャの軸回転数検出装置を示す。

本装置は、ターボチャージャの圧縮機側軸端に取り付けた永久磁石と、ケーシングの外側に設置された、エナメル線を巻いて作ったピックアップコイルから構成される。軸の回転により発生した誘導起電力を、自作のアンプで 2000 倍に増幅した後、周波数カウンタに導く。

### 4.3 ベンチュリ管

圧縮機の吸込み空気流量を計測するために、図 9 に示すような JIS 規格円錐型ベンチュリ管を旋削により製作した。流出係数は  $C=0.995$  である。

### 4.4 温度及び圧力計測装置

圧縮機入口、出口、タービン入口、出口にそれぞれ温

度センサ (サーモテック社製 MS-K 熱電対) を取り付けた。この熱電対の出力は微弱なため、A/D ボードの入力レンジの範囲に合わせるためにアンプを自作した。

圧縮機出口、タービン入口と出口にアンプ内臓型圧力センサ (豊田工機社製 SD 220) を取り付けた。タービン入口と出口は高温であるため、そのまま圧力計測を行うことは出来ず、二重構造で間隙に水を流せる構造の銅管を製作し、これを通して圧力計測を行った。ベンチュリ管には負圧も計測可能な圧力センサ (豊田工機社製 PM-5) を使用した。

## 5. ガスタービンの性能試験

### 5.1 始動時の過渡特性

始動から、自力運転、定常状態へと移行するまでの、軸回転数、タービン入口温度、圧縮比及び空気流量の時間変化を図 10 に示す。始動 (時間 0 s) から 25 s まで

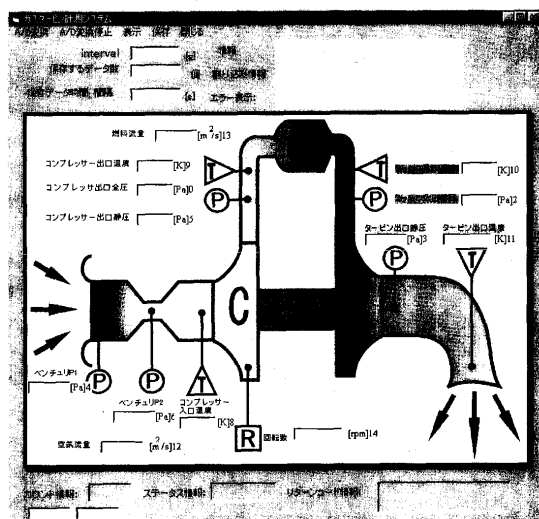


図 7 計測画面

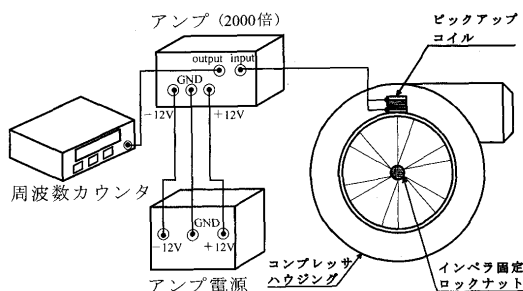


図 8 回転数検出装置

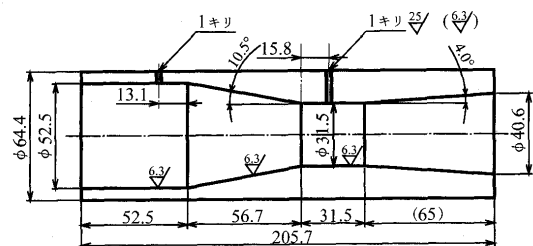


図 9 ベンチュリ管



は一定圧力の始動エアを供給している。その間圧縮比、空気流量及び軸回転数は上昇している。しかしタービン入口温度は、20 sまでは上昇するが、その後低下して35 sでは400 K程度の温度低下が見られる。これは、ガスタービンが20 sから起動したため、圧縮機による吸気量の増加に伴い燃焼状態が空気過剰になり温度低下に至ったためと考えられる。25 sから70 sの間では、始動エアの供給圧を徐々に減少させたことによる軸回転数の低下と、それに伴う圧縮比及び空気流量の低下がみられる。このとき始動エアによる空気過剰状態が解消されてタービン入口温度は増加している。

定常状態に至るまでの制御の目安としては、タービン入口温度が1000 K以上で一定になるように始動エアの圧力を徐々に減少させ、圧縮機による吸気のみに移行させるように調整すると良い。

5.2 定常特性

図11に、定常状態での基本性能を軸回転数に対して示す。横軸に軸回転数、左縦軸にタービン入口温度、空気流量及び圧縮比を示し、右縦軸には熱効率を示す。図から、軸回転数の増加に伴う空気流量、圧縮比の増加がみられ、燃焼ガスによるタービンの仕事が軸を経て圧縮機に伝わり、それに応じた圧縮仕事が行なわれていることが分かる。また、軸回転数50000 rpm付近でタービン入口温度が減少しているが、これは使用した燃料ポンプの性能に限界があり、燃料を十分に供給することが出来ず、圧縮機の吸入空気量に対し燃料が不足して空気過剰の状態にあるためと考えられる。これに伴い軸回転数の増加に伴う熱効率の増加も50000 rpmで頭打ちになっている。最も効率の良かった50000 rpmにお

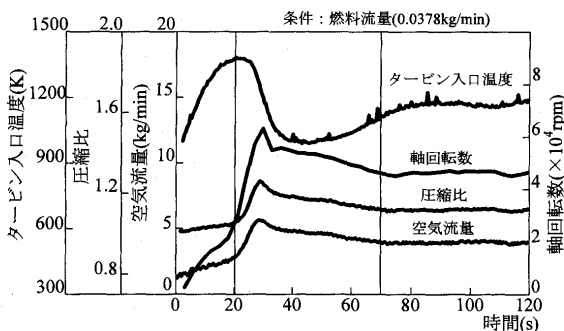


図10 始動から定常までの過渡特性

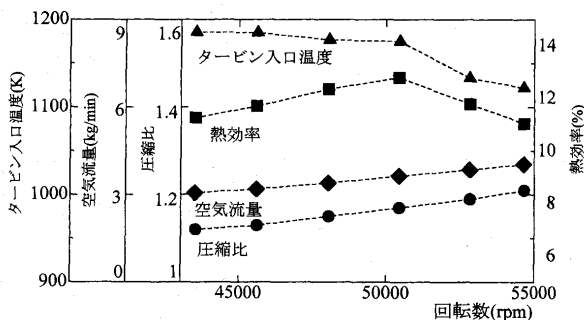


図11 定常特性

けるガスタービンサイクル (h-s 線図) を図12に示す。横軸に比エントロピs、縦軸に比エンタルピhを示す。一般に小型ガスタービンの熱効率は約20%、圧縮機効率は75~80%、タービン効率は80~85%と言われている。本ガスタービンの圧縮機効率は60%、タービン効率は65%、熱効率は12%であった。このように効率が低いのは、流路損失、漏れなどによる損失が大きかったためであり、今後改善すべき点である。

6. おわりに

自動車用ターボチャージャ及び熱衝撃試験用燃焼器を組み合わせて、卒業研究の一年間という短期間でミニチュアガスタービンを製作し運転することが比較的簡単に出来た。しかし、3.でも述べた様に、ガスタービンの安全性を考慮して、ターボチャージャ半径方向をカバーするなど事故対策を講ずることにも注意を払いたい。現段階では以下のような考慮すべき点もあり、今後改善が待たれる。

- (1) 圧縮機出口と燃焼器入口、及び燃焼器出口とタービン入口の配管接続部の段差のため大きな圧力損失があり、圧縮機効率とタービン効率を下げている。
- (2) ニクロム線を使った点火装置では破損などの安全性に問題がある。
- (3) 始動エアの供給源として大型のコンプレッサを使用せず、家庭用ブロワなど小型のものを使用する方法にする。

最後に、燃焼器の提供及びガスタービンの製作にあたり数多くの助言を下された丸和電機株式会社に感謝の意を表し謝辞と致します。

参考文献

- (1) 柏原康成, 大学におけるミニターボジェットエンジンを用いたガスタービン教育, 日本ガスタービン学会誌, 28-6, 2000, 458
- (2) 宮下和也, ターボチャージャの技術応用展開, 日本ガスタービン学会誌, 24-96, 1997, 33
- (3) 日本ガスタービン学会調査研究委員会, ガスタービン作動流体の熱力学的性質を表す計算式とその用法, 日本ガスタービン学会誌, 13-52, 1986, 55

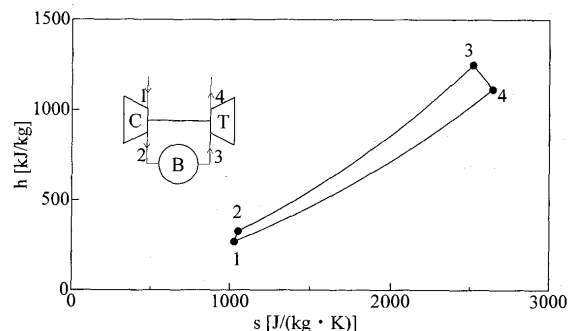


図12 h-s 線図

## 20 MW 級カワサキ L20A ガスタービン

永井 勝史\*1  
NAGAI Katsushi

キーワード：ガスタービン，コージェネレーション，複合サイクル発電

### 1. はじめに

川崎重工業は、このたび出力 20 MW 級で世界最高水準の熱効率を目指した純国産の高効率ガスタービン「L20A」の開発に成功した。これは、当社が長年培ってきた産業用中小型ガスタービンの開発技術および航空用ジェットエンジンに関する要素技術などの蓄積の上に生まれた新開発のガスタービンである。

### 2. 用途

地球環境保全やエネルギーの有効利用の観点からエネルギーの分散配置が進む中で、中小型のガスタービン発電装置と廃熱回収ボイラを組み合わせたコージェネレーション(熱電併給)システムや蒸気タービンをボトムリングサイクルとした複合サイクル発電プラントが注目を集めている。当社は 1983 年以來この用途に合わせて PUC シリーズ(500 kW~7000 kW 級)を販売してきたが、今回開発した L20A ガスタービンによって、従来製品よりも大型の高効率コージェネレーションシステムを提供することにより、幅広い機種揃によってこの分野での需要増大に応えようとするものである。さらに L20A ガスタービンは、蒸気タービンと組み合わせることにより、高効率の複合サイクル発電プラントを提供することができる。

### 3. 特徴

L20A ガスタービンの主な特徴は以下の通りである。

#### 3.1 高効率

ガスタービン単体の熱効率は 35% を達成。さらに、コージェネレーションシステムでは、総合熱効率 80% 以上、複合サイクル発電では 47% を越える発電効率を実現する。

#### 3.2 低い環境負荷

希薄予混合燃焼方式を採用したドライ低エミッション燃焼器を装備し、NO<sub>x</sub> 排出値が 23 ppm (O<sub>2</sub>=15%) 以下と環境に優しい排ガスが得られる。

#### 3.3 高い信頼性

M7A と相似のシンプルで頑丈な構造を採用することにより信頼性を高め、また設計オーバーホール寿命が 4

万時間と耐久性にも優れている。

#### 3.4 保守点検が容易

車室は水平 2 分割構造のため上半開放が可能で、さらに圧縮機及びタービン部に設けられたボアスコープ点検孔から内部点検が容易に行える。

#### 3.5 高度な制御・監視システム

ファジー起動制御や NO<sub>x</sub> 低減制御システム、通信ネットワークを用いた遠隔監視・異常診断システムなど、高度な運転支援システムを採用している。

### 4. 要目、構造

L20A ガスタービンの主要諸元を表 1 に示す。ISO 条件における減速機軸端出力は 18 MW、熱効率は 35% である。排気ガス温度は 545℃ と高く、排熱回収にも適した条件が得られように設計されている。圧力比及びタービン入口温度は、シンプルサイクルのほか複合サイクルの運転時にも高効率が得られるように設定されている。現在のガスタービンの基本仕様燃料は、天然ガスとなっているが、灯油、軽油、A 重油などの燃料にも対応する予定である。

表 1 L20A ガスタービン主要諸元  
(性能)

出力	18,000 kW
熱効率	35%
回転数	9,420 rpm
空気流量	57 kg/s
圧力比	18
タービン入口温度	1250 °C
排気温度	545°C
エミッション	NO <sub>x</sub> < 23 ppm (O <sub>2</sub> =15%換算)
	CO < 25 ppm (O <sub>2</sub> =15%換算)

(ISO条件、減速機出力端、天然ガス燃料)

#### (構造)

形式	単純開放1軸式
寸法	L6.6m x H2.7m x W2.2m
重量	14t
圧縮機	軸流11段
燃焼器	8缶型
タービン	軸流3段

原稿受付 2001 年 7 月 16 日

\* 1 川崎重工業(株) ガスタービン開発センター  
〒673-8666 明石市川崎町 1 番 1 号

次にガスタービンの断面を図1に、外観を写真1に示す。L20Aは、発電用を目的とした重構造型の単純開放1軸式ガスタービンである。

軸流圧縮機は圧力比18を段数11段で達成し、部品点数を低減した。これは、当社が開発した3次元MCA型ワイドコード翼を用いた遷音速圧縮機の採用により、高負荷で高効率の空力性能が得られるようになったためである。また、入口案内翼(IGV)を含めて前側5段の静翼列が取付角度可変となっており、旋回失速を防止し安定した起動が可能であるとともに、空気流量を制御することにより部分負荷時のシステム効率の向上を図っている。

タービンは軸流3段構成で、1,2段は冷却翼を採用している。材料は、一方向凝固(DS)翼などの超耐熱合金を使用している。ディフュージョンフィルム冷却孔やスタッガードリップなどの高性能冷却構造を採用するとともにTBC(遮熱)コーティングを適用し、高温ガスにも充分耐えるようになっている。また、圧縮機及びタービン翼先端部にはアブレダブル又はアブレイシブルコーティングを施工することにより、チップクリアランスを最適に保ち、高い要素効率を実現している。排気

ディフューザは、圧力回復特性が最も良くなるようにCFD解析により設計した。その結果、相対的に長いディフューザとなったが排気流れの圧力損失を小さく抑えることができ、エンジン性能の向上に寄与している。

燃焼器は、高温化に有利な順流の缶型燃焼器を環状に8個配置している。予混合希薄燃焼方式を採用したドライ低エミッション燃焼器を装備することで、NO<sub>x</sub>排出量23ppm(天然ガス使用時)と極めて低い環境負荷を実現した。

ケーシングは、写真2に示すように完全水平2分割となっており、フィールドでの開放点検が可能である。ケーシングは吸気側と排気側の二カ所で支持されており、前者は固定支持、後者はトラニオン支持構造を採用することによりケーシングの熱伸びを吸収している。

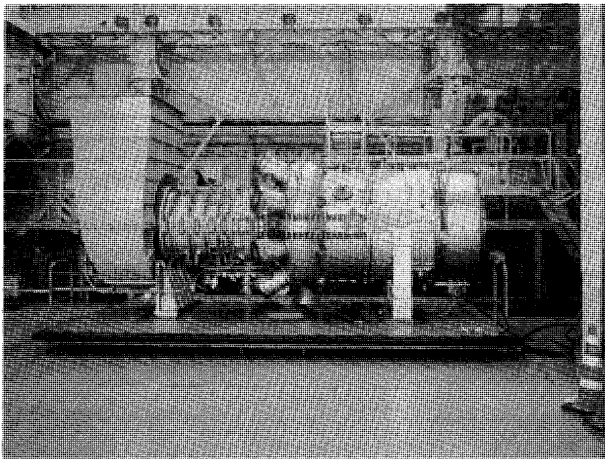


写真1 L20A ガスタービン外観

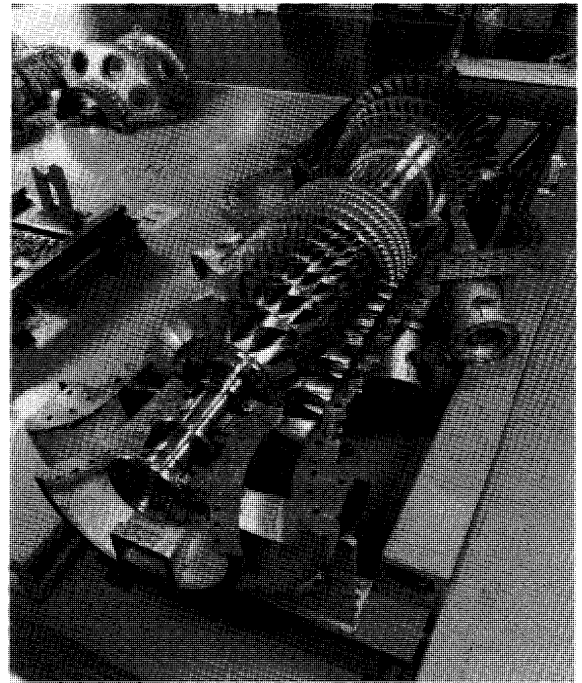


写真2 上半ケーシング開放状況

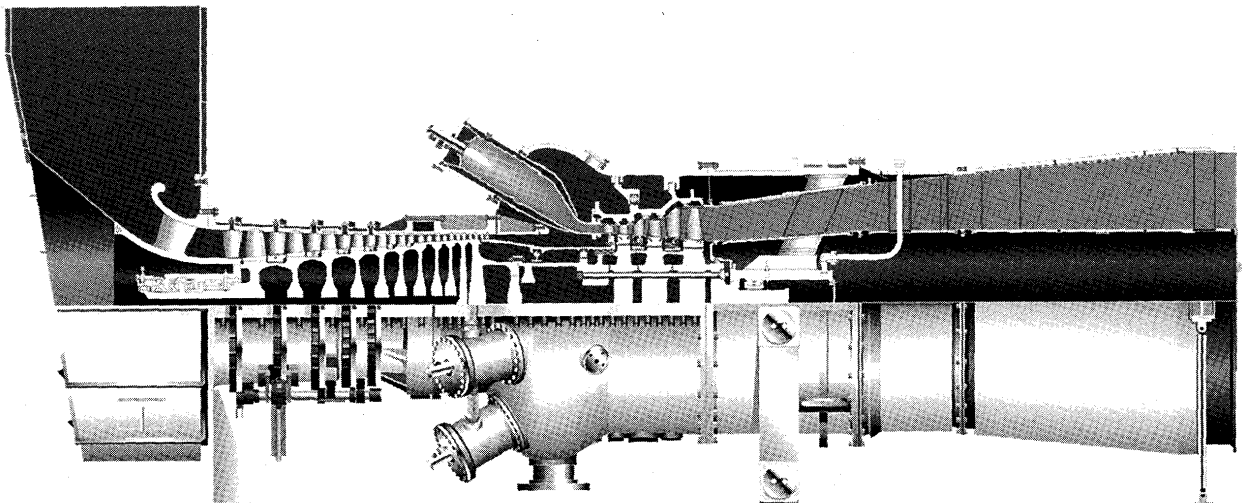


図1 L20A ガスタービン断面図

ロータの圧縮機部は電子ビーム溶接による一体構造、タービン部はカービックカップリング構造を採用することにより、アンバランスが発生しにくいロータとなっている。更に、軸受には両端部に配置した2個のティルティングパッド型ジャーナル軸受と、吸気側に設けた同じくティルティングパッド型のスラスト軸受を用いており、油膜による振動減衰効果により安定したロータ振動が得られている。吸気側ロータ軸端に設けたフレキシブルカップリングから出力を取り出し、減速機を介して発電機を駆動している。

起動装置には制御特性が優れ信頼性の高いインバータモータを用いると共に今回開発したファジー起動制御を採用することにより、冷態時、温態時に拘わらず安定した起動が可能である。また、制御系は多重化により信頼性を高めている。

## 5. 開発, 試験

2000年10月より、当社明石工場のL20A専用運転場において試作機による運転試験を行った。エンジン性能、各部の温度・圧力計測の他、翼振動、高温部メタル温度等の特殊計測試験を実施し、問題の無いことを確認した。

また、同ガスタービンの商用1号機を当社明石工場に設置し、コージェネ自家発電設備として本年10月から当工場向けに電力、蒸気の供給を開始する予定である。

## 6. おわりに

L20Aガスタービンは、当社のこれまでに培った実績をベースとした技術と最新の要素技術を適用することにより、ライフサイクルコストパフォーマンスの優れた高性能で信頼性の高いエンジンとして開発したものである。近年の環境保全及び省エネルギーの観点からガスタービンに対する関心が高まっている中で、本ガスタービンがコージェネレーションシステムや複合サイクル発電システムの核としてこれらのニーズに応え社会に貢献できると期待している。

# 2001 年第 46 回 ASME 国際ガスタービン会議

## 1. 全 般

青木 素直\*<sup>1</sup>

AOKI Sunao

2001 年の第 46 回 ASME International Gas Turbine & Aeroengine Technical Congress は、アメリカルイジアナ州ニューオーリンズにて 6 月 4 日から 7 日の 4 日間にわたって開催された。

ニューオーリンズはフランスコロニアル風の古い町並みとジャズで有名な都市であるが、会議はその中心街であるフレンチクォーターからほど近い Morial Convention Center にて行われた。

今回の論文数は 597、参加人員約 4000 人で、展示出版社は約 300 であった。

今回の会議の全体のトーンは、“新技術、新機種よりも、爆発的に増加したガスタービンの需要と、現状技術のガスタービンの運用、メンテナンスに対しどのように対応するか”といったところに重点がおかれており、Key Note Speech、セッションの構成もそれを反映したものとなっていた。

### ① Key Note Speech

メーカ：シーメンスウエスチングハウス、GE  
ユーザー：Calpine, International Power  
政府機関：DOE (Department of Energy)

の 5 者の Speech があった。

メーカ側の見解はシーメンスウエスチングハウス、GE とほぼ同じであり、“ガスタービンの需要爆発は 2005 年まで現在の高水準で推移するが、その生産、試運転、メンテナンス体制の確立が重要”との見解であり、それぞれ生産設備拡充、試運転、メンテナンス要員の教育に投資、体制確立中との説明があった。

一方ユーザー側からは、カリフォルニアに象徴される、アメリカの電力需要逼迫に対応すべく、ガスタービンを大量購入しているが、その大量のガスタービンの運転保守、特に高温部品の補修が Key になるため、OEM への

み頼らなくてすむよう、自前で補修からエンジニアリングまで可能なベンダーを買収したとの説明があった。

DOE よりは、納税者の利益のため、低 Emission, 低価格電力供給のため発電効率 60% の ATS (Advanced Turbine System) プログラム、年間 400 回起動、急速起動可能な Peak 電源用の NGGT (Next Generation Gas Turbine) プログラムの説明があった。

### ② 展示場およびセッション概要

上記のような状況を反映して、展示はガスタービンメーカのもの少なく Alstom, Pratt & Whitney のみであり、GE, シーメンス, 三菱等のメーカの展示はなかった。

そのかわりに、補修メーカ、センサーメーカ、コーティングベンダー吸気冷却装置メーカ等、メンテナンス、運転支援、性能回復のための機器ベンダーの展示が目立った。

またセッションも補修技術、LTSA (Long Term Service Agreement; 長期保守契約)、性能回復、エンジニアの教育等のパネルディスカッション、ユーザーシンポジウムが多数ひらかれ活発な論議があった。

### ③ Pratt & Whitney と三菱重工との協業

現地時間 6 月 6 日アメリカの Press に対し、Pratt & Whitney と三菱重工が中型発電用ガスタービンの分野で共同開発を行う旨が発表された。

ASME の会場でも Pratt & Whitney より次世代ガスタービンの開発に関するプレゼンテーションがあり、100 MW クラスの発電用ガスタービンの概念設計を完了、現在コスト、マーケットリサーチ中であるとの発表があった。

原稿受付 2001 年 6 月 28 日

\* 1 三菱重工業(株) 技術本部高砂研究所 所長  
〒676-8686 高砂市荒井町新浜 2-1-1

## 2. 航空用ガスタービン

池山 正隆\*<sup>1</sup>

IKEYAMA Masataka

キーワード：VAATE, オンラインヘルスマニタリング, SSBJ, 超音速ビジネスジェット機

ここ数年の傾向として、地上用ガスタービン関係の話題が本国際会議の中心になっており、航空エンジン委員会主催のセッションは、他の委員会との共催も含めて8セッション、40講演で、昨年の9セッション、43講演、一昨年の12セッション、54講演から漸減が続いている。セッションの内容としては、整備関係に関するものが2つ、超音速ビジネスジェット機 (Super Sonic Business Jet, SSBJ)、ジェットエンジンの歴史と将来、開発用コード、ハイブリッドガスタービン、航空機の知能化におけるエンジンの役割、システムインテグレーション技術がそれぞれ1つずつであった。航空用ガスタービン関連セッションは同時刻に2つ並行して開催されることも有り、ここでは筆者が出席したセッションについてのみ報告する。

例年、ジェットエンジンの歴史を振り返り、将来を予測する内容の航空エンジン委員会主催のテーマセッションでは、Whittle(イギリスのジェットエンジン発明者)のジェットエンジンが初飛行して60周年であることを記念し、Whittleの御子息および同僚がエンジン開発のエピソードを語った。また、ウェスティングハウス社が1940年代に開発した19Aジェットエンジンの概要を発表。将来の見通しに関しては、デジタル電子エンジン制御の適用、ジェット旅客機の飛行に伴う地球規模でのNO<sub>x</sub>分布予想、ジェットエンジンの効率向上を目的とした新サイクル考案の必要性と水素燃料化、パルス・デトネーション・エンジン、ジェットエンジンに関する新技術とVAATE (Versatile Affordable Advanced Turbine Engine。アメリカにおけるIHPTETの次のエンジン開発プログラムで、開発、製造、運用コストを低く抑えつつ、高性能なエンジンを開発することが目標。)に関する講演があった。

SSBJに関しては、ボーイング、ロッキードマーチン、ジェネラルエレクトリック、プラットアンドホイットニーのプロジェクト・マネージャクラスが、ジェットエンジンへの要求や課題について講演するとともに、環境保護局の技術者が生活環境への影響に関して講演した。2年前に同様のセッションが有り、その後、NASAが検討プログラムを立ち上げたりしているが、騒音、排気ガス、ソニックブームの低減がSSBJ実現の鍵となり、特

にソニックブームの吸収方法が開発され、大陸の上も飛行できることがSSBJの市場開拓の必須条件であるという状況に変わりはない。さらに、騒音に関しては、現有技術で目標を達成できる見込みがあるとのことだが、排気ガスに関しては、政府と産業界とが妥協点を見出さなければ、いたずらにコストアップになるだけとの見解。

また、環境保護局はNASAと共同で超音速民間機が成層圏を飛行した際の排気ガスによるオゾン層破壊について検討。オゾンの破壊量は、地上からの産業排気ガスおよび自動車排気ガスによる破壊量の10分の1程度ということだが、この値をどう評価するかコメントはなかった。

SSBJはアメリカが航空機産業におけるリーダーシップを維持するためにぜひ成功させなければならないプログラムであると、力説されていたが、軍用機との機体の共用による国家予算獲得等による資金調達、技術課題解決以前の必要条件となっている。

航空エンジンの整備に関しては、米海軍、ライト研究所、デルタ航空、ユナイテッド航空、ジェネラルエレクトリック、プラットアンドホイットニーの技術者が講演。

全員が共通して話題としたのは、オンラインのエンジンヘルスマニタリングであり、運用中のエンジンの計測値からエンジンの劣化状況を判断し、整備の必要性や程度を客先に提案するシステム作りが今後必要とされる。

航空機の知能化におけるエンジンの役割に関しては、ジョージア工科大学で研究中のエンジンのアクティブ制御に関連するセンサー技術やアクチュエータ技術に関するトピックスが紹介された。またNASAは航空機の知能化を自己検知、自己診断、自己修復の3段階にレベル分けし、自己修復可能なレベルに至るには、航空用マイクロシステムの開発が不可欠であることを講演。米海軍は、前述のVAATEに関して、各構成要素の課題を説明。知能化については、ソフトの開発以前にハードの開発が不可欠であることが強調されていた。

インテグレーション技術のセッションでは、ボーイングの機体用大型チタン鋳物の開発(GT-450)、パルス・デトネーション・エンジンの研究(GT-451)、機体とエンジンの統合システム設計用プログラム開発(GT-452)、F-16に搭載するF110エンジン排気ノズル冷却のために機体エンジン室冷却用空気を利用する改良(GT-453)について発表が有り、後者2件の発表はまさしく機体とエンジンとのシステムインテグレーションの良い例であった。

原稿受付 2001年6月25日

\*1 石川島播磨重工業株式会社 航空宇宙事業本部

防衛システム事業部

〒188-8555 東京都西東京市向台町3-5-1

### 3. 産業用ガスタービン

廣川 一晴\*1

HIROKAWA Kazuharu

キーワード：産業用ガスタービン，事業用ガスタービン，コジェネレーション，パイプライン，ASME，  
見聞記，ターボエキスポ

本年度のターボエキスポの特徴は、初日に行われたキーノートセッションの内容に代表されるように、ここ数年急速に需要・生産が伸びた発電向けガスタービンが今後次々と運開することから、試運転や今後のアフターサービスに関する論文がユーザー、メーカーを問わず広く取り上げられたことである。かつてのタービン入口温度を上げて熱効率を向上させるメーカー主導の新機種開発競争の様相はなりをひそめ、一見地味な印象であるが、ガスタービンの信頼性や補修費を含めた運用コストを軸に、ユーザーの要望が設計開発にフィードバックされ、製品の完成度が段々と向上していくとともに多様化していく時代が到来すると予感される。

本会議での産業用ガスタービンに関するセッション数は下記の通りであった。

- ・性能向上および保全，事業・経済性 (13)
- ・ホットパーツの補修，寿命予測，メンテナンス (8)
- ・サイクルイノベーション，石炭ガス化，バイオマス (12)
- ・試運転，教育 (3)
- ・発電用ガスタービン (3)
- ・産業用およびコジェネ，パイプライン (7)

セッションの内容は年々細分化されていく傾向が見受けられるが、メーカーによるガスタービン本体に関する発表が相対的に減り、ユーザーあるいはコンサルタントによる性能や運用コスト、メンテナンスに関するセッションが増加傾向にある。また、大学など研究機関によるガスタービン部品の損傷事例の紹介や逆解析の結果発表など、数年前にはほとんど見られなかったような論文も発表されるようになった。また、もう一つの特徴は、試運転・教育といった新しいセッションが開かれたことである。これはここ数年急激に増加したガスタービン生産台数に対して、ガスタービン関係の技術者が不足しはじめていることを示唆している。

以下各セッションについて紹介する。まずサイクルイノベーションでは、Solid Oxide Fuel Cell (SOFC)、Molten Carbonate Fuel Cell (MCFC) に関するセッション

が2つ開催され目をひいた。また今回の会議では、CO<sub>2</sub> Abatementと題したセッションが設けられ、電力中央研究所 (GT-0093)、ヘリウムガスタービンに関する日本原子力研究所他 (GT-0094) の発表があった。この他、電力中央研究所、三菱重工、東芝のセミクローズドサイクル (GT-0562)、NEDO、電力中央研究所のクローズドサイクル (GT-0563) も発表された。これら以外には、米国政府 DOE による ATS でも取り上げられている IGCC や HAT サイクルなどが数多く発表された。

大型発電用ガスタービンでは、GE からは工場内に新設したガスタービン試運転設備の紹介 (GT-0395)、Siemens-Westinghouse からは V 84.3 A の試運転結果 (GT-0396) および 1500℃ 級 W 501 G の開発状況 (GT-0399) の発表があった。また、三菱重工からは 1500℃ 級 M 501 G の開発 (GT-0546)、蒸気冷却タービン翼を採用した H 形ガスタービンの開発 (GT-0500)、1300℃ 級 F 形ガスタービンのアップレート (GT-0499, GT-0553) などが発表された。これに対し、Alstom は 2 段燃焼の技術を生かした STIG (Steam Injected Gas Turbine) に関する論文 (GT-0107)、BBC、ABB 時代を含む ALSTOM の歴史 (GT-0395) などを発表し、他社と一線を画していた。

一方、産業用およびコジェネ用ガスタービン (油・パイプライン用を含む) では、まず GE が既存の GE 10 をベースにした 1300℃ 級・30 MW、二軸タイプの新機種 MS 5001 E のリリース (GT-0225) を、また Rolls-Royce が 68 MW の新機種 601 K を発表した (GT-0393)。発電用大型ガスタービンでは新機種の発表がほとんどなかったのに比べると、このクラスのカスタムガスタービンは出力別のラインアップ増強が更に進んでいるという印象を受ける。また ALSTOM は重油焚きコンバインドサイクルプラントの実績 (GT-0213) について、Solar は Tiran 130 の運転実績について (GT-0224) それぞれ発表した。また、Pratt & Whitney は DOE のコンセプトに沿って中間冷却、HAT サイクルのスタディを実施し、100 MW クラスのカスタムガスタービンの概念設計を終了したとの報告があった。

最後に技術動向であるが、ブラシシールや Anti-Vortex Seal の採用など、タービンシール空気削減やポンピングロス低減により熱効率を向上させる研究や、燃焼振動、タービン翼のクロッキング等の解析に CFD を活用する研究などが盛んで、目新しくはなくても CFD が幅

原稿受付 2001 年 7 月 5 日

\* 1 三菱重工(株) 高砂製作所

タービン技術部ガスタービン設計課

〒676-8686 高砂市荒井町新浜 2-1-1

広く適用されるようになってきていると感じられた。産業用ガスタービンでは、タービン入口温度はここ数年頭打ち傾向であるが、こうして製品の完成度をあげる試

みがガスタービン関係者により着々と行われていることが感じられ大変有意義であった。

## 4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

井頭賢一郎\*

IGASHIRA Kenichiroh

### 全 般

「Vehicular & Small Turbomachines」および「Ceramics」Committeeが主催したSession, および「Manufacturing Materials & Metallurgy」と「Ceramics」のCombined Committeeが主催したSessionは合計9, 発表件数は42であった。

Ceramics Committeeが関与するセラミック関連の発表は17件あったが、内5件については米国CSGT (Ceramic Stationary Gas Turbine Development Program; 1992-2000) で実施したField Test結果を含めたセラミック系部品開発の総括的な報告であり、内容的には重複する点が多かったため、実質的な発表件数は数字以下といった印象である。

小型GT関連では、昨今日本国内でも非常に注目されているマイクロGT関連の発表件数も多く、また同Panel Session会場は立ち見も出るほどであり、質疑も活発に行われていた。

### セラミック

米国CSGTにて実施したSolar Turbine Centaur 50Sを使用したトータル3万時間のField Testの結果について、Solar およびUTRCからの発表 (GT-512, 513, 517 およびPaper無し1件) があった。同エンジンの燃焼器ライナには、繊維強化セラミック複合材料 (CMC: Honeywell およびBF Goodrich製) を使用している。燃焼環境下でのCMCは水蒸気腐食により数千時間の使用が限度と考えており、ガスタービンに適用するためには耐環境コーティング (EBC) が必須であるとしている。EBCの開発・施工はUTRCが担当し、BSAS (Barium Strontium Aluminum Silicate)/Mullite & BSAS/Si/CVD-SiC/CMC およびBSAS/Mullite/Si/CVD-SiC/CMCの4層コーティングを採用している。EBCの施工不良部で1,700時間後にEBCの剥離が生じ、約14,000時間後には、剥離が生じた部分でCMCに大きな孔があくほどであったが、EBC施工不良のないCMCライナ

で改めてField Testを実施し、7,000時間でEBCの剥離が無いことを確認している。しかしEBC自体も水蒸気に対して完全ではなく、実用段階では定期的にコーティングの仕直し (Refurbishment) が必要としている。

Solarからは、同じくCSGTにおけるモノリシックセラミック部品開発の総括発表 (GT-457) があった。AS800 (ブレード: Honeywell), SN-88 (ノズル: NGK) といったSi<sub>3</sub>N<sub>4</sub>部品でエンジン試験を行ってきたが、今後はSN281 (ブレード: 京セラ), SN282 (ノズル: 京セラ) 部品でのField Testも計画している模様 (CSGTは終了したが、Field Testは継続している様である)。

Honeywellからは、同社製AS800およびAS950EXPとSN282とを燃焼環境を模擬したBurner Rigにより耐水蒸気腐食性を比較した結果が発表 (GT-459) された。AS950EXPの強度的な優位性を述べながらも、燃焼環境下での減肉特性、組織安定性に関しては、SN282の優位性を示す発表であった。しかし、SN282においても実際のガスタービン環境での減肉速度の大きさは許容できる範囲ではないとしており、EBCの必要性を述べている。

国内からは、複合材燃焼器ライナの試作および燃焼試験関連が2件 (GT-88: Combustion & Fuel Committee, GT-511), 8000kW級金属/セラミックハイブリッドGT開発プロジェクト関連が2件 (GT-515, 516) があり、京セラより、酸化物系コーティングによりSN282の高圧水蒸気環境下での減肉抑制傾向が見られたとの報告があったが、コーティングの詳細については述べられなかった。

### 小型ガスタービン

Microturbine Equipment Manufacturesのパネルセッションでは、今後の課題として、いずれのパネリスト (Honeywell, UTRC, Bowman, Capstone, Elliot, Turbec) もほぼ共通して、1. 信頼性向上, 2. 製造コスト低減 (構造の簡素化, Recuperatorの低コスト化, 大量生産等), 3. 出力, 燃料, オペレーションモード, 可搬性等のパラエティーとオプションの充実, 4. 燃料電池とのハイブリッド化による総合効率の向上を挙げている。特にRecuperatorについては、効率を追求する

原稿受付 2001年7月4日

\*1 (株)先進材料利用ガスジェネレータ研究所  
〒170-0004 東京都豊島区北大塚1-13-4  
日本生命大塚ビル



広く適用されるようになってきていると感じられた。産業用ガスタービンでは、タービン入口温度はここ数年頭打ち傾向であるが、こうして製品の完成度をあげる試

みがガスタービン関係者により着々と行われていることが感じられ大変有意義であった。

## 4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

井頭賢一郎\*

IGASHIRA Kenichiroh

### 全般

「Vehicular & Small Turbomachines」および「Ceramics」Committeeが主催したSession, および「Manufacturing Materials & Metallurgy」と「Ceramics」のCombined Committeeが主催したSessionは合計9, 発表件数は42であった。

Ceramics Committeeが関与するセラミック関連の発表は17件あったが、内5件については米国CSGT (Ceramic Stationary Gas Turbine Development Program; 1992-2000) で実施したField Test結果を含めたセラミック系部品開発の総括的な報告であり、内容的には重複する点が多かったため、実質的な発表件数は数字以下といった印象である。

小型GT関連では、昨今日本国内でも非常に注目されているマイクロGT関連の発表件数も多く、また同Panel Session会場は立ち見も出るほどであり、質疑も活発に行われていた。

### セラミック

米国CSGTにて実施したSolar Turbine Centaur 50Sを使用したトータル3万時間のField Testの結果について、SolarおよびUTRCからの発表(GT-512, 513, 517およびPaper無し1件)があった。同エンジンの燃焼器ライナには、繊維強化セラミック複合材料(CMC: HoneywellおよびBF Goodrich製)を使用している。燃焼環境下でのCMCは水蒸気腐食により数千時間の使用が限度と考えており、ガスタービンに適用するためには耐環境コーティング(EBC)が必須であるとしている。EBCの開発・施工はUTRCが担当し、BSAS (Barium Strontium Aluminum Silicate)/Mullite & BSAS/Si/CVD-SiC/CMCおよびBSAS/Mullite/Si/CVD-SiC/CMCの4層コーティングを採用している。EBCの施工不良部で1,700時間後にEBCの剥離が生じ、約14,000時間後には、剥離が生じた部分でCMCに大きな孔があくほどであったが、EBC施工不良のないCMCライナ

で改めてField Testを実施し、7,000時間でEBCの剥離が無いことを確認している。しかしEBC自体も水蒸気に対して完全ではなく、実用段階では定期的にコーティングの仕直し(Refurbishment)が必要としている。

Solarからは、同じくCSGTにおけるモノリシックセラミック部品開発の総括発表(GT-457)があった。AS800(ブレード:Honeywell), SN-88(ノズル:NGK)といったSi<sub>3</sub>N<sub>4</sub>部品でエンジン試験を行ってきたが、今後はSN281(ブレード:京セラ), SN282(ノズル:京セラ)部品でのField Testも計画している模様(CSGTは終了したが、Field Testは継続している様である)。

Honeywellからは、同社製AS800およびAS950EXPとSN282とを燃焼環境を模擬したBurner Rigにより耐水蒸気腐食性を比較した結果が発表(GT-459)された。AS950EXPの強度的な優位性を述べながらも、燃焼環境下での減肉特性、組織安定性に関しては、SN282の優位性を示す発表であった。しかし、SN282においても実際のガスタービン環境での減肉速度の大きさは許容できる範囲ではないとしており、EBCの必要性を述べている。

国内からは、複合材燃焼器ライナの試作および燃焼試験関連が2件(GT-88:Combustion & Fuel Committee, GT-511), 8000kW級金属/セラミックハイブリッドGT開発プロジェクト関連が2件(GT-515, 516)があり、京セラより、酸化物系コーティングによりSN282の高圧水蒸気環境下での減肉抑制傾向が見られたとの報告があったが、コーティングの詳細については述べられなかった。

### 小型ガスタービン

Microturbine Equipment Manufacturesのパネルセッションでは、今後の課題として、いずれのパネリスト(Honeywell, UTRC, Bowman, Capstone, Elliot, Turbec)もほぼ共通して、1. 信頼性向上, 2. 製造コスト低減(構造の簡素化, Recuperatorの低コスト化, 大量生産等), 3. 出力, 燃料, オペレーションモード, 可搬性等のパラエティーとオプションの充実, 4. 燃料電池とのハイブリッド化による総合効率の向上を挙げている。特にRecuperatorについては、効率を追求する

原稿受付 2001年7月4日

\*1 (株)先進材料利用ガスジェネレータ研究所  
〒170-0004 東京都豊島区北大塚1-13-4  
日本生命大塚ビル

ために高価な耐熱材料を適用するとコスト高を招くというジレンマに苦慮しているようである。なお, Recuperator 材料選定に関する発表は3件 (GT-540, 541,

445)あった。マイクロGTへのセラミック部品の適用については, これらの次の課題と認識しているようである。

## 5. ターボ機械の性能と流れ

### 5.1 軸流関係

田中 良造\*<sup>1</sup>

TANAKA Ryoza

ファン及び軸流圧縮機, 軸流タービン関連のセッションは全部で10あり総計で53件の発表があった(表-1参照)。これは昨年の51件に比べほぼ横ばいであった。

表-1 軸流関係のセッションと論文数

	セッション名	論文数
M-18	Unsteady Flow Measurement in Axial Flow Compressors	5
M-19	Axial Flow Turbines : Turbine Leakage Flowfields	5
T-20	Design of Axial Compressors	6
T-43	Axial Flow Turbines : Low Pressure Turbines & CFD for Design	6
W-22	Axial Flow Turbines : Endwalls and Unsteady Flows	4
W-45	Stall Behavior in Axial Flow Compressors	6
TH-21	Multistage Codes for Axial Flow Compressors	6
TH-22	Axial Turbine Aerodynamics	5
TH-33	Experimental and Numerical Studies in Axial Flow Compressors	4
TH-34	Multi-Blade Row Modeling for Turbomachinery	5
	合計	53

タービン関係では, 低圧段にHL(High Lift)翼, 及びUHL(Ultra High Lift)翼を適用し効率を落とすことなく翼枚数を低減する方法について数値解析及び試験を行った結果についての発表があった(GT-0436, GT-0439)。またエンドウォールでの損失を低減する方法として, エンドウォール形状についての研究(GT-0481), Bow-Stackingに関する研究(GT-0442)の他, 非軸対称(Non-Axisymmetric) エンドウォール形状に関する研究発表(GT-0444, GT-0505)があり大変興味深かった。またチップ漏洩による損失低減のため動翼チップ部にウイングレット状の突起を設けた形状についての研究(GT-0484), およびチップ部に種々の面取りを行ってその効果を調べたもの(GT-0486)があった。

ファン及び圧縮機設計関係では, 多段解析コードを用いて最適設計を行った例(GT-0349, GT-0350)及び, 同様の手法を用いて既存の圧縮機の改良設計に適用した例(GT-0352, GT-0353)があった。また, 圧縮機のキャビティ部を含めた数値解析結果(GT-0433, GT-0495)について報告がありキャビティ部の漏洩流れが翼列性能に及ぼす影響を詳細に調査していた。また, 圧縮機ケーシング部にキャビティを設けサージマージンを増加させる研究(GT-0342), 圧縮機翼列の軸方向隙間が圧縮機性能に及ぼす影響を数値計算と実験から調べたもの(GT-592)があった。

原稿受付 2001年7月19日

\*1 川崎重工(株)

〒673-8666 明石市川崎町 1-1

ために高価な耐熱材料を適用するとコスト高を招くというジレンマに苦慮しているようである。なお, Recuperator 材料選定に関する発表は3件 (GT-540, 541,

445)あった。マイクロGTへのセラミック部品の適用については, これらの次の課題と認識しているようである。

## 5. ターボ機械の性能と流れ

### 5.1 軸流関係

田中 良造\*<sup>1</sup>

TANAKA Ryoza

ファン及び軸流圧縮機, 軸流タービン関連のセッションは全部で10あり総計で53件の発表があった(表-1参照)。これは昨年の51件に比べほぼ横ばいであった。

表-1 軸流関係のセッションと論文数

	セッション名	論文数
M-18	Unsteady Flow Measurement in Axial Flow Compressors	5
M-19	Axial Flow Turbines : Turbine Leakage Flowfields	5
T-20	Design of Axial Compressors	6
T-43	Axial Flow Turbines : Low Pressure Turbines & CFD for Design	6
W-22	Axial Flow Turbines : Endwalls and Unsteady Flows	4
W-45	Stall Behavior in Axial Flow Compressors	6
TH-21	Multistage Codes for Axial Flow Compressors	6
TH-22	Axial Turbine Aerodynamics	5
TH-33	Experimental and Numerical Studies in Axial Flow Compressors	4
TH-34	Multi-Blade Row Modeling for Turbomachinery	5
	合計	53

タービン関係では, 低圧段にHL(High Lift)翼, 及びUHL(Ultra High Lift)翼を適用し効率を落とすことなく翼枚数を低減する方法について数値解析及び試験を行った結果についての発表があった(GT-0436, GT-0439)。またエンドウォールでの損失を低減する方法として, エンドウォール形状についての研究(GT-0481), Bow-Stackingに関する研究(GT-0442)の他, 非軸対称(Non-Axisymmetric) エンドウォール形状に関する研究発表(GT-0444, GT-0505)があり大変興味深かった。またチップ漏洩による損失低減のため動翼チップ部にウイングレット状の突起を設けた形状についての研究(GT-0484), およびチップ部に種々の面取りを行ってその効果を調べたもの(GT-0486)があった。

ファン及び圧縮機設計関係では, 多段解析コードを用いて最適設計を行った例(GT-0349, GT-0350)及び, 同様の手法を用いて既存の圧縮機の改良設計に適用した例(GT-0352, GT-0353)があった。また, 圧縮機のキャビティ部を含めた数値解析結果(GT-0433, GT-0495)について報告がありキャビティ部の漏洩流れが翼列性能に及ぼす影響を詳細に調査していた。また, 圧縮機ケーシング部にキャビティを設けサージマージンを増加させる研究(GT-0342), 圧縮機翼列の軸方向隙間が圧縮機性能に及ぼす影響を数値計算と実験から調べたもの(GT-592)があった。

原稿受付 2001年7月19日

\*1 川崎重工(株)

〒673-8666 明石市川崎町 1-1

## 5.2 遠心関係

足原 浩介\*<sup>1</sup>

ASHIHARA Kosuke

キーワード：radial, centrifugal

今年度のターボ機械遠心関係のセッションは、遠心段落の実験と解析による研究、実験による遠心段落の流れと性能、CFDによる要素の流れと性能、遠心段落へのCFD適用研究の4つに分かれていた。それぞれのセッションで4編ずつ、計16編の論文投稿があった（うちキャンセル1編）。さらに非定常流れ関係のセッションで2編あり、遠心関係の論文投稿数は全部で18編で、去年の23編に比べると減少している。

遠心関係ではコンプレッサー関連の論文がほとんどであったが、中でもディフューザ性能や動静翼干渉問題を取り上げた論文が多く、遠心コンプレッサーにおける静止流路部の重要性が再認識させられた。ディフューザ性能に関する発表は、ベーン枚数の影響をCFDを用いて領域毎の圧力回復を検討したもの（GT-321）やRibディフューザのCFDと実験による性能実証（GT-320）、CFDを用いたベーンの三次元最適設計の検討（GT-323）などがあった。コンプレッサー性能がガスタービン全体性能に与える影響は大きく、前述のGT-323では、ディフューザベーンの改善でコンプレッサー単体性能が4%向上し、ガスタービン全体性能も0.8%向上したと報告されている。コンプレッサーの羽根車及びディフューザのトリミングによる運転範囲への影響を理論的、試験的に検討した報告もあった（GT-316）。また、ベーンレスとベンドディフューザの非定常流れ場の違いを検討している報告もあった（GT-297）。ディフューザ単体の性能を測定結果から1Dモデルを用いて精度よく見積もる手法も紹介された（GT-319）。動静翼干渉問題関連では、干渉による騒音発生を実験的に検討したもの（GT-314）や、CFDによるポリュート内の圧力変動に着目したもの（GT-328）などがあった。また実験結果の考察により、インペラーとディフューザの不安定がコンプレッサー全体への不安定に寄与していることを述べている報告もあった（GT-318）。

遠心コンプレッサーのインペラーに関する研究では、計7編の発表があった。実験的な研究では、インデューサ直前に配置した圧力トランスデューサによるインペ

ラーのストールの初生を検知する研究（GT-301）や、レーザー流速計を用いて遷音速コンプレッサーのインペラーの内部流れを詳細に計測している報告があった（GT-315）。CFD関連の報告では、様々なインペラーを対象にCFDコードの検証と性能予測の検討を行った報告（GT-326, GT-327）や、入口ポリュートによる流れの非一様性がインペラーに与える影響を検討した事例があった（GT-325）。また、構造格子と非構造格子のハイブリッドでインペラーの軸スラストを計算した報告があった（GT-568）。変わったところでは、タンデム型インペラーの相対周方向位置の性能に与える影響をCFDで検討している事例があったが（GT-324）、タンデムインペラーの周方向位置がin-line（直線的）の時が一番性能が良く、また従来インペラーに比べるとどの状態でも性能が低下するという結果であった。しかしながらインペラーの出口流れ場はタンデムの周方向位置によっては改善されることもあり、ディフューザも含めた検討が今後期待される。

ラジアルタービンに関する報告は1編だけであり、ディーゼルのターボチャージャー用のラジアルタービンに適用する非定常性能の解析モデルの構築という内容であった（GT-312）。

前述したが、今年はターボ機械遠心関係の論文発表は去年に比べ減少している事もあり、それほど活発に研究が行なわれているという印象は受けなかった。一方、今年はマイクロタービン（マイクロガスタービン）関係のパネルセッションが多数あった。マイクロガスタービン関連のセッションの参加者は非常に多く、開発状況や運用の報告が多数なされて、非常に活発な議論が展開されていた。アメリカでは分散化電源への需要が急速に高まっていることもあり、マイクロガスタービンへの期待は大きい。マイクロガスタービンの構成要素は、単段の遠心コンプレッサーとラジアルタービンが主流であり、その性能向上は直接商品競争力につながる事もあり、今後、ターボ機械の遠心関係の研究は飛躍的に増大する可能性が感じられた。

原稿受付 2001年7月2日

\* 1 株式会社荏原総合研究所 機械系技術研究室  
〒251-8502 神奈川県藤沢市本藤沢4-2-1

## 5.3 非定常流れと数値流体力学

高橋 俊彦\*<sup>1</sup>

TAKAHASHI Toshihiko

ターボ機械に関するセッションにおいて、数値流体力学(Computational Fluid Dynamics 以下 CFD)を用いた研究は、50数件の報告があり、全発表数の6割程度であった。CFDにおける計算法、コード、およびモデリングを対象としたセッション数は、昨年度に比較して倍増していた。CFDを用いた研究のうち、非定常流れに関する報告は、コンプレッサおよびファン、タービンに関する非定常流れの2セッション、およびCFDに関する3セッションの計5セッションにおいて、14件であった。

コンプレッサおよびファンの非定常流れに関するセッションでは、3次元非定常解析により、遠心コンプレッサのディフューザにおける案内羽根設置の影響を、流れの非定常性、効率変化の観点から調べた報告(GT-297)、反転軸流ファンの翼面圧力変動を実験および2次元非定常解析により調査した報告(GT-298)があった。

タービンの非定常流れに関するセッションでは、軸流タービンの翼列干渉に関してCFDを用いた5件の研究が報告された。このうちの3件(GT-303, GT-304, GT-509)は、クロッキングの影響を詳細に調べたもので、いずれの解析結果も、下流段静翼が、上流段静翼後流に衝突する位置に置かれた場合に、効率が最大となることを示しており、実験との一致が確認された(GT-304)。低圧タービン3段の非定常解析(GT-303)では、クロッキングによる効率変化は、エンジンが巡航状態にある場合0.7%程度で、離陸時の効率変化はこれより小さいこと、タービン翼列1.5段の非定常解析(GT-304)では、クロッキングによる下流段静翼列出口における乱れ強度、絶対流速、2次渦強さの変化が示された。タービン4段の非定常解析(GT-509)では、下流段静翼位置の変化は、上流段の流れ場に大きな影響を与えず、実機タービンでは、各段の翼枚数が異なるため、クロッキングの影響は小さいものであろうとの見解が示された。その他のタービン翼列の非定常解析に関する研究は、高圧タービンの1段動静翼に関して、静翼後流に放出される過度が、下流動翼流れに及ぼす影響を調査した報告(GT-302)、3段低圧タービンの実験結果(GT-306)を踏まえた、ミッドスパン断面における2次元解析(GT-307)などが報

告された。

CFDに関連するセッションでは、非定常流れの計算法/モデルリングのセッションにおいて、軸流タービン翼列1.5段の3次元準定常および非定常解析結果を実験結果と比較し、動翼で生じる2次流れのスケール、位置、および上流静翼後流との干渉を調査した報告(GT-309)、反転軸流ファンの2次元非定常解析に関して、乱流モデル、解析スキームの異なる2種類の解析コードを適用し、実験結果と比較した報告(GT-310)などがあった。

軸流コンプレッサについての多段翼列解析コードのセッションでは、動静翼列流れの3次元非粘性非定常解析および段落間にミキシングプレーンを用いた定常解析コードに関して、非構造格子で問題となる段落間境界面の条件設定、陽解法および陰解法の並列計算機アーキテクチャに依る性能が議論(GT-356)された。

多翼の段落解析についてのモデリングのセッションでは、軸流タービンの動静翼列干渉問題に適用するための、並列非定常計算コードが紹介された(GT-348)。このコードは、領域分割による並列計算を行うもので、行列の反復解法に各領域境界面でJacobi法を利用するBlock-Jacobi SGS法を用いている。並列処理にはMPI(Message Passing Interface)が使用され、異なるプラットフォーム上での実行が可能であり、29CPUの並列サーバによるベンチマーク計算では、並列化効率88%が示された。

以上の非定常流れのCFDに関する報告では、時間積分スキームに陰解法を適用したものが4件、他はいずれも4段階のルンゲクッタ法を採用していた。乱流モデルについては、代数モデル(Baldwin-Lomaxモデルなど)の適用が5件、1方程式モデル(Spalart-Almarasモデル)4件、2方程式モデル( $k-\epsilon$ モデル)3件で、他2件は非粘性解析であった。格子トポロジーについては、H型、O型、あるいはH-O-H型構造格子による解析が大部分であり、マルチブロック法とともに使用する研究が多かった。非構造格子による解析は2件であった。並列処理を用いた解析も多く、プロセス間のメッセージ通信には、ほとんどの計算がMPIを用いていたが、PVM(Parallel Virtual Machine)による報告も1件あった。

原稿受付 2001年6月26日

\*1 財団法人電力中央研究所 横須賀研究所  
〒240-0311 神奈川県横須賀市長坂2-6-1

## 6. 伝熱関係

富田 康意\*<sup>1</sup>

TOMITA Yasuoki

キーワード：Turbine Cooling, Heat Transfer, Serpentine Cooling

伝熱は、最近のガスタービンの高温化と、タービン翼や燃焼器などのホットパーツの信頼性に最も関係した分野である。最近の産業用ガスタービンのメンテナンスで主流になっている長期メンテ契約(LTSA)に必要な、高温部品の信頼性改善の観点からも、伝熱研究には多くの企業と研究者が関心を示していた。伝熱のセッションでは総計91編の論文が発表された。内容は、フィルム冷却、内部対流冷却、端壁面の伝熱、冷却空気系統から全体の冷却設計検証に至るまで多岐にわたっている。

伝熱関係は、ASME論文賞を受賞されたオハイオ大学ガスタービン研究所所長 M. Dunn 教授の Scholar Lecture が多くの聴衆のもとで行われ開幕した。同氏は25年の永きにわたり、ガスタービンの伝熱の分野をリードしてきた研究者であり、衝撃風洞を用いた伝熱と空力の研究が特に有名である。講義ではタービンの翼面、チップ、端壁面やフィルム冷却の技術とデータについての総括が述べられた。この講義で、聴講者は、最新のガスタービンの、伝熱技術の動向をつかむことが出来た。筆者自身もタービン冷却翼の設計に携わっているが、全体の傾向と問題点を、再度認識することができた。動翼の回転場でのフィルム冷却効率の測定を実施した武石らの実験結果も紹介され、欧米に勝とも劣らぬ研究成果を物語っていた。この特別講演以降、多くの一般論文の発表が行われたわけであるが、本報では、筆者の特に印象に残った論文について報告することとした。

全体の傾向としては、以前のような翼面の伝熱技術よりも、チップやシュラウドの端壁面や、洗練された内部対流冷却技術に焦点が当てられていると思う。さらには、冷却空気系統の研究も多く発表されている。

まず、内部対流冷却については、(GT-0186)にて Texas A & M 大学の Han 教授から、回転場でのサーペンタイン通路の熱伝達率測定が紹介された。翼の形と傾きを模擬した通路に加え、タービュレンスプロモータリブ配置の効果について考察しており、90°リブの場合、コリオリ力の効果により、旋回流が生じ、このインピンジメント効果により熱伝達率の分布が生じている一方で、斜め(45°)に配置したリブでは、リブの効果により流れが支配され、熱伝達率は半径方向外向きの流れでは、背

側が低下、腹側が増加するが、内向き流れでは、背側が増加、腹側が低下している。同大学からの(GT-0187)では、CFDによる流れと熱伝達率の解析が発表され、ここまでCFDが進んだか!と思わせる素晴らしい研究内容であった。RANS法を用いて、実験式と比較しており、遠心場では、コリオリ力と遠心浮力により、急激な温度変化が起き熱伝達率が変化している解析結果が紹介された。これを皮切りに、CFDの本格導入が加速して行くものと感じた論文であった。

次に印象深いのは、端壁面の伝熱で、一編はタービン動翼チップの伝熱(GT-0155)である。静止場における動翼チップの熱伝達率分布について、上流側のギャップの影響(前方段静翼との段差)とチップスキラの影響とを実験的に確認している。上流がフラットであるとチップ上面の熱伝達率に大きな分布が出来、特に翼前縁、後縁の熱伝達率が高くなっている。これに対して、上流側に段差があると熱伝達率は平均化される兆候を示しており、設計的には段差を設けたものが薦められると思う。チップスキラの存在も、チップの流れと伝熱に大きな影響を与えており、これらはチップの設計のために有益な論文である。端壁面についても(GT-0146)をはじめとして、数編の論文がシュラウドの熱伝達とフィルム冷却の検証を発表している。最近主流となってきたシュラウド全面膜冷却の熱伝達率とフィルム冷却効率、およびフィルム吹出しによる伝熱への影響が良く整理されている。

冷却翼設計の最終工程に、冷却翼のメタル温度検証がある。(GT-0577)ではトラバース式のパイロメータを用いて、実機動翼表面メタル温度を計測した結果が示されている。今後このような検証手法がどんどん増えると考えられる。また、実機冷却翼と冷却系統の検証(GT-0205)として、流体と構造の連成定常解析例も示された。流体解析のFLUENTと構造解析SC03と異なったソルバーを用いて、熱流束と温度を媒体に連成解析を実施している。解析結果はメタル温度で20℃以内で一致しており、計算機を活用したこのような精度の良い設計がますます増えるであろう。

セカンダリーフローシステムも一昔前に比べて多く紹介されるようになった。例えばOwen教授による(GT-0200)、Pre-Swirlの流れと伝熱の結果は、冷却系統の改善にどんどん活用されて行くであろう。

原稿受付 2001年8月10日

\*1 三菱重工業(株) 高砂製作所

〒676-8686 高砂市荒井町新浜 2-1-1

## 7. 燃焼および燃料関係

池崎 隆司\*1

IKEZAKI Takashi

### 1. 全般

Combustion & Fuels committee が主催、共催するペーパーセッション及びパネルセッションは、それぞれ 15 件、1 件で、発表論文数は 80 編(全体の約 15%)、パネル講演が 7 編となっていた。昨年度から比べるとペーパーが 17 編増加となっており、燃焼及び燃料の研究が盛んに行われていることを裏付けるものである。ペーパーセッションを技術分野別に分類すると、燃焼振動に関するものが 22 編、燃料に関するものが 15 編、低 NO<sub>x</sub> 燃焼器に関するものが 14 編、燃料噴射弁に関するものが 13 編、CFD に関するものが 6 編、逆火・自着火に関するものが 6 編、CMC ライナに関するものが 3 編、触媒燃焼に関するものが 1 編であった。燃焼振動、逆火・自着火に関する論文は広義には低 NO<sub>x</sub> 燃焼器に関するものと考えられるので、42 編すなわち約半数が低 NO<sub>x</sub> に関与するものと言える。CFD 等にも低 NO<sub>x</sub> 関係の論文が含まれるので、ほぼ低 NO<sub>x</sub> 一色と言うことができる。

パネルセッションは CFD コードの開発とその有効性に関するものであったが、パネラーは主催国の米国から 6 名、独から 1 名であった。

### 2. 燃焼振動と逆火・自着火

燃焼振動に関する研究では、SIEMENS 社製 3A 型ガスタービンにおけるバーナインピーダンスと振動モードの関係を解析的に求めた研究 (GT-42)、燃料流量制御によって燃焼振動を制御するアクティブコントロールのフルスケール燃焼器試験 (GT-519)、DOE による燃料配管の長さ制御により燃焼振動抑制を試みた研究 (GT-36)、ヘルムホルツリゾネータを用いた燃焼振動に関する研究 (GT-39)、LES を用いた燃焼振動解析 (GT-60, 375, 465)、アニュラ燃焼器の燃焼振動に関する研究 (GT-37)、スピーカを用いて振動を打ち消すことを狙ったユニークな研究 (GT-518)、燃焼振動を 3 次元的に解析した研究 (GT-34)、数千ヘルツの高周波数の燃焼振動に着目した解析 (GT-41) 等多数の講演発表が行われた。実機スケールにおける対策結果を示したものも散見された。

逆火・自着火に関する研究では、実機条件におけるガス燃料の自着火試験結果と解析結果 (文献) との比較を行った研究 (GT-51)、逆火の過程を可視化して予混合管出口流速分布との関係を調査した研究 (GT-53)、旋回場における逆火の過程を LIF 等を用いて詳細に解き

明かした研究 (GT-54)、航空燃料の予混合層流火炎構造と燃焼速度を解析によって求め (GT-55) これを試験によって検証した研究 (GT-56) 等があった。

### 3. 低 NO<sub>x</sub> 燃焼器

低 NO<sub>x</sub> 関係では、高温高压条件下における NO<sub>x</sub> 排出特性の試験研究 (GT-84)、RQL Combustor に関する研究 (GT-85)、燃料噴射弁に簡単な工夫を施すことで燃料流量制御を行い NO<sub>x</sub> 削減を図った研究 (GT-50)、高ターンドウン比燃料噴射弁の低 NO<sub>x</sub> 燃焼器への適用 (GT-59)、Lean/Lean の 2 段燃焼による低 NO<sub>x</sub> 化 (GT-82)、マイクロガスタービン用低 NO<sub>x</sub> 燃焼器の運転結果報告 (GT-83)、Flamelet モデルを用いた拡散火炎の NO<sub>x</sub> 生成に関する解析 (GT-68)、大気圧のリグ試験結果から 1.0 MPa の実機の NO<sub>x</sub> 排出量を予測する研究 (GT-70)、燃焼器ライナのフィルム冷却空気量が NO<sub>x</sub> 排出量に及ぼす影響に関する研究 (GT-71)、DLE 燃焼器を搭載した Typhoon の 2 万 2 千時間の運転結果報告 (GT-76)、等があった。また触媒燃焼を用いた低 NO<sub>x</sub> への取り組み (GT-520) についても発表があった。

### 4. 燃料噴射弁、燃焼器の設計

燃料噴射弁関係では、天然ガス、LPG、ナフサが使える Tri-fuel 燃料噴射弁の開発 (GT-79)、同じくナフサや「コンデンセート (炭化水素燃料の一種)」に対応した燃料噴射弁の開発 (GT-78)、低 NO<sub>x</sub> 用のパイロットとメインを組み合わせたハイブリッド燃料噴射弁の開発 (GT-77)、可変形状スワラの研究開発 (GT-46)、燃料噴霧の分布、蒸発をオイラー法、ラグランジュ法で解析して比較した研究 (GT-47)、ガス燃料と空気との非定常な混合過程を LIF を用いて実験的に調べた研究 (GT-49) 等があった。また燃焼器の設計に関しては、GE と空軍が共同で開発を進めている Trapped Vortex Combustor に関する発表 (GT-87)、ルイジアナ州立大学の同じく Trapped Vortex Combustor を用いた計算と実験との比較 (GT-58) が特に目を引いた。

### 5. 数値計算

数値計算に関する研究では、蒸気噴射時の温度分布、NO<sub>x</sub> 排出量を計算した研究 (GT-61)、低 CO<sub>2</sub> 燃焼器の温度分布、排ガス特性を解析した研究 (GT-66)、低 NO<sub>x</sub> 燃焼器の温度分布、排ガス特性を解析した研究 (GT-63, 65) があった。Pratt & Whitney は CFD を設計に取り入れ、PW 6000 の希釈孔最適設計に適用した報告 (GT-62, 64) を行っていた。

原稿受付 2001 年 7 月 3 日

\* 1 株式会社先進材料利用ガスジェネレータ研究所  
〒170-0004 東京都豊島区北大塚 1-13-4

## 6. その他

その他には、CMC ライナに関する研究 (GT-88)、カーボンデポジットの問題 (GT-72)、コーク除去の問題 (GT-73) に関する発表が行われた。また燃料電池とガスター

ビンを組み合わせた研究は増加して8編の発表があった (GT-90, 91, 92, 379, 380, 381, 382, 383)。但し、この内4編は Cycle Innovations Committee の単独主催。

## 8. 制御と診断

森塚 秀人\*<sup>1</sup>

MORITSUKA Hideto

キーワード: Control, Diagnostics, CO<sub>2</sub>-Recovery

制御と診断では、以下に述べる6論文講演セッションと1パネルセッションがあり、論文総数は32編と昨年の41編より減少した。国別では、米国で開催されたこともあり、米国から13編と多かった。その他英国より5編、ドイツより4編、わが国からは電中研の1編のみであった。本分野は既に実用化技術と考えられ、ガスタービンメーカーは発表を控えたのか、ジーメンス社、ロールスロイス社から1編ずつ発表があった他は、GE社、三菱重工業(株)等からの発表は無かった。それに対し、ガスタービンユーザーや大学からの発表が多く、制御理論よりは軸受振動測定と制御といった実機技術の紹介が主であった。

### エンジン測定技術、光学測定技術

本セッションでは、最新のガスタービン各部の温度、振動測定技術が多数紹介された。まず米国カリフォルニア大学より、レーザープローブを用いた空燃比測定 (GT-0372)、米国ベントリー研究所より、変位検出器による軸受振動の測定 (GT-0028, GT-0030) の発表があった。光学系温度測定技術では、米国アドバンストフューエル研究所より、発電用ガスタービンの赤外線放射温度計による温度測定 (GT-0026)、ドイツのベルリン大学、ジーメンス社より、高解像度放射温度計の発電用ガスタービンへの適用 (GT-0577, GT-0578)、英国克蘭フィールド大学より、放射温度計を用いた航空エンジンのパーシ空気設計 (GT-0580) 等があった。

### エンジン診断 I, II

測定技術とエンジン診断の境界は不明確であるが、エンジン診断では測定データからの各種エンジンパラメータの推定、亀裂や故障の検出手法が発表された。電中研福富広幸氏より、渦電流を用いた発電用ガスタービン翼の有限要素モデリング (GT-0031)、ギリシャのアテ

ネ大学より、確率ニューラルネットによるパラメータの推定 (GT-0011)、インドのインディアン科学研究所より、ファジー理論を応用した故障診断 (GT-0013, GT-0014) 等があった。

### ガスタービン制御システム I, II

ガスタービン制御システムについては、英国グラモーガン大学より、ガスタービン動特性多変数モデリング (GT-0018)、NARMAX を用いたガスタービン動特性非線形モデリング (GT-0019)、英国ロールスロイス社より、最新鋭 WR-21 エンジンのシミュレーション (GT-0020)、韓国ソウル大学より、発電用ガスタービンの起動時シミュレーション (GT-0017) 等が発表された。しかし20年前に著者らは再燃サイクルガスタービンの非線形動特性モデリングおよびシミュレーションを実施しており、これらのガスタービンの動特性モデリングおよびシミュレーションの新規性については判断できない。その他の制御技術としては、ドイツ MTU 社より、ジェットエンジンのモデルベース制御 (GT-0016) の発表があった外、特に目新しい発表は無かった。

この他に、本国際会議で特に目を引くセッションとして、革新サイクル (Cycle Innovations) が設けられていた。会員読者にも有益な情報と考えられるので、以下に紹介する。

革新サイクルでは、以下に述べる7論文講演セッションと1パネルセッションがあり、論文総数は35編である。国別では、英国、イタリア、スウェーデンから7編、わが国、米国から5編他であった。本分野はブレイトンサイクルを応用した新しいサイクルの提案を行うものであり、今回は燃料電池と膨張タービン複合サイクル、CO<sub>2</sub>回収を目的としたクローズドサイクル等の多種多様なサイクルの提案があった。しかし、わが国のクローズドサイクルガスタービン開発プロジェクト以外は大学からの発表が主であり、アイデア段階のものも多くあった。

原稿受付 2001年7月9日

\*1 財団法人電力中央研究所横須賀研究所

〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂2-6-1



## 6. その他

その他には、CMC ライナに関する研究(GT-88)、カーボンデポジットの問題(GT-72)、コーク除去の問題(GT-73)に関する発表が行われた。また燃料電池とガスター

ビンを組み合わせた研究は増加して8編の発表があった(GT-90, 91, 92, 379, 380, 381, 382, 383)。但し、この内4編はCycle Innovations Committeeの単独主催。

## 8. 制御と診断

森塚 秀人\*<sup>1</sup>

MORITSUKA Hideto

キーワード: Control, Diagnostics, CO<sub>2</sub>-Recovery

制御と診断では、以下に述べる6論文講演セッションと1パネルセッションがあり、論文総数は32編と昨年の41編より減少した。国別では、米国で開催されたこともあり、米国から13編と多かった。その他英国より5編、ドイツより4編、わが国からは電中研の1編のみであった。本分野は既に実用化技術と考えられ、ガスタービンメーカーは発表を控えたのか、ジーメンス社、ロールスロイス社から1編ずつ発表があった他は、GE社、三菱重工業(株)等からの発表は無かった。それに対し、ガスタービンユーザーや大学からの発表が多く、制御理論よりは軸受振動測定と制御といった実機技術の紹介が主であった。

### エンジン測定技術、光学測定技術

本セッションでは、最新のガスタービン各部の温度、振動測定技術が多数紹介された。まず米国カリフォルニア大学より、レーザープローブを用いた空燃比測定(GT-0372)、米国ペンタリー研究所より、変位検出器による軸受振動の測定(GT-0028, GT-0030)の発表があった。光学系温度測定技術では、米国アドバンストフューエル研究所より、発電用ガスタービンの赤外線放射温度計による温度測定(GT-0026)、ドイツのベルリン大学、ジーメンス社より、高解像度放射温度計の発電用ガスタービンへの適用(GT-0577, GT-0578)、英国克蘭フィールド大学より、放射温度計を用いた航空エンジンのパーシ空気設計(GT-0580)等があった。

### エンジン診断 I, II

測定技術とエンジン診断の境界は不明確であるが、エンジン診断では測定データからの各種エンジンパラメータの推定、亀裂や故障の検出手法が発表された。電中研福富広幸氏より、渦電流を用いた発電用ガスタービン翼の有限要素モデリング(GT-0031)、ギリシャのアテ

ネ大学より、確率ニューラルネットによるパラメータの推定(GT-0011)、インドのインディアン科学研究所より、ファジー理論を応用した故障診断(GT-0013, GT-0014)等があった。

### ガスタービン制御システム I, II

ガスタービン制御システムについては、英国グラモーガン大学より、ガスタービン動特性多変数モデリング(GT-0018)、NARMAXを用いたガスタービン動特性非線形モデリング(GT-0019)、英国ロールスロイス社より、最新鋭WR-21エンジンのシミュレーション(GT-0020)、韓国ソウル大学より、発電用ガスタービンの起動時シミュレーション(GT-0017)等が発表された。しかし20年前に著者らは再燃サイクルガスタービンの非線形動特性モデリングおよびシミュレーションを実施しており、これらのガスタービンの動特性モデリングおよびシミュレーションの新規性については判断できない。その他の制御技術としては、ドイツMTU社より、ジェットエンジンのモデルベース制御(GT-0016)の発表があった外、特に目新しい発表は無かった。

この他に、本国際会議で特に目を引くセッションとして、革新サイクル(Cycle Innovations)が設けられていた。会員読者にも有益な情報と考えられるので、以下に紹介する。

革新サイクルでは、以下に述べる7論文講演セッションと1パネルセッションがあり、論文総数は35編である。国別では、英国、イタリア、スウェーデンから7編、わが国、米国から5編他であった。本分野はブレイトンサイクルを応用した新しいサイクルの提案を行うものであり、今回は燃料電池と膨張タービン複合サイクル、CO<sub>2</sub>回収を目的としたクローズドサイクル等の多種多様なサイクルの提案があった。しかし、わが国のクローズドサイクルガスタービン開発プロジェクト以外は大学からの発表が主であり、アイデア段階のものも多くあった。

原稿受付 2001年7月9日

\*1 財団法人電力中央研究所横須賀研究所

〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂2-6-1

## 燃料電池 I, II

熔融炭酸塩型燃料電池 (MCFC), 固体電解質型燃料電池 (SOFC) と膨張タービンを複合した高効率発電サイクルの提案が多数あった。MCFC 複合サイクルではイタリアのペルギア大学 (GT-0381), ミラノ大学 (GT-0382), スペインの ITP (GT-0090), SOFC 複合サイクルではデンマークのリソ国立研究所 (GT-0091), イタリアのジェノバ大学 (GT-0093, GT-0380), スウェーデンのランド大学 (GT-0379), MCFC 複合サイクルと SOFC 複合サイクルの比較評価についてイタリアのミラノ大学 (GT-0383) からそれぞれ発表があった。しかし, 燃料電池からの排ガスで膨張タービンを廻す複合発電サイクルの提案および熱効率試算に止まり, 発電コストや機器信頼性等に言及した発表は見受けられなかった。

## CO<sub>2</sub> 削減 I, II

CO<sub>2</sub> 等温室効果ガスによる地球温暖化問題が懸念される中, 天然ガス焚きガスタービン複合発電は CO<sub>2</sub> 排出原単位が最も少ない発電システムとして内外の電力会社から注目を集めている。本セッションでは, このガスタービン複合サイクルを応用して CO<sub>2</sub> を回収するサイクル等の提案が行われた。主なものとしては, 新エネルギー・産業技術総合開発機構小山樹氏, 電中研幸田栄一氏より, 天然ガス酸素燃焼による CO<sub>2</sub> 回収型クロズドサイクルガスタービンについて (GT-0562, GT-0563), 筆者より, 天然ガスを改質し, 水素分離膜を利用して燃焼前に水素と CO<sub>2</sub> を分離する水素分離型タービン (GT-0093), イタリアのミラノ大学から類似サイクル (GT-0561) の提案があった。また, 原子炉を利用するサイクルとして, 日本原子力研究所武藤康氏より高温ガス炉用ヘリウムタービンの設計 (GT-0094) があった。

## 新サイクル, サイクル解析

新サイクルセッションでは, 以上のセッションに該当しない種々のサイクル提案が行われた。具体的には石川島播磨重工業株磯村浩介氏より MGT のフィージビリティ

スタディ (GT-0101), スウェーデン王立研究所より復水型 HRSG サイクル (GT-0098), ルンド大学より熱電併給サイクル (GT-0099), イタリアのピサ大学より MGT による熱電併給システム (GT-0102) 等の発表があった。

## 解析手法, 最適化

本セッションでは, ガスタービンサイクル解析におけるモデリング, 各部損失の予測手法等についての発表が行われた。英国ケンブリッジ大学よりガスタービンのモデリング手法 (GT-0385, GT-0392), クランフィールド大学より, ガスタービン複合発電の性能劣化要因分析法 (GT-0388, GT-0389) 等実用的な解析手法の紹介があった。また最適化では, ブラジルのペルナムブコ大学より, 遺伝アルゴリズムによる発電所アセスメント手法 (GT-0560) 等の発表があった。ただし, ガスタービンメーカーからの発表は無かった。

## パネルセッション

本パネルセッションは, 英国クランフィールド大学のシン副学長の座長のもと, 「炭素に拘束された世界経済における CO<sub>2</sub> 排出規制, 排出権取引, 排出低減のための技術の役割」と題し, わが国から日立エンジニアリング株宇多村元昭氏, 米国からクリーンエナジーシステム社, エノックスチェンジ社, カナダからカナダ環境庁大気汚染対策課, スイスからアルストム社 (旧 ABB 社), イタリアからイタリア電力公社 Enel, ノルウェーから CO<sub>2</sub> ノルウェー社のパネリストが一堂に会して, 各国の政府, 電力会社およびガスタービンメーカーの取り組みが多数紹介された。わが国からは COP 3 への取り組みとして, 燃料電池自動車の開発状況と安価な燃料用水素製造技術および CO<sub>2</sub> 隔離技術, エノックスチェンジ社からは NO<sub>x</sub> 排出権取引についての企画・運用, カナダ環境庁からはバイオマス燃料利用技術, アルストム社からは CO<sub>2</sub> 回収型発電システム, Enel 社からは石油残渣のガス化複合発電, CO<sub>2</sub> ノルウェー社からは CO<sub>2</sub> 海洋隔離技術等の紹介があった。

# 9. 材料・構造および製造技術

桜井 茂雄\*<sup>1</sup>  
SAKURAI Shigeo

材料, 構造および製造技術の分野では, 高温部品に関係する保守保全技術と補修および長寿命化技術に関する発表と関連のパネルディスカッションが多かった。この分

原稿受付 2001 年 6 月 30 日

\* 1 (株)日立製作所 電力・電機グループ, 火力・水力事業部タービン設計部  
〒317-8511 茨城県日立市幸町 3-1-1

野に関する Users Symposium Session は, 7 件あり例年より多かった。その内 5 件は, 高温部品の補修や寿命管理に関するものであった。これは, 動静翼や燃焼器など高温部品の補修や更新費用である保守コストが, ガスタービン運用コストの大部分を占めてきているためである。このため保守コスト低減がユーザの最大の関心に

## 燃料電池 I, II

熔融炭酸塩型燃料電池 (MCFC), 固体電解質型燃料電池 (SOFC) と膨張タービンを複合した高効率発電サイクルの提案が多数あった。MCFC 複合サイクルではイタリアのペルギア大学 (GT-0381), ミラノ大学 (GT-0382), スペインの ITP (GT-0090), SOFC 複合サイクルではデンマークのリソ国立研究所 (GT-0091), イタリアのジェノバ大学 (GT-0093, GT-0380), スウェーデンのランド大学 (GT-0379), MCFC 複合サイクルと SOFC 複合サイクルの比較評価についてイタリアのミラノ大学 (GT-0383) からそれぞれ発表があった。しかし, 燃料電池からの排ガスで膨張タービンを廻す複合発電サイクルの提案および熱効率試算に止まり, 発電コストや機器信頼性等に言及した発表は見受けられなかった。

## CO<sub>2</sub> 削減 I, II

CO<sub>2</sub> 等温室効果ガスによる地球温暖化問題が懸念される中, 天然ガス焚きガスタービン複合発電は CO<sub>2</sub> 排出原単位が最も少ない発電システムとして内外の電力会社から注目を集めている。本セッションでは, このガスタービン複合サイクルを応用して CO<sub>2</sub> を回収するサイクル等の提案が行われた。主なものとしては, 新エネルギー・産業技術総合開発機構小山樹氏, 電中研幸田栄一氏より, 天然ガス酸素燃焼による CO<sub>2</sub> 回収型クロズドサイクルガスタービンについて (GT-0562, GT-0563), 筆者より, 天然ガスを改質し, 水素分離膜を利用して燃焼前に水素と CO<sub>2</sub> を分離する水素分離型タービン (GT-0093), イタリアのミラノ大学から類似サイクル (GT-0561) の提案があった。また, 原子炉を利用するサイクルとして, 日本原子力研究所武藤康氏より高温ガス炉用ヘリウムタービンの設計 (GT-0094) があった。

## 新サイクル, サイクル解析

新サイクルセッションでは, 以上のセッションに該当しない種々のサイクル提案が行われた。具体的には石川島播磨重工業株磯村浩介氏より MGT のフィージビリティ

スタディ (GT-0101), スウェーデン王立研究所より復水型 HRSG サイクル (GT-0098), ルンド大学より熱電併給サイクル (GT-0099), イタリアのピサ大学より MGT による熱電併給システム (GT-0102) 等の発表があった。

## 解析手法, 最適化

本セッションでは, ガスタービンサイクル解析におけるモデリング, 各部損失の予測手法等についての発表が行われた。英国ケンブリッジ大学よりガスタービンのモデリング手法 (GT-0385, GT-0392), クランフィールド大学より, ガスタービン複合発電の性能劣化要因分析法 (GT-0388, GT-0389) 等実用的な解析手法の紹介があった。また最適化では, ブラジルのペルナムブコ大学より, 遺伝アルゴリズムによる発電所アセスメント手法 (GT-0560) 等の発表があった。ただし, ガスタービンメーカーからの発表は無かった。

## パネルセッション

本パネルセッションは, 英国クランフィールド大学のシン副学長の座長のもと, 「炭素に拘束された世界経済における CO<sub>2</sub> 排出規制, 排出権取引, 排出低減のための技術の役割」と題し, わが国から日立エンジニアリング株宇多村元昭氏, 米国からクリーンエナジーシステム社, エノックスチェンジ社, カナダからカナダ環境庁大気汚染対策課, スイスからアルストム社 (旧 ABB 社), イタリアからイタリア電力公社 Enel, ノルウェーから CO<sub>2</sub> ノルウェー社のパネリストが一堂に会して, 各国の政府, 電力会社およびガスタービンメーカーの取り組みが多数紹介された。わが国からは COP 3 への取り組みとして, 燃料電池自動車の開発状況と安価な燃料用水素製造技術および CO<sub>2</sub> 隔離技術, エノックスチェンジ社からは NO<sub>x</sub> 排出権取引についての企画・運用, カナダ環境庁からはバイオマス燃料利用技術, アルストム社からは CO<sub>2</sub> 回収型発電システム, Enel 社からは石油残渣のガス化複合発電, CO<sub>2</sub> ノルウェー社からは CO<sub>2</sub> 海洋隔離技術等の紹介があった。

# 9. 材料・構造および製造技術

桜井 茂雄\*<sup>1</sup>  
SAKURAI Shigeo

材料, 構造および製造技術の分野では, 高温部品に関係する保守保全技術と補修および長寿命化技術に関する発表と関連のパネルディスカッションが多かった。この分

原稿受付 2001 年 6 月 30 日

\* 1 (株)日立製作所 電力・電機グループ, 火力・水力事業部タービン設計部  
〒317-8511 茨城県日立市幸町 3-1-1

野に関する Users Symposium Session は, 7 件あり例年より多かった。その内 5 件は, 高温部品の補修や寿命管理に関するものであった。これは, 動静翼や燃焼器など高温部品の補修や更新費用である保守コストが, ガスタービン運用コストの大部分を占めてきているためである。このため保守コスト低減がユーザの最大の関心に

なっている。発電用ガスタービンの運転実績が増え、今後も電力需要の大部分を担うことが期待されるため、ガスタービン高温部品の信頼性とライフサイクルコストに対する問題は今後も大きなテーマである。Users Symposium Sessionではユーザ側から高温部品の劣化損傷事象や破損事例の紹介および新しい補修技術の適用によるコスト低減方法などが議論された。Technical Congressでは、総数20編の論文が発表された。分野別の発表件数は、コーティング関連が7件、材料寿命評価は6件、補修技術に関するもの2件、製造加工技術は2件であった。その他3件であった。高温部品の使用寿命を決定するコーティングに関する研究発表が多かった。以下に分野別の発表内容を紹介する。

高温部品の寿命支配因子のひとつであるコーティングについては、劣化損傷機構や寿命評価に関する発表があった。関連セッションは2つあり、聴講者も多く、関心の高さを示していた。今回はTBCに関する発表は、熱伝導率の経時変化に関する1件(GT-0417)であった。

動翼のアルミナイドCoCrAlYコーティングについては、長期使用後の化学成分の変化とスモールパンチ法により機械的性質を調べて、コーティングの延性低下を論じた研究(GT-0416)あるいはCoCrAlYコーティングのAlの拡散に着目した耐酸化性と内部組織変化に関する研究(GT-0415)の紹介があった。ここでは長期使用によるコーティング内部や拡散層での析出物形成(AIN)や金属学的相変化( $\beta$ 相)およびAlの拡散状況が詳細に調べられていた。

コーティング(Pt-Al)材の熱疲労については、施工後の前処理のプラストにより埋め込められた粒子の影響が調べられ、これを除去することにより1.5倍の長寿命化が得られた(GT-0420)。非破壊検査法としてはEddy Current法によりコーティングの厚さを測定する手法が発表(GT-0419)された。ロータのチップクリアランスの減少を図るため、アプレダブルコーティングを採用し0.5%の効率を向上させたことが報告(GT-0414)された。

また新しいコーティング製法として、LSR(商標)スラリー(Al-Si)を用いて翼を浸漬してコーティングを塗布し、その後高温で拡散処理する方法が紹介(GT-0575)された。

寿命評価技術に関しては、応力緩和法をN738LC材の溶接部の評価に採用し、緩和前の引張歪み速度に関して適正な試験条件を見出した報告(GT-0421)があった。さらに、鍛造材であるHastelloy-Xの高温低サイクル疲労寿命評価にひずみエネルギーを用いるOstergrenの方法を採用した研究(GT-0422)や $(\alpha + \beta)$ 2相Ti合金の疲労に及ぼす低温クリープの影響を調べた興味深い研究(GT-0424)が発表された。これは平行すべりとクリープによる応力再分布の解析に基づいて擬へき開のき裂形成の機構を論じたものである。さらに基本的なクリープ疲労に関する研究としてIN718材とTi合金(6246)を用いて環境とクリープの相互作用を論じた発表(GT-0477)があった。単結晶翼のクリープと熱疲労を解析するために必要な異方性の応力ひずみ関係性を提案し、実翼へ適用した構造解析の紹介(GT-596)があった。IGV(Inlet Guide Vane)の高サイクル疲労き裂発生について、振動によりポリマーのブッシュが摩耗し、スピンドルがゆるみ、応力が増大したことが原因であるという破損解析の報告(GT-0428)があった。

補修方法に関しては、動翼チップのエロージョンに対する補修法が発表(GT-0569)された。チッププレートと動翼はEBW(電子ビーム溶接)加工され、チップはN263材粉末により形成するGTAWを採用していた。また、第2段静翼のき裂補修法として拡散ろう付けの例が報告(GT-0510)された。適用した機種はV.84.2とTornadoであり、組織観察と機械的性質が調査され、母材と同等の特性を有することが確認された。

製造技術に関しては、製作コストの低減を図るため金属をアトマイズ化して円筒状ケーシングを作成する方法が紹介(GT-0581)された。またFEM(有限要素法)を用いて、難加工性の高温部品の鍛造過程を解析した研究(GT-0429)が発表された。

## 10. 展 示

河野 学\*<sup>1</sup>  
KAWANO Manabu

展示は会議会場であるErnest N. Morial Convention CenterのExposition Hallで行われた。案内書によると、出展ブースは大小あわせて約250社で、昨年のミュンヘン大会の640社からは大幅に減少したが、ほぼ例年並の

原稿受付 2001年6月25日

\* 1 川崎重工(株) ガスタービン開発センターエンジン開発部  
〒673-8666 明石市川崎町1-1

出展数であった。代表的なガスタービンメーカーからの出展はALSTOM, Orenda, Pratt & Whitneyのみで、日本の川崎重工, 三菱重工, 石川島播磨重工, 日立, 東芝等からの展示は無く寂しいものであった。さらに、ガスタービンメーカーからの展示そのものも質素になる傾向があり、ALSTOMはGTX100とGT24の模型とパネル展示, P & Wはパネル展示のみで、Orendaのみが実物ガ

なっている。発電用ガスタービンの運転実績が増え、今後も電力需要の大部分を担うことが期待されるため、ガスタービン高温部品の信頼性とライフサイクルコストに対する問題は今後も大きなテーマである。Users Symposium Sessionではユーザ側から高温部品の劣化損傷事象や破損事例の紹介および新しい補修技術の適用によるコスト低減方法などが議論された。Technical Congressでは、総数20編の論文が発表された。分野別の発表件数は、コーティング関連が7件、材料寿命評価は6件、補修技術に関するもの2件、製造加工技術は2件であった。その他3件であった。高温部品の使用寿命を決定するコーティングに関する研究発表が多かった。以下に分野別の発表内容を紹介する。

高温部品の寿命支配因子のひとつであるコーティングについては、劣化損傷機構や寿命評価に関する発表があった。関連セッションは2つあり、聴講者も多く、関心の高さを示していた。今回はTBCに関する発表は、熱伝導率の経時変化に関する1件(GT-0417)であった。

動翼のアルミナイドCoCrAlYコーティングについては、長期使用後の化学成分の変化とスモールパンチ法により機械的性質を調べて、コーティングの延性低下を論じた研究(GT-0416)あるいはCoCrAlYコーティングのAlの拡散に着目した耐酸化性と内部組織変化に関する研究(GT-0415)の紹介があった。ここでは長期使用によるコーティング内部や拡散層での析出物形成(AIN)や金属学的相変化( $\beta$ 相)およびAlの拡散状況が詳細に調べられていた。

コーティング(Pt-Al)材の熱疲労については、施工後の前処理のプラストにより埋め込められた粒子の影響が調べられ、これを除去することにより1.5倍の長寿命化が得られた(GT-0420)。非破壊検査法としてはEddy Current法によりコーティングの厚さを測定する手法が発表(GT-0419)された。ロータのチップクリアランスの減少を図るため、アプレダブルコーティングを採用し0.5%の効率を向上させたことが報告(GT-0414)された。

また新しいコーティング製法として、LSR(商標)スラリー(Al-Si)を用いて翼を浸漬してコーティングを塗布し、その後高温で拡散処理する方法が紹介(GT-0575)された。

寿命評価技術に関しては、応力緩和法をN738LC材の溶接部の評価に採用し、緩和前の引張歪み速度に関して適正な試験条件を見出した報告(GT-0421)があった。さらに、鍛造材であるHastelloy-Xの高温低サイクル疲労寿命評価にひずみエネルギーを用いるOstergrenの方法を採用した研究(GT-0422)や $(\alpha + \beta)$ 2相Ti合金の疲労に及ぼす低温クリープの影響を調べた興味深い研究(GT-0424)が発表された。これは平行すべりとクリープによる応力再分布の解析に基づいて擬へき開のき裂形成の機構を論じたものである。さらに基本的なクリープ疲労に関する研究としてIN718材とTi合金(6246)を用いて環境とクリープの相互作用を論じた発表(GT-0477)があった。単結晶翼のクリープと熱疲労を解析するために必要な異方性の応力ひずみ関係性を提案し、実翼へ適用した構造解析の紹介(GT-596)があった。IGV(Inlet Guide Vane)の高サイクル疲労き裂発生について、振動によりポリマーのブッシュが摩耗し、スピンドルがゆるみ、応力が増大したことが原因であるという破損解析の報告(GT-0428)があった。

補修方法に関しては、動翼チップのエロージョンに対する補修法が発表(GT-0569)された。チッププレートと動翼はEBW(電子ビーム溶接)加工され、チップはN263材粉末により形成するGTAWを採用していた。また、第2段静翼のき裂補修法として拡散ろう付けの例が報告(GT-0510)された。適用した機種はV.84.2とTornadoであり、組織観察と機械的性質が調査され、母材と同等の特性を有することが確認された。

製造技術に関しては、製作コストの低減を図るため金属をアトマイズ化して円筒状ケーシングを作成する方法が紹介(GT-0581)された。またFEM(有限要素法)を用いて、難加工性の高温部品の鍛造過程を解析した研究(GT-0429)が発表された。

## 10. 展 示

河野 学\*<sup>1</sup>  
KAWANO Manabu

展示は会議会場であるErnest N. Morial Convention CenterのExposition Hallで行われた。案内書によると、出展ブースは大小あわせて約250社で、昨年のミュンヘン大会の640社からは大幅に減少したが、ほぼ例年並の

原稿受付 2001年6月25日

\* 1 川崎重工(株) ガスタービン開発センターエンジン開発部  
〒673-8666 明石市川崎町1-1

出展数であった。代表的なガスタービンメーカーからの出展はALSTOM, Orenda, Pratt & Whitneyのみで、日本の川崎重工、三菱重工、石川島播磨重工、日立、東芝等からの展示は無く寂しいものであった。さらに、ガスタービンメーカーからの展示そのものも質素になる傾向があり、ALSTOMはGTX100とGT24の模型とパネル展示、P & Wはパネル展示のみで、Orendaのみが実物ガ

スタービンである OGT 2500 (2850 kW) を展示していた。

展示分類の概略として、エンジニアリング・解析関係の展示が23%と最も多く、それに続いて、計測関係(19%)、加工関係(15%)、ガスタービン部品(13%)が多く、ガスタービン本体は3%と少なかった。また、地域別では、地元のアメリカが74%と圧倒的に多く、ヨーロッパは20%、日本は1%(3社)であった。

展示で目立っていたところを以下に紹介する。Exposition Hall 外の学会受付付近に陣取っていた Air Force Research Laboratory の展示ブースでは IHPTET プログラムを紹介しており、重量と発生応力の軽減を可能としている Twin Web 高圧タービンディスクのカットモデルや MMC 材のコンプレッサロータ等を展示していた。Hall 内に入ると様々な展示に加え、Jazz の街ニューオリンズに相応しくトランペットの生演奏があり会場の雰囲気を盛り上げていた。

大物展示としては、前述の Orenda の OGT 2500、OPRA の OP-16、IR Energy Systems のマイクロガスタービン Power Works の実物ガスタービンが3台あり、注目を集めていた。OP-16 は遠心圧縮機とラジアルタービンを組み合わせた1軸式ガスタービンで、アニュラ燃焼器外周部に缶状のプレミキサ1個を装着したユニークな DLE (乾式低エミッション型) 燃焼器を搭載してい

た。Power Works はターボチャージャの技術を使った2軸式ガスタービンで、カリフォルニアの排ガス規制を満足する DLE 燃焼器を搭載しているとのことであった。

エンジニアリング・解析関係としては、流体解析ソフトを扱った CD-adapco Group 等、コンピュータソフトを駆使した流体解析や構造解析関係の数多くの出展があり、時代の趨勢を強く感じた。

計測関係としては、Brown & Sharpe が大型の3次元計測装置を持ち込みブレードの寸法を計測するデモを行っていた。

ガスタービン部品関係としては、Parker Hannifin Corp. が比較的広い展示スペースを確保し、ここでは産業用ガスタービンの DLE 燃焼器に適用されている Two-Cup Gas Nozzle や Three-Cup Gas Nozzle、航空用ダブルアニュラ燃焼器に適用されている燃料噴射弁が展示されていた。この航空用燃料噴射弁はカットモデルにされており内部構造を確認することができたが、複雑な燃料通路や遮熱構造が精巧に作られているのには驚きであった。

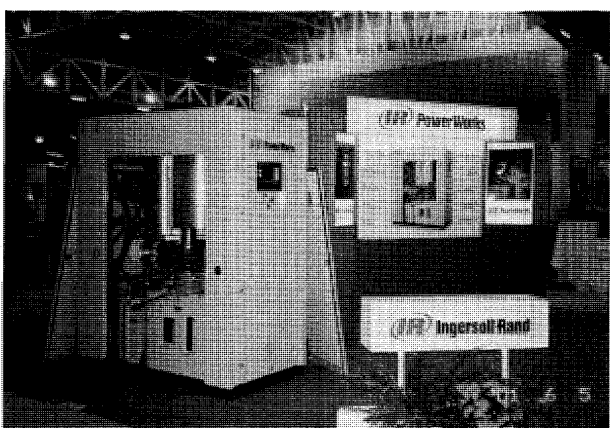
以上が筆者の目から見た主な展示であるが、その他、計測関係や加工関係等、数多くの展示があった。最後に、筆者は航空用ガスタービンの燃焼器開発に携わっており、浅学非才であるため片寄った報告となったことをお詫び申し上げる。



写真1 ALSTOM のブース



写真2 Orenda の OGT 2500



◀ 写真3 IR Energy Systems の Power Works

# AGTJ-100A(ムーンライト計画, 高効率ガスタービン)

松木 正勝\*1

MATSUKI Masakatsu

本機は100 MW級レヒートガスタービンのパイロットプラントであり、ムーンライト計画(省エネルギー技術の研究開発)の一環として1978年以降10年にわたって行なわれた高効率ガスタービンの研究開発の成果である。現在は表紙の如く日本工業大学の工業技術博物館に展示され一般に公開されている。このような将来技術を含む最先端技術の製品が博物館に展示されることは誠に珍しいことであり、学生達にとって身近に接触出来ることになり、教育上有意義なことであるのみならず、一般の人々に最新のガスタービンを知る機会を提供している。

## 1. 高効率ガスタービン研究開発プロジェクトの経緯

本プロジェクト開始当時、最新鋭蒸気タービン発電所の熱効率は41%(高位発熱量基準, HHV)程度でほぼ限界に達していた。これを更に向上させるには、熱をカスケード利用出来るガスタービンと蒸気タービンの複合サイクル発電所が有望であると考えられた。然し、既存のガスタービンと蒸気タービンを組み合わせたものでは熱効率の向上は2%程度であった。

一方、わが国のガスタービン技術は進歩しつつあり、当時、航空機用ターボファンエンジンFJR 710ではタービン入口温度1250℃が実用化され、高温化技術は更に発展しつつあった。

これらの状況から、ガスタービン自体が高効率であると共に、その排気温度は後段の蒸気タービンの効率を高く保つに十分な高温を供給できる低公害高効率ガスタービンが実現できれば、複合サイクル発電プラント総合熱効率55%(低位発熱量基準・LHV)(HHVでは約50%)が可能となるので、このようなガスタービンを試作し実証する為研究開発を行なうことになった。研究開発費総額は260億円であった。

このような高効率のガスタービンを実現する為には、サイクル最高温度が高く、且つサイクル圧力比が高く、圧縮機、タービン、燃焼器など構成要素の効率が高く、最適な制御も必要であるので、先ず複合サイクル総合熱効率50%以上(LHV)(HHVでは約45%)を実現出来る高効率なガスタービンを試作し実証運転を行なうと共に、将来の更なる発展のための諸資料を蓄積することにした。

原稿受付 2001年7月3日

\*1 日本工業大学

〒177-0044 練馬区上石神井2-3-9

そのため圧力比55、高圧タービン入口ガス温度1300℃、再熱後低圧タービン入口ガス温度1200℃のレヒートガスタービンのパイロットプラント(AGTJ-100A)を製作し、これを東京電力(株)の袖ヶ浦発電所内に設置して、起動・停止、連続運転を含めた実証運転、並びに環境保全実証調査を行った。これが本機である。

なお本プロジェクトとしては、複合サイクル総合熱効率55%(LHV)(HHVでは約50%)以上を目標としたプロトタイププラント用ガスタービンの技術検証も行っており、1400℃タービン入口温度による連続運転を成功裏に終了した高温タービン試験機も同所に保存展示されている。

## 2. パイロットプラント(AGTJ-100A)の仕様, 特長, 概要

本プラントは複合サイクル熱効率の最適化を図ったもので、また設計と平行して進めて来たガスタービン要素技術開発の成果を折り込んだレヒートガスタービンを中心としたプラントである。表1にパイロットプラントの主たる仕様を、図1にガスタービンの断面図を示す。図2のシステム系統図に示す様に本機は、全静翼可変の低圧圧縮機、水噴射による直接冷却の中間冷却器、前段可

表1 パイロットプラント仕様

ガスタービン出力	約100MW
複合プラント熱効率 (燃料LNG)	約50%(LHVベース) 約45%(HHVベース)
空気流量	220kg/s
タービン入口温度	
高圧/再燃	1300/1200℃
圧力比	55
回転数 高/中・低圧	8500/3000 rpm
段落数 高圧圧縮機	14
低圧圧縮機	10(全段可変静翼)
高圧タービン	2(空気冷却)
中圧タービン	2
低圧タービン	4(1,2段:空気冷却)
燃焼器本数 高圧	10
再燃	12
中間冷却器	水噴射直接冷却式

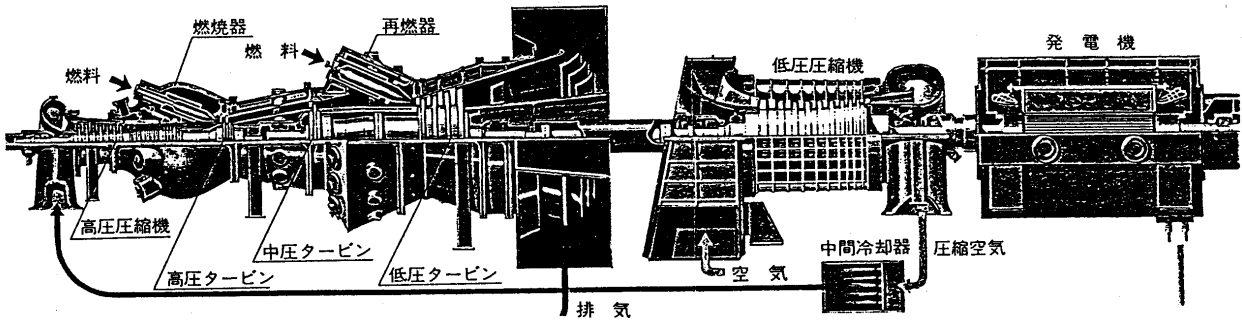


図1 レヒートガスタービン AGTJ-100A 断面図

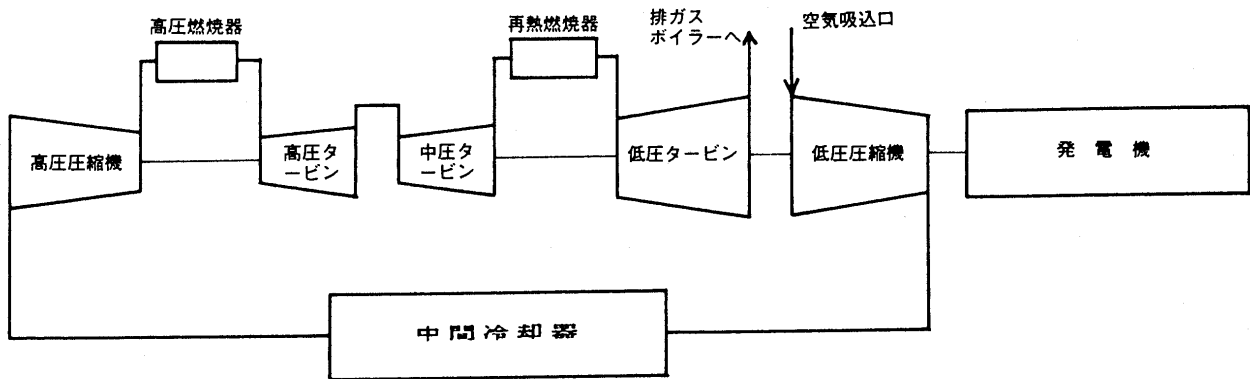


図2 システム系統図

変静翼の高圧圧縮機による圧縮行程, これに続く高圧燃焼器と高圧タービンによる加熱膨張行程, 次いで中圧タービンと再熱燃焼器と低圧タービンよりなる再熱膨張行程からなるもので, 高圧軸系と低圧軸系の2軸からなり, 低圧軸系は発電機と直結し, 3000 rpm 一定で回転する。一方高圧軸系は最高 8500 rpm の近くで常に運転されるが, 負荷変動に対しては低圧圧縮機の可変静翼により空気流量を変動させ, タービン入口温度をほぼ一定に保つことによって, 部分負荷時も全負荷時に近い熱効率を維持できるサイクルとなっている。

本レヒートガスタービンとシンプルサイクルガスタービンを比較して技術的に注目すべき特長と問題点は,

- (1) 空気流量あたりの出力が約 1.5 倍程度大きくなるので, 出力に比べ全体が小さくなる。また圧力比が高いため, 高圧系が小さくなり, 高圧タービン翼の冷却にも有利になる。然し, 高圧化に伴い高圧セクションの構造, 強度, 翼振動などに対する対策が重要となる。
- (2) 中間冷却器を設けたため, 必要圧縮仕事小さくなり, また高圧圧縮機出口温度が低くなり, 従って高圧タービンなどへの冷却空気温度が低くなり, 冷却に有利になった。また, 水噴霧冷却のため水蒸気分圧が高くなり, 高圧燃焼器における NOx 発生が低く押えられた。
- (3) 再熱燃焼器を設けた為, 低圧タービン出力が増すと共に, 出口ガス温度を 608℃ に保つことが出来, 複合サイクルとして, 排ガスボイラーを用いる後段の蒸気

タービンサイクルの効率を上げることが出来, 総合熱効率を高めることが出来た。

- (4) 部分負荷時は空気流量が減少し, 排気温度が高く維持されるので, 複合サイクルの場合の部分負荷熱効率を高く維持出来る。また温度変化が少ないので, 熱疲労寿命に有利である。

### 3. タービン要素技術開発

本パイロットガスタービン並びにプロトタイプガスタービンの設計製造に関係した要素技術開発の主なものは次の通りである。

- (1) 材料関係としては新組成耐熱材料の研究と並行して, 精密 casting 中空翼 (一方向性 casting など) の開発, 拡散接合翼まどの新製造法や冷却空気用の細孔加工法, 並びに遮熱セラミックコーティング法の開発。
- (2) 要素の研究開発としては高圧燃焼, 低酸素濃度の再熱燃焼器など燃焼器関係と, タービン翼冷却関係に研究の重点が注がれ, 積層形燃焼器ライナー, 水噴霧冷却, 蒸気噴射など高温高速タービン試験機を用いて研究開発が進められた。
- (3) 測定技術としては光ファイバーを用いた非接触翼振動の測定, 動翼先端間隙測定, タービン入口ガス温度のサファイヤファイバーを用いた直接測定など新しい計測法の実用化を計り運転の信頼性の向上をもたらした。



#### 4. パイロットプラントの負荷運転試験

1984年3月から東京電力(株)袖ヶ浦火力発電所の構内で負荷運転試験, 環境試験を開始し, 1987年7月まで3年半に渉り試験を行った。内容的に言って三期に分けられる。

第一期は, 初めての経験であるレヒートガスタービンの機械特性と性能の把握で運転時間 143 時間。

第二期は, 要素性能の確立とそれによる改善, 及び運転制御特性の把握と改善で運転時間 92 時間。

第三期は, 毎日発停, 定格運転, および 100 時間連続運転を行い, 本プラントとしての最終確認を行った。運転時間は 313 時間。これにより設計点出力時における複合サイクル熱効率は LHV 52% であり, 1/2 負荷時までの部分負荷においても熱効率は LHV 50% 以上を維持することが実証された。

#### 5. おわりに

以上の如く, 本機は, 複合サイクルガスタービンの最近の発展のさきがけとなったもので, 記念碑的なものと言うことができる。

#### 参考文献

- (1) 「ムーンライト計画, 高効率ガスタービン研究開発 10 年の歩み」, 高効率ガスタービン技術研究組合, 昭和 63 年 5 月
- (2) 「高効率ガスタービン研究開発, 技術報告書, パイロットプラント編」, 高効率ガスタービン技術研究組合, 昭和 63 年 3 月
- (3) 「高効率ガスタービン研究開発, 技術報告書, プロトタイププラント編」, 高効率ガスタービン技術研究組合, 昭和 63 年 3 月

## 2001 年度第 2 回見学会報告

大庭 康二

OBA Yasuji

平成 13 年 7 月 10 日に、2001 年度第 2 回見学会が開催されました。訪問先は北九州市環境局皇后崎工場で、国内の廃棄物発電の中でも導入事例の少ないスーパーごみ発電設備とあり参加者は全国から集まりました。

当日は、梅雨の時期とは思えないほど快晴のなか、12 名の参加者が JR 黒崎駅に集合しました。皇后崎工場には駅からタクシーで約 10 分ほどで到着し、初めに工場長のご挨拶があり、続いて BT 主任よりスーパーごみ発電導入の経緯、北九州市の廃棄物処理状況、皇后崎工場の設備能力、システムフロー、運転状況に関して説明いただきました。皇后崎工場の 1 日のごみ処理能力は 810 t。北九州市では皇后崎工場と日明工場(600 t/日)、新門司工場(600 t/日)の 3 工場で年間約 55 万 t のごみを焼却処理しているとのこと。ごみの計画最大発熱量は 3,000 kcal/kg(灯油の約 3 割)で、皇后崎工場ではごみ処理施設のボイラから出る蒸気をガスタービンの排熱で過熱することで蒸気タービンの出力を増加させるスーパーごみ発電システムにより、最大 36 MW(ST: 29 MW, GT: 7 MW)の発電能力があり、発生した電力は九州電力に売電しているとのことでした。

一通りの説明を受けた後、見学順路に従い施設内を見学しました。初めに、計量棟とプラットホームを見学。搬入ごみは自動的に計量。自動車両管制システムにより、ごみ投入門の指示は自動管制となっていました。15 門の投入扉の内、2 門は破碎ごみ用で全て自動開閉。搬入

車両は最大約 1,500 台/日。続いて、ごみクレーンを見学。ごみの量が多いと手動操作で対応しているとのこと、見学当日もオペレータによって手動運転されていました。焼却炉、中央制御室を見学。所内の機器は DCS にて一元的に集中監視・制御され、ITV により各炉内の燃焼状況もモニタリングされており、近年の清掃工場の省力化技術には目を見張るものがありました。灰処理設備を見学した後、スーパーごみ発電システムを見学しましたが、非常にコンパクトにレイアウトされている印象を受けました。

既存のごみ焼却発電所の蒸気温度は、近年の 400℃ 近辺で計画された数例を除き、従来は全て 300℃ 以下(排ガス中に多量の腐食性物質が含まれ通常のボイラ管材料ではそれ以上の温度になると急速に腐食が進むため)であり、既存のごみ焼却発電所では最も発電効率の高い施設でも 15% 程度にとどまっていました。皇后崎工場ではリパワリングにより約 26% まで発電効率を上げられ、発電に伴う二酸化炭素の排出量低減にも寄与しておりスーパーごみ発電の意義を強く感じました。

見学後も活発な質疑応答があり、充実した見学会となりました。

最後に、お忙しいなか見学会をお世話いただきました北九州市環境局皇后崎工場の方々に厚くお礼申し上げます。

(日立造船株, 地方委員会委員)

## 第7回ガスタービン教育シンポジウム報告

橋本 良作

HASHIMOTO Ryosaku

2001年7月5、6日の2日間にわたり、第7回ガスタービン教育シンポジウムが兵庫県姫路市飾磨区の関西電力(株)姫路第一発電所にて開催された。今回、ガスタービンユーザーでの開催は初めてであり、また、関西方面では2年ぶりの開催でもあった。参加者の内訳は、社会人46名、学生24名の計70名と若手技術者の参加者が多く、参加者の居住地区から見ると、社会人の半分は関西地区以外で、学生のほとんどは地元関西の学生であった。

本シンポジウムは、我が国の技術の将来を担う若者に、ガスタービンに関心を持ってもらう目的で、実際のガスタービンの製造工場等を見学してもらうと共に、第一線で活躍する各専門家による講義を併せて、年1回開催している企画である。講義と見学は例年同様に参加者の理解のしやすさに配慮し、1日目にガスタービン概論の講義とガスタービン関連施設(コンバインド発電施設)等の見学、2日目にガスタービン関連の講義4件とした。

1日目は、企画委員会の筒井理事による開会の挨拶を引き続いて、(1)ガスタービン概論(竹矢一雄氏)の講義が行われた。講義終了後、関西電力(株)姫路第一発電所概要説明が行われた後、4班に分かれて、多軸コンバインドサイクル発電設備の見学をした。あまり触れることのない大型の発電用ガスタービン、蒸気タービンを目の前で見る事が出来たが、運転中であったこともあり、ガスタービンはエンクロージャーの中であったのは残念であった。発電所の中央制御室とそこで働く人の訓練用設備も見学したが少数で効率よく運転状態を監視していた。また、発電所の煙突は四つの照明機能を備えていて、姫路港を行き交う船舶の目印や姫路のランドマークとして親しまれていた。燃料はLNGを使用し、環境について

も自然及び地域との共生を考えて発電所が設置されているのがわかった。見学終了後、姫路第一発電所食堂で懇親会を行った。

懇親会は、企画委員会の古瀬理事の挨拶、関西電力(株)の田村姫路第一発電所長の歓迎の挨拶に続き、恒例となった竹矢先生の挨拶と乾杯が行われ、昼間の発電施設見学時の暑さをいやす生ビールの味は格別であった。少々落ち着いたところで参加者の自己紹介等が行われ、和気あいあいのうちに有意義な1日を終了した。

2日目の講義は、ガスタービン関連の4テーマの講義、(2)ガスタービンと流体工学(青木素直氏)、(3)ガスタービンと伝熱工学(石田克彦氏)、(4)ガスタービンと燃焼工学(北嶋潤一氏)、および(5)ガスタービンと材料工学(河合久孝氏)が行われた。本シンポジウムは、2日間にわたり、しかもガスタービン全般に渡る講義にも係わらず、参加者は、皆、熱心に耳を傾けていた。

が、今回のシンポジウムで質問が少なかったのは実際のガスタービンに触れることの少ない学生や就職して間もない若手の参加者が多かったせいなのだろうか、または現在の若者の性格によるものなのだろうか、未来を担う若者にもっと積極的な行動を期待したい。

企画委員会では、参加者の方々にアンケートの協力をお願いしたので、次回の企画に反映したいと考えている。

最後に、講義、資料等の準備に貴重な時間をさいて頂いた講師の方々に感謝すると共に、会場の提供、懇親会の手配と多軸コンバインドサイクル発電設備の見学について十分な対応を頂いた関西電力(株)姫路第一発電所長田村様、PR館館長土岩様をはじめ関係者各位に深く感謝いたします。

(航空宇宙技術研究所、企画委員)

## 学術講演会の開催方法の見直しについて

第26期会長 酒井 俊道

第26期学術講演会委員会委員長 野崎 理

日本ガスタービン学会においては、現在会員の皆様の研究、開発の成果を発表する場として、5月の定期講演会、秋の秋季講演会、ほぼ4年に1度の国際ガスタービン会議を開催しております。定期講演会は学会発足当初から開催されてきた最も中心的な学会活動であり、今年も6月1日に29回目が開催されました。一方、秋季講演会は、定期講演会とは一味違った性格をもたせたものとして、東京以外の地方で開催し見学会もかねて2日間の行事として企画され、この秋で16回目となります。ところで、ここ数年間の両者の開催状況を振り返りますと、年々盛況さを増す秋季講演会に比べ、定期講演会の方は関係者の懸命な努力にもかかわらず講演申し込みの件数、参加者数ともに年々減少の傾向が続いているのが現状であります。これらの傾向に対して、ここ数年、歴代の学術講演会委員会委員長を中心に、定期講演会の活性化を図るべく原因調査をするなどして発表件数の維持向上に努めて参りましたが、今年度も一部の大学、企業等の方々に協力をお願いしてようやくプログラムを成立にこぎつけたという実態があり、残念ながらこのような状況がここ数年続いております。

このような状況となっている原因の一つとして5月という現在の開催時期が考えられ、発表する側にとって論文発表の申し込み、その他の準備に時間を割きにくいと言う声は多く聞かれます。また、最近の経済状況を反映して以前に比べ学会発表や学会参加がしにくくなっている事もあげられます。

学会の将来の方向を検討すべく新たに発足した「将来ビジョン検討委員会」においても、学会の最も重要な活動の一つである学術講演会のあり方について真剣に論議

がなされ、定期講演会と秋季講演会の現状が分析され次のような提案がなされています。即ち、学会の学術講演会の活性化を図るためには、年2回に分けて実施するよりも、講演会の日数を増やして1回に集約することにより、2回に分かれて参加していた人々が顔を合わせて論議する機会を創りだし、質疑の活発化を通して新たな参加者を呼び入れるという良い循環に入ることが期待できること、また開催時期としては前年度の研究成果の発表が容易な秋が最適であることなどが骨子となっております。

以上のような経緯を踏まえ、今期理事会に対し、第25期ならびに第26期学術講演会委員長連名で、来年度よりの学術講演会の開催方法を見直したい旨の提案がなされ、慎重に論議した結果、当面は年1回の開催とするのが良いとの結論に至りました。開催時期、日数、場所等の具体的な実施方法につきましては引き続き学術講演会委員会を中心に検討してまいります。

なお、2002年度につきましては、学会創立30周年にあたり、記念事業の一環として5月に式典とあわせて記念講演会を開催する事を計画しております。また、第30回定期講演会を秋に開催することで準備を進めております。

今後も、より活性化された学術講演会を目指し努力をして行く所存ではありますが、できるだけ会員の皆様のご意見を反映させた学会運営を心がけたいと思っておりますので、本件にかかわらず、学会活動に関する忌憚のないご意見をお寄せいただきたくよろしく願いいたします。

## 学会誌その他学会刊行物に掲載された著作物を転載・引用される方へ

学会誌その他学会刊行物は、著作権が(社)日本ガスタービン学会に帰属していますので、転載・引用する場合は当学会へ“著作物使用許諾書(申請書兼用)”を提出してください。詳細につきましては、学会事務局へお問い合わせください。

## ガスタービンシンポジウム開催のお知らせ

今年度のガスタービンシンポジウムを下記の要領で開催いたします。ガスタービンシンポジウムは、その時々  
の話題性のあるテーマについて、先ず第一線で活躍され  
ている講師の方々に講演をしていただき、続いて、参加  
者の方々を含めた討論に発展させることによって、テー  
マの理解を深めることを狙いとしています。

今回は、昨年度（2000年度）に当学会の調査研究委  
員会により成果報告者が作成された「ガスタービンにお  
けるモニタリング技術」をテーマとして、モニタリング  
の現状と基礎理論、航空用ガスタービン、大型ガスター  
ビン及び中・小型ガスタービンへの適用例について3人  
の方に講演していただき、さらに特殊システムへの適用、  
光通信利用モニタリングシステム、モニタリングの規格  
化等についても、3～4名の方に話題を提供していただ  
きます。

参加者の方々からのご質問、ご意見ご提案等を通じて  
大いに議論を盛り上げたいと考えています。奮って、ご  
参加下さい。

1. 日 時：2001年11月29日(木) 13:30～18:00
2. 場 所：江戸川総合区民ホール 4F 401会議室  
東京都江戸川区船堀4-1-1,  
(Tel: 03-5676-2211)  
都営新宿線, “船堀”下車 駅前  
(新宿より20～30分)
3. テー マ: 「ガスタービンにおけるモニタリング技術」
4. 参加要領
  - (1) 定員 60名
  - (2) 参加費
 

正 会 員	3,000 円
学 生 会 員	1,000 円
会 員 外	5,000 円
  - (3) 申込方法
 

本紙とじ込みの申込書に必要事項をご記入の上、  
学会事務局宛、2001年11月12日(月)までにお送  
り下さい。なお、詳細についてはホームページを  
ご覧下さい。  
(<http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/>)

## 第30回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第30回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催い  
たします。

今回は、「最新要素・設計技術とシステム開発の展開」  
をテーマとしています。

最前線で活躍されている方々の講演を通して、マイクロ  
ガスタービンから最新鋭の大型ガスタービンまで用途が  
拡大しているガスタービンについて、ガスタービン本体  
開発と関連技術の新たな展開を学ぶと共に、しばらく取  
り上げていなかったガスタービン要素技術、設計技術に  
ついて、最新の状況と今後の展望について知見を高める  
ことのできる内容としました。

(詳細につきましては、11月号学会誌、ホームページ等  
で後日お知らせいたします)

1. 日 時：2002年1月17日(木), 18日(金)  
9:30～16:30
2. 場 所：東京ガス(株) 本社2階大会議室
3. テー マ: 「最新要素・設計技術とシステム開発の  
展開」
4. 参加要領:
 

11月号学会誌・ホームページに掲載いたします。  
(<http://www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/>)

## ガスタービンシンポジウム開催のお知らせ

今年度のガスタービンシンポジウムを下記の要領で開催いたします。ガスタービンシンポジウムは、その時々  
の話題性のあるテーマについて、先ず第一線で活躍され  
ている講師の方々に講演をしていただき、続いて、参加  
者の方々を含めた討論に発展させることによって、テー  
マの理解を深めることを狙いとしています。

今回は、昨年度（2000年度）に当学会の調査研究委  
員会により成果報告者が作成された「ガスタービンにお  
けるモニタリング技術」をテーマとして、モニタリング  
の現状と基礎理論、航空用ガスタービン、大型ガスター  
ビン及び中・小型ガスタービンへの適用例について3人  
の方に講演していただき、さらに特殊システムへの適用、  
光通信利用モニタリングシステム、モニタリングの規格  
化等についても、3～4名の方に話題を提供していただ  
きます。

参加者の方々からのご質問、ご意見ご提案等を通じて  
大いに議論を盛り上げたいと考えています。奮って、ご  
参加下さい。

1. 日 時：2001年11月29日(木) 13:30～18:00
2. 場 所：江戸川総合区民ホール 4F 401会議室  
東京都江戸川区船堀4-1-1,  
(Tel: 03-5676-2211)  
都営新宿線, “船堀”下車 駅前  
(新宿より20～30分)
3. テー マ: 「ガスタービンにおけるモニタリング技術」
4. 参加要領
  - (1) 定員 60名
  - (2) 参加費
 

正 会 員	3,000円
学 生 会 員	1,000円
会 員 外	5,000円
  - (3) 申込方法  
本紙とじ込みの申込書に必要事項をご記入の上、  
学会事務局宛、2001年11月12日(月)までにお送  
り下さい。なお、詳細についてはホームページを  
ご覧下さい。  
(<http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/>)

## 第30回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第30回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催い  
たします。

今回は、「最新要素・設計技術とシステム開発の展開」  
をテーマとしています。

最前線で活躍されている方々の講演を通して、マイクロ  
ガスタービンから最新鋭の大型ガスタービンまで用途が  
拡大しているガスタービンについて、ガスタービン本体  
開発と関連技術の新たな展開を学ぶと共に、しばらく取  
り上げていなかったガスタービン要素技術、設計技術に  
ついて、最新の状況と今後の展望について知見を高める  
ことのできる内容としました。

(詳細につきましては、11月号学会誌、ホームページ等  
で後日お知らせいたします)

1. 日 時：2002年1月17日(木), 18日(金)  
9:30～16:30
2. 場 所：東京ガス(株) 本社2階大会議室
3. テー マ: 「最新要素・設計技術とシステム開発の  
展開」
4. 参加要領:  
11月号学会誌・ホームページに掲載いたします。  
(<http://www.soc.nacsis.ac.jp/gtsj/>)

## ガスタービンシンポジウム

(平成13年11月29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	GTSJの方は会員 No.をご記入下さい

## 【事務局への連絡事項】

\* 払込方法(○印をつけて下さい) 参加費入金予定日 月 日

- 銀行(第一勧業銀行 西新宿支店 普通預金1703707)
- 郵便振替(00170-9-179578)
- 現金書留
- 当日受付にて支払

\* 請求書の発行について

- 要 宛名( )
- 不要

\* 領収書の発行について

- 要 宛名( )
- 不要

## 第16回ガスタービン秋季講演会(秋田市)・見学会のお知らせ

日本ガスタービン学会と日本機械学会の共催による第16回ガスタービン秋季講演会・見学会を以下のように開催します。会員の皆様多数ご参加下さい。

### 開催日:

- ・講演会 2001年10月25日(木)
- ・見学会 26日(金)

### 開催場所:

- ・秋田市文化会館  
〒010-0951 秋田市山王7丁目3番1号  
TEL: 018-865-1191, FAX: 018-865-1195

### 講演会:

- ・一般講演: 空力, 燃焼, 材料等 42件
- ・特別講演 2件  
「韓国におけるガスタービンの現状と将来」  
講師 梁 玉龍氏 (元・仁荷大学校工科大学)  
「郷土秋田の民族考」  
——穏やかに流れてきた歴史の中で——  
講師 佐藤 直一郎氏 (秋田市観光案内人)

### 参加登録費:

- ・共催学会正会員 9,000円
- ・学生会員 4,000円
- ・会員外 12,000円  
ただし学生に限り, 論文集, 懇親会無しで1,000円

### 懇親会:

- ・講演会終了後, 講演会場にて開催いたします。

### 見学会:

- ・日時: 10月26日(金)
- ・見学先: 秋田大学鉱業博物館, 秋田新屋ウインドファーム風力発電所を予定しています。
- ・定員45名程度, 先着順, 講演会登録者に限ります。
- ・参加費6,000円

### 参加申込方法:

講演会, 見学会に参加をご希望の方は, 参加申込書に必要事項をご記入の上, 学会事務局宛にお申し込み下さい。参加登録は, 受付の混乱を避けるため, 事前登録をお願いします。講演者も参加登録をお願いします。

### 講演会場への交通等:

- ・JR秋田駅より市営バスで15分, 文化会館前下車。
- ・10月26日 見学会終了後, JR秋田駅経由で17:20 JAL東京行に間に合うように秋田空港迄行きます。

## ▷ 入会者名簿 ◁

〔正会員〕	川田 裕(三菱重工)	岩崎 正裕(日本ボール)	新谷 喜智(関西大)
荒中 崇(IHI)	日恵野 尚(川崎重工)	〔学から正〕	田村 晴道(関西大)
鳥越 泰治(三菱重工)	唄野 真(川崎重工)	来摩 智哉(キャノン)	佐々木 真吾(関西大)
若園 進(三菱重工)	根岸 睦(関西電力)	赤坂 啓(日産自動車)	世古 哲嗣(関西大)
羽田 哲(三菱重工)	星野 正憲(パルプ/ペーパー)	島垣 満(東北大院)	小島 祥平(近畿大)
清水 幸司(三菱重工)	鈴木 重徳(オープンテクノロジー)	木分 孝幸	孔 莉(神戸商船大)
青木 寛行(三菱重工)	斎藤 貴啓(ダイハツ)	飯田 耕一郎(三菱重工)	山本 眞比人(摂南大)
松山 敬介(三菱重工)	島谷 和憲(東京電力)	〔学生会員〕	森山 哲(拓殖大)
谷岡 忠輝(三菱重工)	長尾 進一郎(東芝)	今堀 敬三(関西大)	



## 第16回ガスタービン秋季講演会(秋田市)・見学会のお知らせ

日本ガスタービン学会と日本機械学会の共催による第16回ガスタービン秋季講演会・見学会を以下のように開催します。会員の皆様多数ご参加下さい。

### 開催日:

- ・講演会 2001年10月25日(木)
- ・見学会 26日(金)

### 開催場所:

- ・秋田市文化会館  
〒010-0951 秋田市山王7丁目3番1号  
TEL: 018-865-1191, FAX: 018-865-1195

### 講演会:

- ・一般講演: 空力, 燃焼, 材料等 42件
- ・特別講演 2件  
「韓国におけるガスタービンの現状と将来」  
講師 梁 玉龍氏 (元・仁荷大学校工科大学)  
「郷土秋田の民族考」  
——穏やかに流れてきた歴史の中で——  
講師 佐藤 直一郎氏 (秋田市観光案内人)

### 参加登録費:

- ・共催学会正会員 9,000円
- ・学生会員 4,000円
- ・会員外 12,000円  
ただし学生に限り, 論文集, 懇親会無しで1,000円

### 懇親会:

- ・講演会終了後, 講演会場にて開催いたします。

### 見学会:

- ・日時: 10月26日(金)
- ・見学先: 秋田大学鉱業博物館, 秋田新屋ウインドファーム風力発電所を予定しています。
- ・定員45名程度, 先着順, 講演会登録者に限ります。
- ・参加費6,000円

### 参加申込方法:

講演会, 見学会に参加をご希望の方は, 参加申込書に必要事項をご記入の上, 学会事務局宛にお申し込み下さい。参加登録は, 受付の混乱を避けるため, 事前登録をお願いします。講演者も参加登録をお願いします。

### 講演会場への交通等:

- ・JR秋田駅より市営バスで15分, 文化会館前下車。
- ・10月26日 見学会終了後, JR秋田駅経由で17:20 JAL東京行に間に合うように秋田空港迄行きます。

## ▷ 入会者名簿 ◁

〔正会員〕	川田 裕(三菱重工)	岩崎 正裕(日本ボール)	新谷 喜智(関西大)
荒中 崇(IHI)	日恵野 尚(川崎重工)	〔学から正〕	田村 晴道(関西大)
鳥越 泰治(三菱重工)	唄野 真(川崎重工)	来摩 智哉(キャノン)	佐々木 真吾(関西大)
若園 進(三菱重工)	根岸 睦(関西電力)	赤坂 啓(日産自動車)	世古 哲嗣(関西大)
羽田 哲(三菱重工)	星野 正憲(パルプ/ペーパー)	島垣 満(東北大院)	小島 祥平(近畿大)
清水 幸司(三菱重工)	鈴木 重徳(オープンテクノロジー)	木分 孝幸	孔 莉(神戸商船大)
青木 寛行(三菱重工)	斎藤 貴啓(ダイハツ)	飯田 耕一郎(三菱重工)	山本 眞比人(摂南大)
松山 敬介(三菱重工)	島谷 和憲(東京電力)	〔学生会員〕	森山 哲(拓殖大)
谷岡 忠輝(三菱重工)	長尾 進一郎(東芝)	今堀 敬三(関西大)	

## 第16回ガスタービン秋季講演会 (2001年10月25, 26日)

## 参加申込書

(社) 日本ガスタービン学会 行

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

会社/大学等名称	
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ください。)

フリガナ 氏 名	所 属	TEL FAX	所属学協会 (GTSJは会員番号)	会員 資格	見学会	懇親会
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席

## 【事務局への連絡事項】

払込方法(○印をつけてください) 参加費入金予定日 月 日

- 銀行 (第一勧業銀行西新宿支店 普通預金1703707)
- 郵便振替 (00170-9-179578)
- 現金書留

当日支払いは原則として受け付けません。

(当日不参加の場合でも参加費はお支払いいただきます。)

\*請求書の発行について

1. 要 宛名( )
2. 不要

\*領収書の発行について

1. 要 宛名( )
2. 不要

第16回ガスタービン秋季講演会(秋田市)プログラム

(一般講演 講演時間 15分 討論 5分 \*印 講演者、連名者の所屬が省略されている場合は後者と同じです)

第1室		第2室		第3室	
9:20	《一般講演》空力I 座長：白鳥敏正(都立科技大) A-1 マイクロガスタービンエンジンを用いたファン騒音低減技術の研究(第一報) * 生沼秀司、長井健一郎、武田克巳、石井達哉(航技研) A-2 タービン翼列性能に及ぼす翼の傾きの影響 * 朝賀裕一朗(法政大院)、水本新平(法政大) 譚春青、山本孝正(航技研)、 A-3 動静翼干渉による静翼非定常圧力予測 * 山方章弘、海野 大、児玉秀和(石川島播磨)、野崎 理、西澤敏雄、山本一臣(航技研)	9:20	《一般講演》材料I 座長：小河昭紀(航技研) B-1 第4世代単結晶超合金の高温特性 * 小泉 裕、小林敏治、横川忠晴、原田史(物質・材料研究機構)、青木祥宏、荒井幹也、正木彰樹、筑後一義(石川島播磨) B-2 蒸熱コーティングの高温酸化特性と酸化メカニズムに関する研究 荒井正行(電中研)、* 佐藤 仁(東大院)、岩田宇一、佐久間俊雄(電中研)、岸本喜久雄(東工大) B-3 1700℃級ガスタービン用蒸熱コーティングの開発(劣化損傷評価・焼結による蒸熱性能低下と損傷に及ぼす影響) * 中山真人、久松 暢(電中研)、安富義幸(IFCC)、鳥越泰治(三菱重工)、亀田常治(東芝)、有川秀行(日立)	9:20	《一般講演》燃焼I 座長：山中 矢(東芝) C-1 天然ガス・酸素アニュラ型燃焼器の開発 * 村山元英、高橋克昌、皆内功磨夫、河合理文(石川島播磨)、二宮 徹、山田幸夫(電中研) C-2 超小型ターボ発電機の燃焼器開発 村山元英、* 高橋克昌、皆内功磨夫、磯村浩介(石川島播磨)、田中秀治(東北大) C-3 過濃予混合火炎を用いた超小型水素ガスタービン用試験燃焼器の排気ガス特性 * 皆川和夫、杉山 伶(都立科技大院)、湯浅三郎(都立科技大)
10:20	《一般講演》空力II 座長：野崎 理(航技研) A-4 高速回転ファンの非接触動翼振動計測 * 梶野 真(川崎重工)、松田幸雄(航技研)、河岸 優(川崎重工) A-5 三次元線形オイラー手法を用いたスワイプ翼の振動特性に関する解析 * 藤原達也(東大院)、渡辺紀徳(東大) A-6 遷音速圧縮機動翼における漏れ流れの計算 * 向井純一(ヴァイナス)、山本一臣(航技研)	10:20 10:30	《一般講演》材料II 座長：吉田博夫(産総研) B-4 1700℃級ガスタービン用蒸熱コーティングの開発( $ZrO_2$ トップコート)の安定化剤の検討 * 鳥越泰治、森 一剛、栗村隆之(三菱重工)、新田明人、久松 暢(電中研) B-5 1700℃級ガスタービン用蒸熱コーティングの開発( $ZrO_2$ トップコート)の高純度化の検討 * 亀田常治、日野武久、石渡 裕、伊藤義康(東芝)、新田明人、久松 暢(電中研) B-6 1700℃級ガスタービン用蒸熱コーティング(コーティングの組織および構造の検討) * 有川秀行、児島慶享、西 和也(日立)、新田明人、久松 暢(電中研)	10:20 10:30	《一般講演》燃焼II 座長：稲毛真一(日立) C-4 燃焼振動の低減法に関する研究(第三報) * 山中 矢、前田福夫、塩田和則、岩淵一徳(東芝)、土屋利明(東京電力) C-5 予混合燃焼におけるスワール強さの影響 * 黒澤要治、吉田征二、山本 武、下平一雄、五味光男、鈴木和雄(航技研) C-6 SMGT用A重油焚き低NOx燃焼器の開発 * 堂浦康司、木村武清(川崎重工)
11:30	《特別講演》 「韓国におけるガスタービンの現状と将来」 梁 玉龍 氏(元・仁荷大学校 工科大学)	11:30		11:30	
12:20					座長：川口 修(慶応義塾大)

《特別講演》		「郷土秋田の民族考 一穏やかに流れてきた歴史の中で--」 佐藤 直一郎氏 (秋田市観光案内人)	
第1室		第2室	
第1室		第2室	
《一般講演》空力III		《一般講演》材料III	
第3室		《一般講演》燃焼III	
13:30			
14:20			
14:30	<p>座長：松田 寿 (東芝)</p> <p>A-7 衝動タービンの静動翼列干渉に関する三次元内部流動解析 * 西川智史 (東大院)、渡辺紀徳 (東大)、堤 雅徳、平野健一郎 (三菱重工)</p> <p>A-8 TL10 低圧タービン翼列の非定常CFD * 藤原仁志 (航技研)、Peter R. Voke (The Univ. of Surrey)</p> <p>A-9 多段軸流圧縮機における動翼クロッキングの数値解析検討 * 加藤 大、今成邦之 (石川島播磨)</p>	<p>座長：磯部展宏 (日立)</p> <p>B-7 IN738LC の低サイクル疲労特性に及ぼす AI 拡散浸透処理を施した耐食コーティングの影響 * 根岸 陸、香川裕之 (関西電力)</p> <p>B-8 逆対称積層複合材ブレードの回転試験による連成ねじり量評価 * 小河昭紀、橋本良作 (航技研)、周風華 (Johns Hopkins Univ.)</p> <p>B-9 セラミックブレードのFOD解析 * 吉田博夫 (産総研)、李銀生 (富士総研)</p>	<p>座長：野崎 理 (航技研)</p> <p>C-7 航空エンジン用気流微粒化予混合バーナの開発 (大気圧高入口空気温度における火炎安定性・排気特性) * 武藤充宏 (法政大院)、山田秀志、牧田光正、林 茂 (航技研)</p> <p>C-8 既燃ガス自己循環型バーナの排出特性 * 市原正臣 (法政大院)、大久保 厚、今野 陽 (法政大)、林 茂、山田秀志 (航技研)</p> <p>C-9 希薄予混合方式燃焼器のNOx 排出特性におけるメタンガスと13A ガスの相異 * 下平一雄、黒澤要治、鈴木和雄 (航技研)、若林 努、守家浩二、伊藤誠一 (大阪ガス)</p>
15:30	<p>座長：今成邦之 (石川島播磨)</p> <p>A-10 ターボ機械内の非定常乱流に関する数値シミュレーション 船崎健一 (岩手大)、* 高嶋 亨 (岩手大院)</p> <p>A-11 超音速ファン動翼における翼端まわりの3次元流れ場 * 星野元亮、高堂純治、寺村 実 (本田技研)</p> <p>A-12 静翼ウェークと二次渦により生じるタービン動翼内の非定常流れ * 松沼孝幸、阿部裕幸、筒井康賢 (産総研)</p>	<p>座長：湯浅三郎 (都立科大)</p> <p>B-10 マイクロガスタービン発電機を備えたハイブリッドガスタンドの提案 * 岡崎義弘、鈴木重徳 (工学院大院)、田中淳弥、長松孝治 (工学院大)</p> <p>B-11 CO<sub>2</sub> 回収対応高効率クロウズドガスタービンスステムの検討 * 幸田栄一、高橋 徹 (電中研)、上松一雄 (三菱重工)、山下勝也 (東芝)</p> <p>B-12 CO<sub>2</sub> 回収のための水素分離型タービン発電システム提案 - 第3報 膜改質器への水蒸気供給方式 - * 森塚秀人、土屋陽子 (電中研)</p>	<p>座長：丸井英史 (住原)</p> <p>C-10 予混合予蒸発管内における逆火・自己着火検出装置の開発 * 柏原宏行、小田剛生、木下康裕 (川崎重工)</p> <p>C-11 ステージング燃焼器内火炎伝播の数値解析に関する研究 * 今村 亮、都留智子、木下康裕 (川崎重工)、伊藤裕一、谷口伸行 (東大)</p>
16:40			
16:50	<p>座長：園田豊隆 (本田技研)</p> <p>B-13 超音速バリアリアルサイクルエンジンの定常特性 * 田頭 剛、杉山七契 (航技研)</p> <p>B-14 容積型ガス発生機を有する小型ガスタービンエンジンの性能向上に関する研究 (第2報) 尾崎正幸、* 宮入 武 (東海大院)、伊藤高根 (東海大)</p> <p>B-15 高温分空気を利用したガスタービンスステムの系統的分析 * 高橋 徹、幸田栄一、三巻利夫 (電中研)</p>	<p>座長：井龜 優 (海技研)</p> <p>C-13 複合型インピンジ冷却構造内における流れ解析と熱伝達特性 船崎健一 (岩手大)、* 工藤俊光 (岩手大院)、松野伸介、山脇栄道、仲保千由紀 (石川島播磨)</p> <p>C-14 リブ付き矩形流路における伝熱流動場の計測 * 渡辺和徳、高橋俊彦 (電中研)</p> <p>C-15 高ブローキング比リブ流路内の非定常温度場 * 木上洋一 (佐賀大)、T. Artis (Von Karman Institute)、M. T. Abad-Losano (Volks Wagen)、S. Pietret (Numeca International)、瀬戸口俊明、金子賢二 (佐賀大)</p>	<p>座長：丸井英史 (住原)</p> <p>C-10 予混合予蒸発管内における逆火・自己着火検出装置の開発 * 柏原宏行、小田剛生、木下康裕 (川崎重工)</p> <p>C-11 ステージング燃焼器内火炎伝播の数値解析に関する研究 * 今村 亮、都留智子、木下康裕 (川崎重工)、伊藤裕一、谷口伸行 (東大)</p> <p>C-12 超高温タービン静翼の翼材温度分布解析 * 松下政裕、吉田豊明 (航技研)</p>
17:50			

## 日本ガスタービン学会賞候補募集のお知らせ

**応募締切：平成 13 年 11 月 30 日**

日本ガスタービン学会では下記により、2年毎に学会賞（論文賞、技術賞および奨励賞）の贈呈を行っております。つきましては、今年度下記要領により第11回目の学会賞の募集を行うことになりましたのでお知らせ致します。

### 応募要領

#### 1. 日本ガスタービン学会賞

本会はガスタービンおよび過給機に関連する工学および技術の発展を奨励することを目的として、優れた論文、技術ならびに新進会員個人の業績に対してそれぞれ日本ガスタービン学会論文賞、技術賞、奨励賞を贈り、表彰を行う。

#### 2. 対象となる業績

- (1) 論文賞 日本ガスタービン学会誌に平成9年12月以降平成13年11月迄に公表された論文および1999年国際ガスタービン会議神戸大会 Proceedings に掲載された論文で、独創性があり工学および技術に寄与したもの。
- (2) 技術賞 ガスタービンおよび過給機に関連し、同上期間に完成した新技術（画期的な新製品の開発、製品の品質または性能の向上あるいは生産性の向上、材料開発、制御計測および保守技術の向上等に寄与したもの）。
- (3) 奨励賞 日本ガスタービン学会誌に平成9年12月以降平成13年11月迄に公表された論文および1999年国際ガスタービン会議神戸大会 Proceedings

に掲載された独創的な論文（いずれも本人が中心的役割を果たしたもの）で萌芽的研究を含む。

#### 3. 受賞者の資格

- (1) 論文賞 受賞者は本会会員（正会員、学生会員）とする。
- (2) 技術賞 受賞者は本会会員（正会員、学生会員、賛助会員）とする。
- (3) 奨励賞 受賞者は本会会員（正会員、学生会員）で、昭和41年4月2日以降生まれの個人とする。ただし論文賞、技術賞あるいは奨励賞をすでに受けた者および今年度の論文賞、技術賞内定者は奨励賞を受けることはできない。

4. 受賞件数 論文賞2件、技術賞2件、奨励賞2名程度とする。

5. 表彰の方法 審査の上、表彰状および賞牌を授与する。

6. 表彰の時期 表彰は、平成14年4月開催予定の日本ガスタービン学会総会において行う。

7. 応募の方法 公募によるものとし、論文賞、技術賞は推薦または本人より申請、奨励賞は推薦による。尚、一度申請して受賞しなかったものでも、再度応募して差し支えない

8. 提出書類 推薦または申請には、本会の所定用紙に必要事項を記載して、1件につき正1通、副2通（コピーで可）の計3通を提出する。

9. 提出締切日 平成13年11月30日（金）17時必着

10. 提出先 〒160 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  
学会賞審査委員会宛

## ○ 本会協賛・共催行事 ○

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第 251 講習会 製品開発, 技術開発におけるタグチメソッドの有効活用と実施例	H 13/10/10-11 大阪科学技術センター 8 階 中ホール	日本機械学会関西支部 TEL: 06-6443-2073 FAX: 06-6443-6049 E-MAIL: jsme@soleil.ocn.ne.jp
環境を考慮した高効率・低公害路線バスの先進技術 - レシプロ及びガスタービンエンジンハイブリッドバスの試作・開発 -	H 13/10/12 自動車部品会館	自動車技術会関東支部 秋野 裕 TEL: 042-587-5394 FAX: 042-582-7459 E-MAIL: jsae.kanto@nifty.ne.jp
第 13 回液体微粒化講習会	H 13/10/18-19 大学セミナーハウス	日本エネルギー学会 森寺弘充 TEL: 03-3834-6456 FAX: 03-3834-6458 E-MAIL: moridera@jie.or.jp
エネルギー・環境保全機器材料の高温腐食および防食の基礎と実際	H 13/10/30-31 東京工業大学百年記念館 3 階フェライト記念会議室	日本金属学会 TEL: 022-223-3685
コージェネレーションシンポジウム 2001 (第 17 回)	H 13/12/12-13 幕張メッセ国際会議場 「コンベンションホール」	日本コージェネレーションセンター 担当 高橋 TEL: 03-3433-5044 FAX: 03-3433-5673
IPPEX 2001 第 4 回分散型発電システム&コージェネレーション総合展	H 13/12/12-14 日本コンベンションセンター (幕張メッセ)	メサゴ・メッセフランクフルト(株) 国本秀夫 TEL: 03-3262-8441 FAX: 03-3262-8442
第 15 回数値流体力学シンポジウム	H 13/12/19-21 国立オリンピック記念青少年総合センター	日本数値流体力学学会事務局 TEL (FAX): 03-5734-2860 E-MAIL: jscfd@mech.titech.ac.jp
第 10 回微粒化シンポジウム	H 13/12/20-22 大阪市立大学学術情報総合センター	日本液体微粒化学会事務局: 慶応義塾大学機械工学科 徳岡直静 TEL/FAX: 045-566-1514 E-MAIL: info@ilass-japan.gr.jp
第 42 回航空原動機・宇宙推進講演会	H 14/1/30-31 千歳市民文化センター	日本航空宇宙学会 TEL: 03-3501-0463 FAX: 03-3501-0464

## 学会からの発行刊行物

## 第26期 調査研究委員会成果報告書 「ガスタービンにおけるモニタリング技術」

- 発行 2000年11月21日  
 配布価格 1部 6000円(税,送料込み)  
 内容 A4版,  
 第1章 総論  
 第2章 現状のモニタリング技術の適用状況  
 第3章 アンケートによるモニタリング技術へのニーズ  
 第4章 センサ技術の現状と展望  
 第5章 データ処理技術の展望  
 第6章 劣化診断・寿命予測技術  
 第7章 モニタリング技術に関するまとめと展望  
 付録 A) モニタリングに関するアンケート調査結果  
 付録 B) センサ基本原理と関連規格
- 申込方法 申込書に、氏名、連絡先、必要部数を明記して、FAXまたは郵送で学会事務局までお申し込みください。(インターネットでご覧の方は、このページを印刷してご利用下さい)
- 学会事務局 〒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

### 「ガスタービンにおけるモニタリング技術」申込書

(社)日本ガスタービン学会 行  
 FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

氏名			
連絡先			
〒			
TEL		FAX	
	単 価	申込部数	
「ガスタービンにおけるモニタリング技術」	¥6,000		

#### 【事務局への連絡事項】

\*送金方法 (○印をつけて下さい)

(前払い制になっておりますので先にご送金下さい)

- 銀行(第一勧業銀行西新宿支店 普通預金 1703707)
- 郵便振替 (00170-9-179578)
- 現金書留

送金予定日 月 日

\*請求書の発行について

- 要 宛名 ( )
- 不要

\*領収書の発行について

- 要 宛名 ( )
- 不要

本号では「ガスタービン高温部品の保守管理技術」を特集しました。規制緩和と電力自由化が進展し、一層の電力コストの削減が求められる中で、高価な高温部品が短いスパンで寿命管理されているガスタービンの保守コストを低減するためには、ユーザー並びにメーカーの協調がさらに重要になってくることから、電気事業用と産業用ガスタービンについて、ユーザー、メーカーそれぞれのサイドの方に執筆をお願いいたしました。

編集にあたっては、次のような方針で臨みました。

- ・ガスタービン高温部品の保守技術に絞る
- ・事業用大型ガスタービン並びに産業用ガスタービンを対象とする
- ・技術中心の切り口とする
- ・各技術について、技術的な特徴、課題、新技術開発への取り組みについて解説する

また排気再燃方式ではありますが、今日のガス/蒸気複合発電隆盛の礎となった電気事業初の複合発電プラントである坂出1号を巡る回想録を四国電力の元常務でいらした小西氏に随筆として寄稿していただきました。

講義は、7月号に続き「ガスタービンと熱力学」について慶応義塾大学の川口教授に、喫茶室は、高原総合研究所の高原氏に引き続き執筆していただきました。

中部電力株の篠原氏には、研究だよりとして電力技術研究所における研究状況を、川崎重工からは新製品であ

る「20 MW級ガスタービンL20A」についてそれぞれ紹介していただきました。

見聞記は、「The 46th ASME International Gas Turbine & Aeroengine Technical Congress, Exposition & Users Symposium ASME TURBO EXPO 2001」に参加された多数の皆様の協力を得て、展示を含む10セッションについて貴重な情報を提供していただきました。

最後に、9月号の発刊にあたりましてご多忙の折、ご執筆いただきました皆様に心より御礼申し上げます。なお、本号の編集は、伊東委員（株東芝）、真保委員（東京電力株）、横井委員（東邦ガス株）と三巻（財電力中央研究所）4名が担当いたしました。

（三巻 利夫）

〈表紙写真〉

AGTJ-100 A(ムーンライト計画高効率ガスタービン)

説明：本機は100 MW級レヒートガスタービンのパイロットプラントであり、ムーンライト計画（省エネルギー技術の研究開発）の一環として1978年以降10年に渉って行なわれた、複合サイクルプラント熱効率55%(LHV)を実現する為の基礎となる高効率ガスタービンである。現在は日本工業大学の工業技術博物館に保存展示され一般公開されている。  
(提供：日本工業大学工業技術博物館)

だより

♣事務局 ☒ ♣

今年の夏は全国的に猛暑で、日々あがっていく“猛暑、猛暑”の連呼で聞いているだけでも暑くなる毎日でした。

が、ここへきて、東京は日差しは照りつけるものの一時的暑さには到らずいぶん過ごしやすくなってきました。もっともあの7月の暑さに慣らされてしまったのかも知れませんが・・・。

事務局も8月13、14、15日の3日間の夏休みを終え、鋭気を養うには少々短かったのですが、それでも元気にまた、平常の業務に戻りました。

事務局では、夏休みに入る前に年会費未納の方に納入

お願いの葉書をお出しました。お手元に葉書が届いた方で、まだお送りいただいていない方は速やかにお送りくださいますようお願いいたします。

この夏の間にも委員会が開催され、新しい催し（シンポジウム）が企画されています。学会の行事は、10月の秋田での秋季講演会のご案内はじめ、学会賞募集などホームページにも掲載しております。申し込み期日を過ぎてからのお問い合わせなど多いのですが、くれぐれも学会誌の会告、ホームページなどお見逃しなく…。

[A]



本号では「ガスタービン高温部品の保守管理技術」を特集しました。規制緩和と電力自由化が進展し、一層の電力コストの削減が求められる中で、高価な高温部品が短いスパンで寿命管理されているガスタービンの保守コストを低減するためには、ユーザー並びにメーカーの協調がさらに重要になってくることから、電気事業用と産業用ガスタービンについて、ユーザー、メーカーそれぞれのサイドの方に執筆をお願いいたしました。

編集にあたっては、次のような方針で臨みました。

- ・ガスタービン高温部品の保守技術に絞る
- ・事業用大型ガスタービン並びに産業用ガスタービンを対象とする
- ・技術中心の切り口とする
- ・各技術について、技術的な特徴、課題、新技術開発への取り組みについて解説する

また排気再燃方式ではありますが、今日のガス/蒸気複合発電隆盛の礎となった電気事業初の複合発電プラントである坂出1号を巡る回想録を四国電力の元常務でいらした小西氏に随筆として寄稿していただきました。

講義は、7月号に続き「ガスタービンと熱力学」について慶応義塾大学の川口教授に、喫茶室は、高原総合研究所の高原氏に引き続き執筆していただきました。

中部電力株の篠原氏には、研究だよりとして電力技術研究所における研究状況を、川崎重工からは新製品であ

る「20 MW級ガスタービンL20A」についてそれぞれ紹介していただきました。

見聞記は、「The 46th ASME International Gas Turbine & Aeroengine Technical Congress, Exposition & Users Symposium ASME TURBO EXPO 2001」に参加された多数の皆様の協力を得て、展示を含む10セッションについて貴重な情報を提供していただきました。

最後に、9月号の発刊にあたりましてご多忙の折、ご執筆いただきました皆様に心より御礼申し上げます。なお、本号の編集は、伊東委員（株東芝）、真保委員（東京電力株）、横井委員（東邦ガス株）と三巻（財電力中央研究所）4名が担当いたしました。

（三巻 利夫）

〈表紙写真〉

AGTJ-100 A(ムーンライト計画高効率ガスタービン)

説明：本機は100 MW級レヒートガスタービンのパイロットプラントであり、ムーンライト計画（省エネルギー技術の研究開発）の一環として1978年以降10年に渉って行なわれた、複合サイクルプラント熱効率55%(LHV)を実現する為の基礎となる高効率ガスタービンである。現在は日本工業大学の工業技術博物館に保存展示され一般公開されている。  
(提供：日本工業大学工業技術博物館)

だより

♣事務局 ☒ ♣

今年の夏は全国的に猛暑で、日々あがっていく“猛暑、猛暑”の連呼で聞いているだけでも暑くなる毎日でした。

が、ここへきて、東京は日差しは照りつけるものの一時的暑さには到らずいぶん過ごしやすくなってきました。もっともあの7月の暑さに慣らされてしまったのかも知れませんが・・・。

事務局も8月13、14、15日の3日間の夏休みを終え、鋭気を養うには少々短かったのですが、それでも元気にまた、平常の業務に戻りました。

事務局では、夏休みに入る前に年会費未納の方に納入

お願いの葉書をお出しました。お手元に葉書が届いた方で、まだお送りいただいていない方は速やかにお送りくださいますようお願いいたします。

この夏の間にも委員会が開催され、新しい催し（シンポジウム）が企画されています。学会の行事は、10月の秋田での秋季講演会のご案内はじめ、学会賞募集などホームページにも掲載しております。申し込み期日を過ぎてからのお問い合わせなど多いのですが、くれぐれも学会誌の会告、ホームページなどお見逃しなく・・・。

[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  
〒105-0003 東京都港区西新橋1-17-5  
Tel. 03-3508-9061 Fax. 03-3580-9217  
ニッセイエブロ(株) 制作部デジタル編集課  
E-mail: degihen@magical3.egg.or.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.29 No.5 2001.9

発行日 2001年9月20日  
発行所 社団法人日本ガスタービン学会  
編集者 三巻利夫  
発行者 酒井俊道  
〒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)  
〒105-0003 東京都港区西新橋2-5-10  
Tel. 03-3501-5151 Fax. 03-3597-5717

©2001, (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