



ガスタービンカーを夢みての 40 年

岡山理科大学工学部機械工学科 澤田 照夫

1922 年生れの筆者が大阪大学の航空学科を卒業したのは、1945 年 9 月の太平洋戦争が終結した直後であり、大学では航空原動機の講義はあったが、対象はピストン・エンジンで、ジェット・エンジンに関する情報はほとんどなかった。

その後、46 年から 5 年間は中学の教師をしていたが、51 年に大阪府立大学の機械工学科の助手となり、始めた研究がタービン羽根の性能に関係していたことから、ガスタービンとのつながりが生れた。さらに航空工学科の設立を目指す動きのなかで、ジェット・エンジンの勉強を通じてガスタービンへの関心が深くなった。

当時のガスタービンの書籍には英国のものが多く、そのなかに小型ガスタービンに関する著書があり、自動車用についても多くのページが当てられていて興味をそそられた。また同じ頃に読んだソ連の文献の、生産工程の自動化に関する論文の中で、将来のオートメーション化を考えると、ターボ・エンジンはレシプロ・エンジンに比べてはるかに有利であり、このことから大量生産の自動車にはガスタービンが利用されるようになるであろうと述べられていた。これらのことから自動車用ガスタービンに関する資料の収集とともに、なにか関連する実験を行ってみたいと考えた。

1963 年から 1 年間アーヘン工科大学のデットメリング教授のもとで研究することになり、渡欧した。教授の専攻は回転機械とジェット・エンジンであったが、ガスタービン自動車には否定的で、彼の意見はつぎのようなものであった。赤信号で停止しているタービン車は、信号が青に変わってもすぐには発進できず、もたもたしているうちに信号が赤になってしまう。このような意見もあって、当時西ドイツでは車両用ガスタービンは研究の対象になっていなかった。

1964 年になって英国を視察する機会が訪れた

ので、自動車用ガスタービンの開発を進めていたオースチン自動車をマンチェスター郊外に訪問した。オースチンのタービンは並流式の熱交換器を装備しており、出力当たりの重量は比較的大きいエンジンであった。苦勞して訪ねて行ったが、その時には開発研究を中止しており新しい情報は何も得られなかった。スエーデンのボルボ社でも開発が行なわれているとの情報があつて訪ねていったが、ここでの開発は複回転型のトルクコンバーターで、ガスタービン本体ではなかった。

64 年の夏に帰国することになったが、クライスラー社ではすでに実用化に成功したとのニュースが入ったので、アメリカ経由で帰阪することにし、デトロイトに立ち寄った。クライスラーでは開発担当のヒュブナー氏に面会し、さらにタービン車で市街のドライブを経験することができた。走行はスムーズであり、加速もレシプロ車と大差ないように思われた。別れの挨拶のとき、この車は大いに気に入ったが、何時になれば購入できるのか、と尋ねたところ、2 年後には日本でも手にはいるだろう、とのことであった。しかしその後販売されたとのニュースはなく、どうなったのかと気にかかっていた。10 年ぐらいい後だろうか、ガスタービンの国際会議にヒュブナー氏がこられた。早速つかまえて、タービン車はどうなった、と聞いたところ、あれは博物館に行ったよ、との答えが返ってきた。市販に至らなかった理由は、再生器の寿命が一因であったと思われる。

これらのことがあったが、ドイツからの帰国後ガスタービン車の問題の一つである、エンジン・ブレーキに関連する可変ノズル付きのタービンの実験を始めた。ただし、軸流型では製作が難しいので、半径流から試みた。回転羽根における圧力分布の測定も行ない、ノズル角と制動力の関係などが求められた。このころ IHI では 60 馬力の消防用ガスタービン・エンジンの開発に成功していたが、本来の需要が見込より少数であったため、

(平成 5 年 7 月 9 日原稿受付)

これを学生実験用への転用を計画していたので購入することにした。ただし、本来のタービンは1軸であり、自動車用には向かないので、2軸フリー・タービン型で、パワー・タービンには可変ノズルを装着することを希望した。軸流のパワー・タービンは大型のターボチャージャーの転用で可能になったが、可変ノズルは予算内では困難であり、やむをえず固定ノズルとした。この装置によってフリー・タービンの特性は求められたが、可変ノズルでないため得られた結果は平凡な資料に過ぎなかった。なおこのタービンは着火性が悪く始動させるのが一苦勞であった。その後研究の主体がエンジンの排ガスによる大気汚染へと転換していったため、上記の装置は排気の測定に使用され、ガスタービンの排気汚染物に関する資料が得られた。以上のことがらは20年近くも以前のものであり、その後、戦車、バスなどにガスタービンが利用されているとの情報はあったが、乗用車に搭載されたとのニュースは絶えてなかったように思われる。3年程前だったか、東富士でトヨタのタービン車の見学会があり、期待しながら参加した。

見学会ではバスと乗用車が用意され、試乗が行なわれた。ガスタービン駆動のバスはニッサンでも開発しており、何度か試乗の機会があった。乗用車はクライスラー以来であったが、コースは試験場の中であったので、発進、停止などはあまり体験出来なかった。率直に言って、30年前のクライスラー車と大差ないように思われた。エンジンの素材などは大きく進歩しているが、性能的や構造的には類似しているようであった。再生器が不

可欠である小型ガスタービンで、しかも狭いスペースに搭載するとすれば、おのずと各要素の配置は決まってしまう、選択の余地はきわめて少ないのが実情であろう。ただクライスラー社では実用化をめざして、数十台の試験車を製造し、ユーザー・テストまで行なっていたが、トヨタでは実用化へのプログラムは目下のところないようであり、研究的な色彩が濃いように見受けられた。

ピストン・エンジンの代替えエンジンとして、自動車用ガスタービンが注目され、検討されて永年になるが、いまだに実現していない。はたして近い将来に実用化されるのであろうか。

ガスタービンが成功した例は航空原動機としてのターボ・エンジンである。航空機においてはエンジンはほとんどがフルパワーで使用され、部分負荷状態での使用は極めて短時間である。これに対して乗用車では殆どが性能が良くない部分負荷状態で使用される。さらに乗用車の必要馬力はあまり大きくないので、エンジンは小型になり、サイクルの圧力比を高くすることは困難である。低圧力比では排気温度の上昇は避けられないので、燃費を良くするためには再生器が必要であるが、コンパクトな再生器には耐久性など解決を必要とする問題が残っているように思われる。

ガスタービン駆動の乗用車を夢見ているうちに40年近い歳月が過ぎていった。乗用車のエンジンを変換するには、現状の生産設備の変更が必要であり、そのための投資は巨額になることが、夢を妨げている主要な原因かも知れない。

日本ガスタービン学会誌 Vo1.21, No.81 (平成5年6月号) 名誉会員の紹介において澤田照夫先生の御経歴の記載に誤りがありましたので、お詫びして下記のように訂正させていただきます。

昭和20年9月 大阪帝国大学工学部航空学科卒業
昭和26年7月 大阪府立大学
昭和39年11月 大阪府立大学教授
昭和61年3月 退官
昭和61年4月 岡山理科大学教授
現在に至る。

1. まえがき

大型航空機時代を支えている高推力ジェットエンジンの高圧タービン部品は多くの高度技術により製造されているが、その使用環境が極めて厳しいため、使用時間の経過とともに様々な劣化が進行することは避けられない。一方、これら部品は非常に高価であり1枚のタービン翼が数千ドルするものも少なくない。

従って、部品表面に施されている耐熱皮膜や部品本体の劣化・損耗が過度に進行し補修が不可能になる前に、耐熱皮膜の更新を中心とした補修を行うことによって部品寿命を延長し、安全性を確保しつつエンジン整備費用の削減をはかることが民間航空機用高推力エンジンでは必須であり、一般的に行われてきている。しかし、この補修は部品製造時に用いられる特殊かつ高度な技術の一部を必要とするため、エンジンメーカーや極く限られた外国の専門会社により行われるだけであり、日本航空(株)もこれら部品の補修に限っては長年米国に委託してきていた。

当社はこのような補修を専門とする日本最初の企業として1988年4月に日本航空(株)と新日本製鐵(株)との合併により設立され、米国プラットアンドホイットニー(以下P&Wと略す)とジェネラルエレクトリック(GE)の両社から技術供与を受

けて、1990年4月に部分操業を開始、米国連邦航空局(FAA)の部品補修工場としての認定も取得、以後順次補修部品を拡大しつつ今日に至っている。

本稿では当社が既に補修しているまたは近く補修を開始しようとしている部品の補修技術について概説する。

2. 補修部品とその材質・耐熱皮膜

当社が補修対象としている部品は表1に示すように、大型民間航空機の大部分に現在使用されている代表的な高推力エンジンの高圧タービン部品であり、具体的には、

- 1) 第1および第2段ダクトセグメント(アウターエアシール)
- 2) 第1および第2段ベーン(静翼)
- 3) 第1および第2段ブレード(動翼)

の6品目である。勿論、同一品目でもエンジン機種毎にその構造、形状、耐熱皮膜の種類は相当異なっている。これら部品は燃焼室直後に位置しており表2にその例を示すように極めて厳しい使用環境にさらされるため、エンジン部品の中でも最も損耗しやすい部分である。これらの損耗がエンジンの分解整備を決定する大きな要因の一つと言える。

表1 補修対象エンジン

エンジン機種	製作メーカー	最大離陸推力(ト)	日本航空搭載機	日本航空導入時期
JT9D-7A	P&W	22	B747-100, 200	1970
-59A	P&W	23	DC10-40	1975
-7Q	P&W	24	B747-200	1978
-7R4G2	P&W	25	B747-200, 300	1983
-7R4D	P&W	22	B767	1985
CF6-80C2	GE	23-27	B747-400	1989
PW4000	P&W	23-34	MD11	1993

(平成5年7月9日原稿受付)

表2 高圧タービン部品の使用環境

燃焼ガス	*燃焼室出口最高温度 1220-1460℃ *圧力比 22-30 *毎時約3トン(巡航時)消費される燃料ケロシン中の微量有害成分 *毎時150トン(巡航時)程度も使用される燃焼空気中の酸素、粉塵、火山灰、海水成分
温度変化	*アイドル-離陸-巡航-降下-着陸の激しい急熱・急冷の繰り返し
温度勾配	*冷却空気の通る内部と燃焼ガスに触れる外部表面との大きな温度差
回転(ブレード)	*8000-10000 rpmによるモーメント *ダクトセグメントとの接触

従って、これらの部品を軽量に保ちつつ大きな耐久性を確保するために様々な工夫がその構造、材質、組織、冷却方法、耐熱皮膜などになされている。表3に現在使用されている代表的な材質と耐熱皮膜などを示す。

各部品が受ける応力、熱負荷などに応じて各種の超合金が選択され、複雑な内部構造を持った部品が精巧な精密鑄造技術と凝固組織制御技術により作られ、機械加工および冷却空気孔の孔明け加工がなされる。その上で、表3に見られるような各種の耐熱皮膜や熱遮蔽皮膜が施される。

耐熱皮膜には高い濃度のアルミニウムが合金元素として含まれており、エンジン使用中に生じる耐高温酸化特性の優れたアルミナ皮膜が熱・機械的応力により割れて剝離してもすぐに新しいアル

ミナ皮膜が生成し翼母材を保護するようになっていく。もちろん耐硫化腐食性や耐磨耗性なども考慮されている。特に高温になる部品の一部には母材温度の上昇を極力抑えるために熱遮蔽皮膜が適用されている。翼内部にもアルミナイド皮膜が施されているのが一般的である。これらの皮膜の種類もその形成方法も前出の表3に見られるように多様であるが、大きくは積層皮膜と拡散皮膜に分けられる。図1に模式的に代表的な皮膜構造を示した。

3. 部品の劣化と補修

このように高度技術を集めて製造される部品であるが、前出の表2のような使用環境にあるため数千時間も使用されると様々な劣化・損耗が現れ始める。航空会社ではその進行を

表3 高圧タービン部品の代表的な材質と耐熱皮膜

部品	材質と合金例	凝固組織	耐熱皮膜	耐熱皮膜の形成方法
カトセグメント	Co基超合金 (MAR-M509, N5)	多結晶 単結晶	殆どは特になし; 一部機種で準傾斜機能皮膜	準傾斜機能皮膜はAPPS
ベーン	Co基超合金 (MAR-M509, X-45) Ni基超合金 (Rene80, B1900)	多結晶 1方向凝固 単結晶	Ni(Co)-Aluminide M(Ni, Co)CrAlY M(Ni, Co)CrAlY + ZrO ₂	PACK or CVD LPPS or EB-PVD LPPS + APPS or EB-PVD
ブレード	Ni基超合金 (MAR-M200+Hf, B1900+Hf, Rene 142)	1方向凝固 単結晶	NiCoCrAlY NiCoCrAlY + ZrO ₂ Ni-Aluminide Ni-Al + Pt-Aluminide	LPPS or EB-PVD LPPS + APPS or EB-PVD PACK or CVD Pt Plating + PACK or CVD

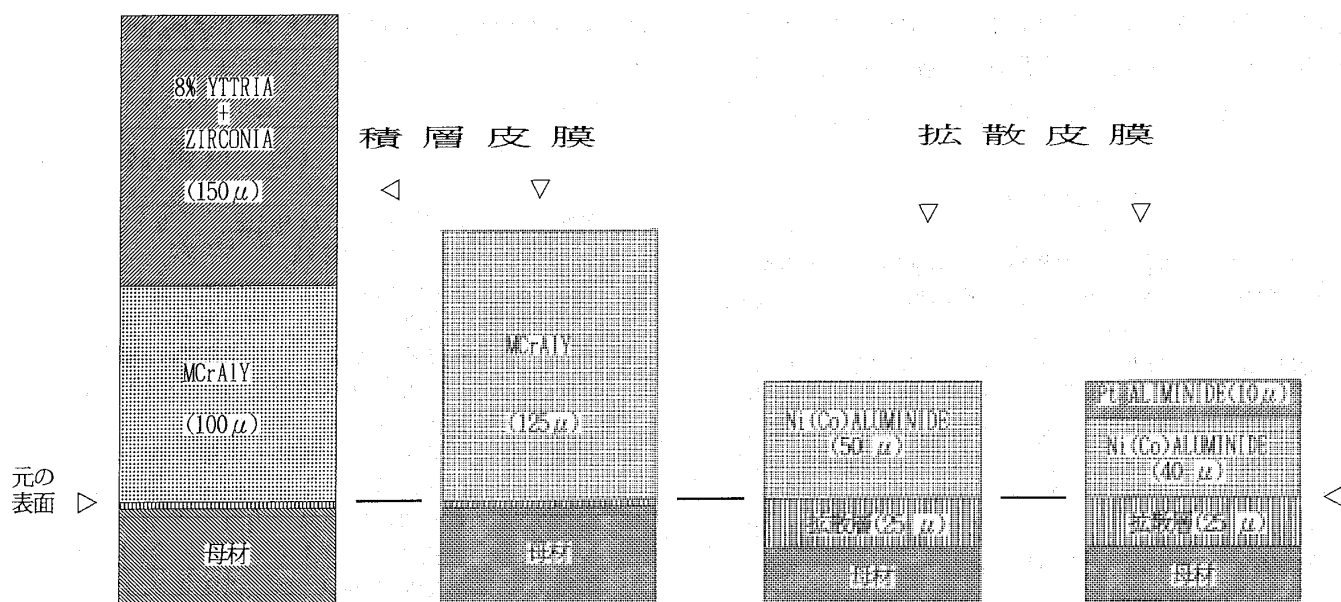


図1 代表的な耐熱皮膜の模式図

1) 地上での点検・検査を中心としたモニター
(一定時間毎の内視鏡によるタービン翼の観察を含む)

2) 飛行中のエンジン運転性能モニター
を通じて把握し、必要と判断された場合にはエンジンを機体より取卸して分解整備を実施する。取り外された高圧タービンモジュールはその状態を確認の上、必要な場合モジュールは個々の部品単位にまで分解される。分解された部品はそれぞれ基準に従って、(1)引き続き使用できるもの、(2)補修の必要なもの、(3)廃棄しなければならないものに仕分けられるが、(2)および(3)に分類された部品にはその程度は様々であるが表4に示すような劣化・損耗が見られる。ここで耐熱皮膜の劣化と言うのは、(1)合金成分系の変化、(2)厚みの減少、(3)しわや亀裂の発生・進展、(4)部分的な剝離、等を指しており、この劣化した皮膜の更新が補修の主目的となる。

補修の必要な部品は、当社でさらにこれらの劣化・損耗度合いを詳細に検査し、それぞれの部品毎に決められたきめ細かい基準に従い補修が可能か否かの受入れ検査を経て表5に示した補修工程により補修される。ここに示された工程は極めて簡略化されているが、実際にはベーン・ブレードでは40~50工程にも及び、その順序も部品毎に異なり、ブレードの先端のみを補修する部分補修なども行われる。

また、部品毎に耐熱皮膜を更新できる回数も定められており、1回しか出来ないものや無制限に出来るものなどがある。無制限に出来ると言っても回数が増えれば部品本体の損耗が補修可能基準を越える可能性が高くなってきて、現実的には3~4回程度が限界である。それでも補修価格が一般的には新品価格の1/4~1/2であることを考えるとこの補修はエンジン整備費用の削減に大きく寄与していると言える。

4. 主な補修技術

4.1 旧皮膜の除去

劣化した旧皮膜を完全に除去するために塩酸系や硝酸系などの強酸浴に部品を浸漬し、皮膜と母材の溶解速度差を利用して皮膜のみを溶解するが、皮膜種類・母材材質に応じて母材への悪影響(粒界腐食、孔食、減肉)が出ないように、かつ効率

表4 高圧タービン部品の劣化・損耗

部品	主な劣化・損耗
外セグメント ベーン	表面の磨耗、焼損、亀裂 耐熱皮膜の劣化、翼面および翼端部の亀裂、湾曲・振じれ、翼端部の磨耗・焼損
ブレード	耐熱皮膜の劣化、翼先端部の磨耗・亀裂、翼面の微細亀裂、翼内部への粉塵堆積、伸び変形

表5 ベーン・ブレードの主な補修工程

ベーン	ブレード
受入検査 (目視、寸法、蛍光探傷)	受入検査 (目視、寸法、蛍光探傷、 X線)
↓	↓
変形修正	旧皮膜の除去
↓	↓
旧皮膜の除去	翼内部の化学的洗浄
↓	↓
亀裂・溶損部の溶接	翼先端亀裂の機械的除去
↓	↓
亀裂の拡散接合	翼先端溶接又は溶射肉盛
↓	↓
溶接・接合部のブレード	肉盛部のブレード
↓	↓
冷却空気孔の再穿孔	耐熱皮膜の更新
↓	↓
耐熱皮膜の更新	皮膜表面仕上げ
↓	↓
バッフル溶接	析出硬化処理
↓	↓
完成検査 (目視、寸法、蛍光探傷、 空気流量)	完成検査 (目視、寸法、蛍光探傷、 空気流量、X線)

的な除去が行えるように酸の種類、浴温度、浸漬時間、攪拌方法などを選択する必要がある。

また、翼内部やブレードのルート部のように旧皮膜を除去すべきでない部分があり、皮膜の除去時の適切かつ効果的なマスキング技術が重要である。

4.2 変形の修正

ベーンの場合、使用中に湾曲、振じれなどの変形をおこす場合が少なくない。特に、翼面の変形はエンジンの燃料消費率に重大な影響を及ぼすので修正が必要である。このために部品のみならず上下の金型も加熱して部品をプレスする方法や後

述する液相拡散接合により翼面に肉盛りするなどの技術が用いられる。

4.3 内部洗浄

ブレードの内部は部品強度を保ちつつ効果的な冷却を行うために非常に複雑な構造となっている。冷却空気中に含まれる粉塵などがこの複雑な空気流路の一部に堆積して設計空気流量が流れなくなる、ひどい場合には部分的な閉塞を起こすなどの現象が起きる。そのため、これらの堆積物を取り除くことはブレードの補修の重要な項目となっている。

内部に施されているアルミナイド皮膜を破壊することなくこのような堆積物を取り除くために、アルカリ性の高温・高圧溶液でこれらを膨潤させルート部から高圧水を通して取り除く方法⁽¹⁾などが用いられている。

4.4 溶接

補修工程で TIG 溶接の役割は大きい。主な溶接作業には以下のようなものがある。

- 1) ダクトセグメントの亀裂の溶接補修
- 2) ベーンのバットレス部（翼端部）の亀裂・焼損の溶接補修
- 3) ベーンの内部に冷却空気を導入するためのバッフルの溶接
- 4) ブレード先端部の亀裂の溶接補修
- 5) ブレード先端部への肉盛り溶接

いずれも高度の技量を要する作業であるが、特にバッフルの溶接は狭隘な部分への薄肉部品の取り付け作業であり、またブレード先端への溶接は母材組織を損なわぬよう細心の注意が必要であり入力を極力押さえるために低電流交流 TIG など用いられる。CF 6-80 C 2 のブレードには難溶接材とされる 1 方向凝固の Rene 142 が使用されており、この溶接は SWET と呼ばれるブレード先端をアルゴン雰囲気中で 900°C 以上にも加熱した状態で行う手法が取られている。

これらの溶接は長年の経験が必要であり、一般的な TIG 溶接資格を持った溶接士でも、スクラップ部品を用いて相当数の訓練を積んで初めて実部品の溶接が可能となる。最近は画像処理装置と連動させた種々の自動溶接機が開発されているが補修の世界では多種類の部品・位置の溶接が求められるため、当社では未だ導入に到っていない。

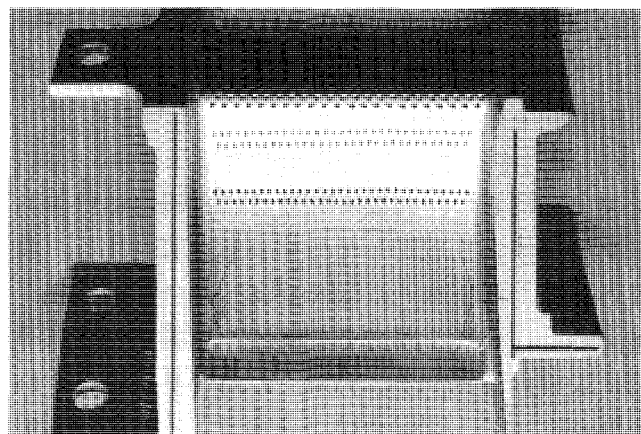


写真1 数千時間使用後のベーンの亀裂

4.5 拡散接合

ベーンには使用中に写真1にその例を示すように翼面やバットレス部に数多くの微細な亀裂が生ずる。この亀裂を溶接により修復することは実際問題として困難であり、TURBOFIX™ (P&W) あるいは ADH(GE)⁽²⁾ と呼ばれる液相拡散接合法により修復される。

この方法はいくつかの工程から構成される。即ち、

- 1) 亀裂の中にある酸化物、硫化物などの水素または弗化水素ガスによる高温還元
- 2) 高真空下での加熱による真空洗浄
- 3) 亀裂表面への接合材の塗布（接合材は母材と同様成分の合金粉末と微量のボロンを含む合金粉末を混練したもの）
- 4) 亀裂内部への接合材の溶かし込み（顕著な融点降下剤であるボロンの作用により接合材が溶融して亀裂内部に母材の一部を溶融しながら溶け込んで行く）
- 5) 拡散熱処理による接合組織の均一化（ボロンの拡散による接合材融点の上昇および接合材と母材の組織の均一化）

などの工程を経て母材との境界が見分け難いほどの良好な接合が得られる。

この方法の特徴は、(1)一度に多数の部品を処理出来る、(2)母材とほぼ同等の強度をもった接合が出来る、(3)母材と類似の金属組織が得られる、(4)溶接と異なり割れ・変形を生じない、などである。冷却空気孔の周りに亀裂がある場合には冷却孔もこの方法で埋めてしまい、後述するように再穿孔することが普通に行われる。

4.6 溶射肉盛

ブレードはダクトセグメントと接触回転し両方が磨耗する。ブレード先端の磨耗面が平面研削盤で取り除かれたあと、前述の溶接肉盛か LPPS(減圧プラズマ溶射)により 1~2 mm 肉盛される。ダクトセグメントの磨耗面も堅型旋盤で除去された後 LPPS で同様に肉盛される。

LPPS の特徴については種々報告されているが⁽³⁾、真空チャンバー内で移行アークによる部品表面の洗浄と大出力プラズマガンによる高速溶射が可能であることから、(1)界面と皮膜が清浄である、(2)高密度の皮膜が得られる、(3)厚肉の皮膜が容易に得られる、などから高品質の皮膜が求められるタービン部品の肉盛法として有効な手段である。

写真 2 にダクトセグメントを 3 枚同時に溶射している状況を示しているが、このようにして溶射された MAR-M 509 皮膜の気孔率を母材のそれを 0% として密度から計算すると、溶射まま材で 1%、拡散熱処理後には 0.5% の気孔率の皮膜が容易に得られることが判っている。

当社では LPPS を耐熱皮膜の形成にも使用し処理枚数が多いことから、自動部品挿入装置付きの 2 ステイニング (部品把持機構) タイプを採用し、連動自動溶射を行っており、1 シフト体制で年間 1 万枚弱の溶射が可能である。

ベーンのバットレス部にあるフランジの一部には使用中に磨耗する部分があり、APPS(大気溶射)によりクロムまたはタングステンカーバイド系の耐磨耗皮膜を肉盛して補修する。

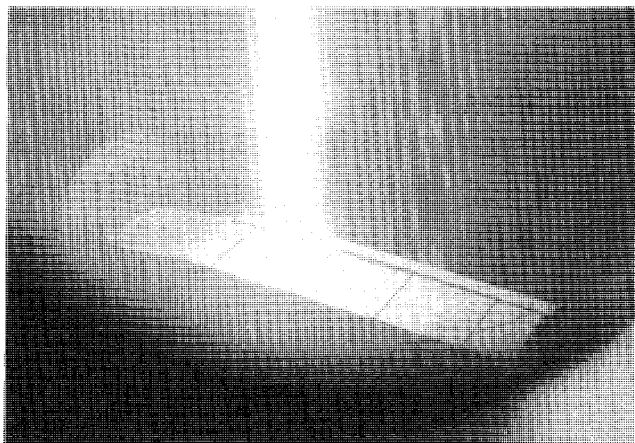


写真 2 LPPS によるダクトセグメントの溶射状況

4.7 ブレンディング

旧皮膜除去工程でマスキングされた部分の残存耐熱皮膜の除去、溶接された部分の仕上げ、液相拡散接合部位の仕上げ、など作業者の熟練と勘に頼らざるを得ない手作業が極めて重要である。いずれの作業も 3 次元の複雑な曲面を母材を削ることなく仕上げねばならず、目的に応じて、ベルトグラインダー・圧縮空気駆動の各種形状の回転研削砥石・超硬ロータリーバー・歯科医用穿孔刃物など数多くの道具を使い分ける必要がある。当社で使用している回転刃物だけでも 20 種類以上に上る。写真 3 に見られるように拡大鏡を使った作業も必要である。

ブレード先端や拡散接合材で覆われたベーンのリーディングエッジなど元々の曲面が作業者に見えない部分の作業は特に注意を要する。母材の最小肉厚が 0.5~1 mm しかない部分での僅かな削り過ぎは、作業ミスによる高価な部品の廃棄に直結する。一方、ほとんど全部品でこの種作業があるため効率化も追究せねばならない。少なくとも荒削りはロボット化したいと考えているが、補修部品は各々微妙に寸法も異なっており実現にはなお時間を要しそうである。

4.8 レーザ穿孔

補修過程で溶接や拡散接合により埋められた冷却空気孔は穿孔しなおさねばならない。特に拡散接合が亀裂補修の大勢を占めている今日では多くの冷却孔が埋められるため、効率的な穿孔が必須である。

当初、当社では放電加工機による穿孔を行って

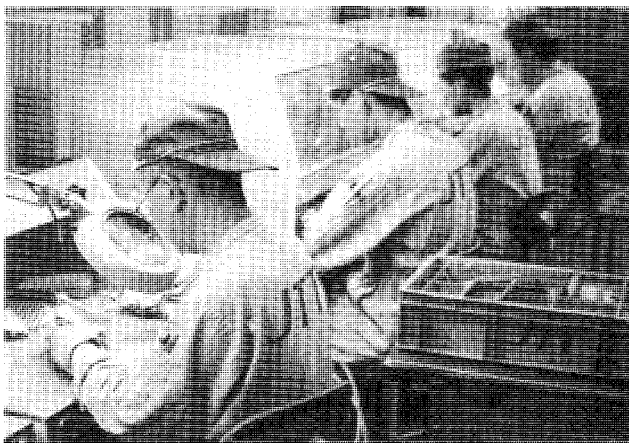


写真 3 ブレンディング作業状況

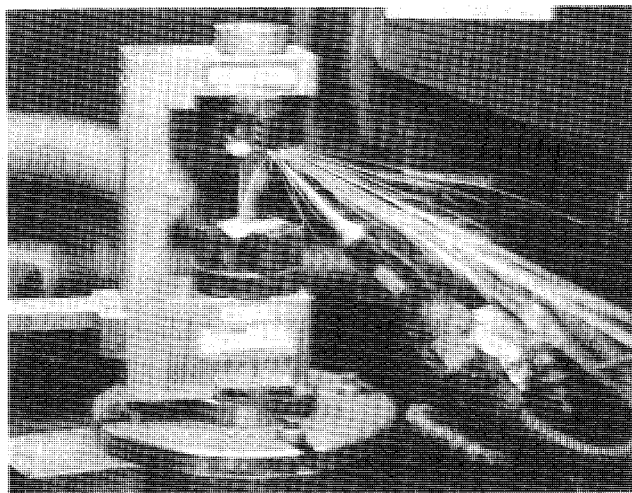


写真4 レーザ穿孔作業状況

いたが、材料が放電加工にとっても難加工材であり、加工された孔近傍の品質基準を満たすためには1列の穿孔に15~30分も要すること、かつ各孔列毎に治具を交換せねばならないことなどから作業量の増大に対応出来なくなり、レーザ穿孔機を導入した。

最大ピーク出力20KW、パルスエネルギー最大50ジュールのYAGレーザであり、1~2秒/孔の速度で穿孔が可能である。部品は部品毎の専用治具にセットされ、X-Yの2軸移動に加え360度の水平回転が可能となっている。レーザヘッドもまたZ軸移動と垂直回転が可能となっており、CNC制御により全ての穿孔が自動運転により可能である。レーザ穿孔作業状況を写真4に示した。

加工された孔の品質は放電加工に比し若干劣るが、十分基準を満足するものである。放電加工では穿孔しえないセラミック皮膜もレーザでは容易に加工出来る。しかし、レーザの導入によっても放電加工の重要性はいささかも減じてはいない。レーザによって所定サイズに穿孔されなかった孔や極く一部の孔しか埋められなかった部品の穿孔に不可欠であり、グラファイト電極による各種型彫り作業も定期的に行われている。

4.9 耐熱皮膜の更新

4.9.1 アルミナイド皮膜

1960年代から実用化されている代表的な耐熱皮膜でありNi-AlまたはCo-Alの金属間化合物が中心成分の皮膜であるが、皮膜の種類によってCr, Siなどが少量含まれている場合もある。

皮膜の形成方法としてはパックコーティング法が最も一般的であり、当社でもこの方法で5種類ほどのアルミナイド皮膜を更新している。この方法は、

- 1) 部品を Al_2O_3 , Alを中心とした金属粉、活性材と呼ぶ NH_4Cl の混合粉の入った金属製の容器に埋め込み、
- 2) Arまたは水素雰囲気炉でこの容器を加熱することによって、 AlCl_3 ガスを発生させ、Alを部品表面に蒸着させつつ、
- 3) 引き続き加熱することにより蒸着したAlの部品内部への拡散または部品内部からのNiの表面への拡散によってNi-Al層を形成する、

ことからなっている。このパックコーティングでもマスキング技術が重要であり、皮膜を付けてはならない部分に特殊な高温マスキング材を塗布して保護する必要がある。

アルミナイド皮膜を作る方法としては他に、複雑なブレード内部への均一なコーティングのために混合粉の上に部品を置いて発生ガスを内部に導入する方法や、いわゆるCVD法などが実用化されているが当社では保有しておらず今後の検討課題である。

最近、GEのCF6-80C2のブレードでプラチナ・アルミナイド皮膜が使われるようになった。予め、ブレード表面にプラチナをメッキしておき、その上にパックコーティングなどを施し、表面に Pt-Al_2 、その下にNi-Al相を形成して耐高温酸化性を強めた皮膜という⁽⁴⁾。この皮膜も1970年代から実用化されていたが大型エンジンで実用に供されたことは注目される。当社でも補修方法を確立すべく準備中である。

4.9.2 MCrAlY 皮膜

もう一つの代表的な耐熱皮膜がMCrAlYである。MはNi, Coあるいはこの両者を含むもので、P&Wが使用している以下の2種類の皮膜が良く知られている⁽⁵⁾。

EB-PVD 皮膜:

Ni-23 Co-18 Cr-13 Al-0.3 Y

LPPS 皮膜:

Ni-22 Co-18 Cr-12 Al-0.4 Y
-0.7 Hf-0.6 Si

Al 濃度はアルミナイド皮膜に比し少ないが優れた延性、耐高温酸化、耐磨耗特性を備え母材との密着性も良く後述するジルコニア皮膜のボンドコートとしても用いられる。

EB-PVD (エレクトロンビームを熱源とした物理的蒸着法) 皮膜は 1970 年代から使用され始めており、成膜速度は遅いものの高真空下での蒸着のため非常に清浄な皮膜が得られ、1000°C 近い予熱により界面品質も優れている⁽⁶⁾。最大の問題は生産性を確保するためには大型の設備でなければならず、設備が極めて高価なことである。また蒸気圧の著しく低い成分 (例えば Hf) を他成分と同じように蒸着させることが難しいと言われている。

一方、LPPS は EB-PVD に比べれば安価であり、前述のような特徴に加え、任意の成分系の皮膜が得られることから 1980 年代から盛んに用いられ始めた。この皮膜には生成したアルミナの剝離を防止するのに顕著な効果のある Hf と Si が含まれており、高温寿命が EB-PVD 皮膜の 2 倍以上あると言われる⁽⁵⁾。

これらのことから P&W 社は従来 EB-PVD で製造していたブレードの LPPS 皮膜化を進めており、最新の PW 4000 エンジンでは最初からこの LPPS 皮膜で製造している。

当社は前述のように LPPS を保有し LPPS 皮膜による補修を行っている。母材との界面性状、皮膜組織、膜厚制御が重要であり当社では部品別にあらゆる溶射パラメーターを計算機制御して、品質変動のない皮膜を得ている。勿論溶射前の前処理、溶射後の皮膜の仕上げも品質確保の上で重要である。写真 5 に溶射されたブレードの切断面を皮膜のみエッチングして示した。

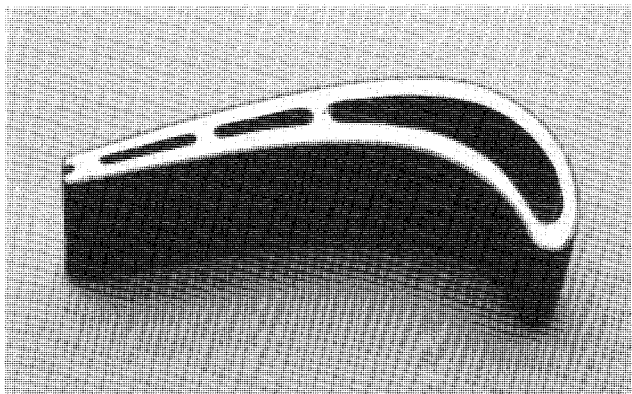


写真 5 LPPS 溶射されたブレード断面

4.9.3 ジルコニア皮膜

125 μm 程度の皮膜でタービン翼母材表面温度を 30~130°C も低下出来るということで、8% 程度のイットリアを含む部分安定化ジルコニア皮膜が特定部品に熱遮蔽皮膜として採用されている。

ジルコニア皮膜は従来 APPS によって形成されてきており、当社もこの方法で補修しているが、最近 P&W により EB-PVD による皮膜がその優れた特性からベーンはもとよりブレードにも採用され始めた⁽⁷⁾。

エレクトロンビームでジルコニアを蒸発させ、微量の酸素を導入して化学量論比を保ちつつ、高温に予熱した部品に蒸着させることにより、柱状晶のジルコニア皮膜が形成出来るという。この柱状晶が急熱・急冷で生じる応力を吸収してブレードでも安心して使用出来ると言われている。最近 GE もまた大型の開発用 EB-PVD を導入し、新世代の熱遮蔽皮膜を開発中といわれ⁽⁸⁾、ますます高温化する燃焼ガス温度対策の一つとして注目される。

5. 検査と品質保証

先にベーン・ブレードの補修は 40~50 工程必要であることを述べたが、このうち 1/4~1/3 は様々な検査工程である。受入れ検査の後、工程の進捗とともにそれまでの作業の出来具合を工程検査で調べながら補修を進めて行く。特に、後工程で隠されてしまうような欠陥 (例えば耐熱皮膜の形成前における微細表面欠陥など) については注意を要する。もちろん出荷前の完成検査が入念に行われることは言うまでもない。

目視や各種のゲージを使った形状・寸法検査の他に以下のような各種検査手法が用いられる。

- 1) 蛍光探傷——表面亀裂、傷
- 2) X線——内部亀裂、異物、肉厚
- 3) 超音波——肉厚、界面異常
- 4) 空気流量——冷却空気流量
- 5) 水流——冷却空気孔の閉塞
- 6) 内視鏡——内部の異物、汚れ、亀裂

これらの手法によっても検査しえない品質 (例えばバックコーティング皮膜、溶射皮膜、各種熱処理など) の確認は各処理ロット毎にスクラップ部品などを用いてサンプルを挿入し、それを切断調査することによって行っている。

エンジンの心臓部に使われる部品であるため、これら部品の補修はエンジンメーカーから補修資格を取得する必要がある、また米国など航空局の認可も必要であるが、これらの厳重な審査に合格するためには、技術的に品質基準を満足するだけでなく、厳密な検査・品質保証体制の確立とその体制が守られていることが必須条件である。

6. おわりに

部分操業を開始してから既に3年余り、日本航空JT9Dエンジンの大部分に当社の補修した部品が使用されており、海外航空会社の部品の受託も始まっている。これまで全く無事故であり、一部当社が補修した部品が数千時間の使用後再補修のため帰って来はじめているが、使用成績は全く問題ない。これら部品の使用成績や劣化・損耗の度合いを今後ともトレースして、さらに補修技術の向上・合理化を計って行きたい。

最後に、本稿の記述にあたり日本航空㈱および新日本製鐵㈱からデータの一部を提供していただいたことに謝意を表する。

参考文献

- (1) U. S. Patent 4,439,241 (Filed Mar. 1, 1982)
- (2) Demo, W. A. et al, Advanced Materials and Processes, 3/92 (1992), 43-5
- (3) Takeda, K. et al, Pure & Appl. Chem., 62-9 (1990), 1773-82
- (4) Smith, J. S. et al, Amer. Soc. of Mech. Engineers, 90-GT-319 (1990), 1-10
- (5) U. S. Patent 4,585,481 (Filed Aug. 22, 1983)
- (6) Laemmermann, H. et al, 1991 Yokohama Int. Gas Turbine Congress, II 269-281
- (7) Meier, S. M. et al, Amer. Soc. of Mech. Engineers, 92-GT-203 (1992) 1-9
- (8) Maricocchi, T. F. et al, Leading Edge, Spring 1992, 13-17



論説・解説 航空用ガスタービンへのセラミック軸受の適用

石川島播磨重工業株式会社 松 浦 厚 志
石川島播磨重工業株式会社 増 本 雄 治

1. はじめに

航空用ガスタービンにおいては、その軽量化、高性能化に伴い、その構成要素である軸受（主にころがり軸受が使用される）に対してもより過酷な作動条件が要求されつつあり、軸受を始めとする機械要素がエンジンの進歩の足枷になるような事態が起こり始めている。

例を挙げると、極超音速機用エンジンでは冷却のための入口空気そのものが高温であるため、軸受に対しても 300℃を越えるような条件下での使用が要求されている。

一方、軸受の高速化もエンジンの大型化や高性能化に伴って進んでおり、内輪の円周方向応力や転動体の公転による遠心力等が、金属製軸受の限界に近づいてきている。

また、エンジンにおいては軽量化のためにチタンに代表される軽量金属や FRP 等の複合材が非常に広範囲に使用されているが、軸受は依然重たい軸受鋼でできており、全体の軽量化を妨げている。

以上のような状況より、軸受鋼に替わる軸受材料として耐熱性に優れかつ比重が軸受鋼の 40% 程であるセラミック材に注目が集まり、軸受メーカー、材料メーカー各社をはじめ、ユーザーであるエンジンメーカーも加わって盛んにセラミック軸受の研究・開発が進められてきた。

ここでは、航空用ガスタービンの軸受への適用のために実施されてきた研究開発の状況をまとめる。

2. セラミック軸受の特長

セラミック材を軸受に適用する利点は、軽いことや硬いことだけではなく、他の材料に較べ優れた特長を持っているからである。

代表的なセラミック材と軸受鋼の主要な特性をそれぞれ表 1 に示す。

比重、曲げ強度等を総合的に判断し、窒化珪素が軸受用のセラミック材として採用されている。

窒化珪素を転動体に使用した場合、損傷形態が割れではなく、軸受鋼と同様な剝離の形態を示すことも窒化珪素採用の一つの大きな理由である。

表 1 各種セラミック材と軸受鋼の材料特性

	窒化珪素 (Si ₃ N ₄)	炭化珪素 (SiC)	アルミナ (Al ₂ O ₃)	ジルコニア (ZrO ₂)	軸受鋼 (SUJ2)
密度 g/cm ³	3.2	3.1	3.9	5.8	7.8
線膨脹係数 x10 ⁻⁶ 1/℃	3.2	4.5	7.5	10.0	12.5
縦弾性係数 GPa	3.1	4.2	3.9	2.1	2.1
硬 度 Hv	1800	2000	2000	1400	800
曲げ強度 MPa	1000	500	400	1000	——
破壊靱性 MPa・m ^{1/2}	7	4	4	8	20

(平成 5 年 7 月 16 日原稿受付)

代表的な特長（長所・短所）を以下に記す。

(1) 軽い

セラミック材は鉄系材料の40%程度の比重であるため、重量そのものの軽さのみならず、高速で公転する部分に使用した場合その遠心力が低減できる。

DN 値(D: 軸径 mm, N: 軸回転数 rpm)が200万を越えるような高速軸受の場合、転動体の遠心力による荷重が軸受荷重全体の70%を越えるような例もあり、転動体の軽量化による遠心力の低減は非常に効果が大きく、寿命延長にとどまらず、軸受の大きさの縮小、さらなる高速化も可能となる。

(2) 耐磨耗性がある。

ビッカース硬さは金属が800程度であるのに対し、セラミック材は1800程度とはるかに硬い。外部より侵入するゴミ等による傷や磨耗を起こしにくいのみならず、高速の軸受で問題になるスキッピングによる損傷も起こしにくい。

(3) 発熱量が低い

セラミック材の縦弾性係数は軸受鋼の1.5倍であるため、同じ設計ならば接触楕円が小さくなるため、転動体と軌道輪のスピン滑りが小さくなる。また、セラミック材が軽いために転動体のジャイロ滑りも小さくなり発熱量が小さくなる。

ただし、高速回転する軸受の場合、供給する潤滑油の量が多い状態では、潤滑油を攪拌することによる発熱量が大半を占めるため、滑りが小さいことによる発熱量の違いはほとんど分からないが、給油量が小さい領域では、セラミック材の特性が発揮される。

(4) 線膨張係数が小さい

セラミック材の線膨張係数は軸受鋼の4分の1程度である。このことは、長所でもあり短所でもある。

長所としては、転動体のみにセラミック材を採用する場合は、その線膨張係数の小ささが利点となっている。金属製軸受の場合、給油量を少なくしていった場合、急激な温度上昇のために焼き付きの発生が懸念されるが、セラミック転動体を使用した軸受の場合、急激な温度上昇の際にもその線膨張係数の小ささのために、内部隙間が減少することがないため、焼き付きには至らない。

逆に短所としては、セラミック材を軌道輪に使用する場合、通常、回転する軌道輪は軸またはハウジングに締めりばめにより固定をして使用する。常温から200℃程度の範囲で適度な締めりしろを保つようなハメアイに設計すると、軸の材料またはハウジングの材料との線膨張係数の違いにより、ハメアイによる軌道輪の円周応力が過大となり、セラミック軌道輪が割損してしまう。

(5) 破壊靱性が小さい

セラミック材の破壊靱性は軸受鋼の3分の1程度であり、欠陥に対する感受性が高いため、軸受鋼の場合よりも、さらに小さな欠陥まで非破壊検査等により検知する必要がある。

3. セラミック軸受技術の現状

(1) 軸受強度

セラミック軸受の強度を従来の金属製軸受と比較するために、通常、ボールと平板円盤を組み合わせた基礎寿命試験と実際の軸受にしたときの軸受寿命試験の2種類の試験が行われる。

基礎寿命試験の結果によると、軸受鋼(M 50 材)どおしの寿命データが最も低寿命側にあって全ての試験片が破損している。軸受鋼(M 50 材)とセラミック窒化珪素材の組み合わせが最も長寿命になっている。セラミック窒化珪素材どおしは大半が破壊しなかったものの幾つかが軸受鋼(M 50 材)とほぼ同じ寿命を示していることから、セラミック窒化珪素材は軸受鋼(M 50 材)には劣らないものと判断できる。

軸受寿命試験の結果によると、軌道輪は軸受鋼(M 50 材)で転動体のみセラミック材としたセラミックハイブリッド軸受の試験結果は、金属製軸受(M 50 材)の試験結果とほぼ同じ寿命を示している。したがって、セラミックハイブリッド軸受は金属製軸受(M 50 材)とほぼ同等として扱ってよいと考えられる。

(2) 軸受形状

セラミック軸受を採用する場合、軸受取り付け部周辺の材料と線膨張係数が異なるため(表1参照)、温度変化に特別な注意が必要である。特に、軸受の軌道輪をセラミック材とする場合、軸やハウジングとのハメアイが大きな問題となる。軸と内輪のハメアイでは、組み立て時に締めりしろを必要とする上、温度上昇に伴う軸の膨張および回転

による遠心力によりセラミック材の内輪が高い引張りの円周方向応力を受ける。軸と内輪のハメアイは軸受の疲労寿命に大きく影響するばかりでなく、高い円周方向応力のため割損してしまうこともあるため、この影響を緩和させるために様々な工夫や試みが行われている。例えば、ハメアイ部の軸にスプライン溝を設ける方策や熱膨張差を緩和させるための傾斜機能材を組み込む方策などがそれである。しかしながら、実用度の高い方策は未だに見いだされていないのが現状である。

(3) 潤滑

DN 値 210 万までの高速回転試験の報告では、セラミック軸受の温度上昇は金属製軸受 (M 50 材) より低くなっている。このような温度変化はセラミック軸受の潤滑特性や軸受性能に好影響を及ぼす。

軸受材料の潤滑特性を比較するためにグリースを用いた速度試験が行われており、ボールのみをセラミック材にしたセラミックハイブリッド軸受は従来の金属製軸受より軸受の温度上昇が低く、はるかに高い速度まで使用できることがわかっている。同様に寿命試験を行った結果では、普通の潤滑油においては軸受材料の寿命にほとんど影響が出ていないが、油膜形成能力の劣る低粘度油になるとセラミック軸受への影響は少ないのに対し、金属製軸受の寿命は大幅に減少している。グリース潤滑や無潤滑でもセラミック軸受は金属製軸受よりはるかに寿命が長い。これらの結果から、潤滑状態が悪いときほどセラミック軸受の金属製軸受に対する優位性の出ていることがわかる。このことは何等かの要因によって軸受や潤滑油の温度が上がったり油量が低下あるいは一時的に停止するといった不慮の事態に対しセラミック軸受は金属性軸受より耐久性に優れていることを示唆している。

(4) スキッピング

航空用ガスタービンの主軸受においては、以下に示す様な理由でスキッピングは高速化を阻む大きな障害となっている。

主にローターのスラスト荷重を受け持つ玉軸受の場合、エンジン内の各圧力部屋の圧力差およびコンプレッサーやタービンの空力荷重が主たる荷重となっているため、各回転域において荷重が

様々に変動することとなる。従って、全回転域に渡ってスキッピングを起こさない荷重を確保して、かつ最大荷重を寿命的に許容できる荷重以下に収めることは、非常に困難である。玉軸受の場合は機構的にスキッピングを起こさないようにすることは、軸受にバネ等で与圧を掛けることしか方法が無く、主軸受で与圧を掛けるためには複列にする必要があり、重量が数倍にもなってしまうため非現実的である。従って材料の耐スキッピング特性の向上は非常に重要であり、耐磨耗性のあるセラミック材はその代表格である。

また、コロ軸受の場合も、作用する荷重はローターの自重がほとんどであり、高速軸に使用される場合は、スキッピングの防止が大きな課題となる。対策として、外輪の転走面を楕円や三角のおむすび型にしたり様々な工夫が施されているが、セラミック材の採用により、より高速な軸受への挑戦が可能となると思われる。

耐磨耗性のあるセラミック材はその溶融点が高いこともあり、軸受鋼 (M 50 材) に比べ耐スキッピング特性が優れていることが、試験において確かめられている。

また、セラミック材が軽いことも、転動体自身の自転トルクが小さくなり、保持器と転動体の公転のトルクも小さくなるため、スキッピング防止に役立っている。

(5) 品質管理

現在の航空用ガスタービンの金属製軸受では目視検査以外に磁粉探傷検査を実施しており、ごく一部の条件の厳しい軸受にのみ渦流探傷検査、超音波探傷検査を実施している。

一方、軸受鋼に比べ、その破壊靱性の低さのため検知しなければならない欠陥のサイズが小さいセラミック材は以下に示すような様々な非破壊検査を必要とする。

(ア) 蛍光浸透探傷検査

表面のクラック等の欠陥を検知する。

(イ) 超音波探傷検査

表面および表面近傍のクラック、金属介在物、空孔等の欠陥を検知する。

(ウ) X線探傷検査

表面近傍および内部のクラック、金属介在物、空孔等の欠陥を検知する。

上記のいずれの検査も航空用ガスタービンの部品に対して通常実施しているものであり、とりたてて特殊ではないが、セラミック材は検知しなければならない欠陥のサイズが1オーダー違う数十ミクロンであるため、高度な検査技術が必要であるばかりでなく、多大な検査費用を必要としている。

(6) 故障検知及び故障予知

故障検知および故障予知の方法は現在最も遅れている分野である。当面はセラミック材が破損したときに推定される金属部品の磨耗粉の急増を検知する間接的方法となる。しかし、望ましいのはセラミックの破損自体を直接検知することであり、さらにそれを予知できれば理想的である。

4. 実機への適用

セラミック材を航空用ガスタービンの軸受へ適用するために、筆者らが実施してきた研究を例として示す。

(1) 要素試験 1

セラミック軸受を実用化するための第一歩として航空用ガスタービン用補機駆動歯車装置 (Accessory Gearbox, 以下略して AGB) の軸受に適用する試みがなされた。AGB はエンジン自身を運転制御するためのエンジン用補機と機体の運航に必要な機体用補機を駆動する装置である。AGB の軸受はエンジンの主軸受に比べ、比較的軸受荷重が低くかつ DN 値も小さいので、初めて実機に適用するには最適と判断した。AGB に占める軸受の重量は約 10% である。したがって軸受材料を軸受鋼からセラミック材に置き換えることによって重量を約 5% 軽減することができる。AGB へのセラミック軸受の組み込み位置を図 1 に示す。AGB 単体による、100 時間耐久試験、過回転試験、過負荷試験、低潤滑油量試験、無潤滑試験等の一連の試験を実施し、十分に実用に供しうる性能を有することを確認した。

(2) 要素試験 2

次のステップとして、DN 値も高く、軸受荷重も大きい、エンジンの主軸受への適用を考慮して、セラミック軸受の高速回転時の性能を評価することを目的として、軸受の軌道輪、転動体ともセラミック材からなる総セラミック玉軸受を製作し、DN 値 210 万の軸受単体での回転試験が実施され

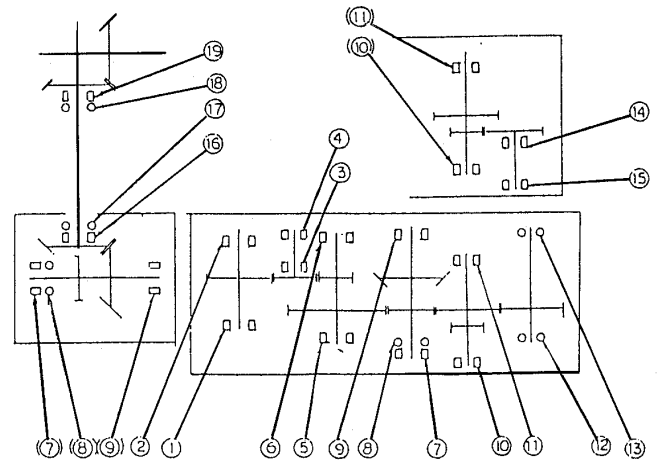


図 1 セラミック軸受組み込み位置

(□: コロ軸受, ○: 玉軸受)

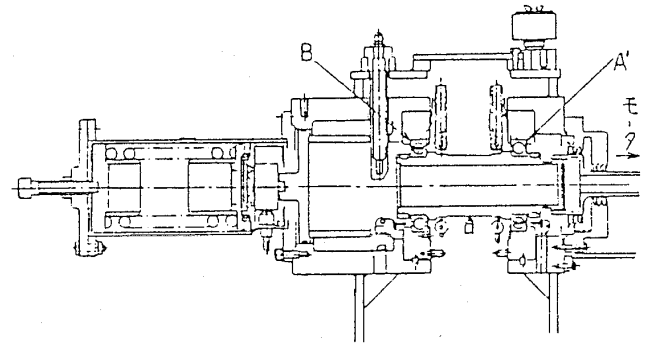


図 2 総セラミック軸受 単体試験装置

た。使用した試験装置を図 2 に示す。最大回転数の 25000 rpm において、図 3 に示すように金属製軸受より 20°C 程低い軸受温度が計測され、発熱量の低さが実証できた。

(3) エンジン試験 1

前項で述べてきた要素試験の結果が極めて良好であったため、実際の開発エンジンにもセラミック軸受を採用しようという動きが強まり、まずは AGB から採用することとなった。

ただし、実際のエンジンの場合、軸受が破壊することによる影響があまりに大きいため軌道輪をセラミック化することはやめ、転動体のみをセラミック化することとした。

AGB にセラミック軸受を組み込んだエンジンは順調に、各種エンジン試験を消化しており、その間何等の不具合も発生していない。

(4) エンジン試験 2

AGB でのエンジン試験に成功を収めたため、次のステップとしてエンジンの主軸受にもセラ

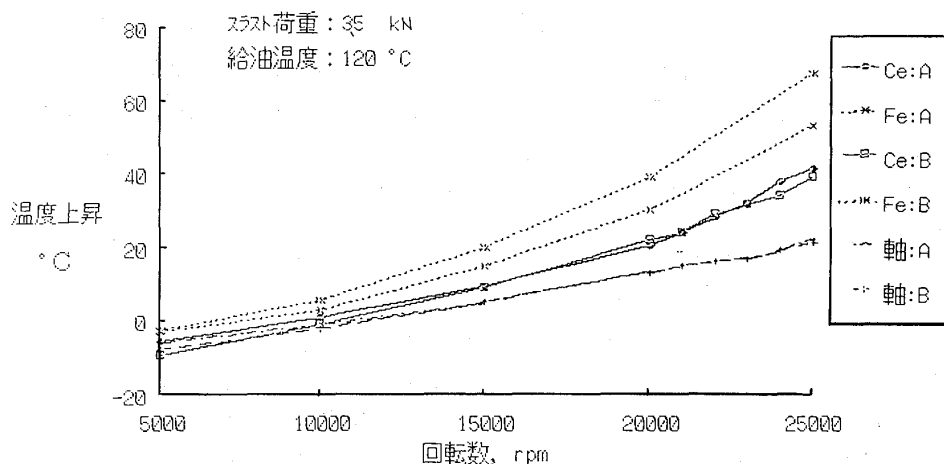


図3 軸受の温度上昇 (Ce: 総セラミック軸受, Fe: 金属製軸受)

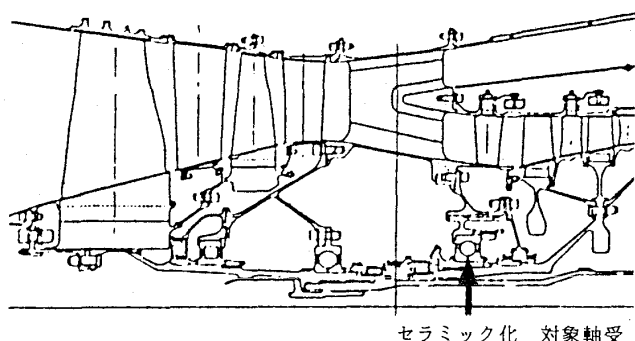


図4 セラミックハイブリッド軸受 取り付け構造

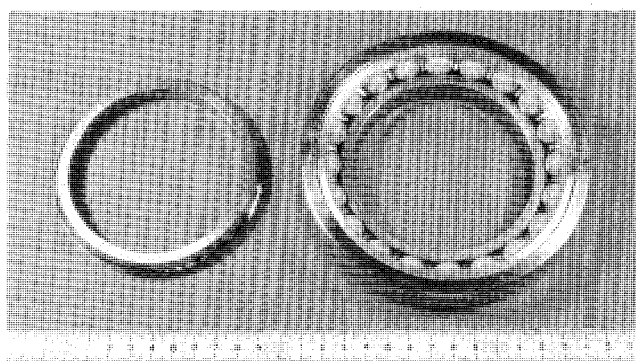


図5 供試セラミックハイブリッド軸受

ミック軸受を採用することとした。AGBの場合と同様、軸への取り付けの問題や軸受損傷の際のエンジン全体への波及の度合いを考慮し、転動体のみのセラミック化にとどめることとした。

軸受の内径が 86 mm、回転数が約 21000 rpm の高圧系の玉軸受をセラミック化の対象軸受として選定した。軸受の取り付け構造を図4、軸受単体の写真を図5にそれぞれ示す。

エンジン試験に先立ち、軸受単体による過負荷試験、潤滑油量削減試験、150 時間耐久試験等を実施した。

潤滑油量削減試験においては、規定給油量よりかなり小さい給油量 (20%程度以下) において、予想した軸受温度よりかなり低くなる傾向が見られた。

エンジン試験においても、金属製軸受よりやや低い軸受温度を示しており、低潤滑油状態での安定した軸受特性を証明した形となった。また、エンジン試験後の検査でも全く損傷等の不具合は発見されなかった。

5. セラミック軸受の将来

長年の研究により、転動体のみをセラミックにするハイブリッド軸受においては、技術的な課題はほぼ解決されつつある。残された大きな問題は非破壊検査のコストおよび損傷検知である。

非破壊検査については、大きな欠陥があっても破壊に至らないセラミック材の開発や主として超音波探傷検査の能力向上による検査時間の短縮等によりコストの削減が図られることが期待される。

しかし、損傷検知については、実機形態においての適切な検知方法は確立されておらず、セラミック材の損傷後の金属の2次損傷に期待している状態であり、実機におけるセラミックハイブリッド軸受適用の拡大のための最大の課題である。

セラミックハイブリッド軸受の適用として最も効果が大いなのは、高圧系の玉軸受である。転動体の公転による遠心力が大きく、機構的なスキッピングの防止方法が無いためである。スピンによる発熱が少ないことや潤滑油遮断に対して耐久性が優れていることも大きな理由の1つである。

また、高圧系のコロ軸受においても、スキッピングや潤滑油遮断に対して耐久性が優れていることは大きな魅力であり、有力な適用の対象である。

また、エンジン内の大部分の軸受をセラミックハイブリッド軸受にすることにより、全体としてかなりの量の潤滑油を削減することが期待でき、結果としてエンジンのオイルシステムを構成するポンプ、クーラー等を小型化することにより、エンジンとして大幅な軽量化が期待できる。

ただし、セラミックハイブリッド軸受の特性についても、定量的な潤滑特性の把握や信頼性の確認等の基礎的データの蓄積がまだまだ不足している状態であり、さらなる研究が必要である。

一方、軌道輪を含むすべてをセラミックにする総セラミック軸受は、軸とのハメアイによる円周方向応力による割損という損傷モードのため、エ

ンジンの主軸受に採用した場合、その損傷はエンジン全体の損傷につながるため、適用はしばらくのあいだ、無潤滑や極高温等の特殊なものに限られると思われる。

しかしながら、エンジンの軽量化という観点から見た場合、軌道輪のセラミック化には大きな魅力があり、将来的にはぜひ達成したい目標である。そのためには、セラミック材の大幅な改良のみならず、画期的な軸への取り付け方法や損傷検知の方法の開発が必要である。さらに、軌道輪の損傷は非常に大きなエンジン損傷へと至るため、実機への採用のためには、損傷予知技術の確立が不可欠となると思われる。

参考文献

- (1) 伊藤他, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 17-68, 1990
- (2) 滝, 伊藤, 日本機械学会全国大会講演集(名古屋), 1991

1. まえがき

現在ヘリコプタ用エンジンといえばガスタービンエンジン（ターボシャフト）が主流であることは言う迄もない。ヘリコプタの発展は1960年代からとされるがこれはレシプロエンジンと比べ、小型・軽量・高出力であるガスタービンを搭載したことによるところが大である。

ヘリコプタは、朝鮮戦争でBell 47等の活躍により認められ、その後ターボシャフトエンジン（Lycoming T53）搭載の傑作機であるBell UH-1によりヘリコプタの使用が軍用・民用共に促進された。UH-1は13000機近く製作され、このUH-1とその後のBoeing H 46, H 47がタービンヘリコプタの飛躍的な発展のきっかけとなった。機体側の能力・重量は時間と共に増すことが通例で、エンジンの性能向上・軽量化への圧力とつながってきた。それに加え、空力、材力、冶金、工作技術等の進歩が重なってその後のGE T 700, TurbomecaのMakila, LycomingのLTS 101等のターボシャフトエンジンの出現へとつながってきている。

AVIATION TURBOSHAFT ENGINE MARKET
UNIT PRODUCTION
1992 - 2001

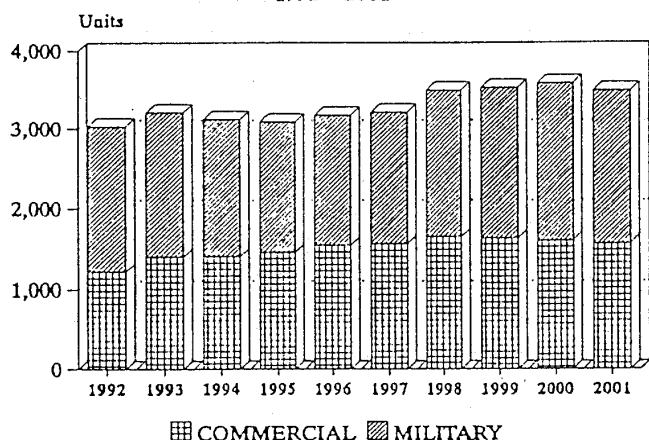


図1 ターボシャフトエンジン納入台数⁽¹⁾

(平成5年7月20日原稿受付)

本稿では上記ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンの最近の動向について述べる。

2. ヘリコプタ機体動向

1980年以降急激に減少したヘリコプタ市場規模は1990/91に持ち直したあと再び激減したが、これからの予想としては2000年に向かって緩やかな回復を描くものと思われる。

現在民間ヘリ分野ではリスクシェアのための開発の国際化が進み、独印の共同開発によるALH、米日豪によるMDXの開発、仏中シンガポールによるP 120の開発等が進められている。但し、石田財団が進めてきたテイルト・ウィングTW 68は1995年初飛行の予定であったが最近開発が中止になったと聞く。

軍用では欧州の政府支援によるEH-101とNH 90（NATO 4ヵ国（仏独蘭伊）による新多用途ヘリ）の開発が進められている。また、米国のRAH 66（コマンチ）計画は2年遅れ、初飛行は1995年になる予定であり、V-22計画は事故により開発が中断していたが再開される模様である。

国内では防衛庁による観測ヘリコプタ後継機が1998年迄の予定で開発が進められている。又、無人機でも同様に防衛庁が遠隔操縦観測システムの一環としてヘリコプタを開発中であり、両者共に搭載を目指してエンジンの開発も進められている。

ヘリコプタ市場では開発コスト負担回避のため、長年にわたり軍事用に開発されたものが民間用に転用されてきた。

今日では、新技術を使用したヘリコプタがシェアを伸ばし、ペイロードは大きく、より早く、振動低減等が傾向であると共に、エンジンの性能向上・軽量化等要求が増大していくものと思われる。

これからの市場動向の一例として世界のタービン・ヘリコプタ用エンジンの動向を図1に示す。

3. エンジンの動向調査

諸外国においては、近年新しいヘリコプタ用エンジンの開発、計画が進められており、その性能

も従来のエンジンに比べ飛躍的に向上してきている。ここでは、ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンの主要項目につき、動向調査を行う。

3.1 概観

(1) 800 馬力級以下

アリソン社の 250 シリーズ, Turbomeca 社の Arrier, TM319Arrius, PWC 社の PW 200 シリーズがあげられる。

このクラスで重要な点は、十分に低いイニシャルコスト、特に低い製造コストが要求されることである。

(2) 1200 馬力級以下

エンジンとしては Turbomeca 社の TM 333 等があげられるが、このクラスで重要な点は低ライフサイクルコスト、良好な整備性、長いオーバーホール間隔、優れた燃費等である。

(3) 2000 馬力級以下

エンジンとしては GE の T 700/CT 7, LHTEC の T 800/CTS 800, Rolls Royce・Turbomeca の RTM 322, Turbomeca の Makila 及び PWC の PT6T があげられる。重要な点は基本的に(2)と同じである。

(4) 2000 馬力級以上

このクラスはアリソンの T 406, GE の T 64 及び Lycoming の T 55 があるのみである。こしばらくは軍民を問わず大出力を必要とするプロジェクトは無いため新規開発は当面動きは無いものと思われる。

3.2 機体総重量とエンジン出力

機体の運動性は、機体重量とエンジン出力の比でほぼ決まる。機体重量 10 トン級迄の実例調査の結果を図 2 に示す。

3.3 主要エンジンの性能・諸元と構造

ヘリコプタ用エンジンについて調査した結果を表 1 及び図 3 に示す。

燃料消費率はエンジンの出力クラスで大略分類ができ、出力 1000 馬力以下のエンジンでは 240~270 gr/shp/hr, 1000~2000 馬力クラスのエンジンでは 200~210 gr/shp/hr, 2000 馬力クラス以上では 190 gr/shp/hr が現状レベルである。

圧力比では出力 1000 馬力以下のエンジンでは 8~12, 1000 馬力以上では 12~15 となっており当然出力が大きい程高い圧力比となっている。この

圧力比を達成するための圧縮機の形式は圧力比 9 程度迄は単段の遠心圧縮機であるが、それ以上の圧力比のエンジンでは軸流段か遠心段を追加し更に出力が大きくなると軸流段のみとなる。

燃焼器形式は 2000 馬力以下ではすべてのエンジンで圧縮器の最終段が遠心方式をとっていることもあり、エンジンの全長を短くできる環状逆流式の燃焼器がほとんどである。

タービン形式はすべて軸流段である。高圧タービンは出力 1000 馬力以下のエンジンでは単段、1000 馬力以上のエンジンでは 2 段式が主流であり、出力タービンも同様の傾向である。

コントロール方式はほとんどが電子式であり、1970 年代に開発されたエンジンではスーパバイザリ方式がとられているが、1980 年代後半以降からは FADEC (Full Authority Digital Electronic Control-全デジタル電子式制御) となっている。

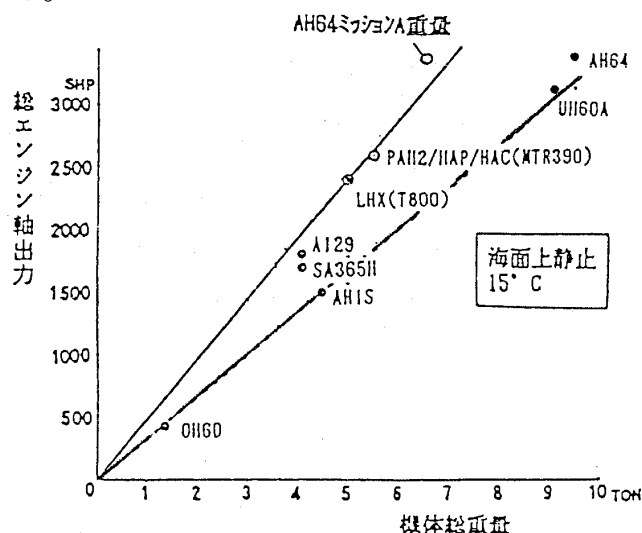


図 2 機体総重量とエンジン出力

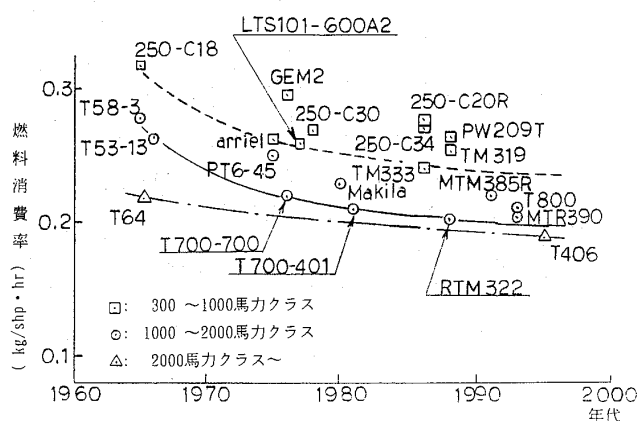


図 3 燃料消費率の動向

表1 ターボシャフトエンジンの要目概要

A: 軸流式 C: 遠心式

エンジン 項 目	250C20R	TM310	PW209T	T800-L T-800	MTR300	T700-700	T64-GE-416	T406-400
出 力 (Shp)	450	456	510	1200	1285	1500	4380	6150
燃費率(gr/shp・hr)	277	253	203	210	203	220	213	190
圧 力 比	7.0	約 8	8	約15	13	15	14.8	14.1
TIT (°C)	——	1030	約1000	1200クラス	約1180°C	約1242	約1100	——
圧縮機型式	4A1C	1C	1C	2C	2C	5A1C	14A	14A
燃焼器型式	単 位	環状逆流	環状逆流	環状逆流	環状逆流	環状逆流	環 状	環 状
タービン型式	1A+2A	1A+1A	1A+1A	2A+2A	1A+2A	2A+2A	2A+2A	2A+2A
制 御 型 式	ハイドロメカ+電子式 (スーパーバイザリ)	電子式 (FADEC)	電子式	電子式 (FADEC)	電子式 (FADEC)	電子式 (スーパーバイザリ)	ハイドロメカ	電子式 (FADEC)
重量(kg) { ※印は減速機なし }	76	93.9	99	136 ※	169	198 ※	327 ※	440.4 ※
メ ー カ ー	Allison	Turbomeca	PWC	Allison Garrett	MTU& Turbomeca&RR	GE	GE	Allison

エンジンの形式としてはほとんどのエンジンがガスジェネ軸1軸と出力軸の2軸式である。例外としてはRolls RoyceのGEMでガスジェネ軸2軸と出力軸1軸の3軸式エンジンである。

減速ギヤボックスについては以下に示す3種の形式に大別できる。

- (1) 減速ギヤボックス無し
- (2) エンジン軸と出力軸が同心
- (3) エンジン軸と出力軸が偏心

(1)の形式の実例は、1000馬力以上のエンジンに多く、1000馬力以下のエンジンでは出力タービンの回転数が高く、機体トランスミッションとの結合が難しくなるため実例は無い。

又、(2)の形式も比較的大出力のエンジンに採用されており、小馬力エンジンでは、ほとんど(3)の形式である。(2)の形式を採用した場合、減速機は遊星方式となり、又補機駆動のために別のギヤボックスが必要となる。

3.4 主要要素技術の動向

エンジンのサイクル性能、主要諸元を支配する要素は、圧縮機圧力比及びタービン入口温度の2点であり、ここでは主としてこの2点とFADECについての動向について調査する。

(1) 圧力比

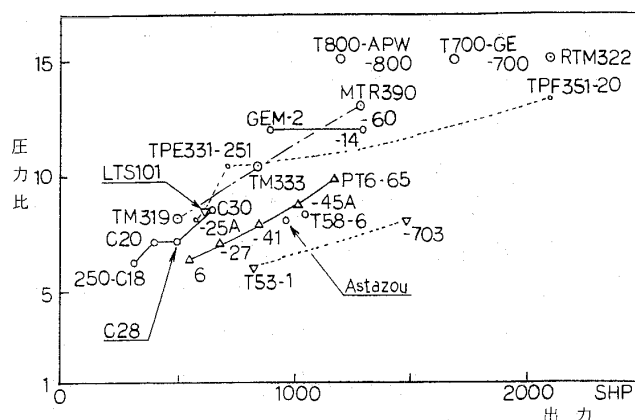


図4 圧力比の傾向

2000馬力迄の小型エンジンの圧縮機の構成及び圧力比は出力レベルにより大きく変化している。

出力に対する圧力比の傾向は図4に示す通りであり、特に顕著な傾向としてはエンジンのシリーズ化の中で、出力向上と同時に圧力比の向上を図っている点あげられる。2000馬力クラス以上では表1に示す通り圧力比は約15であり頭うちとなっている。

500馬力クラスの代表エンジンとしてあげられるアリソン社の250シリーズでは6段軸流+遠心1段からスタートし、現在では遠心1段のみとなり、段数削減が顕著である。これは、高比強度材

表2 FADEC 開発状況⁽⁷⁾

種別	機 体	エンジン/コントローラ	ハードウェア形態	備 考
大型 民間	B 7 6 7	JT90-7R4/EEC103	スーパーバイザリ方式	1982年運用開始
	コンコルド	Olympus 593/	スーパーバイザリ方式	1973年初飛行
	B 7 5 7	PW2037/EEC104	FADEC 2重系統	1984年運用開始
	A 3 2 0	CFM56-5/ECU	FADEC 2重系統	1988年運用開始
	B 7 6 7	CF6-80C2/ECU	FADEC 2重系統	1989年運用開始
	A 3 2 0	V2500/EEC150	FADEC 2重系統	1989年運用開始
	B 7 4 7	RU211-524D4D/DFC PW-Allison 578DX/EEC	FADEC 2重系統 FADEC 2重系統	1987年運用開始 開発中
軍用	F-15A	F100/EEC90	スーパーバイザリ方式	1974年運用開始
	F-20	F404/DEC	スーパーバイザリ方式	1986年運用開始
	F-15E	F100-PW220/EEC10G	FADEC 1重系統	1981年運用開始
	F-16C	F110-GE-129/DEC	FADEC 1重系統	1989年運用開始
	トーネード	RB199/	FADEC 1重系統	1987年運用開始
ヘリ	AH-1	T700/	スーパーバイザリ方式	1978年運用開始
	WT-30	GEM-43S/	FADEC 2重系統	1983年運用開始
	ベル440	PW200/	FADEC 1重系統	1988年運用開始
	S-70C	KTM322/	FADEC 2重系統	1989年運用開始
	I. HX	T800-LHT-800/	FADEC 2重系統	開発中

信頼性については、個々の部品のレベルに限界があり、一般にシステムの多重化、冗長化により信頼性を確保している。現状では表2に示す様に2重系統のFADECが主流であるが、今後ハードウェアの小型化、低消費電力化に伴い、より高い信頼性を目指して3重系統程度迄が登場してくると思われる。これは3重系統では1つの故障ならば100%回復可能であるのに対し、純粋な2重系統では95%回復程度に留まることによる。

FADECの採用により現代制御理論や適応制御、ファジー制御など複雑かつ、綿密な制御則を適用できる様になり、多岐にわたる意味でのエンジン性能向上が図れる様になった。今後はエンジンのみに留まらず、いわゆる統合制御による飛行システム全体としての性能向上が図られるようになるであろう。

例えば、ヘリコプタでは、エンジンとロータ系との競合によるダッチロールを軽減することが可能であるとか、機体重量に合わせてロータ回転数を変化させることにより燃費が向上する等の報告がある。

FADECのもう一つの特徴は、整備性の向上のための機能を付加できることである。エンジンのオーバーホール間隔またはオンコンデーション整備時期を決定するにあたり、コントローラにエンジン運転履歴を詳細に記録させ、これをオンラインないしオフラインで解析して、その結果により

オーバーホールの要否を判定することができる。この手法によりライフサイクルコストの低減と、信頼性・整備性の向上が期待される。

また自己診断機能を付加することにより飛行中の信頼性確保と共にコントローラ自身の整備性の向上が得られる。

さらにエンジン性能のばらつきの補正の為の調整試験を、適応制御等による自己修正により大幅に減少させることも可能である。

以上の様にエンジンコントローラのFADEC化は機体との総合化も含め今後ますます進展すると予想される。

(4) 燃焼器

タービンの寿命を維持するために非常に重要な燃焼器出口温度分布をあらわす出口温度不均一率の推移を図8に、燃焼器の大きさを律する燃焼負荷率の推移を図9に示す。

3.5 エンジン特性の動向

最近のヘリコプタ用エンジンは圧力比、タービン入口温度の向上に伴い、出力重量比、燃料消費率の向上が著しい。

(1) エンジン出力・重量比の動向

図10にエンジンの出力・重量比の動向を示す。T58-3を除けば減速ギヤボックスの有無にかかわらず年々に出力・重量比は増大している。現状の最新エンジンでは1000馬力以下で6.2、1000～2000馬力クラスでは減速ギヤボックス有

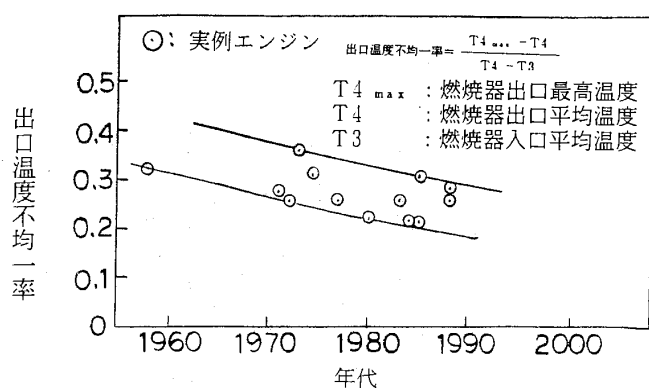


図8 出口温度分布

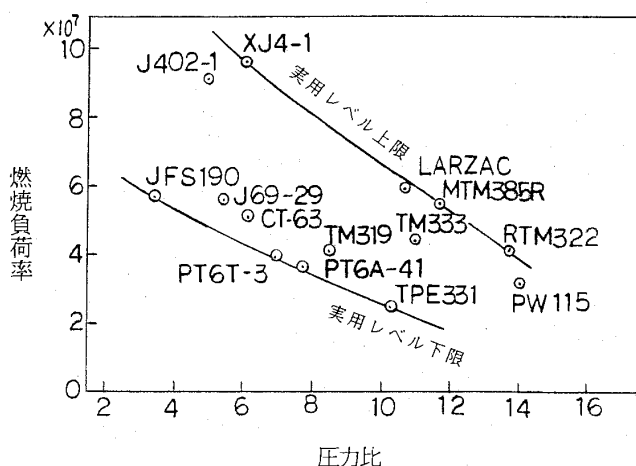


図9 燃焼負荷率

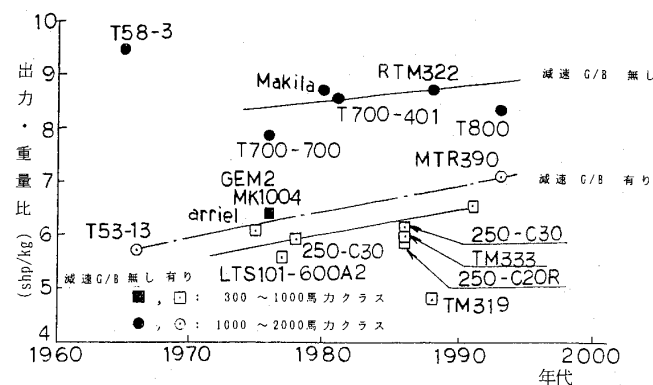


図10 出力・重量比の動向

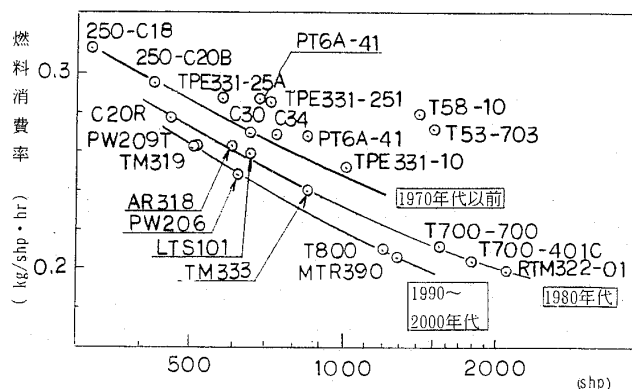


図11 定格点燃料消費率の動向

りの場合8.8であり、今後もタービン入口温度の上昇及び要素効率の向上に伴い、出力・重量比の増大傾向は続くものと考えられる。

(2) 燃料消費率の動向

図11に燃料消費率の動向を示す。出力クラスにより燃料消費率のレベルは異なるが、年と共に燃料消費率が低下していく傾向は同じである。最新エンジンでは1000馬力以下で0.24 kg/shp/hr, 1000~2000馬力クラスで0.2 kg/shp/hr, 2000馬力クラス以上で0.19 kg/shp/hrとなっている。

4. むすび

ヘリコプタ用ターボシャフトエンジンの動向について見てきた。その結果

- (1) 当面2500馬力以上の新規開発は無い。
- (2) 1000~2000馬力クラスのエンジンが大型エンジンに近い性能に近づきつつある。
- (3) 750馬力以下のクラスではイニシャルコストの低減化が市場の要求であり、すぐにはタービン空冷化等の適用の可能性は少ない。

しかしながら米国ではIHPTET計画の中で3段階に分けてターボシャフトエンジンの性能を2005年迄に燃費で-40%, 出力/重量比で+120%向上させるべく計画を進めており、今世紀中にも各クラスのエンジンの飛躍的な性能向上を期待したい。

参考文献

- (1) 93年 Forecast International/D M S Market Intelligence Report
- (2) J. A. Byrd "A New Generation of Allison MODEL 250 Engines" ASME 84-GT-197
- (3) Johnson, E. T. and Klassen ASME 86-GT-80
- (4) T. Yoshinaka and K. S. Thue, "A Cost Effective Performance Development of the PT6A-65 Turbo-prop Compressor" ASME 85-IGT-41
- (5) 森下, 長田, 第28回航空原動機に関する講演会講演集
- (6) 航空宇宙動向 No.3 航空エンジンの電算機制御動向, 1976
- (7) J. J. Curran, "T700 Fuel and Control System" J. AHS, JULY, 1974

1. 燃焼と窒素酸化物

燃焼により生成・排出する窒素酸化物 (NO_x) とは通常 NO と NO₂ とを指している。しかし、最近、石炭燃焼、排煙脱硝から排出される N₂O も前回に述べたように反応性が小さく室温で安定なため⁽¹⁾ に地球温暖化を促進し、オゾン層破壊物質として問題になっている。

前回にも詳細に述べたように、NO、NO₂ のうち高温の燃焼器内ではまず NO が生成し、多くの燃焼器では NO のまま大気中に排出され、大気中で NO₂ へと酸化される。一部の燃焼器では燃焼器内で、あるいは排気口で NO₂ へと酸化される。家庭用ガスバーナのように火炎が冷たい空気に囲まれている場合には、バーナ火炎周辺で NO₂ へと酸化される。したがって、環境基準で問題になる NO₂ を低減するためには、その生成源である NO の生成・排出を低減すればよいわけである。

2. 燃焼による NO の生成

燃焼による NO の生成には、燃焼に含まれている窒素化合物 (通常 fuel nitrogen: fuel N と云う) が燃焼過程で酸化されて生成する NO (fuel NO) と、燃焼用空気中の窒素 N₂ が燃焼の過程で酸化されて生成する NO とがある。この N₂ の酸化により生成する NO には燃料の酸化反応が最も活発な領域、すなわち、可視火炎帯内で急速に生成する NO (prompt NO) と火炎帯後流の燃焼温度の高い領域で生成する NO (thermal NO) とがある。この prompt NO と thermal NO とはその生成の素反応過程が一部異なるため NO の生成速度が異なっているだけで、火炎内の NO 濃度分布の測定から両者を分離・判別することは出来ない。そこで、便宜的に初期の急激な NO の濃度勾配とその後のゆるやかな濃度勾配との交点における濃度 (ここでの NO を (intercept NO) という) を境にして両者を区別している⁽²⁾。

窒素化合物 (fuel N) を含む燃料の燃焼では prompt NO, thermal NO の生成の他 fuel N が変換して生成する NO (fuel NO) がある。fuel N を含む燃料の燃焼でもこれらの NO を分離して測定することは出来ない。fuel N からの NO の排出が特に問題になるのは石炭燃焼である。

燃焼器内にかんりの時間滞留した場合、NO 濃度はその燃焼条件下での平衡濃度に近づく。したがって、平衡濃度から NO の生成特性を知ることができる。図 1 は燃焼温度に対する NO の平衡濃度を当量比 ϕ (燃空比の理論燃空比に対する値; $\phi < 1$: 燃料希薄混合比, $\phi = 1$: 理論混合比, $\phi > 1$: 燃料過濃混合比) をパラメータとして図示したものである。図中の点線は断熱火炎温度とその温度における NO の平衡濃度を示している。燃料は天然ガスの主成分であるメタンである。この図から、NO の平衡濃度は

(1) 酸素濃度が同じなら燃焼温度が高いほど

(2) 燃焼温度が同じなら酸素濃度が高いほど

高くなることがわかる。図からも明らかなように、断熱火炎温度の最大値は理論混合比よりわずかに燃料過濃側にある。燃焼気体成分として H, O, OH 等の活性化学種の生成を考えないと、火炎温

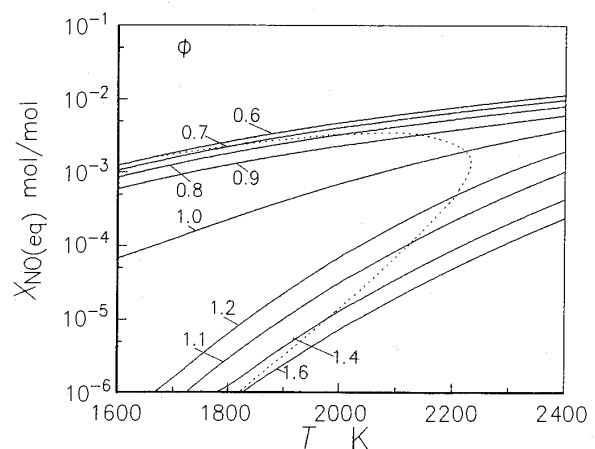


図1 メタン燃料の各燃焼温度および断熱火炎温度における NO 平衡濃度。

$p=0.1 \text{ MPa}$, $T_0=298.15 \text{ K}$

(平成 5 年 7 月 13 日原稿受付)

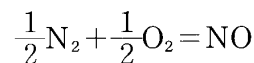
度の最大値は理論混合比になる。しかし、実際の火炎では高温のため活性化学種が存在しており、温度が高くなればなるほどその濃度は高くなる。燃焼による発熱は活性化学種が結合して安定な化学種が生成する反応（再結合反応）が発熱反応であるためである。燃焼反応過程で生成する活性化学種は火炎帯直後では後述（図4）するように平衡濃度以上になっており、後流になるにつれて再結合して減少し、熱を放出する。したがって、生成した活性化学種の濃度と温度との関係から、断熱火炎温度の最大値が理論混合比より僅かに燃料過濃側になる。NOの平衡濃度の最大値は(1)と(2)との関係から理論混合比より燃料希薄側になる。断熱火炎温度は燃料希薄側になるにつれて急激に低下するため、酸素濃度が高くなっても、断熱火炎温度におけるNO平衡濃度は低くなる。表1は N_2 、 O_2 、NOの平衡定数（ $K_f = X_{NO} / (X_{N_2}^{1/2} \cdot X_{O_2}^{1/2})$ ）であるが、この値からもNOは高温になるにつれて、平衡は N_2 、 O_2 からNOへとかたむくことがわかる。

prompt NO (intercept NO) については、Fenimore⁽³⁾が燃料過濃火炎で火炎帯内に thermal NOの生成機構では説明出来ない生成速度の大きい反応で生成するNOがあることを実験的に見だし、注目されるようになった。その生成は燃料過濃側で大きく、希薄側では温度依存性を示さないが、当量比が1.2, 1.4になるにつれて強い温度依存性を示すことが実験的に示されている⁽²⁾。

2.1 thermal NOとprompt NOの生成機構

メタン、メタノール等のC1燃料、エタン、エチレン、アセチレン等のC2燃料の燃焼反応機構（素反応と反応定数）はかなり明らかになってきている。また、粘性係数、熱伝導率、拡散係数等の物性値も分子運動論から温度、組成を考慮して算出できるようになったため、反応性流体の計算により、層流火炎については火炎内でのNOの生成機構をかなり正確に、理論的に解析できるようになってきた。ここでは、詳細な化学反応と物性値を考慮してメタンの大気圧火炎について行った理論計算結果⁽⁴⁾を基にして、火炎内の thermal NO, prompt NOの生成について反応動学的な考察を行うことにする。

表1 NOの平衡定数⁽⁷⁾



T K	log K_f
298	-15.172
500	-8.784
1000	-4.063
1500	-2.487
2000	-1.699
2500	-1.227

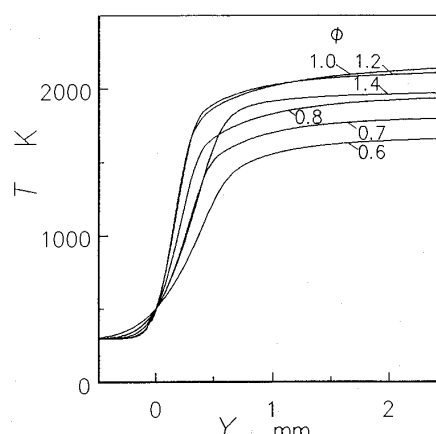


図2 メタン平面火炎の温度分布。
 $p = 0.1 \text{ MPa}$, $T_0 = 298.15 \text{ K}$

図2はメタンの大気圧平面火炎内の温度分布を図示したものである。横軸の火炎距離(Y)は火炎温度が500 Kを示す点を原点とした距離である。火炎後流2.5 mmの火炎温度をみると、当量比1の火炎が最も高く、当量比が大きくなっても、小さくなっても火炎温度は低下しており、図1に示した断熱火炎温度の当量比依存性と同じである。最大温度は理論混合比よりわずかに燃料過濃側にある。希薄側では温度低下が著しい。温度上昇の急な領域は燃料の酸化反応が最も激しい火炎帯である。未燃焼混合気体温度が高くなると、火炎帯内での温度勾配も急になり、火炎後流での火炎温度も高くなる。

図3は火炎内のNO濃度分布を示したものである。横軸は、火炎内距離Yを各当量比の燃焼速度Suを用いてY/Suと考えると、燃焼滞留時間と考えてもよい。燃料過濃混合気では、燃焼反応が最も激しい火炎帯内でNO濃度が急速に増加している。高温の火炎帯後流ではその濃度勾配は

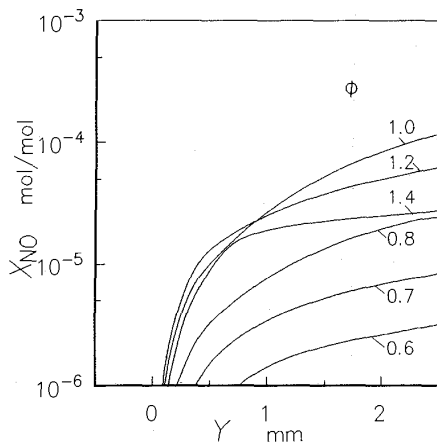


図3 メタン平面火炎内の NO 濃度分布。
 $p=0.1 \text{ MPa}$, $T_0=298.15 \text{ K}$

ゆるやかになり、当量比が大きくなるほど後流での濃度勾配は小さくなる。希薄側火炎でも、同様に火炎帯内の NO 濃度勾配は火炎帯後流のそれよりも大きい。火炎後流 2.5 mm での NO 濃度を比較すると火炎温度の高い当量比 1 で一番高くなっており、燃料が濃くなっても、薄くなっても、NO 濃度は低くなる。火炎温度の低い 0.7, 0.6 の希薄火炎では NO 濃度の低下が著しい。未燃焼混合気体温度が高くなると前述したように火炎温度が上昇するため、NO 濃度も高くなる。

平衡計算からも予測されたように、thermal NO は火炎温度が上昇すると増加し、同じ火炎温度なら酸素濃度が高くなるほど NO 濃度は増加する。実際の火炎では、酸素濃度が増加する希薄火炎の燃焼温度はかなり低くなるため thermal NO の生成量も抑えられることが反応動力学的にも理解される。NO の生成に高温での滞留時間が重要な因子であることは図 3 から明らかである。したがって、NO の低減化対策はこれらの NO の生成特性に基づいて

- (1) 燃焼温度をできるだけ低くする
- (2) 高温での滞留時間を短くする

方法が考え出されており、希薄燃焼は低 NO 化燃焼として期待される。

火炎後流で生成する NO は燃料の酸化反応過程で生成する O, N, OH と空気中の N_2 , O_2 との反応、式 [1], [2], [3] で予測出来ることが明らかになっており、式 [1], [2] は Zeldovich により提案されたことから、Zeldovich 機構と呼ばれ、これに、式 [3] を含めて、拡大 Zeldovich 機構と呼

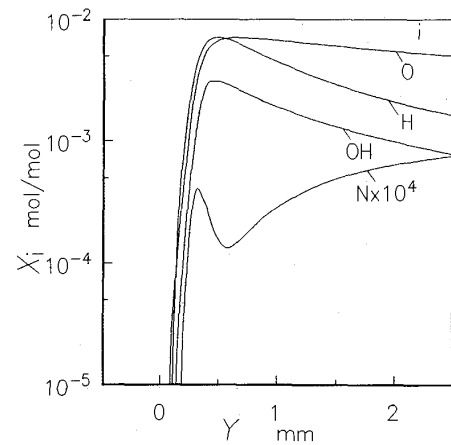


図4 メタン平面火炎内の H, O, OH, N 濃度分布。
 $\phi=1$, $p=0.1 \text{ MPa}$, $T_0=298.15 \text{ K}$

ばれている。



図 4 に示すように火炎内の O, OH, N は火炎帯後流の高温領域で生成し、平衡濃度以上の濃度を示す(図中 $\text{N} \times 10^4$ は N の濃度を 10^4 倍して図示していることを意味している)。このように、拡大 Zeldovich 機構により生成する NO は O, OH, N の生成する高温燃焼領域で生成することから thermal NO と呼ばれている。

火炎後流では、上記の拡大 Zeldovich 機構以外の $\text{N}_2 \rightarrow \text{N}_2\text{O} \rightarrow \text{NO}$ の反応経路による NO の生成もある。Miller & Bowman⁽⁵⁾ は当量比 0.8 以下で、反応温度が低い場合、NO 生成は主に反応 [4], [5], [6] によると述べている。メタンの平面火炎内での NO 生成の解析結果からは、この N_2O 経路の寄与がかなりあることは明らかになったが、系統的な結論は見いだされていない。

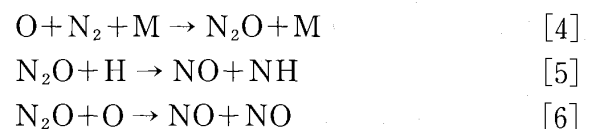
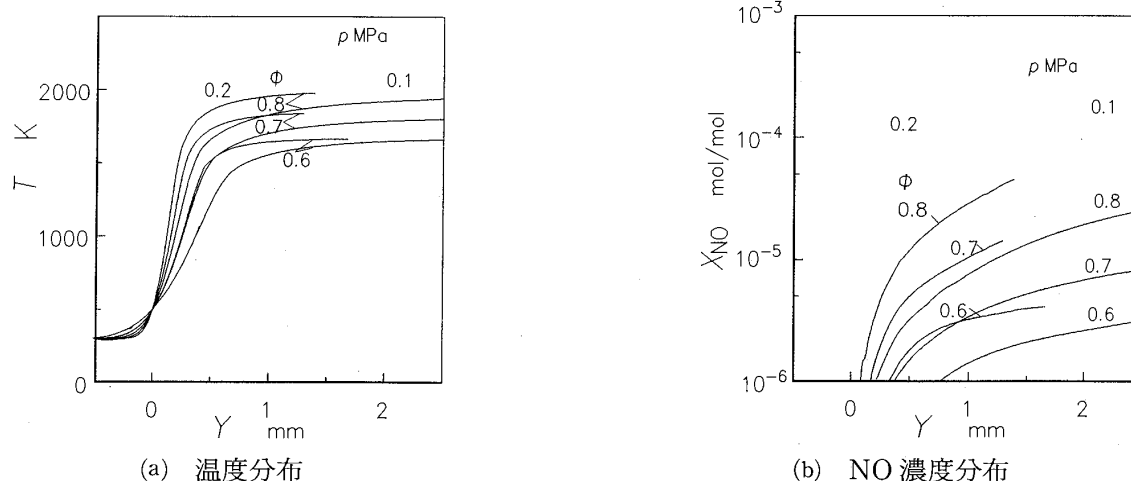
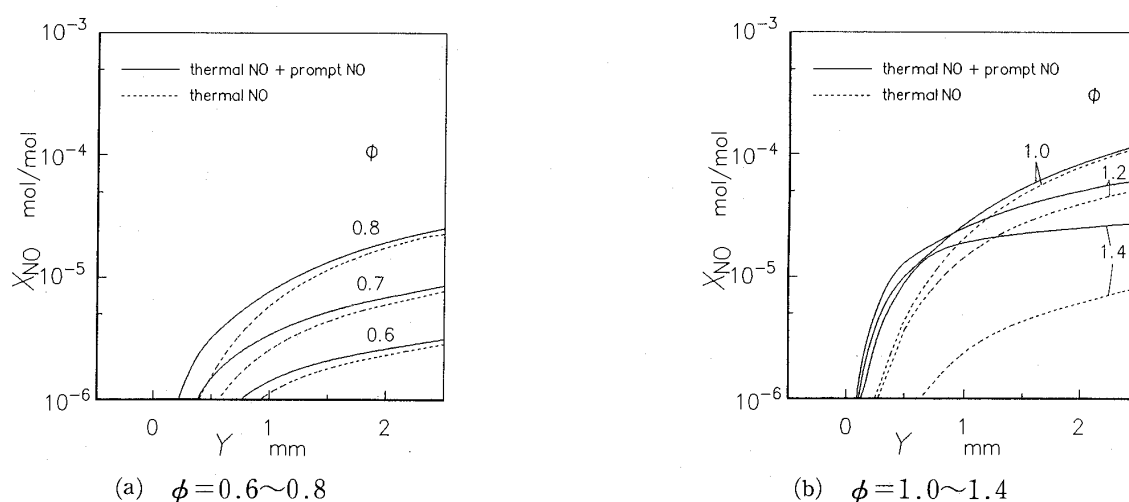


図 5 は圧力を 0.1 MPa から 0.2 MPa へ上げた場合のメタンの平面火炎内の温度分布と NO 濃度分布を示したものである。図からも明らかなように圧力上昇に伴って燃焼温度が上昇するため NO 濃度は上昇する。NO 生成への圧力依存性については不明な点が多く、今後、種々な燃料について詳細な検討が必要である。

次に、火炎帯内で生成する prompt NO につい

図5 NO生成への圧力の影響, $T_0=298.15\text{ K}$ 図6 メタン平面火炎内のNO濃度分布, $p=0.1\text{ MPa}$, $T_0=298.15\text{ K}$

て考えてみる。Fenimore⁽³⁾ は prompt NO の生成機構として、燃焼反応が最も激しい火炎帯内で炭化水素燃料の酸化反応過程で生成した CH と N_2 との反応



で生成した HCN が NO 生成に関与していることを提案した。その後、



の反応の寄与も報告されている⁽⁵⁾。

図6はメタンの大気圧火炎内のNO濃度分布(実線)と反応[7], [8], [9]を考慮しないで求めたNO濃度分布(点線)とを比較したものである。prompt NOの生成に直接関与する素反応[7], [8], [9]を考慮しないことにより、点線はthermal NOのみの濃度を示したことになる、実線と点線との濃度差がprompt NOの濃度になる。

prompt NOは燃焼反応の最も激しい火炎帯で急激に生成し、当量比1.4以外は火炎後流での生成は少ない。ここには図示していないが、未燃焼気体温度が298 Kから398 Kに上昇しても、当量比1.2, 1.4では火炎後流のprompt NO濃度は変化しなかった。当量比1.0~0.6では僅かに増加したが、図6からも明らかのように、0.7, 0.6の希薄火炎でのprompt NO生成量は極めて低い。

prompt NO濃度の全NO濃度への割合を見ると、火炎後流になるにつれて、prompt NO濃度の割合は1.4を除いて急激に減少している。今まで、prompt NOの生成が問題になるのが燃料過濃火炎であることも、上述の計算結果により説明できる。

図7は当量比1.0の火炎内のNO濃度(X_{NO})とNO生成速度(m)をprompt NOの生成反応を考慮した場合(実線)と考慮しない場合(点線)に

ついて比較したものである。火炎帯内の NO の生成速度のピークは prompt NO の生成反応を考慮しない場合にはみられない。この NO の生成速度がピークを示す位置での NO 濃度をこの火炎の prompt NO 濃度として、前述した方法で NO 濃度分布から求めた intercept NO 濃度と比較すると図に示すように intercept NO 濃度のほうが高い。prompt NO の生成に支配的な反応 [7] の速度定数は研究者によってかなり異なっている。図 7 に示した結果は Matsui & Yuuki⁽⁶⁾ の速度定数によるが、本文に示した他の結果は Miller & Bowman⁽⁵⁾ による。使用した速度定数により、prompt NO 濃度の絶対値は異なるが、当量比、温度依存性は変わらない。当量比 1 以上の過濃火炎で prompt NO 濃度と intercept NO 濃度を比較すると、いずれの当量比でも intercept NO のほうが高くなる。前述したように過濃火炎での

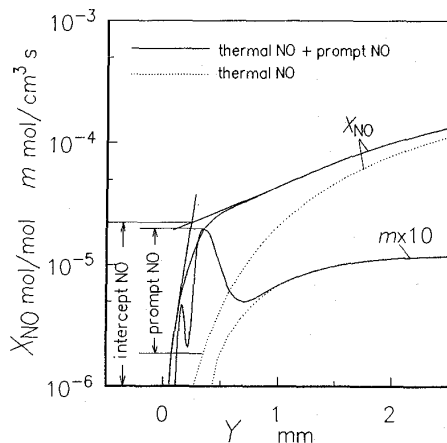
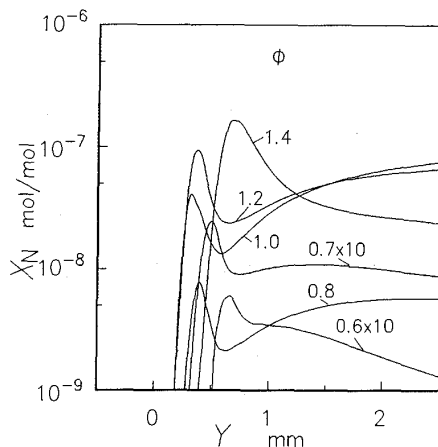
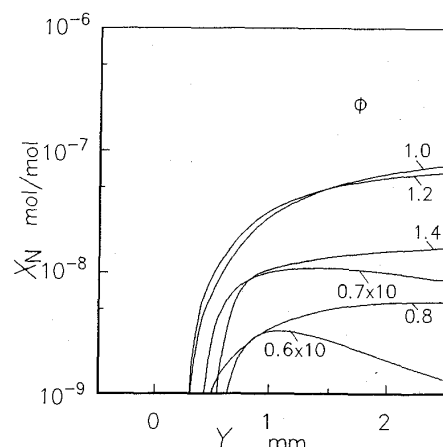


図 7 prompt NO 濃度と intercept NO 濃度。
 $\phi=1.0$, $p=0.1$ MPa, $T_0=298.15$ K



(a) prompt NO 生成反応考慮

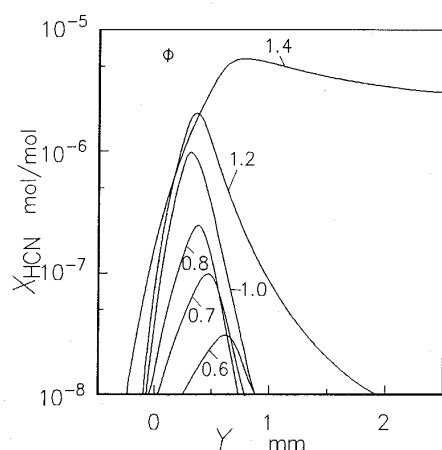


(b) prompt NO 生成反応考慮せず

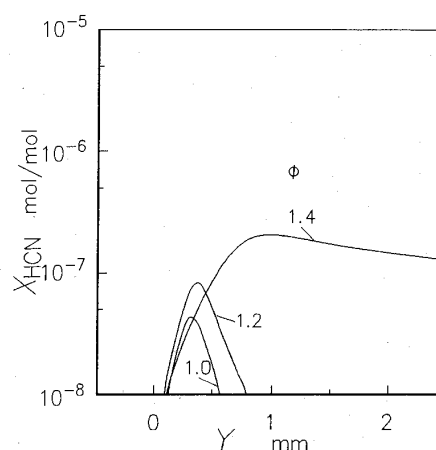
図 8 メタン平面火炎内の N 濃度分布. $p=0.1$ MPa, $T_0=298.15$ K NO 生成反応考慮

prompt NO 濃度には温度依存性は見られないが、intercept NO 濃度は未燃焼混合気体温度が高くなると大きくなっている。燃料過濃火炎で intercept NO 濃度が強い温度依存を示すことが実験的に示されたのは⁽²⁾、測定された intercept NO 濃度には図 7 に見られるように thermal NO 濃度が加算されるためである。

prompt NO の生成を反応動学的に考察してみるために、prompt NO の生成反応を考慮した場合と考慮しない場合との火炎内 N 濃度分布および HCN 濃度分布を図 8, 9 に図示する。prompt NO の生成反応を考慮することにより、図 8(a)に見られるように、N は火炎帯で急激にその濃度を増加し、最大値に達した後減少している。火炎後流になると、当量比 0.8, 1.0, 1.2 では再びゆっくりと増加し、0.6, 0.7, 1.4 では減少している。火炎帯内では N 濃度のピーク値は当量比が大きくなるほど高いが、火炎後流 2.5 mm での N 濃度は 1.0 が最も高い。また、火炎帯内の N 濃度がピークを示す位置は NO の生成速度がピークを示す位置とほぼ一致する。prompt NO の生成反応を考慮しない図 8(b)では火炎帯内に N 濃度のピークは見られず、このピーク濃度が急激な火炎帯内での NO 生成に寄与していることは明らかである。火炎後流 2.5 mm での N 濃度を比較すると、1.4 以外の当量比では prompt NO の生成反応を考慮しても、しなくてもあまり変化は見られないが、1.4 では prompt NO の生成反応を考慮しないことにより、かなり低い濃度になる。このことは、1.4 ではかなり後流まで prompt NO 生成反応の寄与が



(a) prompt NO 生成反応考慮



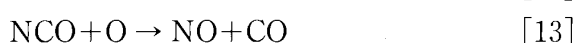
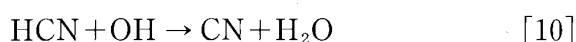
(b) prompt NO 生成反応考慮せず

図9 メタン平面火炎内の HCN 濃度分布. $p=0.1$ MPa, $T_0=298.15$ K

あることを示唆している。

prompt NO の生成反応を考慮した図 9(a)の HCN 濃度も火炎帯内にピークをもち当量比 1.4 以外は火炎後流で急激に減少するが, 1.4 では火炎後流にもかなりの濃度の HCN が残っている。prompt NO の生成反応を考慮しないと, 図 9(b)に示すように, 全領域で HCN 濃度が減少する。これらからも HCN が prompt NO の生成に関与していることは明らかであり, 当量比 1.4 ではかなり火炎後流まで HCN が NO の生成に寄与していることがわかる

prompt NO の生成は, 当量比 1.4 では Fenimore⁽³⁾ が提案したように, 反応[7]で生成した HCN が



の反応により, $\text{HCN} \rightarrow \text{NCO} \rightarrow \text{NO}$ および $\text{HCN} \rightarrow \text{CN} \rightarrow \text{NO}$ の過程で生成するが, 当量比が小さくなるにつれて, 反応 [7] で生成した N が反応 [2], [3] で NO を生成する割合が増加する。理論混合比の火炎では, 火炎帯内で NO の生成速度が最大となる位置では 90% 以上が後者の反応により生成している。この計算に用いた燃焼条件では, prompt NO への反応 [8], [9] の寄与は小さ

いことが示されている。

prompt NO 生成の反応動力学的考察からも, prompt NO の生成が問題になるのは燃料過濃側であり, 燃料希薄側では問題にならない。また, prompt NO 生成への温度依存性がみられないことなどが明らかになっている。

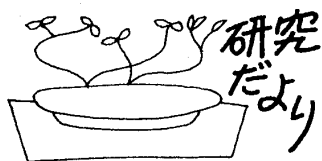
3. 火炎内および火炎近傍での NO_2 の生成および光化学反応

ガスタービン燃焼器から排出される NO_x に占める NO_2 の割合が多いことが実験的に示されて以来, ファンヒータからの NO_2 の排出, 厨房のガスバーナ火炎の周囲での NO の NO_2 への変換等が問題になってきている。しかし, 多くの燃焼器では NO のまま排出され大気中で光化学反応によって NO_2 へと酸化される。

今回は NO の NO_2 への酸化反応, および石炭の燃焼で問題になる fuel NO の生成等について解説する。

参考文献

- (1) 佐野妙子, GTSJ, 21-81, (1993), 50.
- (2) 技術資料, 燃焼に伴う環境汚染物質の生成機構と抑制法, (1989), 60, 日本機械学会
- (3) Fenimore, C. P., Thirteenth Symp. (Int.) on Combust., (1971), 373, The Combustion Institute.
- (4) 佐野妙子, Thermal Science & Engineering, 1-2 (1993), 7.
- (5) Miller, J. A., and Bowman, C. T., Prog. Energy Combust. Sci., 15, (1989), 287.
- (6) Matsui, Y., and Yuuki, A., Jap. J. Appl. Phys., 24, (1985), 598.
- (7) JANAF Thermochemical Tables, (1985).



(株)日立製作所ガスタービン研究開発センター

(株)日立製作所 機械研究所 川 池 和 彦

1. はじめに

日立製作所では、ガスタービンを主機とする小型・中型のコージェネレーションプラントから大型コンバインドプラントに至る発電機器を製作している。ガスタービン本体に関しては、省エネルギー・環境保全・燃料の多様化などの課題に対応すべく、なお一層の高効率化と排気のクリーン化を目標に、高温ガスタービンの各技術分野で極限を目指した研究開発を実施している。この先端技術の開発を加速するため、茨城県勝田市にガスタービン研究開発センターを設置し、分散していた研究開発設備の統合、拡充をはかるとともに、基盤技術を支援する研究所間の関係を強化する組織体制とした。ガスタービン研究開発センターは、基礎と応用研究、実証研究、実用化研究を分担している。研究項目は大別して、燃焼器の高温・低 NO_x 化、タービンの高温・高性能化、圧縮機の高圧力比・高性能化および全体システムに分類できる。試験設備としては、低 NO_x 燃焼器開発用の低圧から実圧までの各種燃焼スタンド、タービン冷却翼開発用の基礎伝熱要素試験装置と高温翼列風洞、空力性能試験用の遷音速風洞とタービン、圧縮機の回転試験装置などがある。また実圧燃焼試験用として新開発の高圧力比圧縮機と、その駆動機として自主開発のH25型ガスタービンが設置してある。以下に主たる研究開発の内容を紹介する。

2. 研究開発の概要

(1) 圧縮機

高温ガスタービン用の圧縮機では、高圧力比、高効率、大容量化が必要とされる。このために、翼面速度分布を与え翼形状を生成するインバース法による翼設計法を開発しスーパークリティカル翼型の設計技術確立した。本翼型は、二次元翼列試験や回転試験による検証を経て、高圧力比全段機に採用し高圧空気源用として使用しながら、

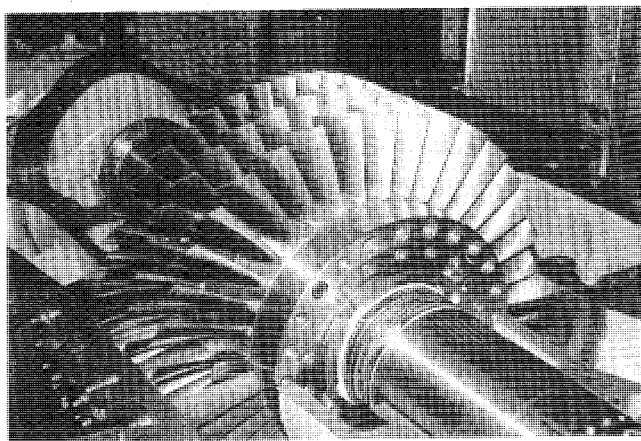


図1 遷音速圧縮機回転試験装置

長期運転試験を行っている。図1は、圧縮機前段の回転試験装置で、ピトー管の自動トラバースによる内部流動の把握、旋回失速やサージングなどの非定常シミュレーションの検証、非接触翼振動計測技術などの研究を行っている。

(2) 燃焼器

燃焼器の高温超低 NO_x 化に対しては希薄予混合気で広い負荷範囲で安定した燃焼を達成する必要がある。希薄燃焼は現象が複雑で微妙なため、要素燃焼スタンドを用いた燃焼の基礎実験から、高圧の実機燃焼試験までを系統的に進め、火炎の可視化や、レーザによるラジカル計測、燃焼シミュレーションとの対比などにより火炎の構造や挙動の解明を行っている。また、ガスタービンの着火起動から定格条件に至る実機シミュレーション試験をはじめ、燃焼現象に影響の大きい、湿度や燃料組成を変化させた試験も可能である。図2は、燃焼器試験スタンドを示し、実機大燃焼器の火炎構造や高速非定常挙動を筒型高温プローブや高速画像計測装置を用いて解析している。

(3) タービン

タービンは、空力・冷却・振動・強度・材料の多くの技術分野を包含するため、一貫した冷却翼の統合CAE設計システムとして、技術を集約す

(平成5年8月12日原稿受付)

ることを意識した開発を推進している。空力技術に関しては自主開発の CFD を駆使し、冷却翼に適した翼型設計、二次流れ損失低減を目的とした三次元バウ翼の設計技術を確立し、二次元翼列試験や空気タービン試験による翼列性能の確認や主流と冷却空気の干渉の影響を把握している。一方、高温化に対応する冷却技術としては、内部冷却強化とフィルム冷却の性能改善などの伝熱要素試験、前記 CAE を用いた冷却パス形状の最適設計、高温翼列風洞試験による確認、冷却空気供給システムなど空気冷却の限界を追求した開発を行っている。図 3 は、サーペントイン冷却翼の伝熱特性の改善を目的とした乱流促進リブの熱伝達率の測定装置を示す。本装置は従来の電気ヒータ法に対し、インピンジメント加熱を用い供試体の伝熱特性を伝熱特性が既知の基準体との比較によって求める装置で、実験効率と測定精度が高い特徴をもつ。

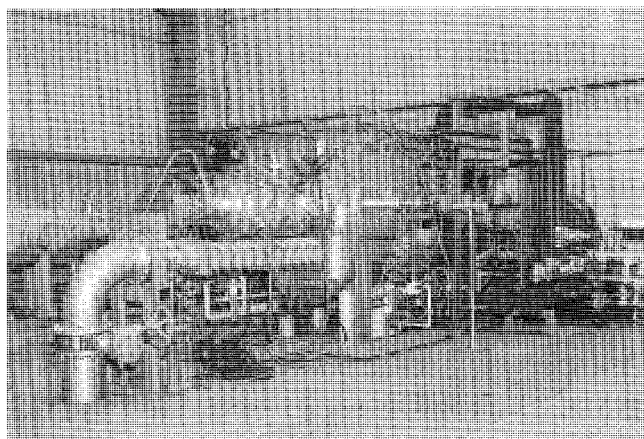


図 2 燃焼器試験スタンド

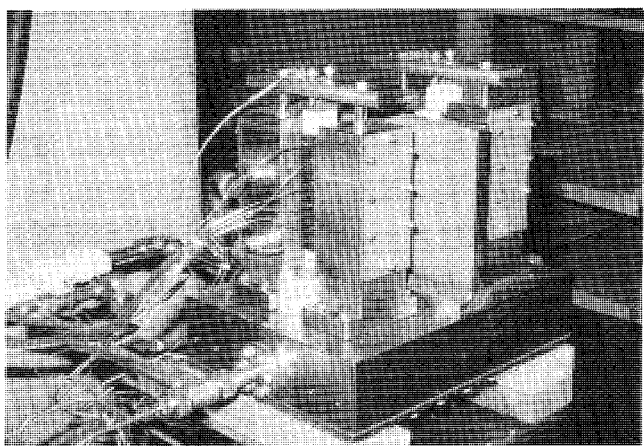


図 3 伝熱要素試験装置

この装置により、従来の形状に比較して大幅な伝熱性能の改善をはかった乱流促進リブの形状を開発し、内部冷却だけでも現状の空気冷却の限界を改善できることを実証している（図 4）。タービン翼としての冷却性能は、図 5 の高温翼列風洞を用いて実機条件の試験を実施している。

(4) 耐熱材料

高温化に対する耐熱材料に関しては、Ni 基合金や Co 基合金の改良を継続すると共に、大型翼の精密鑄造に関し、耐用温度の大幅な向上が期待で

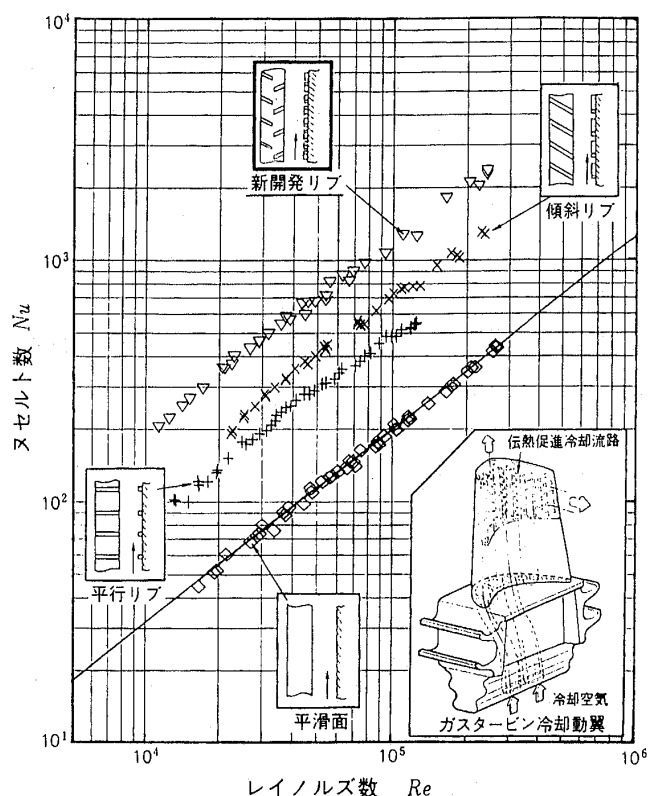


図 4 乱流促進リブ形状の効果

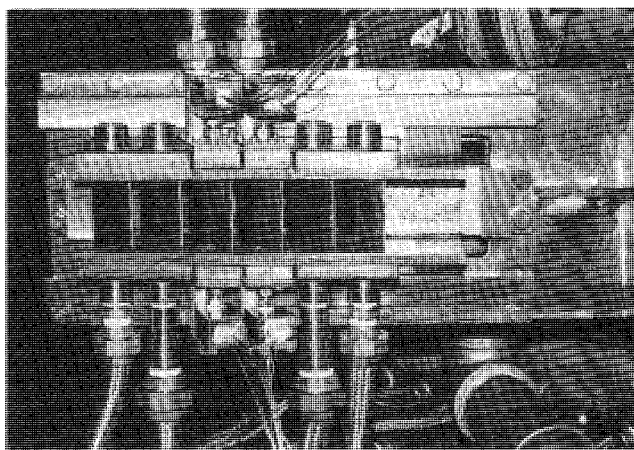


図 5 高温翼列風洞

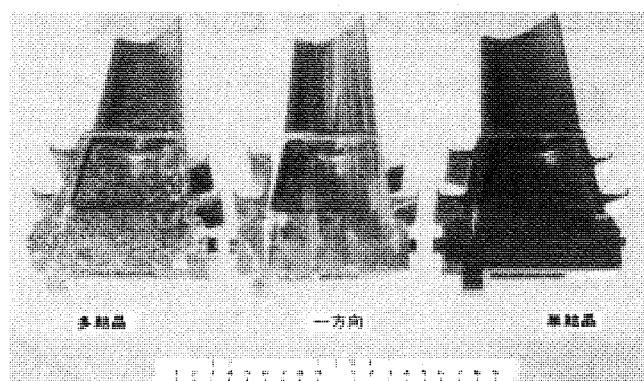


図6 タービン精密鑄造翼

きる結晶制御技術に取り組んでいる。図6はH25型機用の普通鑄造，一方向凝固，単結晶翼を試作したものである。前述の内部冷却強化翼と適合性の良い遮熱コーティング技術についても，長寿命化を目的に，モデルや実機による長時間耐久試験を行っている。将来材料であるセラミックスや酸化物強化合金などに関しては長期的視野で研究開発を進めている。

(5) 信頼性

ガスタービンの高温高効率化は信頼性の下に成立するとの認識から，高温部品の寿命・信頼性評価技術の高度化を進めている。例えば，タービン翼に関しては，FEM解析を主体とした振動・強度などの評価システムを確立しているが，複雑形状の冷却翼の迅速な評価を目的にFEM解析の完全自動メッシュ分割にも取り組んでいる。寿命予測の精度向上に対しては，各種耐熱材料に関し，クリープ・疲労寿命データの蓄積と寿命評価法を開発する一方，図7の実翼に遠心力相当の引張荷重

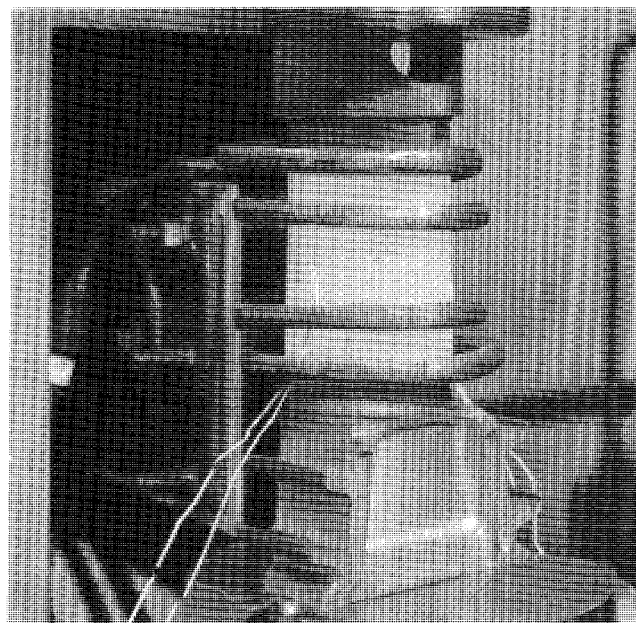


図7 実翼寿命試験装置

と高周波加熱により実機相当の熱応力を付加した実働荷重長時間試験を実施し信頼性の確認を行っている。

以上の各技術分野の研究開発に加え，CFD，燃焼シミュレーション技術の高度化や石炭ガス化発電システムやボトムリングサイクルを含めたプラントシミュレーションなどに関し，総合的にアプローチしている。

3. おわりに

産業用ガスタービンは，ジェットエンジン技術を基礎に発展してきたが，近い将来ジェットエンジン以上に高温化が進むと予測し，性能・信頼性・環境特性に優れ，産業用ガスタービンに適した技術を目指して研究開発を推進していく所存である。



1993 第 38 回 ASME 国際ガスタービン会議

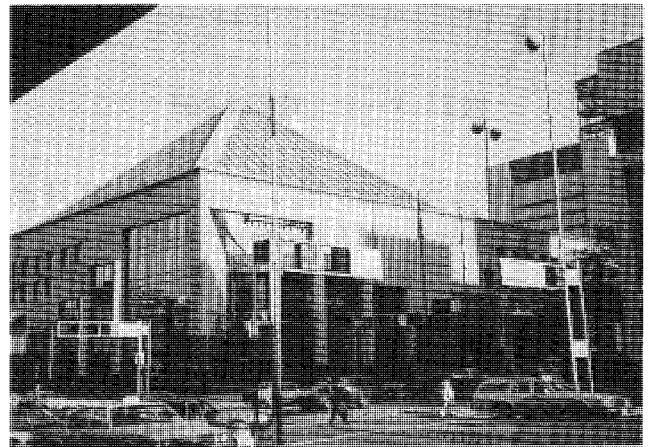
1. 全 般

(株)日立製作所 和田 正 倫

1993 ASME TURBO EXPO Land, Sea & Air は米国オハイオ州シンシナチに於いて、5月24日から4日間にわたって開催された。シンシナチは何といっても野球の“CINCINNATI REDS”の本拠地として知名度が高く、オハイオ川を挟んで対岸のケンタッキー州にあるシンシナチ国際空港から市の中心に向かうと、オハイオ川に架かる橋を渡るあたりで、高層ビル街を背景にした“Riverfront Stadium”の偉容が目飛び込んでくる。オハイオ川を渡り更に数ブロック入ったところに今回の会場となった“CINCINNATI CONVENTION CENTER”があった。約20年前に旧市街の再開発が開始されたが、その際、この Convention Center が最初に完成され、引き続いてその周辺のオフィスやホテルのビル群が次々と建設されていったと言う。

この Convention Center の1階には約16,000 m²の広大な展示ホール、又、2～3階には大小併せて約40に及ぶ会議室を備え、skywalkで接続されている周辺のホテルは合わせて3,000室以上という機能的に大変素晴らしい世界有数の設備である。

今年度は、付表1の如く17のパネル(レクチャーを含む)と100のセッションが開催され、発表論文は合計446件と、やや昨年のケルン大会(472件)を下回った。付表中、ユーザ主体として分類したのは、配布されたプログラムにある“User-Oriented”という注記に従ったもので、数字上は例年より若干の減少に留まっているように見えるが、論文発表者等から判断される実質は、ユーザーの参加比率は明らかに減少したと感じられた。また、部門別論文数についてその変化の著しい項目を取り出してここ3年の比較を付表2に



CINCINNATI CONVENTION CENTER

示す。航空エンジン部門が国際情勢や経済環境の変化の影響を受けたのか、昨年の52編から25編へと半減したのが目につく他、セラミックスもここへ来てやや一服の感がある。一方電力事業用は24編から31編へと顕著な増加傾向を示しており、又、燃焼技術・熱伝達・製造・材料・構造・ターボ機械等のガスタービン基礎技術に関しては微増傾向となっている。国別では、米国が自国開催という事もあり233編と増加したのに対し、日本からの論文数は昨年の31編に対し本年は20編と大きな比率で減少した。“その他”に分類した諸国の中では、英国53件とドイツ26件が日本より多く、以下、中国20件、カナダ18件、イタリア14件となっている。又、大学及び研究機関(メーカ付属を除く)からの論文発表数は約260件に達しており、過半数となっている。

展示には264社が参加し“Convention Center”の展示ホールで盛大に開催された。スペースが広い為ブース間通路もゆったりとしており、又、天井も高く照明設備も良く快適な展示の環境であった。日本からは三菱(Westinghouse, Fiat Avioとのグループ展示)、IHI、日立の3社が参加し

(平成5年7月12日原稿受付)

付表 1

部 門	パネル数			セッション数			論文数			国別論文数		
	一般	ユーザ 主体		一般	ユーザ 主体		印刷 論文	口頭 発表	米国	日本	その他	
開 会	1	1										
航空エンジン (内Joint) (内Lecture)	3 (1)		3 (1)	6 (1)	1 (1)	5	25	21	4	16	0	9
セラミックス (内Joint)	1 (1)		1 (1)	4 (1)	2 (1)	2	13	13	0	10	1	2
クローズドサイクル				1	1		6	6	0	3	0	3
石炭利用	1		1	4	1	3	19	17	2	16	0	3
燃焼・燃料				7	1	6	37	37	0	19	4	14
制御と診断 (内Joint)	1 (1)		1 (1)	4 (1)	1	3 (1)	19	18	1	6	0	13
教 育	1		1	1	1		4	4	0	1	0	3
電力事業用・コジェネ	1		1	6	3	3	31	31	0	17	1	13
熱伝達 (内Joint)				10 (2)	10 (2)	0	36	36	0	17	1	18
産業用・コジェネ				4		4	15	15	0	7	1	7
法令・法規	1		1									
製造・材料	3	1	2	3	1	2	18	17	1	13	1	4
舶 用	1		1	3	0	3	11	11	0	5	0	6
パイプライン (内Joint)	1 (1)		1 (1)	4 (1)		4 (1)	10	10	0	6	0	4
構 造 (内Joint)	1	1		14 (2)	10 (2)	4	60	60	0	42	0	18
ターボ機械 (内Joint)				26 (4)	26 (4)	0	127	125	2	46	5	76
車両・小型ターボ機械 (内Joint)	1 (1)		1 (1)	3	3	0	15	13	2	9	6	0
合 計 (内Joint)	17 (2)	3	14 (2)	100 (6)	61 (5)	39 (1)	446	434	12	233	20	193

付表 2

項 目	1991	1992	1993
航 空 エ ン ジ ン	50	52	25
セ ラ ミ ッ ク ス	31	11	13
制 御 と 診 断	12	15	19
電力事業用・コジェネ	21	24	31
舶 用	13	15	11
パ イ プ ラ イ ン	9	18	10
構 造	45	41	60
車両・小型ターボ機械	34	16	15

た。地元 GE が開発中の GE 90 の実物大模型や航空エンジン転用型 LM シリーズの実物を展示するなど、航空エンジン各社はかなりの観衆を集めていたが、ヨーロッパを代表するヘビーデューティガスタービンメーカ、ABB と Siemens は地理的なハンデの為か、広いブースの割には大型模型や製品の展示は例年よりもむしろ少ないように見受けられた。各社の展示で目を引いたのは、今年も低 NOx 燃焼器やセラミックス応用技術（セラ

ミックブレード、セラミックコーティング等）で、各社とも開発に力を入れている感じが感じとられた。ガスタービン部品や付属装置の専業中小メーカの展示も活発で、特に、制御装置専門メーカのその場で運転操作の出来る制御装置実物展示は興味を引いたものの一つであった。又、ガスタービン新機種に付いては、GE が日立と協力して開発する 70 MW の MS6001FA 型（MS7001FA の縮小モデル）を本会場で新聞発表したが、その他には目立ったものはなく、一連の 1300℃級ガスタービン開発が一巡し、新機種開発の端境期にあるように思われた。

先にも述べたように、ユーザーの参加が少ないという印象を展示ブース側からも感じられたが、この問題は欧米からの参加した展示担当の方々も同じ印象を得ており、今後課題を残したものと考える。尚、今回の参加人員総数は閉会間際に ASME 事務局から約 6,000 人と発表された。

2. 航空用ガスタービン

石川島播磨重工業㈱ 八 島 聰

エアラインの不況と冷戦後の軍事予算削減という民需、軍需の両面からの厳しい現況を反映してか、航空エンジン関係は元気がないというのが、残念ながら今年の特徴であるように感じた。まず、開会にあたっての基調講演が、顧客に耳を傾けようという趣旨で、エアライン（ルフトハンザ）の重役と米空軍の装備担当の将軍によってなされたが、前者はエンジンのオーバーホール工事でこれからはエアラインにも儲けさせろと言うし、後者は今後は装備品の発注は減るが、米国の優位性を確保するために技術力だけは高めろという内容で、エンジンメーカーには（少なくともビジネスの面では）元気がでない講演であった。技術セッションの数でも、昨年は航空エンジン委員会の企画によるものが共催を含めて13（一昨年は15）あったものが、今年は9セッションと減少した。一昨年の推力偏向ノズル、昨年の極超音速推進のように、目玉になるセッションがなかったことにも起因しているが、元々航空エンジン委員会のセッションにはアカデミックなテーマは少なく、プロジェクト指向のテーマ・セッションが多いだけに、業界の不振を反映してセッション数が減ったものと考えられる。とは言うものの、各セッションでの討議は活発で、情報交換の得がたい場であることに変わりなかった。以下、筆者が興味をもったセッションを中心に概要を述べる。

1. 次世代の民間用大型ターボファン

パネル・セッションにおいてP&WがADPの研究開発について、コア熱効率60%、推進効率90%、全体効率50%を2010年頃の到達目標にしていると発表していた。現在デモ運転中のPW 2000をベースにしたADPではバイパス比15程度だが、21世紀のADPはバイパス比25、圧力比75、TIT 3500°F以上を目指すという夢のあるものであった。一方GEはADPを含むUHB

の問題点として、機装と運用上の制約や飛行時の推力低下率の増大などをあげ、従来型のバイパスエンジン（バイパス比9程度～GE 90のイメージ）を選んだと発表。エンジンナセルが大きくなりすぎて地面を掘っている絵をタイトル・バックに使い、会場の笑いを誘ってP&Wを皮肉っていたが、P&Wは、ファンの大きさは従来と変えずにコアを小さく高性能化することでUHB化すれば、このような問題はなくなると主張。RRは、新しい技術よりも大事な金はだという趣旨の発言をし、明日の新技术よりも今日の生産エンジンの利潤向上につながる技術が最優先だという意見を述べ、P&Wから、このセッションは将来の話をする場なので、2,3年先のことを話すべきではないとクレームをつけられる程、現実論に終始していた。いわゆるビッグ3の考え方の違いを垣間見ることができ、興味深かった。

2. 小型航空エンジン

米国が総力をあげて推進中のIHPTETの進捗状況がうかがわれる発表がLycomingからあった。IHPTETのフェーズIの成果を取入れて、2MW級のターボシャフトを開発中で、現状の最先端エンジンに比べてSFCで20%、出力/重量比で30%、比出力で40%向上させるというもので、92年から開発を開始し、96年に型式承認という計画とのこと。新しい要素技術なども紹介されている。同じセッションで、補機類を全部電気駆動にする研究開発の状況がGEから2件報告された。一つは、ターボシャフトへの適用を目指したもので、スタータ・ジェネレータ（SG）をエンジン内部に組込んで出力を電気の形で取り出し、それで電気駆動の補機を回そうというもの。既存機の改修も考慮してSGの外付けタイプも研究中である。また、戦車用に開発中のLV 100は全電化エンジンを売物にしており、今年中に走行試験に入ることなので、実用化はこちらの方が早そうである。

（平成5年6月21日原稿受付）

3. 高速推進

昨年は極超音速推進を目玉にして3セッションが組まれたが、今年はその反動か発表は少く、かつ中身も種々雑多な寄せ集めの感じであったが、P&Wが発表したNOx低減の研究計画はわかりやすかった。NOx排出量は燃焼器の燃空比がストイキオに近づくと高くなるので、1次燃焼領域を2つ作って燃空比を下げるのが現在知られているNOx対策技術で、P&Wでも軸方向に2段にした燃焼器を開発しており、95年にV2500に適用する予定である。将来的には、燃料リッチな1次燃焼領域を作らず常に希薄な状態で燃やすという概念と、逆にストイキオを越えた過濃状態で燃焼し、直ちにクエンチして希薄領域に導く、つまりストイキオ領域をバイパスしてしまおうという概念の2つの方向で研究しているとのことであった。超高速機はオゾンの最も濃い高度を飛ぶので、NOx対策は不可欠という観点からの発表であった。

4. その他

航空エンジン委員会では毎年ジェットエンジン

の草創期を振り返るテーマ・セッションを開催しているが、今年は米国で最初にジェットエンジンの自主開発を行なったWestinghouseの歴史が取上げられ、41年真珠湾攻撃の日に海軍から仕様を示された艦載機（プロペラ機）用ブースタとしてのジェットエンジン開発から、61年に航空エンジン分野から撤退するまで、最近亡くなったオランダ生れのReinout Kroonを中心とするエンジン開発の歴史が紹介され、初めて聞く話も多かったので勉強になった。その他、設計と解析のセッションでは最近のエンジン性能シミュレーション技術が発表され、過渡性能も含めたシミュレーション計算精度が、著しく向上してきていることを実感した。また、機体とエンジンの適合性と艤装に関するセッションも開かれ、ノズルやナセルのCFD計算結果の他に、GEが高バイパスエンジンをナセル込みで風洞試験するために作ったシミュレータの紹介があった。今回は、航空エンジン関係では日本からの発表は1件もなく、大変残念であった。来年のハーグでは多数の発表を期待したい。

3. 産業用ガスタービン

三菱重工業(株) 青木素直

米国では、クリントン政権が環境問題に厳しい姿勢をとっていることから、電力会社、IPPいずれも天然ガスを燃料とするガスタービンをを用いたコンバインドサイクル、コージェネプラントを建設しており、ガスタービン市場は活況を呈している。

今回の国際ガスタービン会議の産業用ガスタービンに関するセッションのうち、最大の聴衆を集めたのはセッション#40のCombustion Turbine Developmentであった。このセッションでは、①東北電力と三菱重工が共同研究として進めている1500°C級産業用ガスタービンの冷却翼の開発、②三菱重工が開発した1350°C級230 MW級50 Hz機701 Fガスタービンの設計と三菱重工横浜製作

所内金沢発電所における運転状況、③GE社LM6000ガスタービンのコージェネプラントへの適用 他の計5編の発表があった。①は、全面膜冷却、大型一方向凝固翼、TBC開発に関する内容で過去2回(全般、燃焼器)に続き、3回目の発表である。1500°C級ガスタービンの技術開発を公表しているのは、我国だけであり、関心が非常に高く今回も多く質問が寄せられた。②は701 Fガスタービンの設計上の特徴と1300点以上のセンサーを取付けて行なわれた特殊計測結果に関するもので、1350°C級ガスタービンとしては、世界で初めて実機に適用された予混合方式Dry低NOx燃焼器に関し、活発な質疑応答が行なわれた。③に関する質疑応答では、工場試験時にタービン4,5段動翼がフラッタで折損、ダンパーピンにて

(平成5年7月8日原稿受付)

3. 高速推進

昨年は極超音速推進を目玉にして3セッションが組まれたが、今年はその反動か発表は少く、かつ中身も種々雑多な寄せ集めの感じであったが、P&Wが発表したNOx低減の研究計画はわかりやすかった。NOx排出量は燃焼器の燃空比がストイキオに近づくと高くなるので、1次燃焼領域を2つ作って燃空比を下げるのが現在知られているNOx対策技術で、P&Wでも軸方向に2段にした燃焼器を開発しており、95年にV2500に適用する予定である。将来的には、燃料リッチな1次燃焼領域を作らず常に希薄な状態で燃やすという概念と、逆にストイキオを越えた過濃状態で燃焼し、直ちにクエンチして希薄領域に導く、つまりストイキオ領域をバイパスしてしまおうという概念の2つの方向で研究しているとのことであった。超高速機はオゾンの最も濃い高度を飛ぶので、NOx対策は不可欠という観点からの発表であった。

4. その他

航空エンジン委員会では毎年ジェットエンジン

の草創期を振り返るテーマ・セッションを開催しているが、今年は米国で最初にジェットエンジンの自主開発を行なったWestinghouseの歴史が取上げられ、41年真珠湾攻撃の日に海軍から仕様を示された艦載機（プロペラ機）用ブースタとしてのジェットエンジン開発から、61年に航空エンジン分野から撤退するまで、最近亡くなったオランダ生れのReinout Kroonを中心とするエンジン開発の歴史が紹介され、初めて聞く話も多かったので勉強になった。その他、設計と解析のセッションでは最近のエンジン性能シミュレーション技術が発表され、過渡性能も含めたシミュレーション計算精度が、著しく向上してきていることを実感した。また、機体とエンジンの適合性と艤装に関するセッションも開かれ、ノズルやナセルのCFD計算結果の他に、GEが高バイパスエンジンをナセル込みで風洞試験するために作ったシミュレータの紹介があった。今回は、航空エンジン関係では日本からの発表は1件もなく、大変残念であった。来年のハーグでは多数の発表を期待したい。

3. 産業用ガスタービン

三菱重工業(株) 青木素直

米国では、クリントン政権が環境問題に厳しい姿勢をとっていることから、電力会社、IPPいずれも天然ガスを燃料とするガスタービンをを用いたコンバインドサイクル、コジェネプラントを建設しており、ガスタービン市場は活況を呈している。

今回の国際ガスタービン会議の産業用ガスタービンに関するセッションのうち、最大の聴衆を集めたのはセッション#40のCombustion Turbine Developmentであった。このセッションでは、①東北電力と三菱重工が共同研究として進めている1500°C級産業用ガスタービンの冷却翼の開発、②三菱重工が開発した1350°C級230 MW級50 Hz機701 Fガスタービンの設計と三菱重工横浜製作

所内金沢発電所における運転状況、③GE社LM6000ガスタービンのコジェネプラントへの適用 他の計5編の発表があった。①は、全面膜冷却、大型一方向凝固翼、TBC開発に関する内容で過去2回(全般、燃焼器)に続き、3回目の発表である。1500°C級ガスタービンの技術開発を公表しているのは、我国だけであり、関心が非常に高く今回も多く質問が寄せられた。②は701 Fガスタービンの設計上の特徴と1300点以上のセンサーを取付けて行なわれた特殊計測結果に関するもので、1350°C級ガスタービンとしては、世界で初めて実機に適用された予混合方式Dry低NOx燃焼器に関し、活発な質疑応答が行なわれた。③に関する質疑応答では、工場試験時にタービン4,5段動翼がフラッタで折損、ダンパーピンにて

(平成5年7月8日原稿受付)

対策したことが述べられた。①, ②, ③の発表時に、聴衆は会議室一杯で150人以上となり、活発な質疑応答がなされた。セッションチェアマンの話ではベストセッションであろうとのことであった。①, ②, ③の発表が終了すると約半数の聴衆が退室し、次の発表者が面食らう場面があった。

我国は、世界的に見ても新形ガスタービンの開発が盛んな国であり、又、本セッションのように論文発表でも多くの聴衆を呼べるようになった。産業用ガスタービンの分野では完全に一流国の仲間入りを果たしたと言える。

セッション#75 Operation and Reliability では1300°C級ガスタービンGE社F7Fの運用監視に関する発表があったが、発電所における運用実績については言及されず期待外れであった。セッション#91 Combustion Turbine Technology Update は前刷り無しのパネルディスカッションであった。ロールスロイス、ウェスチングハウス、ABB, Siemens, GE社より主に新機種開発とDry低NO_x燃焼器の開発に関する発表が行なわれ、活発な質疑応答がなされた。ロールスロイス社はIndustrial TRENT 紹介を主体とした発表で、ガスタービン単体出力50 MW、効率42%コンバインド出力70 MW、効率52%を目標とする。コージェネ市場を狙ったもので1996年に市場投入を予定。ウェスチングハウス社は三菱重工、フィアットアビオ社(伊)との協力関係、更にはロールスロイス社との提携を紹介した。続いて、三菱重工開発のDry低NO_x燃焼器を紹介、それに加え、ロールスロイス社とULTRA Low NO_x燃焼器

を開発中であることを発表。ABB社は、GT10D, GT8C, GT11N 2, GT13E 2などの新機種の性能とEVバーナーに関する紹介を行なった。来年に出力160 MWの60 Hz機を市場投入する予定であると発表。Siemens社はV 84.3(60Hz機), V 94.3(50Hz)の性能紹介及び今後の性能向上, Dry低NO_x燃焼器の実機計測結果を紹介した。V 84.3, V 94.3はいずれも燃焼器出口温度1340°Cで出力はそれぞれ153 MW, 220MW, 効率は36.3%である。

コージェネ関係では、蒸気噴射サイクルに関するものが多かった。主に航空転用形ガスタービンを対象としている。航空転用形ガスタービンは高シンプルサイクル効率であるが、高圧力比のため一般に排ガス温度が低いこと、又、高圧力比と限られた燃焼器ケーシングスペースのためDry低NO_x燃焼器の適用が遅れている。これらの条件に最も良く適合するものが蒸気噴射サイクルである。米国では中小容量出力範囲(〜30 MW)で航空転用形ガスタービンの需要が多く、これらのポテンシャルカスタマーを対象としたものと思われる。

筆者はほぼ十年に亘り、連続して本会議に参加してきた。前述したように産業用ガスタービンの分野では、年を経るにつれ、我国からの論文発表のレベルが高くなり、多くの聴衆を呼べるようになった。展示会における日本メーカーのブースの広さも拡大しており、我国は確実に一流国の仲間入りを果たしたと思われる。

4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

機械技術研究所 筒井 康 賢

小型ガスタービン(移動用と小型ターボマシン)のセッションが4回、セラミックスのセッションが5回開催され、そのうち2回が両者のジョイントセッションであった。講演数は小型ガスタービ

ンが15件、セラミックスが13件であった。ただし、ジョイントセラミックスの講演数は小型ガスタービンにのみ分類した。

アメリカでは、エネルギー省(DOE)のATTAP(Advanced Turbine Application Program)計画が終了し、昨年、同省のシカゴオフィスが新しく

(平成5年7月22日原稿受付)

対策したことが述べられた。①, ②, ③の発表時に、聴衆は会議室一杯で150人以上となり、活発な質疑応答がなされた。セッションチェアマンの話ではベストセッションであろうとのことであった。①, ②, ③の発表が終了すると約半数の聴衆が退室し、次の発表者が面食らう場面があった。

我国は、世界的に見ても新形ガスタービンの開発が盛んな国であり、又、本セッションのように論文発表でも多くの聴衆を呼べるようになった。産業用ガスタービンの分野では完全に一流国の仲間入りを果たしたと言える。

セッション#75 Operation and Reliability では1300°C級ガスタービンGE社F7Fの運用監視に関する発表があったが、発電所における運用実績については言及されず期待外れであった。セッション#91 Combustion Turbine Technology Update は前刷り無しのパネルディスカッションであった。ロールスロイス、ウェスチングハウス、ABB, Siemens, GE社より主に新機種開発とDry低NO_x燃焼器の開発に関する発表が行なわれ、活発な質疑応答がなされた。ロールスロイス社はIndustrial TRENT 紹介を主体とした発表で、ガスタービン単体出力50 MW、効率42%コンバインド出力70 MW、効率52%を目標とする。コージェネ市場を狙ったもので1996年に市場投入を予定。ウェスチングハウス社は三菱重工、フィアットアビオ社(伊)との協力関係、更にはロールスロイス社との提携を紹介した。続いて、三菱重工開発のDry低NO_x燃焼器を紹介、それに加え、ロールスロイス社とULTRA Low NO_x燃焼器

を開発中であることを発表。ABB社は、GT10D, GT8C, GT11N 2, GT13E 2などの新機種の性能とEVバーナーに関する紹介を行なった。来年に出力160 MWの60 Hz機を市場投入する予定であると発表。Siemens社はV 84.3(60Hz機), V 94.3(50Hz)の性能紹介及び今後の性能向上, Dry低NO_x燃焼器の実機計測結果を紹介した。V 84.3, V 94.3はいずれも燃焼器出口温度1340°Cで出力はそれぞれ153 MW, 220MW, 効率は36.3%である。

コージェネ関係では、蒸気噴射サイクルに関するものが多かった。主に航空転用形ガスタービンを対象としている。航空転用形ガスタービンは高シンプルサイクル効率であるが、高圧力比のため一般に排ガス温度が低いこと、又、高圧力比と限られた燃焼器ケーシングスペースのためDry低NO_x燃焼器の適用が遅れている。これらの条件に最も良く適合するものが蒸気噴射サイクルである。米国では中小容量出力範囲(～30 MW)で航空転用形ガスタービンの需要が多く、これらのポテンシャルカスタマーを対象としたものと思われる。

筆者はほぼ十年に亘り、連続して本会議に参加してきた。前述したように産業用ガスタービンの分野では、年を経るにつれ、我国からの論文発表のレベルが高くなり、多くの聴衆を呼べるようになった。展示会における日本メーカーのブースの広さも拡大しており、我国は確実に一流国の仲間入りを果たしたと思われる。

4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

機械技術研究所 筒井 康 賢

小型ガスタービン(移動用と小型ターボマシン)のセッションが4回、セラミックスのセッションが5回開催され、そのうち2回が両者のジョイントセッションであった。講演数は小型ガスタービ

ンが15件、セラミックスが13件であった。ただし、ジョイントセラミックスの講演数は小型ガスタービンにのみ分類した。

アメリカでは、エネルギー省(DOE)のATTAP(Advanced Turbine Application Program)計画が終了し、昨年、同省のシカゴオフィスが新しく

(平成5年7月22日原稿受付)

CSGT(Ceramic Stationary Gas Turbine)計画を開始して、セラミックガスタービン開発が新しい段階を迎えている。

初日に「セラミックガスタービンプロジェクトの展開」というセッションが開かれ、日本から筒井が300 kW産業用セラミックガスタービンの開発について(GT-188)、IHIの斎藤氏が1軸コージェネレーション用のCGT301の開発について(GT-49)、JARIの伊藤氏が100 kW自動車用CGTの開発について(GT-40)、アライドシグナル社オーギジャリパワー部門のモリー氏がAGT 101と同社でのAPUのセラミックス化について(GT-361)、GM社アリソンガスタービン部門のベレニー氏がAGT-5の実験結果などについて報告した(論文なし)。アライドシグナル社の発表によると、オーギジャリパワー部門のセラミックガスタービンの開発はAGT計画、ATTAP計画のAGT 101から、同部門の本業である85シリーズ、331シリーズ、G 250等のAPUのノズルのセラミックス化に重点を移しているようである。

「小型ガスタービンへのサポートと応用」というセッションでは、JARIの熊倉氏が100 kW自動車用CGTの燃焼器について(GT-63)、同じく中沢氏がタービン部品について(GT-64)、日本ガイシの服部氏が、CGT301のセラミック部品(GT-65)の発表を行い、ソーラータービン社のルード氏が注目のCSGT計画について発表した(GT-309)。CSGT計画は、第1期の概念設計を終了し、第2期、第3期の今後の4年間で、同社のCentaur H型エンジンの燃焼器、初段ノズル、初段タービン動翼をセラミックス化してタービン動翼入口温度(TRIT)を2050°F(1121°C)に上昇させ、熱効率で6%、出力で25%向上させ、NO_xは10 ppm(15%O₂)を達成することを目標とし、4000時間のフィールドテストを行うことを予定しているとのことである。

ジョイントセッションの1つは、アメリカの商務省(DOC)、京セラインダストリアルセラミックス社、テクストロンスペシャルティーマテリアル

社、アライドシグナル社、GM社アリソンGT部門からのパネリストによる「製造のバリア、ギャップへの橋架け」という題目のパネルディスカッションであった。研究室レベルでは優れた強度特性など得られても実際の部品ではその特性が得られなかったり、厚肉部品が焼結できないなどにより部品が製作できないことなどの問題点について議論された。

「セラミックスの改良技術の進展」というもう1つのジョイントセッションでは、オークリッジ国立研とDOEからセラミックテクノロジープロジェクトでの10年の進歩について(GT-417)、ノートンインダストリアルセラミックス社から高信頼性窒素化珪素の製造方法について(GT-319)、オークリッジ国立研から窒素珪素のマイクロウェーブ製法について(GT-416)、カーボランダム社から炭化珪素の製法の最適化について(GT-415)の発表があった。この中でオークリッジ国立研のジョンソン氏は、新型熱機関用に高信頼性のセラミックスを開発することを目標に1983年に始まり10年間行ったセラミックテクノロジープロジェクトについて報告し、将来は高性能セラミックスのコストを下げるためのシステムティックな研究に集中すべきであると強調していた。

セラミックス関連の残りのセッションは「セラミックスに関する国際基準についての報告」、「タービン応用のセラミックスコーティング、接合」、「エンジンおよび関連材料のNDE」であった。

今回のセラミックガスタービン開発関連の発表は、日本から6件、アメリカから3件であり、アメリカからの発表は少なかったが、DOEやDOCなどがスポンサーであるプロジェクトの数は、アメリカ人ですら仕分けができないほど激増し、セラミックス関連の活動は活発になっているとのことである。また、日本からの発表に対して、コストと寿命に関する質問が多かったことが印象的であった。

5. ターボ機械の性能と流れ

5.1 軸流関係

航空宇宙技術研究所 山本孝正

非定常流を除く軸流関係（主に実験関係）の発表は、ファンおよび圧縮機の空力に関する3セッションで16件、タービンの空力に関する3セッションで18件、そのほかHartmann記念の2セッション（NASA/メーカ/大学、遷音速と超音速圧縮機における衝撃構造と損失のモデリング）と、粘性流技術に関する3セッションのうち非定常流を除く2セッション（2次流れと翼端流、後流混合と干渉）の中に12~3件ほど見られる。

軸流ファンおよび圧縮機では翼端隙間に関するものが5件、うち3件は翼端漏れ流れのモデルを提示しそれによって翼端損失や流れを予測したもの（GT-140, 150, 151）、他は直線翼列の翼端隙間内流の計測によって、隙間内外の流速、圧力および損失の詳細分布を明らかにしたもの（GT-303）、多段圧縮機の上流動翼の翼端隙間寸法を増加させると下流静翼列での損失が増加し、段効率の低下分の30%がこの静翼列での損失増加に帰因することを示したもの（GT-299）であった。翼列流路内の詳細な計測としては、LEANおよびCURVEした直線翼列の2次流れと損失を調べたもの（GT-50）、段試験で回転する動翼下流に位置する出口案内翼列の流路内部の流れを5孔ピトー管で測定し損失の発生機構を示したもの（GT-22）、単段の遷音速ファンの下流をウェッジ型4孔ピトー管および可視化で調べたもの（GT-3）がある。圧縮機翼列の高負荷化を目指したものとして、タンデム型の可変翼列の計算と実験（GT-235）、ピッチ/コード比を減少かつ高負荷化した遷音速翼列の計算と実験（GT-405）、があった。その他、産業用ガスタービンのフロント段多段圧縮機の開発として、設計と試験結果について述べたもの（GT-304, 327）も有益である。

タービン関係では、NASA（マーシャルフライトセンター）とメーカとで取り組んでいるタービンの研究の紹介が3件（GT-362, 370, 380）あ

り、そこではCFDを多段タービンの設計および超高負荷翼列の設計に大々的に用いていることがわかる。また、同グループの超高負荷翼を用いた反転型タービンに関するもの（GT-396）も興味深い。詳細な流れの実験解析としては、低速の4段タービン試験装置を用いて流れのスパン方向ミキシング機構の研究（GT-289, 290）や、昨年まで多かった翼端隙間流に関する発表数は減少したが、実機LP蒸気タービンでの翼端隙間損失解明（GT-106）と翼端隙間流に起因する加振力の解明（GT-125）があった。直線翼列を用いた二次流れの研究もいくつかあり、異なるピッチ/コード比での翼列下流での二次流れと乱流6成分の測定（GT-52）、二次流れに及ぼす翼面負荷分布の影響についての実験（GT-86）、また二次流れを制御して損失を低下させるため、翼入口境界層に翼並び方向に吹き込みを行った場合（GT-114）、フェンスを流路内に翼と並行に立てた場合（GT-51）、翼列をLEANまたはCURVEさせた場合（GT-296）、翼列をスプリッタ式にした場合（GT-225, 311）の発表があった。翼面粗さおよびインシデンスの翼性能への影響の予測法の発表（GT-280）もあった。

圧縮機およびタービン共通の課題として、翼列の損失解析やCFD解析時に問題となる翼面境界層の遷移に関して、翼前縁部に生ずる剝離泡を平板模型で調べたもの（GT-91）、も面白い。軸流関係ではそのほかNASAとメーカおよび大学の研究の成果の要約が前刷なしを含め5件あり、そのうちNASA/GEのファンおよび圧縮機の研究（GT-315）、MITのターボ機械の研究（GT-328）、NASA/IOWA大学の軸流ポンプの研究（GT-330）のレビューが興味のある方には入手できる。なお、本項では軸流関係のうち主として定常・実験関係に絞ったが、非定常およびCFD関係も含めると軸流関係としてはまだ多くの発表があり、むしろ最近の研究は総じて非定常の研究に移行しつつあるように思われる。

（平成5年7月22日原稿受付）

5.2 遠心関係

石川島播磨重工業 斎藤 正 泰

遠心関係では25件の発表が行われた。今回の発表では圧縮機の旋回失速やサージを含めた不安定現象の実験や解析とディフューザの流れの計測や数値計算がめだった。これらの発表は大別すると遠心圧縮機関係が17件であり、内インペラや不安定現象などが10件、ディフューザ関連が4件、スクロール、リターンチャンネル、高空性能が各1件で、このほか、ラジアルタービン関係が4件、ポンプ関係が3件、翼振動関係が1件である。国別ではイギリス（トルコと共著1件）が6件、アメリカが5件（中国との共著1件）、スイスが4件、カナダとドイツ（中国との共著1件）が各3件、日本が2件、ベルギー・UAE各1件である。

遠心圧縮機ではサージや旋回失速に関する動向を概観したまとめ（GT-8）をはじめとして、シュラウド壁面の圧力分布の時間的変化の解析から、旋回失速にいたる様相を3つに分類して現象の解明を試みたもの（GT-192）やインペラやディフューザ、コレクターの各部の圧力勾配より不安定性発生の原因を検討したもの（GT-284）、旋回失速がマイルドサージからディープサージに進行する現象を解析しているもの（GT-234）などがある。また低速の斜流圧縮機の旋回失速時のディフューザ部の変動圧力を多数のマイクロホンを用いて解析した例もある（GT-254, 297）。このほか、粘性を加味したインペラの流れの数値計算も精力的に行われている（GT-103, 109）。

ディフューザではスプリッタ付きベンドディフューザの流れの計算と実験結果の比較により局所的な圧力低下部がスプリッタの形状や位置により発生するとしたもの（GT-110）や同種の計算手法で産業用圧縮機のベンドディフューザの2次流れを含め3次元性を考慮した設計の重要性を明らかにしたもの（GT-53）などがあげられる。

また、小ソリディティディフューザでのタンデ

ム型の翼間のスリット部からの流れが翼面境界層の制御に有効であることを3次元の流れ計算と実測値とにより実証したものなどがある（GT-108）。このほか、1m近くの大外径インペラの実験ではベーンレス部の流れを熱線流速計で詳細に計測し、インペラ流路で生じたウェークは混合が緩やかで後流まで残るが、翼後流のウェークは比較的短い距離で減衰することなどを明らかにしている（GT-95）。

スクロール内の流れではオイラー方程式を基とし、散逸と壁面せん断応力を加味して算出し、速度や圧力分布が予測し得ることを実験結果との比較で示したものもある（GT-122）。

また、産業用多段圧縮機などに多用されるリターンチャンネル部の損失評価や設計法についての検討は設計ツールとしては短時間化が可能な一つの方法であろう（GT-101）。

ラジアルタービン関連では3次元性の強いスクロール部と2次元として評価可能なノズル部の流れの数値計算（GT-54）やレーザ流速計によるノズル近傍の流れ計測（GT-55）、スクロール部の詳細な流れ計測により2次流れの影響を研究したもの（GT-188）などがあげられる。

ポンプ関連では、回転中の羽根車内の流れをブリズムとLDVの組み合わせにより計測し（GT-11）、設計点と小流量時の流れ非定常性について検討したもの（GT-430）やスクロール舌部と吐出部における逆流ゾーンの影響から不安定流れを特徴付けたもの（GT-283）などがある。

また、実用機では起動時の非定常熱変形を含めたインペラのクリアランスの適正化とその影響に関するもの（GT-137）や最新のガスタービン用2段遠心圧縮機で高空性能を含めた圧力と温度のインレットディストーションに対する評価を実験により行ったものがあげられる（GT-118）。

（平成5年7月16日原稿受付）

5.3 非定常流れと数値流体力学

(株)荏原総合研究所 後藤 彰

1. 非定常流れ

非定常流れの問題は振動・騒音などに関連し広い研究分野にまたがる。ここでは Turbomachinery Committee 主催のセッションと Structures and Dynamics Committee とのジョイント・セッションを中心に紹介する。

動静翼干渉の問題では、軸流タービンの静翼内での動翼ウエークの挙動の詳細な実験研究 (GT-404) や、同様の観点での 2 次元 N-S Code による検討が行なわれた (GT-321)。3 次元 Euler Code により得た非定常解の時間平均値と翼列間で平均化操作を行なう定常解析結果の比較によれば、静圧分布では良好な一致が見られるのに対し、全温度分布については定性的な一致しか得られない (GT-10)。またこの解析では動翼上を衝撃波が通過する際の局所的高温域の発生が示された。

翼列フラッター解析については、3 次元の非定常粘性解析が初めて試みられ、動翼の振動による非定常負荷分布への顕著な 3 次元粘性効果が確認された (GT-92)。またエントロピー・渦度・音響擾乱により励起される 2 次元非定常翼列流れの N-S 解析 (GT-87)、線形化 Euler Code による非定常衝撃波とフラッターの検討 (GT-94)、非構造・解適合格子による非線形 Euler Code の遷音速翼列への適用 (GT-93) などが報告された。

ストールとサージに関しては、旋回失速の予測やアクティブ制御技術の開発に有用な非定常流れのモデル化についての展望が行なわれた (GT-17)。また低速のモデル機と高速の実機における不安定現象の類似性が実験的に確認され、高速回転時においてもサーGINGに先立ち旋回失速が発生することが報告された (GT-26)。アクティブ制御が 3 段の軸流圧縮機に適用され Moore-Greitzer モデルの修正により制御に必要な設計

パラメータや運転範囲の拡大量が予測できる事が示された (GT-346)。

2. 数値流体力学

計算機環境の飛躍的な進歩に伴い、実験や開発研究においても CFD を利用した研究報告が増えている。ここでは Turbomachinery Committee 主催の CFD 関連 4 セッションを中心に紹介する。

我が国でも多くのユーザを持つケンブリッジ大学の Dawes は、時間的および空間的に解に適合する非構造格子を動静翼干渉などの非定常問題へ適用し、実験値と良好な一致を得た (GT-104)。非構造・解適合格子を採用すれば、タービン翼の内部冷却通路内の熱流体解析なども現実的な計算量で扱うことができ (GT-250)、近い将来にターボ機械 CFD 技術の主流の一つになると予測される。

多段流れ解析は計算量や CFD コードの信頼性の観点から、Through-Flow 解析 (GT-56) や準 3 次元解析 (GT-9, 41) に依存する所が依然として大きい。Through-Flow 解析に用いる方程式の各項に対する 3 次元効果の影響が 3 次元粘性流れ解析結果により考察された (GT-21)。

CFD の検証は、燃料ポンプ用インデューサ (GT-227)、翼先端漏れ流れを伴う遠心圧縮機羽根車 (GT-109)、軸流圧縮機モデルの動翼及び静翼 (GT-113)、非周期 H 形メッシュを用いた遷音速ファン (GT-19) などについて示された。

CFD セッション以外では、翼負荷分布から翼形状を求める完全 3 次元逆解法において、3 次元 N-S Code を併用する事により粘性効果を考慮する方法が提案された (GT-103)。また遠心圧縮機ボリュートに対し粘性モデルを導入した Euler Code が提案され、速度場・圧力場が実験と良好に一致することが報告された (GT-122)。

(平成 5 年 7 月 13 日原稿受付)

6. 伝熱関係

三菱重工業(株) 武石 賢一郎

1. 概要

伝熱関係では、ターボ機械とのジョイントセッションの分を含め、47編の論文が発表された。ここで発表された論文より、ガスタービンの伝熱研究の動向をまとめると、まずCFDをフィルム空気の混合、サーペンタイン流路、或はディスクキャビテ内の流動伝熱等、複雑な流れ場・伝熱の場に適用しようとする努力が見られる。一方、伝熱現象の把握と、伝熱データの高精度化については、従来通り進められている。また、冷却翼を設計する上で必要となる、翼先端のフィルム冷却、或は後縁のフィン付流路の熱伝熱率(以下 α と記す)等、より実翼設計に必要なデータ取得を目的とした試験結果が報告された。計測技術では、液晶を用いたより精度の高い局所 α を計測する手法、LIF利用による2次元表面温度分布の計測手法等新しい計測原理に基づく計測手法、より精度の高い計測手法が引き続き熱心開発されている。

2. 翼外面非定常熱伝達

後流渦と主流乱れの、層流翼面上の乱流遷移の変化と局所 α への影響が解析的に調べられ、一般的なパラメータが提案された(GT-204)。ノズルウェークを模擬した流れで、ウェーク及び吹き出し空気の密度比の、フィルム冷却動翼の α 及びフィルム冷却効率への影響が調べられた(GT-210, 134)。Stator-Rotorの二次元非定常 α の解析と、Dunnの時間依存計測結果との比較がなされた(GT-145)。

3. 翼外面定常熱伝達率

改良型低Re版で種々 $k-\epsilon$ 乱流モデルを用いた2次元境界層解析と計測値との比較が成された(GT-73, 79)、また表面荒さの乱流遷移及び α への影響につき、実験的研究が実施され低Re $k-\epsilon$ 乱流モデルを用いた解析との比較が成された(GT-74, 78)。主流乱れ、及び主流の加速の乱

流遷移、境界層への影響(GT-25, 66, 67)、また渦構造の解析に“Octant Analysis”を応用した解析が報告された(GT-72)。

4. フィルム冷却

渦発生器の後流に置かれた単一孔からの吹き出しによるフィルム冷却効率および α への影響につき詳細な特性が計測された(GT-211)。平滑面からなる動翼先端のフィルム冷却に関し、静止系で、フィルム冷却効率と α が計測された(GT-208)。3-DのNSコードを適用し、プレナム、フィルム冷却孔および主流との混合領域に互って解析した結果と実験との比較がなされた。両者は非常に良い一致を示し、フィルム冷却の流動・伝熱予測にCFDが有用であることを示した(GT-207)。また、平面に円孔より直角に吹き出しを行なった場合の実験と解析の比較が成された(GT-75)。低Re $k-\epsilon$ モデルを用いた準3次元コードでの全面膜冷却の伝熱解析(GT-216)、翼前縁を半円柱で模擬した前縁シャワーヘッド冷却の試験においてトレーサの濃度をFID(Flame Ionization Detector)で測ることによりフィルム冷却効率を求めた(GT-76)。三次元NSコードのフィルム冷却動翼翼面上のフィルム冷却効率と α の推定に適用すべくHylton等の実験結果との比較が成された。今後コードを検証する詳細なデータベースが必要である(GT-81)。

5. 内部流

動翼の内部冷却通路の伝熱特性に関し、不均一加熱した60°傾いたリブ付流路の回転時の α (GT-336)、また回転軸と45°の傾きを持つ流路、即ち後縁の流路をシミュレートする目的で回転するWリターン流路のモデルを用いて α を計測した結果が報告された(GT-305)。一方回転する四角形のリブ付流路の α 及び流動の解析でコリオリカと遠心力の影響が明かにされた(GT-206)。非構造メッシュを用いたDawesコードのリブ付円管、半径流タービンの冷却流路、及びサー

(平成5年7月14日原稿受付)

ペンタイン流路の流動・伝熱解析結果と実験との比較が成された(GT-250)。多孔ノズルによるインピンジメント冷却の詳細な局所 α 或は断熱壁温を液晶による非定常法より計測した結果(GT-205)、フィレット付のピンフィンペダスタル回りの詳細 α 分布(GT-329)、及び翼後縁の三角形流路で内部にリブが付き、後縁と同様分岐流の有無が α と圧力損失に与える影響が調べられた(GT-212)。リブ付き流路の伝熱特性と摩擦係数が測定され(GT-301)、また内部冷却通路を持つ冷却翼の簡易メタル温度解析手法が提案された(GT-215)。

6. シール及びディスク

加熱されたシュラウド付平行二円板間の流動とディスク面の α の数値解析(GT-88)、同実験と解析の比較(GT-286)、回転する密閉空間の流動・伝熱に関する解析と実験との比較が成された(GT-292)。また内部に貫流が有る場合のディ

スク面の局所 α が、実験的に調べられた(GT-258)。またCFDのシールおよびディスク系への応用としてエンジンのロータ系への適用例が紹介された(GT-89)。他にブランシールの流動解析と流動可視化実験との比較(GT-398)、高速軸受における油膜厚さと α の計測結果が報告された。

7. 計測法及び試験装置

Fabry-Perot 干渉計として働く光ファイバーセンサを用いて非定常の温度変化から α を計測する手法(GT-218)、酸化物を塗布した物体にレーザを照射し蛍光の2波長の強度比から二次元物体の表面温度を計測する手法(GT-214)、液晶の非定常の全色変化より局所 α を精度良く計測する手法が提案された(GT-282)。またOxford大学の、Cold Heat Transfer Tunnel 試験装置の紹介があった。これはブローダウン型の風洞で遷音速域までの環状翼列試験が可能で、液晶を用いて三次元の α 分布計測に供して行く(GT-248)。

7. 燃焼および燃料関係

川崎重工業(株) 久 山 利 之

1. 全 般

Combustion & Fuels Committeeによって、7セッションが開催され、発表された論文数は37編であった。発表国別では、米国が18編で圧倒的に多く、続いて日本、イギリスそして今回特徴的であったロシアから各4編、ドイツ、ノルウェーから各2編、他3編であった。また発表機関別では、企業の16編、大学の14編、国立機関の7編であった。発表の内容別では、(1)低NOx化関連が12編、(2)燃料噴射弁関連が8編、(3)モデル化関連が8編、(4)燃焼安定性関連が2編、(5)燃料関連が2編、(6)燃焼器開発関連他が5編であった。その評価方法では実験によるものが21編、CFD(Computational Fluid Dynamics)・モデル計算によるものが16編であった。以下に主な論文の概要を述べる。

2. 低 NOx 化

Lean Premix 燃焼による低NOx化についての発表が最も多く、2段燃焼を用い、性能と運用方法を求めたもの(GT-183,391)、実験的に排出特性式を求めたもの(GT-144)、さらにNOx生成量の解析にZeldovich, Promptの他にN₂Oを考慮し、各効果を評価したもの(GT-342)がある。Rich-Lean 燃焼による低NOx化については、石炭ガス化燃料を用いた1300℃級燃焼器のNOx排出特性を求めたもの(GT-121)、Diffusion, Rich-Lean, Lean Premix 各燃焼方式について半解析的な反応モデルを作り(GT-128)、実験値との比較を行ったもの(GT-165)がある。GT-393はMulti-Burner 燃焼方式による低NOx化燃焼器をエンジン耐久試験に用いた結果を報告している。またGT-339はDiffusion 燃焼についてk-ε乱流モデルにより内部流れを解き、NOx排出の予測式を求め実験値との比較を行っている。更に

(平成5年7月22日原稿受付)

ペンタイン流路の流動・伝熱解析結果と実験との比較が成された(GT-250)。多孔ノズルによるインピンジメント冷却の詳細な局所 α 或は断熱壁温を液晶による非定常法より計測した結果(GT-205)、フィレット付のピンフィンペダスタル回りの詳細 α 分布(GT-329)、及び翼後縁の三角形流路で内部にリブが付き、後縁と同様分岐流の有無が α と圧力損失に与える影響が調べられた(GT-212)。リブ付き流路の伝熱特性と摩擦係数が測定され(GT-301)、また内部冷却通路を持つ冷却翼の簡易メタル温度解析手法が提案された(GT-215)。

6. シール及びディスク

加熱されたシュラウド付平行二円板間の流動とディスク面の α の数値解析(GT-88)、同実験と解析の比較(GT-286)、回転する密閉空間の流動・伝熱に関する解析と実験との比較が成された(GT-292)。また内部に貫流が有る場合のディ

スク面の局所 α が、実験的に調べられた(GT-258)。またCFDのシールおよびディスク系への応用としてエンジンのロータ系への適用例が紹介された(GT-89)。他にブランシールの流動解析と流動可視化実験との比較(GT-398)、高速軸受における油膜厚さと α の計測結果が報告された。

7. 計測法及び試験装置

Fabry-Perot 干渉計として働く光ファイバーセンサを用いて非定常の温度変化から α を計測する手法(GT-218)、酸化物を塗布した物体にレーザを照射し蛍光の2波長の強度比から二次元物体の表面温度を計測する手法(GT-214)、液晶の非定常の全色変化より局所 α を精度良く計測する手法が提案された(GT-282)。またOxford大学の、Cold Heat Transfer Tunnel 試験装置の紹介があった。これはブローダウン型の風洞で遷音速域までの環状翼列試験が可能で、液晶を用いて三次元の α 分布計測に供して行く(GT-248)。

7. 燃焼および燃料関係

川崎重工業(株) 久山利之

1. 全般

Combustion & Fuels Committeeによって、7セッションが開催され、発表された論文数は37編であった。発表国別では、米国が18編で圧倒的に多く、続いて日本、イギリスそして今回特徴的であったロシアから各4編、ドイツ、ノルウェーから各2編、他3編であった。また発表機関別では、企業の16編、大学の14編、国立機関の7編であった。発表の内容別では、(1)低NO_x化関連が12編、(2)燃料噴射弁関連が8編、(3)モデル化関連が8編、(4)燃焼安定性関連が2編、(5)燃料関連が2編、(6)燃焼器開発関連他が5編であった。その評価方法では実験によるものが21編、CFD(Computational Fluid Dynamics)・モデル計算によるものが16編であった。以下に主な論文の概要を述べる。

2. 低NO_x化

Lean Premix 燃焼による低NO_x化についての発表が最も多く、2段燃焼を用い、性能と運用方法を求めたもの(GT-183,391)、実験的に排出特性式を求めたもの(GT-144)、さらにNO_x生成量の解析にZeldovich, Promptの他にN₂Oを考慮し、各効果を評価したもの(GT-342)がある。Rich-Lean 燃焼による低NO_x化については、石炭ガス化燃料を用いた1300℃級燃焼器のNO_x排出特性を求めたもの(GT-121)、Diffusion, Rich-Lean, Lean Premix 各燃焼方式について半解析的な反応モデルを作り(GT-128)、実験値との比較を行ったもの(GT-165)がある。GT-393はMulti-Burner 燃焼方式による低NO_x化燃焼器をエンジン耐久試験に用いた結果を報告している。またGT-339はDiffusion 燃焼についてk-ε乱流モデルにより内部流れを解き、NO_x排出の予測式を求め実験値との比較を行っている。更に

(平成5年7月22日原稿受付)

フィールドテストから NO_x 排出の予測式を求めたもの (GT-170), 触媒燃焼と予混合燃焼を組み合わせ 1300°C 燃焼器を可能にしたもの (GT-344), 水素含有量 60% のコークス燃料での排出ガスを求めたもの (GT-401) がある。変わったところでは, 主燃焼器から排出された NO_x がアフターバーナで, NO₂ に変換される程度を求めたもの (GT-120) がある。

3. 燃料噴射弁

気流微粒化式噴射弁からの空気流について扱ったものが多く発表されている。GT-169 は半径流スワローを有する噴射弁からの空気流を数値解析により求めたもの, GT-199, 392 は CFM 56 用の燃料噴射弁を扱ったもので, 空気流, 燃料粒の流れを実験または数値解析により求めたものである。GT-171 は, 気流微粒化式噴射弁のスワロー形状の違いが流れに与える影響を数値解析により求めたものである。また, オイラーモデルとラグランジェモデルにより燃料粒の流れを求めたもの (GT-333), 旋回流中での燃焼/非燃焼場における燃料粒の流れを PDPA (Phase Doppler Particle Analyser) により計測したもの (GT-386) がある。蒸発管式噴射弁については, 燃焼時の T 型蒸発管の壁温を計測により求めたもの (GT-312) がある。GT-337 は, より良い微粒化を得るため, 燃料の中に空気を導入した方式のものである。

4. モデル化

燃焼器内部の流れ, 温度場を評価するために反応モデルとして, 渦消散の考えを用いているもの (GT-166), 渦崩壊モデルを用いているもの (GT-175), 確立密度関数を用いているもの (GT-182) がある。また, ダンプディフューザ部の流れを求め, 特にセクタモデル側壁部での影響も評価したもの (GT-184), ライナの空気孔からの流れをメッシュの設定の仕方を変えて求めた

もの (GT-185) がある。他に排出される煤濃度の予測式をアレニウス型反応モデルをもとに求めたもの (GT-168) がある。

5. 燃焼安定性

ブラフボディ後流の予混合火炎の安定性について LES (Large Eddy Simulation) を用い計算を行い, LDA (Laser Doppler Anemometry), CARS (Coherent Anti-Stokes Raman Scattering) を用いた計測値と比較を行ったもの (GT-157), 燃焼器の希薄側吹消について燃焼領域の流入空気量を変えて安定性を調べたもの (GT-332) がある。

6. 燃料

加熱と冷却が行われる Jet-A 燃料供給において, 熱的安定性に与える酸素, 沈澱物の影響を調べたもの (GT-130, 334) がある。

7. 燃焼器開発他

逆流燃焼器の希釈空気に旋回をかけて流入させ, 良好な出口温度分布を実施する方法について, 数値解析と実験により調べたもの (GT-129), 従来型とダンプディフューザについて性能を調べたもの (GT-331) がある。また, GT-320 は IPU (Integrated Power Unit) 用の燃焼器について Flex Cycle と称する燃焼システムを開発し, 燃焼性能を評価したものである。更に, GT-400 は高温用の燃焼器を開発するためにライナ冷却構造, 空気孔配置, 燃料噴射弁構造について性能評価と改良を行ったものである。

8. あとがき

簡単に燃焼と燃料関係の発表論文を紹介した。研究手段として, CFD, CARS, PDPA 等が, ごく当たり前のように使われている。これらの評価技術の発展により, 燃焼器の開発として今後とも求められる高温化, 低 NO_x 化等がさらに進められるものと期待される。

8. 制御と診断

日立エンジニアリング(株) 本田 永信

1. 全 般

制御と診断関係では性能診断(5編), 制御/モデリング理論(4), センサ技術(4), 実際の制御システム(6)の四つのセッションがあり, 一部発表が中止となったものも含め合計19編の報告があった。うち米, 英, カナダが11編で過半をしめている。残念ながら日本からの報告はなかった。

2. 制 御

デジタル制御装置による既設プラントへの適用報告が3編あり目立った。プロピレン冷却用コンプレッサ制御装置のレトロフィットは, 信頼性向上と短期間でのプロジェクト推進を図ったもので, ケーブル布線の改善, デジタルコントローラの3重化, 排気温度用サーモカップルのダブルエレメント化, 重要現場品の3重化, 供給電源の2系統化などを行っている。この結果非計画停止がなくなり費用低減が出来たと報告されている

(GT-351)。また, 天然ガスパイプラインのコンプレッサ用では従来シーケンス機能だけであったPLC (Programmable Logic Controller) に燃料制御機能を付加することにより, より経済的なシステムを実現している(GT-242)。さらに, 絞り弁の下流にベンチュリー管を設置して流量フィードバックを採用し, 絞り弁1台による応答性が良く安定したガス燃料制御が報告され, 現在3サイトに適用されている(GT-350)。

また, Rolls Royce社のRB211のDLE(Dry Low Emission)燃焼システムが報告された(GT-12)。3段階の燃焼ステージに対応して, 各段の燃焼温度制限から燃空比に基づいて求まる燃料流量制限値と組み合わせて各段に燃料流量デマンドを分配し, 全体としては出力に対応した合計燃料流量を制御する方式である。出力急減時の各段の燃料流量変化のシミュレーション結果, 制御と保護の分離の考え方が述べられている。

モデル関係では, 2軸ガスタービン(ドライ低Nox 燃焼器付)のダイナミックシミュレーションを行うにあたり, 各コンポーネントのモデル化(モジュラー方式)を図り, 実機のテストデータと良く合致する結果を得た報告がされている(GT-335)。また, モデルをベースとした比例及び比例積分オブザーバを適用することにより, シングルスプールエンジンの推力の直接制御が可能であることを報告している(GT-402)。2スプールターボジェットエンジンの多変数適応制御によるシミュレーション結果もレポートされ, コンベンショナル制御方式とくらべエンジンの加速時間が16%低減できたとしている(GT-44)。

一方, 遠心圧縮機のサージ制御技術の面では特許からの技術変遷と, アンチサージ制御, サージ検出, サージ抑制のそれぞれの技術進展が報告された(GT-8)。

3. 診 断

診断関係ではGas Path Analysisに関する発表が多かった。Gas Path Analysisに関する今迄の技術推移の報告があった。(前刷りはなし, 席上で参考にGas Turbine Engine Parameter Interrelationships と Mathematical Methods of Relative Engine Performance Diagnostics が配布)。また, GE社のTEMPER(Turbine Engine Module Performance Estimation Routine)の紹介があり, ジェットエンジンの故障部位の推定確度との関連, さらに解析の入力データになるセンサの設置員数増加, 精度及び信頼性の向上にまで言及している(GT-119)。

一方, 加速操作を行う離陸時のデータによるターボファンエンジンの故障・性能低下の診断を行っているが, モデルをベースにした手法でBulk Metal Temperature Effect を分離する方法を適用している(GT-13)。また, ガスタービン自動診断システム設計の方法論を述べ, 適用例としてタービン翼の故障診断が報告されている(GT-

(平成5年7月21日原稿受付)

47)。

エキスパートシステムでは知識ベースを2段階(オブジェクト, ルール)に分けることにより振動診断における知識処理の高速化を図り, 確信度より故障の原因をランク化した報告がされた(GT-383)。また, ガスタービンエンジンの油圧システムの故障診断へIF/THENルールを適用し診断のスピード, 精度を向上したと述べている(GT-349)。

その他, タービンケーシング, ロータ, 弁などのクリープ, 低サイクル疲労による耐久性の計算機による評価も報告されている。(GT-277)。

4. センサ関係

センサ関係では Nuovo Pignone 社から 10 mW He-Ne ガスレーザを用いたタービン翼の非接触振動計測システムとそのシミュレーションと実験結果(ストレンゲージの計測値によるFFT解析との比較を含む)が報告された(GT-16)。また, サーモカップルに関し2件の報告があった。ハーメチックシールサーモカップルの-54~704°C 1000 サイクルの実証試験と-54~371°CのMIL-STD-810の各種試験結果の報告があり

(GT-36), 研究室レベルでは1280°C連続で1100時間以上安定なサーモカップルがレポートされている(GT-198)。

その他, 電気ケーブルアセンブリの最新の設計手法と耐環境性・交換作業性からの評価も報告された(GT-48)。

5. その他

会期中の制御装置関係の展示は米国メーカを中心に実際の制御装置を持ち込み, ディスプレーを使用したデモを実施しているブースが多かった。GE社はSpeedtronic Mark V, GP 2000, EX 2000によるタービン・発電機の制御・保護システムを紹介, Westinghouse社は分散型制御システム WDPF IIを, Woodward社はNetcon 60他を, TRI-SEN社はMODULUS I (i486processorを使用)を, Russelectric社は486 DX CPUを使用した制御装置を, ETS社はBailey INFI 90によるタービン制御装置を, また, Boyce社は振動・温度他の監視診断システムを出展と, 全てを紹介できないが各社とも最新のデジタル技術を駆使したシステムであり興味深い内容であった。

9. 材料, 構造および製造技術

(株)日立製作所 飯島 活巳

1. 材料および製造技術

Manufacturing materials & Metallurgy Committee主催のセッションは以下に示す6テーマであった。

- (1) 改善, 修復および維持のためのプロセス
- (2) 補修用プロセスおよび材料
- (3) ガスタービン用材料およびコーティング技術
- (4) 機械的および耐環境特性
- (5) ユーザー側からの材料に関する展望
- (6) 溶射技術の発達

このうち, (1), (5)および(6)はパネル討論であった。

発表論文をその内容ごとに大別すると, 補修用接合/コーティングが7編, 製造技術が2編, 寸法の計測技術が2編, 金属材料が1編およびその他6編であった。このように, 発表は接合およびコーティングに関する内容が大半を占めており, 主に航空機用機器の補修技術として重要視されていることがうかがわれた。

発表論文の概要を以下に示す。

動翼や静翼に発生したき裂や, 腐食による減肉部に対する補修技術として, PVD法(GT-173), CVD法(GT-375)および粉末冶金法(GT-230, 295)が報告された。その中で, MCrAlYをPVD法により肉盛補修した結果, 減肉部のコード長を補正できるとともに, 翼中央部

(平成5年7月7日原稿受付)

47)。

エキスパートシステムでは知識ベースを2段階(オブジェクト, ルール)に分けることにより振動診断における知識処理の高速化を図り, 確信度より故障の原因をランク化した報告がされた(GT-383)。また, ガスタービンエンジンの油圧システムの故障診断へIF/THENルールを適用し診断のスピード, 精度を向上したと述べている(GT-349)。

その他, タービンケーシング, ロータ, 弁などのクリープ, 低サイクル疲労による耐久性の計算機による評価も報告されている。(GT-277)。

4. センサ関係

センサ関係では Nuovo Pignone 社から 10 mW He-Ne ガスレーザを用いたタービン翼の非接触振動計測システムとそのシミュレーションと実験結果(ストレンゲージの計測値によるFFT解析との比較を含む)が報告された(GT-16)。また, サーモカップルに関し2件の報告があった。ハーメチックシールサーモカップルの-54~704°C 1000 サイクルの実証試験と-54~371°CのMIL-STD-810の各種試験結果の報告があり

(GT-36), 研究室レベルでは1280°C連続で1100時間以上安定なサーモカップルがレポートされている(GT-198)。

その他, 電気ケーブルアセンブリの最新の設計手法と耐環境性・交換作業性からの評価も報告された(GT-48)。

5. その他

会期中の制御装置関係の展示は米国メーカを中心に実際の制御装置を持ち込み, ディスプレーを使用したデモを実施しているブースが多かった。GE社はSpeedtronic Mark V, GP 2000, EX 2000によるタービン・発電機の制御・保護システムを紹介, Westinghouse社は分散型制御システム WDPF IIを, Woodward社はNetcon 60他を, TRI-SEN社はMODULUS I (i486processorを使用)を, Russelectric社は486 DX CPUを使用した制御装置を, ETS社はBailey INFI 90によるタービン制御装置を, また, Boyce社は振動・温度他の監視診断システムを出展と, 全てを紹介できないが各社とも最新のデジタル技術を駆使したシステムであり興味深い内容であった。

9. 材料, 構造および製造技術

(株)日立製作所 飯島 活巳

1. 材料および製造技術

Manufacturing materials & Metallurgy Committee主催のセッションは以下に示す6テーマであった。

- (1) 改善, 修復および維持のためのプロセス
- (2) 補修用プロセスおよび材料
- (3) ガスタービン用材料およびコーティング技術
- (4) 機械的および耐環境特性
- (5) ユーザー側からの材料に関する展望
- (6) 溶射技術の発達

このうち, (1), (5)および(6)はパネル討論であった。

発表論文をその内容ごとに大別すると, 補修用接合/コーティングが7編, 製造技術が2編, 寸法の計測技術が2編, 金属材料が1編およびその他6編であった。このように, 発表は接合およびコーティングに関する内容が大半を占めており, 主に航空機用機器の補修技術として重要視されていることがうかがわれた。

発表論文の概要を以下に示す。

動翼や静翼に発生したき裂や, 腐食による減肉部に対する補修技術として, PVD法(GT-173), CVD法(GT-375)および粉末冶金法(GT-230, 295)が報告された。その中で, MCrAlYをPVD法により肉盛補修した結果, 減肉部のコード長を補正できるとともに, 翼中央部

(平成5年7月7日原稿受付)

が厚肉になるため、特に素地の酸化および硫化防止に好適な技術であることが紹介された (GT-173)。また、粉末冶金法を応用した補修技術を適用することにより、熱による変形を最小限に押えながら、大型のき裂の補修が可能となることが報告された (GT-230)。さらに、MAR-M 247 からなる静翼の接合およびき裂の補修をする接合技術が紹介された (GT-295)。その中で、ヒップ処理により接合部の強度を母相相当に向上できること、また、ホウ化物および炭化物の発生を抑制するための最適熱処理条件が紹介された。その他の技術として、航空機用単結晶動翼を対象に耐酸化層を形成する溶接法 (GT-367) が報告された。

補修部の特性評価に関しては、In 713 および In 738 材に対し、ろう付け補修した部位の耐食性 (GT-247)、および、ラビリンスシール部の酸化挙動の研究成果が報告された (GT-371)。

製造技術については、発電用ガスタービンに適用する単結晶動翼を精密鑄造するためのアルミナ鑄型 (GT-272) に関する研究が報告された。それによれば、アルミナ鑄型は単結晶翼を精密鑄造するために好適であり、また、そのクリープ変形は拡散支配型であった。さらに、Ni 基超合金からなるリング部材を溶射により製造する技術 (GT-424) が報告された。ガスアトマイズ法と真空誘導溶解法を組合せた方法により製造された部材は、鍛造にて作製された従来材と同等の特性を有した。

金属材料に関する研究としては、航空機エンジンの防音用材料が発表された。Fiber metal をダクト内に敷くことにより、500 から 20000 Hz の範囲のノイズを低減する効果があった。

その他の技術として、ガスタービン部品を 2 次元および 2 次元的に描画する技術 (GT-174)、また、寸法や寸法偏差を解析する技術 (GT-172) が報告された。

2. 構造

Structures and Dynamics Committee 主催のセッションは次の 13 テーマであった。

- (1) ロータ動力学 I
- (2) ロータ動力学 II
- (3) ロータ動力学 III

- (4) フラッタと強制応答 I
- (5) フラッタと強制応答 II
- (6) フラッタと強制応答 III
- (7) 振動問題と診断技術のトレンド
- (8) 耐熱複合材と金属構造材
- (9) 破壊、疲労および寿命予測
- (10) 推進用構造物の信頼性とリスク
- (11) 機器およびシステムの振動 I
- (12) 機器およびシステムの振動 II
- (13) アクティブ (Active) およびパッシブ (Passive) 振動制御

このうち、(7) はパネル討論であり、その他 2 つのセッションが Turbomachinery Committee との共催であった。

発表論文は、フラッタと強制応答が 14 編、防振構造とその振動現象が 8 編、計算技術が 4 編、および材料の破壊やその寿命評価に関する技術が 7 編であった。

フラッタと強制応答に関しては、動翼の連成振動の解析 (GT-267) や最適翼設計技術 (GT-268)、および振動した翼列中の流れ解析 (GT-269) があった。

防振構造に関する内容には、squeeze film ダンピングに関する研究が 3 編 (GT-428, 60, 30) 含まれた。その他、静水圧ベアリングを用いたロータの振動解析 (GT-31) やボールベアリング間隙により励起される非定常現象 (GT-29) が報告された。

計算技術として、データベースと解析手法を並用した Probabilistic Design Analysis (PDA) 法を用いたエンジン部品の設計 (GT-238) が報告され、設計手段の一つとして注目を集めた。

材料の破壊やその寿命評価に関しては、動静翼の疲労寿命を半実験式により推定する技術 (GT-427) や、熱疲労、機械的疲労およびクリープ等複数の損傷が重畳して作用した場合の寿命推定法 (GT-239) が報告された。その他、予ひずみを負荷し、腐食環境における疲労き裂の進展速度を遅らせる実験的試みが報告されるなど (GT-365) 今後の研究指針を与える内容であった。

10. 展 示

(株)荏原総合研究所 原 田 英 臣

本会議の会場となったシンシナチのコンベンションセンターの1階で、5月24日から5月27日まで、200以上のガスタービン関連会社の製品やモデル及び計測機器等の展示が行われた。今回の展示全般で感じたことは、航空転用型の高性能ガスタービンがコジェネ等の産業用に広く展開されてきたこと、環境問題を重視してドライ低NOxのコンバスターが開発されてきていること、セラミック化を含め、高温で高強度材料の開発を行いタービン入口温度を高め効率を上げようとしていること、最新のCFD技術を用いて3次元的に換れた形状の高効率翼型の採用をしてくれていることなどであった。

展示ブースの中で見学者の目を引きつける展示を行っていたのはGE社で、地の利を生かし図1に示したように、開発中のボーイング777に搭載予定の75,000~100,000 lb thrustのGE 90 高バイパス比エンジンの実物大模型（ファンブレードのみ回転するようにしてあった）を展示し、見学者を驚かせていた。その他14 MWのLM 1600, 23 MWのLM 2500, 34.5 MWのLM 5000, 40 MWのLM 6000の実物エンジンをそのままずらりと並べ、図2に示したようにMS5001用のドラ

イ低NOxコンバスターとそれに続く3段のタービン部を展示していた。これらはほぼ会場の中央にあり、見学者の目に必ず止ることから、IGTI Vice President's Awardを受賞していた。

会場で一番大きなスペースを取っていたのはWH/Fiat/三菱のブースで、実証試験を完了したドライ低NOx(25PPM以下)コンバスターや150 MWの501 Fガスタービンの実物4段のタービン動翼さらに、1/15の501 F, 701 Fのモデル等を展示していた。

つぎに大きなブースはABB社で、80 MWクラスのGT11Nのコンバインドサイクルプラントの模型と、図3に示した、流れにスワールを与えて燃料を供給するドライ低NOxのEVバーナーを展示していた。

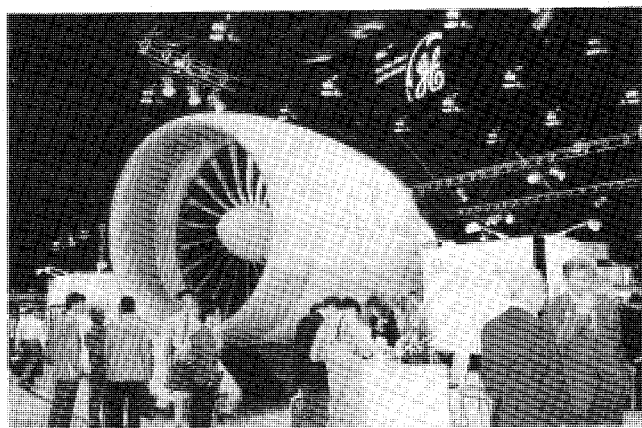


図1 GE社 GE 90 エンジン

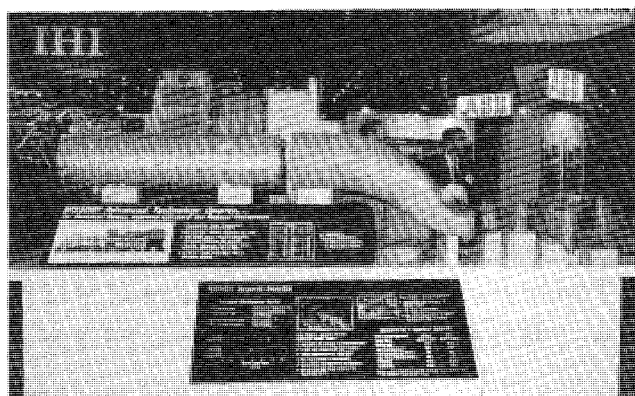


図2 GE社 MS 5001 用コンバスタ

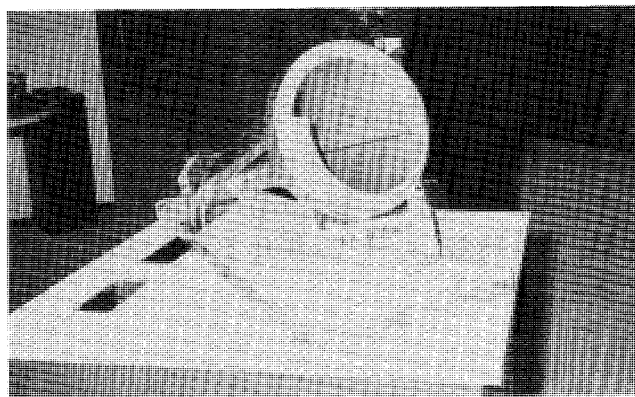


図3 ABB社 EV バーナー

(平成5年7月5日原稿受付)

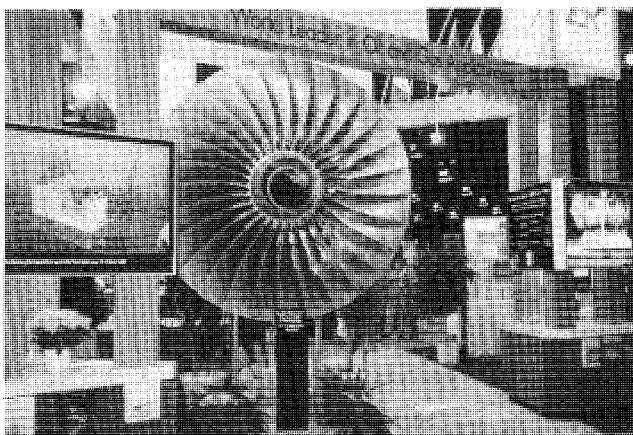


図4 RR社 TRENT 800 用ファン

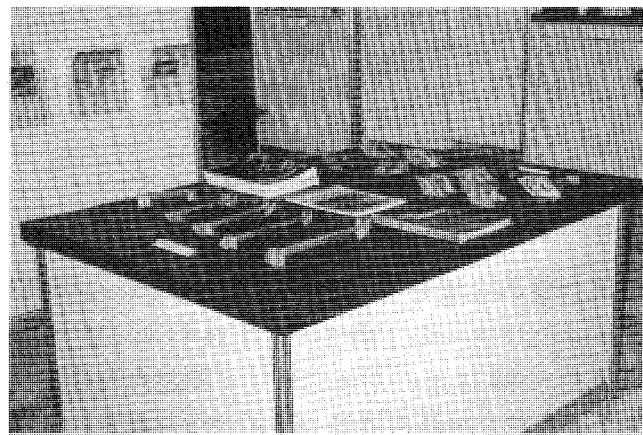


図6 IHI社 GE 90 用 LP タービン翼



図5 EGT社 RLM 1600 用パワータービン

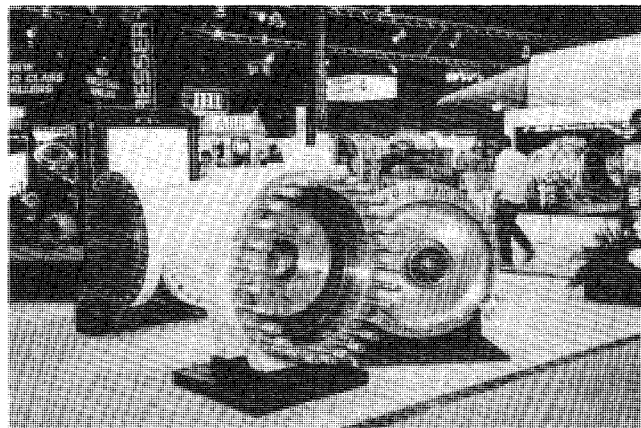


図7 DR社 38 PDI パイプライン圧縮機

RR/Cooper Rolls のブースでは図4に示したボーイング 777 に搭載予定の TRENT 800 エンジンのファンの模型, RB 211-24 G ガスタービンの 1/5 モデルを展示していた。

Turbo Power & Marine Systems 社では 25 MW で熱効率 38.1% という高性能な FT 8 ガスタービンのモデルを展示していた。

European Gas Turbine 社では自社開発した RLM 1600 用のパワータービン部を図5の様に展示していた。また, 4.55 MW の Typhoon エンジンの圧縮機, コンバスター部を展示していた。

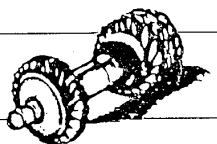
IHI 社は図6に示したように, GE 90 の 1~5 段までの LP タービン翼を展示していた。

日立製作所は種々の製造方法で製作したタービン翼, 自社開発した H 25/H 15 タービンのパネルを展示していた。

今回の展示の中で Chairman's Award を受賞したのは Dresser-Rand 社で, DR 61 パワータービンロータ, 図7に示した 38 PDI パイプライン圧縮機や種々の製造法で製作した遠心圧縮機用の羽根車を展示していた。

以上紙面の都合で紹介できなかったが, ガスタービン関連の各種計測機器, センサー類, 材料, 加工技術, 周辺パーツ部品, 解析ソフトウェアなど広範囲にわたる展示が行われていた。

今回は前もって配られたカードの Connect Cincinnati のマークに, 各ブースにそれとなく置いてあるシールを集めて貼り付け, 籠に入れると抽選で Delta 航空の往復券が当たるくじを行っていた。筆者もこれにトライしたが, 残念ながら自分の航空券だけを使って帰ることになった。



第1回見学会報告 (株明電舎沼津事業所 50 MW 蒸気噴射型ガスタービン発電設備

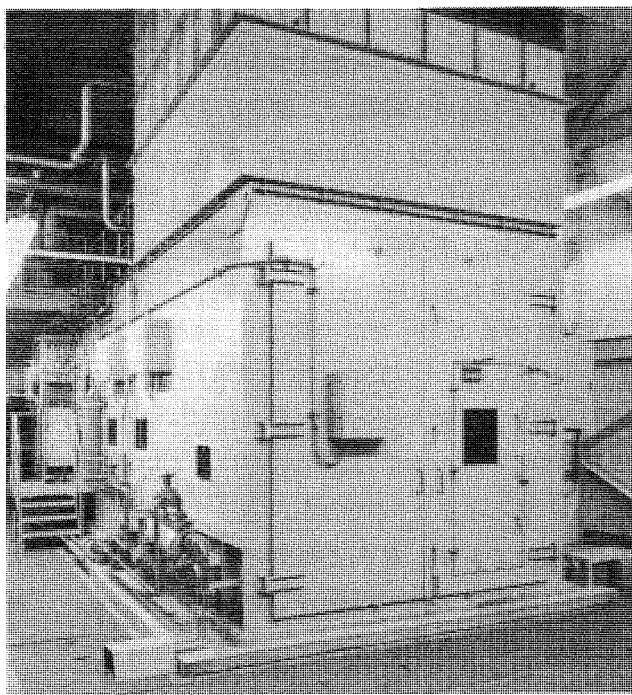
(株)東芝 岡村 隆成

7月16日、明電舎沼津事業所で「50 MW 蒸気噴射型ガスタービン発電設備」の見学会と技術懇談会が開催されました。この時期、梅雨明けはまだで空模様が心配でしたが、幸いよい天気になり、まずは胸を撫で下ろしました。参加者数は30名で、大学、研究機関そしてユーザやメーカーから、水町名誉会員を初め新進気鋭の技術者まで幅広い分野の方々が参加されました。トヨタの東富士研究所からはガスタービン車で来られ、ガスタービン学会ならではの光景も見られました。

開会に先立ち、学会企画委員会の岩井理事から見学会の開催を快く引受けて戴いた明電舎のご厚意に対して感謝の挨拶がありました。

まず、永田副所長から沼津事業所の概要について、パワーエレクトロニクス製品を主体とした工場の懇切な説明を戴きました。引き続き、発電所のボイラ・タービン主任技術者でもある藤井技師長から発電所の特徴や研究内容、熱サイクル方式そして運転実績について説明がありました。発電所は平成3年6月に完成、7月より運転開始され、現在まで2年間、約120日/年、8~9hr/日のDSS運転が行われています。この設備の大きな特徴として、航空転用ガスタービンが使われていること、そしてその排気系に設けられた排ガスボイラで発生する蒸気を全てガスタービンに噴射して、出力は約1.4倍増加、熱効率は約1.2倍高くなっていることです。

見学は野田参与と藤井技師長の案内で2班に分かれて行いました。この日は運転が行われておらず、運転中には近付くことができないエンクロージャーの中に入って、直接ガスタービンを見ることができました。又、排ガスボイラーの一番上ま



ガスタービンパッケージ (明電舎提供)

で上り、海岸の松原を眺めながらボイラの説明を受けました。

見学後に質疑応答が行われて、中には6,7つもの質問をする猛者もあり、活発な議論が展開されて興味が尽きない様子でした。そして、野田参与から本設備導入に当たり、蒸気噴射の有無による性能比較、コンバインドサイクルとの性能比較そしてNOx低減用の水噴射と脱硝装置の運用評価について貴重なお話を伺うことができました。

見学会終了後は、事業所構内に駅行きの臨時バスを用意して戴きました。見学会に参加された方々はさぞ満足されて帰路につかれたことと思います。

最後に、この度の見学会の準備とご対応頂きました明電舎の方々に、心より感謝申し上げます。

(企画委員)

(平成5年7月27日原稿受付)



後記

今期の編集委員長を仰せつかりました。歴代の委員長は大学の先生が歴任されておりますが、私は大学へ移って一年経っただけで、考え方はまだ企業人です。そこで今期の委員は出来るだけ経験豊かな方々に引きついでいただき脱線をしないようにいたしました。私は高田会長が編集委員長のとき委員を経験させていただきましたので、少しでもその真似が出来るように努力したいと思います。当時は学会誌のページ数の制限が厳しくなり始めた時期で、著者の方々に随分御迷惑をおかけしたのを覚えています。ガスタービンに関する情報はその後年々増加していますので著者ならびに会員の方々に、さらにいっそうのご協力をお願いしなくてはなりません。

ASME のガスタービン会議では、年々論文の数が増加し、それにつれて TRANSACTION に掲載される論文も増加し、膨大な情報が流されています。学会活動が活性化するためには出来るだけ多くの情報が流れるようにすることも大切です。急にページ数を増やすのは不可能ですが、なんとかその端緒でも開ければと考えています。会員の皆様のご助言とご支援と、ご協力をお願い致します。

(荒木達雄)

初めて編集委員会に参加し、法政大学の水木先生、三菱自動車の中沢氏、日産自動車の高村氏とともに9月号の編集担当の一員になりました。Read-Only Member(ROM)から作るに回って裏方の苦勞を知らされるわけですが、それは ASME 国際ガスタービン会議の見聞記の執筆者探しから始まりました。ベテランの水木先生に助けていただき、さらにつてを頼って強引に頼み込み、出発前に何とかに全員をお願いすることができました。執筆を引き受けていただいた皆様に感謝いたします。

今回、初めて ASME 国際ガスタービン会議に出席して、その規模の大きさに驚いてしまいました。しかし、見聞記にも書きましたが、セラミックスガスタービン関連の講演は、日本からの発表数がアメリカからの発表数を越えています。また、会議終了後、セラミックスとセラミックガスタービンに関わっているアメリカ各地の大学や企業などを訪問しましたが、彼らは日本のセラミックガスタービン開発に注目しています。日本のガスタービン関連の研究開発や企業活動の発信源としての本学会誌の役割の重要性を改めて認識いたしました。

(筒井康賢)

〔事務局だより〕

今夏の東京は30℃を超える日が数えるほどしかなく梅雨明けしたとはいっても、また逆もどりのような曇天続きの大変暗い夏でした。涼しくて過しやすかったとはいえ勝手なものでガラガラした太陽の照りつける日がないと夏休みも何か物足りないという少々不完全燃焼気味のまま終わりそうです。

そうこうしているうちにもう秋で当学会の行事も目白押し。先日お送りしたニュースレターやこの学会誌にご案内がありますのでお早目にお申し込み下さい。

秋の盛岡での講演会もプログラムをご覧いただければおわかりのようにたくさんの論文が集まりました。盛会になることが予想され、今から楽しみにしています。そのあとも見学会、セミナーなど企画されておりますのでどうぞ会告をご参照下さい。

最後にお願いを一つ。前からお願いしております銀行振込の件。いまだに会社名と金額だけで何のお金なのかかわからないものが何件かあります。特に参加費の場合などお申し込みがなくいきなり振込まれたのでは何が何だか見当が付きません。会社名で振込なさる時は電話、FAX 何れでも結構ですのでどうかご連絡下さい。事務局の心からのお願いです。

〔A〕

入 会 者 名 簿

正 会 員

中 田 信 夫 (荏 原)	片 桐 晴 郎 (豊田中研)	吉 田 碩 万 (東京都競馬)
城 敏 彦 (大阪ガス)	謝 林 (航 技 研)	荒 木 実 (三菱重工)
村 上 育 勇 (先進材料利用ガス ジェネレータ研究所)		河 村 芳 明 (メナフロジ)
榎 本 俊 治 (航 技 研)	滝 本 守 (キグナス 石油精製)	八 幡 清 正 (三井造船)
田 中 新 一 (三井造船)	藤 井 龍 雄 (川 重)	酒 井 義 (日本ファイン セミックス協会)
関 直 之 (三菱重工)	野 上 龍 馬 (三菱重工)	渡 辺 俊 明 (三菱重工)
梶 村 努 (三菱重工)	中 原 淳 二 (三菱重工)	岡 崎 洋 文 (日 立)
伊 藤 貴 幸 ()	小 口 誠 (J A R I)	小 池 哲 也 (J A R I)
姫 路 裕 二 (防 衛 庁)	田 中 保 幸 (I H I)	飯 島 久 (荏 原)
小野田 昭 博 (東 芝)	鈴 木 勇 (東 芝)	田 沼 唯 士 (東 芝)
川 岸 裕 之 (東 芝)	野 本 秀 雄 (東 芝)	山 中 哲 哉 (東 芝)
茶 本 雄 一 (東 芝)	高 原 健 司 (東 芝)	小 林 政 憲 (東 芝)
大 森 達 郎 (東 芝)	佐 藤 芳 明 (東 芝)	須 崎 邦 夫 (東 芝)
広 中 哲 (東 芝)	銭 場 清 (東 芝)	鈴 木 由 里 (東 芝)
田 中 明 (東 芝)	井 須 雄 一 郎 (東 芝)	板 橋 幸 彦 (東 芝)
谷 山 雅 俊 (東 芝)	土 田 英 俊 (東 芝)	上 坂 修 (東 芝)
田 尻 功 (東 芝)	目 黒 和 利 (旦亨チンジ)	本 田 永 信 (旦亨チンジ)
橋 浦 和 彦 (旦亨チンジ)	小 林 一 明 (旦亨チンジ)	平 野 昭 (旦亨チンジ)
石 丸 等 (旦亨チンジ)	横 山 日出雄 (旦亨チンジ)	石 川 定 行 (旦亨チンジ)
今 野 泰 宏 (旦亨チンジ)	早 田 陽 一 (ダイハツ)	前 山 光 史 (I H I)
藤 原 朋 人 (東 電)	大久保 匡 敏 (日 産)	大 北 洋 治 (I H I)
西 上 均 (川 重)	廣 田 尚 史 (川 重)	赤 城 弘 一 (三菱重工)
古 田 知 行 (東 電)	庄 司 秀 夫 (日 大)	武 居 秀 夫 (I H I)
弘 松 明 彦 (I H I)	中 州 皓 (川 重)	杉 本 昌 文 (川 重)

学生会員から正会員へ

寺 田 斉 (東 電)

学 生 会 員

岩 浪 功 明 (東 海 大)	二 見 達 也 (東 海 大)	石 塚 建 治 (東京電機大)
寺 崎 岳 (法 政 大)	斉 藤 幹 雄 (早 大)	市 田 一 将 (早 大)
北 原 文 彦 (早 大)		

賛 助 会 員

(株)川重ガスタービン研究所

日立エンジニアリング(株)

ユナイテッド テクノロジーズ インターナショナル オペレーションズ

超音速輸送機用推進システム技術研究組合

第8回ガスタービン秋季講演会・見学会（盛岡）

- 共催 (社)日本ガスタービン学会（幹事学会），(社)日本機械学会
- 開催日 平成5年10月6日（水），7日（木）（日程が変更になりました）
- 講演会 日 時：10月6日（水） 9:00～17:00
会 場：岩手大学工学部一祐会館（盛岡市上田4-3-5，JR盛岡駅よりバス約20分）
内容については次頁のプログラムをご参照下さい。
- 懇親会 講演会終了後，立食形式の懇親会を開催します。お気軽にご出席下さい。
日 時：10月6日（水） 18:00～20:00
会 場：ホテルリッチ盛岡（盛岡市駅前通7-15，JR盛岡駅前）
参加費：講演会参加登録者は無料
- 見学会 （講演会参加登録者に限る）
日 時：10月7日（木） 8:30～15:30（JR盛岡駅集合・解散）
見学先：東北電力（株）葛根田地熱発電所，小岩井農場ほか
参加費：5,000円（入園料，昼食代含む）
定員：50名（先着順），申込締切：9月6日
なお，別途レディースプログラムを用意します。（下記参加申込方法参照）

《参加登録について》

講演会参加登録費

共催学会正会員 9,000円（講演論文集代を含む）
学生会員 4,000円 会員外 12,000円

参加申込方法

往復はがきに「秋季講演会参加申込」と明記し，(1)氏名，(2)所属学会・会員番号，(3)会員資格，(4)勤務先，(5)連絡先，(6)参加される行事（懇親会，見学会），(7)送金額，送金方法および送金予定日，(8)レディースプログラム参加希望の有無を記入し，下記宛にお送り下さい。講演者も参加登録をお願いします。

〒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

なお，当日も入会申し込み，講演会参加登録を受け付けますが，準備の都合上なるべく事前にお申し込み下さい。レディースプログラム参加希望の方には詳細をお知らせします。

送金方法

現金書留

郵便振替（東京7-179578 (社)日本ガスタービン学会），または

銀行振込（第一勧業銀行西新宿支店 普通No.067-1703707 (社)日本ガスタービン学会）

講演論文集

講演論文集は講演会当日会場でお渡しします。論文集のみご希望の方には，講演会終了後に残部がある場合にのみ実費にて頒布します。

宿泊について

同時期に盛岡市で文化行事が開催されるため，宿泊・交通の混雑が予想されます。宿泊の予約を希望される方は，「ガスタービン秋季講演会に参加する」旨を告げて，直接下記旅行社にお申込み下さい。

(株)日本旅行 新橋団体旅行海外旅行支店（担当）秦 誠一

〒105 東京都港区新橋3-7-9 川辺ビル3F

TEL 03-3581-1588 FAX 03-3581-7505

第8回ガスタービン秋季講演会（盛岡）プログラム

（一般講演 講演時間15分 討論5分， ※印 講演者， 連名者の所属が省略されている場合は後者と同一です。）

第 1 室		第 2 室		第 3 室		
9:10	《一般講演》燃焼Ⅰ A-1 超音速輸送機用ラム燃焼器の研究 ※山本政彦, 徳永幸二, 柏木 武 (石川島播磨) A-2 メタンを燃料とするラム燃焼器の排出特性 ※鈴木和雄, 下平一雄, 黒沢要治 (航技研) A-3 ラムジェットエンジン燃焼器用メタン燃料膜冷却ガッタ保炎器の特性 ※田丸 卓, 下平一雄 (航技研) A-4 水素燃料噴流保炎型ラム燃焼器の燃焼特性 ※斎藤 隆, 田丸 卓, 下平一雄, 山田秀志 (航技研), 木下康裕, 関 美範, 北原一起 (川崎重工)	9:10	《一般講演》空力Ⅰ B-1 遷音速圧縮機翼列の三次元粘性流れ解析 里深信行, 森西晃嗣 (京工織大), ※清水淳, 中村良也 (石川島播磨) B-2 3次元圧縮機静翼の粘性解析 児玉秀和, ※大北洋治 (石川島播磨), 田村敦宏, 菊地一雄, 野崎 理 (航技研) B-3 ラジアルタービンスクロールの三次元境界層解析 ※原 和雄, 古川雅人, 井上雅弘 (九大工) B-4 軸方向貫流を伴う回転キャビティ内の流れ解析 ※布川 勇, 小幡正一 (石川島播磨)	9:10	《一般講演》システム・性能 C-1 エクセルギ概念に基づくガソリン・エンジン・システムの要素性能の評価 ※澤田照夫 (岡山理大工), 三上鉄史, 堀内仁史 (岡山理大院) C-2 プレイトンサイクルの3次元特性について ※永田 勝 (大阪産大) C-3 タービン内再熱水素燃焼ガスタービンの研究 (第2報) ※菅 進, 平岡克英, 熊倉孝尚, 井亀 優, 城田英之, 森下輝夫 (船舶技研) C-4 ターボファンエンジンの鳥吸込試験について 関根静雄, ※佐々木誠, 柳 良二, 森田光男 (航技研)	
10:30		10:30		10:30		
10:40	《一般講演》燃焼Ⅱ A-5 ガスタービンのNO _x 排出低減のための非予混合・希薄燃焼: 排出特性 ※寺崎 岳 (法大院), 斎藤 隆, 林 茂 (航技研) A-6 低NO _x 燃焼器の研究 ※細井 潤, 藤 秀実, 中北智文 (石川島播磨) A-7 ガスタービン用低NO _x 希薄予混合燃焼器の研究開発 ※佐藤 浩, 森 雅晶, 石塚敦之, 宮原忠人 (東京ガス) A-8 メタン平面火炎内でのNO _x の生成 (温度, 圧力, 当量比の影響) 佐野妙子 (東海大工), ※山本 武, 田丸卓 (航技研)	10:40	《一般講演》空力Ⅱ B-5 強い主流流れの中に置かれた翼特性の研究第5報 油膜法による流れの可視化 ※阿部裕幸, 筒井康賢 (機械技研), 吉識晴夫 (東大生研) B-6 2次元翼型実験における境界層フェンスの効果 筒井康賢, 阿部裕幸 (機械技研), ※村田耕史 (筑波大院) B-7 多段軸流圧縮機の固有値解析による安定性 稲垣詠一 (東理大理工), ※武田芳和 (東理大院) B-8 タブとエジェクターの組み合わせ機構による不足膨張時の超音速ジェット騒音低減に関する基礎研究 ※小林 紘 (航技研), 木島基博 (早大院), 生沼秀司 (航技研), 大田英輔 (早大理工)	10:40	《一般講演》材料・強度 C-5 Ni基超合金IN783LCの機械的性質に及ぼす材料劣化の影響 ※岡部永年, 吉岡洋明, 斎藤大蔵, 藤山一成 (東芝) C-6 熱応力に注目したコーティング設計システムの開発 ※斎藤正弘, 伊藤義康, 岡村隆成 (東芝) C-7 カーボン/カーボン複合材の回転強度試験 (第2報) 回転強度に及ぼす積層角度等の影響 ※小河昭紀, 橋本良作, 松末勝利 (航技研) C-8 発電用ガスタービンセラミック静翼高温風洞試験 ※土方常夫, 古閑昭紀, 和泉敦彦, 朝隈健介 (東芝)	
12:00		12:00		12:00		
13:00	《特別講演》 「蝦夷とは何か? (古代東北について)」 高橋 崇 (岩手大学教授)					
14:00						
14:10	《一般講演》燃焼Ⅲ A-9 石炭ガス化用1500℃級ガスタービン燃焼器の開発—水流モデル可視化手法による燃焼器構造の検討— ※二宮 徹, 中田俊彦, 長谷川武治, 佐藤幹夫 (電中研) A-10 エアブラスト燃料ノズルの研究 (第一報) ※木下康裕, 北嶋潤一 (川崎重工) A-11 レーザによる冷却通路孔の加工技術 ※高原北雄 (高原総合研究所), 吉田豊明 (航技研), 坪井昭彦, 堀場康一, Yash Kathuria (レーザックス)	14:10	《一般講演》空力Ⅲ B-9 軸流圧縮機動翼列後方の二次元流れ分布 ※小林健児, 千葉 薫 (石川島播磨), 加藤 大, 斎藤幹雄, 大田英輔 (早大理工) B-10 回転タービン動翼列の三次元内部流動 ※山本孝正 (航技研), 富永純一, 松沼孝幸 (早大院), 大田英輔 (早大理工), 臼井 弘 (航技研) B-11 後流の影響を受ける鈍頭物体まわりの流れに関する研究 ※船崎健一 (岩手大工), 山下嘉宏 (岩手大院)	14:10	《一般講演》振動・強度 C-9 非接触振動計測システムによる圧縮機動翼の振動計測 ※佐藤一男, 高住正和, 柏原康成, 鳥谷初 (日立) C-10 ガスタービン高温部品の損傷傾向解析・予測システム ※藤山一成, 村上 格, 吉岡洋明, 岡部永年 (東芝)	
15:10		15:10		14:50		
15:20	《オーガナイズドセッションⅠ》 「自動車用セラミックガスタービン」 オーガナイザ 佐々木正史 (日産自動車) A-12 自動車用セラミックガスタービンの研究開発—第2報— ※伊藤高根, 西山 園, 石渡正治, 松下通 (日本自動車研) A-13 自動車用100kW WCGT圧縮機の開発 ※内田 博, 別所昭信, 白木睦生, 片桐晴郎, 高村東作, 八木洋一 (日本自動車研) A-14 自動車用100kW WCGT燃料噴射弁の噴霧蒸発特性 大久保陽一郎, ※井戸田芳典 (日本自動車研) A-15 自動車用100kW WCGT燃焼器の燃焼解析 ※野村佳洋, 大久保陽一郎 (日本自動車研) A-16 自動車用100kW WCGTにおける低公害燃焼器の開発 第2報 佐々木正史, ※熊倉弘隆, 鈴木大志 (日本自動車研)	15:20	《オーガナイズドセッションⅡ》 「非定常空力」 オーガナイザ 船崎健一 (岩手大工) B-12 高振動数ねじりモードで振動する遷音速翼列流れの可視化および画像処理手法 ※平野孝典, 藤本一郎 (拓大工), 田中英穂 (東海大工), 石井 進 (日大生産工) B-13 非定常遷音速翼列流れの高解像差分スキーム 袁 新, ※山本 悟, 大宮司久明 (東北大工) B-14 ピッチング振動する遷音速翼列の非定常空力特性 (振動数の影響) ※白鳥敏正 (都立科技大), 野口康雄 (サルフォード大) B-15 動・静翼干渉によるタービン流路内の壁圧変動と損失との関係 ※松沼孝幸 (早大院), 池内健一郎 (日本航空), 山本孝正 (航技研), 大田英輔 (早大理工), 松本正勝 (日本工大) B-16 上流の動翼によって生ずる静翼列内の流れ分布 ※富永純一 (早大院), 富久慎太郎 (全日空), 山本孝正 (航技研), 大田英輔 (早大理工), 三村富嗣雄 (航技研)			
17:00		17:00				

平成5年度第2回見学会・技術懇談会のお知らせ

平成5年度第2回見学会・技術懇談会を下記の要領で開催致しますので奮ってご参加下さい。

記

1. 日 時 平成5年11月5日(金) 13:30～16:30
2. 見 学 先 三菱重工業株式会社 高砂製作所
(兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1 TEL 0794-42-2121)
3. スケジュール
13:20 集合(高砂製作所正門前の第2高砂菱興ビル6F)
13:30～14:00 概要説明
14:00～15:00 高砂製作所見学
15:15～16:30 技術懇談会
「最近の大容量ガスタービンの動向について」
福江一郎氏(タービン技術部)

4. 参加要領

- 1) 定員 50名(申し込み超過の場合は抽選, 応募者全員にご連絡します。)
- 2) 参加御希望の方は往復ハガキに「三菱重工高砂製作所見学」と書き, 氏名, 所属, 連絡先住所(返信ハガキにも), TELを明記の上, 事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受け付けかねますのでご注意下さい。(〆切平成5年10月8日(金)消印有効)
- 3) 参加費 3,000円(当日受付にてお払い下さい。)

訃 報

正会員 谷 口 篁 君
東洋エンジニアリング(株) 平成5年4月1日逝去
正会員 内 山 好 弘 君
(株)日立製作所 平成5年6月5日逝去
謹んで、哀悼の意を表します。

平成5年度第2回見学会・技術懇談会のお知らせ

平成5年度第2回見学会・技術懇談会を下記の要領で開催致しますので奮ってご参加下さい。

記

1. 日 時 平成5年11月5日(金) 13:30～16:30
2. 見 学 先 三菱重工業株式会社 高砂製作所
(兵庫県高砂市荒井町新浜2-1-1 TEL 0794-42-2121)
3. スケジュール
13:20 集合(高砂製作所正門前の第2高砂菱興ビル6F)
13:30～14:00 概要説明
14:00～15:00 高砂製作所見学
15:15～16:30 技術懇談会
「最近の大容量ガスタービンの動向について」
福江一郎氏(タービン技術部)

4. 参加要領

- 1) 定員 50名(申し込み超過の場合は抽選, 応募者全員にご連絡します。)
- 2) 参加御希望の方は往復ハガキに「三菱重工高砂製作所見学」と書き, 氏名, 所属, 連絡先住所(返信ハガキにも), TELを明記の上, 事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受け付けかねますのでご注意下さい。(〆切平成5年10月8日(金)消印有効)
- 3) 参加費 3,000円(当日受付にてお払い下さい。)

訃 報

正会員 谷 口 篁 君
東洋エンジニアリング(株) 平成5年4月1日逝去
正会員 内 山 好 弘 君
(株)日立製作所 平成5年6月5日逝去
謹んで、哀悼の意を表します。

平成5年度 第3回見学会のお知らせ

平成5年度 第3回見学会を下記の要領で開催致します。今回は最新鋭発電用大型ガスタービンの見学を行いますので、奮って御参加下さい。

記

1. 日 時: 平成5年11月26日(金) 12:30～17:00

(ニュースレターの1頁目の年間予定の日時が間違っておりました。)

2. 見 学 先: ① (株)富士電機ガスタービン研究所
川崎発電所 V64.3形ガスタービン

② 三菱重工(株)横浜製作所内
三菱ガスタービン発電所 701F 形ガスタービン

3. スケジュール:

12:30集 合 (JR 川崎駅)
その後、チャーターバスにて移動
13:00～14:30.....(株)富士電機ガスタービン研究所川崎発電所
V64.3形ガスタービン見学
(概要説明, 見学, 質疑応答)
14:30～15:20.....移 動 (チャーターバス)
15:30～17:00.....三菱重工(株)三菱ガスタービン発電所
701F 形ガスタービン見学
(概要説明, 見学, 質疑応答)
17:00解 散
(17:00 三菱重工発, 17:30 JR 磯子駅,
18:00 JR 横浜駅行のバスを準備します。)

4. 参加要項:

- (1) 定員50名 (申込み超過の場合は抽選, 応募者全員に御連絡します。)
- (2) 参加御希望の方は, 往復はがきに「富士・三菱見学」と書き, 氏名, 所属, 連絡先住所 (返信はがきにも), 電話番号を明記の上, 事務局へお申し込み下さい。
尚, 記載不備の場合は受付兼ねますので御注意下さい。
- (3) 参加費 5,000円
(バス代を含む, 当日受付にてお支払い願います。)

第22回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第22回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催致します。

今日、ガスタービンは電力用やコージェネレーション、機械駆動、船用等利用分野の拡大と豊富な運転実績を持つに至りました。今回は、このような状況を踏まえ将来に向って、「ユーザ」と「メーカ」双方の立場で特に「運転信頼性」の面からのガスタービン及び周辺機器を含めたプラント運用への期待と提言を趣旨とした講演を予定しておりますので、奮ってご参加下さい。

1. 日 時: 平成6年1月20日(木), 21日(金)

2. 場 所: 川崎産業振興会館

(川崎市幸区堀川町66-20 Tel 044-548-4111)

3. テー マ: 運転信頼性の面からみたガスタービンへの期待と提言
(ユーザから, メーカから)

4. 内容並びに講師予定:

● 1月20日(木)

- | | | |
|-------------|---------------------------|--------------|
| 9:40~10:50 | (1) 発電用大型コンバインドサイクルプラント | (中部電力) 大原久宣氏 |
| 10:50~12:00 | (2) ガスタービン利用発電の運転実績と今後の動向 | (東京電力) 相沢善吾氏 |
| 13:30~14:40 | (3) 大型ガスタービンの運転信頼性 | (三菱重工) 塚越敬三氏 |
| 15:10~16:20 | (4) 機械駆動用ガスタービン | (日 立) 瀧花清作氏 |

● 1月21日(金)

- | | | |
|-------------|----------------------------------|---------------|
| 9:40~10:50 | (5) 新宿新都心地域冷暖房におけるコージェネレーションについて | (東京ガス) 須佐真明氏 |
| 10:50~12:00 | (6) ガスタービンリパワリングの運転実績について | (大阪ガス) 柳原正直氏 |
| 13:30~14:40 | (7) 小型ガスタービンの運転信頼性 | (川崎重工) 北詰滋樹氏 |
| 15:10~16:20 | (8) 航空機エンジンの信頼性管理について | (全 日 空) 杉浦重泰氏 |

5. 参加要領:

(1) 参加費 (資料代含む)

主催および協賛団体正会員

2日間 25,000円, 1日のみ 18,000円 (ただし下記期日までに事前申込及び入金をされた正会員の方は, 2日間 22,000円, 1日のみ 16,000円) とし, 資料を前もってお送りします。

学生会員 5,000円 会員外 2日間 35,000円, 1日のみ 25,000円

資料のみ 1冊 5,000円 (残部ある場合)

(2) 申込方法: 所属・氏名・加入学協会名 (GT学会の場合は会員番号) を明記の上, 参加費を郵便振替または現金書留にて, 下記事務局まで12月10日(金)までにお送り下さい。

(3) 事務局: 〒160 新宿区常新宿7-5-13 第3工新ビル402 (社)日本ガスタービン学会

TEL03-3365-0095 FAX03-3365-0387 郵便振替番号 東京7-179578

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 5 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 7 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元年 11 月以降平成 5 年 10 月迄に公表した論文および 1991 年国際ガスタービン会議横浜大会 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元年 11 月以降平成 5 年 10 月迄に公表した論文および 1991 年国際ガスタービン会議横浜大会 Proceedings に掲載された独創的な論文(何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. 受賞候補者の資格

(1) 論文賞

受賞候補者は本会会員(正会員、学生会員)とする。

(2) 技術賞

受賞候補者は本会会員(正会員、学生会員、賛助会員)とする。

(3) 奨励賞

受賞候補者は本会会員(正会員、学生会員)で、昭和 33 年 4 月 2 日以降生まれた個人とする。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 件以内、技術賞 2 件以内、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 6 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の申請、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 5 年 11 月 30 日(火) 17 時までに必着

10. 提出先

〒 160 東京都新宿区西新宿 7-5-13 第 3 工新ビル 402

(株)日本ガスタービン学会 学会賞審査委員会宛

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

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
第 7 回数値流体力学シンポジウム	平成 5 年 12 月 20 日～22 日 中央大学	東大生産技術研究所 村上周三 TEL 03-3402-6231 内2615
第 19 回国際理論及び応用力学会議	平成 8 年 8 月 25 日～31 日 国立京都国際会館	東京電機大総合研究所 山本善之 TEL 03-5280-3534
第 7 回翼列の非定常空気力学及び空力弾性学国際シンポジウム	平成 6 年 9 月 25 日～29 日 福岡サンパレス	九州大航空工学科難波研究室 TEL 092-641-1101 内5796
第 34 回航空原動機・宇宙推進講演会	平成 6 年 1 月 24 日～25 日 国立教育会館	日本航空宇宙学会 TEL 03-3501-0463
講習会 実験流体力学(EFD) —流れの計測技術の基礎と応用—	平成 5 年 11 月 18 日～19 日 東工大百年記念館	日本機械学会 TEL 03-3379-6781
講習会 ネットワークの使用による機能分散型可視化技術入門	平成 5 年 12 月 8 日 東大山上会館	可視化情報学会 TEL 03-3364-1762
第 2 回微粒化シンポジウム	平成 5 年 12 月 21 日～22 日 慶大理工学部	広島大原動機工学講座気付 西田恵哉 TEL 0824-24-7562
講習会 最近の流体計測技術 —基礎と応用—	平成 5 年 11 月 15 日～16 日 神戸商船大	日本機械学会関西支部 TEL 06-3443-2073

ANNOUNCEMENT

The Gas Turbine Society of Japan
The Editorial Committee

The GTSJ accepts a technical paper written in English. You can submit it to the “Bulletin of GTSJ” for Publication by the following rule. The “Bulletin of GTSJ” is compiled and published annually.

Bulletin of GTSJ Technical Paper Submittal Rule

1. If your paper meets the criteria listed below, you can submit it to the Bulletin of GTSJ for publication.
 - (1) The paper is original work by the author(s) and pertained to gas turbine or turbocharger technology.
 - (2) The paper should be the first publication of original material by foreign member(s), or translation of the author's paper published in the journal of GTSJ in Japanese.
2. The paper should not exceed 8 print pages. Page charge is 10,000 Yen per page. Extra copies are offered at cost.
3. The manuscript should be prepared according to the “Style and Typing Instructions”. Send one master manuscript and two copies. If the paper is translation of a Japanese paper, send two copies of it.
4. All papers are reviewed according to “Technical Paper Review Policy”. Acceptance for publication is determined by the editorial committee of GTSJ.
5. The authors grant and assign exclusively to GTSJ for its use any and all rights protected by the Copyright Laws.

GTSJ 第 18 期委員名簿

総務委員

赤池 志郎 (神奈川工大)	荒木 達雄 (武蔵工大)	有賀 一郎 (慶大)
飯島 久 (荏原)	石野 寿生 (日立)	奥原 巖 (東芝)
斎藤 正泰 (I H I)	酒井 俊道 (東理大)	藤川 泰雄 (日産)
真下 俊雄 (明大)	松末 勝利 (航技研)	山根 隆一郎 (東工大)

企画委員

阿部 裕幸 (機械研)	熱田 正房 (日立)	石井 潔 (I H I)
岡村 隆成 (東芝)	加藤 利夫 (新潟鉄工)	岸川 忠彦 (荏原)
杉村 章二郎 (三井造船)	鈴木 和雄 (航技研)	土屋 利明 (東電)
益田 重明 (慶大)	南 芳弘 (三菱重工)	宮川 建男 (東ガス)

編集委員

相沢 善吾 (東電)	和泉 敦彦 (東芝)	岩本 敏昭 (川重)
川池 和彦 (日立)	菅 進 (船研)	古賀 勉 (三菱重工)
塩谷 義 (東大)	杉山 七契 (航技研)	高村 東作 (日産)
中沢 則雄 (三菱自工)	水木 新平 (法政大)	宮下 和也 (I H I)
室田 光春 (ダイヤモンド)		

生産統計作成委員

本間 友博 (東芝)	青木 千明 (I H I)	秋田 隆 (I H I)
臼井 俊一 (N K K)	清野 隆正 (日立)	黒川 英二郎 (川重)
駒形 正敏 (新潟鉄工)	杉浦 裕之 (川重)	塚原 章友 (三菱重工)
西原 昭義 (ダイヤモンド)	菱川 明 (三菱重工)	
八島 聡 (I H I)	吉織 晴夫 (東大)	

地方委員

星野 昭史 (川重)	阿佐美 春夫 (神戸製鋼)	大泉 治朗 (ダイヤモンド)
大内 一紘 (三菱重工)	大庭 康二 (日立造船)	高木 俊幸 (三井造船)
中橋 和博 (大阪府立大)	難波 昌伸 (九大)	西 亮 (宮崎大)
橋本 正孝 (神戸商船大)	長谷川 好道 (ダイヤモンド)	水谷 幸夫 (阪大)

学術講演会委員

葉山 真治 (東大)	石橋 洋二 (日立)	大田 英輔 (早大)
菅 進 (船研)	小林 正 (東芝)	小森 豊明 (三菱重工)
佐々木 誠 (航技研)	佐々木 正史 (日産)	永野 三郎 (東大)
永盛 和夫 (I H I)	船崎 健一 (岩手大)	丸田 芳幸 (荏原総研)
山根 隆一郎 (東工大)	和田 正倫 (日立)	

Bulletin 編集委員

蓑田 光弘 (航技研)	石井 潤治 (東芝)	磯部 信一 (三井造船)
大久保 匡敏 (日産)	川池 和彦 (日立)	古賀 勉 (三菱重工)
小林 紘 (航技研)	田中 保幸 (I H I)	中島 尚 (川重)

学 会 誌 編 集 規 定

1. 本学会誌の原稿は依頼原稿と会員の自由投稿原稿の2種類とする。依頼原稿とは本学会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼した原稿、自由投稿原稿とは会員から自由に随時投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービン及び過給機に関連のある論説、解説、技術論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、見聞記、ニュース、新製品の紹介及び書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。また、用済み後は執筆者に返却する。
4. 原稿用紙は、原則として本会指定の横書440字詰（22×20）を使用する。本原稿用紙4枚で刷り上がり約1頁となる。ワードプロセッサを使用する場合はA4版用紙に横書きで22字×20行とする。
5. 刷り上がり頁数は1編につき、図表を含めてそれぞれ次のとおりとする。論説4～5頁、解説及び技術論文6～8頁、見聞記、速報及び寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース、新製品紹介、書評等1頁以内。超過する場合は短縮を依頼することがある。技術論文については別に定める技術論文投稿規定による。
6. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
7. 自由投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
8. 自由投稿原稿には原稿料は支払わない。
9. 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。
10. 原稿は下記宛に送付する。
〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13,
第3工新ビル402
(株)日本ガスタービン学会事務局

技 術 論 文 投 稿 規 定

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) 投稿原稿は邦文で書かれた著者の原著で、ガスタービン及び過給機の技術に関連するものであること。
 - 2) 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に限る。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. 投稿原稿の規定頁数は原則として図表を含めて刷り上がり8頁以内とする。ただし、1頁につき15,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は原稿執筆要領に従って執筆し、正原稿1部、副原稿（コピー）2部を提出する。
4. 投稿原稿の採否は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で決定する。
5. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権は原則として本学会に帰属する。

日本ガスタービン学会誌

第21巻 第82号

平成5年9月10日

編 集 者 荒 木 達 雄

発 行 者 高 田 浩 之

(株)日本ガスタービン学会

〒160 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

振替 東京7-179578

印刷所 ニッセイエプロ(株)

東京都港区西新橋2の5の10

©1988(株)日本ガスタービン学会

本誌に掲載したすべての記事内容は(株)日本ガスタービン学会の許可なく転載・複写することはできません。

複写をされる方に

本誌（書）に掲載された著作物は、政令が指定した図書館で行うコピーサービスや、教育機関で教授者が講義に利用する複写をする場合等、著作権法で認められた例外を除き、著作権者に無断で複写すると違法になります。そこで、本著作物を合法的に複写するには、著作権者から複写に関する権利の委託を受けている次の団体と、複写をする人またはその人が所属する企業・団体等との間で、包括的な許諾契約を結ぶようにして下さい。

学協会著作権協議会内

日本複写権センター支部

〒107 東京都港区赤坂9-6-42-704

TEL 03-3475-4621・5618

FAX 03-3403-1738