

訃報

名誉会員・元会長 入江正彦 君

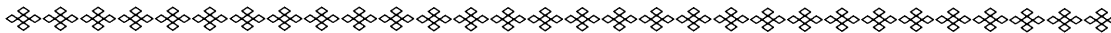
2003年12月24日88歳にて逝去されました。同君は、本学会前身の日本ガスタービン会議最後のそして本学会最初の会長に就任され、本学会の発展に多大の尽力をされました。また、我が国のガスタービン工業の発展のためにも大いに貢献されました。

ここに謹んで哀悼の意を表します。

略 歴	昭和14年 3月	東京帝国大学工学部機械工学科卒
	昭和14年 4月	三井造船(株) (当時(株)玉造船所)入社
	昭和47年 5月	取締役 就任
	昭和53年 7月	特別顧問 就任
	昭和59年 3月	辞任

本会関係略歴

昭和47年	入会
会 長	GTCJ 4期
	GTSJ 1期
副 会 長	GTCJ 3期
監 事	GTSJ 6期
評 議 員	GTSJ 1. 2. 3. 4期
昭和61年 4月	名誉会員



訃報

名誉会員・元会長 石井泰之助 君

2004年 4月 3日76歳にて逝去され 4月12日東京文京区護国寺において葬儀が執り行われました。同君は本学会創設以来役員・評議員を歴任され、また平成2年には会長に就任され本学会の発展に多大の尽力をされました。

また、我が国のガスタービン工業の発展のためにも大いに貢献されました。

ここに謹んで哀悼の意を表します。

略 歴	昭和25年 3月	東京大学第2工学部機械工学科卒
	昭和25年 4月	三井造船(株)入社
	昭和63年 6月	代表取締役社長 就任
	平成5年 6月	代表取締役会長 就任
	平成8年 6月	相談役 就任
	平成13年 7月	特別顧問 就任 現在に至る

本会関係略歴

昭和47年	入会
理 事	GTSJ 14期副会長15期会長
監 事	GTSJ 12期
評 議 員	GTSJ 16. 18. 19. 20. 21期
平成9年 4月	終身会員
平成11年 4月	名誉会員

訃報

名誉会員・元会長 入江正彦 君

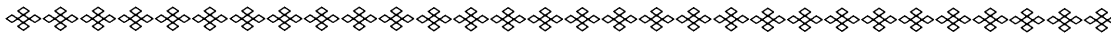
2003年12月24日88歳にて逝去されました。同君は、本学会前身の日本ガスタービン会議最後のそして本学会最初の会長に就任され、本学会の発展に多大の尽力をされました。また、我が国のガスタービン工業の発展のためにも大いに貢献されました。

ここに謹んで哀悼の意を表します。

略 歴	昭和14年 3月	東京帝国大学工学部機械工学科卒
	昭和14年 4月	三井造船(株) (当時(株)玉造船所)入社
	昭和47年 5月	取締役 就任
	昭和53年 7月	特別顧問 就任
	昭和59年 3月	辞任

本会関係略歴

昭和47年	入会
会 長	GTCJ 4期
	GTSJ 1期
副 会 長	GTCJ 3期
監 事	GTSJ 6期
評 議 員	GTSJ 1. 2. 3. 4期
昭和61年 4月	名誉会員



訃報

名誉会員・元会長 石井泰之助 君

2004年 4月 3日76歳にて逝去され 4月12日東京文京区護国寺において葬儀が執り行われました。同君は本学会創設以来役員・評議員を歴任され、また平成2年には会長に就任され本学会の発展に多大の尽力をされました。

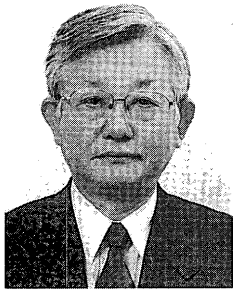
また、我が国のガスタービン工業の発展のためにも大いに貢献されました。

ここに謹んで哀悼の意を表します。

略 歴	昭和25年 3月	東京大学第2工学部機械工学科卒
	昭和25年 4月	三井造船(株)入社
	昭和63年 6月	代表取締役社長 就任
	平成5年 6月	代表取締役会長 就任
	平成8年 6月	相談役 就任
	平成13年 7月	特別顧問 就任 現在に至る

本会関係略歴

昭和47年	入会
理 事	GTSJ 14期副会長15期会長
監 事	GTSJ 12期
評 議 員	GTSJ 16. 18. 19. 20. 21期
平成9年 4月	終身会員
平成11年 4月	名誉会員



第29期会長就任挨拶

住川 雅晴*1

SUMIKAWA Masaharu

学会創立30年を経て、ガスタービンの新たな進化を迎えている時期に、第29期会長を拝命しましたことは光栄に存じますとともに、責務の重大さを痛感し身の引き締まる思いであります。

日本ガスタービン学会は1971年の日本で最初の国際ガスタービン会議終了後、1972年に国内のガスタービン関係者による日本ガスタービン会議が発足し今日に至っていると聞いております。

この30余年にわたる多くの先輩方の日々絶え間ないご努力の成果が、今日のガスタービン技術の基盤となり実用化へと進み、また、学会を場とした人と人の繋がりがより一層の新たなガスタービンの活用に向け成果を生み出し続けていると考えています。

前期に日本ガスタービン学会が幹事学会として主催した第8回国際ガスタービン会議において、海外の関連学会との共催の実現、海外の研究者、技術者からの全論文の約半数にもおよぶ投稿などは日本のガスタービン技術が国際的に認知されてきていることを示しております。これらは、歴代の会長、理事、委員会関係者をはじめガスタービンに携わる多くの方々が、気概を持ち続け絶え間ないご努力をされた結果であると感じております。

日本は多くのエネルギー資源を海外に頼っており、如何にエネルギーを効率的に活用できるか、如何なる分野に有効的に利用できるかなどの切実な思いが、ガスタービンを中心としたエネルギーシステムへ発展させ、異分野の機能と結合したより高度なエネルギー変換システムへ進化続けさせていると思います。

地球規模での温暖化対策であるCO₂削減、地球環境のクリーン化対応であるNOX、SOX削減は、国家の開発投資もあり一層の高効率化、省エネルギー化やクリーンエネルギーの開発・活用に拍車をかけており、燃料・電力の規制緩和や自由化は産業界のビジネス構図を大きく変えつつ、多種多様なエネルギー源を利用できるエネルギー変換システムを要求してきております。このニーズに応え、産学官が相互に連携し将来のビジョンを描きながら、次世代への方向性を見出していく必要があ

ります。

各用途に適合する新規のガスタービンや新たな発想に基づくガスタービンを活用した革新的なシステムの研究開発、既に実用化されたガスタービンの運転データ蓄積による性能・運用の更なる改良や高温部品等の保守技術・信頼性の確立など技術の高度化に向かって進み続けることが重要です。

私が産業界に入ってきたころを振り返りますと、エネルギー産業に関わる製品は欧米技術の導入と国策による研究開発投資、産学界による投資・研究により、製品を上げるため追いつき追いつき越えの時代であったと思います。今現在は、基盤技術の習熟に伴い自主技術へと踏み出し、新たな発想のもとハード製品だけでなくソフト分野にも目を向け、生産する側からだけでなく特に使用する側から要求される視点での研究開発が求められ、実用化へと進んでいく時代となりました。本学会が、これからのいろいろの視点からの媒体となり、お互いに議論し合える場を提供できることを念じています。

学会の運営につきましては、大田前会長の指針を受け継ぎ、経験豊富な川口副会長の補佐を得ながら理事・委員諸氏と共に、また、理事会・各委員会との連携を密に保ちながら、学会のより一層の発展に努めてまいりたいと思います。

会員の方々への幅広い分野からの最新技術情報や有益な技術情報の提供、ガスタービン技術の教育と伝承活動、魅力ある集会事業の開催など、また、学会の国際化に向けての諸外国の産学界との協調や他学会との協賛など関係各位の協力を得ながら推進していく所存です。これらの活動を通じながら、若い世代の会員のご意見も収集しながら、学会活動の更なる普及・活性化に向けてホームページの有効活用も視野に入れて広報活動に繋げていきたいと思っています。また、ガスタービンとガスタービンシステムの進化のために、産学官の連携強化に向けてお役に立てればと願っております。

終わりに、第28期の大田会長、理事・委員および国際会議の委員・関係者の方々のご尽力と成果に深く感謝申し上げます。これからも、会員の皆様方からのより一層のご支援をお願いし、ご健勝とご活躍を祈念し、会長の挨拶と致します。

原稿受付 2004年4月5日

*1 (株)日立製作所

〒101-8010 東京都千代田区神田駿河台4-6

特集：ガスタービンの材料技術

Ni 基単結晶超合金のこれまでとこれから

松尾 孝*¹
MATSUO Takashiキーワード：Ni 基超合金，単結晶， γ' 相，高温強度，加工性，破断延性

1. Ni 基超合金の進展

第2次大戦中に欧米で超合金開発を大きく進展させた駆動力は γ' 相 (Ni_3Al) が理想的な分散強化相と判明したことと考える。耐酸化性を高めるために Al を添加したことで粒内均一析出という素晴らしい分散形態をもたらしたのではないかと？

つづいて、固溶化温度を高めると Ni 基合金への Al の固溶量が驚くほど大きい (Fe に比べ) ことが判明したのではないかと。これにより、 γ' 相の体積率を高めた新合金の爆発的な数の提案があった。それらを実現させた駆動力は真空溶解法の導入であろう。炭素で表面を覆って行う大気溶解では活性元素 Al の添加量には限界がある。新しい溶解方法の導入により強化相 γ' の体積率は50%近くにまで達した。

ところが、 γ' 相の体積率が増加すると加工性に問題が生じた。この問題解決の駆動力は精密鑄造法の導入であった。

精密鑄造が導入されると γ' 相の体積率はさらに増加した。

加工性は精密鑄造法の採用により解決したが、 γ' 相の体積率のさらなる増加が破断延性を激減させた。これを解決させた駆動力は一方向凝固、単結晶化という新しい凝固方法の導入であった。すなわち、一方向凝固の採用により破断時間、破断伸びは従来の鑄造材のものに比べ数倍となった。さらに、一方向凝固から単結晶化へと鑄造法を替えることで、破断時間、破断伸びのさらなる向上があった。

上述した合金開発にエポックをもたらした要素を再考すると、Ni 基合金開発頭初の駆動力は分散相としての γ' 相の導入という組織因子であったが、それ以降は新たなプロセス技術の導入であった。ここで着目していたきたいことは、それらのプロセス技術の導入により、組織もまた激的に変化して、高強度化が達成されたことである。それらについて次節で述べる。

2. 合金の進展に伴う組織変化

γ' 相が分散強化相として認識された時点での γ' 相は

原稿受付 2004年4月20日

* 1 東京工業大学大学院理工学研究科

〒152-8552 東京都目黒区大岡山2-12-1

Vacancy を Site として結晶粒内に Spherical (球状) に析出した。ところで、この当時の合金には0.05mass%程度の炭素が添加されていたため、粒界に炭化物 M_{23}C_6 が析出していた。さらに、いくつかの TCP 相も析出していた。

真空溶解が導入され、 γ' 相の体積率の大きな増加が可能となった時点で合金組成の見直しが行われ、TCP相の析出が抑えられた。それに伴い、TCP相の析出量は激減したが、粒界炭化物 M_{23}C_6 は依然残存していた。ところが、その形態は変化し、フィルム状の粒界 γ' 相に覆われるようになった。しかし、 M_{23}C_6 の粗大化は抑制されなかった。それ以降、炭素量の減少が続いている。ただし、鍛造材では加工性を保つため特定量の炭素が必要とされている。

γ' 相の体積率を50%以上にまで高めると γ/γ' 相界面の弾性ひずみ場が大きくなる。このひずみ場の影響を受けることで γ' 相の形状は Cuboidal (立方体状) となる。

一方向凝固、単結晶化というプロセス技術の進展により γ' 相の体積率はさらに増加した。これにより、 γ' 相自身が大きな弾性拘束を受け、その結果、 γ' 相の配列の規則性はより高まった。

実用の単結晶合金では応力方向を[001]方向とするように単結晶の育成が行われている。こうすることで Cuboidal γ' 相の間を埋めるように形成された γ Channel, すなわち、 γ 素地での転位の移動距離は非常に小さくなる。 γ 単相単結晶のクリープにより[001]方向は、最も遷移域が長く、破断伸びが大きいことが確かめられている。初期クリープ速度が大きいというこの結晶がもつ欠点は初期組織をほぼ最強のものに制御することで解消される。

3. 我国における Ni 基超合金の研究

1960年代、我国においても真空溶解技術が導入され Ni 基超合金を取り上げた研究が本格的に開始された。第2次大戦後そのような研究が日本では中断されていた。一方、米国ではジェット機の性能アップに見られる軍事情力増強と宇宙への挑戦の基盤となったロケット技術の進展があった。結果として最高温度で使用される Ni 基超合金研究では我が国と米国とでは20年以上のギャップがあると認識されていた。当時、日本で唯一耐熱合金研究

のフォーラムの役割を果たしてきた日本学術振興会耐熱金属材料第123委員会では1960～1966年の間に全体の研究の4割を超合金研究が占めていた。このことは本誌、31巻2号の随筆として、学振123委の前委員長菊池 實東工大名誉教授が記されている。それから、いくつかの大型プロジェクトが取り挙げられ20年以上あるとされた研究レベルのギャップも、数年程度にまで短縮されてきたと私は考えている。しかし、我国で提案された合金が実用化されるまでには大きな壁がある。国内で複数の企業がそのようなプロジェクトを競えば、実現も早い。航空機用ジェットエンジンへの対応は国家的プロジェクトで強引に導かない限り困難かもしれない。それほどまでに米国のGEとP&Wのパワーは大きい。Superalloyの国際会議が1968年以来ピッツバーグ郊外セブンスプリングスで行われてきた。1980年の第4回会議に私の研究が発表を許された。それ以後何度もこの会議には参加しているが、ここ2回続けて私の論文は拒絶されている。会の体質が実用合金を主に取り上げ、基礎研究への期待が小さくなってきたためではないかと勝手に考えている。かつては出席するたびにGEとP&Wにこれほどまでに多くの金属屋がいたかという現実に驚かされ、新鮮であった。しかし、その後、この会議はエンジンメーカー主体となってきたと考えるようになり、興味が湧かなくなってきた。むしろ、他の会議でのSuperalloyの研究により見るべきものがある。日本でのスチームタービンメーカーも国内での競う相手がある状態へもどればと念じている。幸い飛行機を車メーカーで作るという話もある。小さな航空機エンジンをめぐる競争が大きな競争へと進展することを願う。1980年以降の鉄鋼協会での耐熱材料

研究動向を図にまとめた。耐熱材料研究は1990年代初頭に比べると、2000年代初頭では倍増している。しかし、その貢献の大半はフェライト系耐熱鋼の開発研究である。超々臨界圧発電、コンバインド・サイクル発電を目標として運転条件が厳しくなってきた。これに対応する耐熱鋼としてフェライト鋼の高強度化が計られてきた。ここに学ぶべきものが2つある。

1つは鉄鋼、特殊鋼、重工、重電各社がともに競って開発したことでもたらされた欧米をしのぐ素晴らしいフェライト鋼の提案。競争の形態が素晴らしいことに着目したい。

2つ目は、高強度化は期待できないと思われていたフェライト鋼の強度が予想以上に高まったこと。それらを導いたものは画期的な発想に基づいた合金設計法の提案である。

この2つが日本の超合金分野で花開くことを期待する。単結晶合金に限定すると将来の課題として以下のようなものがある。

- ① γ' 相の体積率を80%以上に高める。
- ② γ の固溶強化元素は種類が多すぎるため、それらの最適化
- ③ γ' 相の固溶強化はTaのみに頼っている。PdあるいはIrの添加はどうかであろうか。
- ④ γ' を δ 相 Ni_3Nb とする形態は棒状とし、その体積率を高めてみる。

他にも多くのアイデアがあろう。そのような討論を今後期待している。それらの最も大きな駆動力はユーザからのレベルの高いディマンドであろう。

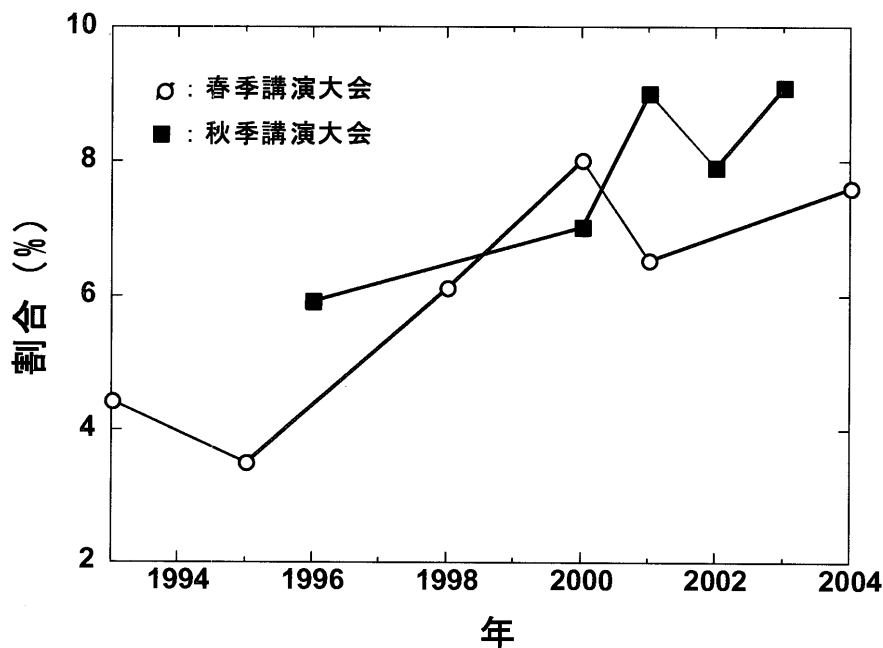


図1 日本鉄鋼協会講演大会の総講演数に対する耐熱合金についての講演数の割合

特集：ガスタービンの材料技術

発電用ガスタービンの材料技術

吉岡 洋明*¹
YOSHIOKA Yomei土井 裕之*²
DOI Hiroyuki武田淳一郎*³
TAKEDA Junichiro難波 浩一*⁴
NAMBA Koichi岡田 郁生*⁵
OKADA Ikuo武 浩司*⁶
TAKE Koji伊藤 健之*⁷
ITO Takeyuki

1. はじめに

近年の発電用ガスタービンの急速な高性能化および大容量化は目を見張るものがある。ガスタービンの熱効率の変遷および大容量化の変遷を図1-1に示しているが、発電用大型ガスタービンでは、熱効率はLHVベースで39%を達成しており、出力では150~330MWの容量を実現している。また、中小型ガスタービンにおいても大型ガスタービンとほぼ同様に年々熱効率の向上が図られている。このガスタービンの進歩に対して、高温化技術、冷却技術とともに材料技術の果たした役割は大きい。

ガスタービンで用いられる材料は、ガスタービンが外気から吸気した圧縮空気を燃料と混合・燃焼し発生した燃焼ガスでタービンを駆動させ発電していることから、広範な温度領域で各部品毎に異なる材料特性が求められている。このため、多種多様な材料が用いられており、特に、高温化の流れの中で耐熱温度向上のため新材料およびプロセス技術の開発あるいは採用が施されている。

本特集では、現用の発電用ガスタービンの中から代表機種を製造委託機を含めて各社2~3機種選定し、その使用材料を、その構造上の特徴とともに調査を行った。ここではまずこの選定機種の構造上の特徴を概説するとともにその使用材料を可能な限り提示することとした。

また、この使用材料を部品毎に分類し、その選定の機種毎の特徴をその構造と合わせて比較調査を行うことにより、各社の材料設計の類似点および相違点を可能な限り明確にするようにしている。

なお、ここで選定した機種の調査は、M501D/M701D、M501F/M701F、M501G/M701Gは三菱重工業、GT11N2、GT13E2、GT24/GT26はジャパングスタービン、V94.3A/V84.3A、V94.2/V84.2は富士電機システムズ、PG7121EA/PG9171E、PG7241FA/PG9351FA、S107Hは日立製作所および東芝H25、H15は日立製作所、M1A-13、M7A-02、L20Aは川崎重工業、SB60D、SB30E、SB5は三井造船の資料提供に基づき、1・2章・8章と代表ガスタービンの仕様諸元および材料一覧表は東芝吉岡洋明、3章ガスタービン動翼は日立製作所土井裕之、4章ガスタービン静翼は富士電機システムズ武田淳一郎、山本隆夫、5章タービンロータ/ディスク/ボルト/ケーシングは三井造船難波浩一、6章圧縮機は三菱重工業岡田郁生、小熊英隆、7章燃焼器は川崎重工業武浩司、ジャパングスタービン伊藤健之、西村智行が分担し執筆を行った。

2. ガスタービンの構造および材料

ここでリストアップしたガスタービンを、そのガスタービンの構造から分類したものを表1-1に示す。発電用ガスタービンは、大きく圧縮機、燃焼器、タービンの3つに区分できる。このガスタービンの形式としては、圧縮機とタービンが一つのシャフトで機械的に結合される「一軸形ガスタービン」と、圧縮機とタービンの軸構成が2軸以上で構成される「多軸形ガスタービン」がある。また、熱力学サイクルとしては、連続的な圧縮、加熱および膨張だけから形成される「単純サイクル」、作動流体の連続的な圧縮、加熱、再生加熱、加熱、膨張および再生冷却によって形成され、排熱回収を行う「再生サイクル」、継続する圧縮過程の段階において作動流体を冷却する「中間冷却サイクル」および継続する膨張過程の段階において作動流体を再度加熱する「再燃サイクル」がある。今回の対象としたヘビーデューティガス

原稿受付 2004年4月5日

- * 1 (株)東芝 電力・社会システム社
電力・産業システム技術開発センター
〒230-0045 横浜市鶴見区末広町2-4
- * 2 (株)日立製作所 日立研究所 エネルギー材料研究部
〒319-1292 茨城県日立市大みか町7-1-1
- * 3 富士電機システムズ(株) 発電プラント本部
富士シーメンスエネルギー推進室
〒210-8530 川崎市川崎区田辺新田1-1
- * 4 三井造船(株) 機械・システム事業本部 パワーシステム部
〒706-8651 岡山県玉野市玉三丁目1-1
- * 5 三菱重工業(株) 高砂研究所材料・強度研究室
〒678-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜二丁目1番1号
- * 6 川崎重工業(株) ガスタービン・機械カンパニー
ガスタービンビジネスセンター 開発総括部
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1
- * 7 ジャパングスタービン(株)
〒650-0046 神戸市中央区港島中町2-3-4

表1-1 ガスタービンの仕様諸元

ガスタービンの形式	一軸形				
	単純サイクル				再燃サイクル
圧縮機の形式	遠心形	軸流形			
燃焼器の形式	サイロ形		多缶形	アニユラー形	
タービンの形式	軸流形				
機種	M1A-13 SB5	SB60D, SB30E V94.2/V84.2 GT11N2	M501D/701D, M501F/701F M501G/701G PG7121EA/PG9171E PG7241FA/PG9351FA S107H H25, H15 M7A-02, L20A	GT13E2 V94.3A/V84.3A	GT24/ GT26

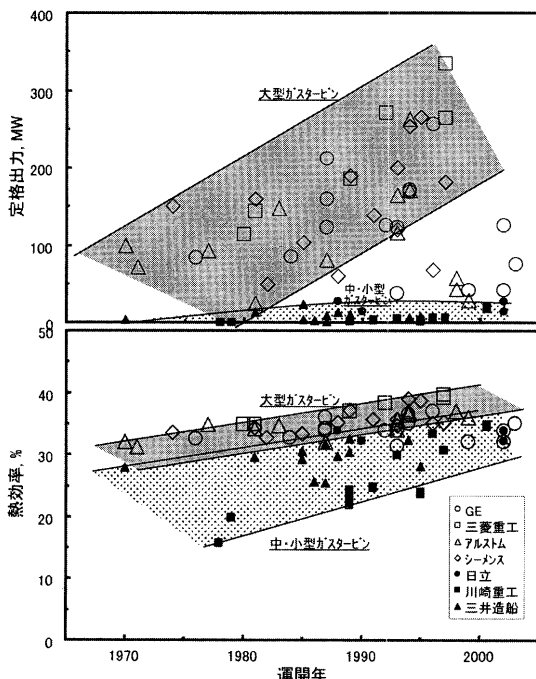


図1-1 発電用ガスタービンの定格出力・熱効率の変遷

タービンはいずれも一軸形であり、また、熱力学サイクルとしては、GT24/GT26のみが再燃サイクルであり、他は単純サイクルである。

発電用のガスタービンは、圧縮機により外気から吸引された空気は圧縮され燃焼空気として、あるいはケーシング、動・静翼の冷却空気として使われる。この圧縮機には、気流を内部で半径方向に曲げるによりコンパクトな構造で高圧力比が得られる遠心圧縮機と、気流が回転軸に平行に流れる軸流圧縮機の2つの形式がある。小型ガスタービンであるSB5, M1A-13では前者が用いられているが、大型ガスタービンではそのほとんどが、効率で優れる後者を用いている。この圧力比はタービン入口温度の上昇と共に高くなり、近年のヘビーデューティガスタービンではコンバインドサイクルでの効率と比出力（単位空気流量当たりの出力）の最適点から設定

している。

燃焼器の構造は、外部に1つあるいは2つの燃焼器を付けスクロールを介してタービン部に燃焼ガスを導くサイロ形、複数の燃焼器をガスタービン本体の回りに環状に並べ、各燃焼器に取付けられた燃料噴射ノズルより燃料を噴射しトランジションピースを介して燃焼ガスをタービン部に導く多缶形、タービン入口部に環状に被う一つの燃焼器内に複数の燃料噴射ノズルを周方向に並べた環状（アニユラー）形の3種類に分類できる。

タービンは3～5段の軸流型が採用されている。動翼、静翼、ディスクおよびそれを両端から支えるシャフトから成っている。ディスクとシャフトはボルトで締結する構造あるいはディスク間を溶接する構造が採られている。高温部の動・静翼は圧縮機から抽気した空気による冷却がなされており、最近では蒸気タービンと組み合わせたコンバインドサイクルプラントの特徴を生かした蒸気冷却翼も実用化されている。

添付資料1～3に各社のガスタービンの構造および用いられている材料とその材料組成の一覧表を示す。本表中に用いた熱効率は低発熱量基準（LHV, %）を用いている。また、タービン入口温度に関しては、メーカーによってこの定義が異なることから、各社で用いている温度を記載することとし、その定義を付記することとした。ここでは、タービン第1段静翼直前の作動流体の全温度を示したタービン第1段静翼入口温度（燃焼器出口温度とほぼ同一）、タービン第1段動翼直前の作動流体の全温度を示したタービン第1段動翼入口温度（熱力学的に作動流体がタービンにおいて仕事を開始する温度）、燃料入熱と空気圧縮機入口空気流量から算出したタービン入口温度（ISO2314規定タービン入口温度、タービンを流れる全作動流体がガスタービン入口を通過すると仮定した場合の計算入口温度）の3種類が用いられている。なお、同じガスタービンで比較した場合の各定義に基づく温度は、第1段静翼入口温度>第1段動翼入口温度>ISO規定タービン入口温度の順となる。

3. タービン動翼用材料

3.1 はじめに

タービン動翼、特に第1段動翼はガスタービンの中で最も過酷なガス温度-作用応力環境下におかれることから、最先端の材料、コーティングが適用されている。動翼用材料に要求される特性としては、クリープ強度、熱疲労強度、高サイクル疲労強度、高温組織安定性、耐酸化性および耐食性が挙げられる。特に、近年のガス温度の上昇に対応した内部冷却の強化により、局所的な熱応力が増大し、熱疲労強度の重要性が高まっている。また、発電用ガスタービンに特徴的な課題として、S含有量が高い燃料に対応するための耐食性、航空用ガスタービンより最高温度で長時間使用されることによる高温組織安定性が挙げられる。さらに、近年の単結晶(SC)翼の導入にあたっては、航空用ガスタービン用より大型で複雑形状の動翼を健全に铸造するための铸造性も重要となっている。

純又は無冷却の大型翼に使用されている。真空溶解技術は、ロストワックス法による精密铸造技術の進歩にもつながった。これにより、鍛造成形性を考慮せずに合金の高強度化を図ることが可能となった。これに対応して、1960年代に入ってからPHACOMP³⁻⁵⁾等の合金設計技術の進歩により、γ'相の体積率および固溶強化元素添加量の大幅な増加が可能となり、現在も使用されている普通铸造用合金 René 80や IN-738LC 等が開発された。

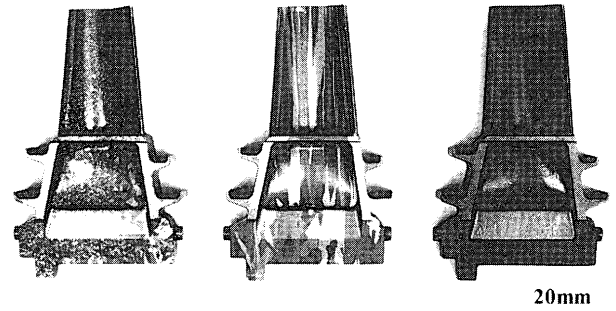


図3-2 普通铸造翼, DS翼, SC翼の例

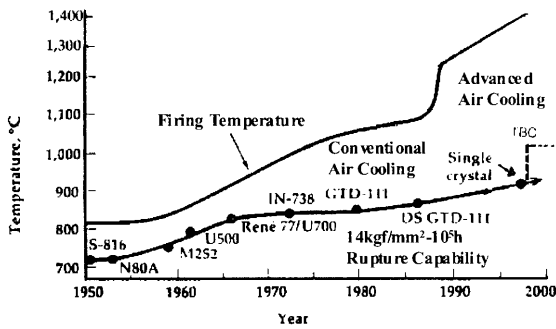


図3-1 燃焼ガス温度, 動翼材クリープ破断強度の推移

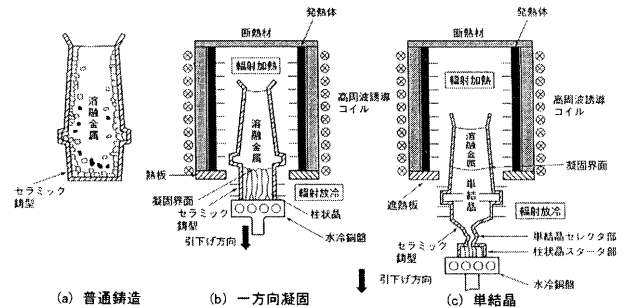


図3-3 普通铸造翼, DS翼, SC翼铸造方法比較

図3-1³⁻¹⁾はGEにおけるガスタービンの熱効率向上に対応した燃焼ガス温度および動翼用材料の応力 $14\text{kgfmm}^{-2}\text{-}10^5$ 時間クリープ破断耐用温度の推移を示す。1970年代の $1,100^\circ\text{C}$ 級ガスタービンでの冷却動翼の採用、1980年代後半の $1,300^\circ\text{C}$ 級ガスタービンでのリターンフロー式対流冷却動翼採用等の冷却技術の進化と共に、動翼用材料も鍛造材から、普通铸造材、一方向凝固(DS)材、SC材へと、より耐用温度の高い材料が使用されるようになり、ガスタービンの熱効率向上に寄与してきた。図3-2³⁻²⁾に普通铸造翼, DS翼, SC翼の例を、図3-3³⁻²⁾に各々の铸造方法を示す。

図3-4³⁻³⁾には、各年代における動翼用材料の進化を支えた主要技術、図3-5³⁻⁴⁾には動翼用材料のクリープ破断耐用温度向上の歴史を示す。1950年代の真空溶解技術の進歩により、合金中へのAlおよびTiの多量添加が可能となり、現在の主流であるγ'(Ni₃Al)相析出強化型のNi基超合金のはしりとして、U-500, U-520, U-700が開発された。これらは鍛造成形可能な合金であり、現在でも、加工精度の高さ、約 600°C 以下の温度域での引張強度に優れていることから、主に冷却構造が単

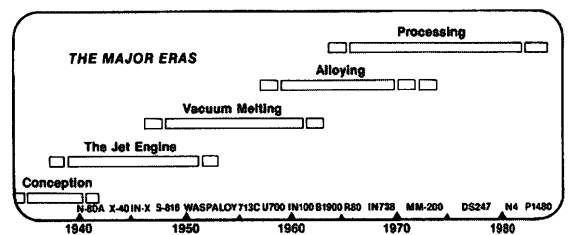


図3-4 動翼材の進化を支えた主要技術

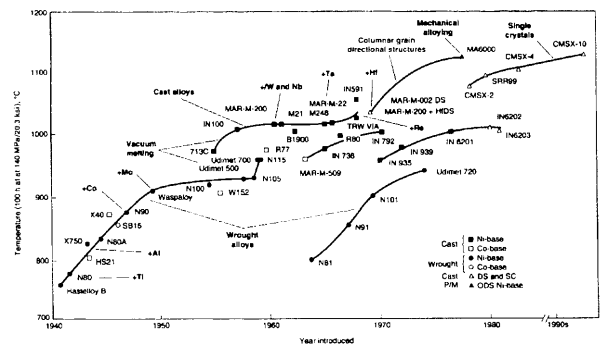


図3-5 動翼材クリープ破断耐用温度の歴史

1970年代に入ると、強度向上と延性低下のトレードオフの関係により、合金設計による強度向上は頭打ちとなったが、航空用ガスタービン用材料においては、DS法の開発がブレークスルーとなった。しかし、大型の発電用ガスタービン用動翼に対応したDSプロセスの確立には時間を要し、発電用ガスタービンへのDS材の適用はGEが1987年にMS5002の第1段動翼のリプレイスにDS翼を適用するまで待たなくてはならなかった³⁻¹⁾。また、GEはこの際に、従来発電用ガスタービン用の普通鋳造翼で実績のある耐食性重視型の合金GTD-111をDS鋳造したものを適用した。1970年代には、航空用ガスタービン用に、 γ' 相の体積率を約60%まで、固溶強化に有効なWを12.5%まで増やした(その結果、耐食性に有効なCrが9%まで低下している)高強度DS用合金MAR-M-200Hf等が開発されたが、この種の合金は当時の発電用ガスタービンでは実用化されなかった。

1982年にはプラットアンドホイットニーが民間航空用ガスタービンへのSC翼(PWA 1480)の適用を開始したが、発電用ガスタービンでは、1990年にソーラーが10MW級のMars 100にCMSX-4を適用したのが最初である³⁻¹⁾。PWA 1480はSC専用合金として、結晶粒界強化元素を添加しないことで、合金の融点を高くし、高温溶体化熱処理による粗大析出 γ' 相の完全固溶、微細再析出を可能とし、高温強度の大幅な向上を図っている。また、CMSX-4も、もともとは航空用ガスタービン用に開発された合金で、高価ではあるが高温強度向上に有効なReを3%含む合金で、Reを含まないPWA 1480等の合金(第1世代SC合金)に対し、第2世代SC合金と呼ばれている。その後、航空用ガスタービン用としては、さらにReの添加量を高くした第3世代SC合金(Re: 約6%)が開発されている(CMSX-10, René N6等)。

一方、より大型の20MW級を超える発電用ガスタービンへのSC翼の適用には、鋳造技術のさらなる改善が必要とされた。SC翼大型化のための最大の課題は、固液界面における温度勾配低下により安定な結晶成長が阻害されることであり、凝固解析による鋳造条件の最適化や、肉厚が急激に変化する部位で固液界面が不連続になり、別の結晶が発生することを防止するための製造技術(バイパス法)の開発³⁻²⁾等がなされた。また、大型翼では鋳型や中子が長時間高温にさらされることになるため、高強度、低反応性鋳型材、中子材が開発された³⁻⁶⁾。これらの結果、現在では150MWを超える大型の発電用ガスタービンにもSC翼が適用されており、シーメンスのV94.3A/V84.3A、アルストムのGT24/26、GEのF7/9H、F7/9FB³⁻⁷⁾、F6C³⁻⁸⁾にSC動翼が適用されている。なお、大型ガスタービンの動翼に単結晶合金を適用する場合、上記の結晶欠陥をある程度許容する目的で、若干の結晶粒界強化元素を添加していることが特徴である。図3-6³⁻⁹⁾、3-10)、3-11)に市販主要合金のクリープ強度の比較を示す。

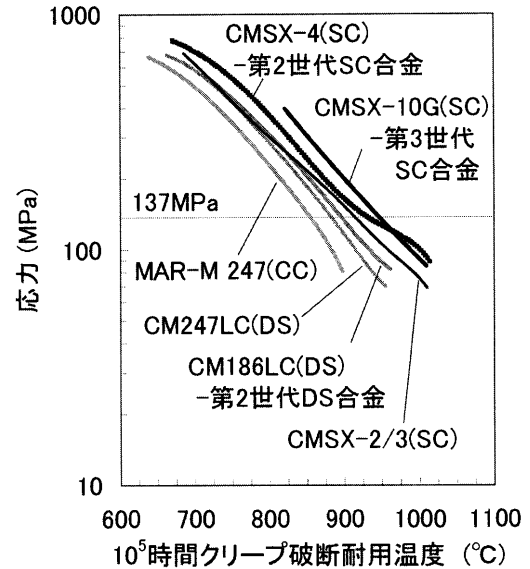


図3-6 動翼材クリープ破断強度の比較

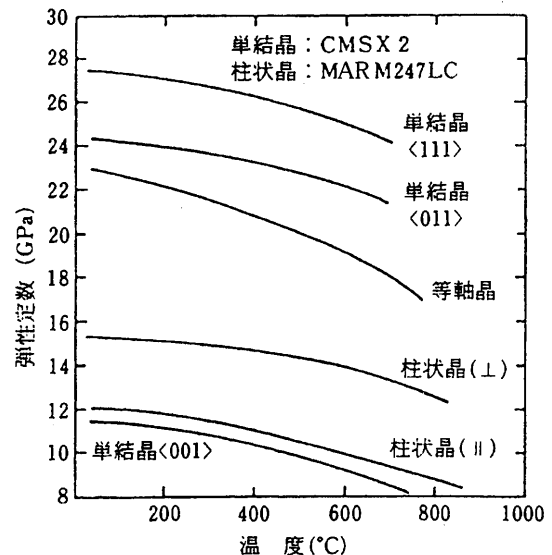


図3-7 弾性定数に及ぼすSC方位の影響

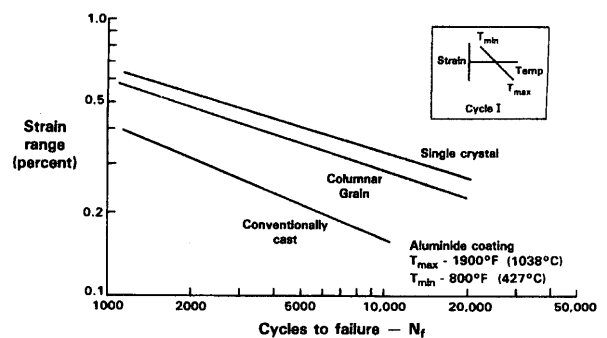


図3-8 普通鋳造、DS、SC材の熱疲労強度比較

ガスタービン動翼にSC翼を適用するメリットは、熱疲労強度の大幅な改善である。SC材の<001>方位の弾性定数は普通鋳造材の弾性定数の約6割程度であり、

同等の熱ひずみが生じた場合に発生する応力も SC 材の〈001〉方位は普通鑄造材の約 6 割程度となる (図 3-7³⁻¹²⁾)。この結果, SC 材は, 上記のように高温強度が高く, かつ疲労き裂発生の起点となる MC 型炭化物が無い (少ない) こと, さらに発生応力が小さくなることから, その熱疲労強度は普通鑄造材の約 10 倍にもなる (図 3-8³⁻¹¹⁾)。

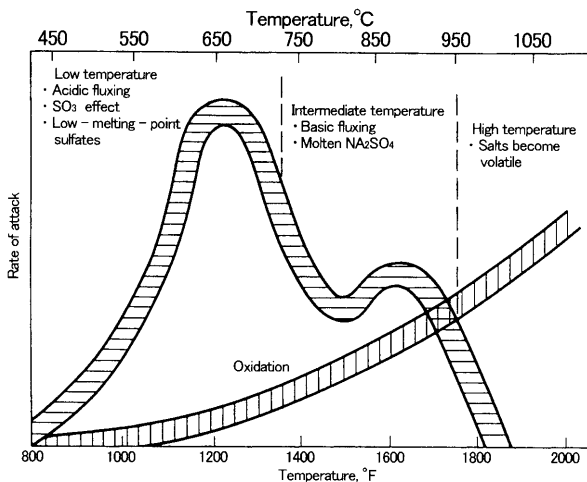


図3-9 温度と腐食/酸化速度の関係

以上, 主に燃焼ガス温度向上に対応した高温強度向上の観点から, タービン動翼材の変遷について述べてきたが, 燃焼ガス温度の向上により, 耐環境性に対する考え方も変わってきている。一般に, S 含有量が高い燃料を使用する場合, 燃料中の S と環境中から混入した NaCl の反応により, Na_2SO_4 溶融塩が形成されることが知られている。図 3-9³⁻¹¹⁾ に示すように, Na_2SO_4 溶融塩は, 650°C 付近では溶融塩中の SO_3 イオンが Ni 酸化物の硫酸塩化 (NiSO_4) を促進することで進行するタイプ II 高温腐食 (低温硫化腐食), 900°C 付近では低融点共晶硫化物形成により進行するタイプ I 高温腐食 (高温硫化腐食) を引き起こす。これらの高温腐食の抑制には, Cr が最も有効であることが知られており, 前述のように航空用ガスタービン用の合金では, 高温強度向上のために Cr 含有量が低くなる傾向にあるのに対し, 発電用ガスタービンには, 高温強度を犠牲にしても耐食性を重視し, IN-738LC, GTD-111, IN-792 等の高 Cr 合金が適用されてきた (図 3-10³⁻¹³⁾)。しかし, 同じく図 3-9 からわかるように, 温度が 950°C を超えると, 溶融塩の蒸発により, 溶融塩に起因する高温腐食速度は急激に低下し, 環境因子の損傷としては酸化が支配的になる。一般に酸化に対しては Cr よりも Al が有効であり, Al は γ' 相の体積率向上のための必須元素であるため, 耐酸化性向上と高温強度向上は合金設計的には同一方向線上にある。従って, 近年のガス温度の向上, さらに, 液化天然ガス (LNG) 等のクリーンな燃料の使用拡大, コーティング技術の進歩により, 発電用ガスタービンに

においても, 航空用ガスタービンと同じく, 高温強度を重視した材料選定が一部で見られるようになってきた。前述の大型発電用ガスタービンに SC 動翼を適用している 3 社のうち, シーメンスは高 Cr の PWA 1483 を選定しているが, アルストムは CMSX-4, GE は René N5 と, 何れももともとは航空用として開発された低 Cr 高 Al 合金を選定している。また, 川崎重工も 18MW の L20A に同じく低 Cr 高 Al の MAR-M247 の DS 翼を適用しており, 三井造船も SB5 に同じ MAR-M247 の普通鑄造材を適用している。シーメンスの 5MW 級小型ガスタービン Typhoon では, 22% Cr の IN-6203DS 翼から 6% Cr で Re を 3% 含む第 2 世代 DS 合金 CM-186LCDS 翼への変更も報告されている³⁻¹¹⁾。しかし, 一方で, 三菱重工は高 Cr でありながら高温強度に優れた DS 用合金 MGA 1400 を新たに開発しており, 耐食性に対する考え方をとおして, 各社の材料選定思想がうかがえ興味深い。

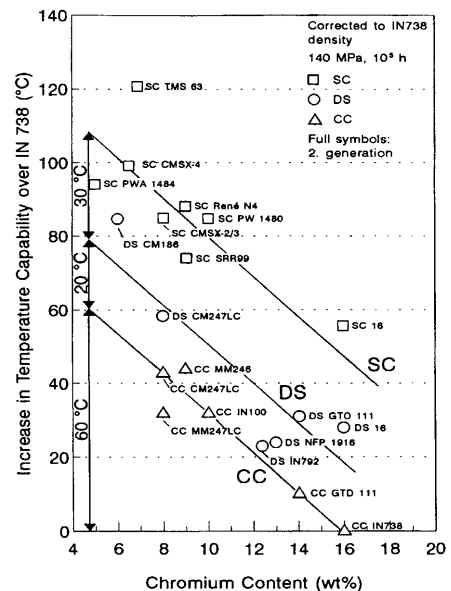


図3-10 耐食性 (Cr 含有量) と高温強度の関係

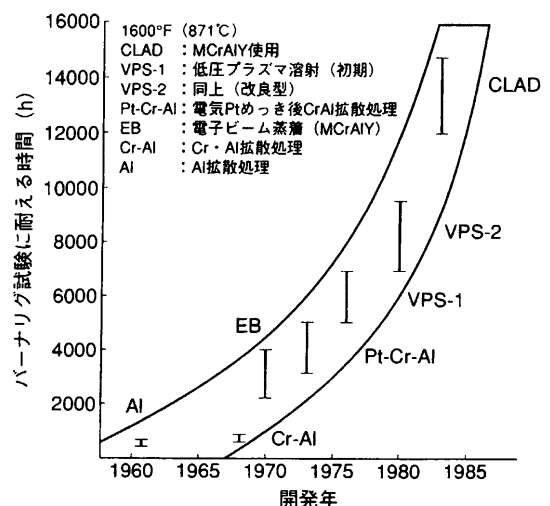


図3-11 ガスタービン用コーティングの開発の歴史

上述のように高温強度向上のためには耐食性に有効な Cr 量の低減は必須であることから、翼材表面に何らかの方法でコーティングを施工し、高温強度と耐食性を別個に分担させる考え方が一般的である。これは、発電用ガスタービン用に開発された高 Cr タイプの合金を用いている場合でも同様である。図3-11³⁻¹⁴⁾にガスタービン用コーティングの開発の歴史を示す。初期のコーティングはパッキメントーションによる Aluminide コーティングであったが、1960年代後半から前述の高温硫化腐食が顕著化し、より耐高温硫化腐食性に優れかつ熱サイクル特性に優れたコーティングとして RT-22や RT-44等の Pt-Aluminide コーティングが開発された。1970年代中頃になり、低温硫化腐食の問題が認識されるようになり、Cr を含むコーティングが必要とされるようになったが、従来のパッキンコーティングでは Cr を含む Aluminide コーティングの施工は困難であった。この問題を解決するため、電子ビーム物理蒸着 (EB-PVD) による MCrAlY オーバーレイコーティング (M: Ni 又は Co) が開発され、従来の Aluminide コーティングを上回る耐食性と耐熱サイクル特性が確認された。しかし、その後、EB-PVD による MCrAlY コーティングにおいて、柱状晶に起因する割れや局部剥離の問題が発生し、生産性の低さもあり、MCrAlY コーティングの施工方法は減圧プラズマ溶射 (LPPS) へと移行し、最近では施工性に優れた高速フレイム溶射 (HVOF) も一部で用いられている。前述のように、近年は燃焼ガス温度の上昇により環境因子の損傷としては酸化が支配的になっており、LPPS で施工した MCrAlY コーティングの上に Al 拡散処理により Aluminide

コーティングを形成し耐酸化性を向上させたコーティングも用いられている。

図3-12^{3-15, 3-16)}は GE における、Pt-Aluminide コーティング、CoCrAlY コーティング (GT-29) および CoNiCrAlY コーティング (GT-33) の相対的な特性比較を示す。PLUS あるいは IN-PLUS と記されたものは、MCrAlY の表面上に Al 拡散処理を施したタイプである。この図から、MCrAlY タイプのコーティングは、何れも Pt-Aluminide コーティングより耐クラック性に優れていることがわかる。これは、熱応力の大きい最新のガスタービンにおいては重要である。また、2種の MCrAlY コーティング間の比較では、耐食性は CoCrAlY コーティングが優れ、耐酸化性および耐クラック性は CoNiCrAlY コーティングが優れている。現在の一般的な MCrAlY の組成は15~25% Cr, 8~15% Al, 0.2~0.5% Y および残部が Ni 又は Co あるいは Ni と Co の両方である。前述のように熱応力による耐クラック性は、冷却の厳しい最新のガスタービンにとって重要であり、コーティングが脆いと、コーティングで発生したき裂が翼材まで達し、翼材の熱疲労寿命を大幅に低下させる可能性がある。MCrAlY コーティングの耐クラック性を表す指標として、延性-脆性遷移温度 (DBTT) がある。DBTT が低いコーティングほど耐クラック性に優れていることになる。図3-13³⁻⁴⁾に示すように、MCrAlY コーティングの延性は Al 量を下げることで大幅に改善可能であり、改善後の延性は Aluminide コーティングと比べ大幅に優れる。このように MCrAlY コーティングは特定の特性を向上させるために合金元素の比率を変えることが可能であり、これは、拡散コーティングに対する大きな長所である。Co を20~26%含む NiCoCrAlY コーティングが最も延性に優れているとの報告がある³⁻⁴⁾。また、Cr, Al, Y 以外の元素の影響も検討されており、Re を添加することで耐酸化性を改良した例が報告されている (図3-14³⁻¹⁷⁾)。

図3-1に示したように燃焼ガス温度の上昇の度合いに比べると動翼材のクリープ耐用温度上昇の度合いは小さく、遮熱コーティング (TBC) の重要性はますます大きくなりつつある。TBC のトップコートは6~8%の Y₂O₃ で安定化した ZrO₂ からなり、多くの場合 MCrAlY

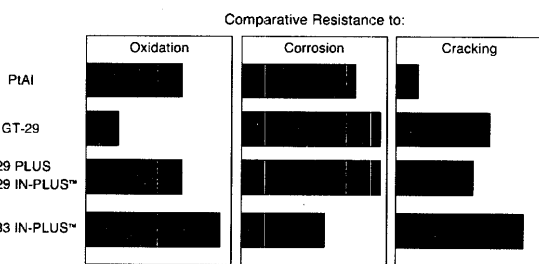


図3-12 GE における各種コーティングの相対的な特性比較

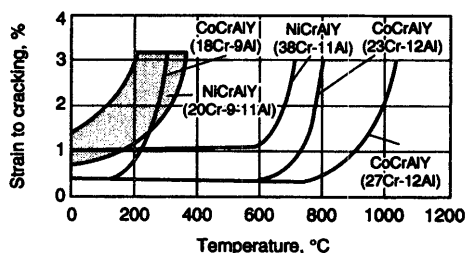


図3-13 コーティングの延性に及ぼす組成の影響

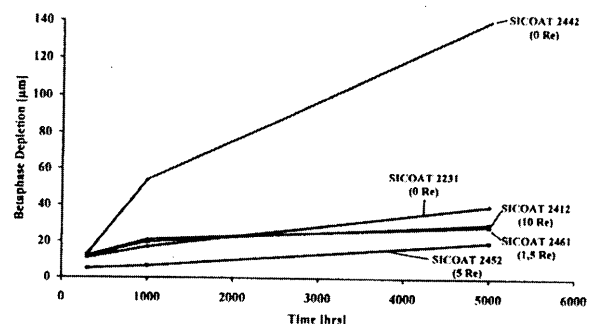


図3-14 コーティングの耐酸化性に及ぼす Re の影響

からなる結合層をトップコートと翼材の間に有している。一般的な結合層の厚さは75~125 μm, トップコートの厚さは125~375 μmである³⁻¹¹⁾。トップコートは耐熱性に優れ, 本質的にポーラスであることから熱伝導率が小さく, 翼材のメタル温度低減に有効である。TBC適用による温度低減効果は約100℃に達する。また, 翼材上のホットスポットを緩和し, 熱応力を低減する効果も大きい。一般的に用いられているTBCはLPPS又はHVOFで成膜された結合層上に大気プラズマ溶射(APS)によってトップコートを被覆する構成である。また, EB-PVDにより成膜されたトップコートは, 図3-15に示す柱状組織となり, 各々の柱状組織間の隙間が結合層とトップコート間の熱膨張係数の違いにより生じる熱応力を効果的に低減し, 一般的なAPSで施工されたTBCと比べ約10倍の熱サイクル寿命を有することが報告されている(図3-16³⁻¹⁸⁾)。柱状TBCは航空用としては実績があるが, 発電用ガスタービンに用いる場合, 柱状晶間への腐食性物質のペネトレーションにより, 耐食性が劣ることが指摘されている。このような理由から柱状組織セラミックの表面を更に薄い別のセラミックス層で被覆した, 発電用ガスタービン用の耐食性も考慮した柱状TBCも検討されている。図3-17³⁻¹⁸⁾では, 通常の熱サイクル寿命はAPSによるTBCの約10倍である柱状TBCが, 腐食性物質の存在する環境下の熱サイクル試験では, 熱サイクル寿命がAPS-TBCの約2倍以下まで低下してしまうのに対し, 表面を改質した柱状TBCは, 腐食性物質存在下でも, APS-TBCの約3~4倍以下の熱サイクル寿命を有していることがわかる。TBCはまず静止体である燃焼器への適用に始まり, 現在では各社最新機種のごく多くにはAPS-TBCが施工されている。また, シーメンスのV94.3A/V84.3AにはEB-PVDによる柱状TBCが施工されているとの報告もある³⁻¹⁹⁾。燃焼ガス温度向上に伴い, TBCには一層の厚膜化が要求されている。APS-TBCにおいても, トップコートの組織制御により, 耐熱サイクル性に優れたトップコート厚さ1~2 mmのTBC開発に向けた検討がなされている³⁻²⁰⁾。

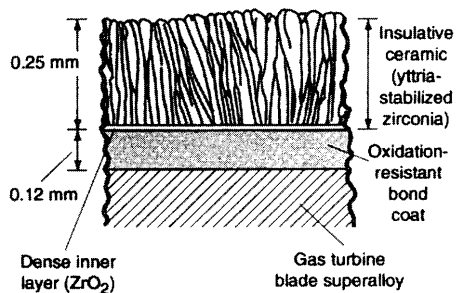


図3-15 柱状TBCの構成例

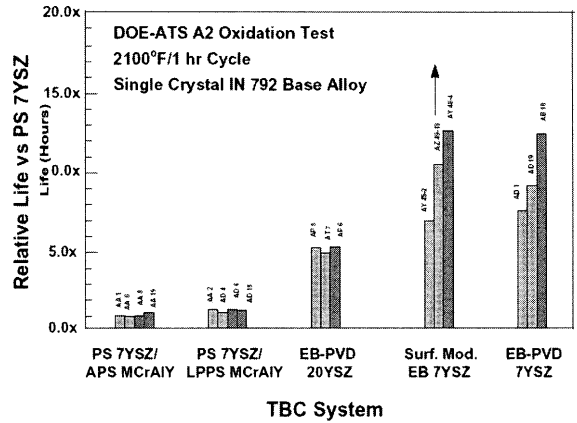


図3-16 熱サイクル寿命に及ぼすTBC施工方法の影響

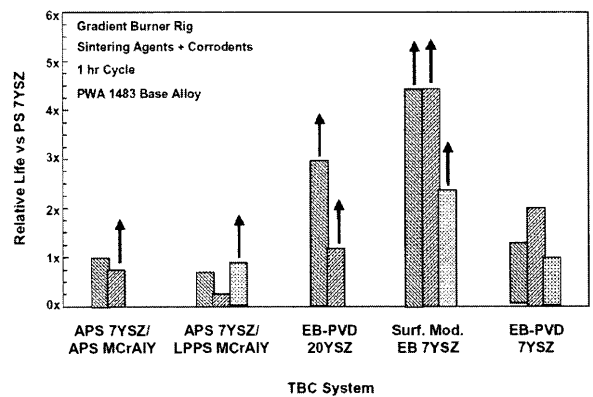


図3-17 柱状TBCの耐食性に及ぼす表面処理の影響

3.2 三菱重工業ガスタービン (大型ガスタービン)

タービン動翼は高温, 高応力の条件下で使用されるため, クリーブ破断強度に優れるNi基超合金が用いられる。M501D/701Dのタービン動翼はすべて鍛造翼であり, 1~3段動翼にはU-520, 4段動翼にはInconel X-750が用いられている。1, 2動翼にはマルチホール冷却が採用されている。

M501F/701Fでは1~3段動翼にはより高い高温強度が求められ, また冷却構造も複雑となるため, IN-738LC 鋳造翼が用いられている (一部, 後述するMGA 1400が用いられている)。また, 4段動翼には

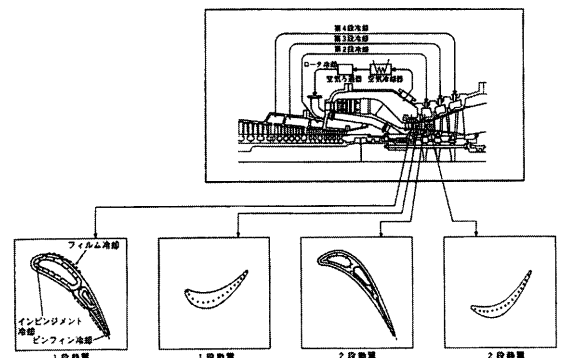


図3-18 M701D ガスタービンの冷却空気系統

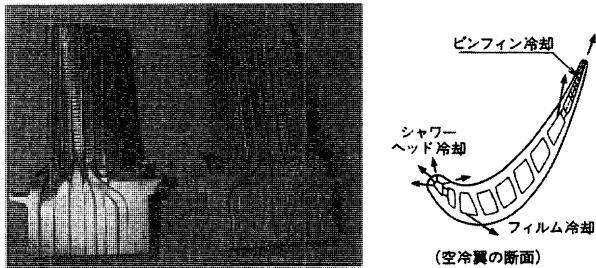


図3-19 M501F 1段動翼の構造

U-520鍛造翼が用いられている。1～3段動翼には空冷翼を採用しており、1, 2段はリターンフロー形, 3段はマルチホール形である。1段動翼の冷却構造は前縁部シャワーヘッド冷却, 翼面フィルム冷却および、後縁部ピンフィン冷却構造を採用しており、TBCの併用により冷却性能を高めている

M501G/701Gでは1～4段動翼には三菱重工業において独自の合金設計手法により開発したMGA 1400が適用されている。本合金は従来材に対して、高温耐食性を改善し、そのクリープ破断耐用温度は、普通 casting 材の場合は、従来材に対して約30℃上昇している。さらに、DS材とすることで耐用温度を約20℃高める事ができる。また本合金はDS材としての铸造性にも優れている。M501G/701Gガスタービンでは1, 2段動翼はDS翼, 3, 4段動翼は普通 casting 翼である。また、1～3段動翼に空冷翼を採用している。1段動翼の冷却構造はサーペントイン式冷却通路構造を採用しており、かつ冷却通路に斜めタービュレータを配し、翼面はシェイプトフィルム冷却による全面膜冷却とTBCの併用により冷却性能を高めている。

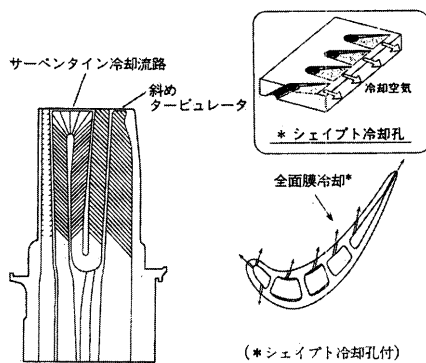


図3-20 M501G 1段動翼 構造図

3.3 GE—日立—東芝ガスタービン (大型ガスタービン)

図3-21にMS7001E, EA形およびMS7001F, FA形の1, 2段動翼冷却構造を示す。MS7001EA形の1段動翼は単純対流冷却構造であり、材料はGTD-111の普通 casting 材である。このGTD-111はCrを14mass%含む耐食性を重視したタイプの合金で、航空用で実績のあるGE社開発合金René 80 (Cr=14mass%)をベースに、同じくGE社で開発されたものである。MS7001F形か

らは、1段動翼にリターンフロータイプの対流冷却構造が採用され、メタル温度の効率的な低減が可能となった。その結果、大幅な燃焼ガス温度の上昇による、熱効率の著しい向上が達成された。また、MS7001FA形からは150MW 超級の産業用ガスタービンとしては初めて大型のDS翼を1段動翼に適用し、熱効率に寄与している。また、翼表面には減圧溶射によるMCrAlY耐食コーティングが施されている。E形以前の機種では耐食性を重視したGT-29 (CoCrAlY) が用いられていた。1980年代に入り、燃焼ガス温度の上昇に伴い、より耐酸化性が重視されるようになり、MCrAlYコーティングの上にアルミパックコーティングが施されたGT-29PLUS, さらに空冷翼用には内部冷却孔にもアルミパックコーティングが施されたGT-29IN-PLUSが開発された。さらに、熱応力の増大により、脆いAl富化部でのき裂発生が問題となり、延性に優れ、かつ耐酸化性も向上したCoNiCrAlYコーティングGT-33が開発され、GT-29と同様、空冷翼にはGT-33 IN-PLUSが適用されている^{3-15), 3-16)}。また、GE社は従来溶接補修が困難と考えられていた、γ相の体積率の高い動翼材に、翼を加熱しながらの同材を肉盛する溶接補修技術 (WRAP (Weld Repair Advanced Process))を開発し³⁻¹⁶⁾、ガスタービンのトータル運転コストの低減に寄与している。さらに、MS7001FA形は市場投入後もアップグレードを繰返しており、最新版であるPG7241FAでは、1段動翼のフィルム冷却強化および遮熱コーティング (TBC) 適用により、当初F形導入時のPG7191Fと比べ、燃焼ガス温度が約65℃上昇し、単機出力が150MW から171.7MW に増加すると同時に、熱効率も34.5%から36.5% (LHV)に向上している³⁻²¹⁾。

機種	E/EA形	F/FA形
1段動翼		
2段動翼		
3段動翼	無冷却	無冷却

図3-21 MS7001E, EA形およびMS7001F, FA形 1, 2段動翼冷却構造

このような、冷却媒体に圧縮機で圧縮された空気を使う機種に対し、蒸気タービンから導入した、より熱伝達率の高い蒸気を冷却媒体として使用し、さらに冷却フローをクロズドタイプとし、冷却に使用した蒸気を回収することで、より一層の熱効率向上を図った MS7001H 形が開発された³⁻²²⁾。相似拡大版の MS9001H 形の初号機は、2003年6月までに英国 Baglan Bay における計測用ロータを用いた試験運転により、所期の性能が達成可能であることを確認し、引続き本ロータによる発電試験を継続中である³⁻²³⁾。H 形の 1 段動翼には GE 社の航空用エンジンで実績のある第 2 世代 SC 材 René N5 が適用されている³⁻¹⁾。René N5 は高温強度に優れていることはもちろんのこと、結晶粒界強化元素である C, B, Hf を少量含むことから、SC 材でありながら、ある程度の方位差の結晶粒界を許容できることが特徴である。これは、航空用と比べ大型であるため製造中に結晶粒界の発生しやすい大型の発電用ガスタービン用の合金として、製造歩留まり向上によるコスト低減のために有効であると考えられる。また、René N5 は耐食性に有効な Cr の添加量が 7mass% と従来の GTD-111 の約半分まで低下している。これは、最新のコンバインド発電プラントの多くはクリーンな LNG（液化天然ガス）を使用していること、高温化により耐食性より耐酸化性がより重視される環境になっていることから、従来発電用ガスタービン用として重要と考えられていた耐食性より、高温強度、高温耐酸化性を重視した材料選定の結果と考えられる。René N5 の Al 添加量は 6.2mass% と GTD-111 (3mass%) の約 2 倍であり、析出強化元素である γ' 相の体積率増加により高温強度が向上するのみでなく、アルミナ保護皮膜の安定形成により、高温耐酸化性も GTD-111 より著しく優れていると考えられる。H 形の 1 段動翼には TBC が施工されている³⁻¹⁾。H 形の 3～4 段動翼には、René N5 と同じく GE 社の航空用エンジンで実績のある第 1 世代 SC 合金 René N4 を DS 材化した GTD-444 が用いられている³⁻¹⁾。これも従来の F, FA 形と比べ、耐食性よりも高温強度を重視した材料選定の結果と考えられる。

GE 社は FA 形をさらに改良した開放式空気冷却ガスタービンとして、MS7001FB を 2002 年から商用化している³⁻²⁴⁾。このガスタービンには H 形で開発された技術が多数応用されており、1 段動翼には SC 材 René N5 (TBC 施工)、2, 3 段動翼にも、同じく H 形で採用された DS 材 GTD-444 が用いられ、熱効率向上に寄与している。

なお、一般に動翼用のコーティングは、MCrAlY は LPPS で施工され、冷却孔内面および MCrAlY の上に施工されるアルミコーティングは拡散浸透処理法である。TBC のセラミックスコーティングは APS で施工される。

3.4 川重—アルストムガスタービン（大型ガスタービン）

GT11N2 は 4 段落構成、1, 2 段動翼は空冷翼であり、

図3-22に示すようにサーペンタイン式対流冷却と後縁部にピンフィン冷却を適用、材料は4段ともクリーブ破断強度の高い Ni ベースの IN-738LC を使用している。

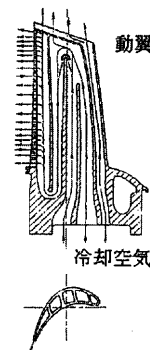


図3-22 GT11N2 1段動翼 構造図

1, 2 段動翼プロファイルには耐食性、耐酸化性に優れた SV20 (NiCrAlY) を LPPS によりコーティングしている。翼の冷却には圧縮機出口空気を使用する。

GT13E2 は 5 段落構成、1～3 段は空冷翼で、1 段にはシャワーヘッド冷却、フィルム冷却、サーペンタイン対流冷却を適用、2 段、3 段にはサーペンタイン対流冷却を適用している。材料は 5 段とも IN-738LC を使用している。1 段動翼構造図を図3-23に示す。

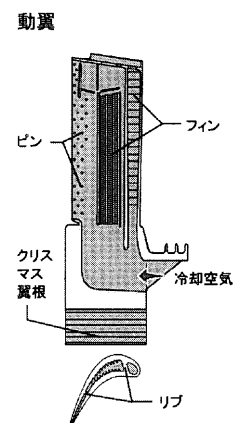


図3-23 GT13E2 1段動翼 構造図

1 段動翼プロファイルには TBC を施し、遮熱を行うと共に冷却空気量を減らしている。2, 3 段動翼プロファイルには SV20 をコーティングし、耐食性、耐酸化性を高めている。翼の冷却には圧縮機出口空気を使用している。

GT24/GT26 は 高圧 1 段、低圧 4 段、あわせて 5 段落構成である。高圧 1 段と低圧 1～3 段は空冷翼であり、シャワーヘッド冷却、フィルム冷却、対流冷却を使い分けている。各翼の冷却方式を表3-1に示す。

高圧 1 段と低圧 1 段動翼の構造図を図3-24に示す。GT24/GT26 はタービン入口温度が従来のガスタービン

表3-1 GT24/GT26 動翼冷却方式

冷却方式	シャワーヘッド/フィルム	対流	インピンジメント	無冷却
高圧1段	◎	◎		
低圧1段	◎	◎		
低圧2段		◎		
低圧3段		◎		
低圧4段				◎

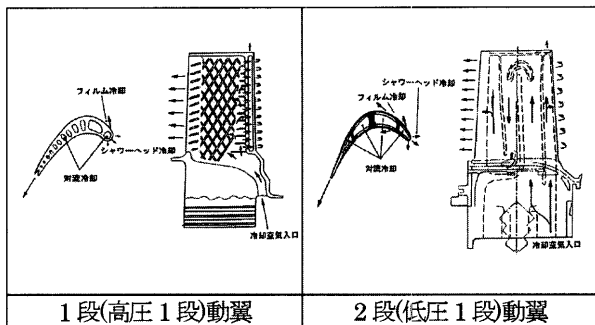


図3-24 GT24/GT26 高・低圧1段動翼 構造図

より高いため、高・低圧1段動翼には高温クリープ強度の高いSC材を使用、プロファイル表面にはTBCを施している。低圧2段動翼にはDS材を使用する。その他の段落の動翼は普通鋳造材である。材料とコーティングの詳細は一覧表による。

GT24/GT26の翼には高温強度に優れたSC材やDS材を使用し、翼の耐熱性を向上させると同時に、冷却空気量を減少し、効率向上を図っている。

高圧1段動翼冷却空気は図3-25に示すように圧縮機出口空気を外部で冷却し、それを高圧1段静翼の後縁部の冷却に使用した後に翼根部より取り込んでいる。また、低圧1、2段動翼冷却空気は圧縮機の16段抽気を外部で冷却し、それをロータ部分から取り込み、動翼とロータの冷却に使用している。低圧3段動翼の冷却には圧縮機の5段抽気をロータ排気側端部より取り込んでいる。

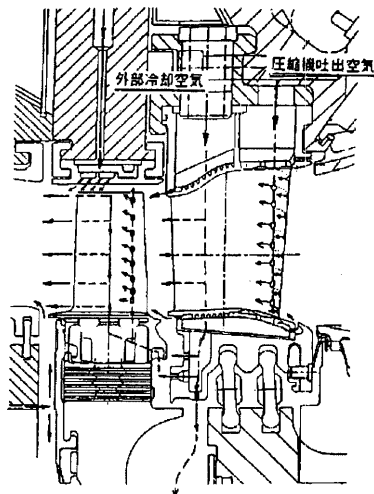


図3-25 GT24/GT26 高圧タービン冷却構造

3.5 富士—シーメンスガスタービン (大型ガスタービン)

2形機 (V94.2/V84.2) は4段落構成、第1、2段動翼は対流冷却される空冷翼である。図3-26に示すように、開発の当初より第1段はサーペントイン式対流冷却を適用している。その後タービュレータの追加や前縁部の別流路の追加等で、冷却性能の向上が図られている。

材料は第1～3段にはクリープ強度の高いNi基耐熱合金 (IN-738LC) を使用し、第4段には製造性を考慮したNi基耐熱合金 (U-520) を使用している。

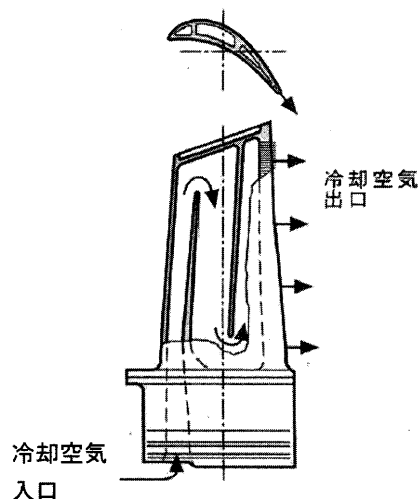


図3-26 2形機の第1段動翼構造 (例)

当初の第1、2段動翼プロファイルには拡散コーティング (クロマイジング) が採用されていた。現在では第1、2段には耐高温腐食、耐高温酸化性に優れたMCrAlYをLPPSによりオーバーレイコーティング、第3段はクロマイジングを採用している。翼の冷却には圧縮機出口空気および途中段よりの抽気を使用している。性能低下および熱応力増大に繋がる冷却空気の外部冷却は必要としない。

3A形機 (V94.3A/V84.3A) も4段落構成である。第1～3段は空冷翼であり、対流冷却とフィルム冷却 (シャワーヘッド冷却、シェイプドホール冷却) および一部インピンジメント冷却とを使い分けている。各翼の冷却方式を表3-2に示す。

表3-2 V94.3A/V84.3A 動翼冷却方式

冷却方式	フィルム冷却	対流	インピンジメント	無冷却
1段	◎	◎	◎	
2段	◎	◎		
3段		◎		
4段				◎*

*脚部のみ冷却

第1段動翼の構造図を図3-27に示す。3A形機はタービン入口温度が従来のガスタービンより高いため、第1, 2段動翼には高温クリープ強度および高温疲労強度の高いSC材(Ni基SC材:PWA 1483)を使用, プロファイル表面には耐食コーティング(MCrAlY)の上に遮熱コーティング(TBC)を施して翼のメタル温度の低減を図っている。第3, 4段動翼は通常の普通鋳造材(Ni基耐熱合金)である。各材料とコーティングの詳細は一覧表による。

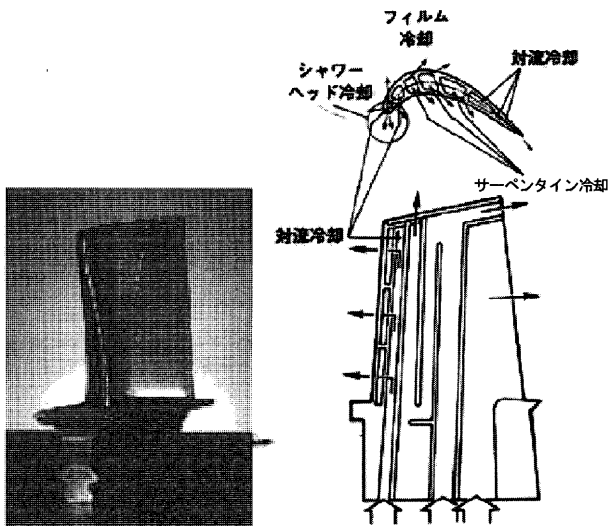


図3-27 3A形機の第1段動翼構造

SC材は、一定応力下におけるクリープ強度は従来材より100℃近く高く、また低サイクル疲労強度は従来材より10倍以上改善されており、普通鋳造材に比べて50℃高い温度で問題無く使用できる。なお、一方向凝固材(Ni基DS材)はこの中間の強度を有しており、3形機の動翼に採用されている。

3A形機では、SC翼やTBCの採用で、翼の耐食、耐熱性を向上させると同時に、高性能な最新の翼冷却法および冷却空気系統の採用により冷却空気量を低減させて、ガスタービンおよびコンバインドサイクルの効率向上を図っている。第1段動翼冷却空気は圧縮機出口空気を外部で冷却することなく翼根部より取込んでいる。第2段以降の冷却空気は、圧縮機の途中よりの抽気をロータ内部を通して取り込み、動翼およびディスクの冷却に使用している。

いずれの機械も動翼は全段フリースタンディング翼構造で、調律により運転中の共振を避けている。翼脚はクリスマスツリー脚で、必要に応じてダンピングエレメントの挿入等で翼の振動応力を低減している。

3.6 カワサキ(川崎重工)ガスタービン(中小型ガスタービン)

L20Aは3段落構成、1, 2段動翼は空冷翼であり、図3-28に示すようにサーペンタイン式対流冷却と後縁部に

にピンフィン冷却を適用, 材料は1・2段に高温での耐酸化性が高くクリープ破断強度の高いNiベースのMar-M 247を、3段には比重が比較的小さく比強度の大きいNiベースのIN-713Cを採用している。

なお、1段動翼にはDS材を採用している。

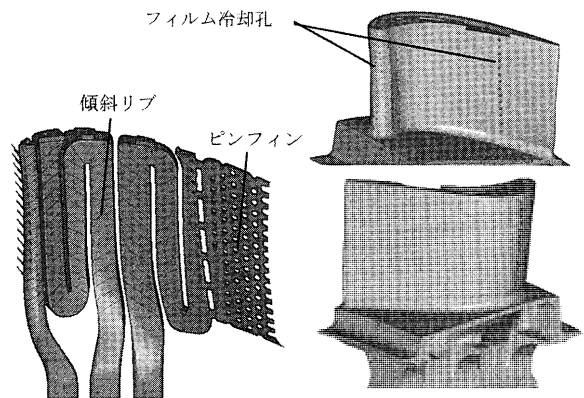


図3-28 L20A 1段動翼 構造図

1段動翼プロファイルにはTBCを施している。2段動翼プロファイルには耐食耐酸化性に優れたMCrAlYをLPPSによりコーティングしている。翼の冷却には圧縮機出口空気を使用する。1, 2段は空冷翼であり、シャワーヘッド冷却, フィルム冷却, 対流冷却を使い分けている。各翼の冷却方式を表3-3に示す。

表3-3 L20A 動翼冷却方式

冷却方式	シャワーヘッド/フィルム	対流	インピンジメント	無冷却
1段	◎	◎		
2段		◎		
3段				◎

3.7 三井造船ガスタービン(中小型ガスタービン)

図3-29, 図3-30および図3-31にSB60D, SB30EおよびSB5ガスタービンのタービン1段動翼冷却構造をそれぞれ示す。フィン対流冷却, タービュレンスプロモータ付リターンフロー対流冷却, 後縁部にピンフィン冷却などを採用している。翼面には耐食コーティングを施工している。これらの材料はSB60DおよびSB30EではNi基超合金のIN-939を使用している。これは、IN-738をベースにCr量を増加させて基材自身の耐食性を向上させた材料である。IN-939の採用は、耐食コーティングが消耗した後も基材自身の耐食性を利用してある程度の寿命延長を図るためである。一方、小型のSB5では、周速が高いため翼部に作用する遠心力も比較的高いが、高強度のNi基超合金MAR-M 247を採用し十分な寿命を確保している。

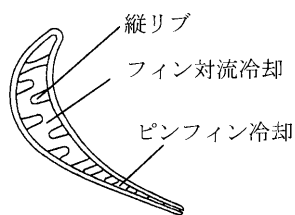


図3-29 SB60Dの1段動翼冷却構造

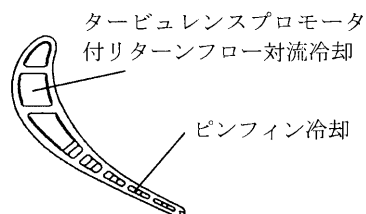


図3-30 SB30Eの1段動翼冷却構造

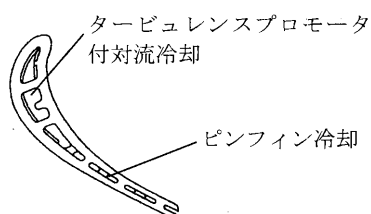


図3-31 SB5の1段動翼冷却構造

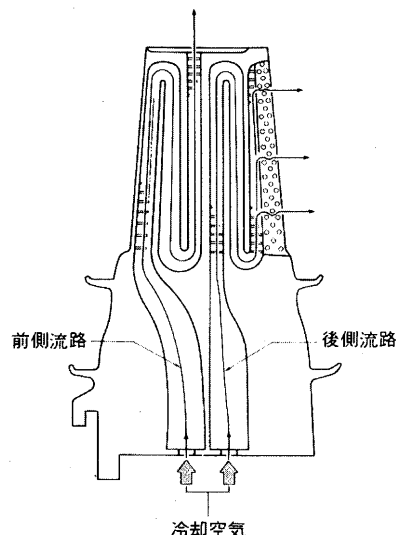


図3-32 H25 1段動翼冷却構造

(無冷却)に γ' 相析出強化型の MA-6000が使用された例があるが³⁻²⁵⁾、その後 SC 材の CMSX-4に置き換えられたとの報告がある³⁻²⁷⁾。以上のことから、しばらくは SC 合金の高強度化と TBC の厚膜化により、燃焼ガス温度の向上に対応していくものと考えられる。また、一方で、SC 鑄造技術、TBC 施工技術共に、発電用ガスタービン用に適した、低コストな製造技術の確立も必要と考えられる。なお、SC 材に関する研究は我が国においても積極的に行われており、世界最高強度を有する TMS-162の開発³⁻²⁷⁾、TMS-82+による15MW級ガスタービンによる実機試験³⁻²⁸⁾、SC 鑄造性の優れた YH61の開発³⁻²⁹⁾等の報告がある。

3.8 日立ガスタービン (中小型ガスタービン)

タービン動翼は1, 2段動翼が圧縮機吐出空気による冷却翼で、3段動翼は無冷却である。図3-32にH25の1段動翼の冷却構造を示す。開発当時としては最新式のリターンフロー方式を採用し、さらに突起状のタービュレンスプロモータを設けることで熱伝達率向上を図り、高い冷却効率を達成している。さらに、後縁部にはピンフィン冷却を採用している。この結果、H25開発以前の、単純対流冷却構造を採用している機種に比べ大幅な効率向上を達成している。1段動翼には航空用動翼材として実績のある René80 (Cr=14mass%) を採用し、高耐食性と高温強度の両立を図り、さらに、翼部には LPPS による CoNiCrAlY のオーバーレイコーティング (32Ni-21Cr-8Al-0.5Y-Co) を施している。2, 3段動翼には IN-738LC を採用している。

3.9 おわりに

Ni 基超合金 SC 材の次の材料として、酸化物分散強化型 (ODS) 合金、モノリシックセラミックス、セラミックス基複合材料、金属間化合物等の開発が、各国の国家プロジェクトベースで行われているが、どれも動翼材としての実用化には至っていない。このうち、ODS 合金は旧 EGT ハリケーン (1.7MW) の第1段動翼

参考文献

- 3-1) R. Viswanathan and S.T. Scheirer, KL-1-2, Creep 7 Proceedings of the 7th International Conference on Creep and Fatigue at Elevated Temperatures, (2001), 7-21.
- 3-2) 吉成 明：金属学会セミナー・テキスト 凝固理論と応用Ⅲ, (1998), 87-96.
- 3-3) C. T. Sims, N. S. Stoloff and W. C. Hagel 編：Superalloys II, (1987).
- 3-4) M. J. Donachie and S. J. Donachie 編：Superalloys A Technical Guide Second Edition, (2002).
- 3-5) H. J. Murphy, C. T. Sims and A. M. Beltran: Superalloys 1968, (1968), 47-66.
- 3-6) M. F. X. Gigliotti, S. -C. Huang, F. J. Klug and A. M. Ritter: Advanced Turbine Systems Annual Program Review Meeting, 4-2 (1999).
- 3-7) Turbomachinery, July/August 2002, 12.
- 3-8) D. Harper and D. Martin: ASME Paper GT2003-38686 (2003).
- 3-9) G. L. Erickson and K. Harris: Materials for Advanced Power Engineering, (1994), 1055-1074.
- 3-10) G. L. Erickson: Superalloys1996, (1996), 35-44.

- 3-11) G. M. McColvin, J. Sutton, M. Whitehurst, D. G. Fleck, T. A. Van Vranken, K. Harris, G. L. Erickson and J. B. Wahl: *Advances in Turbine Materials, Design and Manufacturing*, (1997), 339-357.
- 3-12) 河合 久孝: ターボ機械, 18 (1990), 262-269.
- 3-13) R. F. Singer: *Materials for Advanced Power Engineering*, (1994), 1707-1729.
- 3-14) 原田 良夫: 日本ガスタービン学会誌, 31 (2003), 94-107.
- 3-15) P.W. Schilke: GER-3569F.
- 3-16) K. J. Pallos: GER-3957B.
- 3-17) N. Czech, F. Schmitz and W. Stamm: *Surface and Coatings Technology*, 68/69 (1994), 17-21.
- 3-18) M.F. Trubelja, D. M. Nissley and J. G. Smeggil: *Advanced Turbine Systems Annual Program Review Meeting*, 4-5 (1999).
- 3-19) P. Johnson: *Diesel & Gas Turbine Worldwide*, January-February (1995), 10-14.
- 3-20) Z. Mutasim: *ASME Paper GT2002-30273* (2002).
- 3-21) R. Farmer: *Gas Turbine World: December-January* (2004), 28-30.
- 3-22) R. K. Matta, G. D. Mercer and R. S. Tuthill: GER-3935B.
- 3-23) E. Jeffs: *Turbomachinery*, November/December 2003, 10-14.
- 3-24) R. Farmer: *Gas Turbine World: May-June* (2002), 10-14.
- 3-25) E. Jeffs: *Turbomachinery*, September/October 1991, 47-50.
- 3-26) R. W. Broomfield, D. A. Ford, H. K. Bhangu, M. C. Thomas, D. J. Frasier, P. S. Burkholder, K. Harris, G. L. Erickson and J. B. Wahl: *ASME Paper 97-GT-**** (1997).
- 3-27) 小泉 裕, 小林 敏治, 横川 忠晴, 原田 広史, 青木 祥宏, 荒井 幹也: 第31回ガスタービン定期講演会講演論文集, (2003.6), 259-264.
- 3-28) T. Hino, Y. Yoshioka, Y. Koizumi, T. Kobayashi and H. Harada: *IGTC2003Tokyo-TS-123*.
- 3-29) H. Tamaki, A. Okayama, A. Yoshinari, K. Kageyama, K. Sato and T. Ohno: *IGTC2003Tokyo-TS-124*.

4. タービン静翼材料

4.1 はじめに

本章ではタービン静翼の材料技術について、各機種の特徴を比較しながら解説する。タービン翼共通の材料技術については、第3章の「タービン動翼材料」を参照されたい。タービン静翼の動翼との違いは、①ガス温度がより高いこと、②応力的には遠心力が作用しない分および振動荷重がより小さい分であること、それ故、③損傷時の影響が動翼に較べて遥かに小さいことの三つに集約される。

現存するガスタービンの第1段静翼の入口ガス全温度は最高1,500℃である(最終段のそれは800℃程度)。一

方、現在の静翼材料では最高使用温度は1000℃以下(850~950℃程度)とされるので、特に前側段の翼を許容温度以下に冷却することが最大の課題である。例えば、入口ガス温度が1,500℃の初段静翼では500℃を超える冷却が必要となるが、最終段では冷却を必要としない。

化学的な影響については、メタル温度が高くなる程酸化が顕著になり、更には高温腐食による金属表面劣化からも材料を保護するため、耐酸化・耐高温腐食のコーティングが設けられることが多い。メタル温度を下げるため、遮熱コーティング(TBC)も使われるようになってきている。

応力については、圧力差およびガス流による応力、冷却に伴う翼内外温度差による熱応力および構造的な拘束熱応力が作用する。これらは通常運転時にはクリープを受け、起動・停止の際には繰返し熱応力となり疲労の原因となる。冷却に伴う翼内外温度差による熱応力は、冷却媒体の種類と温度および通過する熱流の強さ(熱伝達率と材料の熱伝導率)と翼の肉厚に依存する。TBCやフィルム冷却は、この熱応力の低減に効果的とされている。更に、負荷遮断やトリップ時には、ガス温度が例えば1,500℃から500~600℃程度に急激に低下し、熱衝撃、非定常な熱応力として疲労の原因となる。

これらの強度条件を満足させるため、各社各様のクライテリアを満足させる構造・強度設計(冷却を含む)と材料選定がなされている。

材料については、第3章の「タービン動翼材料」にも詳述されているNi基合金に加えて、静翼ではCo基合金も広範に採用されており、温度と応力の低い後段の静翼にはFe基合金ないしは合金鋼も使用されている。Co基合金は、クリープ強度はNi基合金に劣るが、溶接補修性に優れているためこれまで採用されてきている。強度を重視するか、割れ発生を受容して定期点検時の溶接補修を含めた経済性を重視するか、これに関する各社、各機種の考え方は興味深い。

最近の燃焼ガス温度の高温化に伴い、高強度化したCo基合金、溶接性に優れたNi基合金、或いは静翼においても疲労強度が大幅に向上した結晶制御材(単結晶(SC)、一方向凝固(DS))の採用が進められている。

以下に各社の代表的ガスタービン機種の静翼の構造、材料の特徴を概説する。なお、各機種の使用材料の具体的な対応は別途一覧表に纏められているので、それを参照されたい。

4.2 三菱重工業ガスタービン(大型ガスタービン)

M501D/701Dのタービン静翼は1段静翼にECY-768、2~4段静翼にはX-45が採用されている。1段静翼ではダブルインサート冷却に加え、フィルム冷却および後縁部にピンフィン冷却を採用し、メタル温度の低減を図っている。

M501F/701Fでも1, 2段静翼にECY-768が、3,

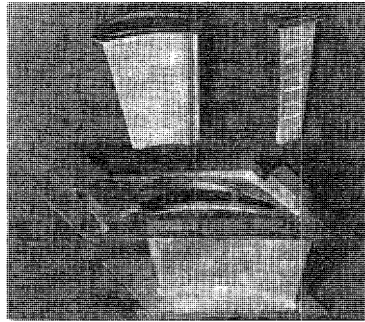


図4-1 M701D 1段静翼

4段静翼にX-45が用いられている。1～3段静翼に空冷翼が採用されており、その中でも最も厳しい条件下にある1段静翼の冷却構造は3インサートによる内面インピンジメント冷却、翼面フィルム冷却、前縁部シャワーヘッドおよび後縁部ピンフィン冷却構造を採用している。

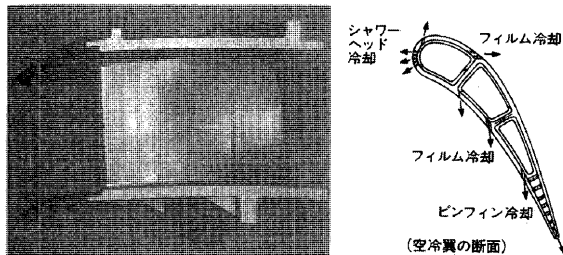


図4-2 M501F 1段静翼の構造

D形、F形ガスタービンの静翼には、溶接性に優れ、かつ使用環境に対して十分な高温強度を有するCo基超合金が用いられてきたが、M501G/701G形ガスタービンでは燃焼ガス温度の上昇に対応するため、熱疲労の観点から、また片持ち構造の2段静翼以降では下流方向への曲げ力によるクリープ変形の観点から高温強度に優れるNi基超合金MGA2400を独自に開発し適用した。なお、本合金は高い温度強度と溶接性を兼備する合金である。1段静翼はF形と同じく3インサート構造で、インピンジメント冷却による内部冷却に加え、シェイプトフィルム冷却孔を多数ガスパス面に配列した全面膜冷却により、高温ガスからの伝熱を低減する構造を採用している。又、翼面、シュラウド面の全面にTBCを施工して遮熱効果を高めている。

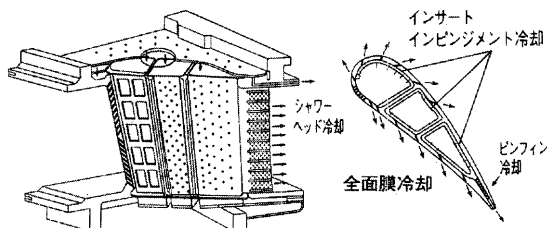


図4-3 M501G 1段静翼の構造

4.3 GE—日立—東芝ガスタービン (大型ガスタービン)

図4-4にMS7001E, EA形およびMS7001F, FA形の1, 2段静翼冷却構造を示す。

機種	E/EA形	F/FA形
1段静翼		
2段静翼		
3段静翼	無冷却	冷却

図4-4 MS7001E, EA形およびMS7001F, FA形ガスタービン1, 2段静翼の冷却構造

FA形までの機種種の1段静翼にはCo基合金FSX-414が用いられている。この合金は、1960年代に同じくGE社によって開発されたCo基合金X-40をベースに、溶接性の向上を目的にC添加量を下げ、耐食性および耐酸化性の向上を目的にCr量を増加させた合金である。この合金は、大気溶解材であるため製造コストが安く、耐食・耐酸化特性に優れるという特徴を活かし、開発後約40年を経ても未だに使用され続けている。また、Co基合金の優れた溶接性は、熱疲労が主要な損傷要因となる1段静翼用として、定期検査時の補修溶接を行なう上で非常に有利である。さらに、GE社はADH (Activated Diffusion Healing) と呼ばれる拡散接合を応用した補修プロセスも開発し、ガスタービンのトータル運転コストの低減を図っている。その一方で、片持ちとなるためガス曲げによるクリープ強度が必要となる2～3段静翼には、MS7001FA形 (MS9001Eを含む) 以降の機種でNi基合金GTD-222を適用している。この合金はTi, Al量の最適化により、Co基合金FSX-414よりクリープ耐温度が約65℃上昇していながら、溶接補修が可能という合金である。この合金は、低温耐食性にも優れており、単に高温強度を追求するのみでなく、静翼に要求される特性に的を絞って開発された非常に実用性の高い合金である。

回収式蒸気冷却を採用するH形の1段静翼には、1段動翼と同じSC材René N5が用いられ、さらにTBCも施工されている。図4-5に回収式蒸気冷却静翼と従来の開放式空気冷却静翼の冷却構造の比較を示す。冷却に

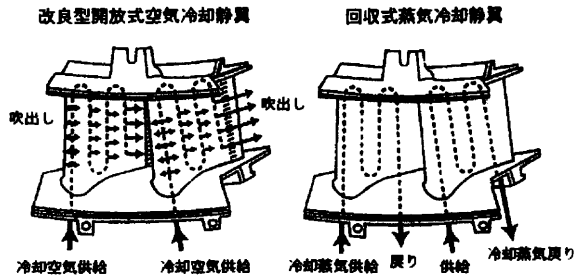


図4-5 回収式蒸気冷却静翼と開放式空気冷却静翼との冷却構造比較

用いる蒸気を回収し熱効率を向上させている、回収式蒸気冷却においては、従来のき裂を補修しながら使用を継続する方法が成立しない。従って、熱疲労特性が大幅に向上しているSC材を静翼にも使用する必要があるものと考えられる。また、MS7001FBの1段静翼には、従来、動翼に用いられてきたGTD-111が使用されている。これも燃焼ガス温度上昇に伴う熱応力増大に伴い、従来のCo基合金の補修容易性を活かした使い方より、溶接性は劣るが耐熱疲労性に優れたNi基動翼材を適用した方が、トータル運転コストの低減につながるとの判断に至ったための材質変更と考えられる。

4.4 川重—アルストムガスタービン (大型ガスタービン)

GT11N2は4段落構成、1、2段は空冷翼である。図4-6に示すように1段はインサートを2個挿入し、フィルム冷却とインピンジメント冷却、対流冷却を、また、2段静翼はインサート1個で、インピンジメント冷却と対流冷却を適用している。静翼は動翼と同様、全段IN-738LCである。

1、2段静翼プロファイルには動翼と同様減圧プラズマ溶射(LPPS)によりSV20(NiCrAlY)をコーティングして耐食性、耐酸化性を高めている。静翼は1~4段まですべてベーンキャリアと称する内部ケーシングに取り付けられる。ベーンキャリアは水平二分割構造である。静翼への冷却空気は圧縮機出口より導かれ、ベーンキャリアを介して供給される。

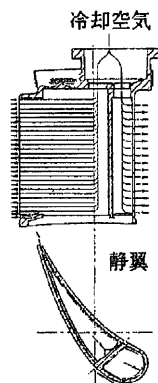


図4-6 GT11N2 1段静翼 構造図

1段静翼はタービンケーシングを開放しなくても取り替えられる構造としている。

GT13E2は5段落構成、1~3段は空冷翼で、図4-7に示すように1段はインサートを2個挿入し、シャワーヘッド冷却、フィルム冷却、インピンジメント冷却と対流冷却を適用している。2、3段静翼はインサート1個で、インピンジメント冷却と対流冷却である。材料は全段NiベースのIN-738LCであり、1、2段静翼プロファイルにはTBC、3段にはSV20をコーティングしている。静翼への冷却空気はGT11N2と同様、圧縮機出口より導かれ、ベーンキャリアを通して供給される。

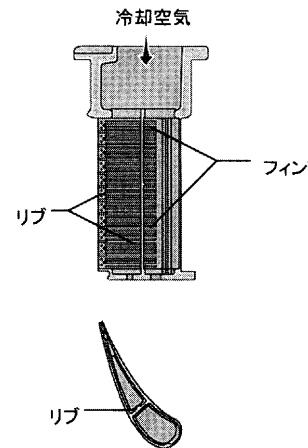


図4-7 GT13E2 1段静翼 構造図

GT24/GT26は高圧1段、低圧4段の計5段落の構成である。高圧1段と低圧1~3段は空冷翼で、動翼と同様、対流冷却、シャワーヘッド冷却、フィルム冷却、インピンジメント冷却を使い分けている。詳細を表4-1に示す。高圧1段静翼はSC材を使用し、TBCをコーティングしている。低圧1~4段は普通 casting 等軸晶材を使用、1段、2段にはTBCをコーティングしている。

表4-1 GT24/GT26 静翼冷却方式

冷却方式	シャワーヘッド/フィルム	対流	インピンジメント	無冷却
高圧1段	◎		◎	
低圧1段	◎		◎	
低圧2段	◎		◎	
低圧3段			◎	
低圧4段				◎

図4-8に示すように、SC材は低サイクル熱疲労強度においても優れており、従来から使用されてきた普通 casting 材に比べて約10倍の寿命を有している。

高圧1段静翼は温度レベルの異なる2系統の空気を冷却に使用する。図4-9に示すように、一つは圧縮機出口からの空気を直接静翼の前縁部に取り入れ、シャワーヘッド冷却、フィルム冷却に使用、もう一つは圧縮機出口の空気を外部に取り出し、外部で冷却した後、再度

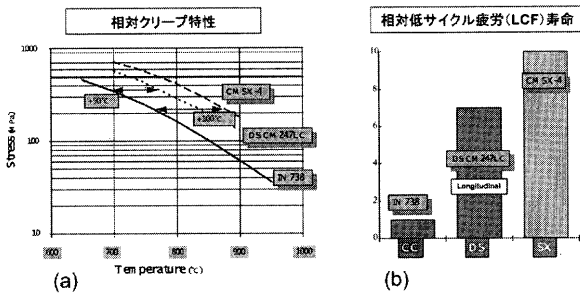


図4-8 単結晶材，一方向凝固材の強度比較

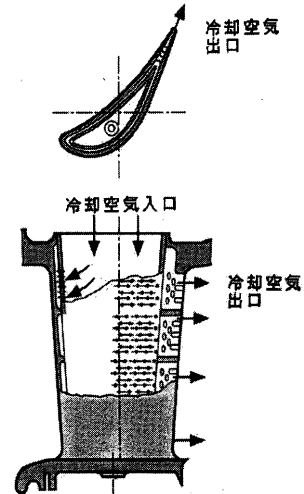


図4-10 2形機の第1段静翼構造

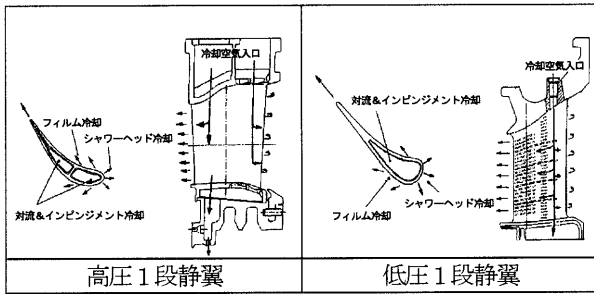


図4-9 GT24/GT26 高・低圧1段静翼 構造図

タービンに取り込み，静翼後縁部を冷却する。図4-9には低圧1段静翼構造図も添付した。

低圧1～4段静翼は水平2分割構造のベーンキャリアに取り付け，ベーンキャリアを通して冷却空気を供給する。低圧1段静翼への冷却空気は圧縮機の16段抽気を外部で冷却した後，再度タービン内に取り入れる。低圧2段，3段静翼への冷却空気は圧縮機の11段抽気をタービン内に取り込んでいる。

4.5 富士シーメンスガスタービン (大型ガスタービン)

2形機 (V94.2/V84.2) は4段落構成，第1～3段は空冷翼である。図4-10に示すように第1段翼にはインサートを挿入し対流冷却とインピンジメント冷却で，また，第2段翼はインサートを挿入しているが殆ど対流冷却で冷却している。材料は全段 Ni 基合金 (IN-738LC) である。1，2段静翼プロファイルには，動翼と同様，LPPS による MCrAlY の耐食コーティングを採用している。

静翼は全段静翼ホルダに取付られる。静翼ホルダは水平二分割構造である。静翼への冷却空気は圧縮機から抽気して導かれ，静翼ホルダを介して供給される。

V94.2のオリジナル機の第4段静翼は，セグメント形に溶接された鍛造翼であった。この設計は熱膨張の不均一な拘束による熱応力・低サイクル疲労が避けられず，オーバーホール時にある程度の溶接補修を必要とした。その後，静翼は全段とも単独翼構造とし熱応力・低サイクル疲労強度を軽減している。(図4-11)

また，静翼は全段，上半ケーシングを開放すればロータ吊出さなくても取替られる構造としている。

3A 形機 (V94.3A/V84.3A) も4段構成である。全

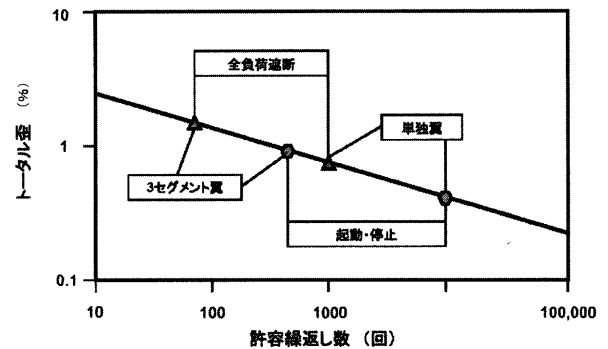


図4-11 第1段静翼のLCF比較 (例) (単独翼とセグメント翼)

段空冷翼で，対流冷却とフィルム冷却 (シャワーヘッド冷却，シェイブドホール冷却) およびインピンジメント冷却を使い分けている。第1段静翼は Co 基合金を使用し，プロファイル表面には耐食コーティング (MCrAlY) の上に TBC を施している。第2～4段は Ni 基合金を使用し，第2段には TBC を，3段には MCrAlY，4段には Cr コーティングを採用している。

第1段静翼は2系統の空気を冷却に使用する。図4-12に示すように，一つは圧縮機出口からの空気を管ディフューザーで圧力回復して静翼の前縁部に取り入れ，インピンジメントおよびフィルム冷却に使用，もう一つは圧縮機出口の空気を直接静翼に取り込み後縁側を冷却する。

静翼は全段静翼ホルダに取付られる。静翼ホルダは水平二分割構造である。静翼への冷却空気は圧縮機から抽気して導かれ，静翼ホルダを介して供給される。第2～4段静翼および軸受箱への冷却空気は圧縮機の途中段よりの抽気をタービン内に取り込んでいる。

2形機と同様，静翼は全段とも単独翼構造で，ロータ吊出さなくても取替られる構造としている。

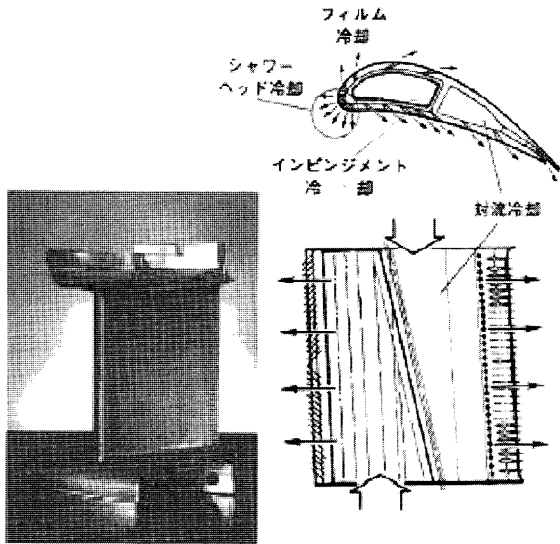


図4-12 3A 形機の第1段静翼構造

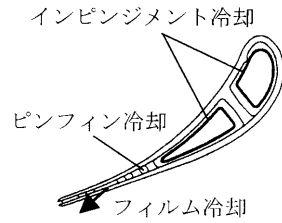


図4-14 SB60D の1段静翼冷却構造

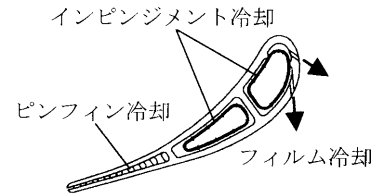


図4-15 SB30E の1段静翼冷却構造

4.6 カワサキ (川崎重工業) ガスタービン (中小型ガスタービン)

LA20A の1, 2段は空冷翼である。図4-13に示すように1段はインサートを2個挿入し、フィルム冷却とインピンジメント冷却を、また、2段静翼はインサート1個で、インピンジメント冷却を適用している。1, 2段の材料はMAR-M247, 3段はN-155である。なお、1段は単翼構造, 2, 3段はセグメント構造である。

1段静翼プロファイルには動翼と同様TBCを適用している。また、セグメント構造である2段静翼は、耐酸化性の観点からアルミパックを施工している。静翼は1~3段まですべてノズルサポートと称する水平二分割構造の内部ケーシングに取り付けられている。

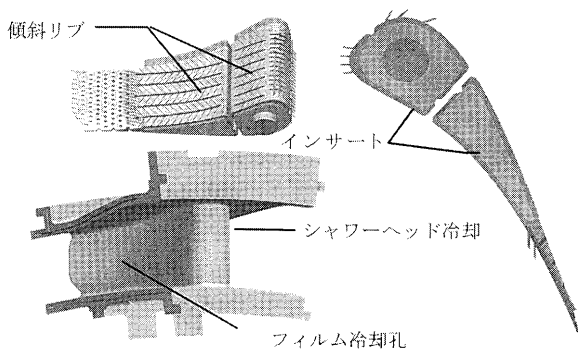


図4-13 L20A 1段静翼 構造図

4.7 三井造船ガスタービン (中小型ガスタービン)

図4-14, 図4-15および図4-16にSB60D, SB30E およびSB5ガスタービンのタービン1段静翼冷却構造をそれぞれ示す。図4-14および図4-15に示すように, SB60D およびSB30E ガスタービンでは, 冷却方式として, 翼面フィルム冷却, 翼の前縁および中央部内面にインサート方式によるインピンジメント冷却, および後縁部にピ

ンフィン冷却を採用している。

一方, 図4-16に示すように, 小型のSB5ガスタービンでは, 翼サイズが比較的小さく, 内面にインサート方式のインピンジメント冷却の適用が困難であるため, タービュレンスプロモータ付リターンフロー対流冷却を採用し冷却強化を図っている。材料はいずれもNi基のIN-939であり, 静翼用Co基合金に比べ高強度である。き裂の発生・伝播を許容するが, それを出来るだけ抑制するために高強度Ni基合金を採用して, 補修・交換費を抑える設計思想である。

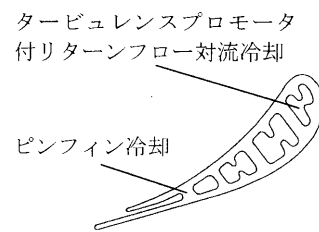


図4-16 SB5の1段静翼冷却構造

4.8 日立ガスタービン (中小型ガスタービン)

タービン静翼は1段静翼が圧縮機吐出空気により冷却され, 2段静翼は圧縮機11段抽気, 3段静翼は圧縮機6段抽気により各々冷却されている。図4-17に1段静翼の冷却構造を示す。

インピンジメント冷却, フィルム冷却および後縁部のピンフィン冷却を組合わせた冷却構造で, 高い冷却効率を達成している。材料は, 補修性と耐熱疲労性を考慮した高温延性の面からCo基合金を選定し, 大気溶解材であり, 低コストなFSX-414を採用している。

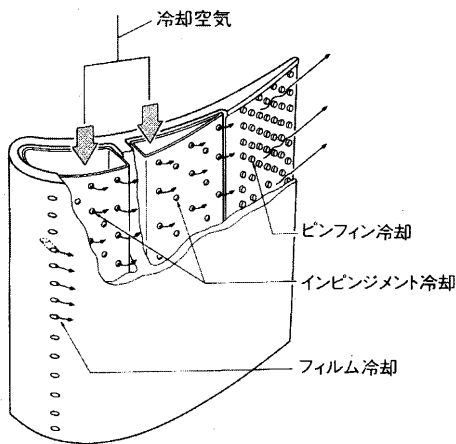


図4-17 H25 1段静翼冷却構造

5. タービンロータ、ケーシングおよびタイボルト

5.1 はじめに

本稿では、国内メーカ各社の発電用ガスタービンにおけるタービン構造および材料技術の変遷について、タービンロータ、ケーシングおよびタイボルトに着目し各機種の特徴を比較しながら概説する。

タービンロータの構造としては、段ごとに別々のディスクをタイボルトで結合する構造が一般的である。接合部にはカービックカップリングのような半径方向のセレーションが用いられ、各段の熱膨張差を吸収し軸心が一定に保たれる工夫がなされている。この場合、トルクは主にカービックカップリングにより伝達されるが、機種によっては、ホイール間にスペーサをはさみ、主にスタッキング面の摩擦によりトルク伝達する構造としているものもある。一方、ボルト結合の代わりに溶接による結合も採用されている。また、タービン動翼およびロータを冷却するための冷却空気流路の構成に各社の工夫がなされている。タービンケーシングはタービン静翼を保持すると共に、静翼への冷却空気通路を構成する。静翼を保持する内側のケーシングと外側のケーシングに分けて、その間に冷却空気を流す二重構造の例もある。ター

ビンケーシングは鋳造品や溶接組立て構造である。

ディスクは鍛造品で、一般的にディスク外周部ではクリープ強度や熱疲労強度、一方中心部では耐力や靱性が要求される。さらにその材料には、ディスクの大型化に伴い、鍛造性に優れていることが必要である。ディスク材料としては、蒸気タービンロータで実績のあるNiCrMoV鋼がディスクの冷却強化のもとに使用されている。また、クリープ強度に優れた12Cr系の耐熱鋼も適用されている。一方、ディスクが比較的小型の場合やディスクの使用温度が高い場合にはNi基超合金が採用されている。なお、タイボルトもディスクと同様な材料が用いられている。また、タービンケーシングには炭素鋼、鋳鉄、鋳鋼などが用いられている。

今後、タービン入口温度の上昇や冷却空気の削減など高効率化に伴って、ディスクの使用条件はさらに過酷になると予想される。表5-1に、タービンディスク材料の化学組成の一例を示す⁽⁵⁻¹⁾。また図5-1は、表5-1の材料を例に、クリープ破断強度を比較したものである⁽⁵⁻¹⁾。図中の新12Cr耐熱鋼(HGTD-1)は、従来の12Cr耐熱鋼をベースに、Vの添加量を下げてMo添加量を上げ、さらにNbを添加することにより、クリープ破断強度の上昇と高い靱性が得られたディスク材料である。このように、ディスク材料の開発動向の一つは、ディスクの大型化に対しても鍛造性の面で有利なFe基耐熱鋼を基本に、化学成分の最適化による材料開発である。一方、IN-718に代表される高強度なNi基超合金が今後もさらにディスク材料へ適用されることが予想される。このためには、大型鍛造品においても欠陥や偏析のない均一で安定な組織が得られるように、化学組成の適正化、溶解から鍛造までプロセス開発などが必要である。

以下では、単機出力が85~330MWの事業用大型ガスタービンから1~27MWの主としてコージェネレーション用の中小型ガスタービンまで、各メーカの代表機種について概説する。なお、各機種と使用材料の具体的な対応は別途一覧表にまとめられているので、それを参照されたい。

表5-1 タービンディスク材料の化学組成例⁽⁵⁻¹⁾

材料名		化学組成 (wt. %)										
		C	Cr	Ni	Co	Mo	Nb	V	Ti	Al	Fe	B
Fe基耐熱鋼	従来12Cr耐熱鋼	0.10	12.0	2.5	—	1.8	—	0.35	—	—	Bal	—
	新12Cr耐熱鋼(HGTD-1)	0.12	11.5	2.5	—	2.0	0.1	0.25	—	—	Bal	NO.04
Ni基超合金	IN-706	0.06	16.0	Bal	—	—	2.9	—	1.8	0.2	40.0	—
	IN-718	0.05	19.0	Bal	—	3.0	5.2	—	0.8	0.6	19.0	0.004

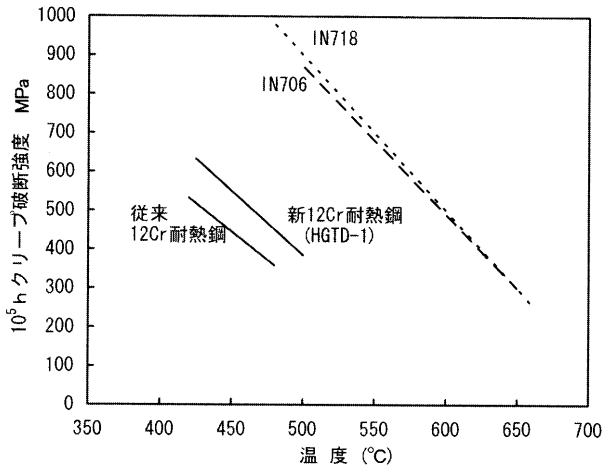


図5-1 タービンディスク材料のクリープ破断強度の比較⁽⁵⁻¹⁾

5.2 三菱重工業ガスタービン (大型ガスタービン)

三菱重工業のガスタービン最新機種である M501G のロータ全体の外観を図5-2に示す。M501G/701Gのタービンローターディスクには3.5NiCrMoV 鋼が用いられ、歯車式トルク伝達構造であるカービックカップリングを持つディスクを Ni 基合金製の12本のタイボルトで結合している (なお、後述する圧縮機側ではラジアルピンによりトルク伝達を確実にしたディスクをタイボルトで結合)。またローター材は電気炉 (EF) による溶解後、炉外精錬 (LF) 真空精錬によりインゴットを溶製し、これを鍛造して製造する。3.5NiCrMoV 鋼でおよそ350~525°Cの温度域で焼き戻し脆化 (粒界に不純物元素が偏析することにより靱性が低下) が生じる事から、圧縮機吐出空気を外部クーラーを介してタービン側に供給しローター部を冷却している。なお近年、精錬技術 (LF + 真空精錬) が向上し、不純物元素が低減したため焼き戻し脆化感受性は著しく低くなり、より高温での使用が可能となった。また、ケーシングは点検の容易な水平2分割構造となっており、部位ごとに鋳鉄、鋳鋼が使われている。

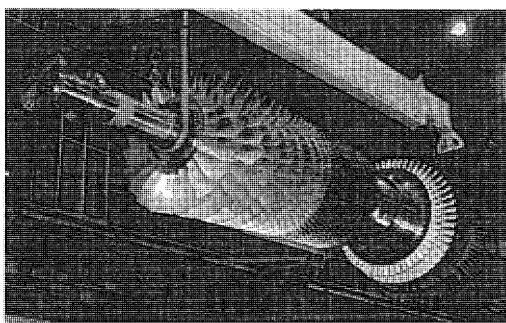


図5-2 M501Gのロータ外観

5.3 GE 日立東芝ガスタービン (大型ガスタービン)

F 形までの機種では1Cr1.25Mo0.25V 鋼がタービンホイールおよびスペーサとして用いられてきた。これは

靱性および高温強度のバランスに優れているため、とくにクリープ強度が必要となるタブティル部では、部分的に焼入れ速度を遅くするなどの対策を施し使用している。図5-3に中核機種である FA 形のタービン部の構造を示す。FA 形では、燃焼ガス温度の上昇および圧力比の増加による冷却空気温度の上昇により、さらに耐熱強度に優れた材料が必要となり、析出強化型 Ni-Fe 基超合金 IN-706がタービンホイールおよびスペーサに適用された。この合金は航空用エンジンで実績のある IN-718 に類似した組成であり、1972年に当時の INCO 社が特許を取得した。その後1980年代になり、GE がその強度と大型インゴット製造性のバランスに着目し、F7FA の大型回転体に適用した。F7FA タービンホイール用のインゴットは重量約15ton に達する。このような大型で、かつフレックル、ホワイトスポットなどの偏析および酸化物などの不純物混入の無い均質で清浄なインゴットを製造するため、VIM (真空誘導溶解) + ESR (エレクトロslag再溶解) + VAR (真空アーク再溶解) からなるトリプルメルト溶解法が用いられ、同時に Si, Nb, Ta, Ti, C などの合金元素の適正化も図られている。さらに、鍛造素材は重量約10ton、直径約2200mm、厚さ約400mm に達する。このような大型鍛造素材を結晶粒が成長しないようできるだけ低い温度で均質に鍛造するため、65,000ton の大型鍛造プレスが用いられている。ホイールの信頼性を保証するため、ピッチャーキャッチ法などの高精度の超音波検査手法が適用され、さらに全てのホイールはスピントストを経たうえで出荷されている。

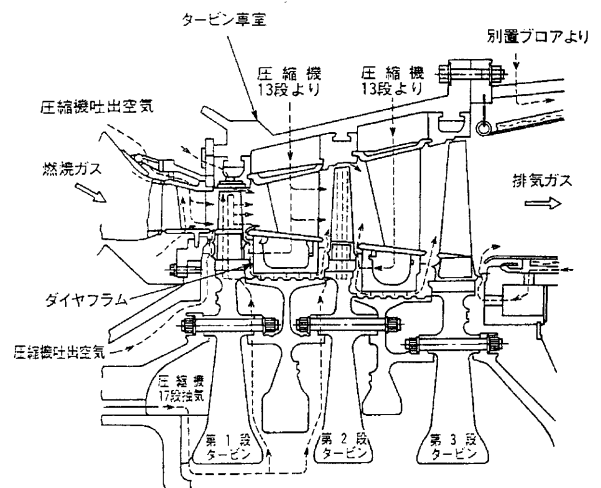


図5-3 FA形タービン部構造

IN-718は IN-706と比べ、Nb の添加量が多いため高強度で、かつ結晶粒径の小さい鍛造素材が製造可能であり、疲労強度、超音波検査性に優れている。しかしながら、Nb の添加量が高いことで、マクロ偏析が生じやすく、従来は IN-706インゴットの直径914mm に対し、直径610mm 程度のインゴットしか製造できなかった。し

かし、Nb,C量の低減などの合金組成の見直しの結果、IN-718においても直径686mm, 9000kg級のインゴットの製造が可能となり、回収式蒸気冷却のH形のタービンホイールに適用された。さらに、この実績を活かし、開放式空気冷却の最新形である、MS7001FBの1, 2段ホイールにもIN-718が適用されている。なお、タイボルトには12Cr鋼やNi基合金が使用されている。

F形以前の機種のカッシングには、優れた casting 特性から、低温部には ASTM-A48 Class30 相当の cast iron, 高温部には ASTM-A395 相当の球状黒鉛 cast iron が使用されてきた。MS7001FA 以降の機種では、高温化により、タービンカッシングは 2.25CrMo 鋼板となった。さらに、最近では、タービンカッシングに 2.25CrMo cast steel も使用されている。

5.4 川重-アルストムガスタービン (大型ガスタービン)

図5-4, 5-5および図5-6に GT11N2, GT13E2および GT24/GT26のロータ構造図をそれぞれ示す。ロータはタービン部, 圧縮機部とも、ディスクおよび軸を溶接した一体ロータである。したがって、タイボルトは無い。ディスクおよび軸はそれぞれ鍛造後、機械加工を施し、専用の溶接設備を使用して結合される。図5-7に示すように、ディスクと軸を順に長手方向に積み重ね開先部を

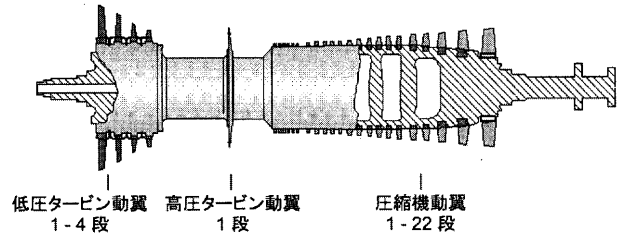


図5-6 GT24/GT26のロータ構造図

TIGにより2, 3層溶接する。そして、ロータを水平に置いて、開先部をサブマージアーク溶接により肉盛りする。その後、熱処理を行い最終形状に加工する。アルストムは約60年前からガスタービンのみならず大型蒸気タービンにも溶接ロータを採用しており、十分な納入・運転実績を有している。溶接ロータは経年劣化による軸心の狂いが無いという利点がある。

ロータのタービン部分はその周囲に動翼と耐熱鋼製のヒートシールドを取り付け、ロータと動翼/ヒートシールドとの間に冷却空気を流し、燃焼ガスがロータに直接接触しない構造としている。ガスタービンの形式に関係なく、タービン部分のロータにはこのような構造を取り入れているので、ロータにはクリープ強度のとくに高い超合金は使用していない。GT11N2とGT13E2のロータ材は軸受とのなじみのよい 3Ni2CrMoV 鋼を使用している。また、GT24/GT26のロータ材は 3Ni2CrMoV 鋼に加え、耐熱性を必要とする高圧圧縮機部には 2.3Ni12CrMoV 鋼を使用している。

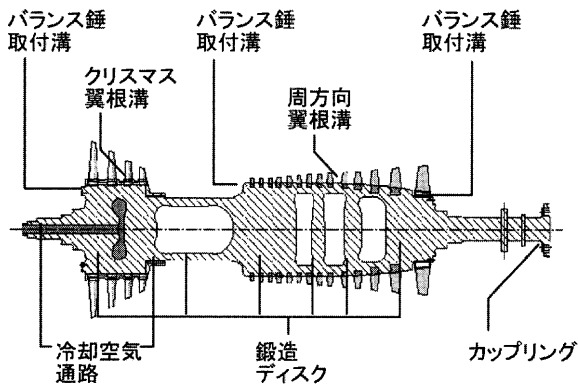


図5-4 GT11N2のロータ構造図

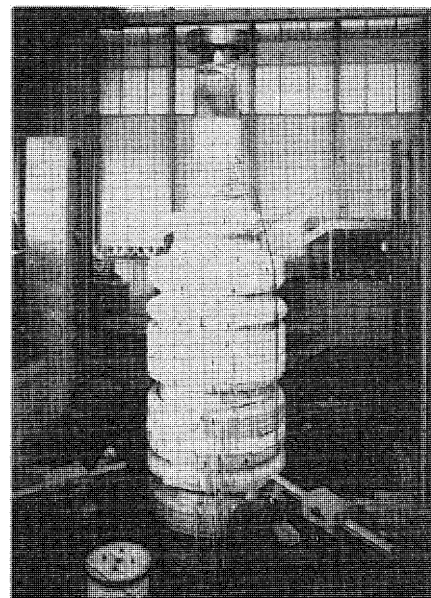


図5-7 ロータ TIG 溶接

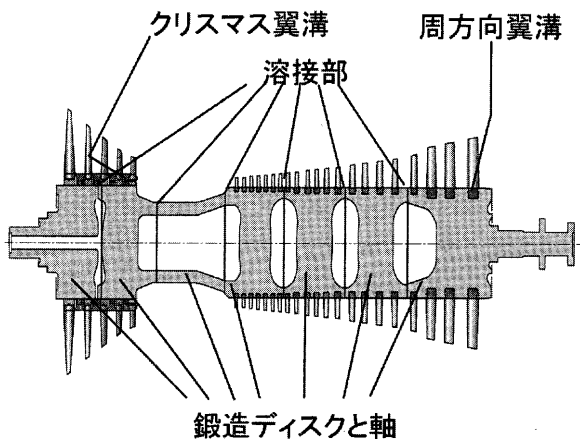


図5-5 GT13E2のロータ構造図

図5-8および図5-9に GT11N2および GT13E2のタービンカッシングの内部構造を、動・静翼への冷却空気の流れと併せて示す。ロータおよび動翼の冷却には圧縮機出口空気を使用する。静翼は全段すべてベーンキャリアと

称する内部ケーシングに取り付けられる。ペーキャリアは水平二分割構造である。静翼への冷却空気は圧縮機出口より導かれ、ペーキャリアを介して供給される。GT11N2では1段静翼はタービンケーシングを開放しなくても取り替えられる構造としている。

GT24/GT26の冷却空気系統図を図5-10に示す。高圧1段動翼の冷却空気は図3-25に示すように圧縮機出口空気を外部で冷却し、それを高圧1段静翼の後縁部の冷却に使用した後に翼根部より取り込んでいる。高圧1段静翼は温度レベルの異なる2系統の空気を冷却に使用する。一つは圧縮機出口からの空気を直接静翼の前縁部に取り入れ、シャワーヘッド冷却、フィルム冷却に使用、もう一つは圧縮機出口の空気を外部で冷却した後、再度タービンに取り込み、静翼後縁部を冷却する。

GT24/GT26の低圧タービンの冷却構造を図5-11に示す。低圧1、2段動翼冷却空気は圧縮機の16段抽気を外部で冷却し、それをロータ部分から取り込み、動翼とロータの

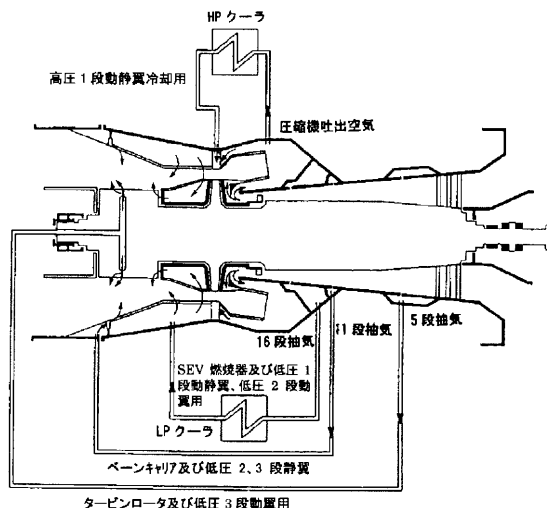


図5-10 GT24/GT26 冷却空気系統図

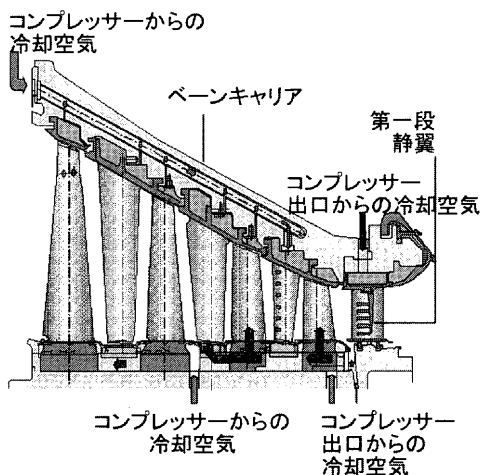


図5-8 GT11N2 タービン冷却空気の流れ

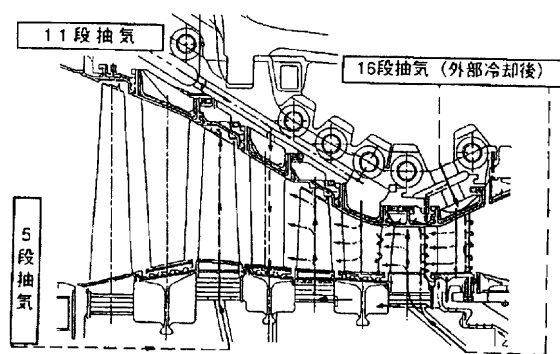


図5-11 GT24/GT26 低圧タービン冷却構造

冷却に使用している。低圧3段動翼の冷却には圧縮機の5段抽気をロータ排気側端部より取り込んでいる。低圧1～4段静翼は図5-11に示すように水平二分割構造のペーキャリアに取り付け、ペーキャリアを通して冷却空気を供給する。低圧1段静翼への冷却空気は圧縮機の16段抽気を外部で冷却した後、再度タービン内に取り入れる。低圧2段、3段静翼への冷却空気は圧縮機の11段抽気をタービン内に取り込んでいる。

タービンケーシングはいずれも水平二分割で、ボルト締め構造である。ケーシングは加工時切削性の良好な球状黒鉛鉄を極力使用するようにしている。GT11N2とGT13E2にはMoを添加した球状鉄を、またGT24/GT26には1Cr0.5Mo 鋼を使用している。

5.5 富士シーメンスガスタービン (大型ガスタービン)

富士電機-シーメンス製のガスタービンロータ構造を図5-12および図5-13に示す。ロータは軽量・高剛性のディスクタイプの組立式構造で、圧縮機とタービンの各ディスクは半径方向に同芯状に加工された鋸歯状のハースセレーションの噛合でドラムを形成し、1本のセンタータイボルトで結合されている。セレーションは自己芯出機能があるので、運転中に各ディスクが熱膨張した

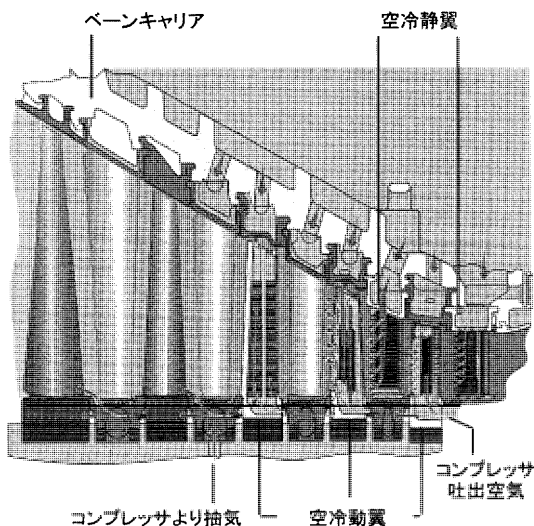


図5-9 GT13E2 タービン冷却空気の流れ

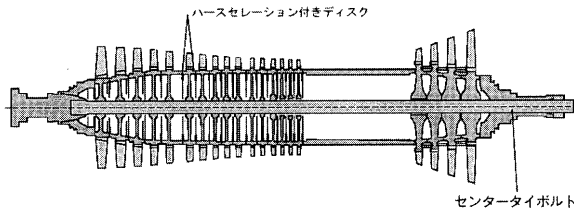


図5-12 ロータ構造図

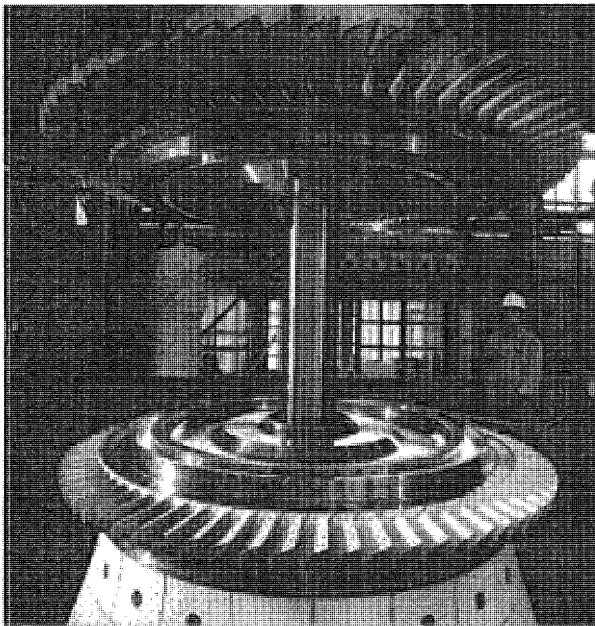


図5-13 組立中の3A形機ロータ

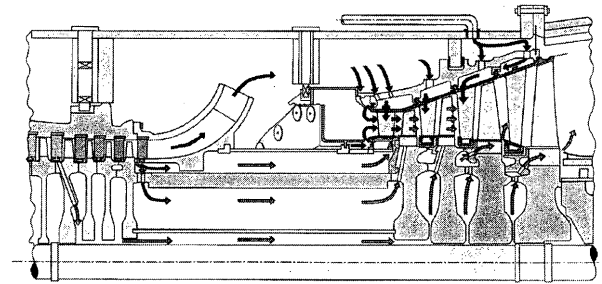
際もバランス状態は変化しない。また、タイボルトが各ディスクの熱膨張を妨げないので、拘束熱応力が生じない。タイボルトは低温で締付荷重を負担し、トルク伝達はセレーションが負担する。

ロータのタービン部分は、静翼内側リングおよびセレーションを介してシール空気を流し、燃焼ガスがロータに直接接触しない構造としているので、高い高温強度を持つ合金は使用していない。

2形機 (V94.2/V84.2) の各ディスク (含む軸受部および中間中空軸) およびセンタータイボルトは全て靱性重視の低合金鋼 (NiCrMoV 鋼) である。3A 形機 (V94.3A/V84.3A) では、タービンのディスクは高合金鋼 (10CrMoWVNbN) で、それ以外の各ディスク (含む軸受部) およびセンタータイボルトには低合金鋼 (NiCrMoV 鋼) を使用している。

2形機のタービン冷却空気系統を図5.14に示す。翼の冷却には圧縮機出口空気および途中段よりの抽気を使用している。性能低下および熱応力増大につながる冷却空気の外部冷却は必要としない。静翼への冷却空気は圧縮機から抽気して導かれ、静翼ホルダを介して供給される。

3A 形機のタービン冷却空気系統を図5-15に示す。第1段動翼冷却空気は圧縮機出口空気を外部で冷却することなく翼根部より取込んでいる。第2段以降の冷却空気



→ 静翼への冷却空気流れ
→ 動翼への冷却空気流れ

図5-14 2形機のタービン冷却空気系統

は、圧縮機の12段、10段からロータ内部を通して取込み、第2、3段動翼および第4段動翼翼脚とディスクの冷却に使用している。第1段静翼の冷却空気は、圧縮機出口から管ディフューザ、静翼ホルダを介して静翼の前縁側に取り入れる系統と、圧縮機出口から直接静翼の後縁側に取り入れる2系統を使用する。後段の静翼への冷却空気は全段静翼ホルダを介して圧縮機より供給されており、第2段静翼は圧縮機第13段抽気を、第3段静翼は圧縮機第9段抽気を、第4段静翼および軸受箱は圧縮機第5段抽気を取り込んでいる。

なお、ケーシングはいずれも水平2分割で、ボルト締め構造である。圧縮機側の材料は、鋳鉄 (球状黒鉛鋳鉄)、タービン側は鉄板 (Mo 鋼, Mn 鋼) を採用している。

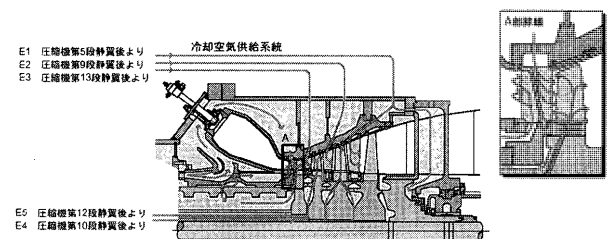


図5-15 3A形機のタービン冷却空気系統

5.6 カワサキ (川崎重工業) ガスタービン (中小型ガスタービン)

L20A のロータは一軸式で、ロータ両端の2つのジャーナル軸受で保持されるシンプルな構造となっている。図5-16に、L20A のロータ構造図を示す。圧縮機部のローターは、各段ディスクを電子ビーム溶接 (EBW) で結合した一体構造である。また、タービン部のロータは、カービックカップリング構造を採用したカップリングロータ、各段ディスク、および、ベアリングシャフトから構成され、タイボルトにより締結される。圧縮機部とタービン部は、リーマボルトによりフランジで締結される。これらにより、経年劣化による軸心の狂いがなく、アンバランスが発生しにくい頑強なロータ構造となっている。また、ロータ組立後、高速バランス修正を行うこ

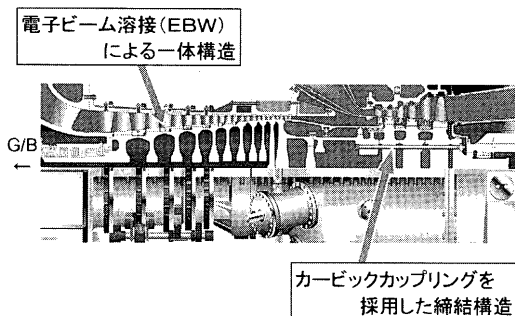


図5-16 L20Aのロータ構造

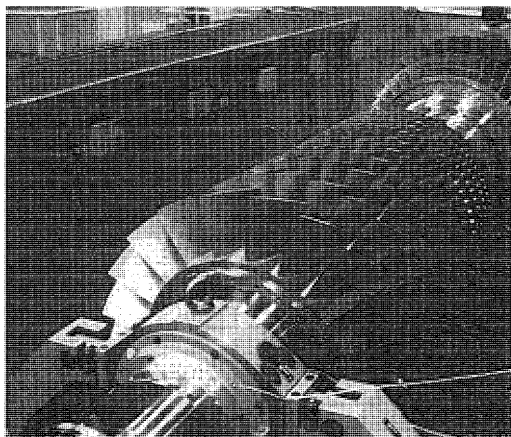


図5-17 L20Aロータの高速バランス

とで、停止状態からトリップ速度までの全回転数範囲で振動レベルを低く抑えた、信頼性の高いロータを実現している。図5-17は、高速バランス設備の真空チャンバ内に据え付けられたロータであり、インバータモータにより駆動される。圧縮機ローターには、圧力比の上昇に伴う後段の空気温度の高温化を考慮して、12Cr鋼を使用している。各ディスクは、鍛造後、機械加工を施し、電子ビーム溶接により結合される。その後、最終形状に加工する。電子ビーム溶接により一体化された圧縮機ローターは、剛性が高く、かつ供用期間中の軸心の狂いがほとんど生じない。この電子ビーム溶接（EBW）による一体構造の圧縮機ローターは、M7A-01ガスタービンから採用し、10年以上の製造実績と運用実績を有している。

3段構成のタービンディスクにはカービックカップリングを採用し、タイボルトで締結することにより、高い軸心精度を保ちながら、ディスク間の熱膨張差を吸収できる構造になっている。タービンディスクおよびタイボルトには、高温強度の高いIN-718を使用している。

図5-18に示すように、翼の冷却には圧縮機出口空気を使用する。また静翼は1～3段まですべてノズルサポートと称する内部ケーシングに取り付けられる。ノズルサポートは水平二分割構造である。静翼への冷却空気は圧縮機出口より導かれ、ノズルサポートを介して供給され

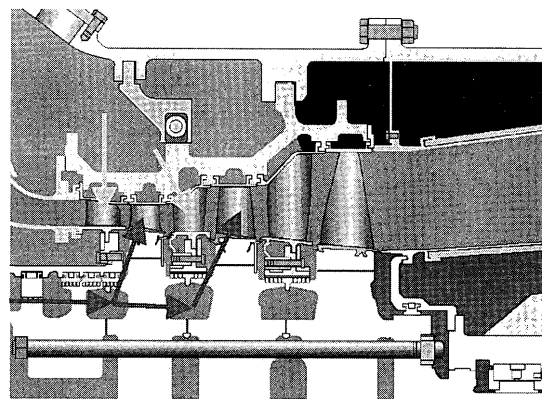


図5-18 L20Aタービン冷却空気の流れ

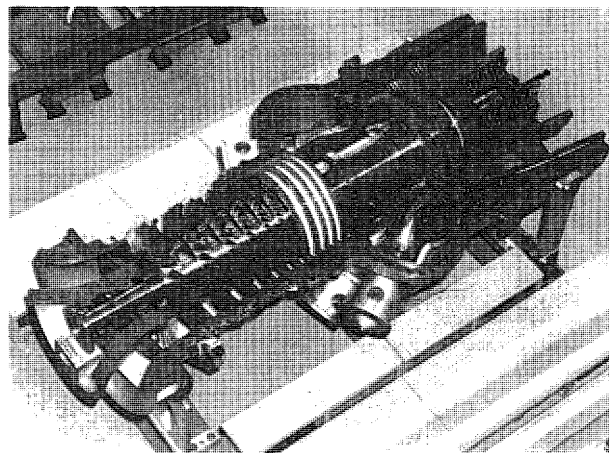


図5-19 L20A上半開放時

る。ノズルサポートにはタービンのチップクリアランスを最小化するため低膨張かつ高温強度に優れたステンレス鋼を採用している。

図5-19に、L20Aの上半開放状態の写真を示す。L20Aのケーシングは、完全水平二分割構造であり、フィールドでの開放点検が可能である。また、複数のポアスコープ点検孔が設けられており、ケーシングの開放なしに内部の点検を行うことができる。ケーシング材料には高温高圧用鋼鋼を使用している。

5.7 三井造船ガスタービン（中小型ガスタービン）

図5-20、5-21および図5-22にSB60D、SB30EおよびSB5ガスタービンのタービン構造をそれぞれ示す。SB60DおよびSB30Eのタービンロータは各段のディスクをタイボルトで結合した構造である。ディスクおよびタイボルト材料としては、SB60DにはA286、SB30EにはIN-718の超合金を使用している。さらに、動翼およびロータの冷却には、圧縮機吐出空気を外部クーラによって冷却した空気を使用し、十分な構造強度上の信頼性を確保している。また、SB5のタービンロータは、各段のディスクをカービックカップリングでかみ合わせ、センターシャフトを介して圧縮機側と結合されている。ディスク材はIN-718、センターシャフト材はSNM431

である。次に、タービン静翼およびそれを保持するタービン内側ケーシングの冷却には、圧縮機吐出空気を使用している。タービン内側ケーシングにはCrMoV 鋼を使用し、またタービン外側ケーシングには炭素鋼、鋳鉄、鋳鋼などを使用している。

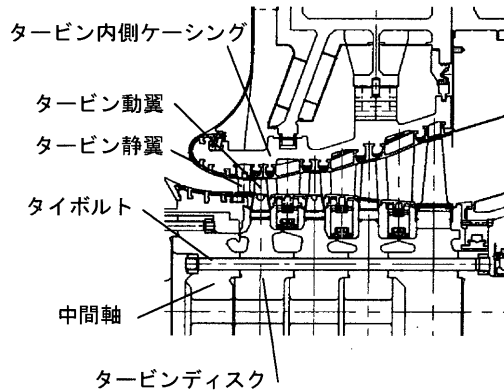


図5-20 SB60Dのタービン構造

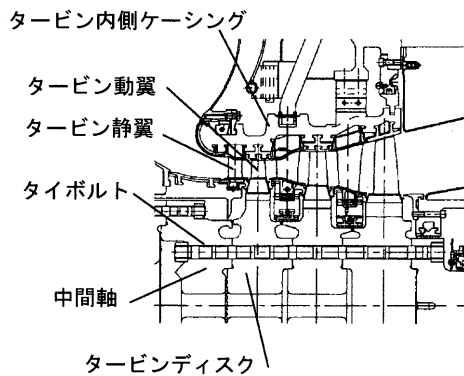


図5-21 SB30Eのタービン構造

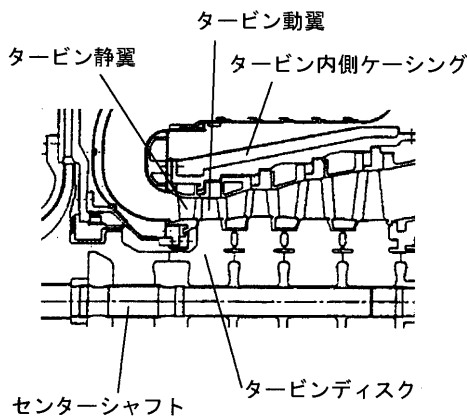


図5-22 SB5のタービン構造

5.8 日立ガスタービン (中小型ガスタービン)

H25の断面図を図5-23に示す。タービンおよび圧縮機は各々1本のスタッキングボルトで締結され、ディスタントピースを介して結合されている。タービンは3段で、タービンホイールの間にスペーサを有する構造である。

タービンホイールおよびスペーサはスタッキングボルトで締結される構造である。タービンホイールおよびスペーサには、高温強度に優れ、かつ靱性も良好な新12Cr 耐熱鋼 HGTD-1 (図5-1) を採用している。ガスタービン用ホイールは、蒸気タービン用ロータと異なり、起動停止が多いことから、高温でのクリープ強度に加え、低温での靱性および室温付近での引張強さも要求される。従来、12Cr 耐熱鋼は、クリープ強度は優れるものの靱性が劣るため、このような課題が要求される高温ガスタービン用ホイールには使用できず、冷却を強化してCrMoV 鋼を使用するか、Ni 基合金の適用が必須と考えられていた。しかし、従来12Cr 耐熱鋼に対して、MC 型炭化物形成元素のうちV の添加量を下げかわりにNb の添加量を増やし、さらにMo およびN の添加量を増やし、本来相反する特性である強度と靱性の両方を向上させた新12Cr 耐熱鋼を開発した。このディスク材料は、Si, Mn, P, S などの元素を低減するスーパークリーン化によりさらに靱性が向上し、従来のガスタービン用CrMoV 鋼をも上回る靱性を有している。この結果、H25は、Ni 基合金を適用した場合より大幅に安価で、かつ冷却を強化してCrMoV 鋼を使用する場合より効率の高いガスタービンとなっている。

ケーシングには、低温部には球状黒鉛鋳鉄、高温部にはCrMo 鋳鋼が使用されている。

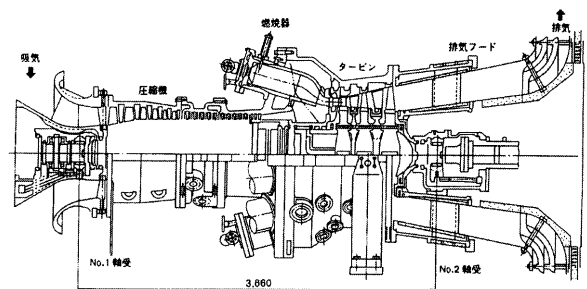


図5-23 H25の断面図

参考文献

- 5-1) 飯島活巳, 土井裕之, 日本ガスタービン学会誌, 31-2 (2003), 61

6. 圧縮機材料

6.1 はじめに

ここでは国内メーカ各社の圧縮機構造および使用材料について述べる。なお、各社機種仕様並びに使用材料は一覧表にまとめられているので参照願いたい。

大容量発電向け大型ガスタービンではコンバインドプラントの需要に伴い、大型化と高温化が進み、圧力比、流量ともに増加してきた。その構造は軸流式からなり、また圧力比は一覧表に示されたものは11~23（川重-アルストムの再燃サイクル式 GT24/GT26は32）である。中小型でも軸流式が主体であるが、一部で遠心式も採用されており、一覧表によると圧力比は9.5~18である。

材料面で見ると、圧縮機の高効率化に伴う高圧力比化の結果、後方段（高圧段）では使用温度の上昇を生じるが、タービン側と比較すると十分低温であるため、動翼、静翼およびディスク材には Fe 系材料が主体に使用される。

動翼材について述べると、前方段（低圧段）では翼のサイズが大きく、より高い遠心応力が作用し、一方、後方段（高圧段）では翼のサイズが小さいので遠心応力は減少の傾向にあるが使用温度が上昇する。従って、これら使用条件が材料選定のポイントとなる。

このような観点から各社の使用材料を大別しまとめると、前方段では引張強度（疲労強度）、靱性および耐食性の観点からマルテンサイト系ステンレス鋼（12~13% Cr 系鋼）、マルテンサイト系析出硬化型ステンレス鋼（SUS 630；17-4PH 鋼、Custom 450；GTD-450）が使用されている。一方、後方段では12% Cr 鋼に Mo 等強化元素を添加して高温強度を改善した材料が適用されている。

その他、前方段は比較的低温で使用されるので運転の過程で結露を生じ、これにより腐食成分の濃縮を来して腐食ピットを生じやすく、更に腐食ピットは疲労亀裂の発生を引き起こす可能性がある。そこで、腐食に対し対策が講じられており、一方では耐食コーティング（例えば、Al 系の焼き付けコーティング）が適用され、他方では、Mo を添加することで12% Cr 鋼よりも耐孔食性を改善した Custom 450 が採用されている（耐食コーティングは適用せず）。

これら動翼材の選定およびコーティングの要否は、動翼材料の耐食性、エロージョン等使用環境およびリコーティングのインターバルなどに関する各社の総合的判断によるものと推測される。

静翼材は12~13% Cr 鋼が主体であるが、後方段では使用温度の上昇に対応するため高温強度を高めた耐熱鋼などの適用例もある。その他、動翼と同様に腐食ピットに対して耐食コーティングを適用している例がある。

圧縮機ロータもしくはディスク材は、引張強度、靱性、疲労強度に優れた耐熱鋼が使用されており、低合金鋼（例えば、3.5% NiCrMoV 鋼等）が主体であるが、一部

では使用温度の上昇に対応するため、更に N 添加等により高温強度を改善したのも適用されている。

6.2 三菱重工業ガスタービン（大型ガスタービン）

三菱重工業のガスタービンでは、圧縮機静翼に12% Cr 鋼が適用されており、動翼では前方段に強度、靱性および耐食性の観点から17-4PH 鋼が、中ほどには12% Cr 鋼、後方段には固溶強化元素（Mo, W）および析出強化元素（V）を添加しクリープ破断強度を改善した12% CrMoWV 鋼が用いられている。また、前方段動静翼については結露に起因した腐食ピットに対する対策として耐食コーティング（Al 系の焼き付けコーティング）が施工されている。その他、高効率化のため M501G/M701G の圧縮機には MCA（Multiple Circular Arc）翼および、CDA（Controlled Diffusion Airfoil）翼が採用されている。

ディスクはその重量が数トンを超えるため、製造設備・技術的および経済的な制限から3.5NiCrMoV 鋼に代表される低合金鋼が多く使用されてきた。ここ10数年前からはガスタービンの高温化に伴い、後方段ディスク材について高温強度の向上が図られており、まず M501F/M701F では 2.25CrMoVNb 鋼が、M501G/M701G ではスーパークリーン仕様の2.25CrMoVNbN 鋼が採用されている。これらは従来の3.5NiCrMoV 鋼よりもクリープ破断強度および長時間使用に伴う耐脆化特性に優れている点が特徴である。最近では、さらに改良12Cr 鋼および Co 添加の高強度先進12Cr 鋼が開発されている。

6.3 GE一日立一東芝ガスタービン（大型ガスタービン）

圧縮機翼には鍛造翼が用いられている。当初は AISI403 相当の12Cr 鋼が用いられていたが、1960年代初頭に腐食ピットによる損傷が発生した。これは、結露により翼上にたまった水分が蒸発する際、不純物が濃縮され、結果として水分が著しく酸性になり、翼の孔食を引き起こすためである。対策として、Ni-Cd めっきが施されるようになったが、その後環境問題から、アルミスラリーにセラミックストップコートをした GECC-1 が開発され、圧縮機前側の結露が発生する翼に適用されるようになった。その後、1980年代から15Cr-5Ni 系析出強化形マルテンサイトステンレス鋼の GTD-450 が適用されるようになった。この材料は、耐孔食性を低下させることなく、AISI 403 相当の12Cr 鋼より引張強さを向上させることが可能で、同時に高サイクル疲労強度および腐食疲労強度も向上した。重要なことは、この材料の耐孔食性は GECC-1 をコーティングした12Cr 鋼より優れていることであり、エロージョンによるコーティングの消耗を考えると、GTD-450 をコーティング無しで使用した方が有利である。MS7001FA では、結露が問題となる IGV と1~8段動、静翼が GTD-450 からなり、その他の段落は、AISI 403 相当12Cr 鋼およびこれに

Nb を添加して高強度化したものが用いられている。

6.4 川重一アルストムガスタービン (大型ガスタービン)

圧縮機は軸流式遷音速設計である。動静翼は高性能のコントロールディフュージョン翼を用いている。VIGV は可変式とし、空気流量を調節可能としている。GT11N2 および GT24/GT26 は IGV を含む3段までの静翼を可変式とし、空気流量は60%まで調節可能である。段数、圧縮比等は主要目一覧表による。

低圧部動翼には 5Ni15CrMo 鋼または 2.5Ni12CrMo 鋼 (GT13E2) を使用する。ただし、後者の場合は翼表面に耐食コーティングを施工する場合がある (オプション)。高圧部動翼は 12CrMo 鋼である。GT24/GT26 は圧縮比が高いため、従来の一段燃焼方式のガスタービンより更に高圧部に使用される動翼は耐熱性に優れた 15Ni17Cr 鋼を使用する。

静翼は動翼と同等の材料を使用している。詳細は一覧表による。

通常、静翼はケーシングに直接取り付けられるが、高圧部の静翼の一部はケーシングとは別体に構成されたベンキャリアに植翼される。ベンキャリアはケーシングに固定され、ケーシングと同様水平2分割構造である。

ロータはディスクおよび軸を溶接結合している。また、タービンロータとも溶接により結合している。ロータの製法、材料についてはタービンロータの項に記載しているので参照いただきたい。

二段燃焼方式を採用した GT24/GT26 は従来のガスタービンより圧縮比が高く、空気温度も高い。このため、圧縮機の高圧部ロータ表面にはヒートシールドを取り付け、高温空気がロータに直接接触しない構造としている。

6.5 富士シーメンスガスタービン (大型ガスタービン)

圧縮機は軸流式で、2形機 (V94.2/V84.2) では亜音速翼型だが、3形機では前2段にスーパークリティカル翼型を採用し、3A形機 (V94.3A/84.3A) では全段に三次元設計された拡散制御翼型 (CDA) を採用している。2形機および3A形機ともに、IGV の1列は可変式として空気流量を調節している。段数、圧縮比等は主要目一覧表による。

2形機の高強度を要する動翼第1, 2段の材料は 16CrNiMo 鋼、それ以外の動静翼は 13Cr 鋼を使用する。

3A形機の動翼第1, 2段の材料は 16CrNiMo 鋼、それ以外の動静翼は 13Cr 鋼、13CrMo 鋼および 12CrMoV 鋼を使い分けている。

V94.2の初期段階で第1段動翼が酷いコロージョンによりピittingが発生し、このピitting底の応力集中により疲労亀裂が進展する不具合が生じた。この対策として、全ての機種で、圧縮機前側段の動静翼の翼表面には耐食コーティングを施工している。更に安全性を高めるため、ガスタービン乾燥装置を設置し、停止後に

運転することで、停止中の腐食 (standstill wet corrosion) を防止している。

前側段の静翼はケーシングに直接取り付けられるが、後側段の静翼は静翼ホルダに翼植えられる。静翼ホルダはケーシングに固定され、ケーシングと同様水平2分割構造である。

6.6 カワサキ (川崎重工業) ガスタービン (中小型ガスタービン)

L20Aの圧縮機は、多段軸流式である。第1, 2段には当社の開発した三次元 MCA (多重円弧) 翼型を用いた遷音速段落とし、大空気流量、高段落圧力比を高効率で実現している。これにより、圧力比18を段数11段で達成することで、段数が少なく、部品点数低減によりインシヤルコストを抑制している。

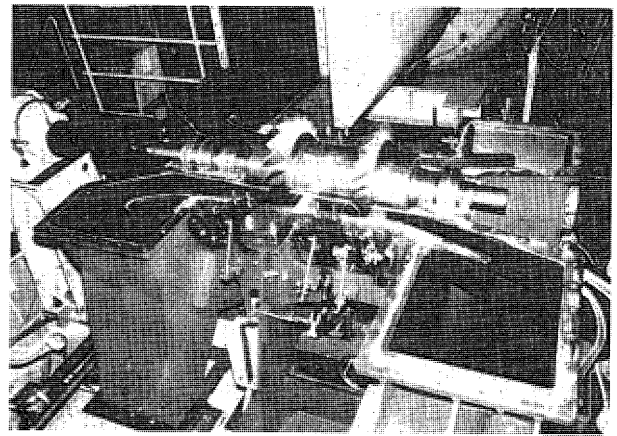


図6.1 遷音速圧縮機試験装置

また、入口案内翼 (IGV) から第4段静翼までの5翼列を取付角度可変としており、旋回失速を抑え安定した始動が可能であるとともに空気流量を制御することにより部分負荷時の性能向上および NOx 最適化運転が可能となっている。

動翼先端に対向するケーシングおよび静翼のインナーシュラウドには、アブレダブルコーティングを設け、運転時の擦りあわせにより最小クリアランスを得る構造としている。また、同様の目的から、静翼翼端と対向するロータ表面には、アブレイシブコーティングを施している。

第1段から6段の動翼には軽量で比強度が高く、かつ耐食性に優れるチタン合金 (Ti-6Al-4V) が、第7段から11段の動翼には、高温強度に優れる 12Cr 鋼を使用している。なお、後者には、耐食コーティングを施工している。また、IGV と第1段から第6段静翼には、高温強度に優れる析出硬化型ステンレス鋼が、第7段から第11段静翼と出口案内翼 (OGV) には 12Cr 鋼を使用している。

6.7 三井造船ガスタービン（中小型ガスタービン）

図6.2、図6.3および図6.4にSB60D、SB30E およびSB5ガスタービンの圧縮機構造をそれぞれ示す。SB60D および SB30E の圧縮機は軸流式である。圧縮機ロータは SNCM431相当材の鍛造一体型で、タイボルトにより中間軸を介してタービンディスクに結合されている。静翼を保持するケーシングには、球状黒鉛鋳鉄や鋳鋼が用いられている。低圧段側の動翼および静翼には SUS 630 が用いられており、上流側の静翼の翼面には防食塗装が行われている。また高圧段側の動翼および静翼は SUH 616 である。一方、SB5の圧縮機は遠心式2段構成であり、低圧および高圧羽根車ともに SUS 630 であり、タービン側と共通のセンターシャフトに焼きばめされる。

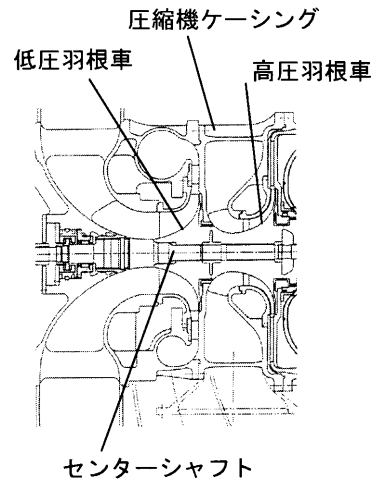


図6.4 SB5の圧縮機構造

6.8 日立ガスタービン（中小型ガスタービン）

H25およびH15の圧縮機翼には鍛造翼が用いられている。IGV および 1 - 6 段動翼には 12Cr-Nb 鋼が用いられ、7 段以降の動翼および全ての静翼には 12Cr 鋼が用いられている。圧縮機前側の結露が発生する翼には耐食コーティングが施されている。

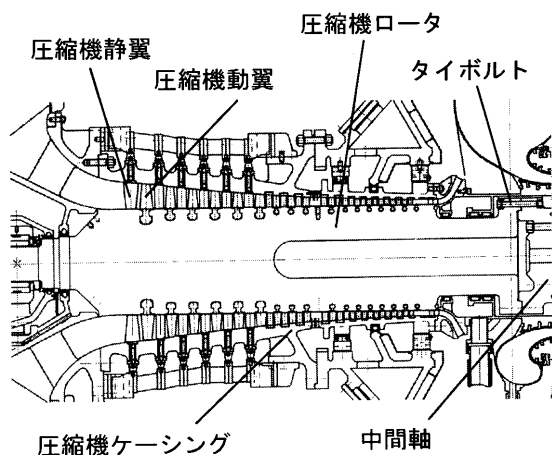


図6.2 SB60Dの圧縮機構造

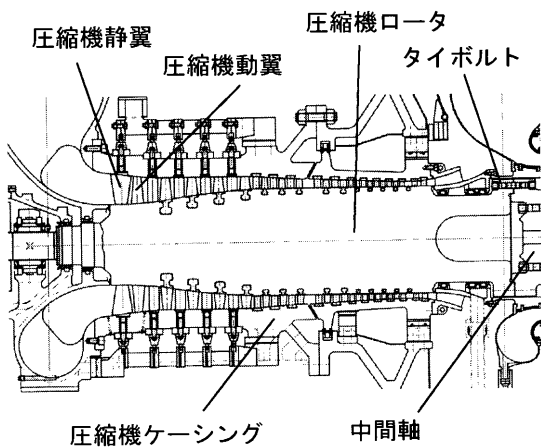


図6.3 SB30Dの圧縮機構造

7. 燃焼器

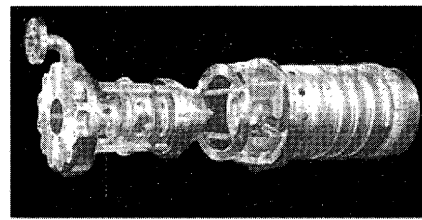
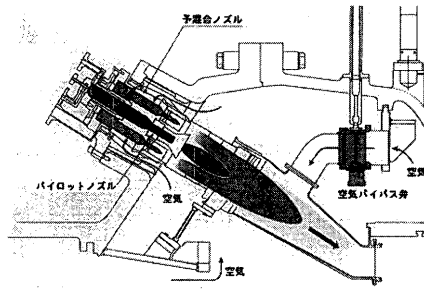
7.1 はじめに

燃焼器にはサイロ形、多缶形、アニュラー（環状）形、また缶形とアニュラー形を組み合わせたカニュラー（環状多缶）形が採用されている。また、メーカーによっては機種により形式を変えているところもある。サイロ形はタービン本体の上部に1個または側部に2個取り付けられた大きな缶形燃焼器である。多缶形はタービン入口部の周囲に複数個の缶形燃焼器を周方向に配置したもので、それぞれ尾筒を介してタービンと結ばれる。アニュラー形はタービン入口部に一つの環状の部屋を設け、内部に複数のバーナを配置する構造である。産業用ガスタービンの燃焼器としてはサイロ形、多缶形、カニュラー形が従来から使用されており、また、アニュラー形は航空機エンジン、あるいは航空転用形ガスタービンに多く使用されてきたが、最近ではヘビーデューティガスタービンにも採用されている（アルストム社のGT13E2、GT24/GT26、シーメンス社のV94.3A/V84.3A）。

近年、厳しい環境規制から各社とも予混合式ドライ低NO_x燃焼方式を採用している。このため、燃焼器壁には各社で特徴ある優れた冷却方式が採用されており、それによって、燃焼器壁が必要とする冷却空気量を減少させ、できる限り多くの空気をバーナに供給するようにしている。燃焼器壁および尾筒は圧縮機からの空気による空気冷却が一般に採用されているが、蒸気冷却を採用している機種（三菱重工のM501G/701G）もある。

燃焼器用材料には、高温強度、耐食・耐酸化性、耐熱疲労性などとともに、板金加工性や溶接性が要求されるため、Hastelloy X、HA-188、Nimonic 263、Tomilloyなどの圧延材が多く用いられている。また、金属製のライナまたはタイルに遮熱コーティング（TBC）を適用している機種が多いが、タイルそのものをセラミックタイルとしている機種（シーメンス）もある。

アルストム社のGT24/GT26は2段燃焼方式の採用により、高・低圧2個の燃焼器を有している。



世界初商用予混合Dry Low NOx燃焼器

図7-1 M701D ドライ低 NOx 燃焼器

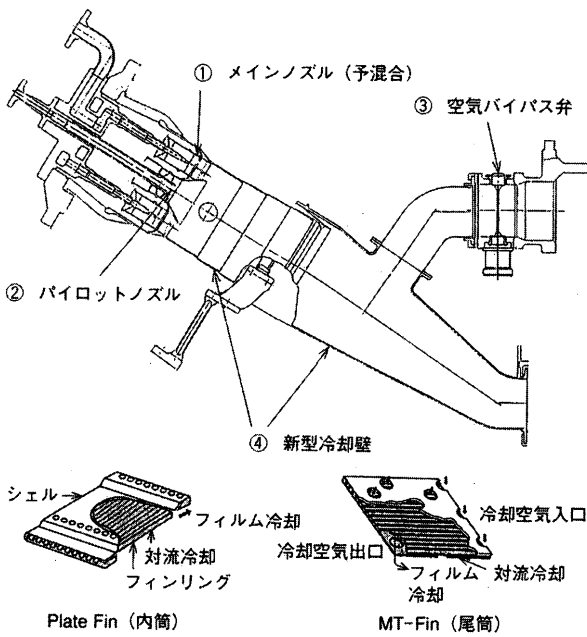


図7-2 M701F 燃焼器の構造

7.2 三菱重工ガスタービン (大型ガスタービン)

三菱重工ガスタービンの燃焼器は M701D 形ガスタービンにて世界に先駆けて実用化された予混合式ドライ低 NOx 燃焼器をベースとしており、燃焼領域での燃空比を最適に制御する空気バイパス弁を有することを特徴としている。

M501F/701F では Plate-Fin, MT-Fin などの積層冷却構造を採用し、さらに M501G/701G では回収型蒸気冷却方式を採用している。

材料面では何れの機種においても、内筒には Hastelloy X が、尾筒には三菱重工で開発したクリープ強度、疲労強度、加工性に優れる Tomilloy が用いられている。また蒸気冷却方式の G 形ガスタービン燃焼器への採用にあたっては、水蒸気酸化等の評価も行った。それぞれ内面には TBC が施工されている。

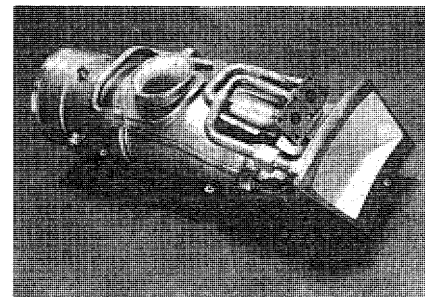


図7-3 M501G 燃焼器の構造

7.3 GE—日立—東芝ガスタービン (大型ガスタービン)

図7-4に GE 社の1300℃級低 NOx 燃焼器の断面図を示す。GE 社のヘビーデューティーガスタービンの燃焼器は多缶形で、主要パーツとしては、燃焼室を形成する燃焼器ライナ、燃焼ガスをタービンへ導くトランジションピースがある。図7-4に示すタイプの燃焼器では、燃焼器ライナは上流がマルチフィンによる強制対流冷却、下流がインピンジメント冷却とフィルム冷却の組合わせで、内面には TBC が施されている。トランジションピース (尾筒) は、外面はフロースリーブによるインピンジメント冷却と強制対流冷却の組合わせで、ライナと同様、内面には TBC が施されている。なお、TBC のトップコート (セラミックス層) は大気プラズマ溶射 (APS) で施工されたものである。

これらは、燃焼に用いる圧縮機吐出空気を冷却空気として豊富に利用できることから、高温部であるにも関わらず、製造性を考慮し、動、静翼材より強度の低い鍛造

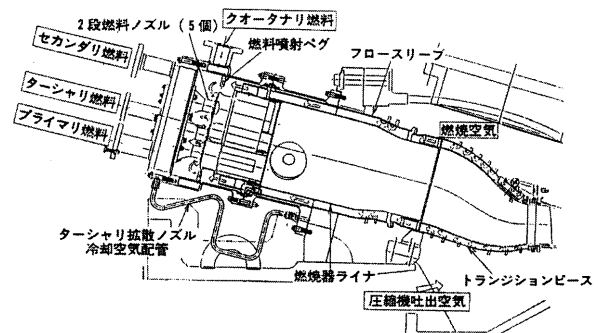


図7-4 GE 社1300℃級低 NOx 燃焼器断面図

材が用いられている。しかしながら、何れも薄肉であることからクリープ強度、低サイクル疲労強度が要求され、さらに燃焼振動に対しては高サイクル疲労強度が要求される。内部で燃焼ガスが偏向し増速するためメタル温度がより高くなるトランジションピースには、析出強化型 Ni 基鍛造材の Nimonic 263 が用いられている。トランジションピースよりメタル温度が低い燃焼器ライナは、析出強化型より強度の低い、固溶強化型 Ni 基鍛造材 Hastelloy X および高温でのクリープ強度に優れた固溶強化型 Co 基鍛造材 HA-188 が用いられている。

7.4 川重—アルストムガスタービン (大型ガスタービン)

アルストム社はガスタービン燃焼器として伝統的にサイロ形を使用してきた。1993年に市場に投入した GT11N2 はこのサイロ形単筒燃焼器を使用している。単筒燃焼器はその容積が大きいこと火炎の滞留時間を長く保持でき、発熱量の低いガス (LBTU ガス) を燃焼させるのに適している。単筒燃焼器に大きなバーナを一本取り付け、高炉ガスなどの LBTU ガスを完全燃焼させている。また、重油、原油等、粗悪な燃料に対してはバーナの目詰まりを起こしにくい単バーナを使用する。一方、天然ガスや灯油など清浄な燃料には乾式低 NO_x バーナを用いる。

図7-5に示すように、GT11N2には、これら3種の燃料に相応したバーナと燃焼器 (LBTU, SB, EV の三種) を用意している。燃焼器の胴体は燃料によるバーナの火炎特性を考慮してそれぞれ寸法を変えているが、タービンとの結合フランジ寸法は変えていない。燃焼器は基本的に同じ構造・材料を採用している。

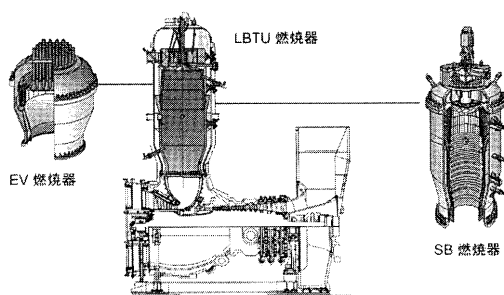


図7-5 GT11N2 燃料に柔軟に対応可能な燃焼器

GT11N2では火炎に近い燃焼壁は金属タイル構造とし、取替を容易にしている。図7-6に燃焼器タイルを示す。材料は Hastelloy X を使用し、精密鑄造により整形、TBC を表面にコーティングしている。火炎から遠い燃焼壁は HA-230 製のライナ構造である。タイルは保持リングに沿ってリング状に並べ、燃焼器の形式によってそれを2層から4層に積み上げている。上部のタイルはリング径を少し小さくし、タイルの背面を冷却した空気の一部が下部タイルの表面を冷却するよう配列している。

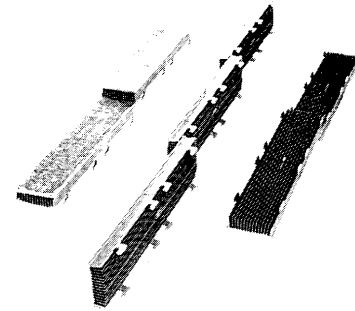


図7-6 GT11N2 燃焼器タイル

GT13E2も GT11N2と同じ年に市場に投入したが、将来の大容量化に適したアニュラー形燃焼器をヘビーデューティガスタービンで初めて採用した。燃焼器の基本構造はサイロ形の場合と同様、火炎に近い部分は金属タイル構造である。GT11N2の金属タイルとは形状が異なるが、周方向にセグメントで構成された Hastelloy X の精密鑄造品である。また、火炎から遠い燃焼壁は IN-617 製のライナ構造であり、ライナ壁内面には TBC を施している。燃焼壁は圧縮機出口空気による対流冷却により冷却され、ライナと金属タイルを冷却した後、冷却空気はすべてバーナへ導かれ、燃焼用空気として使用される。

GT24/GT26は1994年に市場に投入、二段燃焼方式を採用しており、高圧燃焼器と低圧燃焼器から構成される。いずれの燃焼器もアニュラー形であり、燃焼壁は金属タイル構造である。金属タイルは Hastelloy X で、内面に TBC を施している。高圧燃焼器の燃焼壁は圧縮機出口空気により冷却しているが、低圧燃焼器は圧縮機の途中段から取り出した空気を外部で冷却し、それを使って燃焼壁を冷却している。高・低圧燃焼器の燃焼壁はいずれも対流冷却で、冷却に使用した空気はすべて予混合燃焼空気として利用される。高・低圧燃焼器にはそれぞれ乾式低 NO_x 燃焼に適した EV バーナ・SEV バーナが装備される。バーナの材料はいずれも Hastelloy X である。

燃焼器の構造図をそれぞれ図7-7から図7-10に示す。

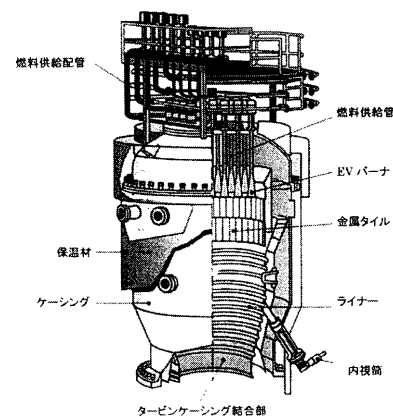


図7-7 GT11N2 燃焼器 構造図

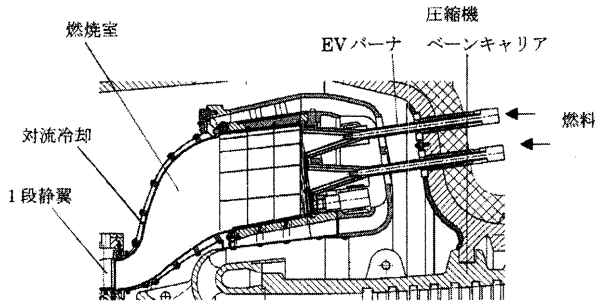


図7-8 GT13E2 燃焼器 構造図

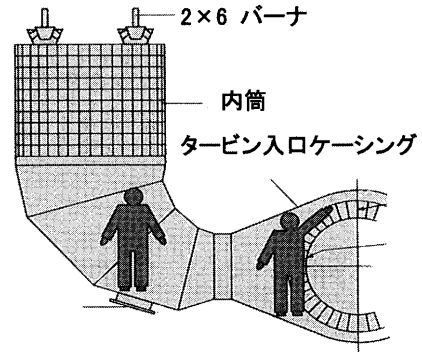


図7-11 V84.2形ガスタービン燃焼室

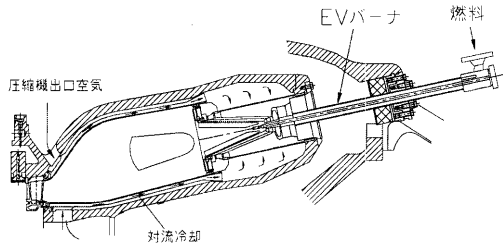


図7-9 GT24/GT26 EV 燃焼器 構造図

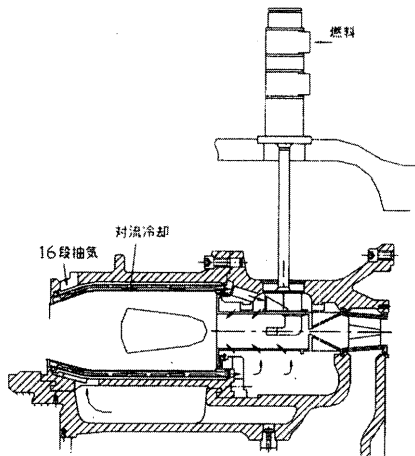


図7-10 GT24/GT26 SEV 燃焼器 構造図

器出口とタービンとを接続するタービン入口ケーシングはNi基合金 (Inconel) 製でフィルム冷却されている。

高温・高効率化を図った3形機まではサイロ形燃焼器であったが、更に高温・高効率化した3A形機 (V94.3A/V84.3A) では、アニュラー形燃焼器とした。これにより冷却が必要な内表面積を小さくし冷却空気量を低減することで、燃焼温度を約1500℃にキープしたままタービン入口ガス温度を上昇させている。

3A形機の燃焼室の内側および外側ケーシングは12% CrMoV 鋼、バーナインサートはNi基合金、火炎に最も近いライナには強化セラミックタイルを使っている。

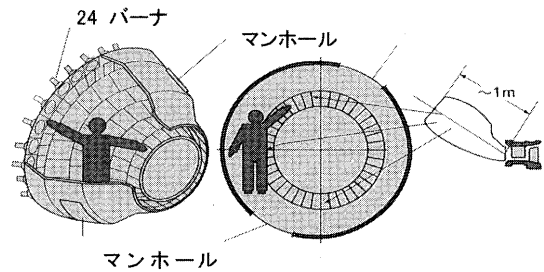


図7-12 V84.3A 形ガスタービン燃焼室

7.5 富士シーメンスガスタービン (大型ガスタービン)

大型燃焼室内のマルチバーナ燃焼方式は、高い燃焼効率と均一な燃焼温度分布 (低 NO_x, 低 CO), 燃焼の安定性に優れ高温部品の点検にも有利であるので、シーメンスは一貫してこの方式を採用している。

燃焼器には約1500℃の熱負荷および小さな圧力差と変動荷重が作用する。圧力荷重と剛性は低温の燃焼室ケーシングで負担し、高温の熱負荷は多数のライナ (遮熱板) で負担している。ライナは内筒乃至は燃焼室ケーシングにフレキシブルに取付られ、運転中の熱膨張を拘束しない構造とし、熱応力を低減している。

2形機 (V94.2/V84.2) では伝統的なサイロ形燃焼器を使用している。サイロ形燃焼器の外筒, 内筒はMo鋼で、内筒底板はNi基合金、火炎に最も近い燃焼壁ライナは冷却不要のセラミックタイルを使っている。燃焼

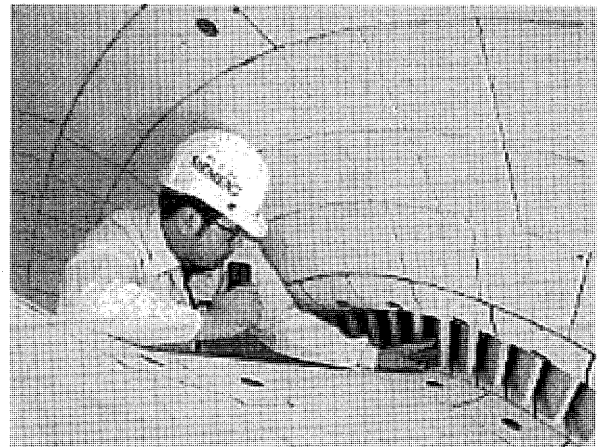
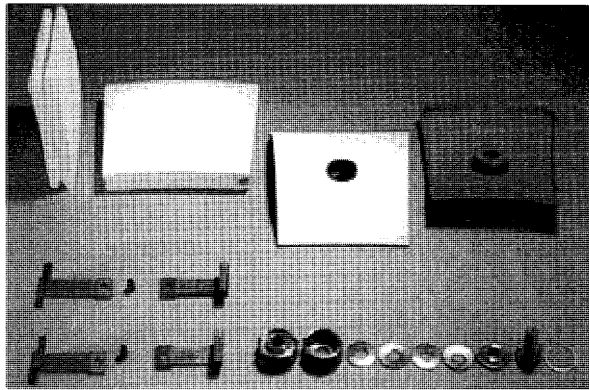


図7-13 V94.3A ガスタービン燃焼室

図7-14に3A形機の燃焼器のライナを示す。タイル材料はアルミナ主体のセラミックタイルである。一部はNi基合金製で内表面にはセラミックの遮熱コーティング(TBC)を施し、背面は圧縮機出口空気インピンジメント冷却される。タイル保持具はいずれもNi基合金で、圧縮機出口空気冷却されている。



左上：セラミックタイル 右上：金属製ヒートシールド 右上：金属製ヒートシールド
左下：タイル保持部品 右下：ヒートシールド保持部品 右下：ヒートシールド保持部品
図7-14 燃焼室ライナ

図7-15には乾式低NOx燃焼に適したデュエルフェル用ハイブリッドバーナのオリジナル構造を示す。その後、油燃料の予混合燃焼や燃焼安定化のための流路改造等が実施されているが、基本的な構造は変わっていない。材料は、火炎に近いガスバーナ(アキシアルスワラ)部はHastelloy X製で、これ以外は高合金鋼あるいは低合金鋼製であり、高温部品では無い。

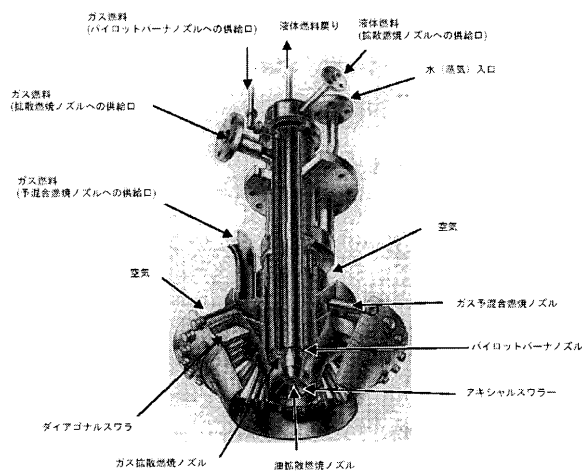


図7-15 ハイブリッドバーナ(オリジナル構造)

7.6 カワサキ(川崎重工)ガスタービン(中小型ガスタービン)

川崎重工のガスタービン燃焼器の代表例として、1500kW級M1A-13Dに搭載しているマルチバーナ方式DLE燃焼器と最新鋭18MW級L20Aに搭載している多缶型シリーズ方式DLE燃焼器を紹介する。

M1A-13は遠心圧縮機を備えた1500kW級の、主としてコージェネレーションに用いられているガスタービンであり、その燃焼器はいわゆる単缶形である。平成元年から始まった開発により、従来の水・蒸気噴射によらない、「ドライ式」ガス焼き低NOx燃焼器が完成した。この低NOx燃焼器は希薄予混合方式を採用して、局所的な高温燃焼領域をなくし、サーマルNOxの生成を抑制したものである。8本のメインバーナを燃焼負荷の増減に合わせて切り替えることにより、広い空燃比範囲において希薄予混合燃焼を実現している。また、メインバーナの下流において、高温の燃焼ガス中に非常に希薄な予混合気を噴射して、超希薄燃焼させることをねらった追焼きバーナも採用されている。燃焼器ライナの材質としてはHA-188を使用し、内面にはTBCを施している。また、本ライナは薄板の二重構造になっており、インピンジメント、対流、フィルムの各冷却方式が併用されている。図7-16に燃焼器の概略図を、図7-17に燃焼制御の模式図を示す。

L20Aは軸流圧縮機を備えた18MW級ガスタービンであり、逆流缶形燃焼器を8本備えた多缶方式を採用している。この燃焼器も環境性に優れたDLE方式であり、先に市場投入されたM7A-02DのDLE燃焼器をベースに開発され、低NOx手法は基本的に同じである。すなわち、シリーズ方式の希薄予混合燃焼方式を採用してい

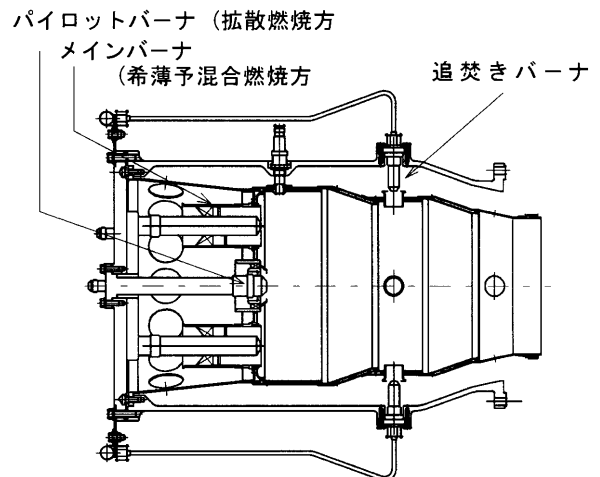


図7-16 M1A-13D マルチバーナ燃焼器の概略図

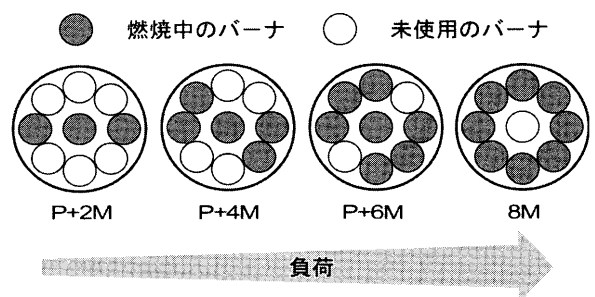


図7-17 マルチバーナの燃焼制御

る。ライナ上部中央に起動・低負荷時用の拡散パイロットバーナを一体化した軸流スワーラ式予混合バーナ（プライマリ）があり、その外側同軸上にラジアルスワーラ式予混合バーナ（セカンダリ）が配置されている。さらに下流には追焚きバーナが設けられており、予混合希薄燃焼の適用可能負荷範囲の拡大に寄与している。燃焼器ライナの材質としては HA-188 を使用し、内面には TBC を施している。また、本ライナも薄板の二重構造になっており、ライナの冷却にはインピンジメント冷却およびフィルム冷却が使用されている。図7-18に L20A DLE 燃焼器の概略断面図を示す。なお、L20A のトランジションピースには、高温酸化、クリープ強度に優れた HA-188 を用い、内面にはライナと同様、TBC を施工している。

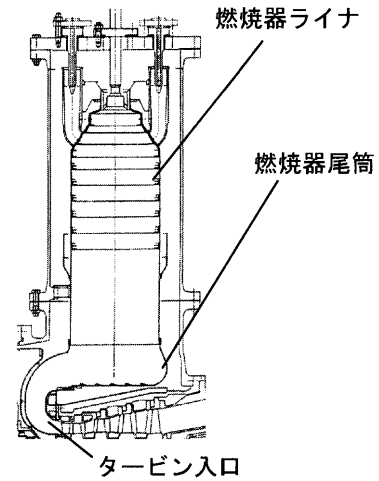


図7-21 SB5の燃焼器構造

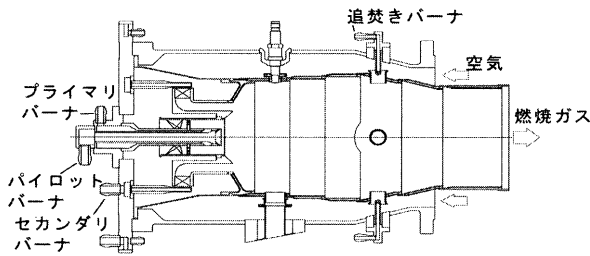


図7-18 L20A DLE 燃焼器概略断面図

7.7 三井造船ガスタービン（中小型ガスタービン）

図7-19、図7-20および図7-21にSB60D、SB30EおよびSB5ガスタービンの燃焼器構造をそれぞれ示す。SBシリーズはいずれもシンプルな単缶形燃焼器でありメンテナンスが容易な構造となっている。燃焼器ライナには Hastelloy X あるいは HA-188 を使用し、また燃焼ガスをタービンへ導く燃焼器尾筒には Hastelloy X を使用し、いずれも溶接による補修を行う。また、燃焼ガス通路面には TBC を施工している。

7.8 日立ガスタービン（中小型ガスタービン）

図7-22に H25燃焼器の断面図を示す。燃焼器は多缶式カン型で、H25は10缶、H15は6缶である。燃焼器ライナはスロットルクーリングと呼ばれるフィルム冷却とフローズスリーブによる強制対流冷却とインピンジメント冷却の組合わせで冷却を強化し、内面には APS による TBC が施されている。トランジションピースは、外面はフローズスリーブによるインピンジメント冷却と強制対流冷却の組合わせで、さらに、熱負荷の大きい背側サポート部にはフィルム冷却を追加している。また、ライナと同様、内面には APS による TBC が施されている。内部で燃焼ガスが偏向し増速するためメタル温度がより高くなるトランジションピースには、析出強化型 Ni 基鍛造材の Nimonic 263 が用いられている。トランジションピースよりメタル温度が低い燃焼器ライナは、析出強化型より強度の低い、固溶強化型 Ni 基鍛造材 Hastelloy X が用いられている。

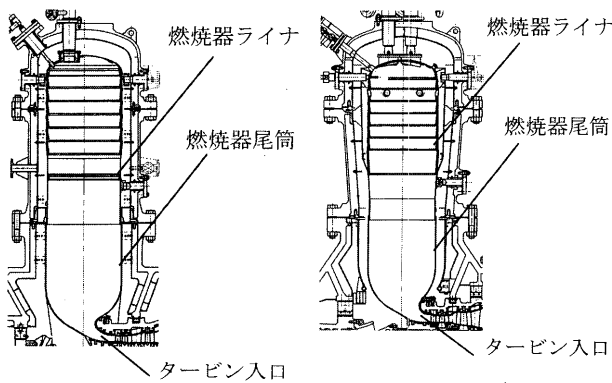


図7-19 SB60Dの燃焼器構造

図7-20 SB30Eの燃焼器構造

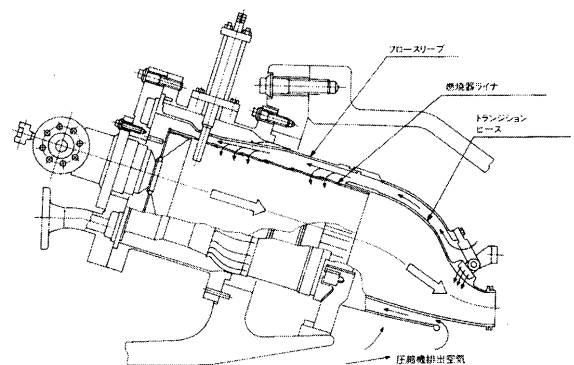


図7-22 H25燃焼器構造図

8. あとがき

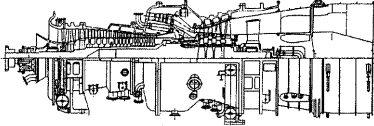
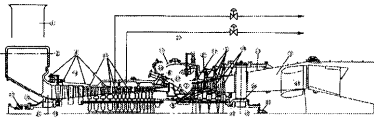
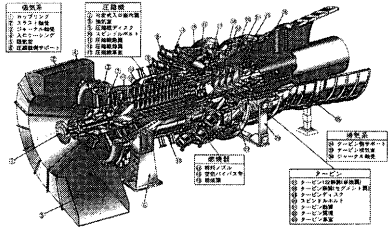
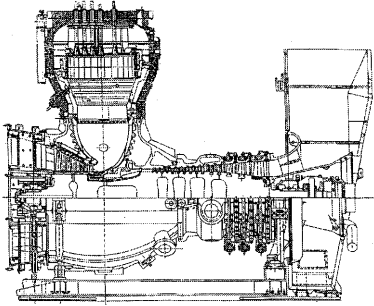
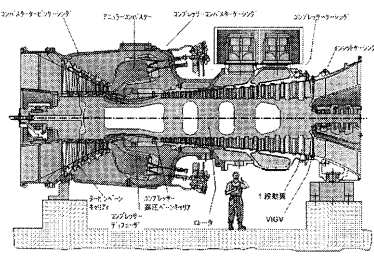
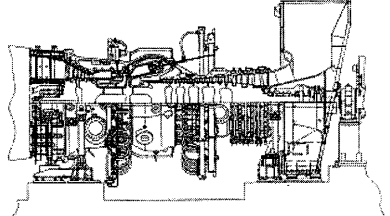
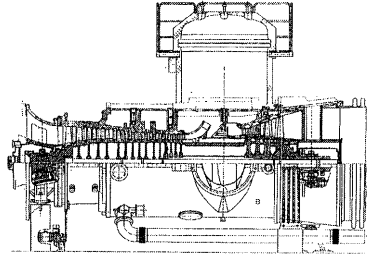
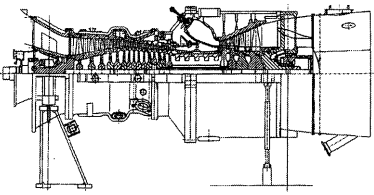
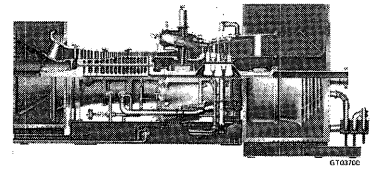
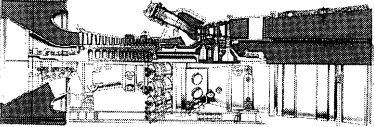
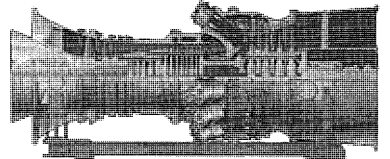
各社の代表的な2～3機種について、その使用材料を、その選定根拠となる使用環境および構造も含めて紹介することを試みた。近年のガスタービンの高効率化および大容量化の中で、タービン入口温度および圧縮機の圧力比は上昇してきており、タービンガス通路部の高温部品だけでなく圧縮機材料の耐熱温度の向上あるいは高強度化が求められるようになってきている。また、耐環境性の問題も部品毎に各様の問題を抱え、それを解決するためのコーティング材を含めた材料選定あるいは開発が行われてきた。このあたりが本内容から理解していただければ幸いである。

ガスタービンの材料技術は、今後更に高効率化、大容

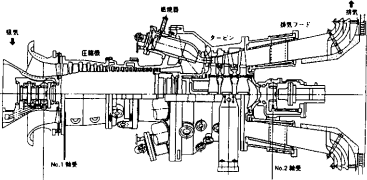
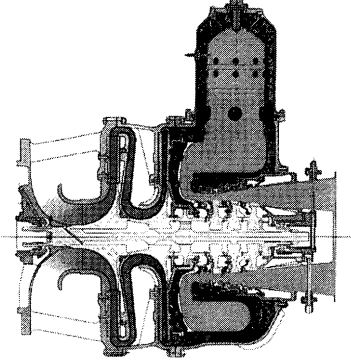
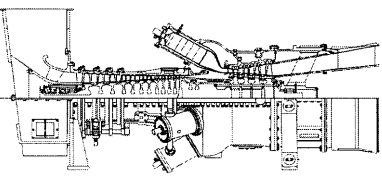
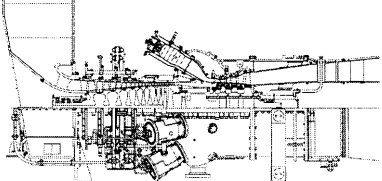
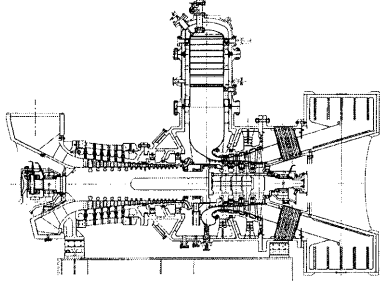
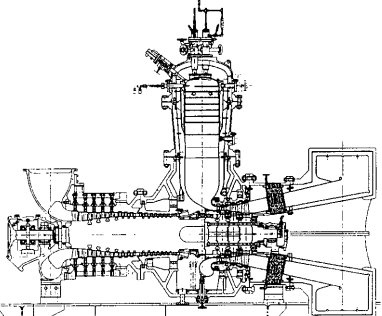
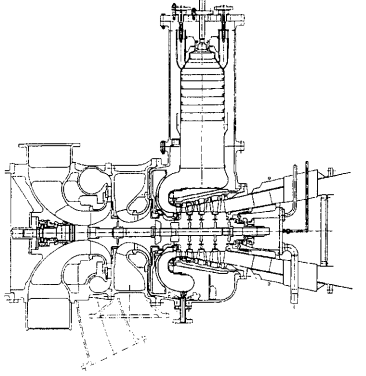
量化を求める上において、重要となってくると考えられる。耐熱合金、超合金および代替材料といった新材料の開発・改良は、国家プロジェクトを中心に進められており、材料面からのブレークスルーも期待できるところである。

ところでガスタービンは、新規種開発のみでなく、特に高温部品の経年劣化・損傷が激しいことから、寿命診断、補修・再生技術も、機器の信頼性および稼働率の向上、補修コストの低減を図る上で重要な技術となっている。特に材料の高度化・高付加価値化が追求される中で、その重要度はますます増してくると考えられる。今回はこの点には特に深く論及しなかったが、この保守技術を含め、今後の材料技術の進歩に注目していただきたい。

添付資料1-1 代表的なガスタービンの断面図 (大型ガスタービン)

M501D/701D	M501F/701F	M501G/701G
		
GT11N2	GT13E2	GT24/GT26
		
V94.2/V84.2	V94.3A/V84.3A	
		
F7EA/F9E	F7FA/F9FA	F7H(S107H)
		

添付資料1-2 代表的なガスタービンの断面図 (中・小型ガスタービン)

<p style="text-align: center;">H25/H15</p> 		
<p style="text-align: center;">M1A-13</p> 	<p style="text-align: center;">M7A-02</p> 	<p style="text-align: center;">L20A</p> 
<p style="text-align: center;">SB60D</p> 	<p style="text-align: center;">SB30E</p> 	<p style="text-align: center;">SB5</p> 

添付資料2-1 代表的なガスタービンの仕様諸元 (大型ガスタービン, その1)

		大型ガスタービン									
		三菱重工									
型式		M501D/701D			M501F/701F			M501G/701G			
初号機 (年)		1981			1993			1997			
出力 (MW)		114/144			185.4/270.3			254/334.2			
入口温度 (°C)		1N 入口 : 1154			1N 入口 : 1350			1N 入口 : 1500			
排気温度 (°C)		516			607/586			596/587			
圧力比		14/14			16/17			20/21			
熱効率 (LHV, %)		31.5			37.0/38.2			38.7/39.5			
回転数 (rpm)		3600/3000			3600/3000			3600/3000			
		基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング	
タービン	1 段動翼	U-520	空冷	MCrAlY	IN-738LC /MGA1400 (DS)	空冷	TBC	MGA1400 (DS)	空冷	TBC	
	2 段動翼	U-520	空冷	-	IN-738LC	空冷	MCrAlY	MGA1400 (DS)	空冷	TBC	
	3 段動翼	U-520	無空冷	-	IN-738LC	空冷	MCrAlY	MGA1400	空冷	MCrAlY	
	4 段動翼	Inconel X750	無冷却	-	U-520	無冷却	-	MGA1400	無冷却	MCrAlY	
	5 段動翼	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
	1 段静翼	ECY-768	空冷	TBC	ECY-768	空冷	TBC	MGA2400	空冷	TBC	
	2 段静翼	X-45	空冷	-	ECY-768	空冷	TBC	MGA2400	空冷	TBC	
	3 段静翼	X-45	空冷	-	X-45	空冷	-	MGA2400	空冷	-	
	4 段静翼	X-45	空冷	-	X-45	空冷	-	MGA2400	空冷	-	
	5 段静翼	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
	タイボルト	Ni 基合金			Ni 基合金			Ni 基合金			
	ロータディスク	3.5NiCrMoV 鋼			3.5NiCrMoV 鋼			3.5NiCrMoV 鋼			
	ケーシング	鋳鉄, 鋳鋼			鋳鉄, 鋳鋼			鋳鉄, 鋳鋼			
	燃焼器	ライナ	Hastelloy X	空冷	-	Hastelloy X	空冷	TBC	Hastelloy X	空冷	TBC
		トランジションピース(スクロール)	Tomilloy	空冷	-	Tomilloy	空冷	TBC	Tomilloy	蒸気冷却	TBC
圧縮機	動翼	12Cr 鋼		耐食コーティング (Option)	17-4PH 鋼 12Cr 鋼		耐食コーティング (Option)	17-4PH 鋼 12Cr 鋼 CrMoWV 合金鋼		耐食コーティング	
	静翼	12Cr 鋼		耐食コーティング (Option)	12Cr 鋼		耐食コーティング	12Cr 鋼		耐食コーティング	
	タイボルト	Ni 基合金			Ni 基合金			Ni 基合金			
	ロータ・ディスク	3.5NiCrMoV 鋼, 2.25CrMoVNb 鋼			3.5NiCrMoV 鋼, 2.25CrMoVNb 鋼			3.5NiCrMoV 鋼, 2.25CrMoVNb 鋼, 2.25CrMoVNbN 鋼			
	ケーシング	鋳鋼			鋳鋼			鋳鋼			
参考文献	三菱重工技報 Vol.22 No.3 292-308, Vol.22 No.3 361-369, Vol.27 No.1 29-32, Vol.30 No.1 1-6, Vol.34 No.4 226-229, Vol.34 No.4 230-233, Vol.34 No.4 238-241, Vol.36 No.1146-17, 日本ガスタービン学会誌 Vol.25 No.100 2-7, 火力原子力発電 Vol.50 No.1 52-59, エネルギー・資源 Vol.18 No.3 230-236, 日本金属学会会報 Vo.24 No.4 319-321, まてりあ Vol.36 No.6 643-645, 耐熱金属材料第123委員会研究報告 Vol.38 No.2 93-103, Vol.43 No.3 265-270, Vol.44 No.3 215-224, 鉄と鋼 Vol.77 No.4 574-581, Vol.77 No.5 707-714, Vol.85 No.7 564-569, Proceedings of the International Gas Turbine Congress 1999 Kobe 175-178, 1057-1062										

添付資料2-2 代表的なガスタービンの仕様諸元 (大型ガスタービン, その2)

		大型ガスタービン									
		川重-アルストム									
型式	GT11N2			GT13E2			GT24/GT26				
初号機 (年)	1993			1993			1994				
出力 (MW)	115.4			172.2			187.7/280.9				
入口温度 (°C)	ISO 定義: 1,085			ISO 定義 約1,100			ISO 定義: HP 約1,250/LP 約1,300				
排気温度 (°C)	531			522			612/615				
圧力比	15.5			15.4			32.0/32.0				
熱効率 (LHV, %)	33.6			36.4			36.9/38.3				
回転数 (rpm)	3,600			3,000			3,600/3,000				
		基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング	
タービン	1 段動翼	IN-738LC	空冷	MCrAlY	IN-738LC	空冷	TBC	HP1B	CMSX-4 (SC)	空冷	TBC
	2 段動翼	IN-738LC	空冷	MCrAlY	IN-738LC	空冷	MCrAlY	LP1B	CMSX-4 (SC)	空冷	TBC
	3 段動翼	IN-738LC	無冷却	-	IN-738LC	空冷	MCrAlY	LP2B	CM247LC (DS)	空冷	TBC
	4 段動翼	IN-738LC	無冷却	-	IN-738LC	無冷却	-	LP3B	MAR-M 247CC	空冷	MCrAlY
	5 段動翼	-	-	-	IN-738LC	無冷却	-	LP4B	MAR-M 247CC	無冷却	クロマイズ
	1 段静翼	IN-738LC	空冷	MCrAlY	IN-738LC	空冷	TBC	HP1N	CMSX-4 (SC)	空冷	TBC
	2 段静翼	IN-738LC	空冷	MCrAlY	IN-738LC	空冷	TBC	LP1N	MAR-M 247CC	空冷	TBC
	3 段静翼	IN-738LC	無冷却	-	IN-738LC	空冷	MCrAlY	LP2N	MAR-M 247CC	空冷	TBC
	4 段静翼	IN-738LC	無冷却	-	IN-738LC	無冷却	-	LP3N	IN-738LC	空冷	MCrAlY
	5 段静翼	-	-	-	IN-738LC	無冷却	-	LP4N	IN-738LC	無冷却	-
	タイボルト	該当なし (溶接型)			該当なし (溶接型)			該当なし (溶接型)			
	ロータディスク	3Ni2CrMoV 鋼			3Ni2CrMoV 鋼			3Ni2CrMoV 鋼 + 2.3Ni12CrMoV 鋼			
	ケーシング	球状黒鉛鋳鉄			球状黒鉛鋳鉄			1Cr0.5Mo 鋳鋼			
燃焼器	ライナ	タイル: Hastelloy X ライナ: Haynes 230	空冷 空冷	TBC -	タイル: Hastelloy X ライナ: IN-617	空冷 空冷	- TBC	タイル: Hastelloy X (HP, LP 共)		空冷	TBC
	トランジションピース(スクロール)										
圧縮機	動翼	5Ni15CrMo 鋼 12CrMo 鋼		-	2.5Ni12CrMo 鋼 12CrMo 鋼		耐食コーティング (前側段翼) (オプション)	5Ni15CrMo 鋼 12CrMo 鋼 15Ni17Cr 鋼		-	
	静翼	5Ni15CrMo 鋼 12CrMo 鋼		-	12CrMo 鋼		-	5Ni15CrMo 鋼 12CrMo 鋼 15Ni17Cr 鋼		-	
	タイボルト	該当なし (溶接型)			該当なし (溶接型)			該当なし (溶接型)			
	ロータ・ディスク	タービンロータと一体			タービンロータと一体			タービンロータと一体			
	ケーシング	球状黒鉛鋳鉄			球状黒鉛鋳鉄			球状黒鉛鋳鉄			
参考文献	火力原子力発電 Vol. 53 No. 10 144-147, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 31 No. 3 33-37, クリーンエネルギー Vol. 12 No. 12 31-38										

添付資料2-3 代表的なガスタービンの仕様諸元 (大型ガスタービン, その3)

		大型ガスタービン					
		富士-シーメンス					
型式		V 94.2/V 84.2			V 94.3A/V 84.3A		
初号機 (年)		1981			1996		
出力 (MW)		159/109			266/180		
入口温度 (°C)		(1,100°C級) ISO 定義 : 1,060			(1400°C超級) ISO 定義 : 1,230		
排気温度 (°C)		約540			約585		
圧力比		約11			約17		
熱効率 (LHV, %)		約34.5			約38.5		
回転数 (rpm)		3,000/3,600			3,000/3,600		
		基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング
タービン	1 段動翼	IN-738LC	空冷	MCrAlY	PWA1483(SC)	空冷	TBC
	2 段動翼	IN-738LC	空冷	MCrAlY	PWA1483(SC)	空冷	TBC
	3 段動翼	IN-738LC	無冷却	クロマイズ	René 80	空冷	MCrAlY
	4 段動翼	U-520	無冷却	-	René 80	無冷却	クロマイズ
	5 段動翼	-	-	-	-	-	-
	1 段静翼	IN-738LC	空冷	MCrAlY	MAR-M509	空冷	TBC
	2 段静翼	IN-738LC	空冷	MCrAlY	René 80	空冷	TBC
	3 段静翼	IN-738LC	空冷	-	René 80	空冷	MCrAlY
	4 段静翼	IN-738LC	無冷却	-	René 80	空冷	クロマイズ
	5 段静翼	-	-	-	-	-	-
	タイボルト	2.8NiCrMoV 鋼			2.8NiCrMoV 鋼		
	ロータディスク	3.5NiCrMoV 鋼			10CrMoWVNbN 鋼		
ケーシング	Mn 鋼/Mo 鋼			Mo 鋼			
燃焼器	ライナ	セラミックタイル	タイルホルダ: 空冷	-	セラミックタイル +Ni 基合金タイル	タイルホルダ: 空冷 合金タイル: 空冷	合金タイル: TBC
	トランジションピース(スクロール)	-			-		
圧縮機	動翼	12CrNiMoV 鋼 13Cr 鋼		耐食コーティング (前側段翼)	16CrNiMo 鋼 13Cr 鋼 13CrMo 鋼		耐食コーティング (前側段翼)
	静翼	13Cr 鋼		耐食コーティング (前側段翼)	13Cr 鋼 13CrMo 鋼		耐食コーティング (前側段翼)
	タイボルト	(タービンと共通: センタータイボルト)			(タービンと共通: センタータイボルト)		
	ロータ・ディスク	2.8NiCrMoV 鋼			2.8NiCrMoV 鋼 3.5NiCrMoV 鋼		
	ケーシング	球状黒鉛鋳鉄			球状黒鉛鋳鉄		
参考文献	<ul style="list-style-type: none"> • 日本ガスタービン学会誌 Vol. 31 No. 3 (2003.5) pp.172-177 • 火力原子力発電 Vol. 54 No. 10 (Oct.2003) pp.1176-1193 • Proceedings of the International Gas Turbine Conference 2003 Tokyo TS-098 						

添付資料2-4 代表的なガスタービンの仕様諸元 (大型ガスタービン, その4)

		大型ガスタービン										
		GE										
型式	F7EA (PG7121EA)・/F9E (PG9171E)			F7FA (PG7241FA)・/F9FA (PG9351FA)			F7H (S107H)					
初号機 (年)	1984/1992			1994/1996			1997					
出力 (MW)	83.5/123.4			171.7/255.6			400					
入口温度 (°C)	1B 入口: 約1104/1124			1B 入口: 約1328			1B 入口: 約1430					
排気温度 (°C)	約530			約600			-					
圧力比	12.4/12.3			15.5/15.4			23					
熱効率 (LHV, %)	32.6/33.8			36.5/36.9			60(CC)					
回転数 (rpm)	3,600/3,000			3,600/3,000			3,600					
		基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング		
タービン	1 段動翼	GTD-111/GTD-111 (DS)	空冷	MCrAlY	GTD-111 (DS)	空冷	TBC	René N5 (SC)	蒸気冷却	TBC		
	2 段動翼	GTD-111/IN-738LC	空冷	MCrAlY*1	GTD-111	空冷	MCrAlY	GTD-111 (DS)	蒸気冷却	TBC		
	3 段動翼	IN-738LC/U-500	無冷却	-	GTD-111	無冷却	クロマイズ	GTD-444 (DS)	空冷	MCrAlY		
	4 段動翼	-	-	-	-	-	-	GTD-444 (DS)	無冷却	MCrAlY		
	5 段動翼	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
	1 段静翼	FSX-414	空冷	-	FSX-414	空冷	TBC	René N5 (SC)	蒸気冷却	TBC		
	2 段静翼	GTD-222/FSX-414	空冷	アルミナイズ*2	GTD-222	空冷	アルミナイズ	GTD-222	蒸気冷却	TBC		
	3 段静翼	GTD-222/FSX-414	無冷却	-	GTD-222	空冷	-	René 108	空冷	MCrAlY		
	4 段静翼	-	-	-	-	-	-	GTD-222	無冷却	MCrAlY		
	5 段静翼	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
	タイボルト	12Cr 鋼			IN-718							
	ロータディスク	1Cr-1.25Mo-0.25V 鋼			IN-706			IN-718				
	ケーシング	球状黒鉛鋳鉄			2.25CrMo 鋼							
	燃焼器	ライナ	Hastelloy X	空冷	TBC	Nimonic 263	空冷	TBC				
トランジションピース(スクロール)		Nimonic 263	空冷	TBC	Nimonic 263	空冷	TBC					
圧縮機	動翼	Custom 450/AISI 403Cb		-	Custom 450/AISI 403Cb		-					
	静翼	Custom 450/AISI 403Cb		-	Custom 450/AISI 403Cb		-					
	タイボルト	12Cr 鋼			12Cr 鋼							
	ロータ・ディスク	NiCrMoV 鋼/1Cr-1.25Mo-0.25V 鋼			NiCrMoV 鋼/1Cr-1.25Mo-0.25V 鋼							
	ケーシング	鋳鉄			球状黒鉛鋳鉄/2.25CrMo 鋼							
参考文献	<ul style="list-style-type: none"> *1 : GTD-111の場合 : MCrAlY *2 : GTD-222の場合 : アルミナイズ • Gas Turbine World 2003 GTW Handbook • Turbomachinery Handbook 2004 • Creep 7 Proceedings • GER-3569F • 日立評論 Vol.72 No.6(1990) pp.527-534 • Gas Turbine World 9-10 1994 pp28-35 • GER-3571H • GER-3928A 				<ul style="list-style-type: none"> • Gas Turbine World 2003 GTW Handbook • Turbomachinery Handbook 2004 • Creep 7 Proceedings • 日立評論 Vol.72 No.6(1990) pp.528-534 • Gas Turbine World 9-10 1994 pp28-35 • Gas Turbine World 12-1 2004 pp28-30 • Gas Turbine World 5-6 2002 pp11-14 • GER-3569F • 火力原子力発電 Vol.46 No.10 pp1172-1180 • GER-3765B 				<ul style="list-style-type: none"> • Creep 7 Proceedings • GER-3935B • 日本ガスタービン学会誌 Vol.27 No.3(1999) pp161-165 • Superalloys 718, 625, 706 and Various Derivatives 1997 			

添付資料2-5 代表的なガスタービンの仕様諸元 (中・小型ガスタービン, その1)

		中・小型ガスタービン					
		日立					
型式		H25			H15		
初号機 (年)		1988			1990		
出力 (MW)		27.5			14.7		
入口温度 (°C)		1N 入口: 約1260			1N 入口: 約1260		
排気温度 (°C)		555			545		
圧力比		14.7			14.7		
熱効率 (LHV, %)		33.8			32.2		
回転数 (rpm)		7280			9710		
		基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング
タービン	1 段動翼	Rene' 80	空冷	MCrAlY	Rene' 80	空冷	MCrAlY
	2 段動翼	IN-738LC	空冷	-	IN-738LC	空冷	-
	3 段動翼	IN-738LC	無冷却	-	IN-738LC	無冷却	-
	4 段動翼	-	-	-	-	-	-
	5 段動翼	-	-	-	-	-	-
	1 段静翼	FSX-414	空冷	-	FSX-414	空冷	-
	2 段静翼	FSX-414	空冷	-	FSX-414	空冷	-
	3 段静翼	FSX-414	空冷	-	FSX-414	空冷	-
	4 段静翼	-	-	-	-	-	-
	5 段静翼	-	-	-	-	-	-
	タイボルト	12Cr 鋼			12Cr 鋼		
	ロータディスク	12Cr 鋼 (HGTD-1)			12Cr 鋼 (HGTD-1)		
	ケーシング	CrMo 鋳鋼			CrMo 鋳鋼		
燃焼器	ライナ	Hastelloy X	空冷	TBC	Hastelloy X	空冷	TBC
	トランジションピース(スクロール)	Nimonic 263	空冷	TBC	Nimonic 263	空冷	TBC
圧縮機	動翼	前側:12Cr-Nb 鋼 後側:12Cr 鋼		耐食コーティング	前側:12Cr-Nb 鋼 後側:12Cr 鋼		耐食コーティング
	静翼	IGV:12Cr-Nb 鋼 他:12Cr 鋼		耐食コーティング	IGV:12Cr-Nb 鋼 他:12Cr 鋼		耐食コーティング
	タイボルト	12Cr 鋼			12Cr 鋼		
	ロータ・ディスク	NiCrMoV 鋼/CrMoV 鋼			NiCrMoV 鋼/CrMoV 鋼		
	ケーシング	球状黒鉛鋳鉄/CrMo 鋼			球状黒鉛鋳鉄/CrMo 鋼		
参考文献	<ul style="list-style-type: none"> • Gas Turbine World 3-4 2003 pp12-19 • 日立評論 Vol.72 No.6 (1990) pp528-534 • 日本ガスタービン学会誌 Vol.31 No.2 (2003) pp11-14 • ASME Paper 90-GT-72 • ASME Paper 90-GT-79 • ASME Paper 94-GT-199 						

添付資料2-6 代表的なガスタービンの仕様諸元 (中・小型ガスタービン, その2)

		中・小型ガスタービン									
		川崎重工									
型式		M1A-13			M7A-02			L20A			
初号機 (年)		1989			1997			2001			
出力 (MW)		1.5			6.9			18			
入口温度 (°C)		1N 入口 : 985			1N 入口 : 1160			1N 入口 : 1250			
排気温度 (°C)		523			522			545			
圧力比		9.5			16			18			
熱効率 (LHV, %)		25.5			31.3			35.0			
回転数 (rpm)		22,000			14,000			9,420			
		基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング	
タービン	1 段動翼	IN-792	空冷	MCrAlY	MAR-M 247	空冷	TBC	MAR-M247 (DS)	空冷	TBC	
	2 段動翼	IN-792	無冷却	MCrAlY	René 80	空冷	MCrAlY	MAR-M247	空冷	MCrAlY	
	3 段動翼	IN-713C	無冷却	-	René 80	無冷却	-	IN-713C	無冷却	-	
	4 段動翼	-	-	-	IN-713C	無冷却	-	-	-	-	
	5 段動翼	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
	1 段静翼	FSX-414	空冷	アルミナイズ	FSX-414	空冷	TBC	MAR-M247	空冷	TBC	
	2 段静翼	FSX-414	無冷却	アルミナイズ	FSX-414	空冷	TBC	MAR-M247	空冷	アルミナイズ	
	3 段静翼	SCH 20	無冷却	-	X-45	無冷却	-	N-155	無冷却	-	
	4 段静翼	-	-	-	SCH 20	無冷却	-	-	-	-	
	5 段静翼	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
	タイボルト	-			IN-718			IN-718			
	ロータディスク	Waspaloy			Waspaloy, IN-718			IN-718			
	ケーシング	球状黒鉛鋳鉄			CrMo 鋳鋼			CrMo 鋳鋼			
燃焼器	ライナ	HA188	空冷	TBC	HA-188	空冷	TBC	HA-188	空冷	TBC	
	トランジションピース(スクロール)	(HA188)	空冷	(TBC)	FSX-414	空冷	TBC	HA-188	空冷	TBC	
圧縮機	動翼	Ti-6Al-4V (遠心圧縮機)			Ti-6Al-4V / 12Cr 鋼			耐食コーティング	Ti-6Al-4V / 12Cr 鋼		耐食コーティング
	静翼				析出硬化型ステンレス鋼 / 12Cr 鋼			-	析出硬化型ステンレス鋼 / 12Cr 鋼		-
	タイボルト	-			-			-			
	ロータ・ディスク	メインシャフト : IN706			ロータ : 12Cr 鋼			ロータ : 12Cr 鋼			
	ケーシング	球状黒鉛鋳鉄			鋳鋼			鋳鋼			
参考文献	<ul style="list-style-type: none"> • M1A-13 / M7A-02 / L20A カタログ • 川崎重工技報 148号 (2001) pp6-11 • ASME TURBO EXPO 94-GT-66 • ASME TURBO EXPO 2002-GT-30255 										

添付資料2-7 代表的なガスタービンの仕様諸元 (中・小型ガスタービン, その3)

		中・小型ガスタービン								
		三井造船								
型式		SB60D			SB30E			SB5		
初号機 (年)		1988			1993			1987		
出力 (MW)		13.57			7.33			1.08		
入口温度 (°C)		1N 入口 : 1100			1N 入口 : 1150			1N 入口 : 1000		
排気温度 (°C)		492			502			492		
圧力比		13.2			12.5			10.0		
熱効率 (LHV, %)		29.7			28.0			25.5		
回転数 (rpm)		6810			11380			26600		
		基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング	基材	冷却方式	コーティング
タービン	1 段動翼	IN-939	空冷	アルミナイズ	IN-939	空冷	アルミナイズ	MAR-M247	空冷	アルミナイズ
	2 段動翼	IN-939	空冷	-	IN-738LC	空冷	-	MAR-M247	空冷	アルミナイズ
	3 段動翼	IN-738LC	無冷却	-	IN-738LC	無冷却	-	MAR-M247	無冷却	-
	4 段動翼	IN-700	無冷却	-	-	-	-	MAR-M247	無冷却	-
	5 段動翼	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	1 段静翼	IN-939	空冷	アルミナイズ	IN-939	空冷	アルミナイズ	IN-939	空冷	-
	2 段静翼	IN-939	空冷	-	IN-939	空冷	-	IN-939	空冷	-
	3 段静翼	IN-713C	無冷却	-	IN-713C	無冷却	-	X-40	無冷却	-
	4 段静翼	X-40	無冷却	-	-	-	-	X-40	無冷却	-
	5 段静翼	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	タイボルト	A-286			IN-718			-		
	ロータディスク	A-286			IN-718			IN-718		
	ケーシング	SB 410			SM 400B			SB 410		
燃焼器	ライナ	HA-188	空冷	TBC	HA-188	空冷	TBC	Hastelloy X	空冷	TBC
	トランジションピース(スクロール)	Hastelloy X	空冷	なし	HA-188	空冷	なし	Hastelloy X	空冷	TBC
圧縮機	動翼	SUS 630 SUH 616		なし	SUS 630 SUH 616		なし	第1・2段遠心羽根車: SUS 630		なし
	静翼	.SCS 24 SUH 616		耐食 コーティング (前側段翼)	SCS 24 SUH 616		耐食 コーティング (前側段翼)	-		
	タイボルト	該当なし (鍛造一体型)			該当なし (鍛造一体型)			センターシャフト: SNCM 431 (タービン側と共通)		
	ロータ・ディスク	SNCM 431			SNCM 431			-		
	ケーシング	球状黒鉛鋳鉄			球状黒鉛鋳鉄			球状黒鉛鋳鉄		
参考文献	Gas Turbine World 2003 GTW Handbook 三井造船技報, 第149号 (1993), 22 日本ガスタービン学会誌, Vol.24 No.93 (1996), 109									

添付資料3-1 発電用ガスタービン主要部品の使用材料および化学成分

	材料名	化 学 成 分 (mass %)																		
		Cr	Ni	Co	Fe	C	Mo	W	V	Cu	Ti	Al	Nb	Ta	Zr	B	N	Hf	Re	その他
タービン動翼	Inconel X-750	15.5	Bal.	—	7.0	0.04	—	—	—	—	2.5	0.7	1.0	—	—	—	—	—	—	
	IN-700	15.0	Bal.	17.0	—	0.06	5.0	—	—	—	3.5	4.0	—	—	—	0.03	—	—	—	
	IN-713C	12.5	Bal.	—	—	0.12	4.2	—	—	—	0.8	6.1	2.0	—	—	—	—	—	—	
	IN-738LC	16.0	Bal.	8.5	—	0.11	1.7	2.6	—	—	3.4	3.4	0.9	1.7	0.05	0.01	—	—	—	
	IN-792	12.5	Bal.	9.0	—	0.08	1.9	4.1	—	—	3.8	3.4	—	4.1	0.1	0.02	—	—	—	
	IN-939	22.4	Bal.	19.0	—	0.15	—	2.0	—	—	3.7	1.9	1.0	1.4	0.1	0.01	—	—	—	
	René 80	14.0	Bal.	9.5	—	0.17	4.0	4.0	—	—	5.0	3.0	—	—	0.05	0.015	—	—	—	
	U-500	18.5	Bal.	18.5	—	0.07	4.0	—	—	—	3.0	3.0	—	—	0.05	0.006	—	—	—	
	U-520	19.0	Bal.	12.5	≤2.0	0.04	6.2	1.0	—	—	3.1	2.0	—	—	—	—	—	—	—	
	MAR-M 247 (CC/DS)	8.4	Bal.	10.0	—	0.15	0.7	10.0	—	—	1.0	5.5	—	3.0	0.05	0.015	—	1.5	—	
	CM-247LC (DS)	8.1	Bal.	9.2	—	0.07	0.5	9.5	—	—	0.7	5.6	—	3.2	0.02	0.015	—	1.4	—	
	GTD111 (CC/DS)	14.0	Bal.	9.5	—	0.10	1.5	3.8	—	—	4.9	3.0	—	2.8	—	—	—	—	—	
	MGA 1400	14.0	Bal.	10.0	—	0.08	1.5	4.3	—	—	2.7	4.0	—	4.7	—	—	—	—	—	
	CMSX-4 (SC)	6.5	Bal.	9.0	—	—	0.6	6.0	—	—	1.0	5.6	—	6.5	—	—	—	0.1	3	
	René N5 (SC)	7.0	Bal.	7.5	—	0.05	1.5	5.0	—	—	—	6.2	—	6.5	—	0.004	—	0.15	3	
	PWA 1483 (SC)	12.2	Bal.	9.0	—	0.07	1.9	3.8	—	—	4.1	3.6	—	5.0	—	—	—	—	—	
タービン静翼	X-40	25.0	10	Bal.	1.0	0.50	—	8.0	—	—	—	—	—	—	—	0.01	—	—	—	
	X-45	25.0	10	Bal.	1.0	0.25	—	8.0	—	—	—	—	—	—	—	0.01	—	—	—	
	FSX-414	29.0	10	Bal.	1.0	0.25	—	7.0	—	—	—	—	—	—	—	0.01	—	—	—	
	MAR-M 509	24.0	10	Bal.	—	0.60	—	7.0	—	—	0.2	—	—	3.5	0.50	—	—	—	—	
	ECY-768	23.5	10	Bal.	—	0.60	—	7.0	—	—	0.3	0.2	—	3.5	—	—	—	—	—	
	IN-713C	12.5	Bal.	—	—	0.12	4.2	—	—	—	0.8	6.1	2.0	—	—	—	—	—	—	
	IN-738LC	16.0	Bal.	8.5	—	0.11	1.7	2.6	—	—	3.4	3.4	0.9	1.7	0.05	0.01	—	—	—	
	René 80	14.0	Bal.	9.5	—	0.17	4.0	4.0	—	—	5.0	3.0	—	—	0.05	0.015	—	—	—	
	IN-939	22.4	Bal.	19.0	—	0.15	—	2.0	—	—	3.7	1.9	1.0	1.4	0.10	0.01	—	—	—	
	GTD-222	22.5	Bal.	19.0	—	0.10	—	2.0	—	—	2.3	1.2	0.8	1.0	—	0.008	—	—	—	
	MGA 2400	19.0	Bal.	19.0	—	0.15	—	6.0	—	—	3.7	1.9	1.0	1.4	—	—	—	—	—	
	MAR-M 247	8.4	Bal.	10.0	—	0.15	0.7	10.0	—	—	1.0	5.5	—	3.0	0.05	0.015	—	1.5	—	
	René 108	8.3	Bal.	9.5	—	0.08	0.5	9.5	—	—	0.7	5.5	—	3.0	0.01	—	—	1.5	—	
	N-155	21.0	20	20.0	Bal.	0.15	3.0	2.5	—	—	—	—	1.0	—	—	—	—	—	—	N:0.15, Mn:1.5
	SCH 20	19.0	39	—	Bal.	0.55	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	CMSX-4 (SC)	6.5	Bal.	9.0	—	—	0.6	6.0	—	—	1.0	5.6	—	6.5	—	—	—	0.1	3	
René N5 (SC)	7.0	Bal.	7.5	—	0.05	1.5	5.0	—	—	—	6.2	—	6.5	—	0.004	—	0.15	3		
タービンロータ・ホイール	3.5NiCrMoV鋼	1.7	3.6	—	Bal.	0.29	0.35	—	≤0.15	—	—	—	—	—	—	—	—	—		
	3.5NiCrMoV鋼	1.7	3.5	—	Bal.	0.27	0.5	—	0.1	—	—	—	—	—	—	—	—	—		
	3Ni2CrMoV鋼	1.8	3.0	—	Bal.	0.15	0.6	—	0.06	—	—	—	—	—	—	—	—	—		
	10CrMoWVbN鋼	10.3	0.75	—	Bal.	0.12	1.0	1.0	0.2	—	—	—	0.05	—	—	—	0.05	—	—	Mn:0.5
	1Cr1.25Mo0.25V鋼	1.0	0.5	—	Bal.	0.30	1.3	—	0.25	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	2.3Ni12CrMoV鋼	11.5	2.3	—	Bal.	0.13	1.5	—	0.3	—	—	—	—	—	—	—	0.03	—	—	
	HCTD-1	11.5	2.3	—	Bal.	0.10	2.0	—	0.2	—	—	—	0.08	—	—	—	0.06	—	—	
	Waspaloy	19.5	Bal.	13.5	—	0.08	4.3	—	—	—	3	1.3	—	—	0.05	0.006	—	—	—	
	A-286	15.0	25.0	—	Bal.	0.08	1.2	—	0.25	—	2	0.3	—	—	—	0.006	—	—	—	
	IN-706	16.0	Bal.	—	37.0	0.03	—	—	—	—	1.8	—	2.9	—	—	—	—	—	—	
IN-718	19.0	Bal.	—	18.5	0.03	3.0	—	—	—	0.9	0.5	5.1	—	—	—	—	—	—		

添付資料3-2 発電用ガスタービン主要部品の使用材料および化学成分

	材料名	化学成分 (mass %)																			
		Cr	Ni	Co	Fe	C	Mo	W	V	Cu	Ti	Al	Nb	Ta	Zr	B	N	Hf	Re	その他	
タービンケーシング	球状黒鉛鉄	—	—	—	Bal.	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	球状黒鉛鉄	—	—	—	Bal.	3.20	0.7	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Si:3.0	
	SB 410	—	—	—	Bal.	≤0.24	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Si 0.23, Mn ≤0.90	
	SM 400B	—	—	—	Bal.	≤0.20	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Si ≤0.35, Mn 1.0	
	Mo鋼	—	—	—	Bal.	0.15	0.3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Mn:0.5, Si:0.25	
	CrMo鋼	1.3	≤0.50	—	Bal.	≤0.20	0.6	≤0.10	—	≤0.50	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
燃焼器	Hastelloy X	22.0	Bal.	1.5	18.5	0.10	9.0	0.6	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	HA-230	22.0	Bal.	—	—	0.10	2.0	14.0	—	—	—	0.3	—	—	—	—	—	—	—	La:0.02	
	GTD-222	22.5	Bal.	19.0	—	0.10	—	2.0	—	—	2.3	1.2	0.8	1.0	—	0.008	—	—	—	—	
	IN-617	22.0	Bal.	12.5	—	0.07	9	—	—	—	0.3	1.0	—	—	—	—	—	—	—	—	
	Tomilloy	22.0	Bal.	8.0	—	0.07	9	3.0	—	—	0.3	1.0	—	—	—	—	—	—	—	—	
	Nimonic 263	20.0	Bal.	20.0	0.4	0.06	6	—	—	—	2.1	0.4	—	—	—	—	—	—	—	—	—
	HA-188	22.0	22.0	Bal.	1.5	0.05	—	14.0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	La:0.08
	FSX-414	29.0	10	Bal.	1.0	0.25	—	7.0	—	—	—	—	—	—	—	0.01	—	—	—	—	
圧縮機動静翼	12Cr鋼/AISI 403	12.0	—	—	Bal.	0.11	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	12Cr-Nb鋼/AISI 403Cb	12.0	—	—	Bal.	0.15	—	—	—	—	—	—	0.2	—	—	—	—	—	—	—	
	12Cr鋼	10.5	0.5	6.0	Bal.	0.09	0.8	—	0.2	—	—	—	0.3	—	—	0.08	0.04	—	—	—	
	12CrMo鋼	12.0	0.5	—	Bal.	0.23	1.0	—	0.3	—	—	—	0.03	—	—	—	—	—	—	—	
	13Cr鋼	12.5	≤0.80	—	Bal.	0.20	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Mn:0.5, Si:0.3	
	13CrMo鋼	13.0	≤0.80	—	Bal.	0.20	1.0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Mn:0.5	
	2.5Ni12CrMo鋼	12.0	2.5	—	Bal.	0.10	1.8	—	0.3	—	—	—	0.05	—	—	—	0.03	—	—	—	
	5Ni15CrMo鋼	15.0	5	—	Bal.	0.04	1.6	—	—	1.5	—	—	0.25	—	—	—	—	—	—	—	
	Custom 450	15.0	6.5	—	Bal.	≤0.05	0.75	—	—	1.55	—	—	≥8xC	—	—	—	—	—	—	—	
	SCS 24	16.5	4	—	Bal.	—	—	—	—	3.3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	SUH 616	12.0	0.75	—	Bal.	0.22	1	1	0.25	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	析出硬化型ステンレス鋼	15.0	6.5	—	Bal.	≤0.05	0.75	—	—	1.5	—	—	≥8xC	—	—	—	—	—	—	—	
	15Ni17Cr鋼	17.0	15	—	Bal.	0.12	0.25	0.3	—	—	0.5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	SUS 630	16.5	4	—	Bal.	—	—	—	—	4	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	17-4PH鋼	15.5	4.2	—	Bal.	0.10	—	—	—	3.4	0.1	0.1	—	—	—	—	—	—	—	—	
	Ti-6Al-4V	—	—	—	0.3	—	—	—	4	—	Bal.	6.0	—	—	—	—	—	—	—	—	
圧縮機ロータ、ホイール	2.8NiCrMoV鋼	1.5	2.9	—	Bal.	0.29	0.35	—	≤0.15	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	3.5NiCrMoV鋼	1.8	3.6	—	Bal.	0.40	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	3.5NiCrMoV鋼	1.7	3.6	—	Bal.	0.29	0.35	—	≤0.15	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	2.25CrMoVNb鋼	2.3	0.6	—	Bal.	0.30	1.0	—	0.2	—	—	—	0.05	—	—	—	—	—	—	—	
	2.25CrMoVNbN鋼	2.3	1.2	—	Bal.	0.25	1.2	—	0.25	—	—	—	0.05	—	—	—	0.02	—	—	—	
	SNCM431	0.8	1.8	—	Bal.	0.31	0.23	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Si 0.25, Mn 0.75	
	CrMoV鋼	1.0	0.5	—	Bal.	0.30	1.3	—	0.3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	12Cr鋼	10.5	0.5	6.0	Bal.	0.09	0.8	—	0.2	—	—	—	0.3	—	—	0.08	0.04	—	—	—	
	IN-706	16.0	Bal.	—	37.0	0.03	—	—	—	—	1.8	—	2.9	—	—	—	—	—	—	—	
圧縮機ケーシング	球状黒鉛鉄	—	—	—	Bal.	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	球状黒鉛鉄	—	—	—	Bal.	3.20	0.7	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Si:3.0	
	鉄鋼	≤0.25	≤0.50	—	Bal.	≤0.25	≤0.25	—	—	≤0.50	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
タイボルト	SNCM 431	0.8	1.8	—	Bal.	0.31	0.23	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Si 0.25, Mn 0.75	
	2.8NiCrMoV鋼	1.5	2.9	—	Bal.	0.29	0.35	—	≤0.15	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	A-286	15.0	25.0	—	Bal.	0.08	1.2	—	0.25	—	2	0.3	—	—	—	0.006	—	—	—	—	
	IN-718	19.0	Bal.	—	18.5	0.03	3.0	—	—	—	0.9	0.5	5.1	—	—	—	—	—	—	—	

特集：ガスタービンの材料技術

航空用ガスタービン

藤村 哲司*1
FUJIMURA Tetsuji

まえがき

航空用ガスタービンは、大きくターボジェットエンジンとターボファンエンジンに大別される。ターボジェットエンジンはガスタービンの最も基本的な形態で、圧縮機、燃焼器、タービンから構成される。ターボファンエンジンは、一般にファン、低圧圧縮機、高圧圧縮機、燃焼器、高圧タービン、低圧タービンから構成される。高圧圧縮機と高圧タービン、ファン・低圧圧縮機と低圧タービンは、それぞれ高圧軸、低圧軸により直結され、高圧タービンは高圧圧縮機を、低圧タービンはファン・低圧圧縮機を駆動する2軸形態となっている。高圧圧縮機、燃焼器、高圧タービン部分は高圧系、ファン・低圧圧縮機、低圧タービン部分は低圧系と呼ばれる。高圧系はコアエンジンあるいはガスジェネレータ部と呼ばれることもある。ターボファンエンジンの設計上の特徴はバイパス比にある。これはコアエンジンに入らずにバイパスダクトを通過する空気流量（バイパス流）とコアエンジンを通過する空気流量（コア流）との比である。ターボジェットと比較して大流量で低速のジェットを発生することにより、推進効率を高くすることができ、同時に低騒音化を図ることができる。したがって民間航空機用エンジンでは特に高バイパス比化が迫られる。高バイパス比エンジンの材料面での課題は、ファン径が大きくなるに伴う重量増加とコアエンジンが相対的に小さくなるに伴うタービン入口温度の高温化である。一方、超音速機用エンジンでは、高比推力（単位空気流量当りの推力）が要求されるためバイパス比は0.8程度である。このような低バイパス比エンジンは、高比推力化、軽量化のためにタービン入口温度の高温化が追求される。このように航空用ガスタービンの場合、エンジン形態によらず、目指す方向は軽量化と高温化である。

ターボファンエンジンの代表例としてV2500の断面図を図1に示す。V2500は日本がファン部等の開発を担当した5ヶ国（日、英、米、独、伊）共同開発の高バイパス比ターボファンエンジンで150席クラスの旅客機に使用されている。表1に代表的な航空用ガスタービンの

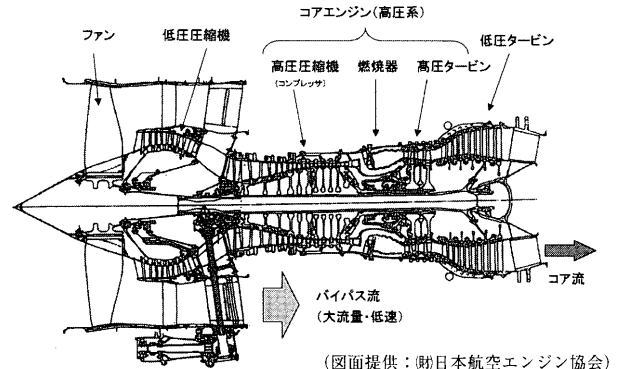


図1. V2500ターボファンエンジン断面図

表1. 現用航空用ガスタービンの構成材料 (Ref.1)

エンジン名	JT9D-7 (P&W)	CF6-50 (GE)	F-100 (P&W)	Adour (RR Turbomeca)
ファンディスク	Ti-6-4	Ti-6-4	Ti-6-2-4-6(1~3)	Ti-6-4
ブレード	Ti-6-4	Ti-6-4	Ti-8-1-1(1~3)	Ti-6-4
ベーン	Al-2014-T6	Al-6061-T6	Ti-8-1-1	Ti-6-4
ケース	AISI 410	Al-6061-T6	Ti-6-4	
コンプレッサーディスク	Ti-6-4	Ti-6-4	Ti-6-2-4-6(4.5-7.8)	Ti-6-4
	Ti-6-2-4-2-S(12)	Ti-6-2-4-2	Ti-8-1-1(6)	
	Incoloy 901	Inco 718	IN100(9-11-13)	IMI-685
	Waspaloy(13~15)		Waspaloy(10-12)	
ブレード	Ti-6-4	Ti-6-4	Ti-8-1-1(4-6)	Ti-6-4
	Ti-8-1-1	Ti-6-2-4-2	Ti-8-2-4-8(7-8)	IMI-685
	Ti-6-2-4-2-S(13)	A-286	Inconel 910(9~12)	
	Incoloy 901(14-15)		Waspaloy(13)	
ベーン	AISI 410	Ti-6-4	Ti-6-4	
	Greek Ascology	A-286.347	Ti-8-2-4-8(4.5)	
			Inconel 718(8~11)	
ケース	Ti-6-4	Ti-6-2-4-2	Waspaloy(12)	Ti-6-4
	Ti-5-2.5		Ti-8-4	Ti-6-2-4-2
		Inco 718	Inconel 718.625	
搭載機	B-747, B-767, A-300	DC-10, B-747	F-15, F-16	F-1, T-2, Jafur, Hawk
昇推力 (kgf)	21,320	24,484	7,350	1,730
重量 (kg)	3,978	3,982	1,371	470

材料を示す。JT9D および CF6は民間航空機用の高バイパス比ターボファンエンジン、F-100および Adourは軍用の低バイパス比ターボファンエンジンである。以下に、エンジン各部の使用材料について説明する。

1. タービン翼材料

航空用ガスタービンのタービン入口温度は材料技術および冷却技術の進歩に伴って年々上昇しており、現在では1,700℃レベルに達している。最も高温強度が要求されるタービン動翼の冷却構造の変遷を図2に示すが、現在ではリターンフロータイプの内部冷却構造にフィルム冷却を組合せた形態が主流となっている。フィルム冷却用の孔も従来の丸孔形状からディフューザ形状にして翼面を効率よく冷却空気層で遮熱する方法がとられるようになってきている。将来的には2重壁構造やしみだし冷

原稿受付 2004年3月31日

*1 石川島播磨工業(株) 航空宇宙事業本部
技術開発センター エンジン技術部
〒188-8555 東京都西東京市向台町3-5-1

却等の実用化によりさらなる冷却効率の向上が図られると考えられる。タービン翼に要求される材料特性としては、クリープ強度、クリープ破断強度、熱疲労強度、高サイクル疲労強度、耐高温ガス腐食性、高温組織安定性、 casting 性などがある。合金元素の添加により Ni 基超耐熱合金の特性改善が図られるとともに種々の casting プロセスが開発されている。すなわち遠心応力に対して垂直方向の結晶粒界をなくした一方向凝固合金 (DS: Directionally Solidification), 単結晶合金 (SC: Single Crystal) のタービン翼が航空エンジンに採用されている。DS, SC ともに普通 casting 材 (CC: Conventional Cast) より長手方向のクリープ破断特性が優れているが, SC が最も高いクリープ強度を示す。図 3 に Ni 基超耐熱合金の耐熱温度の変遷を示す。第一世代 SC は主に W, Mo などの重元素を添加し, γ 相マトリックスの固溶体強化により高温強度を向上させている。第二世代 SC (CMSX4 など) は, 3%程度の Re を添加し, 使用温度を第一世代 SC より約25°C高めている。さらに Re 量を増した第三世代 SC (CMSX10) は現在実用化されている SC 合金中最高のクリープ強度を示し, ロールスロイス社のエン

ジン TRENT800の中圧タービンプレードに採用されている。第四世代 SC は現在世界中で盛んに開発競争が行われており, 代表的なものとして NIMS (独立行政法人物質・材料研究機構) -IHI (石川島播磨重工業株) が共同で開発した TMS138が実用化に近い状況にある。さらに第四世代を上回り使用温度が1,100°Cレベルの合金も開発されている。これらの合金については, 今後, 現在持っている材料特性を維持しつつ, 製造性向上, 製造コスト低減等の改良が期待される。表 2 に各世代の SC の合金組成を示す。タービン静翼は, 動翼に比べて低応力であるが高いガス温度にさらされるため, 高圧タービン部や低圧タービンの前段側ではクリープ強度と熱疲労強度に優れる SC 材が使用されることが多くなってきた。動翼に比べ形状が複雑であり, 再結晶化が生じやすく, casting 性の向上が課題である。タービン動静翼ではタービン入口温度のさらなる高温化のために, 遮熱コーティング (TBC: Thermal Barrier Coating) を施す例も見られる。これは減圧プラズマ溶射 (LPPS: Low Pressure Plasma Spraying) プロセスにより成膜したアンダーコートと大気プラズマ溶射 (APS: Atmospheric Plasma

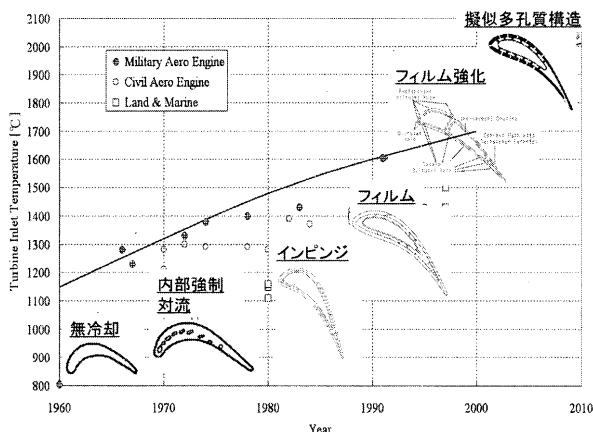


図 2. タービン動翼の冷却構造の変遷

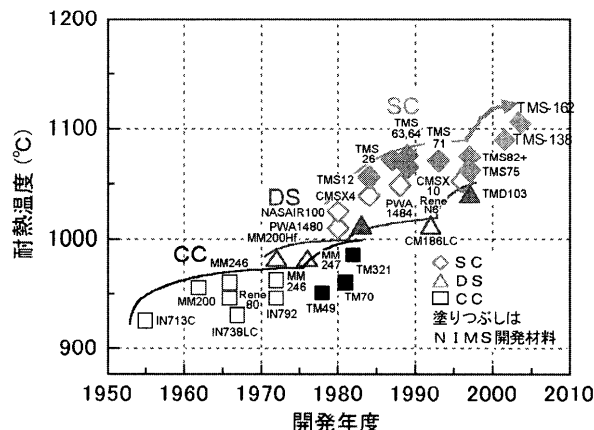


図 3. Ni 基超耐熱合金の耐熱温度の変遷

表 2. 各世代の SC の合金組成

材料	元 素 (wt%)													
	Al	Ti	Ta	Nb	Mo	W	Re	Y	Hf	Cr	Co	Ru	Ni	
第1世代 SC	PWA1480	5.0	1.5	12.0	—	4.0	8.0	—	—	—	10.0	5.0	—	残部
	CMSX-2	6.0	1.0	6.0	—	1.0	8.0	—	—	—	8.0	5.0	—	残部
	ReneN4	3.7	4.2	4.0	0.5	2.0	6.0	—	—	—	9.0	8.0	—	残部
第2世代 SC	PWA1484	5.6	—	9.0	—	2.0	6.0	3.0	—	0.10	5.0	10.0	—	残部
	CMSX-4	5.6	1.0	6.5	—	0.6	6.0	3.0	—	0.10	6.5	10.0	—	残部
	ReneN5	6.2	—	6.5	—	1.5	5.0	3.0	0.01	0.15	7.0	7.5	—	残部
第3世代 SC	CMSX-10	5.7	0.2	8.0	0.1	0.4	5.0	6.0	—	0.03	2.0	3.0	—	残部
	ReneN6	6.0	—	7.0	0.3	1.0	6.0	5.0	0.01	0.20	4.0	13.0	—	残部
	TMS-75	6.0	—	6.0	—	2.0	6.0	5.0	—	0.10	3.0	12.0	—	残部
	TMS-121	6.0	—	6.0	—	3.0	6.0	5.0	—	0.10	3.0	6.0	—	残部
第4.5世代 SC	TMS-138	5.9	—	5.6	—	2.9	5.9	4.9	—	0.10	2.9	5.9	2.0	残部
	TMS-162	5.8	—	5.6	—	3.9	5.8	4.9	—	0.10	2.9	5.8	6.0	残部

Spraying) プロセスによるトップコートの2層構造である。トップコートの役割は熱の遮蔽にあり、一般に熱伝導率が低く線膨張係数が母材に近いイットリアを添加した酸化ジルコニウムが用いられている。一方アンダーコートは高温耐酸化性、高温耐食性を受け持ち、Me-CrAlY (M: Ni, Co, Ni-Co) 合金が一般に用いられる。またトップコートの成膜プロセスはEB-PVD (Electron-Beam Physical Vapor Deposition) のようなセラミックを電子ビームにより気化させ、その蒸気を母材表面に物理的に蒸着させる方法も利用されている。この場合形成される組織は柱状組織であり熱応力に対して高い耐久性を示す。

2. ロータ・ディスク材料

航空用ガスタービンのロータ・ディスクは、高速回転化、軽量化が求められる。したがって、引張強度/降伏強度、低サイクル疲労強度、クリープ強度が求められる。使用温度500℃以下のファン、圧縮機部分には、比強度に優れたTi基鍛造合金が用いられる。低温域ではTi64 (Ti-6Al-4V) に代表される $\alpha\beta$ 型、さらに高強度のTi17等のNear β 型が一般的に使用されているが、圧縮機後段の400℃を超えるディスクには耐熱性に優れたNear α 型の耐熱Ti合金が適用され始めている。図4に航空用ガスタービン用Ti合金発展の経緯を示す。Ti合金は亀裂進展特性が悪いことに加え、溶解工程で確率的に発生するハード α と呼ばれる介在物が亀裂の発端となる可能性があるため、損傷許容設計を実施することが義務付けられている。ハード α の発生確率を低減するため、溶解工程には通常3度の溶解精錬 (Triple Melt) を要求し、特にディスクバースト時の影響の大きなファンディスク等ではCold Hearth Melt とよばれる溶解槽の上部の清浄な部分だけを使用する溶解工程を採用する場合もある。タービン部ロータ・ディスクには高温強度に優れたNi基鍛造合金が使用される。低圧タービンには一般的にINCO718が多用されているが、さらに低サイクル疲労強度が要求される部分には結晶粒径を小さく制御したINCO718HS, Direct Age718などが使用される。一方、ディスク外周部のシール部分など、主流ガスの侵入

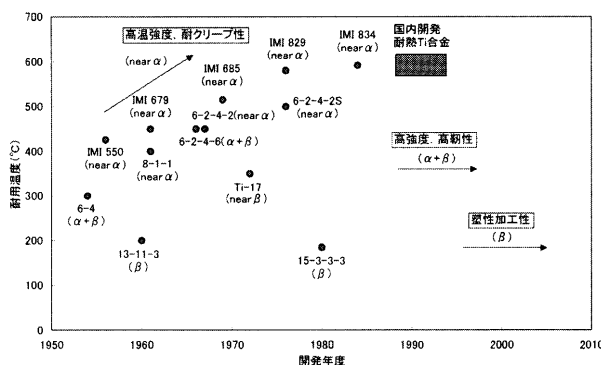


図4. 航空用ガスタービン用Ti合金発展の経緯 (Ref.1)

や伝熱により700℃以上の高温にさらされる部分では、高温低サイクル疲労強度に優れたWASPALOYや結晶粒径を大きくしてクリープ強度を向上させたU720CRなどが用いられる場合もある。最も高強度を求められる高圧タービンディスクにはAF115, N18, Rene88DTなどに代表されるNi基粉末冶金合金が使用される場合もある。粉末冶金合金はTi合金と同様に亀裂進展特性が悪いため損傷許容設計は必須である。介在物の混入を防ぎ亀裂発生を防止するため、清浄度の高い真空溶解、粉末分級時のメッシュサイズの適正化、恒温鍛造など高度な製造工程が要求される。図5に各種粉末冶金超合金の引張強度を示す。

3. ファン・圧縮機翼材料

ファン動翼は、設計的には翼取り付け部の低サイクル疲労強度のみならず、高サイクル疲労強度、鳥などが衝突した場合の耐衝撃性、耐エロージョン性などが求められる。また、エンジン性能向上のための高バイパス比化、要素効率向上のための翼のワイドコード化が進み、ファン動翼は年々大型化する傾向にある。したがってファン動翼はこれらの設計要求を満足した上でさらなる軽量化が要求される。推力20,000ポンドクラス以下のエンジンでは通常中実のTi合金が用いられるが、中・大型エンジンでは軽量化のためにTi合金で翼面表裏を成形しハニカムなどを中間に挟み込んだ中空ブレードが主流となっている。さらに現在世界最大の推力レベルのGE90エンジンでは、炭素繊維複合材のファン動翼を世界ではじめて採用している。本ファン動翼では前縁部をTiのシート材でカバーし、翼面はポリウレタンコーティングを施すことで複合材適用の際の課題である耐衝撃性、耐エロージョン性を向上させている。

使用温度が400℃以下の圧縮機前段側の動翼材料には一般的にTi合金が用いられる。圧縮機後段側の400℃を超える部分には通常Ni基合金が使用されるが、耐熱Ti合金が用いられることもある。

ファン出口静翼は、ファン動翼と同様に大型化の傾向

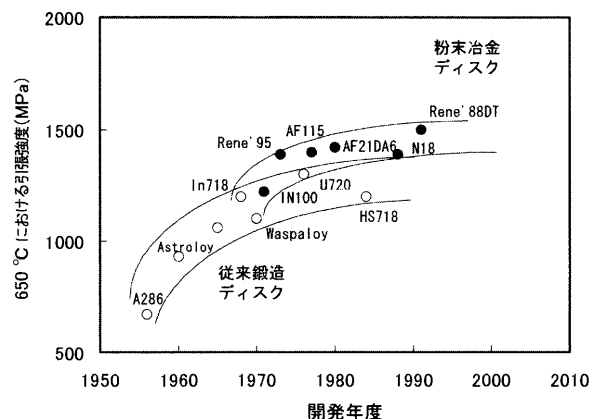


図5. 各種粉末冶金超合金の引張強度

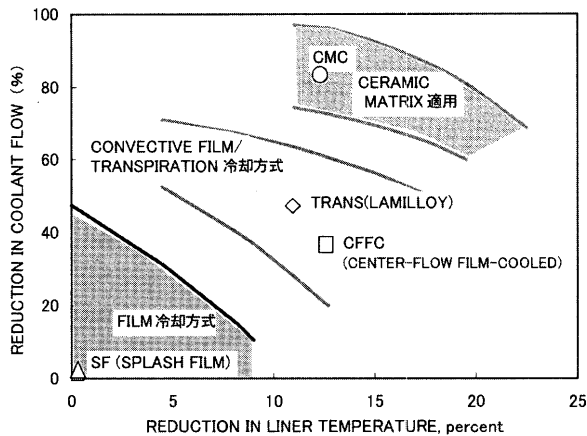


図6. 燃焼器ライナーの冷却方式の変遷

にあり、従来のTi合金に代わり、FRP等の複合材が使用されるようになってきた。圧縮機静翼は、400℃以下の使用温度ではTi合金が、400℃以上ではNi基合金が使用される。

4. 燃焼器材料

エンジン内部で最も高温にさらされる燃焼器ライナー部分には、耐高温ガス腐食性、クリープ強度、熱疲労強度、高温組織安定性、高サイクル疲労強度等が求められる。また薄肉板金溶接構造をとる場合が多く、この場合には溶接性、板金加工性も要求される。これらの特性を満足する材料として、Hastelloy-XなどのNi基合金、さらに高温強度を高めたHaynes-188などのCo基合金が使用される。将来的にはさらに耐熱性を高め、冷却空気流

量を低減するために、CMC (Ceramic Matrix Composite) なども実用化に向けて盛んに研究されている。ライナー内筒面には、TBCコーティングする場合もある。図6に燃焼器ライナーの冷却方式の変遷と、それに伴う冷却空気量の低減の傾向を示す。

5. おわりに

航空用ガスタービンは過去一貫して低燃費化の傾向にあるが、昨今のエアラインの競争激化等に起因する極めて厳しい経済性要求に対応するため、将来的にも一層の高性能化が求められる。一方で、地球温暖化防止のためのCO₂削減など、地球環境問題解決に向けての技術開発の必要性も強く認識されている。これらの課題に対して、航空用ガスタービンの高効率化、高温化、軽量化への要求はますます高まり、その達成に必要な材料技術の重要性は増している。空力、構造、冷却、生産技術と連携することによって、材料技術は今後とも大きな寄与が期待されている。

参考文献リスト

- Ref.1 「革新航空機技術」技術開発課題について報告書(第2部 推進), 平成9年4月, 社団法人 日本航空宇宙工業会 革新航空機技術開発センター
- Ref.2 鉄と鋼, 72, 6, 1986
- Ref.3 石川島播磨技報, Vol.34, No.3, 1994
- Ref.4 AIAA-90-2400, Combustor Technology for Future Aircraft, R.R.Tacina, NASA Lewis Research Center
- Ref.5 航空宇宙工学便覧第2版, 日本航空宇宙学会編, 丸善株式会社

発電用ガスタービンの高温化に伴う損傷形態および補修技術の変遷

吉岡 洋明*¹

YOSHIOKA Yomei

キーワード：Gas Turbine, Hot parts, Repair Technology, Coating, Maintenance, Bucket, Nozzle, Combustor.

1. まえがき

発電用ガスタービンは、高効率化が求められる一方で、高い信頼性とメンテナンスコストの低減が強く求められている。このため、開発時の初期トラブルを解決し安定期に入った機種に対しても、新製部品には上位機種用に開発した材料を用いることにより、機種を超え使用材料の画一化を図るとともに、耐久性・保守性の面からその製品の完成度をより高める施策がとられてきている。これに伴い、同一機種の同一部品においても、損傷部位および形態の変化、ひいては保守管理および補修方法が変化してきている。

ここでは、ガスタービンの機種および材料の変遷を述べるとともに、このガスタービン高温部品の損傷形態の変化とそれに対応すべく開発された補修・再生技術について解説する。

2. ガスタービンの機種/材料開発・損傷の変遷

機種・材料の変遷

発電用大型ガスタービンの高温化の推移を GE 製ガスタービンを例にとって図 1 に、また、冷却構造の変遷を図 2 に示す^{1), 2), 3), 4)}。図中にはタービン入口温度とタービン動翼材の応力140MPaにおける 10^5 時間クリープ温度を示している。高温化のための技術として材料の耐熱温度の向上と冷却技術が挙げられる。冷却技術は、1970年代に1,100℃級ガスタービンで初めて導入された。ここでは、動翼材として航空用材料の転用でなく、発電用に開発された耐熱・耐食性に優れた精密鑄造の等軸晶材 (CC 合金) である IN738LC が用いられている。1980年代の後半になると1,300℃級ガスタービンの開発がなされ、冷却技術の飛躍的向上と材料も等軸晶材から翼長方向のクリープ強度と熱疲労強度の改善された一方凝固材 (DS 合金) が、また、2000年代には1,500℃級ガスタービンが登場し、そこでは単結晶材 (SC 合金) が動・静翼に適用され、冷却媒体も空気ではなく水蒸気を用いられている。

これらの高温化には、冷却技術、基材の材料開発と共にコーティング技術の役割が大きくなっている。このコーティング材料の開発を動翼を中心に見てみると、1970年代の Pt-Al の拡散コーティングに始まり、真空プラズマ溶射 (VPS: Vacuum Plasma Spray) を用いた CoCrAlY, CoNiCrAlY, NiCrAlY+Si 等の耐高温腐食用のオーバーレイコーティング^{5), 6), 7)}、また、その上から更にアルミナ処理を施し耐高温酸化性を付与したコーティング^{6), 8), 9)}、さらに耐酸化性に加えて遮熱性を付与するために大気プラズマ溶射 (APS: Atmospheric Plasma Spray) あるいは電子ビーム物理蒸着 (EB-PVD:

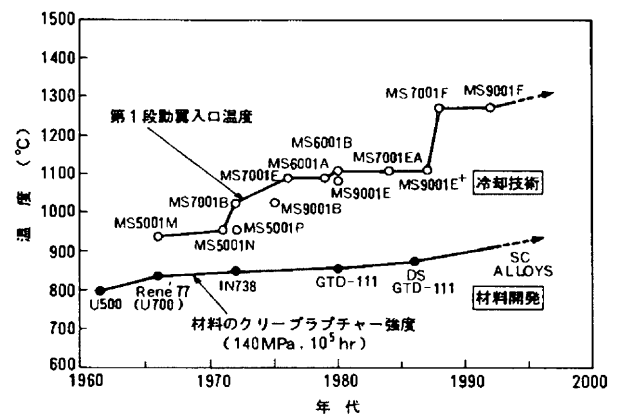


図1 発電用ガスタービンの高温化の推移¹⁾

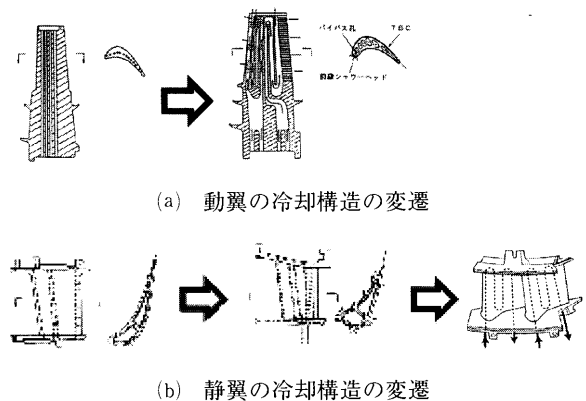


図2 動静翼の1,100, 1,300, 1,500℃級ガスタービンの冷却構造の変遷^{2), 3), 4)}

原稿受付 2004年3月31日

* 1 (株)東芝 電力・社会システム社
電力・産業システム技術開発センター
〒230-0045 横浜市鶴見区末広町2-4

表1 1,100~1,400℃級ガスタービンの点検の種類と時期¹⁾

点検の種類		運転時間/起動回数				
		1100℃級		1300℃級		1400℃級
		MS7E/7EA/9E/9EA		MS6F/7F/9F	MS7FA+e/ MS9FA+e	MS7FB
燃焼器点検 (CI)	非 DLNC	8000/900		—	—	
	DLNC	12000/450		8000/450	12000/450	
高温部品点検 (HGPI)		24000/1200		8000/400	24000/900	
主点検		48000/2400		48000/2400	48000/2400	

表2 1,100~1,400℃級ガスタービン高温部分の点検・交換寿命間隔例¹⁾

型式		E型			FA型			FB型		
		補修 間隔	交換間隔		補修 間隔	交換間隔		補修 間隔	交換間隔	
			時間 基準	起動回数 基準		時間 基準	起動回数 基準		時間 基準	起動回数 基準
燃焼器ライフ	非 DLNC	CI	5 CI	5CI	—	—	—	—	—	—
	DLNC	CI	3CI	5CI	CI	5 CI	5CI	CI	3CI	3CI
トランジション ピース	非 DLNC	CI	4CI	6CI	—	—	—	—	—	—
	DLNC	CI	6 CI	6CI	CI	5 CI	5CI	CI	3CI	3CI
第一段静翼		HGPI	3HGPI	3HGPI	HGPI	3HGPI	3HGPI	HGPI	2HGPI ³⁾	2HGPI ³⁾
第二段静翼		HGPI	3HGPI	3HGPI	HGPI	3HGPI	3HGPI	HGPI	2HGPI	2HGPI
第三段静翼		HGPI	3HGPI	3HGPI	HGPI	3HGPI	3HGPI	HGPI	3HGPI	3HGPI
第一段動翼		HGPI	3HGPI ¹⁾	3HGPI	HGPI	2HGPI	2HGPI	HGPI	3HGPI ³⁾	3HGPI ³⁾
第二段動翼		HGPI	3HGPI	4HGPI	HGPI	2HGPI ²⁾	3HGPI	HGPI	3HGPI	3HGPI
第三段動翼		HGPI	3HGPI	4HGPI	HGPI	3HGPI	3HGPI ²⁾	HGPI	3HGPI	3HGPI

CI:燃焼器点検、HGPI:高温部品点検、

注1) 初回HGPIでリコーティングを施した場合の寿命

注2) 50Hz機は3HGPI

注3) 先行機の実績で決定

Electron-Beam Physical Vapor Deposition) を用い、セラミックス (ZrO₂/Y₂O₃) を被覆した遮熱コーティング (TBC: Thermal Barrier Coating)^{5), 6), 7), 10)} と、高温化が図られるに伴いコーティングの役割も変化してきている。

燃焼器では、燃焼ガス通路部に TBC を施し、基材の温度を下げると共に、温度分布の不均一により生じる損傷を緩和させている。また、燃焼器のライナとトランジションピースの嵌合部、あるいはこれらの部品の固定部の磨耗対策として、CrC の耐磨耗コーティングを APS あるいは高速フレイム溶射 (HVOF: High Velocity Oxygen Fuel) にて施工している。

損傷の変遷

ガスタービンの燃焼ガス温度は上がってきているが、材料と冷却技術の改善により表1, 2に示したように、その点検および交換の管理値はほぼ同一に設定されている¹⁾。

ガスタービン高温部品の主損傷モードは、ベースロード機では、ラプチャー、クリープ変形、高サイクル疲労、腐食・酸化、エロージョン、摩耗、異物の飛来損傷 (FOD: Foreign Object Damage) が、また、多起動モード機では、熱疲労、高サイクル疲労、摩耗、FODであり、

運転形態の影響を大きく受けている。しかし、高温化については機種の違いにより損傷部位と部品寿命の支配因子の変化が、少なくとも過渡的な段階で認められている。

ガスタービン高温部品の部品毎の代表的な損傷例を、材料の組織変化と共に図3に示す。前記損傷形態において、ベースロードと多起動の両モード機の損傷形態が本

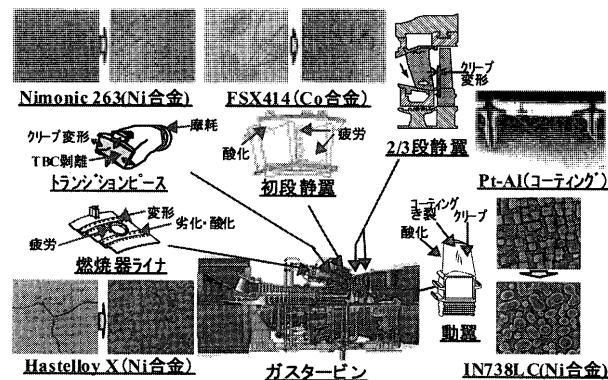


図3 ガスタービン高温部品およびその材料組織の劣化・損傷事例

例では認められている。以下に、この損傷形態の変化を動翼を例にして述べる。1,100℃級のガスタービンの初段動翼では1980年代はNi基超合金IN738LCを用い、Pt-Alの拡散浸透処理コーティングを施していた。ここでは酸化の問題は生じなかったが、熱疲労によるコーティングのき裂が多数発生し、き裂はコーティング層だけに留まらず基材まで進展し翼の寿命に影響をもたらすまでに至っていた。この損傷は延性に優れたCo-29Cr-6Al-0.3Yを用いたVPSによるオーバーレイコーティングを採用することにより解決したが、翼前縁中央あるいは後縁側で酸化減肉が生じ、これが寿命に影響を及ぼす結果となった。この対策として、CoCrAlYコーティングの上からアルミナ処理を施し耐酸化性を付与することとしたが、このアルミナ処理により再度き裂の問題が出てきたことから、その後より耐酸化性に優れたアルミナ処理を必要としないCoNiCrAlYコーティングを開発し酸化の問題は解決した。これにより、本機種の翼寿命は基材のクリープが支配的となっている。

1,300℃級のガスタービンでは、冷却技術の改善により、ガス温度は200℃上がっているにもかかわらず、平均メタル温度は同水準に維持している。しかし、局所的に表面温度の高い部位は避けられず、特に冷却の効果の小さい翼先端部後縁側では局所的に顕著な酸化減肉が生じている。

なお、更に高温化を図ったガスタービンでは、表面にTBCを施工し、その遮熱効果によりメタル温度と熱応力の低減を図っている。ここでは、TBCの剝離は翼寿命の低下をきたすことから、耐久性に優れたTBCの開発とその実機でのTBCの剝離のメカニズムの研究が現在盛んに行われている。

静翼においては、1,100℃級ガスタービンでは熱応力あるいは熱疲労によるき裂が主たる損傷であったが、1300℃級ガスタービンにおいてはこれに加えて酸化あるいはエロージョンによる減肉が損傷として無視できないものとなっている。

燃焼器は、1,100℃級ガスタービンではスロットクーリングを用いていることによる熱疲労あるいは高サイクル疲労によるき裂あるいは燃焼振動による磨耗、内面のTBCの剝離等が主とした損傷であった。1,300℃級ガスタービンでは構造上の問題は改善されたが燃焼方式の影響もあり、局所的な変形、あるいは酸化等が磨耗、TBCの剝離とともに主たる損傷となってきている。

3. 補修技術

燃焼ガス温度の上昇に伴い、ガスタービン高温部品の材料、構造とその主たる損傷および損傷部位は変化してきており、これに伴い必要とされる補修技術も変化してきている。以下にこれらの部品の補修技術を、前記損傷形態の変化に絡めて部品毎に概説する。

動翼の補修技術

動翼の代表的な補修は、はつり、溶接、機械加工、研磨に加えて、近年の高温化に伴う部材の高付加価値化に伴い、溶接肉盛り補修、コーティングの除去（ストリップ）およびリコーティング、あるいは基材の再生処理技術が開発され、適用されるようになってきている。コーティングの施工された動翼の補修工程の一例を図4に示す^{12),13)}。

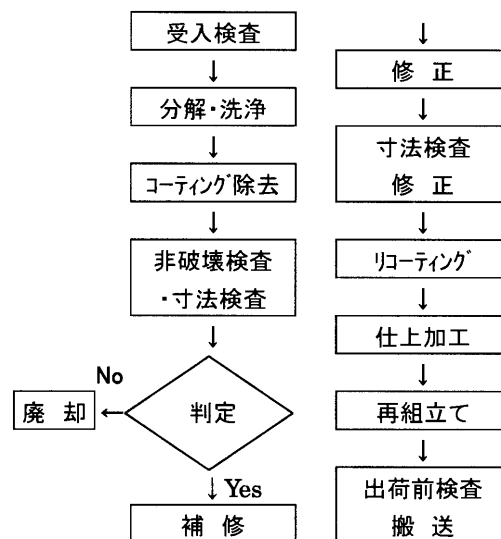


図4 動翼の補修工程の一例^{12),13)}

まず、1,100℃級ガスタービンの初段動翼では、Pt-Alの拡散浸透処理コーティングのき裂、FOD、CoCrAlYコーティングの酸化減肉等の損傷は受けているが、FODに対しては破損部のはつりのみで、そのまま使用してきた。しかし、1,300℃級ガスタービンの初段動翼では、翼先端部の酸化減肉が顕著に生じたことから、同部位の溶接肉盛り補修が行われている。ここでは、動翼材が難溶接材であることから熟練者により雰囲気制御を行った高温ボックス中で入熱量を調整し、基材のGTD111と同一組成材料を用いた溶接肉盛り補修（WRAP: Weld Repair of Advanced Process）を行っている（図5）。この高温WRAPは当初特殊技能者による手作業で補修

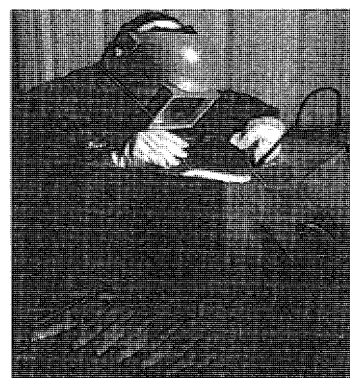


図5 動翼の肉盛り補修の施工風景⁸⁾

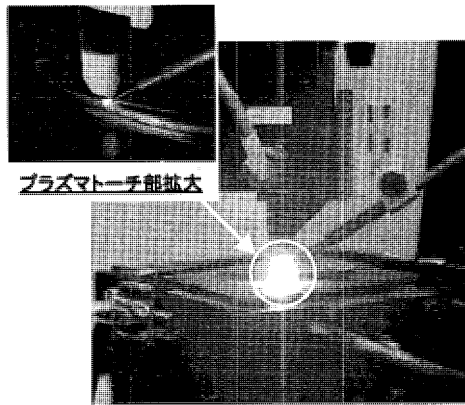


図6 ロボットによる動翼の肉盛り施工風景⁸⁾

が行われていたが、近年ではロボット施工を可能とする溶接材 (Bucketalloy) および施工器具を用いた自動溶接システムが開発され大幅な作業性の改善が図られている (図6)。

動翼のリコーティングは、1,100℃級のガスタービンではほとんど施工されていないが、1,300℃級ガスタービンでは、MCrAlY のオーバーレイコーティングを採用することでコーティングのき裂の問題が回避できたこと、また、特に初段動翼は高温酸化が翼寿命の支配因子の一つとなりリコーティングを施し所定の翼寿命の確保をせざるをえなくなってきたことから、このコーティングのストリップおよびリコーティング技術が適用されるようになってきている (図7)。ここでは、ケミカルあるいはメカニカルな方法によるコーティングのストリップおよび HVOF あるいは拡散浸透処理法であるアルミナイズあるいはクロマイズを用いたリコーティング技術が適用されている¹³⁾。

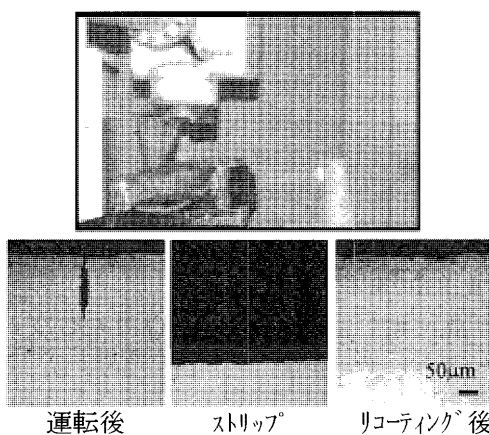


図7 初段動翼の HVOF ロボット施工と補修前後の断面組織観察結果¹³⁾

このように管理寿命まで用いるために施される補修技術に加えて、寿命延伸を図る技術として、1,000気圧を超える高圧下で熱処理を施し材料劣化および損傷を回復させる HIP (Hot Isostatic Pressing : 熱間静水圧処理)

再生化処理技術が一部のプラントで適用し始めている¹⁴⁾。凝集粗大化した強化析出物の固溶・再析出とクリープ・疲労等により生じた内部欠陥を固着させることにより回復を図るもので、図8、図9に示したとおりほぼ新翼並みの組織再生とクリープ強度の回復を図ることができている。

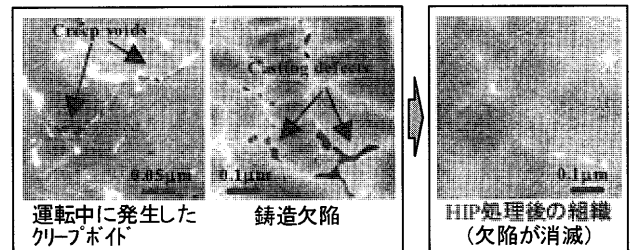


図8 運転時あるいは製造時の欠陥と HIP 再生化処理による組織回復

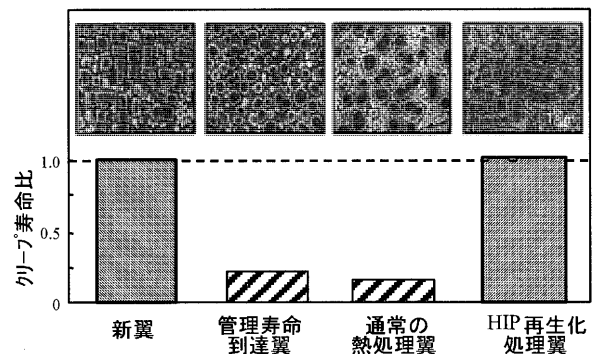


図9 1100℃級ガスタービン2段動翼の新翼、管理寿命到達翼、この翼に通常熱処理を施した翼、および HIP 再生化処理を施した翼のクリープ強度比較

静翼の補修技術

静翼の代表的な補修は、初段は熱疲労等によるき裂のはつりと基材と特性的に同等な溶接材料を用いた溶接補修およびエロージョンによる減肉部の肉盛り補修であり、2・3段静翼では、これに加えて、下流側へのクリープ変形が生じることから軸芯修正による隣接動翼との位置関係の調整がある。き裂あるいは減肉部の形状復帰には溶接補修が用いられ、補修部の強度を基材と同等にするための溶接棒が、その溶接条件を含め開発されている (図10)。

また、この補修時の局所的な大入熱による変形を起こさない補修技術として、拡散ロウ付け補修の一種である ADH (Advanced Diffusion Healing) 補修が⁵⁾ (図11)、また、FSX414に比較し溶接性は劣るがクリープ強度の優れた Ni 基超合金 GTD222を用いた2・3段静翼では、部分的に鋳込んだクーポンを用いた補修技術も開発されている⁸⁾。

燃焼器の補修技術

燃焼器の代表的な補修としては、コンタクト面の磨耗

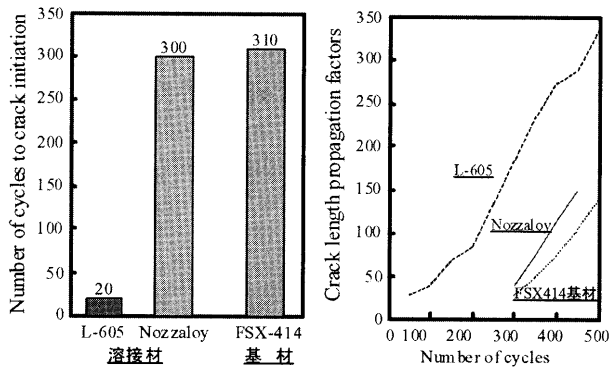


図10 静翼補修溶接材（従来材：L605，開発材：Nozzaloy）のき裂初生および進展特性⁸⁾

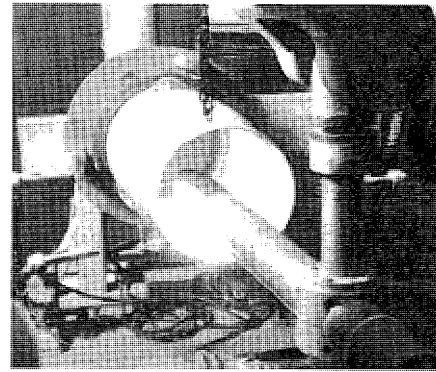


図12 燃焼器ライナへのロボット TBC 施工風景⁸⁾

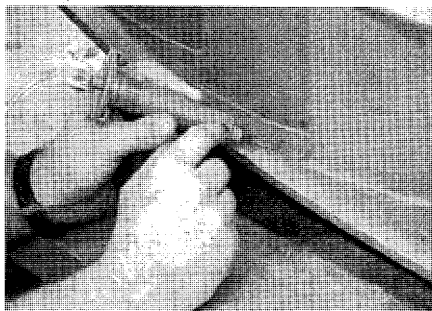


図11 ADH 施工風景⁸⁾



図13 燃焼器トランジションピースへのロボット TBC 施工風景

および疲労き裂に対する溶接補修，コンタクト面の耐磨耗コーティングおよびガス通路部の TBC のメカニカルなストリップと HVOF あるいは APS によるリコーティング，および変形部の変形修正に加えて熱処理による材料劣化の回復，部分的な新部材との交換補修がある。図12，図13に APS を用いた TBC のロボット施工風景を示す。高温化対策としては TBC の厚膜化あるいは外面への耐酸化コーティングの適用が近年なされるようになってきている。

4. あとがき

ガスタービンの機種・材料開発の変遷とそれに伴うガスタービン高温部品の損傷形態の変化およびその補修・再生技術について概説した。これらの技術は，検査技術および寿命診断技術と共にガスタービンのメンテナンスコスト低減のためのキー技術である。機器・材料の高度化，損傷形態の多様化に対応した技術開発を今後ますます図っていく必要があると考えられる。

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

参考文献

- 1) 岡村隆成, 日本ガスタービン学会誌平成6年度ガスタービン特別講座資料 (1994)
- 2) RK Matta, GD Mercer, RS Tuthill, GE reference Library GER-3935B
- 3) DE Brandt, AG Kelly, ASME 84GT37(1984)
- 4) DE Brandt, ASME 87GT14(1987)
- 5) J. Stringer, Gas Turbine Materials Technology, (1998), p.11.
- 6) P.Schilke, GE reference Library GER-3569F (1996), p.1
- 7) Turbomachinery, 5/6 (1996)
- 8) K. J. Pallos, GE reference Library GER-3957B, (2001), p.1
- 9) M. F. Mosser, 24th annual Aerospace/Airline Plating & Metal Finishing Forum & Exposition, (1988), p.1
- 10) The sermatec Review, 61(1998), p.4
- 11) R.Horft and J. Janawitz, R.Keck, GE reference Library GER-3620J, (2003), p.1
- 12) 例えば AR. Nicoll, Plasma-Technik 社技術資料 "Component Processing : Overhaul; Repair", (1986), p.1.
- 13) 吉岡洋明, 日本ガスタービン学会誌, Vol.30, (2002), P28.
- 14) 伊藤明洋, 篠原伸, 松野寛幸, 火力原子力発電 No.546, Vol.53, (2002), p.7

燃焼振動の低減法に関する研究 — 運転条件と燃焼振動の実験的研究 —

Control of Combustion Oscillations in Premixed Combustor — An Experimental Investigation of Combustion Oscillations at Operation Conditions —

山中 矢*¹
YAMANAKA Susumu

前田 福夫*¹
MAEDA Fukuo

塩田 和則*¹
SHIODA Kazunori

岩渕 一徳*¹
IWABUCHI Kazunori

土屋 利明*²
TSUCHIYA Toshiaki

岡本 正範*²
OKAMOTO Masanori

キーワード：燃焼振動，ガスタービン，燃焼器，予混合燃焼，不安定燃焼，火炎安定性
Combustion Oscillation, Gas Turbine, Combustor, Premixed Combustion,
Combustion Instability

Abstract

Recent regulation on NO_x emission is promoting the use of lean premix combustion for the high temperature gas turbines. But, premix operational experience has been accompanied by combustion oscillation. This paper describes the characteristics of combustion oscillations in premix combustor which simulates combustion conditions of can type gas turbine combustor.

Combustion tests were performed under the atmospheric pressure with natural gas. The effects of swirl strength, reference velocity, equivalence ratio and premix ratio were investigated.

High speed video camera and photodiode were applied to visualize flame behaviors. The characteristics of combustion pressure oscillations and flame behaviors which have periodic motions in the combustion zone were presented.

1. はじめに

燃焼振動はガスタービン燃焼器やその他の燃焼を伴う種々の機器で経験され、燃焼機器の信頼性を損なう一つの大きな要因となっている。既に、燃焼振動の低減は多くの燃焼機器で試みられているが^{1), 2)}、ガスタービン燃焼器においてもその特性予測が充分でなく、設計段階や運転時において現状適切な対応ができていない状況にあると考えられる。コンバインドサイクル発電 (ACC) や石炭ガス化複合発電 (IGCC) で使用されるガスタービン燃焼器は、低 NO_x 燃焼条件の適用や低カロリー燃料使用のため、燃焼振動が発生し易い運転環境にある。

したがって、燃焼振動特性を理解・予測し、その低減

法を確立する研究は、ガスタービンの運転信頼性向上や部品の長寿命化、コストダウン等に対して大きな意義を有すると考えられる。このことから最近では燃焼振動に関連した発表が多くなってきている^{3), 4), 5)}。今後、設置が増大すると予測される ACC や IGCC においては、低 NO_x 化や燃料多様化対策が必須となるため、この研究の重要性は益々高まるものと予想される。

本報では燃焼振動低減技術開発の取組みに際し、燃焼振動特性を理解することを目的に、運転条件 (試験条件) と燃焼振動との関連を実験により調べた。ここで、試験条件はスワラ噴き出し速度、燃焼温度および予混合燃料割合とした。さらに火炎の可視化を行い、火炎挙動と燃焼振動の相互関係について調べた。

2. 試験装置および試験方法

燃焼振動は火炎の挙動と火炎を取巻く境界条件 (形状および作動条件) との相互関係で発生する。そこで、燃

原稿受付 2004年 2月13日

* 1 (株)東芝 電力・社会システム技術開発センター
〒230-0045 神奈川県横浜市鶴見区末広町 2 - 4

* 2 東京電力(株) 技術開発研究所
〒230-8510 神奈川県横浜市鶴見区江ヶ崎町 4 - 1

燃焼試験における試験条件と供試体の形状はガスタービン燃焼器をできるだけ模擬し、大気圧下で都市ガス(13A)を燃料に用いて燃焼試験をおこなった。

2.1 燃焼器

2.1.1 バーナ

図1に燃焼器構造を示す。バーナは現象の複雑化を避ける観点からシングルバーナとした。中心部に拡散燃料(パイロット)が、その周囲に $\phi 47$ — $\phi 67$ の環状からなる空気又は予混合ガス流路で構成される。パイロット燃料は同図に示すノズルチップ($\phi 1.2$ mm 孔—8個、噴射角 25°)から燃焼管内に噴射される。燃焼安定化にはスワラ(スワール数は標準的な0.35を使用)を用い、環状路出口に設置した。点火は燃焼管入口の点火器挿入口からローテン点火スティックを挿入し、スパークさせておこなう。点火後はローテン点火スティックを取り外し、点火器挿入孔に栓を取り付けた。

2.1.2 燃焼管

燃焼管径が小さいと火炎が管壁に到達し、燃焼特性に影響を及ぼすことから管径としては100mm以上が推奨される。そこで、燃焼管径はできるだけ実機サイズに近づけることにし、ここでは224mmとした。燃焼管長さは

トランジションピースの長さも考慮に入れて1,500mmとし、長さ500mmと1,000mmの2つの管で構成した。燃焼管は二重管構造のステンレス管からなり、環状路部に水を流すことにより燃焼管壁面を冷却した。火炎計測においてはスワラ下流500mmの燃焼管を同サイズの石英管に置き換えて、内部観察ができる状態でおこなった。燃焼管出口には実機の燃焼器出口の静翼による絞りを模擬するためオリフィス板(絞り率22.7%)を設置した。

2.2 試験装置系統

図2に試験装置の系統図を示す。空気はプロア(吐出圧0.03Mpa(ゲージ圧))から供給し、燃焼用空気と冷却用空気に分かれる。燃焼用空気は流量計測後、燃焼器へ供給する。燃料の都市ガスは、ガスコンプレッサで0.9Mpaに昇圧後、レシーバタンクを介してパイロット燃料(拡散用)とメイン燃料(予混合用)に分岐し、それぞれ流量計測後燃焼器へ供給する。燃焼器からの燃焼ガスは先の冷却用空気と混合し、ガス温度を下げた後大気へ放出する。

2.3 計測システム

図3に計測システムを示す。燃焼器内の圧力変動計測

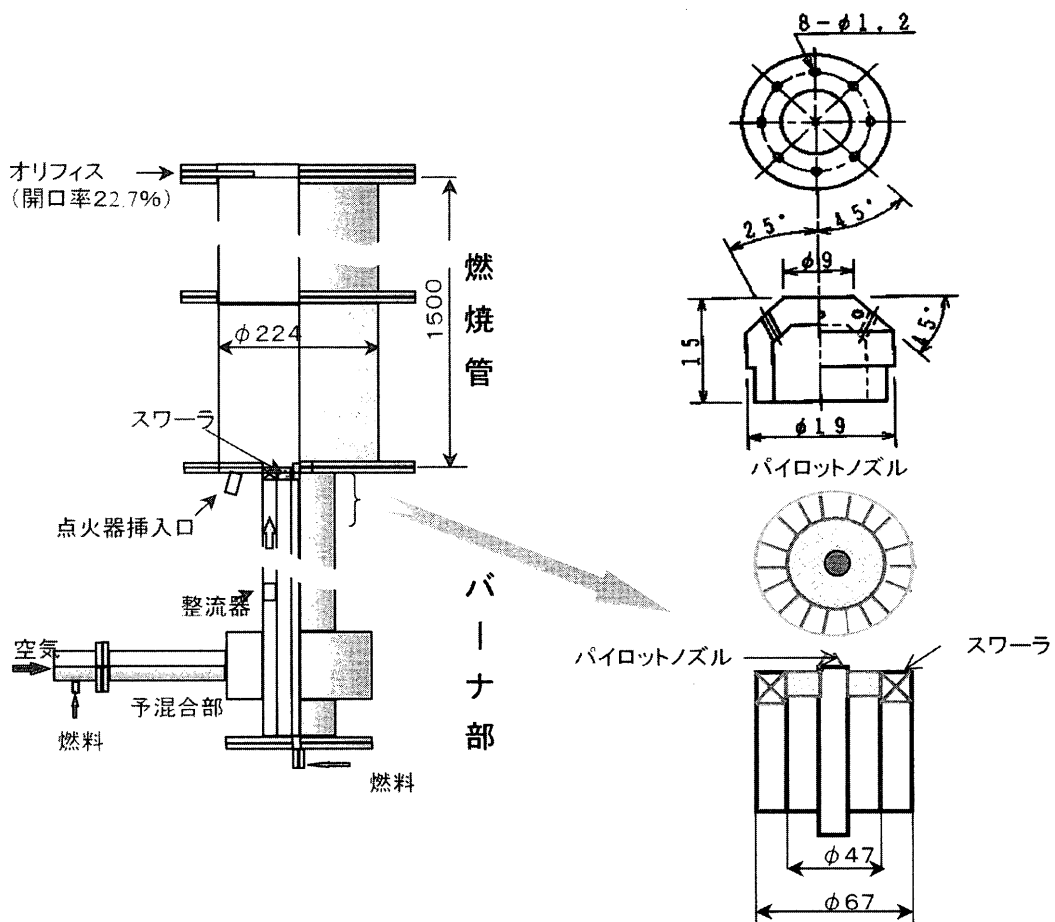


図1 燃焼器構造

には、アンプ内臓の圧力検出器（米国 PCB 社製112A21、周波数応答特性0.5Hz～250kHz）を用いた。圧力変動計測箇所は燃焼管入口、入口から下流100mm、400mm、700mm、1,000mm および1,300mm の計6箇所とした。圧力変動データはデータレコーダに全点記録すると共に、燃焼管入口の圧力変動データについては、周波数解析装置により卓越振動周波数と振動レベルを常時表示し、燃

焼振動状態を監視した。

燃焼状態監視用のガス分析は、スワロー下流1,300mm の位置で燃焼ガスを水冷式ガスサンプリンググローブで吸引し、排ガス分析装置により UHC、CO、CO₂、O₂、NO_x を連続で計測した。ガス分析データおよび運転条件（空気流量、燃料流量等）はパソコン画面に最新データを随時表示すると共に、ハードディスクにデータを収

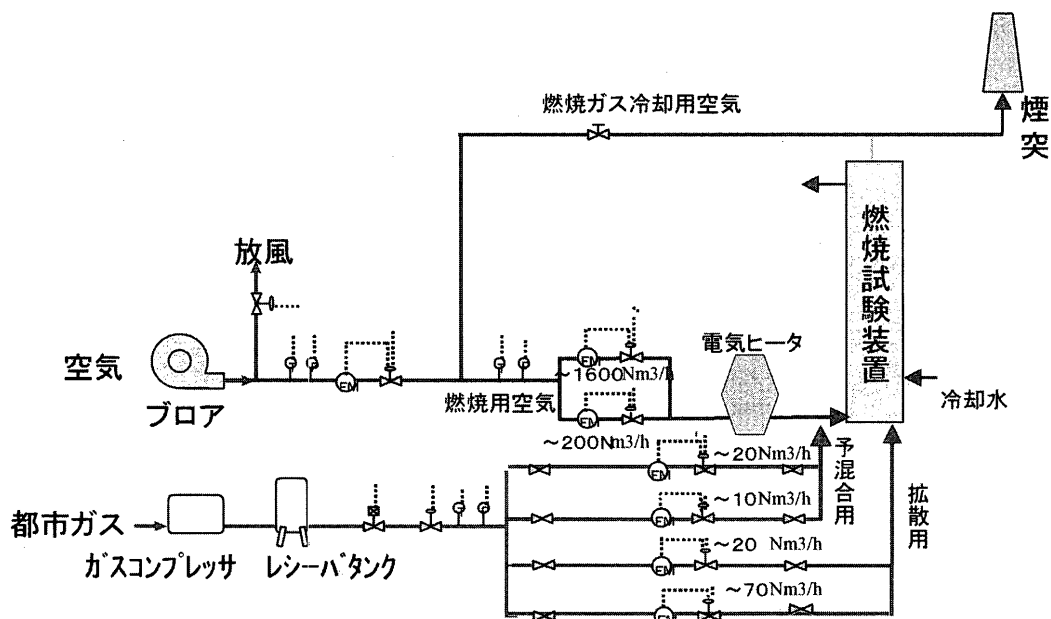


図2 試験装置系統

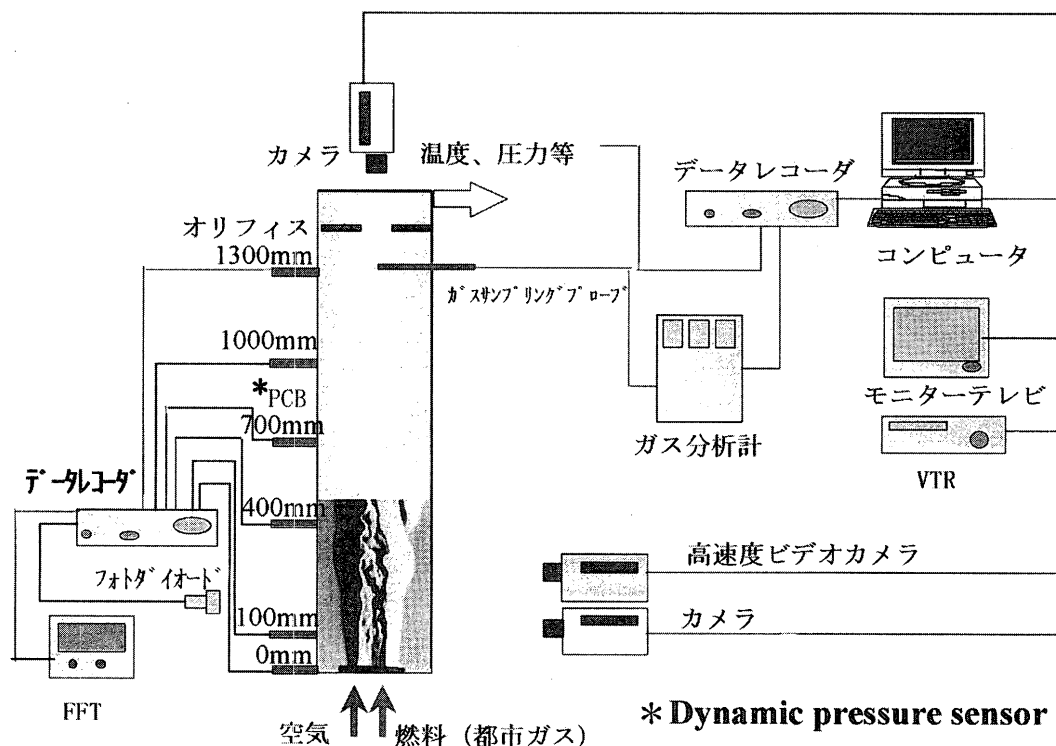


図3 計測システム

録した。

火炎の挙動観察として、フォトダイオードにより火炎の発光変動を計測した。炭化水素火炎では発光スペクトルはおもに C2, CH, OH であることから、これらの波長域に感度を有するフォトダイオード（浜松ホトニクス, S2281-01, 感度波長範囲190~1,000nm）を選定した。火炎からの光はフォトダイオード受光面に入射し、フォトダイオードからの電圧信号をアンプ（C2929浜松ホトニクス(株)）で増幅し、データレコーダに収録した。

また、フォトダイオードと並行して高速度ビデオカメラ（フォトロン, FASTCCAM - ULTIMA, ICメモリ記録）により火炎画像データを収集した。収集した1コマ毎の画像から火炎形状について輝度をベースに画像処理を行い、画像の経時変化により火炎挙動を評価した。高速度ビデオカメラの撮影速度は挙動解析の観点から、現象変動の1周期内に10個以上の画像データ収集を目安とした。本試験装置の燃焼振動周波数は後述するように高々300Hzであることから、撮影速度はカメラの仕様より4500コマ/sec（解像度256×256ピクセル）を用いた。光が弱い場合には光増幅器をレンズの前に取付ける方法もあるが、ここではレンズの絞りを全開にして火炎を撮影した。なお、フォトダイオードおよび高速度ビデオカメラによる画像データ収集においては、外部から燃焼管への入射光を遮断して行った。

2.4 試験条件

表1に試験条件を示す。ここで、スワラ噴き出し速度は接線方向の速度、燃焼温度は燃焼用空気と全燃料（予混合燃料+拡散燃料）から求められる理論燃焼温度、予混合燃料割合は全燃料中の予混合燃料の割合を示す。ガスタービン燃焼器ではスワラ噴き出し速度50~100m/sで運転されることが多いことから、この領域の速度を選定した。運転条件と燃焼振動データ収集の試験手順としては、スワラ噴き出し速度一定のもと、予混合燃料とパイロット燃料割合一定の条件で、燃焼温度1600℃の条件から燃料流量を下げながら失火点までデータを収集した。次に、新たな予混合割合の燃焼温度

表1 試験条件

試験圧力	大気圧
燃焼管長さ	1500mm
バーナ入口空気温度	30~50℃
スワラ	スワール数 0.35
スワラ噴き出し速度	50m/s, 67m/s, 85m/s
燃焼温度（理論燃焼温度）	~1600℃
燃料	都市ガス（13A）
予混合燃料割合	0~100%

1600℃に設定して同様な試験を繰り返し、予混合割合0%から100%まで行った。

2.5 火炎の可視化手法

火炎面周辺の自発光強度分布を火炎形状と考え、高速度ビデオカメラ画面の1コマ毎に画像処理し、その挙動と燃焼振動を関連付ける手法を試みた。図4に高速度ビデオカメラ画像の1コマを3種の光強度（階調）で表した画像処理例を示す。火炎挙動パラメータとして、図5に示す火炎幅、火炎の上下左右移動および火炎面積を選択し、これらの時間変動を画像処理ソフト（OPTIMAS）によって求めた。ここで、画像処理においては、図5の外側の火炎について検査面0を基準にして各パラメータの経時変化量を求めた。得られたこれらの火炎挙動パラメータの経時変化を比較することにより、燃焼振動との相互関係を評価した。



図4 火炎画像処理例

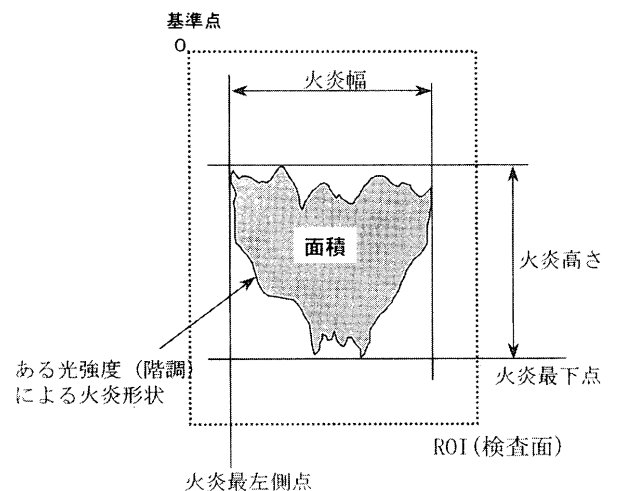


図5 火炎画像処理における記号

3. 結果

3.1 燃焼振動周波数と振動特性

振動状態が定常的に維持されている燃焼振動に限定すると、燃焼振動は励起される固有振動の相異によって、ヘルムホルツ振動と音響学的振動の二つに分類される。ヘルムホルツ振動は各瞬間において容器内の圧力は空間的に一様であり、分布は存在しないことが特徴である。

音響学的振動はn次モードの圧力分布が存在するが、ガス温度が空間的に一様で容器が本装置の円筒のような単純な形の場合、流れ方向のn次モードの周波数は次式であらわされる⁶⁾。

$$f = \frac{cn}{2L}$$

ここで、cは音速、Lは燃焼管長さである。

上式を本試験装置に適用して1600℃における1次モード (n = 1) の周波数を概算すると、c = 836m/s、L = 1.5mより279Hzが得られる。

本試験での振動データを周波数分析すると、70~120Hz、270Hz~320Hz 或いは両者の周波数が混在した周波数帯域が卓越しているのが観察された。これらの周波数帯域がどの型の振動に相当するかを燃焼管軸方向の圧力分布により調査すると、それぞれ特徴のある結果が得られた。図6に70Hzにおける燃焼管軸方向6箇所の圧力変動データの経時変化を示す。ここで、縦軸は圧力変動を示すが、同じ座標軸では各計測データが重なり合うため、各計測点の縦軸圧力データの0点をそれぞれシフトして、各計測点の圧力変動を分かりやすくした。ここで、縦軸の1目盛は4.05kPaに相当する。振動の各瞬

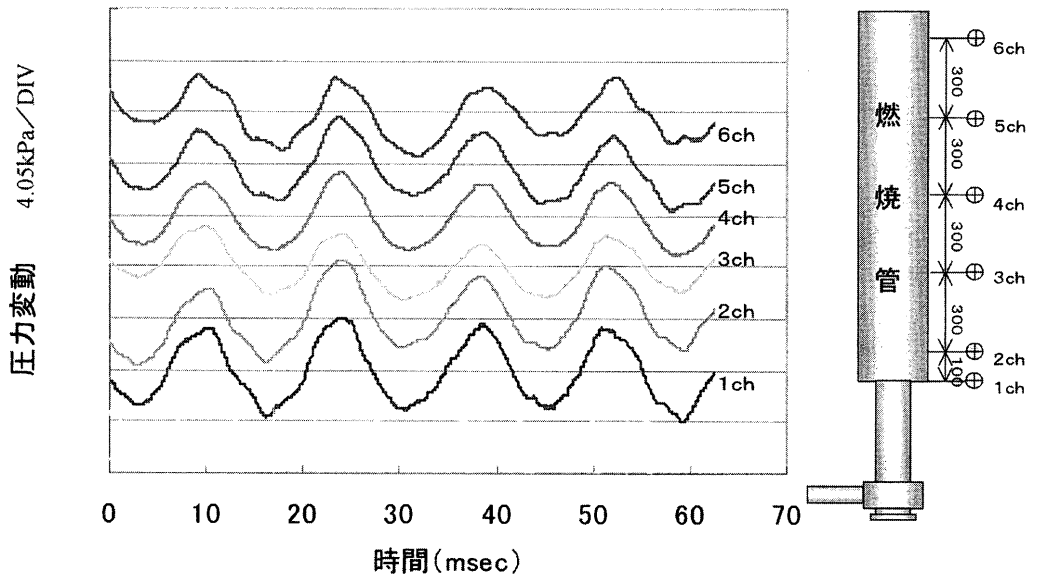


図6 燃焼管内圧力変動データ (卓越周波数70Hz)

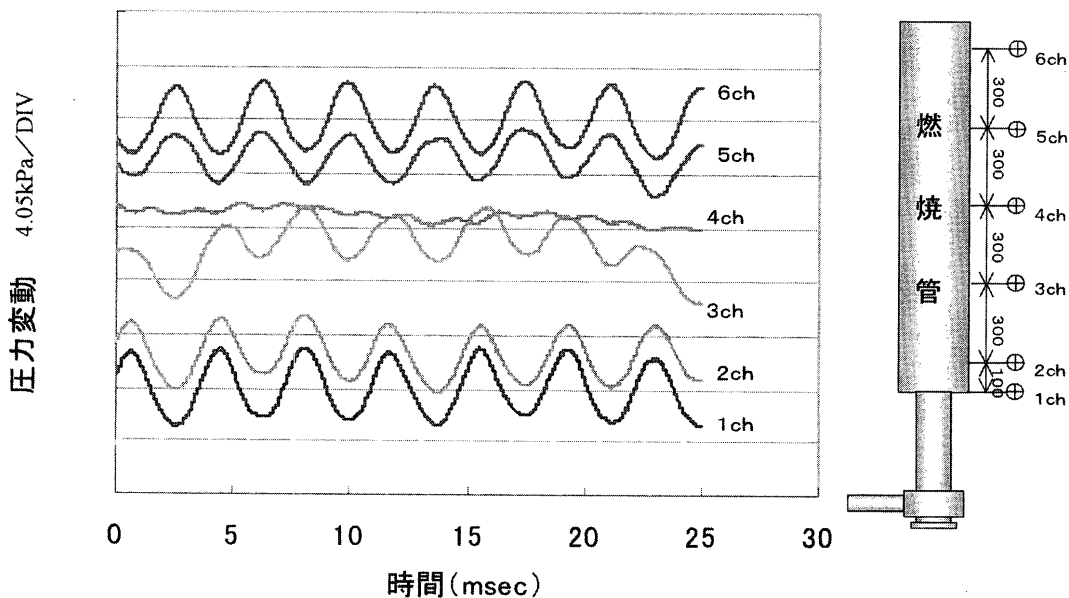


図7 燃焼管内圧力変動データ (卓越周波数270Hz)

間において、軸方向の圧力変動はほぼ一様であり、且つ燃焼管全体が同位相で振動している。70~120Hz帯域は同様な振動特性であることから、この周波数帯域の振動はヘルムホルツ型振動に相当することが分かる。

次に、270Hzにおける燃焼管軸方向6箇所の圧力変動データの経時変化を図7に示す(縦軸は図6と同様に表示)。燃焼管入口・出口付近は互いに逆位相の圧力の腹、燃焼管中央部に圧力の節が存在する。270Hz~320Hz帯域は同様な振動特性であることから、この周波数帯域は音響学的振動の1次モードに相当する。また、先の1次モードの概算値とも同程度の周波数となっている。

両方の周波数帯域において、本試験の圧力変動データを周波数解析して得た振動レベルを評価するにあたり、スワラ近傍の振動が大であることから、振動レベルの代表としてはスワラ面に設置した圧力変動センサのデータ(1ch)を用いることにした。

3.2 運転条件の影響

スワラ噴き出し速度50m/s、67m/sおよび85m/sにおいて、予混合燃料割合および燃焼温度をパラメータとして得られた燃焼振動レベル(オーバオール値)を図8~図10に示す。図中、燃焼振動レベルが記載されていない燃焼温度が低い運転条件では燃焼排ガス中のCOが急増し、失火寸前の状態或いは失火状態を表す。わずかな運転条件の変化でもって、燃焼振動レベルが急激に変わり得ることが分かるが、図8~図10の結果は次のように整理できる。

- ①スワラ噴き出し速度の減少に伴い、燃焼振動レベルは増大する傾向を示す。
- ②燃焼温度の上昇とともに燃焼振動レベルは増大する傾向となる。
- ③予混合燃料割合の増加とともに燃焼振動レベルは増大する傾向となる。

これらの結果は、効率向上を図った高温化および低NO_x化を図った予混合燃焼法の採用といった現状燃焼器に対応し、燃焼振動が問題視されている現状が理解できる。

図8~図10の卓越振動周波数は前述したように、70Hz帯域、270Hz帯域或いは両方の周波数帯域の混在である。どのような運転条件でどの周波数帯域が卓越するかは必ずしも明確ではないが、本試験ではスワラ噴き出し速度50m/sでは70Hz帯域が発生し易く、67m/sの流速条件では270Hz帯域が発生し易い傾向がある。また、予混合割合が高い条件において、70Hz帯域の振動が発生し易い傾向が見られる。

3.3 火炎挙動と燃焼振動の関係

3.3.1 フォトダイオードによる結果

フォトダイオードから得た火炎光強度と圧力変動センサの圧力変動の経時変化を図11、図12に示す。図11は燃焼振動レベル大(オーバオール値6.0kPa)の場合、図

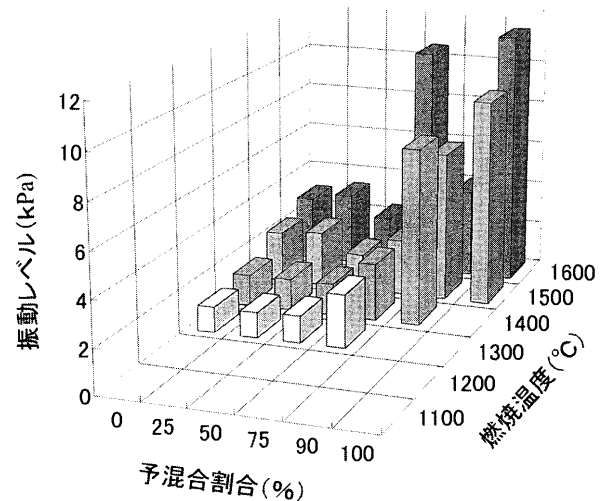


図8 燃焼振動発生状況(スワラ噴き出し速度50m/s)

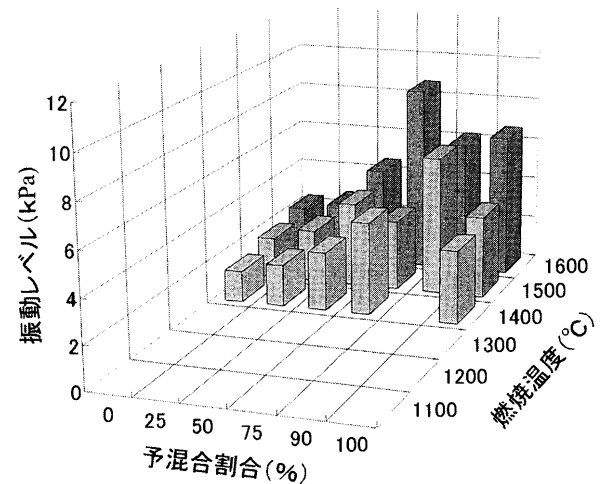


図9 燃焼振動発生状況(スワラ噴き出し速度67m/s)

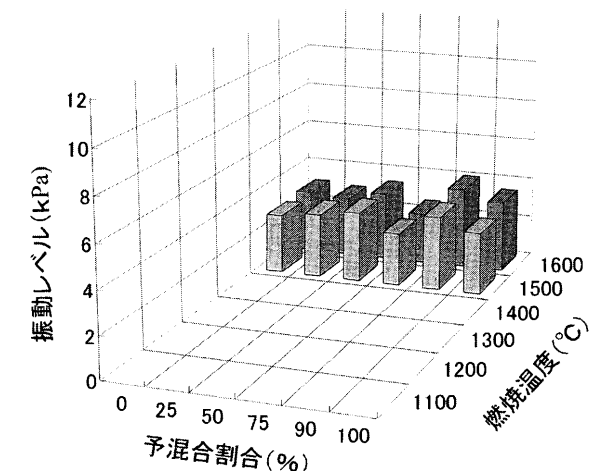


図10 燃焼振動発生状況(スワラ噴き出し速度85m/s)

12は燃焼振動レベル小（オーバオール値1.3kPa）の場合を示す。図より、火炎の光強度は燃焼振動の大小に関連して変化している。また、光強度の変動も燃焼振動と同位相で変動している。図11、図12には変動データの周波数解析結果も示すが、光強度、圧力変動とも卓越周波数は同程度となっている。

3.3.2 高速度ビデオカメラの画像処理による結果

燃焼振動レベル大小の2ケースについて紹介する。

1) 振動レベル大のケース

卓越周波数110Hz（オーバオール値6kPa）における火炎の各パラメータの経時変化を図13に示す。火炎幅と

火炎最左側点が逆位相で変動しているのに対し、火炎最下点と火炎高さが変化していないため、火炎は左右に膨張・収縮を繰り返している。その周期は200コマに5サイクルあることからほぼ110Hzの燃焼振動周波数と対応している。この結果と同調して、火炎面積は同様の110Hzの振動特性を示している。

図14に火炎の面積と燃焼器内圧力変動の比較を示す。両者の時間対応がとれていないため位相は不明であるが、火炎面積は圧力変動とほぼ同じ周期で変化しており、この図からも火炎挙動と燃焼振動は互いに相互関係にあることが分かる。

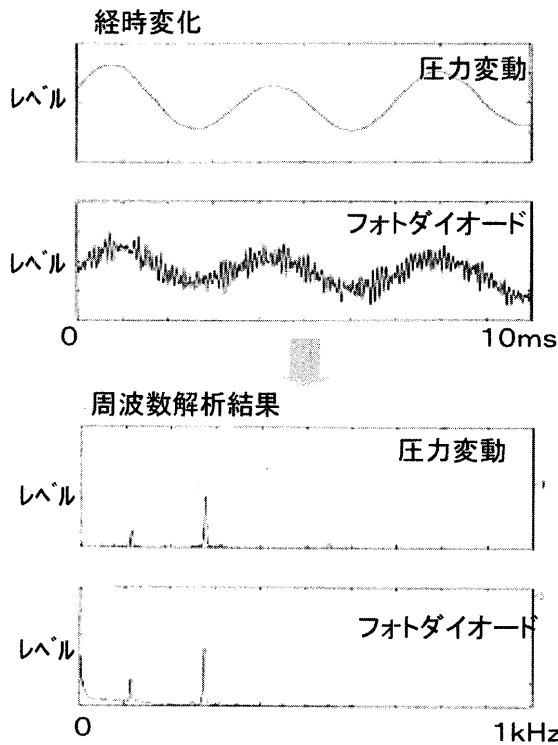


図11 圧力変動と火炎の発光変動の関係（振動レベル大）

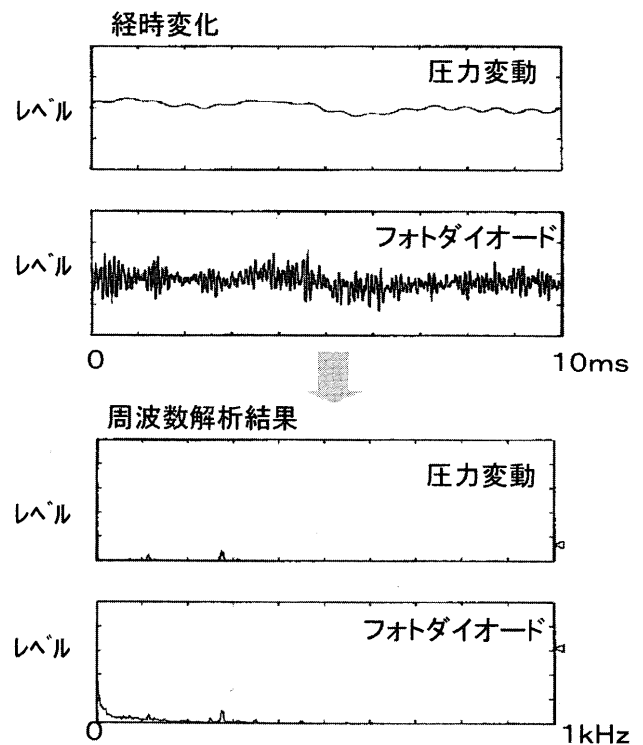


図12 圧力変動と火炎の発光変動の関係（振動レベル小）

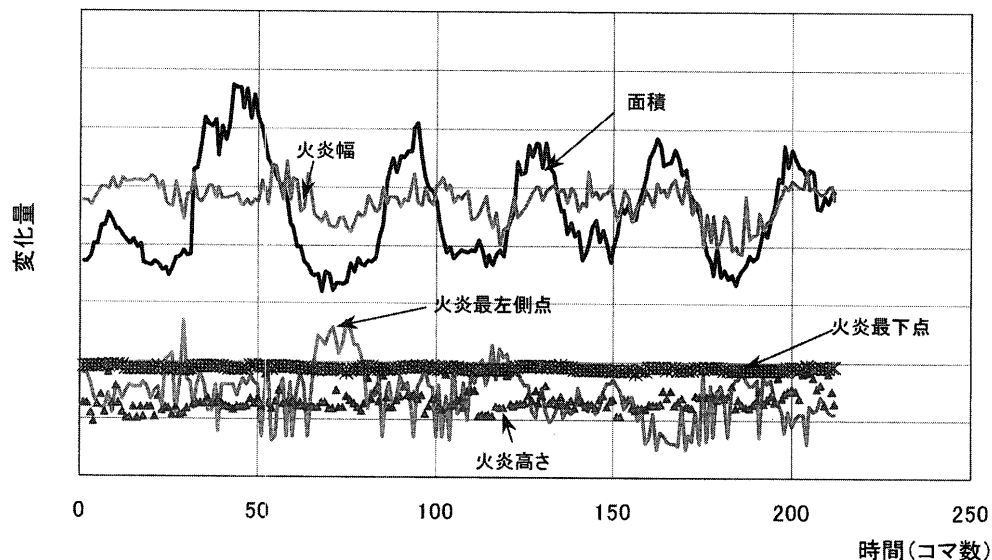


図13 火炎挙動の経時変化（卓越周波数110Hz）

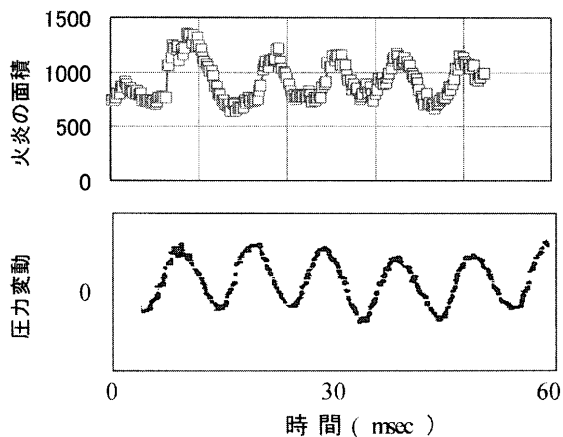


図14 火炎面積と圧力変動の関係

2) 振動レベル小のケース

卓越周波数310Hz (オーバオール値2kPa) における火炎の各パラメータの経時変化を図15に示す。燃焼振動レベル大のケースに比較し変化量は小さいが、火炎の各パラメータは310Hz 相当で変化している兆候が見られる。

以上燃焼振動レベルの大小に拘らず、火炎の光強度の経時変化および火炎挙動はその時の卓越周波数で変化する周波数成分を持っていることが分かる。

以上より、燃焼振動は発生メカニズムが複雑であり解明に至っていないが、ここで述べた可視化手法は火炎の挙動把握に有効であり、燃焼振動の現象理解に利用できる可能性を得ることができた。可視化手法により燃焼振動は火炎の挙動に関連していることが分かり、外部エネルギー等により火炎に影響を与えて火炎を制御できれば、燃焼振動特性を変更できる可能性がある。

4. 結言

ガスタービン燃焼器をモデル化した試験装置を用いて、

運転条件と燃焼振動レベルの関係調査および高速度ビデオカメラ等の火炎可視化手法による燃焼振動の現象評価を試みた。以下に、その概要を示す。

(1) スワロー噴き出し速度、燃焼温度、予混合燃料割合を変化させ燃焼振動特性への影響を評価した。燃焼振動は、スワロー噴き出し速度が遅いほど、予混合燃料割合が高い領域で、燃焼温度が高い条件で発生し易い傾向がある。しかも、燃焼振動はこれらの運転条件のわずかな変化で急激に変化する。

(2) フォトダイオードを用いて、火炎光強度と燃焼振動との関連を調査した。火炎の光強度は燃焼振動レベルの大小に関連して変化し、燃焼振動と同位相で変動しているのが分かった。

(3) 火炎の自発光強度分布を利用して、火炎形状の挙動を高速度ビデオカメラの画面1コマ毎に画像処理することにより、燃焼振動との関係の評価した。その結果運転条件が一定の場合、振動レベルの大小に拘らず、火炎はスワロー下流のある位置を振動の中心として膨張・収縮を繰り返しており、その周波数は卓越周波数に等しい。

(4) 燃焼振動は火炎の挙動に関連していることが分かり、外部エネルギー等により火炎に影響を与えて火炎を制御できれば、燃焼振動特性を変更できる可能性がある。

参考文献

1) ~ 2) 例えば
 Kendrick, D.W., et al., ASME paper98-GT-382,(1998)
 Cohen, J.M., et al., ASME paper98-GT-287, (1998)
 3) ~ 5) 例えば
 Straub, D.L., et al., ASME paper01-GT-38, (2001)
 Cannon, S.M., et al., ASME paper98-GT-375, (2001)
 Johnson, C.E., et al., ASME paper98-GT-519, (2001)
 6) 燃焼工学ハンドブック, (1995), 112, 日本機械学会

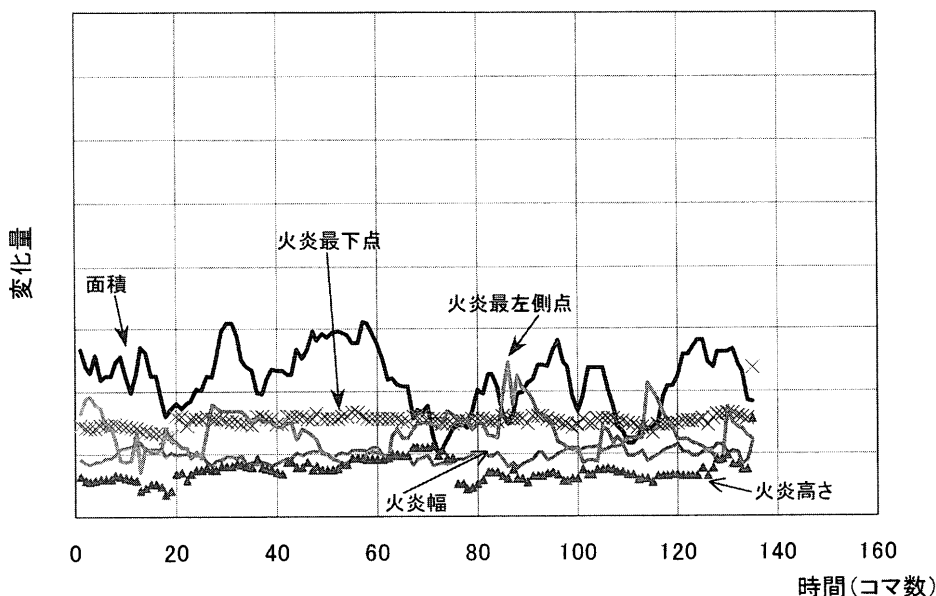


図15 火炎挙動の経時変化 (卓越周波数310Hz)

燃焼振動の低減法に関する研究 —共鳴器による燃焼振動低減特性—

Control of Combustion Oscillations in Premixed Combustor — Application of the Resonator for Reducing Combustion Oscillations —

山中 矢*¹
YAMANAKA Susumu

前田 福夫*¹
MAEDA Fukuo

塩田 和則*¹
SHIODA Kazunori

岩渕 一徳*¹
IWABUCHI Kazunori

土屋 利明*²
TSUCHIYA Toshiaki

岡本 正範*²
OKAMOTO Masanori

キーワード：燃焼振動，ガスタービン，燃焼器，予混合燃焼，不安定燃焼，共鳴器
Combustion Oscillation, Gas Turbine, Combustor, Premixed Combustion,
Combustion Instability, Resonator

Abstract

Recent regulation on NO_x emission is promoting the use of lean premix combustion for the high temperature gas turbines. But, premix operational experience has been accompanied by combustion oscillation. This paper describes the characteristics of reducing the combustion oscillations in premix combustor which are simulate combustion conditions of can type gas turbine combustor. The resonators were applied for reducing the combustion oscillations. The results showed that the resonator could achieve large reduction of the combustion oscillation levels.

1. はじめに

燃焼振動はガスタービン燃焼器やその他の燃焼を伴う種々の機器で経験され、燃焼機器の信頼性を損なう一つの大きな要因となっている。特に、最近のガスタービン燃焼器では低 NO_x 化を図った予混合燃焼方式の採用、高温化対応に伴いライナーのフィルム冷却方式からインピンジメント冷却方式への移行によるライナー壁面の平坦化が燃焼振動を発生し易くしている¹⁾。既に、燃焼振動の低減は多くの燃焼機器で試みられているが、ガスタービン燃焼器では構造が複雑になってきていることもあり、その特性予測が充分でなく、設計段階や運転時において現状適切な対応ができていない状況にあると考えられる。

燃焼振動特性を理解・予測し、その低減法を確立する

研究は、ガスタービンの運転信頼性向上や部品の長寿命化、コストダウン等に大きな意義を有することもあり、燃焼振動に関連した発表が近年急増している^{2), 3), 4)}。

これまで燃焼振動の低減については、燃料の変調付加ノズル⁵⁾、スワローを含めたノズル部の改造⁶⁾等種々検討されてきている。また、最近ではガスタービン燃焼器への共鳴器の適用検討⁷⁾も見られるようになってきた。著者らは燃焼振動低減技術開発の取組みに際し、予混合燃料割合、スワロー噴き出し速度および燃焼温度といった燃焼器の運転条件をパラメータとして燃焼振動の発生条件、火炎の可視化による燃焼振動と火炎挙動との関連性について調査した⁸⁾。また、外部エネルギーにより火炎を制御できれば燃焼振動特性を変更できる可能性があることも示した⁹⁾。

本研究では、燃焼振動低減手法として共鳴器を用いた基礎試験を行い、ガスタービン燃焼器への共鳴器適用可能性について評価し、有用な共鳴器設計データを収集した。

原稿受付 2004年2月13日

* 1 (株)東芝 電力・社会システム技術開発センター
〒230-0045 神奈川県横浜市鶴見区末広町2-4

* 2 東京電力(株) 技術開発研究所
〒230-8510 神奈川県横浜市鶴見区江ヶ崎町4-1

2. 試験装置および試験方法

燃焼振動は火炎の挙動と火炎を取巻く境界条件（形状および作動条件）との相互関係で発生する。そこで、燃焼試験における試験条件と供試体の形状はガスタービン燃焼器をできるだけ模擬し、大気圧下で都市ガスを燃料に用いて燃焼試験をおこなった。

試験装置の概要を図1に示す。共鳴器の設置箇所は燃焼管内圧力モードの圧力の腹近傍が望ましいと考えられる。前報⁸⁾の結果より、燃焼管全長1,500mmにおいて、圧力の腹は音響学的振動では燃焼管入口・出口近傍、ヘルムホルツ型振動では全域一様であることから、ここでは燃焼管入口近傍である入口下流150mmの管壁に共鳴器を設置した。なお、共鳴器の設置箇所については、実機適用を考慮して他の箇所についても検討もおこなったので後述する。その他、試験装置および計測システムは前報⁸⁾と同じであるため本報では省略する。

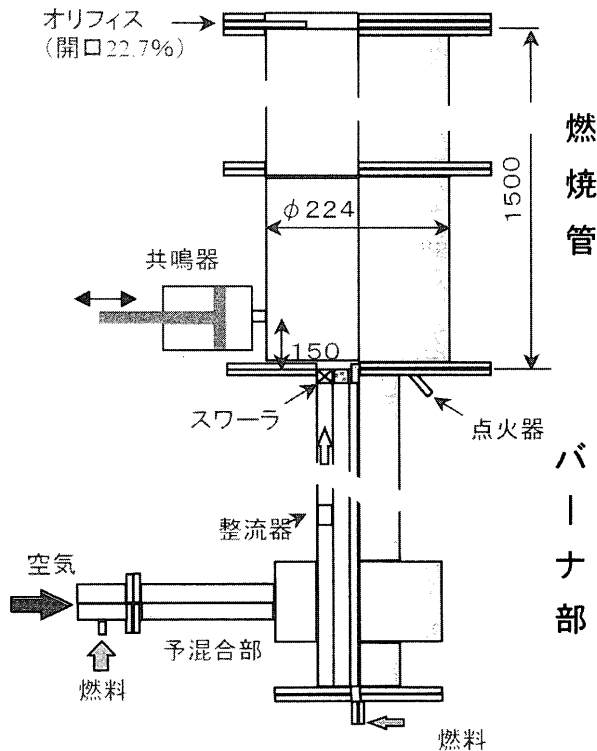


図1 試験装置

2.1 共鳴器

共鳴器の概略を図2に示すが、スロートと容器から構成される。共鳴器による振動低減原理は次のように考えられる。共鳴器の共鳴周波数に相当する圧力波が共鳴器に入射するとスロート内で気体の激しい気柱振動が生じ、スロートに接する容器内の気体は圧縮・膨張される。このためスロートでは粘性により熱エネルギーに変換されることから振動低減が期待できる。なお、共鳴器の共鳴周波数 f は次式で与えられる。

$$f = \frac{c}{2\pi} \sqrt{\frac{S}{(L+aD)V}}$$

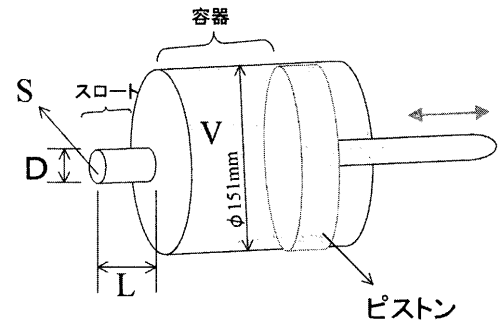


図2 共鳴器構造

ここで、 c はスロートを通過する気体の音速、 D はスロート直径、 L はスロート長さ、 S はスロートの断面積、 V は共鳴器容積、 a はスロート長さ補正係数である。 aD はスロート内をガスが動く際、開口部付近のガスが引きずられる長さを表すが、 a は近似的に与えられ0.65を用いた例がある¹⁰⁾。

上式より、共鳴器設計においてはスロート断面積 S (またはスロート直径 D)、スロート長さ L 、容積 V の3つの設計パラメータがある。共鳴器容積 V のコンパクト化にはスロート断面積 S を小さく、スロート長さ L を長くすることが望まれるが、スロート抵抗が大きくなり共鳴器の機能が働かないことが予想される。そこで、本試験では、最初にスロートサイズ (径、長さ) の影響について評価した。表1に試験に用いたスロートを示す。一方、共鳴器容積 V については、図2に示すように容器内に設けたピストンの操作により容積を任意に調整できるようにし、振動低減の最適容積が把握できるようにした。ピストンの操作は手動で行い、ピストンと容器内壁間の気体の漏れを防止するため、ピストン周囲にシールリングを設けた。

表1 試験に用いたスロート

No.	スロート径 (mm)	スロート長さ (mm)
1	11	55
2	14	55
3	17	55
4	20	55
5	22	55
6	25	55
7	25	155
8	25	355
9	25	555

2.2 圧力変動計測箇所

圧力変動計測箇所を図3に示す。燃焼管入口(1ch)、入口下流100mm (2ch)、400mm (3ch)、700mm (4ch)、1,000mm (5ch)、1,300mm (6ch)、スワーラ上流100mm (7ch) および共鳴器3箇所 (14ch～20chの3点) の計10箇所とした。圧力変動センサはアンプ内臓の圧力検出

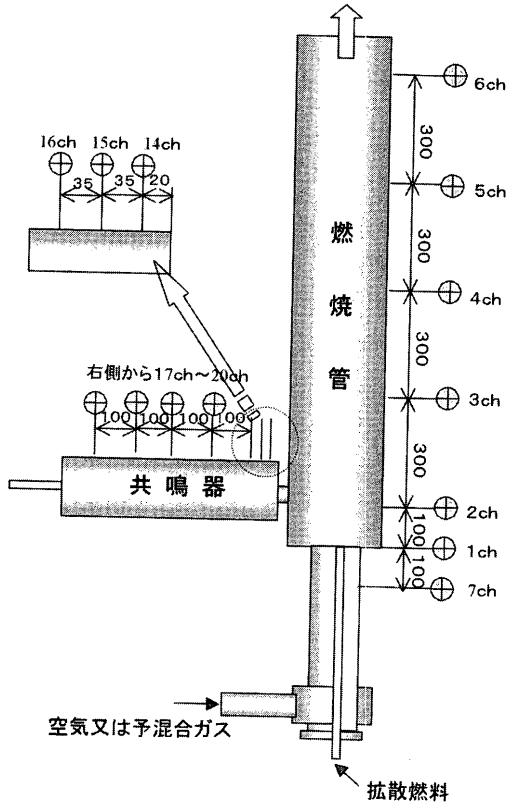


図3 圧力変動計測箇所

器 (米国 PCB 社製112A21, 周波数応答特性0.5Hz ~ 250kHz) を用いた。圧力変動データはデータレコーダに全点記録し、後で振動解析をおこなった。なお、試験中は燃焼管入口のデータ (1ch) を代表値として、周波

数解析装置により振動レベルと周波数を常時表示した。

2.3 試験条件

燃焼振動低減の評価を目的とすることから、前報⁽⁸⁾の試験結果において振動レベルが大で、かつヘルムホルツ型振動と音響学的振動が発生する運転条件を選定した。図4に前報⁽⁸⁾の結果を示すが、図中○印で示す予混合割合 (全燃料中の予混合燃料の割合) が75%程度、燃焼温度が1,600℃ (燃焼用空気と全燃料から求められる理論燃焼温度) を試験条件とした。ここで、スワラ噴き出し速度 (接線方向速度) 50m/s においては70Hz 帯域のヘルムホルツ型振動が、スワラ噴き出し速度67m/s においては270Hz 帯域の音響学的振動が卓越して発生している。

3. 結果

燃焼管内の振動モードより燃焼管入口 (1ch) における振動が大であることから⁽⁸⁾、以下の振動低減評価ではこの点の振動データを用いて評価した。なお、振動の周波数波形は卓越周波数でシャープなピークを示し、振動のオーバーオール値と卓越周波数の値は大きな差異がないため、特にことわりがない限りオーバーオール値を表す。

3.1 スロート径の評価

表1のNo.1~6のスロート径11mm~25mm (スロート長さは全て55mm) について燃焼振動低減を評価した。
(1) ヘルムホルツ型燃焼振動の低減特性

図5に、卓越周波数70Hzの振動低減結果を、スロー

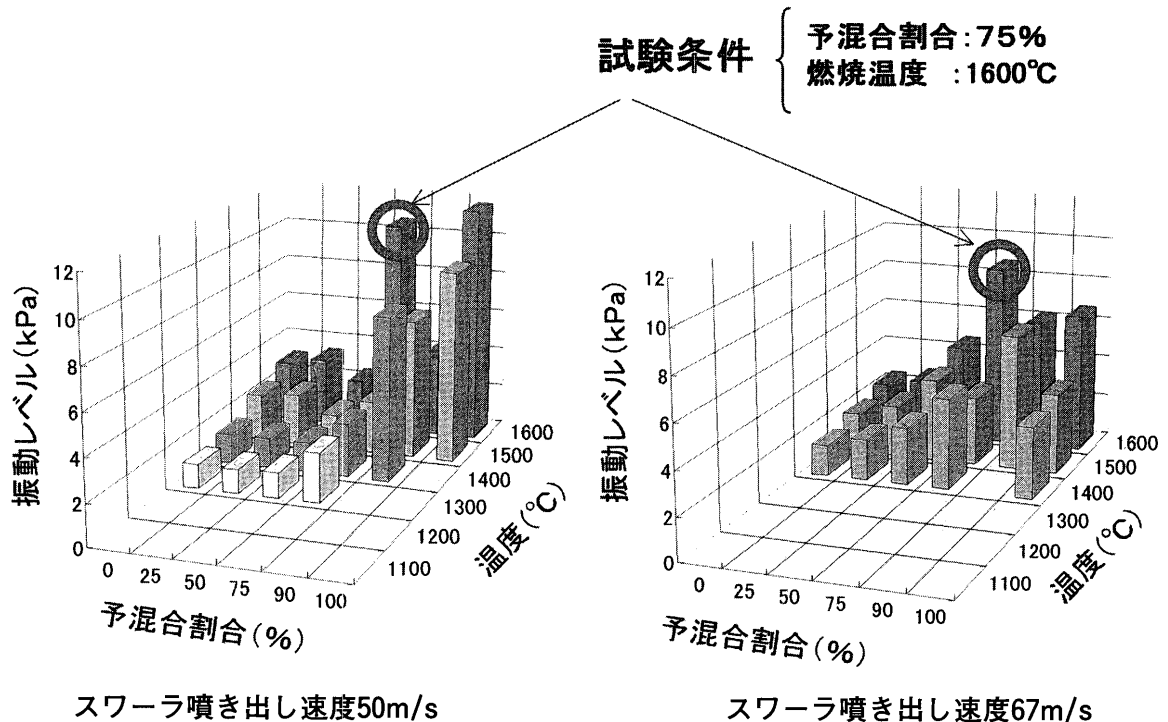


図4 試験条件

ト径をパラメータとして示す。縦軸の振動低減効果は、共鳴器操作時の振動レベルと共鳴器操作なし（共鳴器容積0）の振動レベルの比を表す。横軸は共鳴器容積に関する指標であるが、燃焼管容積に対する比で整理した。以下、共鳴器容積については燃焼管容積との比で表すことにする。図5より、振動低減が得られるスロート径の下限は20mm程度となる。共鳴器と燃焼管の容積比が7%までは、共鳴器容積増大とともに振動低減が得られるが、さらに共鳴器容積を増大しても振動低減効果は同程度である。この領域での振動低減効果はスロート径で差異が見られるが、図6に例を示すように70Hz帯域の振動低減過程で他の振動周波数の振動が卓越してくるのに伴うものであり、しかも運転条件のわずかな違いでもって振動レベルが異なってくる。共鳴器のスロートサイズを適性にとれば、燃焼振動を20~50%まで低減することができる。この共鳴器容積は共鳴器の共鳴周波数式から得られる値に概略相当する。しかしながら、共鳴器の共鳴周波数の式にみられるような、スロート径を小さくすれば共鳴器容積も小さくできるという関係は、スロート径の操作範囲が小さいこともあるが明確でない。

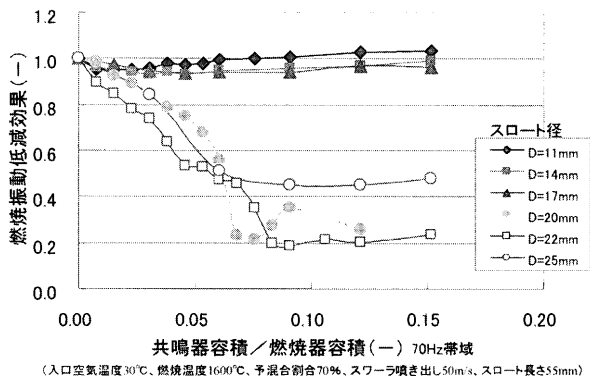


図5 振動低減効果（スロート径評価，ヘルムホルツ振動）

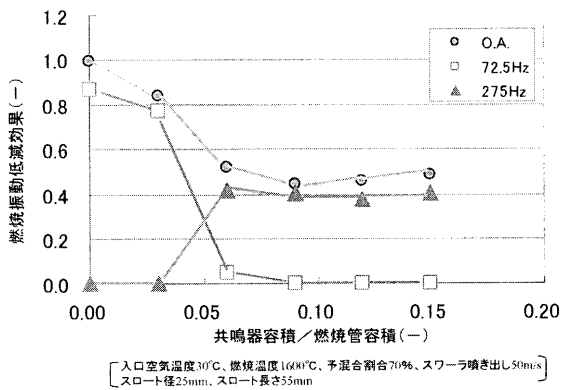


図6 ヘルムホルツ型振動の低減過程

(2) 音響学的燃焼振動の低減特性

図7に卓越周波数270Hzの振動低減結果を示す。振動低減を得るためのスロート径下限は17mm程度となる。振動低減に最適の共鳴器容積が存在し、共鳴器容積がその容積より小さくても大きくても振動低減は悪くなるが、共鳴器容積を最適化することにより燃焼振動を10~20%まで低減することができる。なお、スロート径が小さいほど最適の共鳴器容積は小さくなるという共鳴器の共鳴周波数式の関係が得られている。しかし、スロート径が小さいと大きい振動低減が得られる共鳴器の容積領域が狭くなり、共鳴器容積調整の観点からは不利となる傾向がある。共鳴器容積をさらに大きくすると、再度270Hz帯域の振動が大きくなるが、ヘルムホルツ型振動低減でみられた他の周波数の振動発生は見られない。

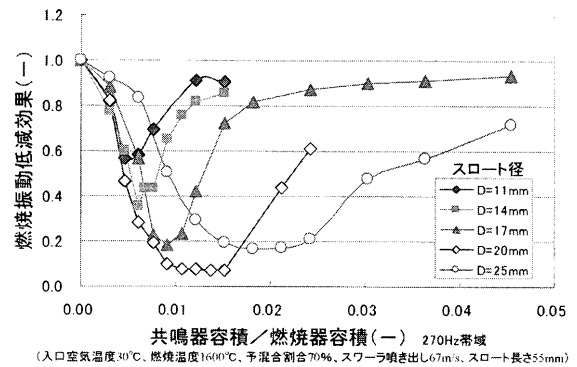


図7 振動低減効果（スロート径評価，音響学的振動）

3.2 スロート長さの評価

ヘルムホルツ型および音響学的振動低減にはそれぞれ20mm, 17mm以上のスロート径が必要と確認されたことから、ここではスロート径を25mmとし、スロート長さ55mmの他に155mm, 355mm, 555mm（表1のNO.7~NO.9のスロート）について燃焼振動低減について評価した。

(1) ヘルムホルツ型燃焼振動の低減特性

図8に、卓越周波数70Hzの燃焼振動低減結果を、ス

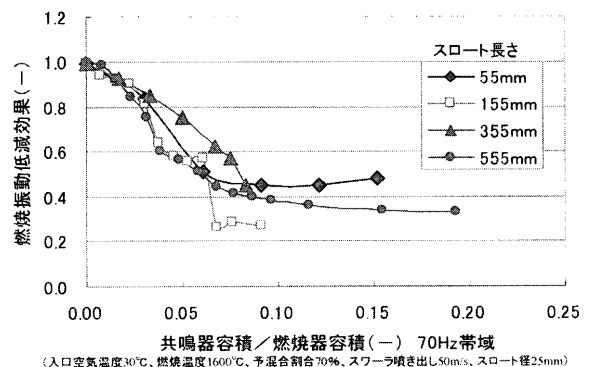


図8 振動低減効果（スロート長さ評価，ヘルムホルツ振動）

ロート長さをパラメータとして示す。スロート長さの影響は顕著ではなく、共鳴器の共鳴周波数式にみられるようなスロートを長くすると共鳴器容積が小さくできるという関係は明確でない。最大の振動低減が得られる共鳴器容積はスロート長さに関係なくほぼ一定であり、共鳴器容積をさらに増大しても、振動低減効果は同程度である。理由は上述したように新たに卓越する周波数の振動によるものである。

(2) 音響学的燃焼振動の低減特性

図9に、卓越周波数270Hzの振動低減結果を、スロート長さをパラメータとして示す。スロートが長いほど最適の振動低減を得る共鳴器容積は小さくなるという共鳴周波数式の関係がみられる。一方、スロートが長いと最適な振動低減が得られる共鳴器の容積領域は狭くなり、共鳴器容積調整の観点からは不利となる。

以上、共鳴器による燃焼振動低減において、ヘルムホルツ型振動と音響学的振動では、振動低減特性に違いが見られる。ヘルムホルツ型燃焼振動において、スロート径・スロート長さの影響結果をまとめると図10となる。スロート径としては20mm程度あれば、振動低減は共鳴器容積で決定され、スロート径・スロート長さの影響は明確でない。一方、音響学的燃焼振動では、スロート長

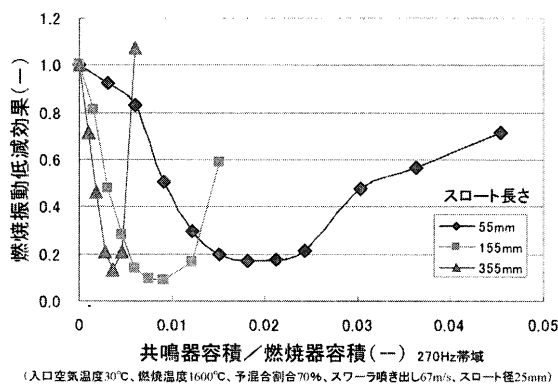


図9 振動低減効果 (スロート長さ評価, 音響学的振動)

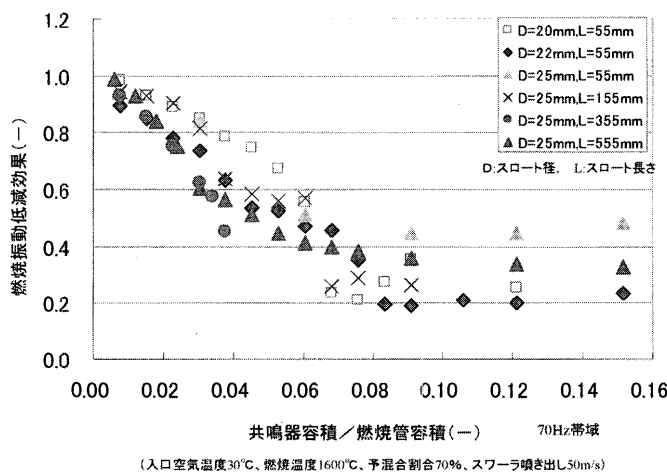


図10 振動低減効果 (スロートサイズ評価, ヘルムホルツ振動)

さ、スロート断面積、スロート径、共鳴器容積の関係は共鳴周波数式の関係と対応した試験結果が得られ、スロート長さ補正係数 a に0.65を用いて、

$$f/c \text{ と } \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{S}{(L+0.65D)V}}$$

で振動低減効果を整理すると図11となる。一つの曲線上にほぼ分布し、 $\frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{S}{(L+0.65D)V}}$ が0.4程度のとき振動低減効果が最大となる。理論燃焼温度が1,600℃一定であることからスロート内の音速 c は大差がないと予想されること、および振動周波数は270Hz帯域であることから、共鳴器サイズは共鳴周波数式から設計できると考えられる。ここではスロート内のガス温度を計測していないため音速 c を以上の関係から求めると、 $f/c = 0.4$ 、 $f = 270\text{Hz}$ より $c = 675\text{m/s}$ が得られる。この音速の温度は約860℃となり、妥当な温度ではないかと考えられる。

3.3 共鳴器内と燃焼管内の圧力変動の関係

(1) ヘルムホルツ型燃焼振動

卓越周波数70Hzの振動低減段階の燃焼管内と共鳴器内の圧力変動を図12に示す。燃焼管内 (1ch ~ 6ch) と同様、共鳴器内 (14ch, 17ch, 18ch) でも各瞬間にお

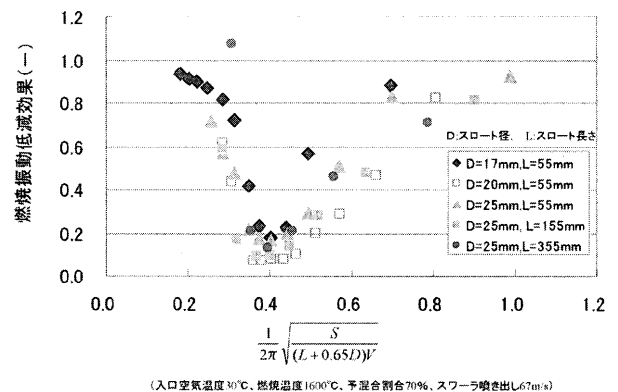


図11 振動低減効果 (スロートサイズ評価, 音響学的振動)

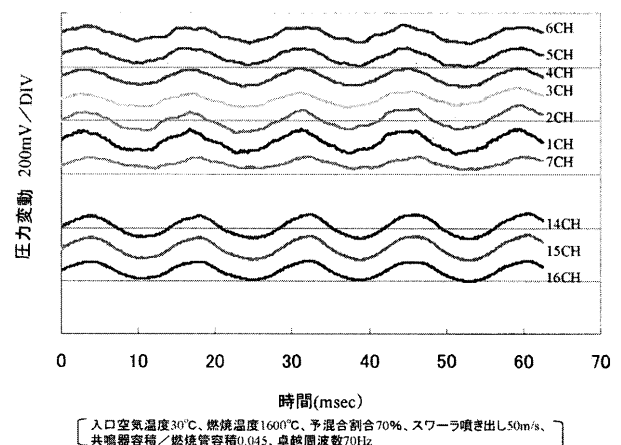


図12 振動低減効果 (スロートサイズ評価, 音響学的振動)

いて圧力は空間的に一様であり分布はなく、燃焼管内と同周波数かつ同位相で振動している。共鳴器容積をさらに増大すると、燃焼管内—共鳴器内圧力変動の位相差が現れ、70Hz 振動が低減してくるが図13に示すように燃焼管および共鳴器内とも270Hz の振動が卓越してくる。このときの1ch, 2ch, 14chの拡大図を図14に示すが、周波数はほぼ同じで、位相がほぼ逆になっている。共鳴器容積をさらに大きくしても位相は逆の状態であるが、振動低減効果には大きな差がみられない。このときの共鳴器内と燃焼管内の圧力変動レベルは燃焼管内の方が大きくなっている。

(2) 音響学的燃焼振動

卓越周波数270HZにおける共鳴器による振動低減段階の燃焼管内(1ch~6ch)と共鳴器内(14ch~16ch)の圧力変動を図15に示す。音響学的燃焼振動の場合、周波数が高いため最適の共鳴器容積が小さくなることから、共鳴器内軸方向の圧力変動計測を可能とするため、ここでは直径80.7mmに小型化することにより共鳴器長さを

大きく取れるようにした。なお、圧力変動センサの設置箇所は図3と同じである。共鳴器操作開始時において、共鳴器内では各瞬間において圧力は空間的に一様であり分布はなく、共鳴器設置箇所の燃焼管内(2ch)と共鳴器内の圧力変動は同周波数かつ同位相で振動している。さらに、共鳴器容積を増大し振動低減操作をおこなうと、この位相に差が出始め、振動低減が顕著になると図16に示すように、振動は燃焼管全域(1ch~6ch)で小さくなる。図17に図16の燃焼管(1ch, 2ch)と共鳴器(14ch)の圧力変動の拡大図を示すが、両者の圧力変動はほぼ逆位相になっている。このときの共鳴器内の圧力変動レベルは燃焼管内の圧力変動レベルより大きくなっている。さらに共鳴器容積を大きくすると再度270Hzの振動が大きくなるが、このときの燃焼管内(1ch, 2ch)と共鳴器内(14ch)の圧力変動の拡大図を図18に示す。圧力変動はほぼ逆位相であるが、共鳴器内の圧力変動レベルは燃焼管内圧力変動レベルより小さくなっている。ここで、振動低減が得られない理由としては、容

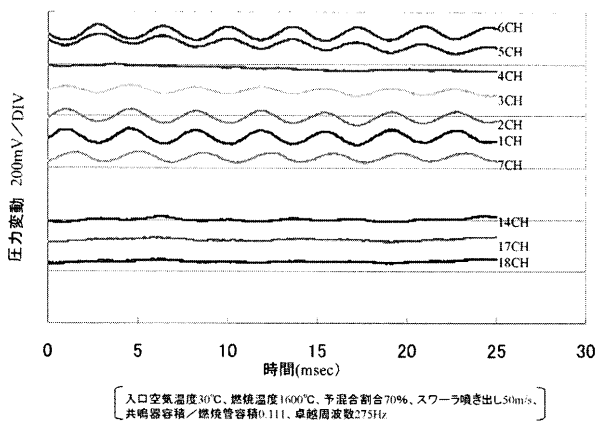


図13 燃焼管内および共鳴器内の圧力変動
(振動低減大、ヘルムホルツ振動)

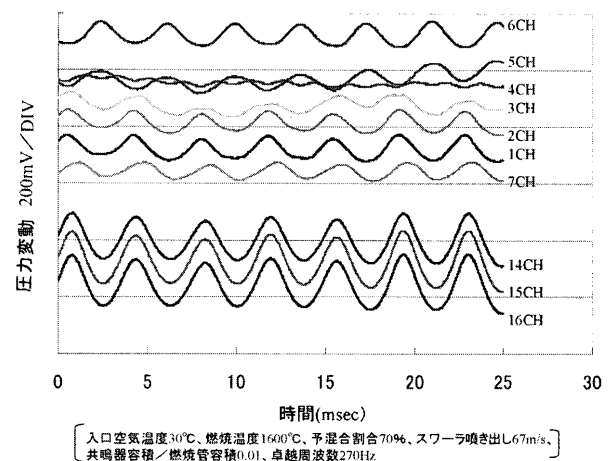


図15 燃焼管内および共鳴器内の圧力変動
(振動低減中、音響学的振動)

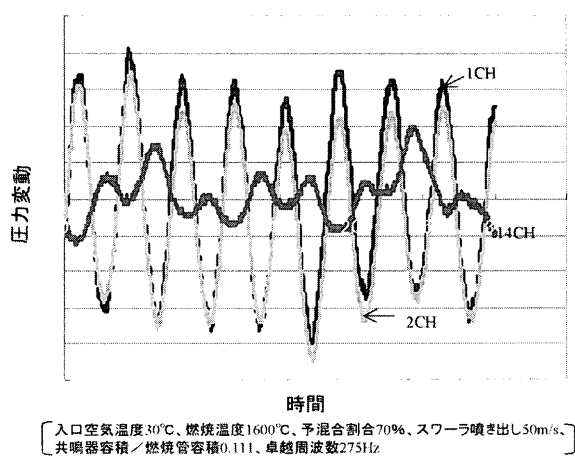


図14 燃焼管内および共鳴器内の圧力変動拡大図
(振動低減大、ヘルムホルツ振動)

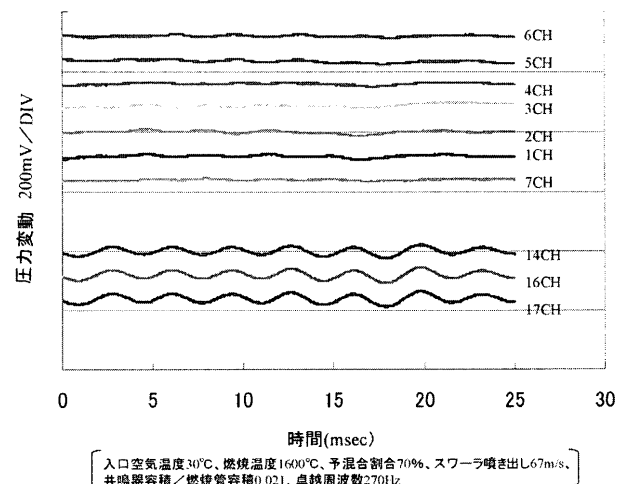


図16 燃焼管内および共鳴器内の圧力変動
(振動低減大、音響学的振動)

器が大きいため容器内で気体の圧縮・膨張が緩和されるためではないかと考えられる。

3.4 共鳴器設置箇所の検討

共鳴器の設置箇所としては、燃焼管内圧力モードの腹近傍の位置が期待され、本試験でも圧力モードの腹近傍である燃焼管入口で大きな振動低減を確認することができた。共鳴器の実機適用を考えると、設置スペースおよび設置周囲温度の面から、できるだけ燃焼管の上流側が好ましい。したがって、図19に示すB、C（Aはこれまでの試験で実施した位置）に共鳴器を設置し、振動低減効果を評価した。Bはスワラ上流であり、設置スペースおよび設置周囲温度の観点から最も実機適用に好ましい箇所であり、図12および図15に示すように、燃焼振動発生時には圧力変動が発生していることから選択した（図の7ch）。Cは燃焼管入口面に相当し圧力の腹近傍であり、燃焼器構成によっては設置スペースおよび設置周

囲温度の観点からAより好ましいことから選択した。結果を図19に示すが、スワラ上流Bでは振動低減が小さく、CではAと同程度の振動低減が得られている。AとCでは振動低減の共鳴器最適容積に差異が見られるが、これはスロート部の温度の影響と思われる。すなわち、Cでは燃焼開始点であることからAに対し温度が低く、スロートを通過する気体の音速が遅い。したがって、共鳴器の共鳴周波数式から共鳴器容積は小さくなると推定される。

以上、共鳴器設置箇所としてはスワラ上流の非燃焼域では振動低減の効果は得られないが、燃焼管入口では大きな振動低減効果が得られ、実機での共鳴器設置性の観点からも可能性を得ることができた。

3.5 2個の共鳴器による振動低減

ヘルムホルツ型振動低減では、共鳴器による振動低減過程で新たに他の周波数の振動が卓越し、十分な振動低減が得られない場合があった。そこで、新たに他の周波

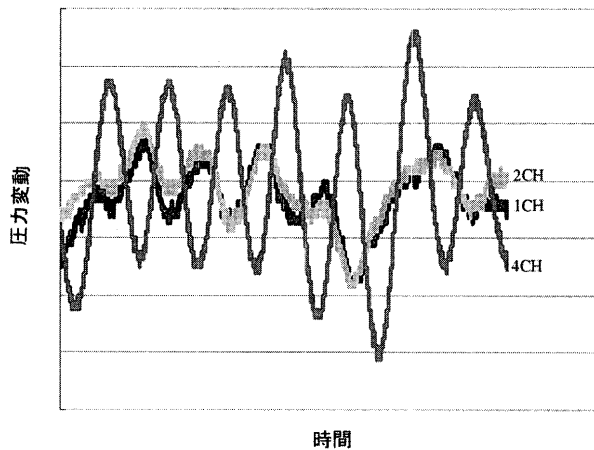


図17 燃焼管内および共鳴器内の圧力変動拡大図
(振動低減大、音響学的振動)
[入口空気温度30℃、燃焼温度1600℃、予混合割合70%、スワラ噴き出し67m/s、共鳴器容積/燃焼管容積0.021、卓越周波数270Hz]

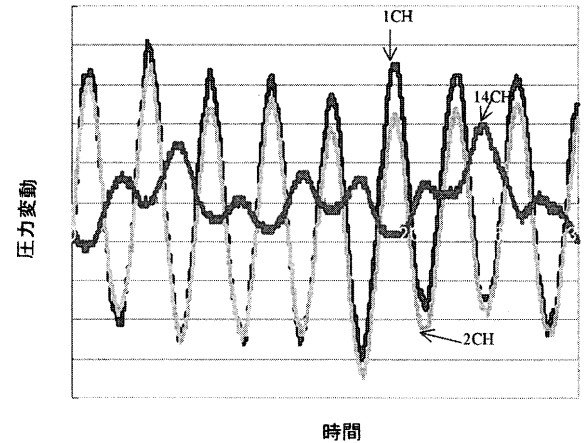


図18 燃焼管内および共鳴器内の圧力変動拡大図
(振動低減小、音響学的振動)
[入口空気温度30℃、燃焼温度1600℃、予混合割合70%、スワラ噴き出し67m/s、共鳴器容積/燃焼管容積0.111、卓越周波数270Hz]

図17 燃焼管内および共鳴器内の圧力変動拡大図
(振動低減大、音響学的振動)

図18 燃焼管内および共鳴器内の圧力変動拡大図
(振動低減小、音響学的振動)

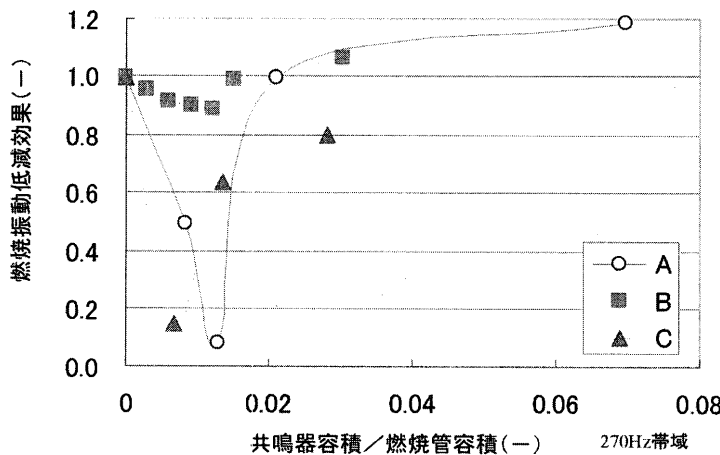


図19 共鳴器設置箇所の影響
(入口空気温度30℃、燃焼温度1600℃、予混合割合70%、スワラ噴き出し67m/s、スロート径25mm)

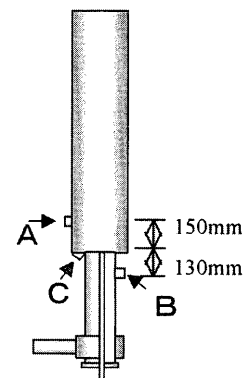


図19 共鳴器設置箇所の影響

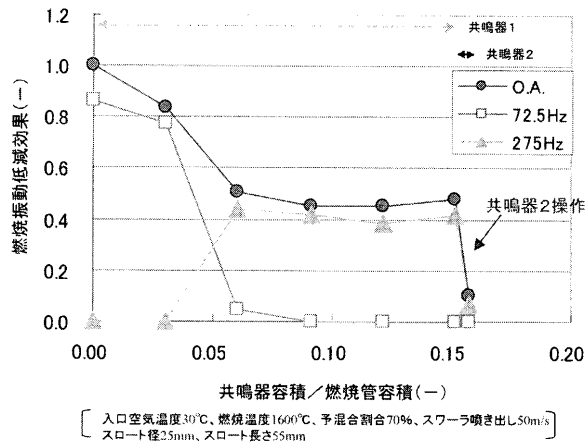


図20 2個の共鳴器を用いた振動低減

数の振動が発生した段階で別の共鳴器を操作することにより、この周波数の振動を低減できないかが考えられる。そこで、既設の共鳴器設置箇所から燃焼管周方向180度の位置に別の共鳴器を設置して振動低減を評価した。図20に結果を示す。一つの共鳴器で図6に示す振動低減が得られた段階で、引き続き他の共鳴器を操作すると、振動は45%から10%程度まで低減させることができ、複数の共鳴器を用いることにより複数の卓越周波数低減に対応できることを確認した。

以上、共鳴器容積は燃焼管容積の比でもって整理したが、燃焼管容積によってこの比は変わってくる。また、共鳴器容積は振動周波数で決まってくることから、燃焼管容積が大きくなると、1個の共鳴器では振動低減に対応できないことも予想される。この場合には数個の共鳴器の設置が考えられるが、今後検討したい。

4. 結言

ガスタービン燃焼器をモデル化した試験装置により、共鳴器による燃焼振動低減をおこない、共鳴器は燃焼振動低減に有効な手法であることを確認するとともに、有用な設計データを収集した。以下、その概要を示す。

(1) ヘルムホルツ型燃焼振動、音響学的燃焼振動ともに共鳴器サイズは共鳴器の共鳴周波数式から得られる周波数が燃焼振動周波数に合うように設計すれば、振動低

減が得られることが分かった。但し、スロート径が小さいと振動低減効果小さい為、スロート径としては少なくとも17mm～20mmが必要である。ヘルムホルツ型振動低減においては共鳴器容積増大に伴い振動レベルも低減するが、ある容積以上では振動レベル（オーバオール値）の変化が見られなくなる傾向がある。これは、ヘルムホルツ型振動低減過程で新たに音響学的振動が発生するためであり、さらに他の共鳴器を用いることにより、この音響学的振動も低減することができる。一方、音響学的振動低減においては最適の共鳴器容積が存在する。なお、燃焼器サイズが大きい場合の対応としては共鳴器の個数を増やすことも考えられる。

(2) 共鳴器内の圧力は各瞬間において空間的に一様であり分布はない。共鳴器により燃焼振動低減効果が得られている状態では、共鳴器設置箇所の燃焼管内と共鳴器内の圧力変動はほぼ逆位相で、かつ共鳴器内の圧力変動レベルが燃焼管内の圧力変動レベルより大きい場合である。さらに共鳴器容積を大きくすると振動は再度大きくなり、燃焼管内と共鳴器内の圧力変動はほぼ逆位相であるが、このときの共鳴器内の圧力変動レベルは燃焼管内の圧力変動レベルより小さくなっている。

(3) 燃焼管内の圧力モードの腹近傍に共鳴器を設置して、振動低減の有効性を確認した。また、圧力の腹近傍でもスワラ上流に共鳴器を設置しても、振動低減は期待できない。

参考文献

- 1) Keller.J.J., et al., AIAA Journal Vol.33, No.12, December pp.2280, 1995
- 2) ~ 4) 例えば
Straub,D.L., et al., ASME paper01-GT-38, (2001)
Cannon, S.M., et al., ASME paper01-GT-375, (2001)
Johnson, C.E., et al., ASME paper01-GT-519, (2001)
- 5) Jeffrey.M.C., et al., ASME paper00-GT-83, (2000)
- 6) Arana.C.A., et al., ASME paper00-GT-91, (2000)
- 7) Valter.B., et al., ASME paper01-GT-39, (2001)
- 8) 山中ら, GTSJ 投稿中(2003)
- 9) Yamanaka.S., et al., IGTC '99Kobe, pp.801, 1999
- 10) 時田ら, 音の環境と制御技術—基礎技術—, (2000), 347, フジ・テクノシステム



製品価値と商品価値

大槻 幸雄*1
OTSUKI Yukio

製品価値とは販売には無関係に技術的に設計仕様に対してどれほどの完成度にあるかを示すものであり、一方、商品価値とは技術的完成度とは異なり、顧客をどの程度魅了し売行きがどうであるかと言った感覚的なものを示すものである。開発技術者にとって重要なのは、商品価値の高い製品をいかにして開発するかということである。

図のように、開発期間を長くかければかけるほど製品価値は上がるが、いざ発売のときにはすでに時機を失し、商品としての魅力がなく売れないことがある。すなわち商品価値が低いということである。

セールスポイントは時々刻々変ってゆくものであり、開発期間を長くかけている間に競合製品が同じようなセールスポイントをもって出現したら、その時点で開発製品の商品価値はがた落ちになる。魅力ある製品を顧客に対して魅力がなくなるに間に“On Time”に開発を終了して発売することが極めて重要である。

零式戦闘機、グラマンヘルキャット、原子爆弾（マンハッタン計画発表後）など、異質の高度な製品でもだいたい開発期間は約3年であり、開発期間は約3年間というのが一つのプロジェクトの区切りである。

図は開発期間に対する製品価値と商品価値の推移の一般的傾向を示すものである。製品価値は開発の当初は急速に上がるが、3年を超すあたりから上昇の度合いは鈍化する。商品価値は開発開始後2～3年の間に製品価値は少し低いが高値となり、この時期が販売の最適時期であることがこの図から想像できる。

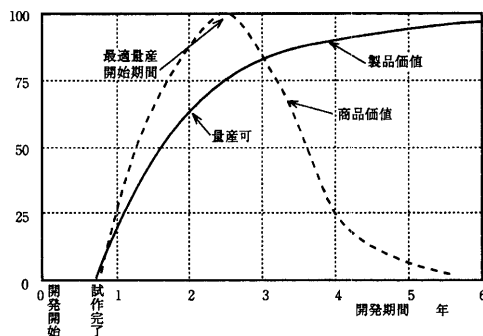


図 開発期間による製品価値の一般的傾向

開発製品の中には、精力的に実験をやってもなかなか所期の目標を達成できない状況に遭遇することがあり、焦れば焦るほどかえって悪い結果を得ることがある。こういう“泥沼に入ったような状況”になった場合には、設計方針が誤っていると直ちに見限って、大きく発想の転換を行い、設計方針から見直す勇気が必要である。このような“生まれの悪い製品”にいつまでもこだわっていると販売時期を失し、取り返しのつかない事態をまねくことがある。

あらゆる商品には寿命があり、ベストセラーとして顧客に好評を博して売れる時期はせいぜい3年ぐらいであり、顧客の声を聞いてMinorなChangeを加えてVariation Modelを作り、さらに2年間ほど寿命を延ばすことが一般的である。ガスタービンの場合でも、基本機種を発売してから、これを母体として常時性能向上、出力向上したVariation Modelを2～3年毎に発売していかないと競争力を失うことになる。

研究開発には、真に創造的なものと既に世の中に流通している原形のある製品を世界一にするものがある。前者によって素晴らしい成果が上がれば、極めて大きな価値があるが、開発リスク、期間、費用もかかり、さらに成果はそう簡単に上がらない。企業にとっては、その研究が実を結び商品としてよく売れ企業の利益ひいては国家の繁栄に繋がるものでなくてはならない。真に独創的なものを何時までも待っているわけには行かない。このような観点から、ここでは後者のことについて記した。

もちろん、前者は今後ますます必要となり非常に重要であり、大学や政府の公共機関および企業においても先見性をよく弁え、長期的視野にたつて世界をリードする我が国独自の独創性のある技術を開発しなければならない。これには一種の天才的、熱狂的な人材が不可欠ではないかと思う。

今や世界的な規模で、あらゆる分野におけるパラダイムが歴史的な大転換期に突入しており、戦後一貫してわが国経済の成長発展を支えてきたパラダイムの変革が必要である。

外国のライセンスによる製品ではなく、日本人独自の技術によって長期的視野にたつて“On Time”に開発した、世界市場で十分競合できる“世界一”の製品をもって、たくましく海外で事業展開できる企業でないと、現在、いかに優秀な企業でも明日は没落し、ひいては、国家を衰亡に導くことになる。

原稿受付 2004年3月29日

* 1 元川崎重工(株)

〒651-2124 兵庫県神戸市西区伊川谷町潤和1306-4

法政大学工学部機械工学科流体力学研究室

水木 新平*¹
MIZUKI Shimpei辻田 星歩*¹
TSUJITA Hoshio

本研究室は教授1名、助教授1名、実験助手1名の教員と2名の博士課程の学生、1名の社会人研究生、12名の修士課程の学生および19名の学部学生よりなっている。また、プレゼミと名づけた3年生が後期より20名程度入って来る。機械工学科の各研究室には定員があり、教授および助教授に対し、修士は1学年で6名以内、学部は約10名の制限が設けられている。

研究テーマは大別して実験およびCFDの2つに分けられ、主にターボ機械の内部流れ、性能特性に関連したテーマである。現在、進行中の研究テーマは超小型遠心圧縮機の性能特性と内部流れ、エアベアリングを含む高速回転軸受に関する実験、超高負荷タービン翼列および湾曲翼列の内部流れとCFD解析、遠心圧縮機の低流量域における旋回失速およびサージングの制御に関する実験、曲がりダクト内部の流れのCFD解析および傾斜円柱周りの流れのPIVによる測定などである。なお、超小型遠心圧縮機の研究は日本ガスタービン学会のガスタービンの極小化に関する調査・研究の一部でもあり、早稲田大学の吉岡および大田研究室と連名で日本ガスタービン学会¹⁾、日本機械学会²⁾および国際会議³⁾などで発表しており、4月29日より始まるCAME-GTでも発表する予定である。また、超高負荷タービン翼列および湾曲翼列に関する実験的研究は現JAXA：宇宙航空研究開発機構、前NAL：航空宇宙技術研究所の山本孝正研究室との共同研究であり、CFD解析は本研究室で開発した三次元NSコードを用いている。また、前年度はアーヘン工科大学のBohn教授の研究室との共同研究としてトランスピレーション冷却を有するタービン翼前縁周りの流れの数値解析を日本機械学会論文集⁴⁾に、インド科学技術大学院大学のGowda教授との共同研究としてVisualization Studies using PIV in a Cylindrical Tank with and without Vortex SuppressorをJournal of Visualization⁵⁾にそれぞれ発表した。また、3月にはISROMAC-10⁶⁾においてアスペクト比の異なる曲がりダクトの内部流れのCFD解析の結果を発表した。

以上が現在の研究テーマの概要であるが、参考に遠心圧縮機の低流量域における旋回失速およびサージングの実験装置の写真を図1に示す。本装置は後方湾曲翼を有する三次元羽根車、羽根無しディフューザおよびコレクターから成り立っており、モータ駆動で約5,000rpmで

運転される。また、超小型ガスタービンの研究を始めるにあたって、参考とするために3年ほど前にターボチャージャに燃焼器を装着してガスタービンを製作したが、それを図2に示す。現JAXA、前NALの林茂氏のご指導を受けたが、驚くほど簡単にガスタービンとして運転が出来た。超小型遠心羽根車については、現在、製作中であるが、光造形法を用いて20mmおよび10mmのプラス

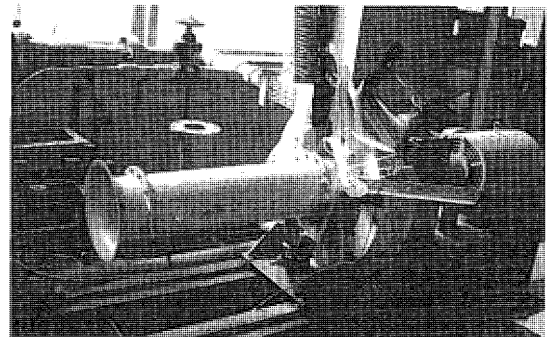


図1 旋回失速およびサージングの実験装置

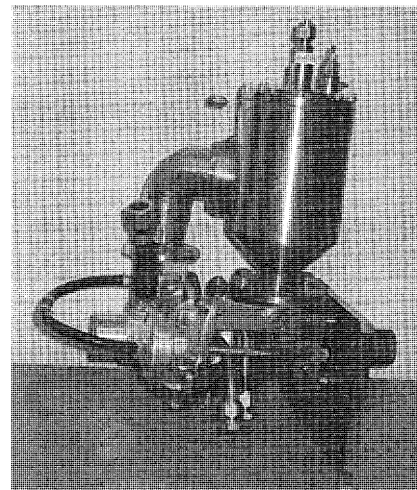


図2 ターボチャージャ改造型ガスタービン

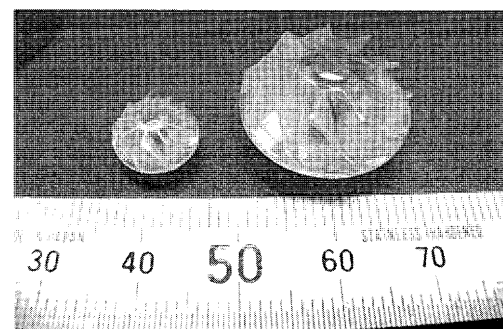


図3 光造形法により製作したプラスチック羽根車

原稿受付 2004年4月13日

* 1 法政大学工学部機械工学科

〒184-8584 東京都小金井市梶野町3-7-2

チック羽根車を製作してみたが、それを図3に示す。同じ形状のアルミ粉末を用いた羽根車を発注しているが、10mmの羽根車の製作は無理なようである。また、ボールベアリングによりどの程度的高速回転が可能か超小型タービンを用いて実験したが35万回転でグリース漏れを起こし、失敗した。素人集団ともいえる本研究室でもこの位なら回転させられることが解った。その簡単な装置の写真を図4に示す。

次に、CFDを用いた研究の内容を紹介する。ターボ機械の羽根車流路内の流れの損失生成過程においては、特に流路渦の寄与するところが大きい。流路渦が発生する基本的なモデル流路は曲がりダクトである。本テーマ

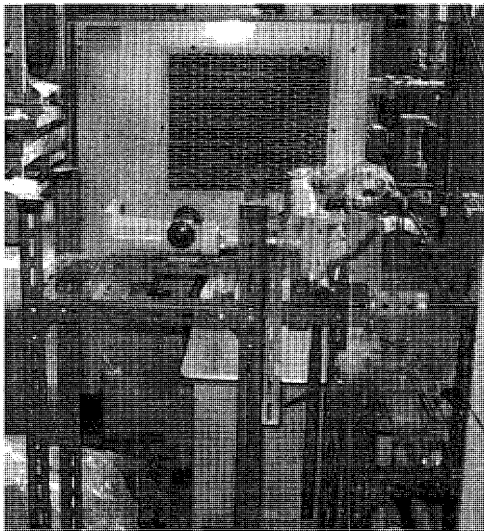


図4 超小型タービン実験装置

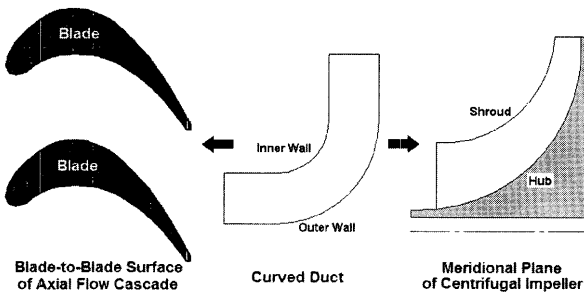
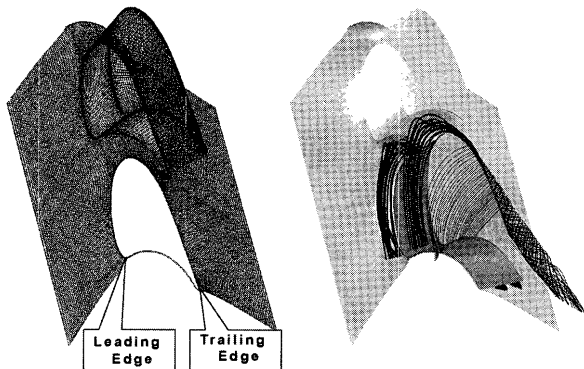


図5 曲がりダクトと羽根車流路の対応



(a)計算格子 (b)流線と静圧分布
図6 超高負荷タービン翼列内の流れ

では曲がりダクトの湾曲部形状を軸流羽根車に対しては翼間面、遠心に対しては子午面と対応付け(図5)、実機のターボ機械流路内で発生する流路渦の形成に影響を与える流体力学的パラメータや翼列の幾何学的パラメータを、静止曲がりダクト内の流れに対して変化させて数値解析を行い、流路渦と損失発生との関係を解明することを目的としている。現在までに流体力学的パラメータとして入口境界層厚さと入口速度分布の不均一性⁷⁾を、幾何学的パラメータとして断面のアスペクト比⁶⁾を変化させて解析を行い、それらのパラメータによる流路渦の形成および損失生成に与える影響について解明した。

CFDを用いたもう一つの主なテーマとして、超高負荷タービン翼列内の流れの解析を行っている。タービン翼の高負荷化はタービン段数および翼枚数の削減、さらに、タービン翼の表面温度を下げるための冷却空気量の低減を可能にする。しかし、高負荷化に伴い転向角が増大し、翼間流路内での圧力勾配が大きくなるため、流路渦などを含む二次流れが強くなり発生し、翼列性能が劣化する傾向にある。したがって、性能を劣化させることなく高負荷化を実現するために、その内部流動の詳細を解明することが重要である。本テーマでは、超高負荷タービン翼列内の流れの数値解析を行い、実験結果などと比較・検討することにより、その内部流動の解明を試みている。翼端間隙が存在する超高負荷タービン翼列内の流れの流線と静圧分布の一例を計算格子と共に図6に示す。

文献

- 1) 水木・他4名, “超小型遠心圧縮機の開発”, 日本ガスタービン学会誌, Vol.30, No.4, pp.253-257, (2003-7)
- 2) 御法川・他6名, “超小型遠心圧縮機の要素試作に関する研究”, 日本機械学会2003年次大会論文集, Vol.6, pp.323-324, (2003-8)
- 3) S. Mizuki, et al., “Design and Prototyping of Micro Centrifugal Compressor”, Proceedings of 7th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, pp.34-38, (2003-4)
- 4) D.Bohn・他3名, “トランスピレーション冷却を有するタービン翼前縁周りの流れの数値解析(第1報, 基本パラメータに対する諸特性)”, 日本機械学会論文集(B編), 69巻686号, pp.2221-2229, (2003-10)
- 5) S. Mizuki, et al., “Visualization Studies using PIV in a Cylindrical Tank with and without Vortex Suppressor”, Journal of Visualization, Vol.6, No.4, pp.337-342, (2003-9)
- 6) H. Tsujita, et al., “Numerical Investigation of Loss Generation Mechanisms of Flow in Turbomachinery by using Curved Duct”, Proceedings of 10th International Symposium on Rotating Machinery, (2004-3)
- 7) 辻田星歩・他3名 “曲りダクトによるターボ機械内部流れの損失機構の解明(第1報, 入口速度分布の影響)” 日本機械学会論文集(B編), 69巻683号, pp.1628-1636, (2003-7)

HF118ターボファンエンジン

園田 豊隆*¹
SONODA Toyotaka

藁谷 篤邦*¹
WARAGAI Atsukuni

キーワード：航空用ガスタービン，小型ターボファンエンジン

1. はじめに

本田技術研究所和光基礎技術研究センターでは、1986年に航空用ガスタービンエンジンに関する研究をスタートし、1999年より、小型軽量高効率、低エミッションを狙いとした小型ターボファンエンジン HF118の開発を開始した。耐空性審査要領で規定された150時間地上耐久試験、鳥吸い込み試験など航空用エンジンとして要求される各種試験や、他社機体を用いた延べ200時間以上の各種飛行試験を行い実機での信頼性を確認し、昨年12月には、自社製ビジネスジェット実験機（HondaJet）に搭載、初飛行に成功した。今後、HF118エンジンを完成された製品とするためには、更なる研究開発が必要であるが、ここではHF118小型ターボファンエンジンの概要および空力要素の性能・特徴について紹介する。

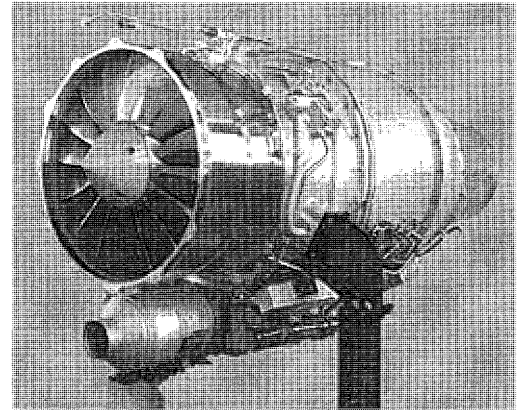


図1 HF118エンジン外観

2. HF118エンジンの概要

本エンジンは、2軸式ターボファンエンジンで、ファン、軸流低圧圧縮機、遠心式高圧圧縮機、高圧タービン、低圧タービン各1段で構成され、一切的可変機構をもたず自動車技術を応用したコンパクトな完全電子制御を採用している。空力要素の数をミニマムに抑えながらも、高効率高圧圧縮機や高負荷低圧タービンに代表されるように、各空力要素の性能を高めることで、シンプル軽量ながらもクラス最高のエンジン効率を達成している事が特徴である。

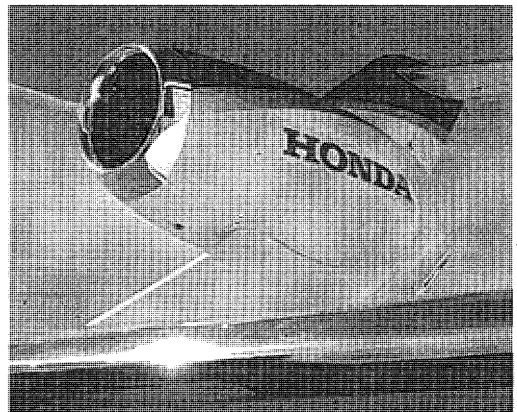


図2 HondaJet 搭載の HF118エンジン

3. 空力要素の性能と特徴

HF118ターボファンエンジンの各空力要素は、自社開発した数値流体計算ソフト¹⁾を主に用い、エンジン内部の流れを最適設計することにより、小型でかつ高性能な空力要素を実現している。

3.1 高圧圧縮機（HPC）

エンジン成立上、最も重要となる高圧圧縮機は、遠心式の1段（圧力比=7.3）であり、図3に示すように、インペラーとパイプディフューザーで構成される。遠心圧縮機の要素性能試験は、上流側にスワンネックを設け

表1 HF118主要諸元

エンジン形式	2軸式ターボファン (1FAN + 1LPC + 1HPC + 1HPT + 1LPT)
離陸 推力	757kgf (1,670 lbf)
巡航 推力	191kgf (420 lbf)
離陸 燃費	0.49 kgr/kgf
巡航 燃費	0.75 kgr/kgf
バイパス比	2.9
乾燥 重量	178 kg (392 lb)
ファン直径	441mm (17.4 inch)
全 長	1,384mm (54.5 inch)

原稿受付 2004年4月14日

* 1 本田技術研究所 和光基礎技術研究センター
〒351-0193 和光市中央1丁目4番1号

た、いわゆる、エンジン状態になるべく近い条件で行われた(図3参照)。インデューサブリードにより、十分な作動レンジを得ており(文献2参照)、スワンネック損失を考慮した場合でも83%を上回る高い段効率を達成している。図4はレイノルズ数補正されたHF118エンジンの遠心式圧縮機効率の世の中との比較を示すが、達成された効率は世界最先端レベルにあることがわかる(文献2参照)。

3.2 高圧タービン (HPT)

高圧タービンの静翼は、静翼伴流に起因する動翼の共振振数が運転レンジ内に一切存在しない、いわゆる無共振動翼とするために、静翼の枚数が極端に少ない(8枚)状態で空力設計された。このため、図5に示すように、静翼はアスペクト比が非常に小さく(AR=0.3)、初期設計では二次流れ損失が大であった。しかしながら、最新の三次元空力設計技術の投入により、二次流れは緩和され、得られた効率は約88%レベルとなり、高信頼性と高効率を両立させている。(文献3参照)。

3.3 低圧系

低圧系空力要素については、紙面の関係上、割愛した。興味のある読者は参考文献を参照されたい。ファン空力性能に関しては文献4を、また低圧系で空力的に問題となる低レイノルズ数効果による境界層遷移・剝離については文献5を参照されたい。

4. おわりに

HF118ターボファンエンジンには、独創的かつ挑戦的な空力要素がいくつか存在しており、高性能化実現のために、最新の空力設計技術が投入されている。今後も高性能化の要求は高まるはずであり、斬新な空力設計技術の構築により、エンジンの更なる進化が進んで行くこと確信している。

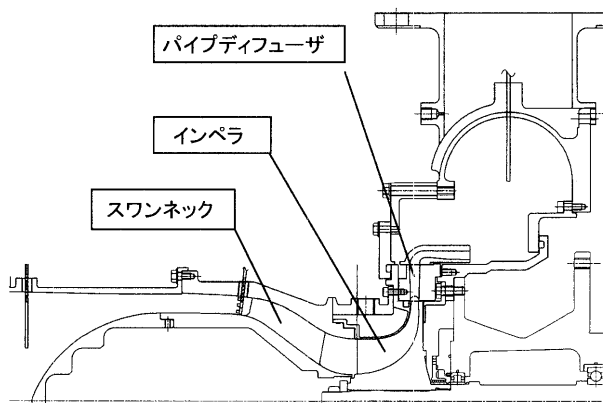


図3 高圧圧縮機 (HPC) 空力性能試験装置²⁾

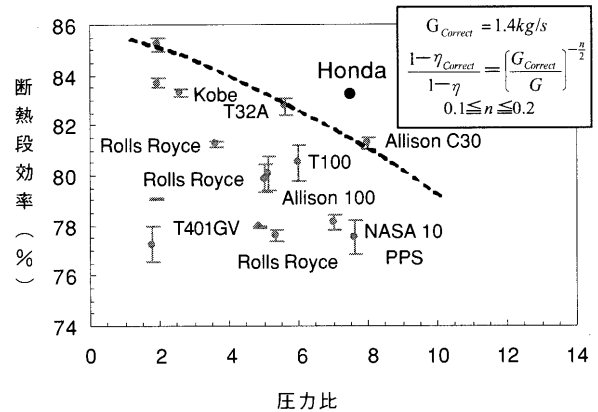


図4 遠心式圧縮機段効率のトレンドカーブ²⁾

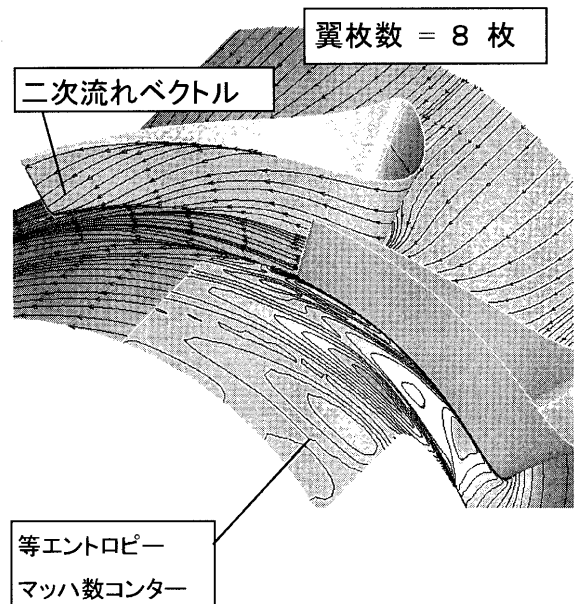


図5 超低ARタービン静翼と流れパターン

参考文献

- 1) Arima, T., Sonoda, T., Shirotori, M., Tamura, A., Kikuchi, K., ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 121, 1999, pp.44-58.
- 2) Oana, M., Kawamoto, O., Ohtani, H., Yamamoto, Y., Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 1, 2004, pp.164-170.
- 3) Kuno, N., Sonoda, T., To be published in Journal of propulsion and Power, 2004.
- 4) 星野元亮, 高堂純治, 寺村実, 第16回ガスタービン秋季講演会講演論文集, 2001, pp.69-74.
- 5) Sonoda, T., Yamaguchi, Y., Arima, T., Olhofer, M., Sindhoff, B., Schreiber, H. A., ASME Paper No. GT 2003-38458, To be published in Journal of Turbo-machinery, 2004, Vol.126.

(社)日本ガスタービン学会
評議員会・総会報告

総務理事

本学会の評議員会および通常総会が、去る4月5日(月)に東京の江戸川区総合区民ホールにおいて開催された。

第28期第2回評議員会は同ホール2階議室の間にて太田有君の司会で10時15分より開かれ、評議員の互選により水木新平君が議長になり、議事が進められた。評議員会への出席者9名、委任状提出者45名で同会が成立することが宣言され、第28期事業報告(案)、同取次決算報告(案)につき審議が行われ、何れも承認された。なお、同案については酒井俊道、佐藤玉太郎両監事による監査結果が報告された。次いで、名誉会員推薦案を総会に諮ることが承認され、引き続き第29期事業計画(案)、同期予算(案)の審議が行われた。国際会議2003の件は、川口修国際会議実行委員長より報告され、いずれも総会に諮ることが承認された。また、名誉会員推薦につき吉岡英輔会長より提案があり、大橋秀雄氏、谷田好通氏、浜田邦雄氏、M.Rautenberg氏、F.Breugelmans氏を名誉会員に総会に推薦することが承認された。第29期第1回評議員会は太田有君の司会で同日11時15分より同会場で開かれ、評議員の互選により水木新平君が議長になり、議事が進められた。最初に、出席者16名、委任状提出者43名で評議員会が成立することが宣言され、以下の議案の審議が行われた。すなわち、第28期評議員選挙結果に基づく第29期役員候補者、第30期事業計画・予算案を2004年度内に文部科学省へ提出するための審議手続きが審議され、これらの諸案を総会に諮ることになった。また、最後に予定されていた第29期事業計画・予算案の説明は、前期評議員会で総会に諮ることがすでに承認済みのため審議は省略された。

2004年通常総会は、同日13時より同ホール2階の議室の間で山本誠君の司会で開催された。第28期吉岡英輔会長の開会挨拶の後、同君を総会議長とし、議事が進められた。同総会への出席者32名、委任状提出者1056名(会員数2041名の過半数)で同総会の成立が宣言された後、以下の議案の審議が行われた。すなわち、第28期事業報告、同期取次決算報告につき、川池和彦総務(主担当)理事および小松秀明総務理事による説明の後、酒井俊道、佐藤玉太郎両監事による監査の結果、適正である旨が佐藤玉太郎監事より報告され、それぞれ承認された。その後、名誉会員推薦につき吉岡英輔会長より提案があり、大橋秀雄氏、谷田好通氏、浜田邦雄氏、M.Rautenberg氏、F.Breugelmans氏を名誉会員に推薦することが承認された。ついで、第29期事業計画、同予算案に関し、川池和彦総務理事および小松秀明総務(財務担当)理事より説明があり、別掲通り承認された。ついで、第29期評議員選挙結果の報告の後、第29期役員候補者の互選により会長に住川雅晴君、副会長に川口修君が選出され、満場一致で承認された。ここで、住川雅晴会長より、就任の挨拶が述べられ、あらためて吉岡会長より新理事に対して担当委員会の委嘱がなされた。引き続き、第30期事業計画・予算案を2004年度内に文部科学省へ提出するための審議手続きが審議され、承認された。議事録署名者の件が諮られた後、最後に第28期会長の吉岡英輔君より退任ならびに閉会の挨拶があり、2004年通常総会を終了した。

通常総会に続いて名誉会員推薦状及び記念品贈呈式が行われ、大橋秀雄氏、谷田好通氏、浜田邦雄氏に第28期吉岡英輔会長より推薦状と記念品が贈呈された。これに応じて、各名誉会員より挨拶が述べられた。最後に、学会賞授与式が行われ、梶昭次郎学会賞審査委員長より審査の経過と結果が報告された後、第28期吉岡英輔会長より論文賞が松田幸雄氏、田頭剛氏と玉置秀樹氏、岡山昭氏、吉成明氏、技術賞が弘松幹夫氏(代表)、奨励賞が松沼孝幸氏に賞状と記念品が贈呈された。

第28期(平成15年度)事業報告

1. 事業の概要

定款に定める諸事業を下記のように実施した。

(1) 研究発表会及び学術講演会等の開催(集事業)

Table with 6 columns: 時期, 場所, 名称, 発表内容, 参加者数, 演題数. Lists various academic events and their details.

(2) 学会誌及び学術書の刊行(出版事業)

Table with 3 columns: 図書名, 発行年月日, 発行部数. Lists publications and their circulation numbers.

(3) 内外関連学協会との連携並びに協力(国際交流事業等)

2003年度に継続して協賛した行事は30件であり、新規のもの下記6件である。

Table with 4 columns: 種類, 開催時期, 名称, 関連団体名. Lists international exchange activities and their sponsors.

(4) ガスタービンに関する研究、調査(調査研究事業)

Table with 3 columns: 名称, 実施期間, 調査内容. Lists research and survey activities related to gas turbines.

(5) 研究の奨励及び研究業績の表彰(表彰事業)

ガスタービンに関連した研究及び技術開発を奨励するため2年に一度、優れた研究、技術に対して、ガスタービン学会賞(論文賞、技術賞、研究奨励賞)を授与している。2003年度は選考の年度に当たり、学会賞審査委員会が、学会賞候補の審査を行った。

II. 処務の概要

1. 役員等に関する事項

1.1 役員(理事、監事)

理事・会長 吉岡英輔
副会長 住川雅晴
総務理事 川池和彦(主担当)、小松秀明、鈴木和雄、本阿弥真治、山本勝弘
企画理事 土屋利明(主担当)、杉浦重泰、杉山洋吉、高木俊幸、長島利夫、吉島潔
編集理事 湯浅三郎(主担当)、杉本隆雄、千葉正俊、林 茂、森下進、盛田明男、吉岡洋明

監事 酒井俊道、佐藤玉太郎

1.2 監事・評議員

28期監事及び評議員は、定款第15条、第16条、第17条、細則第21条から第27条により以下のように選出された。ただし、前記の理事は、定款第17条及び細則第21条により評議員から除かれた。佐々木直人、川嶋敏裕、児玉秀和、千葉正俊、三堀健、渡辺康之、片岡匡史、一本松正道、岩本敏昭、森建二、山下直之、中西章夫、石石正文、井上誠、杉浦重泰、長谷川好道、大原久直、相留健司、佐々木祥二、古島潔、土屋利明、飯田義夫、和泉敦彦、小林正、松田健、吉岡洋明、五十嵐喜良、加藤利夫、川上雅由、吉岡俊彦、池口隆、大田原康彦、小松秀明、中村昭三、西嶋庸正、大庭康二、安部利男、高木俊幸、萩田浩司、青木素直、塚越敏三、佃嘉章、福江一郎、森下進、岩佐照久、船崎健一、辻本良信、横井信哉、井上雅弘、鈴木健二郎、川口修、長島昭、益田重明、鈴木和雄、西澤敏雄、野崎理、林茂、柳良二、山根隆一郎、筒井康賢、藤網義行、高橋敏、伊藤高根、荒川忠一、梶昭次郎、長島利夫、吉謙晴夫、渡辺紀徳、湯浅三郎、本阿弥真治、山本誠、安達竹雄、吉田祐作、岡村隆成、原田広史、杉山洋吉、水木新平、亀本喬司、吉岡英輔、山本勝弘

2. 職員に関する事項

Table with 5 columns: 職務, 氏名, 就任年月日, 担当事務, 備考. Lists staff members and their roles.

3. 役員会等に関する事項

3.1 理事会

7回開催され、第27期第2回評議員会議案、第28期第1回評議員会議案、平成15年度通常総会議案、第27期事業報告・決算案、第28期事業計画・予算案、第28期事業実施にもなう業務、第29期事業計画・予算案、次期役員候補者推薦等を審議し、決定した。

3.2 評議員会・総会

第27期第2回評議員会、第28期第1回評議員会、平成15年通常総会、平成15年4月3日に開催された。既に学会誌Vol.31.No.3.(2003.5)に詳細が報告されているので省略する。

4. 許可、認可、承認、証明等に関する事項

Table with 4 columns: 申請月日, 申請事項, 許可等月日, 備考. Lists application and approval items.

5. 契約に関する事項

契約年月日	相手方	契約の概要
2004/2/12	鎌田 繁始	第3工新ビル402号室の賃借契約 (2004/2/22-2006/2/21)
2004/4/7	朝日本旅行 イベント・コンベンション事業部	国際会議(IGTC'03 Tokyo)の業務委託契約
2003/6/25	中島ビジネスソリューション㈱	経理・財務等経営全般の相談 (2003/6/1-2004/5/31)
2003/7/1	ニッセイエプロ㈱	学会誌編集事務業務委託契約 (2003/07/01-2004/06/30)

6. 寄付金に関する事項

寄付の目的	寄付者	申込金額	領収金額	備考
学会運営	会員有志 18名	469,880円	469,880円	

7. 主務官庁指示に関する事項

指示年月日	指示事項	履行状況
2003/3/25 (文書通知)	公益法人内部規則・規程等の整備について	会計処理・情報公開等の規程を作成

8. 各委員会の活動

8.1 総務委員会

委員長 川池 和彦 他11名 開催7回
 庶務、会計、渉外、その他学会運営に関する事項を担当した。また、内規の見直し、規程類の原案を作成した。新規委員会としては、今後の学会運営を円滑かつ合理的に実施するため組織検討委員会を組織し、検討を依頼した。また、継続教育を目的とした教材作成の方針について検討するワーキンググループを組織し、ガスタービン技術継続教育教材作成委員会として正式に活動することを決定した。

8.2 企画委員会

委員長 土屋 利明 他18名 開催6回
 教育シンポジウム、見学会、セミナー等の企画・実施を担当した。

8.3 編集委員会

委員長 湯浅 三郎 他21名 開催6回
 学会誌の編集に関する事項を担当した。

8.4 ガスタービン統計作成委員会

委員長 江田 武司
 2002年の国内ガスタービン及び過給機生産に関する統計資料をまとめ、学会誌に掲載した。

8.5 学術講演会委員会

委員長 白鳥 敏正 他10名 開催2回
 第31回定期講演会(北見)の実施、および第32回定期講演会(高知)の企画を行った。

8.6 ガスタービン技術情報センター運営委員会

委員長 山本 誠 他4名 E-Mail会議のみ
 ガスタービン学会ホームページを管理し、掲載内容の追加・修正を行った。

8.7 地方委員会

委員長 辻本 良信 他18名 開催2回
 見学会の計画と実施及びフォーラムの計画を行った。

8.8 Bulletin 編集委員会

2002年版を1年遅れでWebに掲載した。委員長未定のため今期委員会活動なし。

8.9 選挙管理委員会

委員長 遠藤 征紀 他4名 開催2回
 第29期評議員選挙に関する管理を行った。

8.10 調査研究委員会

(1) ガスタービンの極小化に関する調査研究
 委員長 吉識 晴夫 他38名 開催1回
 2001年度に発足した「ガスタービンの極小化に関する調査・研究」を引続き行った。3kW級パームトップ型の試作試験、3W級フィンガートップガスタービンの要素研究に関する情報収集と検討を実施した。
 (2) CGT出版
 委員長 伊藤 高根 他11名 開催1回
 「小型セラミックガスタービン—高効率エンジンへの挑戦」(高田浩之監修、当学会編)を働エスティーエスより出版した。
 (3) ガスタービン技術の歴史とその継承
 委員長 渡辺 紀徳 他20名 開催1回
 日本のガスタービン技術の歴史とその継承について調査した。また、第31回定期講演会において、オーガナイズドセッション「ガスタービン技術の歴史とその継承」を学術講演会委員会と合同で企画・実施した。

8.11 学会賞審査委員会

委員長 梶 昭次郎 他9名 開催1回
 学会賞内規の定めにより、同賞受賞候補者の募集をした。今回は、IGTC'03Tokyoの論文も対象とし、学会賞候補の審査を行った。

8.12 国際交流委員会

委員長 坂田 公夫 他6名 開催1回
 IGTC'03 Tokyo会期中にIACミーティングを開催し、理事会においてその議論を報告した。

8.13 国際会議実行委員会

委員長 川口 修 他53名 委員長・幹事会 7回 拡大委員会 1回
 2003年国際ガスタービン会議東京大会の開催年度にあたり、国内外への広報、論文の査読、採択に関する作業、展示企業・団体の募集、行事関連の準備等、各小委員会が具体的な準備作業を進め、その準備内容の確認と調整のために委員長・幹事会を開催した。また、会議終了後、実績確認及び収支決算を行い、組織委員会の了解を得て理事会に最終報告書を提出した。

8.14 英文論文集発刊検討ワーキンググループ

委員長 渡辺 紀徳 他6名 開催2回
 昨期の検討を引き継ぎ、英文論文集の発刊形態について調査検討を行った。他学協会と共同で、国立情報学研究所の電子ジャーナル発行プロジェクトに応募したが、不採択となった。

8.15 組織検討委員会

委員長 葉山 眞治 他6名 開催2回
 国際交流委員会と国際会議(IGTC)実行委員会との組織上の課題について検討し、両者を統合して常置委員会(国際委員会)とすることを提案した。また、学会事務局の将来像について検討した。

9. 会員の異動状況

会員の異動状況書

会員種別	会 員 数		増減数
	昨年度末 2003年2月28日現在	本年度末 2004年2月29日現在	
正 会 員	2,041名	2,042名	△1名
賛助会員	125社(167口)	124社(166口)	1社(1口)
学生会員	75名	84名	△9名
個人会員 計	2,116名	2,126名	△10名

社団法人日本ガスタービン学会
 第28期(2003年度)収支決算

1. 収支計算総括表

2003年3月1日から2004年2月29日まで

科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計 1	特 別 会 計 2
I. 収入の部	円	円	円	円
1. 基本財産運用収入	18,219	18,219	0	0
2. 会費・入金会収入	23,151,975	21,356,975	0	1,795,000
3. 事業収入	50,023,551	9,991,025	22,000	40,010,526
4. 雑収入	2,466,595	2,220,220	4,672	241,703
5. 補助金収入	6,369,880	769,880	0	5,600,000
6. 特別会計2より繰入収入	7,500,000	0	7,500,000	0
当期収入合計	89,530,220	34,356,319	7,526,672	47,647,229
前期繰越収支差額	30,497,774	18,204,856	4,759,106	7,533,812
収入合計	120,027,994	52,561,175	12,285,778	55,181,041
II. 支出の部				
1. 事業費	37,617,480	12,279,510	2,012	25,335,958
2. 管理費	23,698,740	16,478,740	0	7,220,000
3. 特定預金支出	8,300,000	800,000	7,500,000	0
4. 特別会計1へ繰入支出	7,500,000	0	0	7,500,000
当期支出合計	77,116,220	29,558,250	7,502,012	40,055,958
当期収支差額	12,414,000	4,798,069	24,660	7,591,271
次期繰越収支差額	42,911,774	23,002,925	4,783,766	15,125,083

2. 正味財産計算書総括表

2003年3月1日から2004年2月29日まで

科 目	合 計	一 般 会 計	特 別 会 計 1	特 別 会 計 2
【増加の部】	円	円	円	円
資 産 増 加 額	20,714,000	5,598,069	7,524,660	7,591,271
増 加 額 合 計	20,714,000	5,598,069	7,524,660	7,591,271
【減少の部】				
負 債 増 加 額	800,000	800,000	0	0
減 少 額 合 計	800,000	800,000	0	0
当期正味財産増加額	19,914,000	4,798,069	7,524,660	7,591,271
前期繰越正味財産額	69,629,774	45,836,856	16,259,106	7,533,812
期末正味財産合計額	89,543,774	50,634,925	23,783,766	15,125,083

3. 貸借対照表総括表

2004年2月29日現在

2004年3月22日

科目	合計	一般会計	特別会計1	特別会計2
【資産の部】	円	円	円	円
流動資産	43,498,305	23,589,456	4,783,766	15,125,083
固定資産				
基本財産	10,000,000	10,000,000	0	0
その他固定資産	60,532,000	41,532,000	19,000,000	0
固定資産合計	70,532,000	51,532,000	19,000,000	0
資産合計	114,030,305	75,121,456	23,783,766	15,125,083
【負債の部】				
流動負債	586,531	586,531	0	0
固定負債	23,900,000	23,900,000	0	0
負債合計	24,486,531	24,486,531	0	0
【正味財産の部】				
正味財産	89,543,774	50,634,925	23,783,766	15,125,083
(うち基本金)	10,000,000	10,000,000	0	0
(うち当期正味財産増加額)	19,914,000	4,798,069	7,524,660	7,591,271
負債及び正味財産合計	114,030,305	75,121,456	23,783,766	15,125,083

社団法人 日本ガスタービン学会
会長 吉岡 英輔 殿

社団法人 日本ガスタービン学会

監事 酒井 俊道

監事 佐藤 玉太郎

監査報告書

2003年度事業報告書、収支計算書、及び財産目録等について、関係書類とともにその内容を監査した結果、法令および定款に照らして正当であることを認めます。

7. 財産目録

2004年2月29日

科目	合計	一般会計	特別会計1	特別会計2
【資産の部】				
流動資産				
現金	43,498,305	23,589,456	4,783,766	15,125,083
普通預金	31,784,390	11,875,541	4,783,766	15,125,083
みずほ銀行新宿西口支店	11,875,541	11,875,541	0	0
みずほ銀行新宿西口支店特別口	4,783,766	0	4,783,766	0
UFJ銀行新宿新都心支店	0	0	0	0
三井住友銀行新宿西口支店	0	0	0	0
東京都民銀行新宿西口支店	15,125,083	0	0	15,125,083
郵便貯金	11,510,626	11,510,626	0	0
普通貯金	11,510,626	11,510,626	0	0
振替預金	203,289	203,289	0	0
流動資産合計	43,498,305	23,589,456	4,783,766	15,125,083
固定資産				
基本財産				
基本財産引当預金	10,000,000	10,000,000	0	0
中央三井信託銀行新宿西口支店	10,000,000	10,000,000	0	0
基本財産合計	10,000,000	10,000,000	0	0
その他の固定資産				
敷金	1,032,000	1,032,000	0	0
記念事業積立預金	4,500,000	4,500,000	0	0
UFJ銀行新宿新都心支店	4,500,000	4,500,000	0	0
助成事業積立預金	500,000	500,000	0	0
三井住友銀行新宿西口支店	500,000	500,000	0	0
退職給与積立預金	23,900,000	23,900,000	0	0
東京三菱銀行新宿中央支店	23,900,000	23,900,000	0	0
表彰事業基金	8,000,000	8,000,000	0	0
三井住友銀行新宿西口支店	8,000,000	8,000,000	0	0
事務所整備積立預金	3,600,000	3,600,000	0	0
三井住友銀行新宿西口支店	3,600,000	3,600,000	0	0
国際交流引当預金	19,000,000	0	19,000,000	0
みずほ銀行新宿西口支店特別口	19,000,000	0	19,000,000	0
その他の固定資産合計	60,532,000	41,532,000	19,000,000	0
固定資産合計	70,532,000	51,532,000	19,000,000	0
資産合計	114,030,305	75,121,456	23,783,766	15,125,083
【負債の部】				
流動負債				
前納会費	401,400	401,400	0	0
預り金	94,080	94,080	0	0
雇用保険	91,051	91,051	0	0
流動負債合計	586,531	586,531	0	0
固定負債				
退職給与引当金	23,900,000	23,900,000	0	0
固定負債合計	23,900,000	23,900,000	0	0
負債合計	24,486,531	24,486,531	0	0
正味財産	89,543,774	50,634,925	23,783,766	15,125,083

第29期(2004年度)役員及び評議員

理事・会長 住川雅晴
副会長 川口 修
総務理事 山本勝弘(主担当)、飯田義亮、小松秀明、鈴木和雄、水木新平
企画理事 佐藤幹夫(主担当)、杉山洋吉、高木俊幸、藤網義行、吉島 潔
渡辺紀徳
編集理事 望月貞成(主担当)、杉本隆雄、園田豊隆、原田広史、森下 進、盛田明男、渡辺康之
監事 酒井俊道、佐藤玉太郎
評議員 前期選挙結果のうち、上記理事に就任した方を除く6名

1. 事業の概要

2004年度(第29期:2004年3月1日から2005年2月28日まで)は、前年度と同様に定款に定める下記諸事業を行う計画である。学会及び事務局運営については引き続き一層の会員へサービス改善や合理化ならびに財務体質の強化を行う予定である。

(1) 研究発表会及び学術講演会等の開催(集會事業)

名称	予定回数	開催予定時期
定期講演会	1回	2004年10月
見学会・技術懇談会	2回	9月他
教育シンポジウム	1回	7月
セミナー	1回	2005年1月
フォーラム	1回	2004年4月
シンポジウム	1回	未定

(2) 学会誌及び学術図書等の刊行(出版事業)

図書名	発行予定時期	予定部数
ガスタービン学会誌	2004年3月、5月、7月、9月、11月、2005年1月	約2,300
定期講演会論文集	2004年10月	200
セミナー資料集	2005年1月	200
Bulletin of GTSJ	2005年2月	Web掲載
国産ガスタービン・過給機資料集	2005年1月	300

(3) 内外関連学協会との連携並びに協力(国際協力事業)

定期的に海外関連学協会との情報交換を密にすると共に、学会ホームページに活動状況を広く紹介する。

国内については昨年度と同様に、関連学協会(約25団体)との共催及び協賛により学術講演会、セミナー等を計画、実施すると共に、必要に応じて関連学協会の行事を協賛する予定である。海外については、欧州連合CAME-GT主催国際会議を協賛する。

(4) ガスタービンに関する研究・調査(調査研究事業)

第26期より実施中の「ガスタービンの極小化に関する調査・研究」を引き続き実施。2002年度末に「ガスタービンの技術の歴史とその継承」調査研究委員会を発足させたが、これを継続し、ガスタービン技術の伝承を図ると共に資料を作成する。また、2003年のわが国におけるガスタービン及び過給機の生産実績の統計資料を取集、集計し、学会誌に掲載すると共に過去5年分のデータをまとめ「国産ガスタービン・過給機資料集」を発行する。

(5) 研究の奨励及び研究業績の表彰(表彰事業)

ガスタービンに関連する研究及び技術開発を奨励するために、優れた研究と技術に対して毎年ガスタービン学会賞を授与している。今年度第1回理事会にて承認を受け、2004年4月に開催される総会で表彰する。

2. 委員会の設置

以上の諸事業を実施するため、下記の常置及び臨時委員会を設置する。

- 常置委員会： (1)総務委員会
(2)企画委員会
(3)編集委員会
(4)ガスタービン統計作成委員会
(5)学術講演会委員会
(6)ガスタービン技術情報センター運営委員会
(7)地方委員会
(8)Bulletin 編集委員会
(9)国際交流委員会
- 臨時委員会： (1)組織検討委員会
(2)選挙管理委員会
(3)調査研究委員会
(4)学会賞審査委員会
(5)ガスタービン技術継続教育教材作成委員会
(6)その他

社日本ガスタービン学会
第29期（2004年度）収支予算書

1. 予算総括表

2004年3月1日から2005年2月28日まで

科目	合計	一般会計	特別会計1	特別会計2
I. 収入の部	円	円	円	円
1. 基本財産運用収入	20,000	20,000	0	0
2. 会費・入会金収入	22,079,000	22,079,000	0	0
3. 事業収入	9,990,000	9,990,000	0	0
4. 補助金等収入	200,000	200,000	0	0
5. 雑収入	2,091,000	1,926,000	165,000	0
6. 繰入金収入	15,125,083	0	15,125,083	0
当期収入合計	49,505,083	34,215,000	15,290,083	0
前期繰越収支差額	42,911,774	23,002,925	4,783,766	15,125,083
収入合計	92,416,857	57,217,925	20,073,849	15,125,083
II. 支出の部				
1. 事業費	21,355,000	14,035,000	7,320,000	0
2. 管理費	23,290,000	19,380,000	3,910,000	0
3. 特定預金支出	800,000	800,000	0	0
4. 繰入金支出	15,125,083	0	0	15,125,083
当期支出合計	60,570,083	34,215,000	11,230,000	15,125,083
当期収支差額	△11,065,000	0	4,060,083	△15,125,083
次期繰越収支差額	31,846,774	23,002,925	8,843,849	0

国際ガスタービン会議2003東京大会 報告

国際ガスタービン会議実行委員会

概要

2003年11月2日(日)から7日(金)までの6日間にわたり、(社)日本ガスタービン学会主催の第8回国際ガスタービン会議が、東京都江戸川区のタワーホール船堀(江戸川区総合区民ホール)にて開催された。今回の国際ガスタービン会議では長年の懸案であった米国機械学会(ASME)のガスタービン部門である International Gas Turbine Institute (IGTI) との協力関係が復活し、加えて従来から協力を頂いている日本機械学会のほか、日本航空宇宙学会、および中国、韓国、英国、フランス、ドイツ等世界各国の関連学会の多大なる支援と協力のもとに実施された。

今回は従来と異なり、学会内の臨時組織として組織委員会が設置され、そのもとに実働組織としての実行委員会が置かれた。実行委員会の構成は従来通り、総務委員会、論文委員会、展示委員会、行事委員会および財務委員会とした。準備、運営にあつては、現在の経済情勢を考慮し、会場の設定、業者への業務委託を最小限に留め、経費節減に努めた。

参加登録者数は、国内から417名、海外から117名(17ヶ国)の合計534名であり、全参加者数、海外からの参加者数の目標を大幅に上回ることが出来た。

展示会はタワーホール船堀の1階展示ホールと2階ロビーにおいて実施された。1階展示ホールではガスタービン、ターボ過給器、関連機器および数値解析ツール等を中心に、36機関からの出展(33小間)があり、4日間の展示期間中の総入場者数は約3,700名と盛況であった。また、2階ロビーにおいては、初めての試みとして大学の研究室(8大学11研究室)を中心とした活動がポスターで紹介された。

今回の国際会議において採択された一般論文総数は160編であり、その内訳は国内87編、海外73編となっており、前回の神戸大会と比較して総数は15編の増加、海外からの採択論文も20編増加し、全体の46%が海外からの論文となって国際会議にふさわしい論文構成となった。

講演は次の区分で行った。

・ Keynote Speech	7件
・ Forum	3件
・ Panel Discussion	1件
・ Technical Session	160件

Keynote Speech には国内外の専門技術者、研究者を招聘して最新の技術情報や成果、将来展望について7つの講演をお願いし、多数の出席者があった。

Forum は「ガスタービン研究における産学協同」、「電力とエネルギー供給の現状と将来戦略」、「Wave Rotor」の3件について実施した。

Panel Discussion は「ガスタービンの将来展望」と題して、2人の Chairperson と5人のパネリストにより実施し、近年の技術体系におけるガスタービンの位置づけ、発電用大型ガスタービン技術、航空用エンジン、海上輸送システムとガスタービン技術、小型ガスタービン技術、燃料の多様化および航空宇宙推進におけるガスタービンの話題提供がなされた。

Technical Session は、超合金、非定常流れとノイズ、航空エンジン、カスケード設計、熱交換器、タービン流れシミュレーション、燃焼制御、翼構造、遮熱コーティング、内部流れ、伝熱と遷移、マイクロガスタービン、ウルトラマイクロガスタービン、乱流モデル、燃焼器開発、先進材料、診断・制御・測定、海洋ガスタービンと過給器、産業用ガスタービンと発電設備および数値流体解析等々、広い分野にわたり学術講演ならびに活発な質疑がなされた。

会議中に行った行事では、Welcome Reception に135名、葛西臨海水族園内のレストランで開催した Banquet には170名が参加した。また、Tea Ceremony Lesson には2日間で計74名(内外外国人が31名)が参加した。

プラントツアーは訪問先の異なる Tour-A と Tour-B をアレンジした。Plant Tour-A には29名が参加し、宇宙航空研究開発機構および石川島播磨重工業 田無工場を見学し、Plant Tour-B は20名の参加のもと、全日空原動機センターおよび東京電力 品川火力発電所を見学した。

開催経費の不足が予想されたため、学会の賛助会員に特別賛助会費をお願いするとともに、各種団体に助成申請を行い、特別賛助会費、助成金ともに多額のご支援を頂くことが出来た。

(総務委員会)

1. 組織委員会

今回のガスタービン国際会議の運営に当たり、組織委員会の位置づけが変更になった。すなわち、これまでの組織委員会は国際会議の運営、実行に当たるための組織として、日本ガスタービン学会とは独立した外部組織として、その都度テンポラリーに設立されてきた。しかしながら、学協会等の会計の明朗化が求められる中、今回は学会の臨時組織として組織委員会が設立された。

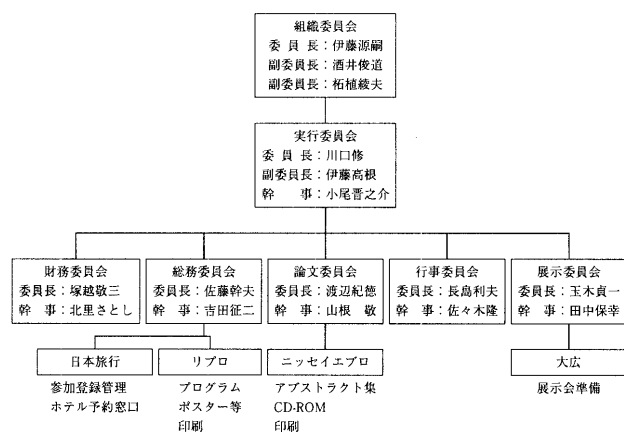
第1回組織委員会は、2002年5月29日(休)に国際会議の実施会場であるタワーホール船堀にて開催され、伊藤源嗣組織委員会委員長を議長に選出した後、各委員会から国際会議実施計画(案)等が提案され、承認された。また、組織委員会終了後、希望する各委員をご案内して、タワーホール船堀内の各会議場や展示会予定会場などを見て頂いた。

第2回組織委員会は、2003年10月27日(月)にタワーホール船堀にて開催され、組織委員会委員、実行委員会委員の交替、追加および予算修正等の提案がなされ、異議なく承認された。また、各委員会から準備状況および国際会議実施計画の最終案等が報告された。

2. 実行委員会

2003年ガスタービン国際会議を実施するに当たり、準備、実施および運営を行うための実行委員会を設立した。実行委員会は下図に示されるように、川口修実行委員会委員長、伊藤高根副委員長および総務、財務、論文、展示および行事の各委員会の委員長、幹事ならびに委員から構成される。

わが国の経済情勢が相変わらず厳しい中、参加登録者数の予測が困難なため、一層の経費削減を図るべく、前回神戸大会と同様に総合事務局を外部業者に委託せず、各委員会毎に分担を明確化して作業を進めることとし、必要最小限の業務だけを外部業者に委託した。この表に示す各部門の委員会は、それぞれの分担・役割に応じた業務を行った。



2.1 Collaborating Societies

今回の国際会議においても多くの海外関連学会の協力を得たが、中でも第4回(1987年)以降、協力が得られなかった米国機械学会(ASME)の協力を得ることができたことは大きな成果であった。ASMEは1971年の第1回国際ガスタービン会議から1977年の第2回および1983年の第3回まで本国際会議をサポートしてきた。しかしながら、ASMEにおけるガスタービン部会(GTD)の変革期とも重なり、国際ガスタービン会議の協力関係

について両者の立場の違いから第4回(1987年)以降、前回の第7回(1999年)の神戸大会に至るまで、ASMEの協力は得られなかった。しかしながら、諸先輩の地道なご努力のお陰で今回の国際ガスタービン会議では、ASMEのガスタービン部門であるInternational Gas Turbine Institute(IGTI)との協力関係が復活し、従来から協力を頂いている日本機械学会のほか、日本航空宇宙学会、および中国、韓国、英国、フランス、ドイツ等世界各国の関連学会とともに会議開催に関する協力が得られた。

以下に、今回協力を頂いたCollaborating Societiesを示す。

- The American Society of Mechanical Engineers (ASME-IGTI)
- The Chinese Society of Engineering Thermophysics (CSET)
- International Centre for Heat and Mass Transfer (ICHMT)
- The Institute of Mechanical Engineers (IMechE)
- The Japan Society for Aeronautics and Space Sciences (JSASS)
- The Japan Society of Mechanical Engineers (JSME)
- The Korean Fluid Machinery Association (KFMA)
- The Korean Society of Mechanical Engineers (KSME)
- Societe FranÇaise des Mecaniciens (S.F.M)
- Societe FranÇaise des Thermiciens (S.F.T)
- Verein Deutscher Ingenieure (V.D.I)

2.2 各種の広報活動

共催、協賛学会等国内外の主要な関連学会の会誌に論文募集の会告を出してもらったりホームページでリンクをはってもらったりした。

1st Circularの体裁・掲載内容は前回の神戸大会のものを踏襲して論文募集を第一義とし、詳細はインターネットのホームページにより順次広報した。

2nd Circularは印刷物で発行せず、pdf形式の電子ファイル版のみとしホームページからダウンロードするようにした。その内容は主として、主催者、協力学会、協賛学会、国際交流委員会、助成団体の紹介、概略日程、Registrationの案内、行事関係紹介(Social Programとプラントツアー)、展示会紹介等である。

ポスターは会議と展示会の両方の宣伝を兼ねたものとし、日本において開催されるガスタービンに関する国際会議であることを直感的にイメージできるものを目指してデザインし、赤い翼列で日の丸を表現し、背景には地球をあしらったものとした。なお、ポスターのデザインはプログラム、アブストラクト、論文を収録したCD-

ROM, 看板および名札にも採用して, 統一感を打ち出した。

2.3 Programの発行

学術講演会のプログラムは当日受付にて参加者に配布することにより, 最終的な情報を提供することを目的に準備を進めた。プログラムは従来の2倍の大きさ, すなわちA4版とした結果, 特に日程の表が過去のIGTCのプログラムに比べて見やすくなった。

また, このプログラムは事前にマスコミに配布して, PR活動に活用した。この結果, 日本経済新聞, 日経産業新聞, 日刊工業新聞にIGTC紹介の記事が掲載されたほか, NHKから電話取材を受けた。

2.4 助成金および特別賛助会費

国際会議開催のための経費を参加登録費, 展示会参加費等の収入のみでは賅えないので, いくつかの助成団体に助成を申請し, 日本財団(日本船舶振興会), 日本ガス協会, 岩谷直治記念財団, 内藤泰春科学技術振興財団, スズキ財団および小笠原科学技術振興財団の6団体から合計560万円の助成金を頂いた。また, 特別賛助会費として, 学会の賛助会員である72の企業から合計530万円のご協力を得ることができた。

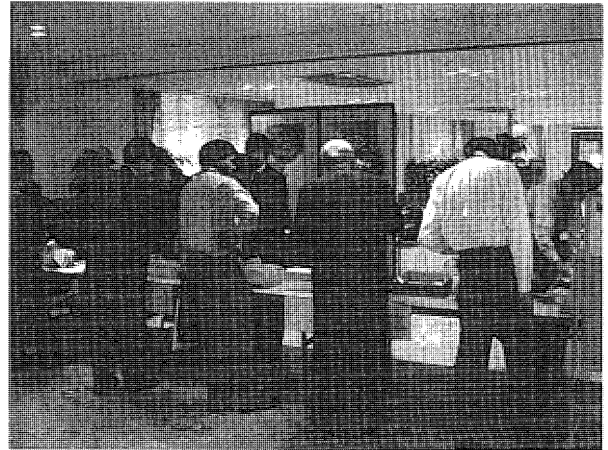
2.5 会議への参加登録

国際会議の成否は発表論文の質と数のみでなく, 会議への国内外からの参加者がいかに多いかにかかっている。参加登録の事前受付は6月から行われたが, 予測したように出足が悪く, 9月末においても200名に達しない状況であった。そこで, 学会誌における広報は勿論, 組織委員, 学会理事への関係各方面への勧誘協力依頼を行った。その結果, 本会議への登録者は同伴者26名を含めて534名, そのうち海外からの参加者は117名に達した。景気の状態の厳しい中, 一時は採算ラインにすら達しないのではないかという不安もあったが, 最終的にこれだけの参加者を迎えることができたことは学会賛助会員企業をはじめとする絶大な協力のお陰と感謝している。

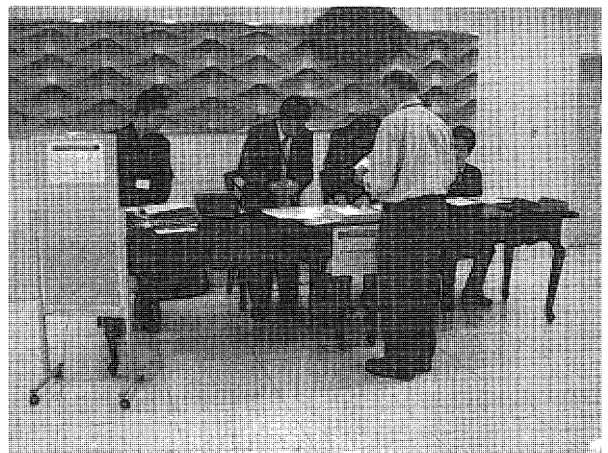
(総務委員会)

参加者の国籍別の人数

米国 21名, 韓国 18名, ドイツ 14名, 英国 12名, 中国 11名, ロシア 9名, インド 6名, フランス 5名, イタリア 4名, ポーランド 3名, スウェーデン 3名, 日本 417名, 他 11名



参加登録手続



講演者受付

3. 学術講演会

3.1 概要

今回のIGTCでは, ASME/IGTIとの共催が再び実現し, 積極的に本国際会議の広報にご協力いただいたこともあって, アブストラクト・論文の海外からの応募が, 従来に比べて格段に増加した。論文の査読は, 前回の方法を踏襲して全論文(Full Length Paper)を2名の校閲者で査読することとし, 内容の充実をはかった。必要なものについては再査読も実施した。

IGTCの特色であるKeynote講演については, 前回と同規模の7件を実施し, 好評を得た。また, 恒例のPanel Discussionは, ガスタービンの将来像・夢を分野別に考えるものとした。さらに今回初めての試みとして, 論文提出を求めない情報交換のセッションであるForumを設け, 3テーマについて行った。

IGTCとしては初めて, 講演論文集を印刷物とせずにCD-ROMで発行し, 各論文の要旨を1冊にまとめたBook of Abstractsを作成して会場での参照に供した。

講演論文は160編で, 前回に比べて15編増加した。外国からの論文が前回に比べて大幅に増加し, 論文全体の46%に達した。これらを十分な時間で講演していただくことを心がけた結果, 6室の平行セッションとなり,

類似分野のセッションが並行するケースもあったがやむを得ないことであった。

3.2 準備経過

2002年5月には、日本ガスタービン学会設立30周年記念行事に参加されたASMEのDr. Wislerと打合せを行い、この年アムステルダムで開催されたTurbo Expoにおいて、IGTC'03の論文募集のアナウンスをしていただくことや、その後の協力体制について協議した。

論文募集、校閲、採否決定および通知は、以下のスケジュールで行った。前回IGTC'99 Kobeにおける経験を生かし、学術講演の充実のため、Full Paperによる校閲を実施した。

2002年10月31日	アブストラクト締切り
2002年11月30日	アブストラクト採否通知
2003年3月31日	校閲用全論文締切り
2003年6月30日	採否通知
2003年8月31日	印刷原稿締切り

提出されたアブストラクトは180件以上にのぼり、特に督促の活動は行わずに済んだ。アブストラクトは論文委員会で査読した。基本的にはすべてが採択可能なものであったが、そのままでは必ずしも会議の主旨に合致しないもの等も散見され、それらの著者にはコメントを付けて採択を通知した。

全論文の校閲は、各論文につき2名の校閲者をお願いして行った。各校閲者への論文割り当ては2編以内とした。査読者の見解を重視しつつ、最終的に委員会で採否を判定した。査読コメントはすべての著者に送り、必要な場合には修正原稿の再査読を行った。採択したものについては最終原稿の段階で、書式等に関する修正を指示した。

ProceedingsをCD-ROMで発行することから、論文原稿は基本的に電子投稿とした。不可能な場合は郵送も選択肢として残したが、実際には全て電子投稿された。また、校閲者とのやりとりも全て電子メールで行うことができた。Book of Abstractsに掲載した1ページのAbstractは各著者にハードコピーを郵送してもらうこととした。

Proceedingsは700部作成した。Book of Abstractsは印刷物として600部作成し、会場に参加者に配布した。双方にISBN番号を付した。また、全著者より著作権の委譲または著作権の付与を受けている。

3.3 講演会の概要

3.3.1 論文採択状況

校閲の結果、[資料1]に示す件数の論文を採択した。講演の論文数は160編で、前回に比べて15編増加した。顕著なのは外国からの論文数の増加であり、73編と前回より20編多く、論文全体の46%に達した。

3.3.2 Keynote Speech

ガスタービン関連学術・技術の最新動向について、広範囲の知見を得るため、[資料2]に示す7件のKeynote Speechをお願いした。海外からは3名の講師をお招きしている。

3.3.3 Forum

今回初めての企画として、原著論文の提出を必ずしも求めないセッションを設け、「Forum」と名付けた。開催の目的は、当該テーマに関する情報交換である。この主旨にそって、[資料3]に示す3つのForumを企画した。

3.3.4 Panel Discussion

[資料4]に掲げるように、「ガスタービンの将来・夢」をテーマにPanel Discussionを企画した。5名のパネリストを依頼し、産業用大型・小型、航空用、船用のそれぞれの分野におけるガスタービンの将来像、および燃料の観点からの展望について、それぞれ講演をいただいた。座長2名と、活発な討論を引き出すべく計画を立てた。

3.3.5 Organized Session

採択された論文のうち、船用ガスタービンと超小型ガスタービンについて、関連の深い論文を集め、2テーマ4セッションのOrganized Sessionを行った。

3.3.6 青少年・一般向け講座

展示会場において、11月3日(月、祝日)の午後2時より、一般見学者を対象とする講座を実施した。講師を野崎理氏(宇宙航空研究開発機構)をお願いした。「空飛ぶガスタービンの話」というタイトルで、ガスタービン・ジェットエンジンの原理など、基礎的な事項について、特に青少年を意識してやさしい解説を行った。ガスタービンに関する知識の普及と啓蒙、若年層へのアピール、および船堀地域への貢献を目的とした。タワーホール船堀に依頼し、江戸川区教育委員会を通じて区内の小中学校に案内を回していただいた。

3.3.7 プログラム概要

以上の企画を盛り込んでプログラムを構成した。前回IACメンバーから頂いたご意見を参考に、1件の発表に30分をあて、昼休み等の休憩を長めにとり、ゆとりのあるプランにした。その結果、前回までの4室パラレルセッションから、6室に増やさざるを得なかった。また、夕方のセッション終了時刻が遅くなる日もあり、会議後に、やや窮屈との意見も聞かれた。

[資料1] 論文集計

	IGTC'03 Tokyo	IGTC'99 Kobe
Australia		2
Belgium	1	1
France	2	2
Germany	11	11
India	3	1
Iran		3
Italy	4	1
Korea	7	10
Poland		2
P. R. China	8	4
Russia	8	3
Sweden	1	1
Switzerland	2	3
UK	11	6
USA	10	8
国外計	73 (87)	53 (68)
Japan	87 (95)	92(106)
総計	160(182)	145(174)

* ()内はアブストラクト受理数

[資料2] Keynote Speech

KS-1: November 3 (Mon) 9:40-10:40

Micro- or Small- Gas Turbines

Prof. Terry Simon (University of Minnesota, USA)

KS-2: November 3 (Mon) 10:50-11:50

High Temperature Materials for Gas Turbines: The Present and Future

Dr. Hiroshi Harada (National Institute of Materials Science, Japan)

KS-3: November 4 (Tue) 11:10-12:10

Development of High Efficiency Fuel Cell Power Plant Combined with Gas Turbine

Dr. Takao Watanabe (Central Research Institute of Electric Power Industry, Japan)

KS-4: November 4 (Tue) 13:40-14:30

Future View of Energy Supply and Role of Gas Turbine in Japan

Mr. Hiroyuki Ino (Tokyo Electric Power Company, Japan)

KS-5: November 5 (Wed) 11:40-12:40

The Challenges of Lean Premixed Combustion

Prof. Ann Dowling (University of Cambridge, UK)

KS-6: November 5 (Wed) 15:50-16:50

Recent Findings of Analytical Studies in Unsteady**Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines**

Prof. Masanobu Namba (Sojo University, Japan)

KS-7: November 6 (Thu) 11:10-12:10

GEAE Propulsion Vision for the 21st Century

Dr. Mike Benzakein (GE Aircraft Engines, USA)

[資料3] Forum**Forum 1: "Industry-University Cooperation in Gas Turbine Research"**

November 3 (Mon) 15:10-16:40

Co-Chairs: Dr. David Wisler, Prof. Toshinori Watanabe

Panelists:

Dr. David Wisler (GE Aircraft Engines, USA)

Prof. Xiaofeng Sun (Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, China)

Prof. Chisachi Kato (University of Tokyo, Japan)

Forum 2: "Current Status and Future Strategy of Electricity and Energy Supply"

November 4 (Tue) 17:00-19:00

Chairperson: Mr. Keizo Tsukagoshi

Panelists:

Prof. Morihiro Kurushima (New Energy and Industrial Technology Development Organization, Japan)

Prof. Li Yuhong (Tsinghua University, China)

Prof. Hyung Hee Cho (Yonsei University, Korea)

Mr. Prutichai Chonglertvanichkul (Electricity Generating Authority of Thailand, Thailand)

Mr. Alberto Dalla Rosa (Electric Power Development Co., Ltd., Japan)

Forum 3: "Wave Rotor"

November 3 (Mon) 13:20-14:50, 17:00-19:00

Chairperson: Prof. Toshio Nagashima

[資料4] Panel Discussion**"Gas Turbines in the Future"**

November 6 (Thu) 15:20-17:50

Co-chairs: Prof. Nobuhide Kasagi, Mr. Kimio Sakata

Panelists:

Mr. Yoshiaki Tsukuda (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd., Japan)

Dr. Mike Benzakein (GE Aircraft Engines, USA)

Mr. Shoichiro Inoue (Ministry of Land, Infrastructure and Transport, Japan)

Prof. Terry Simon (University of Minnesota, USA)

Dr. Mikio Sato (Central Research Institute of Electric Power Industry, Japan)

3.4 講演内容の概要

3.4.1 キーノート講演

Keynote Speech 1

題目：Micro- or Small- Gas Turbines

講演者：Prof. Terry Simon (University of Minnesota, USA)

司会者：武石賢一郎氏 (三菱重工業株)

最近、小型ガスタービン機器への関心が高まっている。給湯と動力が併用できる再生熱交換器付きマイクロガスタービンや燃料電池と組み合わせたマイクロガスタービンが、分散電源あるいは動力、また反応や宇宙での熱源として大きな成果を掲げつつある。小型のジェットエンジンは小型の有人機あるいは無人機でよく知られるようになってきている。

発電用のマイクロガスタービンを開発する際は、再生熱交換器に最大限の注意を払わねばならない。自動車用のガスタービンの開発以来、再生機にこれほど研究開発がなされたことはない。マイクロガスタービンは半径流ターボ機械になることが多い。また、小型のターボ機械やその部品にはセラミック部品やセラミックコーティングの適用に関心が集まっている。最近の半径流ターボ機械では境界層流れにおける流線の曲率の効果など、半径流の流体力学をより深く理解することが必要になっている。最後に、寸法が小さいことは境界層遷移とか流れの剝離に関係する低レイノルズ効果に特に注意する必要がある。特に航空機の推進用に用いられる小型の軸流タービンの開発の場合である。講演では、表題に関係した最近の開発について述べられた。

マイクロガスタービンのシステムインテグレーション技術では、マイクロガスタービンと燃料電池を組み合わせたシステムが有名である。セラミックの利用では新材料やセラミック部品の耐久性に関する研究開発が活発に行われている。燃焼器では小型の低NO_x燃焼技術あるいは燃料の多様化技術が研究されている。再生熱交換器では、最近、低コストで耐久性/信頼性が高い製品を作る製造技術の改良に関心集中している。

ターボ機械の研究開発では、半径流タービンや新しいCFD解析技術に関心が高まっている。半径流タービンあるいは高負荷タービン翼では、流線の曲率の、流れや伝熱への影響を解明することへの関心が高い。低レイノルズ効果に関して、小型のガスタービンでは、レイノルズ数は低く、負荷は高い。このような場合、流れの剝離が性能に大きく影響するような設計になることがある。剝離、再付着流である乱流遷移の予測技術の向上が設計に必要である。遷移はタービン翼上流のウエークを含むタービンの流れの種々の影響を受ける。

講演では、タービンにおける遷移の最近の詳細な研究成果が紹介された。このタービン翼面上における流れの遷移の問題は、Simon教授の研究室があるミネソタ大学における最近のメインテーマ故、ミネソタ大学での成



Keynote Speech : Prof. Simon

果も交えて話していただいた。

(武石賢一郎)

Keynote Speech 2

題目：High Temperature Materials for Gas Turbines :
The Present and Future

(ガスタービン用高温材料の現状と将来)

講演者：原田広史氏 (物質・材料研究機構)

司会者：吉岡洋明氏 (株東芝)

航空用および産業用ガスタービン高温部品に用いられている耐熱材料技術について世界の動向を概観すると共に、国プロを中心とした日本国内の取り組みと将来予測について述べられた。

まず、超合金の開発は、ガスタービンやジェットエンジンの燃焼ガス高温化に対応してクリープ強度の改善が図られてきた。タービン翼用Ni基超合金は、鍛造合金から普通铸造から、一方向凝固(DS)を経て単結晶(SC)合金へと、プロセス技術の進歩と相俟って進歩してきた。この単結晶合金も、Rene'N4, PWA1480, CMSX-2に代表される第1世代から、Reを3%程度含むRene'N5, CMSX4, PW1484に代表される第2世代、Reを5-6%程度含むRene'N6, CMSX10に代表される第3世代、その組織安定化を図り更に高強度を目指した第4世代へと開発が進んできている。

世界のこのような動きに対して、日本では国家プロジェクトを中心にDS合金ではTMD-5, MGA1400DS, 第一世代SCではTMS26, 第二世代ではTMS82+, 第三世代ではTMS75と開発が行われてきた。TMS82+およびTMS75は15MWの1300℃級ガスタービンに挿入し発電運転にも成功している。また、第4世代SCも国プロ「新世紀耐熱材料プロジェクト」の元で開発され、ReにRuを添加することによる組織安定化と、 γ/γ' 相のラフト化および γ/γ' 界面ミスフィット転位網の微細化により、1102℃の耐熱温度を実現している。これらの開発合金は、航空エンジンでは経産省のESPERプログラムにて適用化研究がなされており、また、発電用では、これらの合金を用いた1700℃級ガスタービンの開発を行い、

コンバインド熱効率60% (HHV) を実現させ CO₂の排出量削減を図るプロジェクトが2004年度よりスタートすることが紹介された。

タービンディスク用 Ni 基超合金に関しても高压タービンの高温化に伴い700℃で長時間使用できる次世代合金開発が求められており、鍛造と粉末プロセスの両材料への取り組みが紹介された。特に、鍛造プロセスにおいては7万トン級の大型鍛造設備のFSが行われている旨の紹介がなされた。

また、Ni 基超合金を超える将来材料として、酸化物分散強化型合金、金属間化合物、高融点金属、セラミックス、複合材料についても言及し、国プロを中心としたこれまでの取り組みとその成果が将来の可能性も含め紹介された。

(吉岡洋明)

Keynote Speech 3

題目: Development of High Efficiency Fuel Cell Power Plant Combined with Gas Turbine
(高効率ガスタービン複合形燃料電池発電プラントの開発)

講演者: 渡辺隆夫氏 (財電力中央研究所)

司会者: 平岡克英氏 (独海上技術安全研究所)

燃料電池は高効率、低環境負荷、出力規模の柔軟性など、在来形発電プラントにない特徴を有しており、民生用から大型発電プラントまで幅広い応用が見込まれている。現在、主として開発あるいは使用されているのは、固体高分子形燃料電池 (PEFC)、リン酸形燃料電池 (PAFC)、熔融塩炭酸形燃料電池 (MCFC)、固体酸化物形燃料電池 (SOFC) の4形式で、MCFCとSOFCが高温形燃料電池 (HTFC) に分類され、ガスタービンとの複合システムの検討、開発研究が行われている。

HTFCとガスタービン (GT) の複合システムの形式は、HTFCを加圧してGTをHTFCの排気側に接続するトッピングサイクル形式と、常圧HTFCの排気をGTの空気加熱器として利用するボトムリングサイクル形式がある。加圧形は、コンパクトで効率が上がるが、緊急時の圧力変動対策、圧力容器のコスト上昇などの欠点がある。

燃料電池の進歩はすばらしく、MCFC10kW スタックの例では10年前、初期セル電圧800mVのものが1,500時間で600mVに低下していたが、現在は初期セル電圧900mVのものが1万時間で860mV程度の低下にとどまり、効率が上がり、寿命も長くなっている。

燃料電池スタックの実績に基づく性能シミュレーションモデルの開発もすすみ、HTFC複合サイクルシステムの配置、最適運転条件の選定などに利用できるようになっている。複合サイクルシステムの発電効率 (HHV) は、天然ガス改質の場合、SOFC形40MWで約65%であり、そのうちGTの寄与分は15%ポイントである。

SOFC形300kWでそれぞれ53%、GT寄与分10%であり、MCFC形20MWでは64%、GT寄与分9%、300kWで51%、GT寄与分5%であり、MCFCに比較してSOFCの方が、ガスタービンの貢献度が高い。

近年のマイクロガスタービン (MGT) の進歩にともない、HTFCとMGTを複合化した数百kWクラスのシステムの開発が進められている。たとえばIHIでは、0.4MPaのMCFCを利用した300kWのシステム (効率47% LHV) が運転中であり、SWPC (Siemens Westinghouse Power Co.) では常圧形SOFC220kWのデモンストレーションがおわり、0.3MPa加圧形300kWのものが開発中である。大型システムの将来展望としてはこれら小型での実証とコスト低減が重要な課題となる。

(平岡克英)

Keynote Speech 4

題目: Future View of Energy Supply and Role of Gas Turbine in Japan
(View of Electric Power Company)

講演者: 猪野博行氏 (東京電力(株))

司会者: 川口 修氏 (慶應義塾大学)

わが国におけるガスタービン発電は、輸入に依存する燃料資源、季節や昼夜間で大きく変動する電力負荷、あるいは厳しい環境規制等の事情を背景として発達してきている。その中でもガスタービン/蒸気タービンによる複合サイクル発電は最も囑望される発電システムである。

わが国においてはガスタービンは1970年頃に導入され、最初のガスタービン発電は短期建設のメリットから単純サイクルのガスタービンシステムであったが、その後、ガスタービン技術の目覚ましい発達とともに高効率のガスタービン複合サイクルシステムが導入されてきた。現在ではタービン入口温度1,300℃級のガスタービンを使用した先進複合サイクルガスタービンシステム (Advanced Combined Cycle System) の実用化にまで至っている。

わが国における一次エネルギー供給と最終消費者による最終エネルギー消費の予測をしてみると、省エネルギーと産業の再構築が進み、石油エネルギーへの依存が減少してきており、原子力と天然ガスの使用が拡大し、2010年にはエネルギー資源利用のバランスが一層平準化するものと予測されている。過去においては最終エネルギー消費は主として産業分野が大半を占めていたが、現在では石油価格の下落と生活様式の変化から民生部門と運輸部門のエネルギー利用の増加が顕著である。わが国においては今後も全エネルギー需給に大きな変化が無いとは考えられるが、電力需要の増加傾向に変化は無いと予測される。

電力需要の増加に加えて、電力小売業の自由化が進み、2005年の春には全売電量の60%相当が自由化の対象になると予測されている。従って、電力会社にとっては発電設備にはより戦略的で柔軟性のある投資が必要となって

いる。

このようなエネルギー事情から発電の動力には、コストの削減、高い信頼性、燃料の適応性、負荷変動への対応、環境保護が求められている。これらの項目に対処するために、我々はガスタービン技術に以下の4つの発展を期待している。

まず第一にタービン入口温度と圧力比の上昇によるスケールメリット（大型発電設備の高効率化）の追求である。これについては現在も開発中であるがさらなる継続が必要である。東京電力では、1500℃級のガスタービン複合サイクルシステムを開発し、適用しており、このシステムを超先進複合サイクル（More Advanced Combined Cycle）システムと呼んでいる。

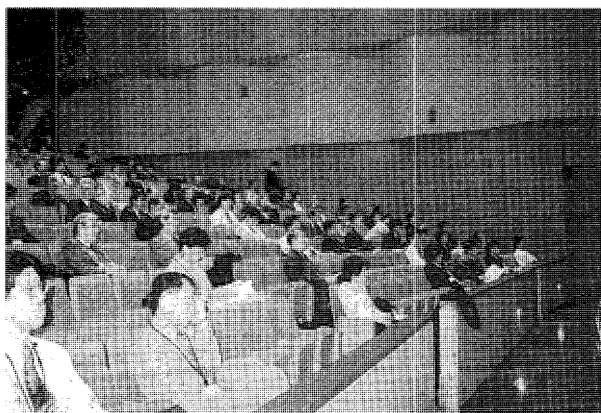
第二番目には、前述の内容とは不整合であるが、中小型ガスタービンの開発である。これらは短時間で不確実な需要として予測される電力に対応して設置されるものである。マイクロガスタービンはこの範疇に入るものである。

第三番目は既存のガスタービンの信頼性の向上である。特にガスタービンの高温部品における寿命の拡大は大きな目標である。

最後に挙げるのは、効率的で環境を汚さないような燃料へと対応範囲を拡大することであり、石炭や重油を利用可能とする石炭ガス化複合発電技術の開発である。

ガスタービン関連技術は急速に発展し、ガスタービン発電は火力発電の主力になりつつあるし、将来にわたってその役割を拡大し続けるであろう。そして、わが国および世界のエネルギー事情を考えるとガスタービン発電は更に進歩を重ねてその役割を拡大していくことが必要である。電力会社の立場から、我々はガスタービン技術が更に進歩を続けて経済発展や環境保全に寄与することを望むものである。

(川口 修)



講演会場の様子

Keynote Speech 5

題目：The Challenges of Lean Premixed Combustion

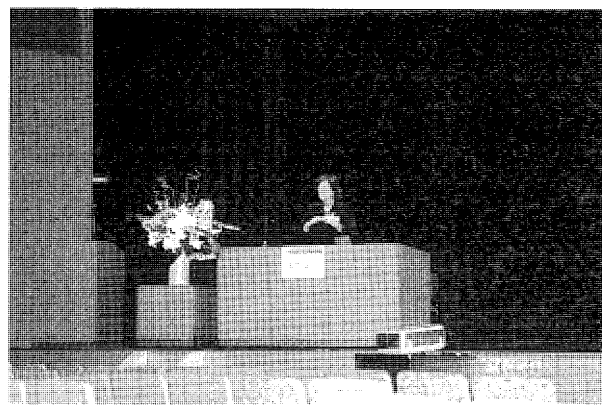
講演者：Prof. Ann Dowling (Cambridge University, UK)

司会者：木下康裕氏（川崎重工業(株)）

産業用ガスタービンのみならず次世代ジェットエンジンのクリーン燃焼器においては、エミッション、特に窒素酸化物 NOx の低減のために希薄予混合燃焼を採用することが多くなっているが、これらの開発の場では燃焼振動の発生が問題となっているケースが多い。本キーノートスピーチでは、このようなガスタービン燃焼器の不安定燃焼について燃焼に伴う熱発生と音響の相互作用を数式モデルで概説した後、簡単なラボ実験やCFDモデリングの研究結果を通して燃焼振動の物理的現象とそれらを制御する方法について静止画、動画を織り交ぜて聴講者にわかりやすく紹介した。

燃焼が不安定になると騒音が発生する現象は、古くから問題視され科学的な解明・解析もなされているが、類似した現象として希薄予混合燃焼による燃焼振動の発生がある。近年、ガスタービンの低エミッション燃焼器の開発が盛んになるにつれて、この問題が大きくクローズアップされている。燃焼器内部で不安定な熱発生があると、これが音響的なエネルギー変動を引き起こし、微小な圧力変動が誘発される。この圧力変動が燃焼器システムの音響と共鳴すると、燃焼器のみならずエンジンをも破壊するような強力なエネルギーを持つ燃焼振動に成長することになる。

希薄予混合燃焼を採用する燃焼器について、共振周波数やエネルギー増幅の予測と燃焼振動の制御について、CFDや音響ネットワークモデルを用いた解析と併せて実験的研究を実施している。実機燃焼器のような複雑な形状を対象とする場合、CFDを用いた解析は計算機容量の面で問題がありネットワークモデルを用いた解析が実用的である。燃焼振動を制御する方法として、passive 受動的あるいは active 能動的な制御がある。前者の一つに燃焼器システムにヘルムホルツ共振器を取り付けて、不安定な燃焼により瞬時に発生するエネルギーを



Keynote Speech : Prof. Dowling

吸収する方法がある。これは振動周波数が既知である場合に非常に有効であるが、取り付けるボリュームを考えた場合200Hz以下の燃焼振動には効果的でない。低い周波数の燃焼振動には能動的制御が効果的である。これは、燃焼器内部の振動をモニタし、何らかのアクチュエータを使用することにより振動を抑制するフィードバック制御で構成される。アクチュエータの一つとして、燃料流量を燃焼振動が抑制されるような周波数に変調して供給する方法があり、現在これについて多くの実験がなされている。

(木下康裕)

Keynote Speech 6

題目：Recent Findings of Analytical Studies in Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines

講演者：難波昌伸氏（崇城大）

司会者：渡辺紀徳氏（東京大）

崇城大学教授（九州大学名誉教授）の難波昌伸先生により、ターボ機械の非定常空力、空力弾性、空力音響に関する特異点理論解析の、総合的な解説がなされた。

近年の当該分野における理論的研究は、その多くを数値流体解析（CFD）および数値空力音響（CAA）の手法が占めており、純理論解析的な手法は古典的と目されている。理論解析では扱える流れの制限が厳しく、境界形状の単純性や、流れの線形性が求められる。しかし、数値解析法に比べて計算負荷が非常に軽く、広範なパラメータについての解析が短時間でできることや、物理現象について明快な洞察が可能になることなどのメリットを有している。

このキーノート講演では、まず翼列非定常流れの特異点解析手法について、基礎となる考え方が一般性のある定式化で整理され、統一的に解説された。その後、この手法を用いて難波先生自らによって近年解析された、3つの適用例が紹介された。

まず多段翼列のフラッターの事例として、反転する環状動翼列の翼列間干渉場における振動翼列問題を解析し、隣接翼列の影響が非常に大きいことを見出した結果が示された。次にファンの動静翼干渉による離散周波数騒音に関する解析が紹介されたが、音響場の正確な予測には、流れの干渉だけでなく、動静翼間の空力音響的な干渉も考慮しなければならないことが示された。最後に、ガストと動翼列との干渉騒音に対する能動制御の解析が紹介された。この制御では、動翼列下流のケーシングに設けられたアクチュエータ面から、動翼で発生する音波を打ち消すような音響擾乱を能動的に与えて、騒音を減衰させようとしているが、解析の結果からは、ダクトカット・オンのモードの音響擾乱を重畳しても、一般的に騒音を打ち消すことは不可能で、代わりにカット・オフモードのみからなる音響擾乱により、騒音を効果的に減

衰させる可能性があることが示された。

この解説では理論解析手法が、新たな非定常空力的課題に対して、そのキーとなる要因を見出し、基礎的な知見を与えるのに有用な手段であること、また、CFDやCAAの手法を検証するために、有用なベンチマークを与えることが示された。今後もこのような役割を通じて、純粋な理論解析は知の前線を推し進めて行くであろうことが期待される。

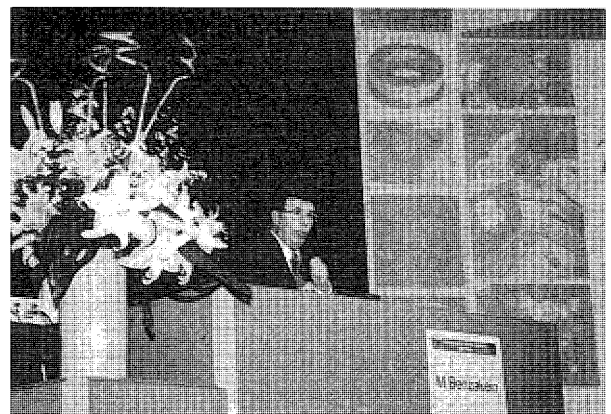
(渡辺紀徳)

Keynote Speech 7

題目：GEAE Propulsion Vision for the 21st Century

講演者：Dr. Mike Benzakein (GE Aircraft Engines, USA)

司会者：中村良也氏（石川島播磨重工業株）



Keynote Speech : Dr. Benzakein

Benzakein氏には21世紀を睨んだ航空エンジンの姿とGEにおける取り組みを紹介して頂いた。

21世紀の航空機を展望すると、リジヨナルジェットから安全性や環境適合性を更に高めた中大型ジェット、更に長距離軍用輸送機に至る亜音速ジェット機群、超音速ビジネスジェットを始めとする環境適合型超音速輸送機、回転翼機、各種無人機の出現、さらには安全低コストの宇宙機などのニーズが期待される、とのことで、何れにも共通して求められるのは、性能・騒音・エミッション・信頼性・簡便さ等についての顧客満足に比べ低オーナーシップコストを実現することであるとして、これらに向けたGEの取り組みが以下のように紹介された。民用エンジンに対してはGEは二つのエンジンプラットフォームを用意している。

即ち、その一つはリジヨナル／ナローボデー機用のCFM56／CF34-10シリーズ（中程度の圧力比の圧縮機を単段のタービンで駆動。高い信頼性と低い整備コストを実現）である。CFM56シリーズはA320シリーズやB737シリーズに広く採用されているベストセラーエンジンであり、CF34-10シリーズも順調に開発が進んでいる。またTech56プロジェクトにおいてエンジン各要

素の技術開発を進めている。例えば高負荷高効率圧縮機 (CFM56の圧力比11/9段, に対して圧力比15/6段, として翼枚数を1,518枚から968に削減し, 整備コスト低減を図る), TAPS (ツインアニユラプリスワール) 低NOx燃焼器, 高効率タービンなどであり, 順次製品に反映させていく計画である。

もう一つのアーキテクチャーはワイドボディ/中長距離機用のGE90シリーズ (高圧力比の圧縮機を2段タービンで駆動) である。GE90-115Bの開発は順調に進みFAAの証明を取得した。また2008年就航予定のB7E7用エンジンとして, GE90のコアをベースに騒音はStage3の26dB減, NOxはICAO CAEP4の60%減を目指した, GENXエンジンの開発を進めている。更には2012~15年頃の運用を狙ったGENYエンジンでは, Stage3の33dB減, NOxはCAEP4の85%減, 飛行中の不具合50%減, 出発遅れ・キャンセルの50%減を目指し, 形状記憶合金による可変シェブロンノズルやアクティブ吸音ライナなどの騒音低減技術, CMC燃焼器, CMCタービン翼, 新合金シャフト・ディスク, また超インテリジェント化技術 (不適合検知, 運用最適化, 必要整備時期予測) などの数々の新技術への挑戦を始めている。

軍用エンジンについてはJSF戦闘機用のF136およびF18E/F用のF414を開発中であるが, 将来的には推重比の更なる向上 (F414の9から20に) や各機種に適用できるアダプティブサイクルエンジンの研究が必要で, これらをTech56のコアをベースに, NASAのUEETやRTA, DODのIHPTETやVAATE, などの国家プログラムで取り組むべく提案中である。

また将来技術としてPDE (パルスドトネーションエンジン) や燃料電池にも触れておきたい。PDEについてはGEでも研究所で大学とも連携して研究を始めており, 2006年にフルスケールのデモ機の製作を計画している。燃料電池はエネルギー密度の画期的向上が不可欠であり燃料も水素への転換が必要で, しばらく時間が必要と考えている。

最後に, これらの基盤・先端技術研究について, GEとしては世界的なアウトソーシングを計っていることが紹介された。即ち, 全GEの研究所として, ニューヨークのグローバルリサーチワールドヘッドクォーターのもと, インドのバンガルー, 上海, ミュンヘンの各地にテクノロジーセンターが置かれ, それぞれの特色を生かした研究が行われている。また, 内外の各大学とそれぞれの得意とする分野について連携を図り, GEの研究プログラムの一翼を担っているとのことであった。

(中村良也)

3.4.2 フォーラム・オーガナイズドセッション

(1) Forum 1: "Industry-University Cooperation in Gas Turbine Research"

November 3 (Mon) 15:10-16:40

Co-Chairs: Dr. David Wisler, Prof. Toshinori Watanabe

Panelists:

Dr. David Wisler (GE Aircraft Engines, USA)

Prof. Xiaofeng Sun (Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, China)

Prof. Chisachi Kato (University of Tokyo, Japan)

このフォーラムでは産学共同の現状と展望について, 米国GE社のDr. Wisler, 中国北京航空宇宙大学のProf. Sun, および東京大学生産技術研究所の加藤千幸教授に情報提供をしていただいた。

Dr. WislerはGE社において, University Programs & Aero Technology LaboratoriesというセクションのManagerを務められている。講演ではメーカーと大学との価値観の相違が分かりやすく解説された。それを認識した上で技術発展への産学共同の重要性を強調され, 相違を克服して共同研究を行うための意識変更の必要性を訴えられた。また, GE社における大学との共同の現状を紹介された。世界中の9大学と共同研究契約を結んでおり, 内訳は米国6大学, ヨーロッパ2大学, アジア1大学となっている。アジアは中国の清華大学である。国際的な共同研究戦略を立て, 広範な知識を製品に有効に役立てていく姿勢が浮き彫りにされた。

北京航空宇宙大学のSun教授は, 中国における航空エンジン分野の産学共同体制の現状を紹介された。AVIC-1およびAVIC-2という航空関連業界組織を中心として, 産業界, 大学, 研究所が組織的に共同している姿が明示された。また, 中国の大学では国際協力体制が極めて活発に確立されてきており, 特に欧米の大学と, 教官の相互交流も含めて連携を深めている。連携強化の基礎は人間関係の確立にあり, 留学生を方々に派遣して, 人的交流基盤を作り上げているようである。

東大生産技術研究所の加藤教授は, 日本における産学共同の事例として, 生研で実施されているCFDに関する産学共同プロジェクトを紹介された。大学で構築されたCFDコードを利用しやすい形で公開し, 産業界の利用に供する体制などが分かりやすく示された。

日本における産学共同体制は未だ整備途上にあるが, 近年はその重要性が様々な場面で叫ばれており, 徐々に共同が進んできている。ガスタービン分野においても, 学会などを舞台に, このような協力を進めていくことが期待される。

(渡辺紀徳)

(2) Forum 2 : "Current Status and Future Strategy of Electricity and Energy Supply"

November 4 (Tue) 17:00-19:00

Chairperson: Mr. Keizo Tsukagoshi

Panelists:

Prof. Morihiro Kurushima (New Energy and Industrial Technology Development Organization, Japan)

Prof. Li Yuhong (Tsinghua University, China)

Prof. Hyung Hee Cho (Yonsei University, Korea)

Mr. Prutichai Chonglertvanichkul (Electricity Generating Authority of Thailand, Thailand)

Mr. Alberto Dalla Rosa (Electric Power Development Co., Ltd., Japan)



Forum 2 : "Current Status and Future Strategy of Electricity and Energy Supply"

このフォーラムでは、日本、中国、韓国、タイ、EU 各国・地域のエネルギー供給の現状と将来計画および施策等を、各パネリストに紹介していただいた。

日本からは NEDO の久留島氏が、環境問題に配慮した今後の高効率のエネルギー利用方策と、これを目指したモデルプロジェクトの紹介を講演された。

清華大学の Li 助教授は、中国における石炭の有効利用に基づくエネルギー供給の現状と予測、その中でのガスタービンの役割等について解説された。

韓国からは Yonsei 大学の Cho 教授が、エネルギー需給の展望と、関連する学術研究について講演された。

タイからはエネルギー庁の Prutichai 氏が参加して下さり、同国における電力事情を紹介されたが、今後のガスタービン発電システムの普及について、大いに意欲が感じられた。

現在電源開発に所属しているイタリア出身の Alberto Dalla Rosa 氏は、ヨーロッパの電力供給の現状を詳細に紹介され、今後の環境適合性を極めて重要視した EU のエネルギー展望を解説された。

フォーラムの時間が夕方遅かったためか、残念ながら聴講者の数はあまり多くなかったが、出席した方々からは、普段あまり得られない情報が収集できたと好評であった。

(渡辺紀徳)

(3) オーガナイズドセッション 1, 2, 3 ウルトラマイクロガスタービン

数 cm サイズの超小型ガスタービンに関連して、3つのセッション (OS-1, 2, 3) で10編の講演があった。

本ガスタービン学会の調査研究委員会からの成果報告が中心で、超小型ガスタービンの概念検討 (OS-103)、全体熱解析 (OS-109)、構造解析 (OS-106) などのシステム解析や、熱交換器の概念検討 (OS-102)、タービン内の流れの CFD/実験解析 (OS-104, 107)、直径10mm、高さ1mmの燃焼器の試験結果 (OS-108)、超小型圧縮機を想定した最適化 (OS-101, 105) 等の要素研究に関する講演が行われた。また、同研究委員会以外からも SiN を用いて直径約10mmの超小型遠心圧縮機を実際に製作し回転試験まで行った例が報告され、注目を浴びていた。

超小型ガスタービンへの関心は高く、特にシステム解析の講演では会場から実現性に関する活発な質問があった。

(寺本 進)

(4) オーガナイズドセッション 4 船用ガスタービンと過給機

本セッションでは、小型のターボチャージャの開発、2500kW 船用ガスタービンの開発、WR21ガスタービンの駆逐艦への搭載、MT30の開発状況とマーケットに関する講演が行われた。

OS-201

開発されたターボチャージャは、タービン径44.5mm、回転速度18万 rpm の小型のものである。PWC (パーソナルウオータークラフト) 用エンジンは現在2ストロークエンジンが使用されているが、EPA などの環境規制強化のため4ストロークエンジンに移行する状況であり、4ストロークエンジンの出力上昇のために新たに船用仕様のターボチャージャを開発した。海水耐腐食性を高めるとともに、レスポンスをよくするため、斜流式タービンとセラミックベアリングが採用されている。

OS-202

SMGT (スーパーマリンガスタービン) は定格出力2,500kW の再生式ガスタービンで、A重油使用可能、熱効率38%、NOx 排出率1g/kWh が目標性能である。2003年3月に成功裏に陸上試験を終えた。今後は、耐久試験を経て、国土交通省プロジェクトとして開始された次世代内航船スーパーエコシップに2005年に搭載される予定である。

OS-203

WR21は、定格出力21MW の ICR (中間冷却再生サイクル) 形ガスタービンで、英国海軍の T45 駆逐艦に艦艇用としては初めて搭載された。T45 は IEP (Integrated Electric Propulsion) 電気推進方式を採用しており、発電システムは WR21 直結発電機2機、2MW ディーゼル発電機2機で構成し、推進用モーター2機と非推進用電

力を供給する。WR21は部分負荷性能がよく、ライフサイクルコストの低減ばかりでなく運用面の向上が顕著である。他の用途として、フリゲート艦は20MW ガスタービンを2機使用したCODOG方式で運用されているが、トータルコストで有利なWR21に将来的には変わる可能性がある。

OS-204

MT30は定格出力36MWの船用ガスタービンで、単機出力としては最大である。詳細なマーケット分析によれば艦艇用、商用とも大出力エンジンへのニーズが高まっており、1999年に開発が決定された。現在、DNVの型式認定を受けるための耐久試験(2003年末に終了予定)が行われている。航空用エンジンTRENT800と80%の部品を共通化し、船用対応への設計変更は主要回転部品に限られている。70~80MWクラスの艦艇用途としては、巡洋艦や航空母艦がある。その他用途としては大型旅客船の電気・機械推進用、LNGタンカー、35ktを超える高速フェリーなどが考えられている。

(平岡克英)

(5) Forum "Wave Rotor"

今回は、Wave Rotorを専門とする研究者間で突っ込んだ情報交換をするための試みとして、既発表の論文あるいは論文無しの口頭発表のみでも可とする形式のセッションが設けられ、2つのセッション(F-1, Forum 3)で6件(論文あり3件、口頭発表のみ3件)の講演があった。

一般の学会ではWave Rotorに馴染みの無い聴衆に対して講演するためにWave Rotorの作動原理の説明に講演時間の大部分が費されることが多いが、今回は会場内のほぼ全員がWave Rotorを専門とする研究者だったため、どの講演者も前置き無しで本来の研究内容を中心に発表を行っていた。講演内容はWave Rotorの設計例や新しいWave Rotorの概念が中心で特に目新しい発表があった訳では無いが、通常の講演や論文には書かれないノウハウ的な内容も含めて活発な討論が行われた。

Wave Rotorを専門とする研究者にとっては有意義なセッションだったようで、このセッションに刺激されて2004年11月に開催されるASME International Mechanical Engineering Congressでも同様のセッションが設けられるようである。

(寺本 進)

3.4.3 学術・技術講演(各分野の講演概要)

(1) 診断, 制御, 計測分野

診断, 制御, 計測関係では、2つのセッション(F-4, F-5)で9編の論文が発表された。近年の他の国際学会での傾向と同様に、故障診断に関する研究(6編)は活発であるが、制御(2編)と計測(1編)は低調であった。

診断技術に関しては、ニューラルネットによる故障診

断(TS-1, TS-2, TS-3)、統計的手法でガスパス・アナリシスの信頼性を向上させる手法(TS-4)および性能劣化モデルによる診断(TS-5)が報告された。また、APUの予測性能と実測性能の比較に関する報告(TS-6)もあった。

制御技術に関しては、ファジー手法による起動制御と最適化手法によるVSV制御に関する研究(TS-7)、PCで自作したマイクロガスタービン用制御/監視システムと実機運転結果(TS-156)が報告された。

計測技術に関しては、ガスや炎の輻射を考慮したパイロメータのデータ補正(TS-8)についての報告があった。
(杉山七契)

(2) 構造・振動分野

構造振動関係で9件の論文が発表された。

タービンプレードの応力と振動に関係した論文と軸受及び軸の振動を扱ったものとに分けて2つのセッション(E-3, E-5)で発表が行われた。

E-3 Blade & Structureでは4件の発表があり、インドから航空用エンジンに鳥が飛び込んだ場合の動翼の応力解析がFEMで行われ実験結果と解析が良く一致していることが示された(TS-009)。また軸流機の動翼の振動応力に関して不等ピッチの静翼が動翼の振動応力を軽減する効果がある事が解析と実験で示された(TS-010)。水平分割型軸流圧縮機で上半分の静翼と下半分の静翼の枚数を変更して理論解析と実験を行い、その振動減衰効果を求めており、上下の翼枚数差が大きくなると振動応力減衰効果が減ると言う興味ある結果が示された。またラジアル機の振動応力については開発中のターボチャージャーにおいて振動応力と対数減衰率の計測結果が発表された(TS-011)。ガスタービンにおいてCFDにおける流体数値解析の結果を利用してFEMの応力解析を行う場合に利用できるinterfaceが提案され、1,400℃クラスのvirtual turbine modelに適用された結果が紹介された(TS-012)。

E-5 Rotor Dynamics and Bearingでは5件の発表があり、Bearing関係では、ポーランドから高速多円弧軸受の油膜内の特性解析が紹介された(TS-018)。興味があったのは米国から150mmの最大級のfoil軸受/磁気軸受けの開発利用が紹介され(TS-017)、日本からは30mmのおそらく最小のfoil軸受の開発実験結果が発表されたことである(TS-019)。ローター系の振動については、バランスが取られた軸系のmisalignmentの振動に対する影響の実験結果が紹介された。実験結果はまだ充分解析されていないが、この分野への今後の貢献が期待される(TS-015)。また非真円断面を持つローター系の振動特性をFEMで解析を行い、非対称断面の軸系に置いてbeam要素ではなくsolidモデルとしての振動解析の手順が示された(TS-016)。

参加者もそれほど多くはなく、小さなセッションでは

あったが、それぞれの専門家が参加し活発な議論が交わされた。

(杉村章二郎)

(3) 空力分野

今回も空力関係が最も大きな分野となり、39編の論文が12のセッションに分けて組まれた。

空力設計解析へのCFDの活用については、圧縮機翼の後退角効果(TS-029)、翼端流れ解析(TS-030)、タービン翼設計(TS-028, TS-042,)や遠心圧縮機設計への適用(TS-020, TS-043, TS-049)に加え、翼表面粗さ(TS-033)や湿度(TS-021)の性能への影響、などが発表された。さらに圧縮機のクロッキング(TS-058)やタービン動静翼干渉(TS-048)などの非定常翼列解析や失速制御のシミュレーション(TS-027)、圧縮機翼端流れと半径方向分布との関係(TS-051)なども紹介された。また、タービンリムシールの影響(TS-025)、圧縮機キャビティ流れ(TS-024)、排気系まで含めた解析(TS-031, TS-026)など翼列部以外にもCFDを適用した発表があった。いわゆるインバース最適設計については圧縮機(TS-034)や吹き出しまで考慮したタービンへの適用が紹介された(TS-035, TS-036)。また非定常高精度マルチグリッド法というCFD計算法そのものについての発表もあった(TS-022)。

サージ/失速に関しては、パッセージショックを考慮した圧縮機の安定性モデルの提案(TS-037)、遠心圧縮機アクティブ制御の実証(TS-058)、サージ予知法の開発と実証(040)、失速前あるいは失速下のファンの流れ計測(TS-039, TS-044, TS-045)、また可変後縁角度を想定したアクティブフラッター制御の数値解析(TS-055)が発表された。非定常計測としては、ベーンレスデヒューザの過渡現象の計測(TS-046)、軸流タービンの非定常損失計測(TS-056)、軸流圧縮機静翼内の後流減衰の計測(TS-057)などの詳細な計測について紹介された。この他振動に関しては、遠心タービンの強制振動応答(TS-053)、振動環状翼列の二重線形非定常解析とCFD結果との比較(TS-054)が発表された。

概念設計に関する分野では、再生型圧縮機概念設計ツール(TS-050)や平均径計算に代わる簡易スルーフローモデル(TS-052)が提案され、マイクロガスタービンへの適用を想定したトンネルタービンと称する新しいタービンの概念(TS-041)が紹介された。

この他、インペラー内衝撃波の3次元PIV計測(TS-032)、矩形ダクトの衝撃波と境界層の干渉の計測(TS-023)、多段圧縮機試験装置の開発(TS-114)、インペラー出口角による低速ターボファンの騒音低減の試み(TS-047)などが発表された。

(中村良也)

(4) 伝熱分野

伝熱は空力について論文数が多く、7のセッションで26編の論文が発表された。フィルム冷却を行ったタービン翼列の乱流解析で遷音速タービンの後縁噴き出しが翼面熱伝達率に及ぼす影響(TS-70)および後縁衝撃波が翼腹側の熱伝達率あるいはフィルム冷却効率に与える影響を高速翼列試験で試験した結果(TS-77)、前縁および背/腹から噴出した場合の3次元翼面のフィルム冷却の解析(TS-72)が報告された。フィルム冷却孔の形状を工夫して主流との混合を抑えCFDで最適化する手法(TS-71)、フィルム冷却のジェットと主流の混合部の流れ場は強い非等方性を有するがその流れ場をLESでの解析が試みられた(TS-60)。LES解析は翼後縁スロットからの冷却空気と主流との混合状況の解析にも適用された(TS-62)。翼面の伝熱予測では、乱流遷移など予測精度が高いSST乱流モデルを用いた解析が紹介された(TS-59)。また静翼のウエークの影響を受ける動翼面の非定常熱伝達率の解析(TS-73)がなされた。格子を移動させることによって生じるウエークの下流に置かれた翼前縁を模擬した模型上における境界層遷移(TS-68)あるいは前縁下流下の剝離胞から遷移する状況(TS-69)の実験的研究が紹介された。

流体と構造を連成させて解く問題では、タービン前縁部のシャワーヘッド冷却のフィルム冷却空気とシャワーヘッド構造および主流との混合が解かれ(TS-83)、(TS-84)ではTBCを施工した多層の全面フィルム冷却構造の冷却効率を解いている。またインピンジメント冷却、ピンフィン冷却と全面フィルム冷却を組み合わせた流れ場と冷却効率の解析(TS-85)、新世紀耐熱材料プロジェクトの一環として実施している冷却翼のメタル温度の解析(TS-66)が紹介された。

タービュレンスプロモータ付き流路の流動伝熱問題に関しては、タービン動翼の後縁の三角形形状をした流路の詳細な流動状況の実験的観察と数値解析との対比(TS-78)、および三角流路のアスペクト比をパラメータに流路面の熱伝達率および圧力損失の数値解析と実験との対比(TS-80)が報告された。また滑らかおよびリップ角度90度のUベントの回転している状態でのPIVによる流動の観察(TS-79)、同様のUベントで2流路の回転の熱伝達率への影響がナフタレン昇華法で詳細に計測された(TS-81)。正方形流路の中に流れに傾けて置かれたリップの二次流れによる伝熱促進に関してRANSを用いた解析結果が報告された(TS-82)。インピンジメント冷却では、衝突面にディンプルをつける(TS-74)、主流を排出する方向にリップをつけた冷却構造とクロスフローが生じる方向にリップを付けたものの伝熱特性(TS-75)、および色々な形状のリップを衝突面に付け伝熱促進を行った効果をナフタレン昇華法で詳細調べた結果(TS-76)が報告された。

ガスタービンの圧縮機からタービン動翼に冷却空気を

導く中間ダクトの回転時における圧力損失 (TS-63), 回転ディスクの旋回流の影響 (TS-64), タービン動翼の冷却流路に関連した回転する U ベントの流動解析 (TS-65), 回転する 2 平行流路の流動を 2 方程式乱流モデルで解くとともに DNS 解析結果と比較した結果 (TS-61) が報告された。

(武石賢一郎)

(5) 性能分野

性能分野では 3 つのセッションで 9 件の講演発表があった。

吸気への水噴霧およびフィルターに関するセッション (Session E-6 Performance Analysis of Gas Turbines: Intake Air Humidification & Filtration) では, 吸気への水噴霧に関する発表 2 件とフィルターに関する発表 1 件があった。日立からは同社の提案する AHAT システムについて冷却空気取り出し位置を変更した場合の性能解析を行った結果, 加湿後の空気を冷却に用いるケースが最も高効率となり, 同じガスタービンを用いたコンバインドサイクルと較べて 1.3% 効率が向上することが示された (TS-090)。一方, Alstom 社からは吸気水噴霧が圧縮機に与える影響の検討結果, GT26 実機を用いた吸気水噴霧試験結果, および水噴霧時の圧縮機性能モデルの開発についての発表があった (TS-091)。また, Freudenberg & Nonwovens 社からは同社の不織布を用いたフィルターが紹介された。

新型システムに関するセッション (Session F-7 Performance Analysis of Gas Turbines & New Systems) では, Tabriz 大学から単純サイクル, 再燃および再生サイクルの熱効率計算においてタービンを無冷却とした場合と冷却を考慮したタービンモデルを用いた場合は計算結果効率の傾向が大きく異なることが紹介された (TS-088)。中国科学院からは LNG と酸素の当量比燃焼を用いた発電効率 50% を超える CO₂ 回収型発電システムが提案された (TS-087)。また, Warsaw 大学からは Graz サイクルの部分負荷特性モデルを開発して解析した結果, 同サイクルが優れた部分負荷特性を有していることを明らかにしたとの発表があった。 (TS-089)。

性能モデルと計算ツールのセッション (Session F-8 Performance Analytic Modeling & Tools) では, 沈阳航空工業学院から既提案の熱力学関数を整理して広範囲に適用できるようにした関数テーブルとこれをもとに開発したプログラムが紹介された (TS-093)。また, Cranfield 大学からは低バイパス比ターボファンエンジンの半径方向のプロファイルを考慮したシミュレーションモデルについて (TS-094), ソウル国立大学からは軸流圧縮機のファウリング現象予測のための解析モデルについての発表 (TS-095) があった。

(幸田栄一)

(6) 開発・運用実績分野

開発・運用実績では, 合計で, 5 セッション, 16 編の論文が発表された。

発電用の大型ガスタービン及びそれを用いた複合発電システム関係では, 2 セッション (C-7, C-8) で 6 編の論文が発表された。運用を開始して年数が経過し, 最新鋭機に較べて性能が見劣りする既設ガスタービンに, 最新技術をフィードバックすることにより, 性能や信頼性を向上させる試み (Modernization & Upgrade Program) に関する論文 (TS-099) や, 経年火力発電所のリパワリングに関する論文 (TS-101, TS-102) が紹介された。最新鋭ガスタービンの開発に関しては, MHI の M701G2 の開発 (TS-100) や, Siemens の V94.3A の開発 (TS-098) についての発表がなされた。また, 副生ガスや高炉ガス等の低カロリー燃料を用いたガスタービンに関する論文 (TS-103) も紹介された。

小型発電用としては, マイクロガスタービンセッション (D-2) で, 4 編の論文が発表された。30kW 級マイクロガスタービンを用いたコージェネレーションシステムを, 性能と運転制御性 (動特性) の両面から評価した論文 (TS-117) や, 300kW 級マイクロガスタービンの開発 (TS-115) についての発表がなされた。また, 要素開発として, マイクロガスタービンや燃料電池とのハイブリッドシステムへの適用を想定した, 新しいタービンの概念 (トンネルタービン) に関する論文 (TS-116) や, 大学教育用の小型ジェットエンジンテストシステムの開発 (TS-113) などに関する紹介がなされた。

航空用では, 2 セッション (C-1, C-2) で, 6 編の論文が発表された。ヘリコプター用エンジンの開発 (TS-107) や環境適合型の次世代超音速推進システム (ESPR プロジェクト) の過去 4 年間の成果の紹介 (TS-104) 及び, 21 世紀の革新的な航空推進技術に関して, NASA より 2 編の論文 (TS-105, TS-106) の発表がなされた。また, 要素技術として, tandem cascade に関する論文が 2 編 (TS-108, TS-109) 発表された。

(土屋利明)

(7) 材料分野

材料部門は Ni 基単結晶合金などに関連した超合金のセッション (Superalloy-1, Superalloy-2), 遮熱コーティングのセッション (Thermal barrier coating) およびセラミックなど鉄鋼材料以外を扱った次世代材料のセッション (Advanced materials) から構成され, 合計 14 件の先進的な材料に係わる技術論文が発表された。

超合金のセッションでは, 日本で開発された第二世代から第四世代の単結晶合金の発表があった。第二世代合金に関しては, 低傾角粒界強度を高めた YH61 材料の casting 特性 (TS-124) と, クリープ強度向上を目的に W や Re を添加しクリープ中のラフト構造の形成を促進させた TMS-82+ 材料の報告 (TS-123) が, また, 第三世

代合金では d 電子理論に基づき合金設計された単結晶合金の特性に及ぼす熱処理の影響に関する報告 (TS-121) が行われた。なお、TMS-82+ は 15MW 級ガスタービンによる回転体試験に供され、酸化や疲労亀裂などの損傷が発生しない事も合わせて報告された。第四世代合金では Re に加えて Ru も添加し組織安定性を図り疲労などの機械的特性を改善した TMS-138 材料 (TS-118) と、TMS-138 をベースに高温強度を改善した TMS-162 材料 (TS-119) が報告された。特に、TMS-162 は世界最高レベルの強度を有し、新世紀耐熱材料プロジェクトの目標値 (137MPa/1000 時間のクリープ耐用温度が 1100°C) を達成したことが示された。さらに、Ni 基超合金に関連した技術として、管理寿命に達し廃却となったガスタービン動翼の寿命延伸技術として、熱間静水圧プレス (HIP) と熱処理を組み合わせた再生処理技術 (TS-120) および、合金設計プログラムとガスタービン設計プログラムを組み合わせ、材料からタービンの性能をシミュレーションする仮想タービンシステムの開発 (TS-122) が報告された。

遮熱コーティング (TBC) のセッションでは、熱サイクル特性を改善するために従来のジルコニア ($ZrO_2-Y_2O_3$) 層の上に $La_2Zr_2O_7$ または $Nd_2Zr_2O_7$ 層を溶射した新プラズマ溶射型 TBC 技術 (TS-129) が報告された。さらに、国家プロジェクトである「二酸化炭素回収対応クローズド型高効率ガスタービン技術」にて検討された TBC 技術 (TS-130) および「ナノコーティング技術」にて開発されたハフニア (HfO_2) をベースとする TBC 技術 (TS-131) がそれぞれ報告された。ハフニア TBC はジルコニアに比べ 1000 から 1300°C の範囲での熱伝導率が低く、焼結開始温度も約 100°C 向上することが明らかとなった。

次世代材料のセッションでは、タービンディスク材料関係として、SiC 繊維分散強化型 Ti 基複合材を用いたディスク材の回転体試験結果 (TS-126)、および熱処理により内側が細粒で外側が粗粒に組織制御されたデュアルプロパティディスク (TS-127) が報告された。デュアルプロパティディスクに関しては、N18 と U720Li に対する組織制御に及ぼす熱処理条件の影響と得られた材料のクリープなどの高温強度が報告された。さらに、1700°C 級ガスタービン部材への適用を狙った Al_2O_3 と $Y_3Al_5O_{12}$ (YAG)、 Al_2O_3 と $GdAlO_3$ (GAP) に代表される共晶複合材料からなる融液凝固複合材料 (Metal Growth Composite) の実製品への適用性の検討 (TS-125) および、超高温材料開発センターを中心に開発が進められている Nb 基合金の開発状況 (TS-128) が紹介された。Nb 基合金の適用には耐環境性への配慮が重要であり、これらに関し活発な討論が交わされた。

(吉岡洋明・飯島活巳)

(8) 燃焼分野

燃焼及び燃焼器関連の一般講演は、セッション D-2 (燃焼制御) 4 件、D-4 (燃焼器開発) 4 件、D-5 (低エミッション燃焼器) 5 件、E-7 (燃焼器設計) 4 件の 17 件であり、前回の 1999 年より、3 件少ない。そのうち海外研究者の講演はロシア、イタリアの 2 件であった。前回と同様、NO_x 低減に関する講演が多かったが、予混合燃焼で生じる燃焼振動の解明、制御技術に関するものが 5 件 (D-2 の 4 件及び D-5 の TS-141) あり、燃焼振動の制御への関心が高まっていることがわかる。D-2 の TS-146 は 2 つのヘルムホルツ共振器を用いて振動燃焼の制御を実証したもので、TS-147 は燃焼器圧力変動制御システムをコンバインドサイクルパワープラントで実証したもので、TS-148 は燃料流量を制御した層流拡散火炎の音響特性を調べたもので、TS-132 は燃焼器内振動燃焼の LES による研究である。D-4 の TS-150、TS-151 は本年が最終年度である ESPR プロジェクトにおける低 NO_x 燃焼器の開発についての報告である。TS-149、D-5 の 141、142 は希薄予混合燃焼のための新コンセプトの研究である。TS-149 は燃料供給ユニットの形状の燃料供給特性への影響、TS-141 は円錐形保炎器と旋回流型保炎器の燃焼特性の比較、TS-142 は広い当量比範囲で低 NO_x を実現するための希薄希薄 2 段燃焼方式の研究である。TS-139 は再循環流や予混合パイロット火炎を用いた希薄限界拡大の研究である。TS-135、136 は拡散燃焼の強旋回による低 NO_x 化についての研究である。D-4 の TS-152 は低エミッションを目的とした HCRF の予蒸発予混合燃焼の研究、E-7 の TS-144 は合成ガスによる清浄化を用いた酸素吹き込み IGCC の低 NO_x 化の研究である。TS-143 は MGC 材料を用いた燃焼器ライナー用の冷却構造の研究、TS-145 は CFD を用いた燃焼器の改良、TS-134 は LES を用いた 2 段予混合燃焼器の解析である。

(山本 武)

3.4.4 パネルディスカッション

Panel Discussion : "Gas Turbines in the Future"

November 6 (Thu) 15:20-17:50

Co-chairs: Prof. Nobuhide Kasagi, Mr. Kimio Sakata
Panelists:

Mr. Yoshiaki Tsukuda (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd., Japan)

Dr. Mike Benzakein (GE Aircraft Engines, USA)

Mr. Shoichiro Inoue (Ministry of Land, Infrastructure and Transport, Japan)

Prof. Terry Simon (University of Minnesota, USA)

Dr. Mikio Sato (Central Research Institute of Electric Power Industry, Japan)

今回のパネルディスカッションでは、ガスタービンの



Panel Discussion : "Gas Turbine in the Future"

将来像や夢について、いくつかの分野を選んでパネリストに自由にお話いただくという企画を立て、実施した。活発な討論を引き出すには座長の役割が重要と考え、東京大学の笠木伸英教授と、宇宙航空研究開発機構の坂田公夫氏にお願いした。日本人パネリストには予め講演の順序、内容等についてメールで打合せ、討論で座長から投げかける質問事項も知らせて臨んだ。各パネリストには15分の講演をお願いし、講演終了後、30分程度の討論を行う予定を組んだ。

当日はまず座長の笠木先生から、大局的な基調講演がなされた。近年の技術体系におけるエネルギー技術およびガスタービンの位置付け、今後の技術の方向性、将来のエネルギーネットワークにおけるガスタービンの役割などがわかりやすく示された。続いて三菱重工業の佃嘉章氏より、発電用大型ガスタービンの最近の発展状況や今後の環境適合性も含めた技術展開、電力供給システムにおけるガスタービンの展望などが解説された。次にGeneral Electric社のBenzakein氏から、航空エンジンのこれまでの発展状況と今後の技術展開が豊富な資料で示された。国土交通省海事局の井上彰一郎氏は、日本の海上輸送システムの将来とSMGTを含むガスタービンエンジンの展望について話された。続いてミネソタ大学のTerry Simon教授により、小型ガスタービンの技術展望および関連学術の展望、さらに極めて広範な応用分野の展開が示された。次に電力中央研究所の佐藤幹夫氏が、ガスタービンに関連する燃料の多様化の将来展望や、各種燃料の特性評価について、詳しく解説された。最後に座長の坂田氏が航空宇宙推進におけるガスタービンの将来展望を示した後、全体のまとめをされた。

各パネリストの熱心な講演は大変興味深いものであったが、熱が入ったあまり、時間を超過される方が続出し、結局座長が準備された質問事項に一人一人が短く答える、という討論時間しか残らなかった。討論のシナリオ作りにもう一工夫が必要であったと思われる。

(渡辺紀徳)

3.5 講演会のまとめ

IGTCの講演会は、回を重ねるごとに内容が充実してきている観があるが、今回は前述のように、国外から多くの論文が投稿され、国際会議としてより充実し、活発化した会議であったと言えるのではないだろうか。今後も欧米やアジア各国の関連諸団体、研究者・技術者との交流を維持発展させ、日本のガスタービンに関する学術と技術の国際的な発展に資する機会を提供していくことが期待される。

幸い多くの参加者に恵まれ、多くの会場で活発な討論が交わされて、細部でトラブルはあったものの、講演会は無事成功裏に幕を閉じたと評価できる。

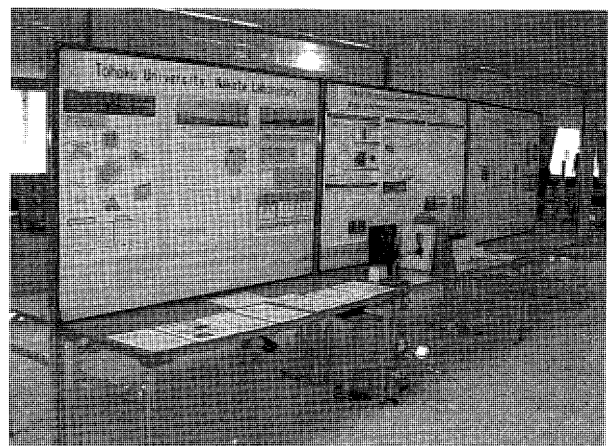
(論文委員会)

4. 展示会

11月3日(月)から6日(木)の4日間にわたり、展示会がタワーホール船堀内の1F展示ホールと2Fロビーで実施された。国内の不況による出展社・団体等の数の減少が見込まれたが、実績としては、前回の43社・団体等から減少したものの36社・団体等が参加した。これは、展示会場面積が1/3の規模(780m²)に縮小したことを考え合わせれば、前回と同等以上の参加率であったといえ



展示会場の様子



大学研究室によるパネル展示

る。また、今回はこれに加え、2 Fロビーに11の大学の研究室及びGT学会が研究成果資料を展示したほか、オーディオメカ（株）BOSEの希望により、5 Fホワイエにオーディオ機器を展示紹介した。

4.1 準備経過

本展示会の実施は、展示委員及び事務局（展示代理会社）が協力し企画、運営した。出展社・団体等への出展依頼を、平成14年12月18日付GT学会会長、組織委員会委員長連名の文書にて送付、また、平成15年7月24日には出展社説明会を開催した。

また、展示委員会は平成14年9月25日に第1回目を開催後5回に渡り行い、展示会概要説明、出展申込状況報告、出展勧誘方法検討、募集状況報告、展示会実施要領打合せ、期間中の役割分担の検討等を行った。

4.2 出展状況

4.2.1 機器展示

1) 展示内容

展示スペースに配慮したガスタービン模型、ターボ過給器、マイクロガスタービン（実機）、ガスタービン関連機器・部品・材料等、航空機エンジン模型、研究開発資料、各種解析システムを中心に紹介した。

展示会場床面積	780m ²
展示企業・団体数	36
展示小間数	66（単位小間面積 4.5m ² ）

2) ブース配置の特徴

会場の周りに小規模ブースを配置し、その中に大きなブースを四角に配し、中央部分は小規模な広場のようなスペースを配した。

出展社の希望も取り入れて関連企業を近くに配した。また、できるだけ同業は離して配置することで展示内容の融合を狙った工夫を加えた。

4.2.2 研究機関のパネル展示

1) 展示内容

各大学における最新のガスタービンに関連する研究をボード及び机に展示、あるいはプロジェクター投影するなどにより紹介した。

2) 展示位置

2 Fロビーの吹き抜け横の人目につく場所に配置した。

4.3 入場者数

展示会場を同一建物内にしたことにより、講演の合間に見学できるようになったこともあり、延べ入場者数が3,735名と前回より1,200名近く増加した。

都心ではないものの、区民ホールという立地条件により地域の一般見学者も散見され、簡単な講座を催すなどの工夫を凝らすことができた。ただ、ガスタービンという一般の人には馴染みが薄い展示会であったことは否め

ず、来場者が登録者、出展関係者、業界関係者が大半でそれ以外の人の入場は限られていたことからガスタービンの普及という点では課題が残る形となった。

4.4 展示会のまとめ

全般として、前回と比較して出展社・団体等の数が減少したものの、会場を狭くしたことで、比較的にぎやかな展示会となった。1 Fの展示会場では、来場者がブースに足を留めて熱心に質問する光景も多く見られ、2 Fの展示についても海外からの参加者を始め、資料に見入る、あるいはビデオ撮影する等の場面もあり、今後のガスタービンの研究、発展に寄せる期待が強いものであると感じ取れた。

（展示委員会）

5. 行事

行事関係では、Welcome Reception, Accompanying Persons' Program, Banquet, Plant Tourを開催することにしたが、Accompanying Persons' ProgramとBanquetはこれまでとはかなり趣向を変えることとした。

Welcome Receptionは、参加者の登録手続き場所に近い方が参加し易く、また開放感のある場所で実施したいという考えから5階のホワイエで開催することとした。

Accompanying Persons' Programは、これまでは主に海外からの参加者の御婦人方を近郊の名所に御案内するというツアーを企画していたが、御婦人方に限らず参加者全員が気軽に参加でき、かつ日本の文化を堪能頂きたいという考えから、お茶の御点前のレッスンと点出しによるサービスを行うこととした。

Banquetは、例年国際会議会場内や近郊のレストラン等で開催していたが、今回はより印象的なバンケットにするため、水族園内のレストランで実施することとなった。水族園からは東京湾の夜景が見え、また以前宮様のパーティーを実施したという経緯もあり、水族園での実施は非常に楽しみなものとなった。

Plant Tourは、JAXAと石川島播磨重工業の田無工場のコースと、全日空原動機センターと品川火力発電所のコースの2ツアーを企画した。

5.1 Welcome Reception

11月2日、レジストレーションを終えた参加者が続々とレセプション会場である5階ホワイエに集まり、賑わいが増した17時、佐々木隆行事委員会幹事の司会によってレセプションが開始された。

歓迎会は吉岡GTSJ会長による歓迎の挨拶に続き、伊藤組織委員長の音頭で一同乾杯をして歓談に入った。会場内には生花が飾られ非常に華やかな雰囲気の中、約150名の参加者は各都道府県のコンベンションビューローより贈呈された地酒やワイン等、めったに口にできないお酒に舌鼓を打ちながら歓談が続いた。



Welcome Reception

最後に川口実行委員長の閉会の挨拶により、約2時間の楽しいひとときは終了した。

5.2 Tea Ceremony

会議開催期間中の11月3日～6日の4日間、これまでの同伴者プログラムに代わり、男性の方々にも気軽に参加頂けるよう、日本茶のレッスンとサービスを行った。

3日と4日の2日間は、4階の和室で1レッスン20分程度の裏千家のお茶の御点前を国内外の方々に楽しんで頂いた。海外からの参加者のみならず、御点前を受けるのは日本人の我々ですら馴染みの少ないものであり、参



Tea Ceremony



ホワイエにて Tea Service

加者には新鮮な体験であったようだ。2日間の参加者は延べ80名近く（内、30名以上が海外からの参加者）に上り、大盛況に終わった。

また、5日と6日の2日間は、5階ホワイエのコーヒーのサービスコーナー横にお茶席が設けられ、日本茶の点出しによるサービスを行った。講演前の緊張をほぐすためにお茶を飲みに来られた方や、講演の合間に久しぶりに会った友人との団欒に来られた方達で賑わった。

5.3 Banquet

各セッションが最高潮となった中日の11月5日の夕べ、葛西臨海公園の中にある葛西臨海水族園のレストラン“シーウイング”で盛大に開催された。長島利夫行事委員長の司会によってバンケットの進行が行われ、始めに会場を提供して下さった水族園園長にお礼の言葉と参加者全員の盛大な拍手で感謝の意を表した。続いて、伊藤源嗣組織委員長、酒井俊道副組織委員長、吉岡英輔GTSJ会長、住川雅晴GTSJ副会長挨拶の後、Prof. Breugelmanns氏の乾杯の音頭で、宴会が始められた。

宴もたけなわとなった頃、海外協学会関係者のDr. Wisler氏、Prof. Chen氏のスピーチを頂いた。続いて、東芝前田福夫氏とお琴の先生により琴演奏が行われ、参加者は響き渡る琴の音色に酔っていた様子であった。その後は、東京湾岸の夜景を楽しみながら餅つきが開始さ



会場の様子



琴の演奏



餅つき

れたが、突然の雨に関係者が慌てる一幕もあった。

楽しい宴はあっという間に時間が経ち、Prof. Yang氏のスピーチの後、栢植綾夫組織委員会副委員長の閉会の挨拶によって終宴となった。

今回の参加者は180名を越え、これまでと趣向を変えたバンケットに参加者は非常に満足な様子であった。

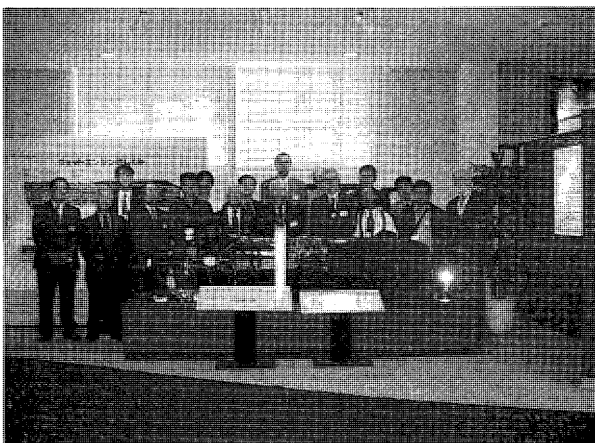
5.4 Plant Tour

本会議の最終日の11月7日に Plant Tour が2コースに分かれて実施された。

Tour-Aには海外からの26名を含めた29名の参加者が集まった。まず、JAXA 総合技術研究本部を訪問し、2班に分かれて数値シミュレータ (NS III) によるシミュレーション技術およびシミュレーションの3D可視化技術の実演、極超音速風洞設備、超音速エンジン試験施設、展示室の案内をして頂いた。それぞれの場所では活発な質疑応答があり、特に海外の方が熱心に写真撮影をしていた。

次の見学先である石川島播磨重工業の田無工場では、プレゼンテーションおよびジェットエンジン史料館の見学の2班に分かれた。

石川島播磨重工業の概要、最新の技術開発動向について



I H Iにて

でのプレゼンテーションについては、特に材料をはじめとする最新の開発動向について活発な質疑応答がなされた。ジェットエンジン史料館では多数のエンジンを前に様々なエピソードを交えた日本のジェットエンジン開発史の説明が非常に好評であった。また、バスでの移動時では都心を通り、東京タワー、お台場、都庁、夜景等、東京観光も兼ねられ、海外の方は大変喜んでおり、バス内から写真/ビデオ撮影される方も多かった。

一方、Tour-Bには海外からの3名を含む20名が参加した。先ず1つ目の見学先である全日空原動機センターには予定よりも早く到着した。始めに全日空の紹介ビデオを鑑賞し、エンジンの整備方法、試験方法等を説明頂いた後、組立て工場の見学を行った。吊り下げられているエンジンの組み立ての様子や燃焼器ライナ、噴出し冷却孔付翼列等、詳細な部品まで見学することができた。見学後はプレゼンテーションルームに戻りエンジンに鳥が突入する問題やメンテナンス時間など、活発な質問がなされていた。

次の見学先である品川火力発電所では、3D立体ビデオによる品川火力プラントの概要を紹介頂いた後、GE社9FA最新型1,300℃級ガスタービンをういたコンバインドサイクル発電プラントの見学が行われた。当日は、発電運転中ということもあって近くに寄って機器を見ることは出来なかったため、説明はパネル説明が中心となった。その後、時間に余裕があったため東京電力の担当者の計らいで、普段あまり見るのでできないHRSGや100mの煙突、脱硝アンモニアタンク、ガスコンプレッサなどをバスから見学させて頂いた。

以上行事に関しては、当初の企画通り無事行われたが、これもひとえに関係各位の御尽力に負うところ大であった。(行事委員会)

6. International Advisory Committee の開催

IGTC'03の会期中、11月6日(木)の午後12:30から1時間半にわたり、表記委員会(通算三回目)が開催された。参加者は、国際諮問委員会(IAC)のメンバーから共催学会や欧州、アジア、米国など各国の会議参加者計14名と、学会から吉岡英輔 GTSJ 会長、伊藤源嗣 IGTC 組織委員長、川口修 IGTC 実行委員長を始めとする GTSJ、IGTC 主要メンバー及び国際交流委員ら14名であった。議事は、①伊藤組織委員長からの歓迎の挨拶、②出席 IAC メンバーの自己紹介、③ GTSJ 側出席者の紹介、④川口実行委員長よりの会議報告、⑤学会国際交流活動の報告と議論の主旨説明と進められ、これを受け IAC 出席者から、本会議及び GTSJ の活動に対する意見、アドバイスあるいは感想などが出され、相互に活発な議論が行われた。以下はその主な内容である。

GTSJ の国際活動に関しては、(1)欧州・北米・アジアの三極を巡るガスタービン会議の国際活動を育成するために、Asian Pole を構築すること。相互理解と情報交

換から始め、徐々に中国・韓国等との連携を進めること。(2)E-mail リンクをつくり、国際活動を円滑にし、意見を常時聴取できる様工夫すること。また、IGTC 会議運営に関しては、(3)本会議の Keynote スピーチは質が高く、今後とも続けていくべきであること。(4)発表質疑や昼休み時間などディスカッションする時間に余裕が欲しいこと。(5)討論の質を上げるため、英語が苦手な学生等に対するサポートが行われるべきであること、及びネイティブスピーカーに対してはゆっくり明瞭に話すように指示を行うこと。(6)議論を活発にさせるため、座長の事前準備が必要であること。(7)Exhibition は産業界と学界との相互交流に非常に有効であり、より広い会場を確保することが望ましいこと。(8)海外からの参加者を増やすため、IAC メンバーの所属する学協会組織や会社を利用して宣伝・勧誘を行い、また Web を用いて論文・資料等を公開することにより国際会議の存在をアピールすること。(9)CD-ROM による論文集と、冊子によるアブストラクト集の両方を作成するのは良いアイデアであること。(10)良いペーパーを会議後になんらかの形でジャーナルに発表できるようにする方策を検討すること。

これらの意見、アドバイスは、総じて IGTC を高く評価し、今後も盛り立てようとするもので、厳しい言葉にも真摯に受け入れるべきものと理解された。また特に、ASME との交流に一步踏み出した当会議で、当日出席した Dr. Wisler, ASME 副会長(前 IGTI 議長)が表明した、さらに連携を深め日米欧の競合による内容充実を願う、という言葉も印象的であった。

なお、これまで長く IAC メンバーであった独の Prof. Heinz E. Gallus が会議直前に他界されたとの報があり、同 Aachen 大学から出席された Prof. D. E. Bohn から哀悼の言葉を受け、出席者で黙祷を捧げた。

(国際交流委員会)

7. 国際会議を振り返って

国内の景気回復が思わしくない中でどのくらいの参加者が集まるか心配されたが、関連各社の多大な協力のもと最終的には530人を超える参加者を迎えることが出来た。この参加者確保には、組織委員会委員、実行委員会委員、学会理事の皆様による多大なご協力に加えて、学会賛助会員企業が社内への参加登録の呼びかけを積極的に行っていたことが大きく寄与しており、関係企業の方々にも心より感謝する次第である。また、今回は海外からの参加者が約120名の多くに上ったこと、海外からの論文発表数が多数に上ったことは特筆すべきことであるが、その理由として、ASME/IGTI をはじめとする海外協力学会による参加、論文発表の呼びかけ、学会の Web Site による積極的な広報も功を奏したと考えられる。

今回の国際会議は経済情勢が回復しない中、大幅な緊縮予算での開催となり、質を落とさずに経費を削減する

という努力をせざるを得なかったが、幸いに大きなトラブルも無く、充実した国際会議として参加した方々に満足していただけたと自負している。長期にわたって努力していただいた実行委員各位、支援していただいた組織委員、学会理事の皆様には心より感謝しており、国際会議の終了報告にあたり、心より御礼を申し上げる次第である。また、今回は参加登録業務、展示業務など一部を除いて業者への業務委託を極力抑え、学会事務局に多くの業務負担をお願いした。通常の学会業務に加えて過剰な業務をお願いし、体力的、精神的に大きな負担をかけた学会事務局の皆さんにも実行委員会を代表して心より感謝申し上げたい。

(実行委員長 川口修)

2003年 国際ガスタービン会議 東京大会 実行委員会および各委員会 委員名簿

【実行委員会】

委員長 川口 修 (慶應大)
副委員長 伊藤 高根 (東海大)
幹事 小尾 晋之介 (慶應大)

【総務委員会】

委員長 佐藤 幹夫 (電中研)
幹事 吉田 征二 (JAXA)
委員 石井 博之 (IHI)
太田 有 (早稲田大)
小林 成嘉 (日立)
西澤 敏雄 (JAXA)
水木 新平 (法政大)
御法川 学 (法政大)
山田 正彦 (東芝)
山本 誠 (東理大)
小林 正* (東芝)
藤井 正昭* (IHI)

【論文委員会】

委員長 渡辺 紀徳 (東大)
幹事 山根 敬 (JAXA)
委員 飯島 活巳 (日立)
木下 康裕 (川崎重工)
幸田 栄一 (電中研)
杉村 章二郎 (三井造船)
杉山 七契 (JAXA)
武石 賢一郎 (三菱重工)
辻田 星歩 (法政大)
土屋 利明 (東電)
寺本 進 (東大)
中村 良也 (IHI)
平岡 克英 (海技研)
松沼 孝幸 (産総研)
毛利 邦彦 (インテリジェントプラザ)

山本 武 (JAXA)
 吉岡 洋明 (東芝)
 吉田 博夫 (産総研)

【行事委員会】

委員長 長島 利夫 (東大)
 幹事 佐々木 隆 (東芝)
 委員 小河 昭紀 (JAXA)
 北山 和弘 (東芝)
 古賀 勉 (三菱重工)
 今野 忠 (NTT-GP エコ)
 渋川 直紀 (東芝)
 鈴木 伸寿 (東芝)
 永根 浩平 (東芝)
 松尾 亜紀子 (慶應大)
 室岡 武 (IHI)

【展示委員会】

委員長 玉木 貞一 (IHI)
 永野 進* (IHI)
 幹事 田中 保幸 (IHI)
 委員 荒畑 実 (IHI)

池田 慈朗 (IHI)
 石井 潤治 (東芝)
 糸川 滋 (三井造船)
 酒井 義明 (東芝)
 鈴木 寛 (IHI)
 須田 祐志 (荏原)
 大黒 一豊 (川崎重工)
 寺田 栄一* (IHI)
 西村 真琴 (日立)
 濱 剛 (三井造船)
 藤岡 昌則 (三菱重工)
 真家 孝 (IHI)
 丸井 英史* (荏原)
 早東 昇* (日立)

【財務委員会】

委員長 塚越 敬三 (三菱重工)
 幹事 北里 さとし (三菱重工)
 吉岡 眞一* (三菱重工)
 委員 中山 誠二 (三菱重工)

*印…途中で交代した委員

日本ガスタービン学会賞（第12回）報告

平成15年度学会賞審査委員会委員長 梶 昭次郎
KAJI Shojiro

日本ガスタービン学会賞は、本会創立10周年を記念して1982年に制定されて以来、2年毎に表彰を行っております。学会賞には論文賞、技術賞ならびに学会創立20周年を記念して設けられた奨励賞の3種類があり、ガスタービンおよび過給機に関する優れた論文および技術を表彰しております。

今回の学会賞候補に関しては、2003年11月30日を応募期限として募集を行いました。

論文賞としては、1999年12月以降2003年11月までに日本ガスタービン学会誌に公表された論文および2003年国際ガスタービン会議東京大会 Proceedings に掲載された論文が対象となります。応募による候補に加え、学会誌編

集委員会および国際ガスタービン会議論文委員会から推薦を受けた候補が、論文賞13件、技術賞2件、奨励賞3件の合計18件に達しました。

学会賞審査委員会は10名の委員により、2段階方式の審査を慎重に行い、特に技術賞に関しては審査委員会においてヒアリングを実施しました。その結果、学会賞審査委員会として論文賞2件、技術賞1件、奨励賞1件（1名）を理事会に推薦することにしました。

理事会において審議の結果、当委員会から推薦した受賞候補がすべて承認され、次に示す通りの授賞が決定されました。

論文賞

非金属動翼の光学式翼端すきまセンサ

日本ガスタービン学会誌 29巻6号 (2001.11)

松 田 幸 雄
田 頭 剛

本論文は光学的な手法でガスタービンのチップクリアランスを計測する、光応用計測に関するものである。本研究で開発したチップクリアランスセンサは、レーザーダイオードから発した光を回転する動翼先端に投射し、その反射光の位置がチップクリアランスにより変化すること検出するもので、一般的な光学系と CCD センサ回路及びデジタル信号処理回路から構成される。本センサは、一般的なチップクリアランスセンサの測定対象が、その動作原理より導体（金属）であることが必要であるのに対し、非金属でも測定が可能な点が最大の特徴であるが、さらに光応用計測の一般的な性質から、動翼の通過速度、センサの周囲と動翼による電磁気的影響、温度、

圧力などに測定値が影響されることがない。またセンサのキャリブレーションでは特別な校正装置を必要とせず、その校正値がそのまま実機計測に適用できるので、実質的に高い測定精度を得ることができる。また光応用計測の欠点である測定対象の汚れによる性能劣化の問題については、光源光出力を大幅に変化する機能を付加することによって解決した。本センサの性能としては、24,000r.p.m まで回転するディスク等による計測実験で、測定レンジ0~1.4mm で測定精度 $\pm 20 \mu\text{m}$ であることを検証した。なお本研究は旧通商産業省・工業技術院が1988年~1998年にかけて実施した「セラミックガスタービンの研究開発」のもとに行った。

日本ガスタービン学会賞（第12回）報告

平成15年度学会賞審査委員会委員長 梶 昭次郎
KAJI Shojiro

日本ガスタービン学会賞は、本会創立10周年を記念して1982年に制定されて以来、2年毎に表彰を行っております。学会賞には論文賞、技術賞ならびに学会創立20周年を記念して設けられた奨励賞の3種類があり、ガスタービンおよび過給機に関する優れた論文および技術を表彰しております。

今回の学会賞候補に関しては、2003年11月30日を応募期限として募集を行いました。

論文賞としては、1999年12月以降2003年11月までに日本ガスタービン学会誌に公表された論文および2003年国際ガスタービン会議東京大会 Proceedings に掲載された論文が対象となります。応募による候補に加え、学会誌編

集委員会および国際ガスタービン会議論文委員会から推薦を受けた候補が、論文賞13件、技術賞2件、奨励賞3件の合計18件に達しました。

学会賞審査委員会は10名の委員により、2段階方式の審査を慎重に行い、特に技術賞に関しては審査委員会においてヒアリングを実施しました。その結果、学会賞審査委員会として論文賞2件、技術賞1件、奨励賞1件（1名）を理事会に推薦することにしました。

理事会において審議の結果、当委員会から推薦した受賞候補がすべて承認され、次に示す通りの授賞が決定されました。

論文賞

非金属動翼の光学式翼端すきまセンサ

日本ガスタービン学会誌 29巻6号 (2001.11)

松 田 幸 雄
田 頭 剛

本論文は光学的な手法でガスタービンのチップクリアランスを計測する、光応用計測に関するものである。本研究で開発したチップクリアランスセンサは、レーザーダイオードから発した光を回転する動翼先端に投射し、その反射光の位置がチップクリアランスにより変化すること検出するもので、一般的な光学系と CCD センサ回路及びデジタル信号処理回路から構成される。本センサは、一般的なチップクリアランスセンサの測定対象が、その動作原理より導体（金属）であることが必要であるのに対し、非金属でも測定が可能な点が最大の特徴であるが、さらに光応用計測の一般的な性質から、動翼の通過速度、センサの周囲と動翼による電磁気的影響、温度、

圧力などに測定値が影響されることがない。またセンサのキャリブレーションでは特別な校正装置を必要とせず、その校正値がそのまま実機計測に適用できるので、実質的に高い測定精度を得ることができる。また光応用計測の欠点である測定対象の汚れによる性能劣化の問題については、光源光出力を大幅に変化する機能を付加することによって解決した。本センサの性能としては、24,000r.p.m まで回転するディスク等による計測実験で、測定レンジ0~1.4mm で測定精度 $\pm 20 \mu\text{m}$ であることを検証した。なお本研究は旧通商産業省・工業技術院が1988年~1998年にかけて実施した「セラミックガスタービンの研究開発」のもとに行った。

論文賞

Development of A Grain Defects Resistant Ni-Based Single Crystal Superalloy YH61

Proceedings of IGTC'03 Tokyo, TS-124

TAMAKI Hideki
OKAYAMA Akira
YOSHINARI Akira
KAGEYAMA Kagehiro
SATO Koji
OHNO Toshihiro

ガスタービンの高効率化のためにはタービン動・静翼用材料の耐熱性(高温強度)の向上が有効であり、航空機用ガスタービンではニッケル基超合金の単結晶材が実用化されている。しかし発電用ガスタービンの場合、動・静翼は大型かつ高性能な冷却方式による複雑な構造、形状をしていることから、単結晶鑄造の歩留まりが低くコスト高になることが実用上の大きな問題になっている。即ち、発電用ガスタービンへの単結晶材の適用のためには、耐熱性(高温強度)、耐環境性とともにより経済性が重要であり、これらのバランスのとれた材料が必要とされている。

そこで本研究では、高温強度は若干低下するもの、敢えて結晶粒界強化元素を添加することで結晶欠陥を許

容し鑄造歩留まりを向上させるという、新たなコンセプトの単結晶合金を開発した。結晶粒界強化元素添加量の最適値を明らかにしたと同時に、従来の単結晶材の高温強度向上に有効であった溶体化熱処理条件も再検討し、従来の単結晶材に適用されていた熱処理温度より低温側に、より結晶欠陥を許容可能な熱処理条件があることを明らかにした。さらに、発電用ガスタービン用として重要な高温耐食性及び単結晶材実用化の上で重要となる異方性の問題についても検討し、開発した合金が発電用ガスタービン用として実用可能であることを検証した。

本合金の開発により、発電用ガスタービンへの単結晶材の適用が容易となり、発電用ガスタービンのより一層の熱効率向上につながるものと期待される。

技術賞

先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

先進材料利用ガスジェネレータ技術開発プロジェクト

代表 弘松 幹雄

本技術開発は平成5年より平成14年にかけて研究資金約98億円を投入し、ガスタービンの飛躍的高性能化を先進材料を利用して実現するための基礎的試験研究を行ったものである。

材料はガスタービン諸部位の温度と強度に最適となるよう選定した。先進材料のポテンシャルを生かしたガスジェネレータの概念構造の検討と圧縮機、燃焼器、タービンの効率向上、窒素酸化物排出量低減についての試験研究も実施した。また重量軽減のため軸受やメカニカル・シールなど機械要素の高温高速化、制御システムの革新なども目標仕様を設定して技術開発を実施した。

ガスジェネレータの概念および主要要素研究並びに各種材料のエンジンへの適合性確認試験は石川島播磨重工

業、川崎重工業および三菱重工業の航空エンジン3社より参画した研究員が担当した。材料では宇部興産と三菱マテリアルよりの研究員がセラミック複合材を、横浜ゴム出身研究員が耐熱樹脂複合材を、石川島精密鑄造および住友金属工業からの研究員がチタン・アルミ系金属間化合物についての研究を行った。機械要素の試験研究を実施したのはイーグル工業、日本精工、エヌティエヌおよびミネベアよりの研究員であり、また制御システムについては横河電機および神鋼電機よりの研究員が担当した。

本プロジェクトはガスジェネレータの進歩革新という一つの目標に向かった異業種連合型の共同研究で優れた成果をあげることができたものである。

論文賞

Development of A Grain Defects Resistant Ni-Based Single Crystal Superalloy YH61

Proceedings of IGTC'03 Tokyo, TS-124

TAMAKI Hideki
OKAYAMA Akira
YOSHINARI Akira
KAGEYAMA Kagehiro
SATO Koji
OHNO Toshihiro

ガスタービンの高効率化のためにはタービン動・静翼用材料の耐熱性(高温強度)の向上が有効であり、航空機用ガスタービンではニッケル基超合金の単結晶材が実用化されている。しかし発電用ガスタービンの場合、動・静翼は大型かつ高性能な冷却方式による複雑な構造、形状をしていることから、単結晶鑄造の歩留まりが低くコスト高になることが実用上の大きな問題になっている。即ち、発電用ガスタービンへの単結晶材の適用のためには、耐熱性(高温強度)、耐環境性とともな経済性が重要であり、これらのバランスのとれた材料が必要とされている。

そこで本研究では、高温強度は若干低下するもの、敢えて結晶粒界強化元素を添加することで結晶欠陥を許

容し鑄造歩留まりを向上させるという、新たなコンセプトの単結晶合金を開発した。結晶粒界強化元素添加量の最適値を明らかにしたと同時に、従来の単結晶材の高温強度向上に有効であった溶体化熱処理条件も再検討し、従来の単結晶材に適用されていた熱処理温度より低温側に、より結晶欠陥を許容可能な熱処理条件があることを明らかにした。さらに、発電用ガスタービン用として重要な高温耐食性及び単結晶材実用化の上で重要となる異方性の問題についても検討し、開発した合金が発電用ガスタービン用として実用可能であることを検証した。

本合金の開発により、発電用ガスタービンへの単結晶材の適用が容易となり、発電用ガスタービンのより一層の熱効率向上につながるものと期待される。

技術賞

先進材料利用ガスジェネレータ技術開発

先進材料利用ガスジェネレータ技術開発プロジェクト
代表 弘松幹雄

本技術開発は平成5年より平成14年にかけて研究資金約98億円を投入し、ガスタービンの飛躍的高性能化を先進材料を利用して実現するための基礎的試験研究を行ったものである。

材料はガスタービン諸部位の温度と強度に最適となるよう選定した。先進材料のポテンシャルを生かしたガスジェネレータの概念構造の検討と圧縮機、燃焼器、タービンの効率向上、窒素酸化物排出量低減についての試験研究も実施した。また重量軽減のため軸受やメカニカル・シールなど機械要素の高温高速化、制御システムの革新なども目標仕様を設定して技術開発を実施した。

ガスジェネレータの概念および主要要素研究並びに各種材料のエンジンへの適合性確認試験は石川島播磨重工

業、川崎重工業および三菱重工業の航空エンジン3社より参画した研究員が担当した。材料では宇部興産と三菱マテリアルよりの研究員がセラミック複合材を、横浜ゴム出身研究員が耐熱樹脂複合材を、石川島精密鑄造および住友金属工業からの研究員がチタン・アルミ系金属間化合物についての研究を行った。機械要素の試験研究を実施したのはイーグル工業、日本精工、エヌティエヌおよびミネベアよりの研究員であり、また制御システムについては横河電機および神鋼電機よりの研究員が担当した。

本プロジェクトはガスジェネレータの進歩革新という一つの目標に向かった異業種連合型の共同研究で優れた成果をあげることができたものである。

奨励賞

動静翼干渉によるタービン動翼ミッドスパンの非定常流れ

日本ガスタービン学会誌 30巻4号 (2002.7)

産業技術総合研究所 松 沼 孝 幸

高性能な小型ガスタービンを開発するために、低レイノルズ数域での低圧タービンの空力特性が重視されている。低レイノルズ数域では、境界層の層流域が増えて剥離の発生や二次渦の増大が起こり、翼列性能が悪化する。また、本来のタービン翼列の流れは、静止翼列と回転翼列の干渉（動静翼干渉）により複雑な非定常流れになる。しかし、回転するタービン動翼内部の非定常流れの報告は、計測の困難さから非常に少なく、特に低レイノルズ数域では皆無である。

本研究では、レーザードップラ流速計（LDV）を用いて、低レイノルズ数域におけるタービン動翼ミッドスパンの非定常流れを詳細に測定した。静止座標系と回転座標系の両方から流れを解析し、上流のタービン静翼の

ウェークが下流のタービン動翼の流れに及ぼす影響を調べた。

実験結果から、(1)静翼ウェークは、主流とウェークの速度差に起因するネガティブ・ジェット効果によって動翼内で正圧面側から負圧面側に移動し、動翼出口で動翼ウェークと強く干渉すること、(2)動翼負圧面側の剥離開始位置が、動静翼干渉によって翼弦長の10%ほど周期的に変動し、流れ場全体に大きな影響を与えること、(3)主流領域は等方性の乱れであるが、ウェーク領域は強い速度相関（レイノルズ応力）を持つ非等方性の乱れになっていること、などを明らかにした。数値解析による研究が大勢を占めつつある中で、本実験データはCFDコードの検証用としても利用されている。

2004年度第1回見学会及び技術フォーラム報告

前川 篤

MAEKAWA Atsushi

2004年4月22日(木)に大阪府吹田市に所在する大阪大学(吹田キャンパス)にて、2004年度第1回見学会及び技術フォーラムが開催された。まず、技術フォーラムにて講演があり、その後、燃焼工学研究室見学会というスケジュールであった。以下に、概要を報告する。

技術フォーラムでは、「噴霧燃焼の観察とシミュレーション」と「旋回キャビテーションの新しい防止法」と題して、それぞれ大阪大学の赤松助教、辻本教授を講師として迎え、最先端の燃焼研究とHIIAロケットエンジン開発について講演頂いた。

第1講は、噴霧火炎中で液滴は個々の単滴ではなく互いに干渉し合いながら蒸発・燃焼するという油滴群燃焼に着目し、レーザーによる光学計測とラジカル発光計測から、実験的に油滴クラスタの群燃焼挙動について観察した内容であった。また数値計算から油滴クラスタの燃焼計算を行い、実験結果との比較をされていた。群燃焼についての実験的知見は未知の領域が多く、近年のレーザー計測に伴い、ようやく多くの知見が明らかになりつつあるということで、貴重な講演内容であった。

第2講は、HIIAロケットエンジン開発に際して発見された新しい現象についての講演であった。HII8号機のエンジン停止原因調査の結果、液体水素ターボポンプ内で過去に事例の無い非常に高い周波数のキャビテーション不安定現象が発生し、翼の共振が生じて疲労破壊に至ったことが分かった。HIIA用のロケットエンジ

ンにはこのような背景を元に、開発が行われたとのことであった。最先端技術の粋であり国際的にも非常に重要な役割を担っている純国産ロケットエンジン開発における経験を元にした貴重な講演を拝聴させて頂いた。

フォーラムの後、3グループに分かれて燃焼工学研究室の見学をさせて頂いた。当研究室の研究分野は多岐に渡っており、噴霧燃焼、層流/乱流ガス燃焼の基礎研究を始め、高圧酸素富化燃焼や分子動力学法によるナノ粒子の生成と挙動に関する研究、MEMSによる混合と燃焼の制御法、さらにはレーザーを用いた着火法等、ここでは挙げる事の出来ない程であり、積極的に取り組んでおられた。また博士課程の学生も11人と非常に多く、充実した研究体制であった。

研究室の実験棟を見学させて頂いたが、対象とする現象を模擬するため、実験装置の多くが自作であり、コストを掛けずに最適な形状が得られていた。研究室内で図面を作成し、実験装置を製作しているとのことであった。別棟に設置の高圧酸素富化燃焼炉については、時間の都合上、残念ながら見学することは出来なかったが、高圧化での純酸素燃焼に関する基礎研究をされているということであった。見学は約1時間であったが、活発な議論も飛び交い、見学会は盛況の内に終了した。

最後に、御多忙の中、長時間に渡りお付き合い下さった香月教授殿を始めとする燃焼工学研究室の皆様へ、厚くお礼を申し上げます。(地方委員)

Proceedings of IGTC'03について

「Proceedings of IGTC'03」(CDROM 及び abstract 集) を購入ご希望の方は、事務局までご連絡ください。

1. 価格：¥30,000 (送料込み)
2. 申込方法：FAX 又は E-mail にて氏名・連絡先 (住所・TEL・E-mail) を記入の上、事務局までご連絡ください)

○ 本会協賛・共催行事 ○

会合名	開催日・会場	詳細問合せ先
基礎教育講習会－エンジンにおける実験・計測の基礎と応用 (その9)	H16/6/18 大阪科学技術センター 4階 401号室	日本機械学会 事務局 URL: http://www.jsme.or.jp/kousyu2.htm TEL: 03-5360-3504 FAX: 03-5360-3507
第9回動力・エネルギー技術シンポジウム 「動力エネルギー技術を支える“もの”たち」	H16/6/22, 23 東京海洋大学海洋工学部	日本機械学会動力エネルギーシステム部 TEL: 03-5360-3500 URL: http://www.jsme.or.jp/pes/Event/symposium.html
日本流体力学会年会2004	H16/8/9-11 名古屋大学 工学部 総合研究棟Ⅱ	日本流体力学会年会2004年運営委員会 TEL: 052-789-4486 E-MAIL: nenkai04@sps.mech.nagoya-u.ac.jp
可視化情報学会全国講演会 (愛媛2004)	H16/9/27-28 放送大学 愛媛学習センター	可視化情報学会 TEL: 03-5993-5020 URL: http://www.vsj.or.jp/ehime/



▷ 入 会 者 名 簿 ◁

〔正会員〕

佐藤 琢哉 (東北発電工業) 高津

恭 (日立インダストリーズ)

前田 哲哉 (アイエスコレーション)

〔学生会員〕

金野 真典 (岩手大)

第10回ガスタービン教育シンポジウム開催のお知らせ

近年ガスタービン技術の発展には目ざましいものがあります。航空機に搭載されるジェットエンジンをはじめ大規模発電やコージェネレーション用としても用途が広がっております。また、ガスタービンは小型高出力・高効率であること、NOx排出を抑えることが比較的容易である等の理由で、環境に優しい原動機として、将来の人類のエネルギー問題に寄与する大変重要な役割を担っております。

一方、ガスタービンはまだまだ発展途上にあると言われており、高効率化・大容量化等多岐にわたる研究・開発分野で若い技術者の活躍が期待される分野です。そのような状況下で、学生及びガスタービン初心者の技術者を対象とした標記シンポジウムの開催を計画しました。会員・非会員を問わず積極的にご参加下さい。

1. 日 時：2004年7月1日(木)、2日(金)
2. 場 所：独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 航空宇宙研究センター 調布飛行場分室
東京都三鷹市大沢6-13-1 (JR 三鷹, 武蔵境, 武蔵小金井, 京王線調布駅よりバスで約15分+徒歩10~15分)
3. プログラム：1日(木) 10:00- 受付
10:30-10:40 開会の挨拶
10:40-12:00 「ガスタービン概論」 渡辺紀徳 (東京大学)
12:00-13:00 昼食
13:00-14:30 「ガスタービンと流体力学」 濱崎浩志 (石川島播磨重工)
14:30-15:00 「JAXAにおける航空用エンジン研究」 鈴木和雄 (JAXA)
15:00-15:30 調布飛行場分室よりバスで移動
15:30-17:45 航空宇宙関連研究施設見学
(展示室, 超音速エンジン試験設備, 風洞, 三次元可視化システム等)
18:00-19:30 懇親会
2日(金) 9:20-10:50 「ガスタービンと伝熱工学」 船崎健一 (岩手大学)
10:50-11:00 休 憩
11:00-12:30 「ガスタービンと燃焼工学」 山中 矢 (東芝)
12:30-13:30 昼 食
13:30-15:00 「ガスタービンと材料工学」 桜井茂雄 (日立製作所)
15:00-15:10 休 憩
15:10-16:40 「ガスタービンと運転・制御」 木村敏春 (富士電機システムズ)
16:40-16:50 アンケート記入
16:50- 閉会の挨拶
4. 定 員：80名 (定員超過の場合は抽選)
5. 対象者：大学, 大学院, 高等専門学校在籍者, 技術者
6. 参加費：学生 (会員：¥2,000, 非会員：¥5,000), 社会人 (会員：¥7,000, 非会員：¥12,500)
(注)：当日入会可, 入会金¥500, 年会費：学生会員 (¥2,500), 正会員 (¥5,000)
7. 懇親会：参加費 無料
8. 申込方法：下記の申込書に1) 所属 学校名 (専攻, 学年), 社名 (部課名, 入社年度), GTSJ 会員は会員番号, 2) 氏名, 3) 連絡先住所, TEL, FAX, E-mail, 4) 懇親会参加の有無を明記し, 学会事務局宛に, 郵便, ファクシミリ, 電子メールのいずれかにより平成16年6月11日(金) (必着) までに, お申し込み下さい。
9. 参加費の支払：当日支払ですが, 事前支払いも受け付けます。事前に支払う場合にはその旨学会事務局に連絡下さい。
○昼食：会場付近は郊外の住宅地域のため昼食を取る場所がありません。昼食をご用意頂くか弁当の予約 (¥600程度) をお願い致します。(予約の必要な方は下記の日を○印で囲んでください。)
○宿泊施設：斡旋はいたしませんので必要な方は各自手配してください。
○学会事務局：(社)日本ガスタービン学会 〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13第3工新ビル402
○振込先：銀行 (みずほ銀行新宿西口支店 普通預金1703707) 郵便振替 (00170-9-179578)
注：開催場所案内図及び詳細については当学会ホームページをご覧ください。(http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/)

第10回ガスタービン教育シンポジウム参加申込書

(2004年7月1, 2日)

(社)日本ガスタービン学会 行

FAX : 03-3365-0387 TEL : 03-3365-0095 E-mail : gtsj@pluto.dti.ne.jp

氏 名		懇 親 会	出 欠	昼 食 予 約	7/1, 7/2
所 属				学年, 入社年度	
連 絡 先	〒				
電 話		GTSJ 会員番号(No. _____)			非会員
ファクシミリ		E-mail アドレス _____			

申込締切日：2004年6月11日(金) (必着)

《第32回ガスタービン定期講演会・講演論文募集》

下記の日程で、日本ガスタービン学会（幹事学会）と日本機械学会の共催による第32回ガスタービン定期講演会を、高知市で開催いたします。期日までに所定の手続により講演の申し込みをお願いします。

開催日 2004年（平成16年）10月20日(水)、21日(木)
開催場所 高知市文化プラザ かるぼーと
 高知県高知市九反田2番1号
見学会 講演会にあわせて、10月22日（金）に、見学を予定しています

講演申込締切 2004年（平成16年）6月14日（月）

講演原稿締切 2004年（平成16年）8月30日（月）

募集論文

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

ガスタービン本体及びその構成要素のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム、ユーザーの実績等に関する論文、さらに共通する理論や技術に基盤を持つ技術分野（ターボチャージャー、蒸気タービンなど）からの論文も歓迎します。

講演者の資格

本会会員もしくは日本機械学会会員で、1人1題目に限ります。

講演申込方法と採否の決定

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

場合も、必ず申込書を郵送してください。）締切後の申し込みは受け付けません。

なお、講演申込後の講演題目、講演者、連名者の変更は受け付けません。

申込先

〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル 402

(社)日本ガスタービン学会

TEL：03-3365-0095 FAX：03-3365-0387

講演発表の採否は幹事学会において決定し、7月16日（金）までに結果を連絡する予定です。

講演原稿の提出

講演者は講演原稿を講演論文集原稿執筆要領に従って、A4用紙2～6ページで作成し、所定の講演論文原稿表紙と共に期限までに提出して下さい。提出された原稿はそのままの寸法で印刷し、学術講演会講演論文集（A4版）を作成します。原稿執筆要領および原稿表紙用紙は採否の連絡に同封してお送りします。

技術論文としての学会誌への投稿

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

*コピーしてご使用ください。

(講演申込書)

第32回ガスタービン定期講演会講演申込み

講演題目：

希望セッション：一般講演・オーガナイズドセッション ()

著者氏名 (講演者に○印)	学校・勤務先 (略 称)	所属学会 (GTSJ・JSME・他)	会員資格 (正会員・学生会員)

連絡者氏名：

会員番号：

学校・勤務先：

所在地：〒 _____

TEL：() -

FAX：() -

e-mail：

講演内容 (100~200字)

講演申込期限は2004年6月14日(月)です。早めにお申し込みください。

講演申込後の講演題目、著者氏名等の変更は受け付けませんのでご注意ください。

五月号では巻頭に4月の総会で選出された住川新会長にご挨拶を頂いております。

特集記事としては、「ガスタービンの材料技術」として、国内ガスタービンメーカー8社にお願いし、代表的なガスタービン機種を選定し、その構造上の特徴と使用材料の資料の提供をお願いいたしました。ここでは、この資料をもとに部品毎に分析し、各機種の使用材料をその構造に絡めて比較し、各社の材料設計の類似点および相違点を可能な限り明確にするようお願いいたしました。ガスタービン材料技術に関して、特定機器の使用材料まで立ち入って解説したものはあまり見られないことから、かなり意欲的なものができたのではと考えております。

また、随筆では、日本学術振興会耐熱金属材料第123委員会の松尾孝委員長（東工大教授）にお願いし、「Ni基単結晶超合金のこれまでとこれから」と題して超合金のこれまでの変遷を我国の研究開発状況と絡めて解説していただくとともに、米国主導の本技術を凌駕する秘策についても述べていただきました。

執筆に際し、担当していただきました方々には、年始から年度末、年度始めのお忙しい時期に、2度の打ち合わせを含め多大なるご苦勞をおかけしたことをこの場を借りて深くお詫びするとともに、非常に意欲的に取り組んでいただき短期間に纏め上げることができたことを、また、通常あまり公に出すことのない本材料情報を提供

していただいたことを心より御礼申し上げます。

表紙写真は、佐々木委員のご発案が編集委員会で承認され実現したもので、これまでの歴史的なガスタービンの写真とは趣を異にし、本特集記事にちなんだものとなっています。今流行のナノサイズ（10⁻⁹m）の世界の一端をご鑑賞いただければ幸いです。

なお、本号の企画・編集は、佐々木直人委員（IHI エアロスペース）、平田豊委員（IHI）、加藤千幸委員（東大）と吉岡（東芝）の4名が担当いたしました。

（吉岡洋明）

〈表紙写真〉

単結晶 Ni 基超合金、CMSX-4の未使用材組織

説明：写真は、ガスタービン動翼材料として実機使用されている、単結晶 Ni 基超合金、CMSX-4の未使用材の組織である。写真中の黒色のものがγ相、灰色のものがγ'相と呼ばれている。単結晶 Ni 基超合金は強化相であるγ'相の体積率が高いこと、その形状が立方体状であること、さらには単結晶であること等の組織を有することで、高温における非常に優れた機械特性を示す。

だより

✿事務局 ✉ ✿

今年の桜は3月中旬ごろ開き始めましたが、その後の雪が舞ったりのまるで冬に逆戻りのような気候のおかげで開きそびれ、やっと下旬に満開の時を迎えました。そんなに気を持たせた桜の花もはかないほどあっという間に過ぎ去り、若葉の頃となりました。

そのようなさわやかな心地よい季節となったのに、ここ事務局のビルの隣に32階建てのマンションが建設されることになり、毎日毎日騒音と振動に悩まされ、船酔い状態になったり、電話の声も聞き取れないような状況です。

このような都心ではやむを得ないことなのでしょうが、実際に騒音や振動の害を被る当事者にとってはこたえます。完成までに2年ほどこのことなので、先は長くまだまだこの状態が続きそうです。

さて、当学会も新しい年度を迎え、さっそく通常総会が開かれました。

通常総会は、例年の如く正会員の過半数の出席がなければ成立しないので、毎年皆様に呼びかけ、ご欠席の場合は委任状をお送りいただいております。

おかげさまで、今年度も皆様のご協力のおかげで無事

通常総会を開催することが出来ました。ご協力ありがとうございました。

新年度も会告のページにありますように、4月21日のフォーラムを皮切りに、7月1、2日の教育シンポジウム、10月20日からの定期講演会と既に確定している行事もいくつかありますので、お見逃しなきよう……。

また、最近は学会のホームページをご覧になってのお申込みがかなり多くなり、私共も学会誌のみならず、HPにも力を入れ出来る限り更新しておりますのでこちらも是非ご覧になってください。

新しい年度に入り職場の異動やご自宅のお引越しをなさった方も多いと思います。郵便物が戻ってくる事もありますので、変更がございましたらFAXまたはE-mailで事務局あてご一報くださるようお願いいたします。

また、会費納入につきましては、是非“銀行自動引き落とし”にご協力下さいませよう重ねてお願い致します。巻末とじ込み用紙にご記入のうえ、事務局あてお送り下さい。お待ちしております。 [A]

五月号では巻頭に4月の総会で選出された住川新会長にご挨拶を頂いております。

特集記事としては、「ガスタービンの材料技術」として、国内ガスタービンメーカー8社にお願いし、代表的なガスタービン機種を選定し、その構造上の特徴と使用材料の資料の提供をお願いいたしました。ここでは、この資料をもとに部品毎に分析し、各機種の使用材料をその構造に絡めて比較し、各社の材料設計の類似点および相違点を可能な限り明確にするようお願いいたしました。ガスタービン材料技術に関して、特定機器の使用材料まで立ち入って解説したものはあまり見られないことから、かなり意欲的なものができたのではと考えております。

また、随筆では、日本学術振興会耐熱金属材料第123委員会の松尾孝委員長（東工大教授）にお願いし、「Ni基単結晶超合金のこれまでとこれから」と題して超合金のこれまでの変遷を我国の研究開発状況と絡めて解説していただくとともに、米国主導の本技術を凌駕する秘策についても述べていただきました。

執筆に際し、担当していただきました方々には、年始から年度末、年度始めのお忙しい時期に、2度の打ち合わせを含め多大なるご苦勞をおかけしたことをこの場を借りて深くお詫びするとともに、非常に意欲的に取り組んでいただき短期間に纏め上げることができたことを、また、通常あまり公に出すことのない本材料情報を提供

していただいたことを心より御礼申し上げます。

表紙写真は、佐々木委員のご発案が編集委員会で承認され実現したもので、これまでの歴史的なガスタービンの写真とは趣を異にし、本特集記事にちなんだものとなっています。今流行のナノサイズ（ 10^{-9}m ）の世界の一端をご鑑賞いただければ幸いです。

なお、本号の企画・編集は、佐々木直人委員（IHI エアロスペース）、平田豊委員（IHI）、加藤千幸委員（東大）と吉岡（東芝）の4名が担当いたしました。

（吉岡洋明）

〈表紙写真〉

単結晶 Ni 基超合金、CMSX-4の未使用材組織

説明：写真は、ガスタービン動翼材料として実機使用されている、単結晶 Ni 基超合金、CMSX-4の未使用材の組織である。写真中の黒色のものが γ 相、灰色のものが γ' 相と呼ばれている。単結晶 Ni 基超合金は強化相である γ' 相の体積率が高いこと、その形状が立方体状であること、さらには単結晶であること等の組織を有することで、高温における非常に優れた機械特性を示す。

だより

✿事務局 ✉ ✿

今年の桜は3月中旬ごろ開き始めましたが、その後の雪が舞ったりのまるで冬に逆戻りのような気候のおかげで開きそびれ、やっと下旬に満開の時を迎えました。そんなに気を持たせた桜の花もはかないほどあっという間に過ぎ去り、若葉の頃となりました。

そのようなさわやかな心地よい季節となったのに、ここ事務局のビルの隣に32階建てのマンションが建設されることになり、毎日毎日騒音と振動に悩まされ、船酔い状態になったり、電話の声も聞き取れないような状況です。

このような都心ではやむを得ないことなのでしょうが、実際に騒音や振動の害を被る当事者にとってはこたえます。完成までに2年ほどとのことなので、先は長くまだまだこの状態が続きそうです。

さて、当学会も新しい年度を迎え、さっそく通常総会が開かれました。

通常総会は、例年の如く正会員の過半数の出席がなければ成立しないので、毎年皆様に呼びかけ、ご欠席の場合は委任状をお送りいただいております。

おかげさまで、今年度も皆様のご協力のおかげで無事

通常総会を開催することが出来ました。ご協力ありがとうございました。

新年度も会告のページにありますように、4月21日のフォーラムを皮切りに、7月1、2日の教育シンポジウム、10月20日からの定期講演会と既に確定している行事もいくつかありますので、お見逃しなきよう……。

また、最近は学会のホームページをご覧になってのお申込みがかなり多くなり、私共も学会誌のみならず、HPにも力を入れ出来る限り更新しておりますのでこちらも是非ご覧になってください。

新しい年度に入り職場の異動やご自宅のお引越しをなさった方も多いと思います。郵便物が戻ってくる事もありますので、変更がございましたらFAXまたはE-mailで事務局あてご一報くださるようお願いいたします。

また、会費納入につきましては、是非“銀行自動引き落とし”にご協力下さいませよう重ねてお願い致します。巻末とじ込み用紙にご記入のうえ、事務局あてお送り下さい。お待ちしております。 [A]

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ
3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。
9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエブプロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.32 No.3 2004.5

発行日 2004年5月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 望月貞成
発行者 住川雅晴
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエブプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

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

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

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ
3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。
9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエブプロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.32 No.3 2004.5

発行日 2004年5月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 望月貞成
発行者 住川雅晴
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエブプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

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

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

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ
3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会は原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。
9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエプロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.32 No.3 2004.5

発行日 2004年5月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 望月貞成
発行者 住川雅晴
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

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

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

学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

論説・解説、講義	6ページ
技術論文	6ページ
速報	4ページ
寄書、随筆	2ページ
書評	1ページ
情報欄記事	1/2ページ
3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会では原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。
9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168
ニッセイエブプロ(株) 制作部デジタル編集課
E-mail: eblo_h3@mbr.sphere.ne.jp
学会誌担当 佐藤孝憲

技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

日本ガスタービン学会誌 Vol.32 No.3 2004.5

発行日 2004年5月20日
発行所 社団法人日本ガスタービン学会
編集者 望月貞成
発行者 住川雅晴
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエブプロ(株)
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (株)日本ガスタービン学会

複写される方へ

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

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