

自動車用の開発をふりかえって

木下啓次郎*1

KINOSHITA Keijiro

自動車用の開発とはもちろん自動車用ガスタービンのことであるが、戦後も10年以上経った昭和30年代になると、アメリカ、ヨーロッパの主な自動車メーカーは、各社それぞれの技術色を出して、既にガスタービン自動車を実験的に走らせるような段階であった。GMが実験車 Fire-bird I～IIIに次々と搭載したGT 300シリーズの開発、フォードの精緻華麗な3軸ガスタービン704型、クライスラーが終始一貫追い掛けた乗用車用ガスタービンなど、海外の活発な動きがレポートを通じて肌を感じられたのはこの頃であった。

一方日本国内は、ようやくモータリゼーションの波に乗りかけていた時であり、その勢いで欧米のメーカーに先ず追い付くのが目標であった。私のいた日産自動車の研究所でも、こういう企業環境をふまえ、自社技術で新しい分野の開発に取り組むという使命から、将来の自動車用新動力として有望と思われるガスタービンの研究を提案して、テーマとして認められ、研究を始めることになったのが昭和38年頃であった。

しかしターボ機械に関する自社技術はゼロという状態からのスタートであり、スタッフは外部の大学、研究機関からの技術習得と、専門専攻卒業者の採用、外部の学識経験者から受ける指導などによって、自社技術の獲得を目指していった。最初にひとつ勇気づけられたことは、機械学会論文集のなかに、いすゞ自動車のターボ過給器の研究論文があり、その筆者が「当社はターボ機械について全く経験がなかったが、昭和23年から始めて5年間勉強して習得した技術の成果が、当社独自の製品いすゞターボ過給器である。」と述べられているのを読んだことであった。また当時既に発足していた機械学会のラジアルタービン研究分科会（主査水町教授）に特にお願いして中途から入れて頂いて、タービンの設計法を学びまた実物実験にも接することができたことは、非常に有意義なことであった。

その頃当時滅多にない出物ということで、或業者からこの分科会メンバーに対して、駐留米軍放出の中古品で、エヤリサーチ社製の可搬抽気式ガスタービン圧縮機・GTC 8520型1台の紹介があった。ガスタービンの勉強

には絶好の教材と思い、八方手を尽くして首尾よく手に入れることができた。早速ガレージの床に持ち込んで、一品一品部位を記録しながらまず完全に分解を行なったが、中古品なのでもちろん取扱説明書もなく、稼働状態に果たして復元出来るのかが非常に心配であった。点検の結果機械部品は、主軸の玉軸受に異音があったのを、国産品に取り替えただけで済んだ。電気配線は熱心な担当が一本一本たどって系統図を書き上げ、シーケンス制御回路を確認した。

再組立の後、外の空地に持ち出していよいよ試運転に着手、思い切ってスタートスイッチをONにした。その瞬間金属音が急激に高まり、数秒後ボンという大きな着火音があった後は腹に響く轟音の連続に、思わず二、三步後に退ってしまった。運転の結果は、定格の80%位しか回転が上がらなかったが、これでガスタービンを非常に身近かに感ずる効果は大きかった。ただ知らなかったとはいえ、回転体の振動もチェックせずに、全く無防備で運転したにも拘らず無事故に終わったことは、製品の優秀さを示すものであったと考えてよいと思う。

さて遠心圧縮機、タービンの空力コンポーネントや全体性能について、九州大学妹尾泰利教授の一貫した懇切なご指導を頂きながら、軸流2軸再生式コンベンショナル型275 PSの実機設計にとりかかり、昭和43年の秋頃待望の試作1号機が出来上がった。また実験に関しては、空力実験計測の技術とその専用設備が必要であるが、これは自動車会社の実験設備には、かつてなかったものばかりであった。この実験技術については航空宇宙技術研究所原動機部の松木正勝、鳥崎忠雄両先生に初歩から教えて頂きながら、逐次実験体制を整えていった。

そして1号機の初の火入れの時、実機といってもこの時は先ずガス発生器だけの運転であって、圧縮機軸を直流動力計にカップリングし、自立を確かめる実験であった。先ずスターターモータのスイッチを入れたが、何回繰り返しても着火しない。空気量不足とみてスターターモータは諦めて動力計を駆動に切り換えて、着火するまで圧縮機の回転を上げていった。するとボンという音でファイアリングが始まっていることは分ったが、動力計の針を見るとマイナスであり、依然として自立していない。当日おいでを願っていた松木、鳥崎両先生がこれをご覧になって、「これは燃料が足りない、もっと増やせ」の一声で、燃料弁をずっと開いていった。途端に回転計

原稿受付 1997年6月6日

* 1 木下技術士事務所

〒234 神奈川県横浜市港南区日野2-40-1

と温度計の目盛りがどんどん上昇したと思ったら、動力計の針がグリーンとプラス側に振れてきた。これが最初に自立した状況で、昭和43年10月のことであった。

こうして第一の壁を乗り越えた後も、実験、改良試作、実験、と繰り返すうちに、多くのトラブルを経験し、その都度ノウハウが蓄積されてきた。また材料、工作法、加工精度、計測器、計測法、技術電算解析法など、開発を支える周辺というよりも土台というべき技術の進歩があって、はじめて開発が進んだという一面もあった。全般を通じて最も苦労したのは、高速回転翼車の強度問題と、回転蓄熱型熱交換器の機能、耐久であった。これもやはり開発初期の頃であるが、高速回転体の強度問題で教訓を得たことは、タービンディスクのバーストだけはあってはならないということであった。自動車用ガスタービンのロータはいかに小さいとはいえ、その遠心力によるディスクの破壊は、バーンという音とともに教科書通りの形の破片となって、タービンシュラウドを突き抜け、燃焼器のヘッドを破って、囲っていた砂袋の間隙を通して、実験室の壁に3回ぶつかって床に落ち、なおも真っ赤になって油煙を吹いたことがあった。この時は機敏な担当者の処置で大事にいたらなかった。

安全問題でもうひとつ忘れていない出来事は、エンジン実験棟の排気ピットの中に、前日運転のガスタービン燃料の未燃ガスが残っていたのに、朝一番の煙突ブロワの掃気なしにガスタービンをスタートしてしまい、大音響とともにピットの部厚いマンホール蓋が3メートル程跳び上がったということであった。この種の爆燃はガリンエンジンの実験でも間々あることであるが、排気量の桁が違うので決してピットの蓋が跳んだりはない。

一方ガスタービンの回転を上げていって、ボコボコというか不規則な大きな音のサージング領域を乗りきって、突然キーンという澄み切った音を聞いた瞬間は一つの快感であった。

エンジンの実験開発が進んでくると、自動車に搭載しての走行実験も進めなくてはならない。リヤエンジンの大型バスに搭載して、第1回、第2回の試作車までは、テストコースを中心に会社構内を走っていたが、第3回の試作車ともなれば、是非とも公道を走って道路環境への順応性などをテストする必要がある。

それには正規に車両登録を運輸当局に申請して、白ナンバーを取得しなければ、公道を走ることが出来ない。

昭和50年7月に運輸省自動車局に届け出の第1回の技術説明を行なった。これはガスタービンの構造原理、特徴から対環境公害性、安全性に関する説明であって、10月に2回目の説明会と局長試乗、11月に安全公害研究所の試乗があり、翌年1月からは実際に登録認定を担当

する東京陸運局への説明も加わって、4月中旬までの間に通算して、本省説明9回、陸運局3回であった。

これを思うに、今まで登録された自動車の原動機はレシプロエンジンが主体であり、エンジンの大きさを規定する尺度一つとっても、排気量cc表示はガスタービンには当てはまらない。また道路を走る上での安全性、特に歩行者にどんな影響を与えるかなど、前例のないエンジンだけに認可を与える側にとっては、厳しい審査にならざるを得ない。このことはこちらも十分に認識しているので、現物試乗、実験データ、計算書の提出などは、万全を期して慎重に対応した。

そして昭和51年4月19日、運輸省の自動車局整備部車両課長から東京陸運局整備部長宛てに、「ガスタービンを原動機とするものの取扱いについて」という通達が発行された。その内容は、「自動車会社からガスタービンを搭載した自動車の届け出があったが、ガスタービンエンジンは、一般の内燃機関と原動機の性状を異にするため、レシプロエンジンにおけると同様な総排気量の記載は不可能であり、上記自動車の届出を審査する時は、自動車検査証の総排気量の代わりに定格出力(Kw)を記載し、燃料は軽油、備考欄にガスタービンエンジンである旨記載することとされたい。」という具体的指示であった。これで事実上、日本で初めてガスタービンを原動機とした自動車が、公道を走ってもよろしい、という認定を受けたことになる。早速に神奈川陸運事務所にタービンバスを持ってゆき、待望の白いナンバープレートを取得したが、前記運輸省の公文書の写しは、今でも記念として保存している。

さて自動車用ガスタービンは、過去何回かのガスタービン国際会議その他発表の場を通じて、日本ガスタービン学会はもとより、公立研究機関、それに他産業の専門家の方々から、ご指導、ご援助を頂きながら進めて来たが、現用エンジンのあまりにも堅固なる完成度に対して、その隔たりを縮めるのは容易ではなかった。特に燃料消費率と排気放出物の総量規制、それに続くコストの課題もあり、自動車用ガスタービンの高温部品を、セラミック化するという、技術開発の一段の飛躍なくしては先に進めないということは、すでに明白になってきた。

今、日産自動車における過去の自動車用ガスタービンの開発をふりかえってみると、メタルタービンの限界を知ったことといえはそれに違いはないが、ターボ技術を社内に持つことによる副次的効果として、短時日の内製ターボ過給器の立ち上げ、最近では2.6 KVA 携帯用ガスタービン発電機の商品化などにも繋がったものと思う。

おわりに国内で地道な開発が続けられているセラミック小型ガスタービンの開発進展を心から願っている。

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン 開発プロジェクト

1. プロジェクトをふりかえって

高田 浩之^{*1}

TAKATA Hiroyuki

7年間、数えようによっては9年間続いた自動車用の100 kW セラミックガスタービン (CGT) の開発プロジェクトが終了した。いうまでもなく、セラミックスを使用することによって無冷却でタービン入口温度の高温化を実現し、熱効率を比率的に高めると同時にガスタービンが本来持っている特徴を活かして使用燃料の多様性に富み、かつ低公害の小出力ガスタービンを開発するというのがこのプロジェクトの狙いであった。当然、そのような高温高効率ガスタービンは発電用やコージェネレーション用としても広い利用が期待できるであろう。

さて、本ガスタービン学会誌には過去2回にわたってCGT 特集が組まれている。最初のもは平成元年12月号で、CGT プロジェクト発足後間もない頃に主として計画の概要を紹介したものであり、2回目のものは平成6年12月号で、プロジェクトの中間評価後にそれまでの成果について取り纏めたものである。これらをご覧頂くとおわかりのように、通産省の主導によるわが国のこのCGT プロジェクトは、実際には予算の出かたの関係で発電用あるいはコージェネレーション用の300 kW のCGTを開発しようとするものと自動車用の100 kW CGTを開発するものの2本立てで進められて来ている。そのうちの一つである100 kW CGTの開発プロジェクトが去る3月で終了したというわけである。

しかし、両者は出力や用途に違いがあるとはいえ、あとに述べるフィージビリティ・スタディ (FS) の段階では一緒に計画されたものであり、またセラミックスを使いこなして小型の高温ガスタービンを開発するという技術の中核部分において同一であることは言うまでもない。私はプロジェクト発足時の経緯から今日まで両方の計画に関わって来たが、私にとっても心のうちでは結局両者は一つのCGT プロジェクトである。とくに、300 kWの方があと1年半の開発期間を残して、これからいよいよ開発目標を達成できるか否かの最終段階にかかろうとしている時期であることを考えると、あまり終わったという心情ではないのであるが、しかし一方のプロジェクトが一定の成果をあげ、同時にいろいろな思いを残して予

算的に終了したというのも事実である。この機会に求められるままに思い出すことなどを綴ってみたい。

私が始めてCGTに接したのは昭和60年のことであった。この年以後私は頼まれて通産省などのCGTに関するFSに関わることになった。セラミックスのことはあまりよく知らなかったので依頼を受けたときは少し躊躇したが、一方小型ガスタービンの無冷却、高温化による効率向上ということには非常に興味があった。その頃はちょうどムーンライト計画の高効率ガスタービンの研究開発の終わりの時期にあたり、私はそちらの計画の方にも大学人の立場で少し関与していたので、その繋がりからCGTのFSに引き出されることになったのであろうと思っている。話は少しそれるが、私はこの高効率ガスタービンの後半の頃には、振動と非定常空力の問題を地で行くような幾つかのトラブルの検討に加わって非常に良い勉強をさせてもらったことを覚えている。

CGTに関するFSは昭和59年頃から62年度までの間に、数えようにもよるが4~5回行われ、そこでは期待されるCGTの特徴や性能、セラミック材料の特性やそれに適応する設計技術、CGTの開発効果などが詳細に検討され、またお手本ともなるべきアメリカのAGT計画などの経過や結末が調査された。そして最後には開発対象の候補として可搬式発電用やコージェネレーション用の300 kW CGT および汎用と称した自動車用と機械駆動用の100 kW CGT の概念設計まで行われた。いまその頃のいろいろな調査報告書を引っ張り出してみると、当時の関係者のCGTに対するいわば熱き思いを見ることができる。

昭和62年度で高効率ガスタービンのプロジェクトはわが国の大型ガスタービンの発展に大きな功績を残して終了し、63年度からCGTプロジェクトがスタートした。特別大きいガスタービンから特別小さいガスタービンへ乗り移ったわけである。ただし、全体は二つに分かれて実施されることになり、コージェネレーション用や可搬式発電用の300 kW CGTの方はムーンライト計画（途中でニューサンシャイン計画に変更）のもとで直ちに9ヵ年計画（のちに2年間延長）で出発したのに対し、本誌で以下に特集される自動車用の100 kW CGTの方は石油

原稿受付 1997年8月4日

*1 東海大学工学部 〒259-12 平塚市北金目1117

産業活性化センターの研究開発事業として、その CGT 特別委員会においてさらに 2 年間にわたって実施のための詳細な調査と検討が行われた上、平成 2 年度から通産省資源エネルギー庁の補助制度による 7 ヵ年計画としてスタートした。そして、自動車用 CGT の開発目標は上記の特別委員会においてタービン入口温度 1350°C、出力 100 kw、最良燃費点の効率 40%、排出ガスはガソリン乗用車の規制値以下、耐久性 100 時間以上を実証すると定められ、また 1 軸 CGT を中心とするエンジン基本計画が纏められた。最初は 2 軸の 1/LP 形式も並んで検討されたが、今となって見れば電気自動車用のハイブリッドエンジンへの将来展開を睨んで、高速発電機駆動に適する 1 軸高速型 CGT の方を選んで結果的にも良かったということであろうか。

プロジェクトの最終成果はこのあとの記事で詳しい報告があるが、CGT エンジンの性能の面では当初掲げた開発目標に一步及ばず、また 1350°C におけるエンジン耐久試験を実施できなかったという点で残念であった。しかしそうはいいながら、実際に全セラミックス部品を組み込んだ状態でタービン入口温度 1350°C の運転を実施し、熱効率 35.6% を得たという結果は立派であり、このクラスの大きさのガスタービンとして、また従来の欧米の CGT 開発の顛末と比較して、世界に誇るに足る成果であると言えることができよう。同時にエミッションに関しても、目標としたガソリン乗用車の 10・15 モード規制値を余裕をもって達成しており、この点も大いに評価できる。

このプロジェクトは開発期間の前半ではエンジン要素の開発を先行させ、後半はそれらを順次組み込んでエンジンシステムとして試験するという形で進行したが、その要素開発の段階においてタービン、燃焼器、熱交換器などセラミックスを使用する主要要素はみなそれぞれの目標性能を達成し、かつ 1350°C における 100 時間の耐久試験をパスしている。同時にセラミックスの高温静止部品も所定の耐久試験を通過している。これらのことはエンジンとして耐久試験を実施できなかったことを幾分か補っているとしてよいであろうか。

ふり返ってみると FS の段階では CGT の実現のためには、優れた特性をもつセラミック材料の供給とセラミック部材の製造技術の向上、セラミックス適応の設計技術の開発、それからセラミックス技術者とガスタービン技術者の協力態勢の確立などが必要であると言われた。しかし現在までの開発経過を見てみると、実際にはセラミック材料は当初の予想を上まわるよいものが得られているようである。セラミック部品も初めは出来ないと思われていた大型部品や薄肉部品、複雑な形状の部品、あるいは高い寸法精度を要求される部品も作れるようになった。接合、締結や組み上げ構造、シール、アライン

メントの構造などセラミックス部材を使用するための設計技術も随分進歩したようである。エンジン屋とセラミックス屋の息もぴったり合っていたようである。概してプロジェクトは順調に進んで来たと言って良いであろうか。

性能の面でも、それぞれの要素単体で得られた性能がエンジンに組み立てた状態においても実現されれば、エンジン熱効率はほとんど 40% までいったであろうという計算がある。少し勘定が甘すぎるという感じがあるが、それにしてもその皮算用を妨げたのは主としてエンジンハウジングの熱変形と熱損失である。結局、最後の詰めは熱機固有の熱の問題に帰着することになったわけである。なお、これに対しては新しいハウジングの設計を中心とする、今後とる可き改善策の方針も定まっているようであるが、今回のプロジェクトのなかでその新しい対応策の効果を確かめることができなかったことは誠に残念である。

自動車用 100 kwCGT の開発プロジェクトはこれで終了することになるが、結論として本 CGT は、出発当初のエンジン目標に到達できなかったとはいえ、それでも世界的に最高レベルの熱効率を実現し、また要素の段階ではすべてのセラミックス使用要素の性能と耐久性の目標を達成し、排気特性も規制値を大幅に下まわるという成果をあげることによって、無冷却で高温・高効率、低エミッションのセラミックガスタービンの技術的可能性を立証したものであるということができよう。プロジェクトをこのような立派な成果に導かれた関係者のご努力に敬意を表したい。開発途上でセラミックスに特有なトラブルに幾度か遭遇したが、同時にセラミックス使用上の多くの技術的問題点も解明され、また貴重な経験と多くの資料を残すことができた。

この高効率 CGT の今後の展開としては自動車用ハイブリッドエンジンやコージェネレーションシステムへの利用が考えられている。CGT が実用化されるためには信頼性の確立やコストの低減などまだ多くの問題が前途にあるであろうが、今回得られたこの技術的成果が何らかの形で次のステップの技術開発に有効に継承されていくことを望みたい。

なお、100 kwCGT と兄弟プロジェクトの関係にある 300 kwCGT の方は、いま開発途上の段階にありながら既に熱効率 37% を記録しており、しかも、あと 1 年半の開発期間を残して目標効率である 42% を達成することもあると期待されている。これら二つのプロジェクトの実績を通して、わが国の CGT の研究開発は今や世界でも一頭地を抜くものであるということができよう。これらの成果が小型ガスタービンの分野に飛躍的な技術の前進をもたらすものであることを願っている。

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト

2. プロジェクトの目的・体制・成果

丹羽 鼎^{*1}

NIWA Kanae

1. 目的

輸送部門の石油消費は、1994 年度においてわが国の石油製品需要の 39% を占めており、今後さらに需要の伸びが予想されている。従って、オクタン価、セタン価に係わりなく多様な石油燃料を使用しうる技術の開発は、石油資源の有効利用の観点から重要な課題である。さらに、近年、都市部における窒素酸化物の低減が求められ、地球環境問題として炭酸ガス排出低減のためのエンジンの熱効率の向上が求められている。

ガスタービンエンジンは、連続燃焼であるため、各種の燃料を使用しうること及び低 NO_x 燃焼技術を適用しうること等の長所が期待されるエンジンである。さらに、高温に曝される部品に、セラミック材料を使用することにより、高温で運転することが可能となり、高熱効率が期待されることから、高効率小型ガスタービンとして自動車用セラミックガスタービンエンジン (CGT) の開発が、1970 年代から世界的な関心事になり、海外からもわが国が開発を開始することへの期待が高まってきた。このような情勢から、通商産業省は、CGT の開発について 1987 年度にフィージビリティ調査を実施した。

この調査の結果に基づき、(財)石油産業活性化センターは、1988 年度から 2 年間シーズ開拓研究として自動車用 CGT の技術課題について調査研究を行い、1990 年度から 7 年間の長期計画によって、通商産業省の補助制度の下に、多種燃料燃焼技術とエンジンシステムの 2 項目について下に示す開発基本目標を定め、CGT の技術的可能性を実証することを目的とした研究開発に着手した。

開発基本目標

多種燃料燃焼技術の実証	低オクタン価軽質留分 (ライトナフサ等)、低セタン価灯油留分 (分解軽油等) を燃料とする自動車用 CGT 燃焼器を開発し、耐久性 100 時間以上を実証する。
自動車用 CGT の実証	高温部をセラミック化し、タービン入口温度 1350℃ で下記の性能をもつ自動車用 CGT を開発し、耐久性 100 時間以上を実証する。 出力 100kW 最良燃費点の熱効率 40% 以上 カソリン乗用車排出ガス規制値以下

2. 技術開発項目

CGT 開発は、輸送用燃料の多様化を可能にするとともに、タービン入口温度 1350℃ という高温下の連続燃焼を行うエンジンの開発を目的にしていることから、将来の実用化のためには、周辺の多面的な技術開発が必要である。

このため、本プロジェクトにおいては、上に示した開発基本目標を実現するために必要な技術開発として、次の項目を設定し、開発を推進した。

(1) 燃焼技術

従来、輸送用燃料としては使用できなかったライトナフサ等の低オクタン価燃料、分解軽油等の低セタン価燃料を CGT 開発により、輸送用燃料として使用することを可能にするためには、これらの燃料の高効率、低 NO_x 燃焼技術の開発が必要である。1993 年度に実施した中間評価において、開発技術を集約し、試作エンジンに組み込むことを目的とした燃焼方式として予蒸発予混合希薄燃焼技術、将来の超低 NO_x 燃焼技術として空気可変機構つき触媒燃焼技術の 2 方式を開発対象とした。これらの技術開発は、石油 3 社と(財)日本自動車研究所の参加により実施された。

(2) 潤滑油技術

タービン入口温度 1350℃ という高温エンジンであることから、軸受け部の温度が 300℃ 程度に上昇することが予想される。また、自動車への利用のためには、潤滑油システムの単純化、小型化が必要であり、減速機油も同一潤滑油で対処することが望ましい。このため、高温における耐酸化性と極圧性を併せ持つ潤滑油の開発が求められ、石油 7 社が共同して開発を行った。

(3) セラミック複合材料部品化技術

タービン入口温度 1350℃ という高温エンジンであることから、高耐熱・高信頼性の材料による部品の開発が必要である。耐熱性材料としては、セラミックが代表的なものであるが、小さい欠陥が破壊の原因になりやすく、韌性に乏しいため、エンジンの部品としては、信頼性に問題がある。また、耐熱合金等の金属材料は、高温強度が小さい等の問題点がある。これら従来の材料の延長では得られない新たな過酷な条件で用いることの出来る新しい高温用材料として、セラミック基の中にセラミック繊維、ウイスキー、粒子等の材料を複合化したセラミック基複合材料および部品の開発が計画された。

開発は、炭素繊維系、窒化珪素系、炭化珪素系の 3 種

原稿受付 1997 年 6 月 30 日

* 1 (財)石油産業活性化センター

〒105 東京都港区虎ノ門 4-3-9 住友新虎ノ門ビル

のセラミック複合材料について、材料の開発と部品化技術の開発が、各材料系ごとに石油会社とセラミック会社の共同によって推進された。

(4) エンジンシステム

エンジンシステムの開発は、(財)日本自動車研究所が中心となり、トヨタ自動車(株)、(株)豊田中央研究所、日産自動車(株)、三菱自動車工業(株)の協力により推進された。圧縮機、タービンローター、静止部品、熱交換器等の要素技術の開発は、同研究所の統括の基に、それぞれの要素技術について、各社に設置した研究室が協力して実施した。また、エンジンの設計、試作、運転は同研究所において、同研究所の研究者と自動車各社から派遣された研究者が合同して開発に従事した。

3. 開発体制

自動車用 CGT の開発は、いずれの技術分野も、未知の分野に踏み込む技術開発であることから、開発体制についても、開発に参加する企業の代表からなる CGT 開発委員会(委員長: 山本二郎日本石油精製(株)社長)の下に学識経験者で構成する評価専門委員会(委員長: 高田浩之東京大学名誉教授)、学識経験者と開発担当者で構成する各分野別の技術研究会、開発担当者の調整と協議の場である WG を設置する等産官学の協力体制による開発を目指した。

さらに、主要参加会社による運営部会と全参加会社による企画 WG を設置し、開発に参加した各社間の調整と開発事業全体の企画に関する協議を行う場とした。

4. 研究開発スケジュール

1990 年度から 1996 年度までの中間年度である 1993 年度に、評価専門委員会による中間評価を行った。中間評価の目的は、それまでの成果を評価し、1996 年度の最終目標に向けて、開発課題を整理し、開発の方向を明確にすることである。

5. 開発成果

7 年間のプロジェクトの成果については、本冊子にそれぞれの開発担当者から詳述されるのでここでは省略す

るが、エンジンの各要素技術、試作エンジンにより確認したエンジン性能、燃焼技術、潤滑油技術、セラミック複合材料部品化技術のいずれの技術分野においても欧米の各国が注目する、多くの世界に誇りうる成果を得た。

6. CGT の適用分野

中間評価以降、CGT の社会適合性調査として、CGT の応用技術に関する調査が行われた。

自動車用への利用としては、CGT と蓄電池を組み合わせたハイブリッド自動車システムが有望であり、パラレル、シリーズの両システムについてシミュレーションを行うとともにシステムに必要な高速発電機、エネルギー回生技術等の周辺技術の調査を実施した。

また、民生用 CGT コージェネレーションシステムへの利用は CGT の小型、高出力、低 NOx 性等の特質を活用したシステムとして実用が期待される。触媒燃焼技術および予蒸発予混合希薄燃焼技術の適用により、超低 NOx コージェネレーションシステムの実現が期待できる。

さらに、CGT は、小型、高出力であり冷却機構が不要なエンジンであることから、緊急時用、工事用電力供給車あるいは熱電併給車としての開発も期待される。

社会適合性調査によって、CGT は、このように応用範囲の広い新型の動力、熱エネルギー供給システムとして多くの応用が可能であることが示された。

7. 結 語

CGT は、このプロジェクトによって、技術的に実現可能な応用範囲の広い未来型エンジンであることが立証された。また、並行して開発が進められた材料、潤滑油、燃焼等の技術開発の成果は、将来の CGT を支えるのみでなく、広い分野への波及効果が期待される。

これらの成果は、開発に参加した企業の代表者、学識経験者、開発担当者等全員の労苦と熱意の賜物であることは勿論であるが、すべての研究者、技術者が CGT という具体的で明確な対象物の開発に集中することが出来たこと、材料、燃焼、潤滑油、エンジンの各技術分野の学識経験者と技術者が、技術や企業の枠を越えて、積極的な情報交流と研究協力を展開したことが、重要な要因として銘記されるべきである。

このプロジェクトを支えてくださった通商産業省資源エネルギー庁の関係者、長期間にわたり懇切なご指導をいただいた評価専門委員会の委員および開発に参加した全ての関係者の皆様に、厚く御礼を申し上げるとともに、このプロジェクトで得た多くの成果が、多方面に利用されるとともに、将来に引き継がれ、CGT の実用化のためのプロジェクトへと発展することを切に期待する。

開発スケジュール

1990年度	1991年度	1992年度	1993年度	1994年度	1995年度	1996年度
基本設計	要素設計	中間評価	エンジン開発			最終評価
多種燃料燃焼技術の研究			多種燃料燃焼器の開発			
			耐熱性潤滑油の開発			
			耐熱複合材料の部品適用技術の開発			

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト

3. エンジンの基本計画と開発経緯

西山 園^{*1}

NISHIYAMA Tsubura

1. はじめに

通産省資源エネルギー庁の補助事業として、(財)石油産業活性化センターが推進してきた「自動車用セラミックガスタービンの研究開発」の中で、(財)日本自動車研究所はエンジンシステムの開発を担当してきた。

このプロジェクトのねらいは、自動車用セラミックガスタービン (CGT) のポテンシャルを実証することであり、開発中の複合材も含めたセラミック材料の高温部品への適用とエンジン要素の性能の向上により、燃費に優れたかつクリーンなエンジンの実現をめざすものである。開発の進め方としては、参加各社 (トヨタ自動車(株)、日産自動車(株)、三菱自動車工業(株)、(株)豊田中央研究所) が (財)日本自動車研究所に結集して一つのエンジンを開発することとし、各開発課題に対し各社に置かれた研究室が分担して実施する体制をとった。

本稿では、CGT エンジン開発の基本計画と開発の経緯について概要を紹介する。

2. 基本計画

開発目標は、タービン入口温度 1350°C にて、出力 100 kW、熱効率 40%、かつガソリン乗用車の規制を満たす排気特性をもつ、自動車用セラミックガスタービンを開発し、耐久性 100 時間以上を実証することである。

開発目標達成に向けて、以下の手順で開発計画を作成し、エンジン設計を進めた。

(1) エンジンの仕様と基本構造

まず、サイクルパラメータの検討を基に、エンジン諸元と基本構造を決定し、次に、出力 100 kW 級のエンジンが多く使われている乗用車を想定し、車両への搭載性、走行性能も含めて検討し、基本設計を実施した。

サイクル形式としては、熱効率目標達成のため熱交換器を有する再生サイクルとした。軸形式としては、1 軸式と 2 軸式、後者については可変機構の方式により、可変ノズル式とパワートランスファ式の、合計 3 形式について比較検討をおこなった。性能面では、各形式の間に大きな差はない。1 軸式は、2 軸式に比べ、エンジン構造が簡単で部品点数が少なくセラミック部品で構成するのに有利である。一方、タービンロータの周速が大きくなる

ため強度面ではリスクが大きい。試算の結果、周速約 750 m/sec、最大応力 300 MPa に達するが、当時の材料強度と製造技術進展の動向からみて実現可能と判断し、1 軸式を採用した。

空力要素については、100 kW ということから、小形で高性能が得られる単段のラジアルタービンと遠心圧縮機を採用した。また熱交換器には、コンパクトで耐熱性向上が期待できる回転蓄熱式を採用した。

(2) エンジン設計と要素仕様

基本設計での検討結果を基に、エンジンの詳細設計をおこない、各要素仕様およびエンジン構造を決定した。

圧力比は、サイクル計算を実施し、部分負荷燃費、タービンロータ応力に及ぼす影響等を考慮して、5 とした。回転数は、圧縮機およびタービンの比速度を大きくとって 110000 rpm とした。また、高い熱効率の実現を目標としているため、各エンジン要素にも高い性能が要求された。決定されたエンジン諸元と要素への要求仕様を表 1 に示す。

エンジン構造については、高温部に用いられるセラミック部品を組み込んでエンジンとして機能し得る構造の実現が重要である。詳細設計を経て決定されたエンジン全体構造を図 1 に示す。エンジンハウジングの中央に、遠心圧縮機とラジアルタービンが背中合わせに締結された高速回転体アセンブリが配置され、スプライン継手を介して減速機に連結される。また、上部に缶型燃焼器が、両側面に回転蓄熱式熱交換器が配置される。

エンジンハウジングは、当初、金属製の外郭部とセラミック製のインナハウジングにより構成し、その間に圧縮機出口空気を流す方式を検討した。しかし、セラミックインナハウジングは製造技術、強度、断熱性に未知の部分が多いため断念し、金属製ハウジングの内側に断熱層を配置する方式を採用した。この断熱層については、目標の熱損失 (燃料発熱量の 2-3%) を達成するため、空気層を含む多層構造方式等の高断熱性を有する軽量材の開発を進めることにした。

エンジンハウジングは、最初の設計においては、製作のし易さを優先し、分割方式の鋳造品とし、エンジン各部の計測要求に対応し易いように、肉厚を十分に確保した設計の試験用ハウジングとした。

タービンと燃焼器のセラミック静止部品構造部は単純形状部品の積み重ね構造とし、ベローズとばねにより、弾性的に保持する方式とした。タービンロータの翼端す

原稿受付 1997 年 7 月 2 日

* 1 (株)豊田中央研究所

〒480-11 愛知県愛知郡長久手町大字長湫字横道 41-1

(前(財)日本自動車研究所へ出向)

表1 エンジン諸元と要素要求仕様

要素	形式	主要諸元	
エンジン	1軸 +CVT	出力	100 kW
		熱効率	40 %
		圧力比	5.0
		タービン入口温度	1350 °C
		空気流量	0.445 kg/sec
		空気洩れ率	2.0 % (熱交換器以外)
		圧力損失率	6.7 % (熱交換器以外)
		動力損失	14.6 PS
圧縮機	遠心単段	入口可変案内翼	半径流方式
		出口流路形式	2方向スクロール方式
		断熱効率	81.0 %
タービン	ラジアル 単段	入口流路形式	スクロール方式
		出口流路形式	ディフューザ方式
		断熱効率	87.5 %
燃焼器	単缶式	燃焼方式	予蒸発予混合希薄燃焼+拡散燃焼
		燃焼効率	99.5 %
		圧力損失率	3.0 %
熱交換器	回転蓄熱式	コア個数	2
		支持方式	外周リングギア駆動・外周支持
		温度効率	93.0 %
		空気洩れ率	5.0 %
		圧力損失率	6.0 % + 0.3 %

きを維持するためのロータとセラミック静止部品との芯出しは、ノズルと金属製軸受ハウジングとに設けたラジアルキー溝に嵌合する3組のローラにより、転がり接触で熱膨張差を吸収する方式とした。

熱交換器の洩れ低減のため、セラミックス製のシール座を用いて平面度を確保し、金属製ベローズを介してエンジンハウジング本体に締結する構造とした。

燃焼器には、排気目標達成のため、予蒸発予混合希薄燃焼 (PPL 燃焼) 方式を採用した。なお、高負荷域においては、PPL 燃焼 (プライマリ噴射弁) と拡散燃焼 (セカンダリ噴射弁) とを併用する。

設計・試作された主なセラミック部品の一覧を図2に示す。

(3) 計画見直し

図3に示す日程により、開発が進められた。プロジェクトの前半は、各エンジン要素の開発を先行させ、途中1993年度に実施された中間評価結果に基づき、エンジンおよび要素仕様の見直しを行った。主要な変更点を以下に示す。

定格回転数は当初 110000 rpm (周速 730 m/sec) で設計したが、タービンロータの単体での強度評価の結果を踏まえて、十分な余裕寿命を確保するため、ロータ材料の実力に合わせて、100000 rpm (周速 665 m/sec) に変更した。また、これに伴う出力低下を補うため、定格点の空気流量を8%増加することとし、圧縮機およびタービンの設計変更を行った。その他の要素については寸法の変更をしないことにしたため、流量増大に伴い各部の圧

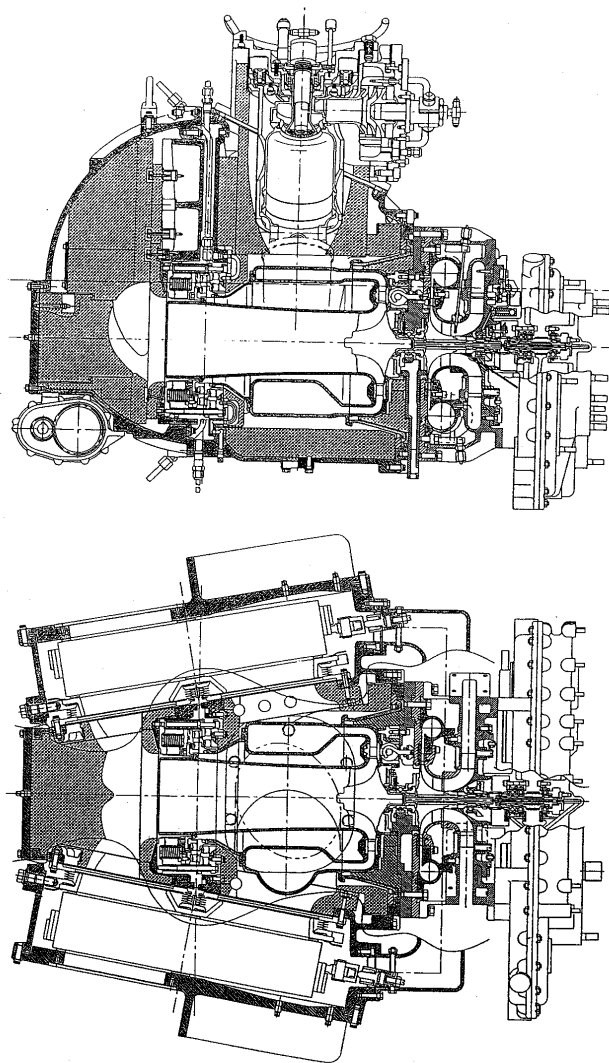


図1 エンジンの全体構造

力損失が増大、また、熱交換器では熱交換率がやや低下することになった。また、熱損失は総合組合せ試験の実績から判断し増大させたが、その他の要素は当初設定した要求仕様を維持した。

エンジンハウジングについては、この時点での開発の進展状況から判断して、エンジンの性能目標達成に集中するため、当初計画していた軽量化および整備性向上を図る大幅な改良設計は取り止め、試験用ハウジングを継続して使用することにした。

見直し後のエンジン要素に対する要求仕様を表2に示す。

3. 開発の進め方

エンジン開発の進め方としては、図4に示したように、単体での評価を終えた各要素を組み込んだ各段階の組合せ試験にて評価し、部品の集積度を段階的に上げて、機能確認を進めてゆく方法を採用した。エンジンとして実績のない構造を採用したことに加え、材料にセラミックスを用いたことから、トラブル発生の可能性が高く、また発生した場合の被害も大きい。エンジンでのトラブル発

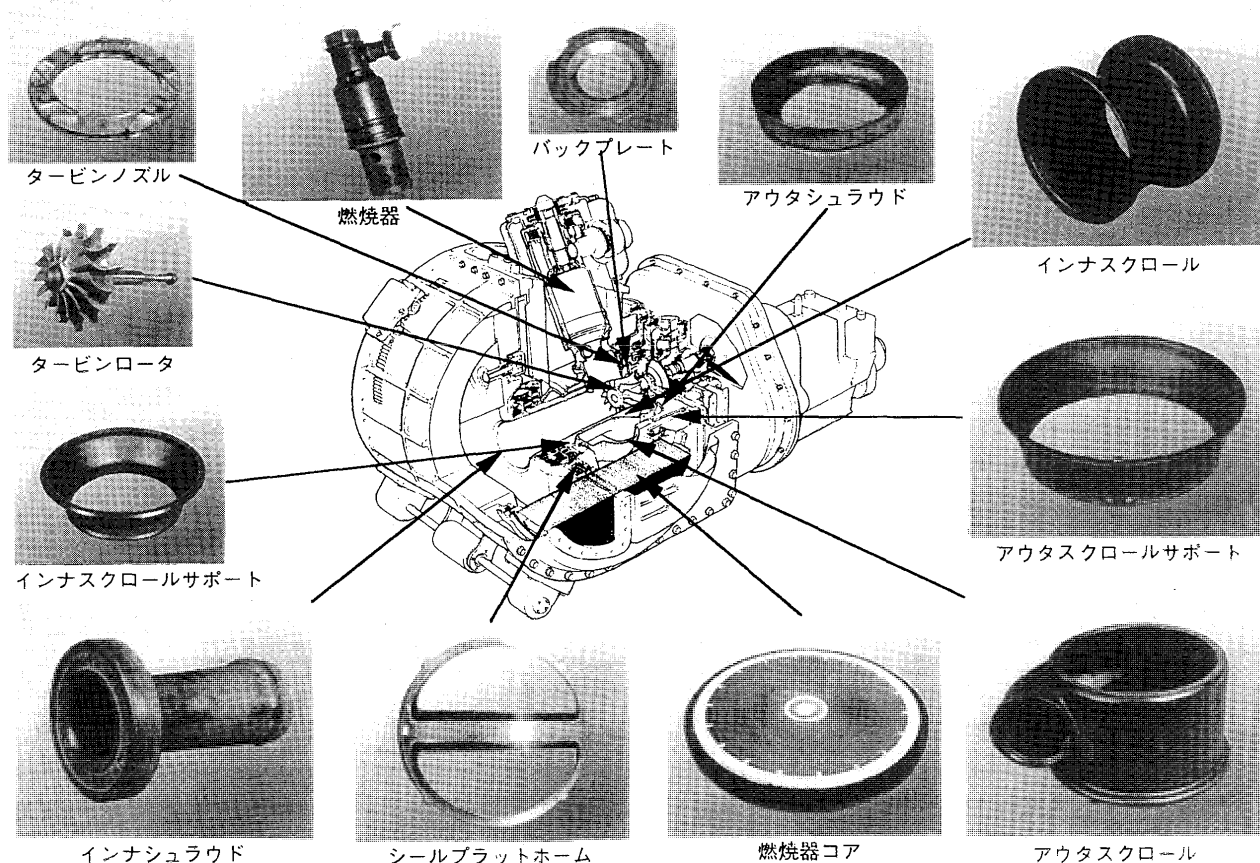


図2 主要なセラミック製の部品

表2 目標サイクル(見直し後)

	H 2 ('90)	H 3 ('91)	H 4 ('92)	H 5 ('93)	H 6 ('94)	H 7 ('95)	H 8 ('96)
全 体 計 画	ENG 基本計画図						
	要 素 開 発 実 験						
	設計、試作				94/10		
マイル ストーン				設計、試作	エンジン性能実験		
	第1次設計完了	要素単体評価開始		エンジン開発開始	組合テスト1350℃運転開始	出力目標メド	燃費目標メド

図3 開発日程

生を少なくするために、できるだけエンジン以前の段階で問題の解決を図るようにしたものである。また、各組合せ試験を有機的に連携させて、問題が発生した場合には、フィードバックして原因を究明し、必要な要素の改良を図った。各組合せ試験の概要を以下に示す。

(1) セラミック静止部品組合せ試験

個々のセラミックタービン部品の強度評価を行った後、ロータを除く全部品を組み立て、支持構造も含めて、エンジンを模擬した環境で1350℃の燃焼ガスを流し耐久評価をおこなうものである。ロータ部における温度降下を模擬するために、ロータ位置に空気ノズルを配置して冷却空気を混合している。当初は、専用のハウジングを用いていたが、後に、実エンジンハウジングと組み合わせ、ハウジングの熱変形、熱損失の計測および対策の評価、また断熱材の耐久性の評価も実施した。

	仕様項目(VIGV deg)	最大出力点		
		10万rpm(0)	10万rpm(40)	9万rpm(40)
エンジン	出力 kW (PS)	105.7 (143.7)	92.6 (125.9)	69.9 (95.0)
	熱効率 % (g/PSH)	38.2 (160.9)	40.4 (152.0)	40.7 (151.0)
	入口圧力 kg/cm ² a / 温度 °C	1.016/15	1.020/15	1.024/15
	空気流量 kg/s	0.4727	0.4137	0.346
圧縮機	圧力比	4.957	4.329	3.599
	効率 η_{T-T} %	77.8	81.4	83.0
	ガス流量 kg/s	0.4487	0.3915	0.3262
タービン	入力圧力 kg/cm ² a / 温度 °C	4.784/1350	4.200/1350	3.508/1350
	出力圧力 kg/cm ² a / 温度 °C	1.159/959	1.139/983	1.118/1028
	膨張比	4.126	3.686	3.141
	効率 η_{T-T} %	85.6	86.3	85.2
燃焼器	燃料流量 kg/h [g/s]	23.13[6.43]	19.13[5.31]	14.35[3.99]
	燃空比	0.01453	0.01376	0.01237
	入口圧力 kg/cm ² a / 温度 °C	4.956/896	4.348/923	3.629/970
	燃焼効率 %	99.5	←	←
熱交換器	圧力損失 %	3.47	3.40	3.33
	燃料	軽油又は灯油	←	←
	高圧側入口圧力 kg/cm ² a / 温度 °C	4.970/228	4.362/198	3.643/168
	高圧側入口空気流量 kg/s	0.464	0.4059	0.339
タービン	[高圧側通過空気流量]	[0.4477]	[0.3911]	[0.3264]
	高圧側圧力損失 %	0.27	0.31	0.38
	低圧側入口圧力 kg/cm ² a / 温度 °C	1.113/950	1.102/974	1.091/1017
	低圧側入口ガス流量 kg/s	0.4596	0.4014	0.3347
圧力損失	低圧側圧力損失 %	6.56	5.80	4.99
	洩れ % *1 (g/s)	4.62 (21.8)	4.76 (19.7)	4.93 (17.1)
	温度効率 %	92.5	93.4	94.5
	入口損失 %	1.69	1.30	0.91
動力損失	コンプレッサ〜熱交圧損 %	1.28	1.20	1.13
	タービン〜熱交圧損 %	4.01	3.23	2.41
	排気圧損 %	0.58	0.42	0.29
	軸損失 kW (PS)	4.8 (6.5)	←	3.8 (5.2)
熱損失	補機駆動動力 kW (PS)	3.4 (4.6)	←	3.0 (4.1)
	熱損失 kcal/h	9500	8300	6900
	熱交以外の洩れ % *1	1.83	1.89	1.95

*1 圧縮機空気流量に対する比率

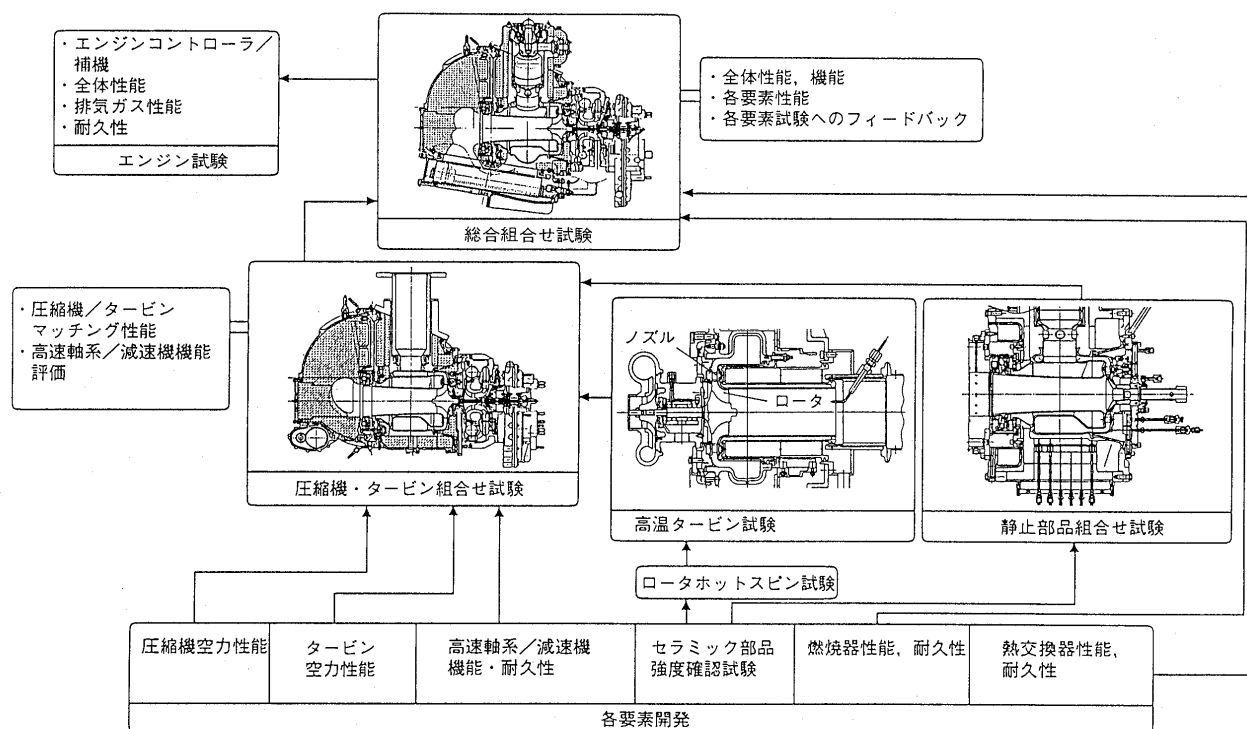


図4 開発の流れ

(2) 圧縮機・タービン複合試験

圧縮機・タービンアセンブリをエンジンハウジングに組み込み、熱交換器なしの状態、外部燃焼器を用いて運転する。高速軸系・減速機、セラミックタービンおよびハウジングシステムの機能確認ならびに圧縮機とタービンの空力的適合を評価するものである。熱交換器と燃焼器の性能、信頼性が安定しない初期段階の評価試験に使用した。

(3) 総合組合せ試験

熱交換器と燃焼器を含めた全要素をエンジンハウジングに組み込んだ状態で運転し、各要素性能と機能の評価し、またエンジンとしての出力性能を評価するものである。

(4) エンジン試験

全要素を組み込んだ上記アセンブリに、制御系を加え、エンジンとして完成度を高めた。当初、コントロー

ラは車両搭載用に設計したが、後にエンジン台上試験に便利するように、外部からの調整機能を付加する変更を加えた。

4. おわりに

以上概要を紹介した開発計画に基づいて、エンジン要素はそれぞれ単体にて性能および耐久性の評価が行われ、これら評価を終えた要素をエンジンハウジングに組み込んで、エンジンとしての性能および耐久性の評価が実施された。これらについては、別稿に譲る。

参考文献

- (1) Itoh T. et al, ASME Paper 92-GT-2
- (2) 西山園他, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 22, No. 87, 1994
- (3) Nishiyama T. et al, ASME Paper 96-GT-36
- (4) Nakazawa N. et al, ASME Paper 97-GT-383

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト

4. エンジン要素開発

(1) 圧縮機

杉山 勝彦*¹
SUGIYAMA Katsuhiko

キーワード: ガスタービン Gas Turbine, 遠心圧縮機 Centrifugal Compressor

1. まえがき

ガスタービンとして高い熱効率を実現するためには、主要空力要素である圧縮機の高効率化が不可欠である。

ガスタービンとして見た場合、100 kW 級は非常に小型であり、圧縮機性能を大型機並みに確保することは、寸法効果などから考えて容易ではない。そこで CGT では、単段遠心式圧縮機に大バックワードインペラを採用し、基本的な効率向上を図るとともに、入口部に半径流方式の可変入口案内翼 (VIGV) を備え、予旋回によるインペラ入口マッハ数の低減効果を十分に活用することで効率の向上をめざした。

本報告では、1993 年の中間評価以後の要求仕様変更に伴ってインペラの設計を一新した 3 次設計圧縮機について、その開発結果を述べる。

なお、圧縮機の開発はインペラ、ディフューザを長久手研究室 (株) 豊田中央研究所が、また VIGV を夏島研究室 (日産自動車株) が担当し、その取りまとめを長久手研究室が実施した。

2. 開発目標

エンジンの熱効率目標を達成するために要求される圧縮機の目標性能を表 1 に示す。

最大出力点は、エンジン出力 100 kW を達成するため

表 1 圧縮機の開発目標

		目標値
最大出力点	回転数 ; $N/\sqrt{\theta_0}$ (rpm)	100,000
	流量 ; $Ga\sqrt{\theta_0}/\delta_{05}$ (kg/s)	0.473
	圧力比 ; P_3/P_{05}	4.96
	効率 ; η_{05-3}	0.778
最良燃費点	回転数 ; $N/\sqrt{\theta_0}$ (rpm)	90,000
	流量 ; $Ga\sqrt{\theta_0}/\delta_{05}$ (kg/s)	0.346
	圧力比 ; P_3/P_{05}	3.60
	効率 ; η_{05-3}	0.830

原稿受付 1997 年 7 月 2 日

* 1 (株) 豊田中央研究所

〒480-11 愛知県長久手町長湫字横道 41-1

(前(株)日本自動車研究所へ出向)

に必要な圧縮機の仕様を定める点であり、この点を圧縮機の設計点として開発を行う。最良燃費点は、エンジンのサイクル計算から想定される熱効率最高の点であり、熱効率 40% を達成するため、圧縮機には効率 83% という極めて高い効率値が要求されている。

図 1 に圧縮機の全体構造を示す。

高い圧縮機効率を実現するために、次のような考えで効率の向上を図る。

- (1) 圧縮機インペラのバックワードを大きくとり、効率の向上および作動範囲の拡大を図る。この場合、大バックワードインペラは応力的に厳しいため、エンジン搭載用のインペラには、比強度の高いチタン合金を使用することで強度を確保する。
- (2) インペラおよびディフューザ翼を薄翼化することにより超音速流れに対するロスの低減を図る。
- (3) シュラウドにアブレードブルコーティングを採用することにより、インペラのチップクリアランスをつめ、効率向上を図る。
- (4) VIGV によりインペラ入口マッハ数を低減し、効率向上を図る。

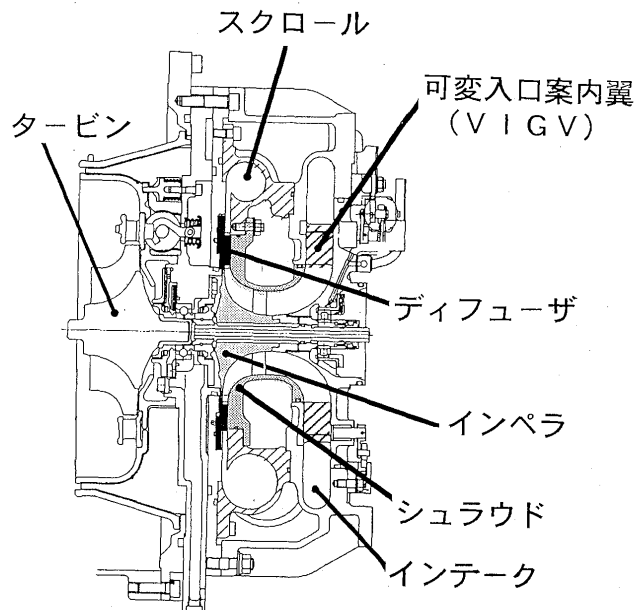


図 1 可変入口案内翼付遠心圧縮機

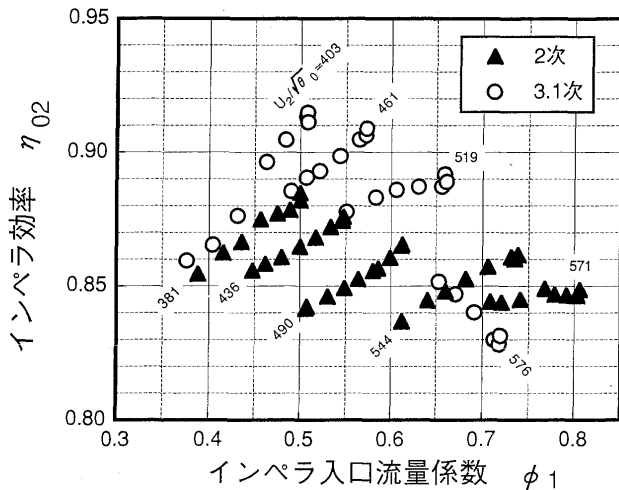


図4 インペラ効率(2次 vs 3.1次)

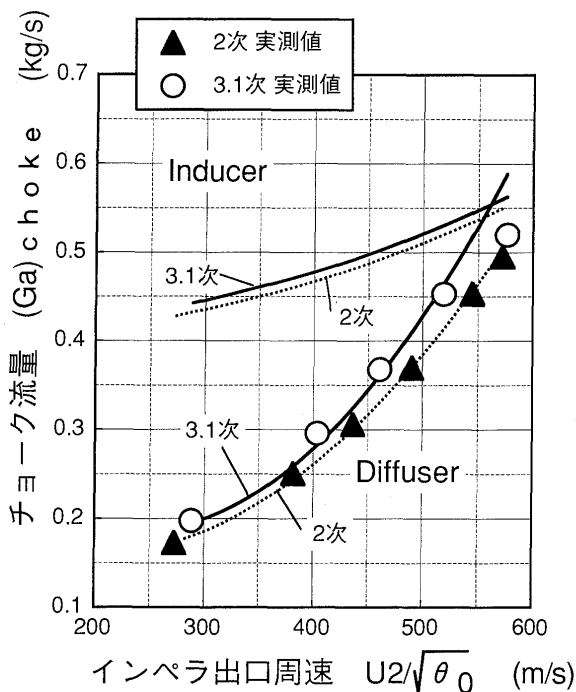


図5 Inducer 容量の検討

デューサチョークの余裕がない。実際、チョーク流量の実測値は、この点でのディフューザチョークの計算値とは一致せず、インデューサチョークの影響が現れていることを示している。

3.2 3.2次圧縮機的设计

インデューサチョークによる効率低下を改善するため3.2次設計では、インデューサのスロート面積 (A_{1th}) を増大する方向で設計検討を行った。3.1次で良好な性能を示した9万rpm、および2次の10万rpm並みのチョーク余裕を持たせようとする、図5からチョーク流量比は約1.1となり、 A_{1th} で約10%の増加 ($A_{1th}=17.36 \rightarrow 19$) が必要となる。入口径 D_1 を固定した場合、 A_{1th} を増大させるためには、幾何学的にインペラ入口翼角 β_{1m} を大きくしなければならない。この場合、設計条件を $A_{1th}=19$ に選ぶと、 β_{1m} は 43° 程度になる。一

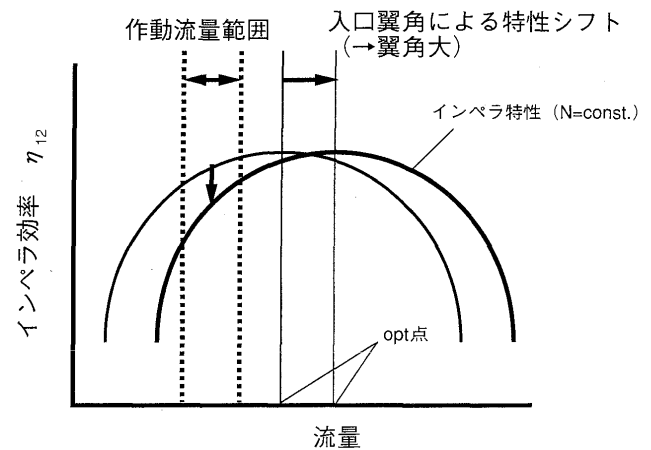


図6 インペラの特性

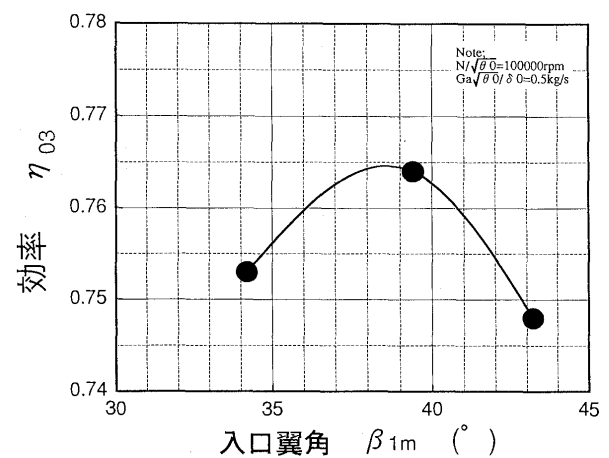


図7 入口翼角の検討

方、この値はインペラ入口径を決める際に検討したインペラ入口の流入角に対して、 10° 以上の差となる。このような β_{1m} の過度の増加は、インペラの特性を大流量側へ過大にシフトさせるため、図6で模式的に示すように、作動流量範囲においてインペラ効率の低い領域を使うことになり、結果として全段効率が低下する恐れがある。ここでは入口翼角 β_{1m} について実験的に検討を行った。検討結果を図7に示す。図から、回転数10万rpm、流量0.5kg/sとした場合の入口翼角 β_{1m} の最適値は約 40° であることがわかる。入口翼角を 43° まで立てた場合には、3.1次の場合よりも全段効率が低下している。これらの検討結果から、インペラ入口部の仕様を、入口翼角 $\beta_{1m}=39.2^\circ$ 、スロート面積 $A_{1th}=18.2$ に決定した。

3.3 3.2次圧縮機の性能評価

3.2次圧縮機の性能マップを3.1次と対比して図8に示す。10万rpmでは3.1次に対してピーク効率で約1ポイント性能が向上した。インペラの特性は、図9に示すとおり、3.1次の10万rpmで見られるような極端な効率の低下がなくなり、フラットな特性に改善され、効率も向上した。インペラ効率の向上に伴い、10万rpmではマップ上のチョーク流量が大流量側にシフトした。サージラインは3.1次と同等であるため、チョーク流量

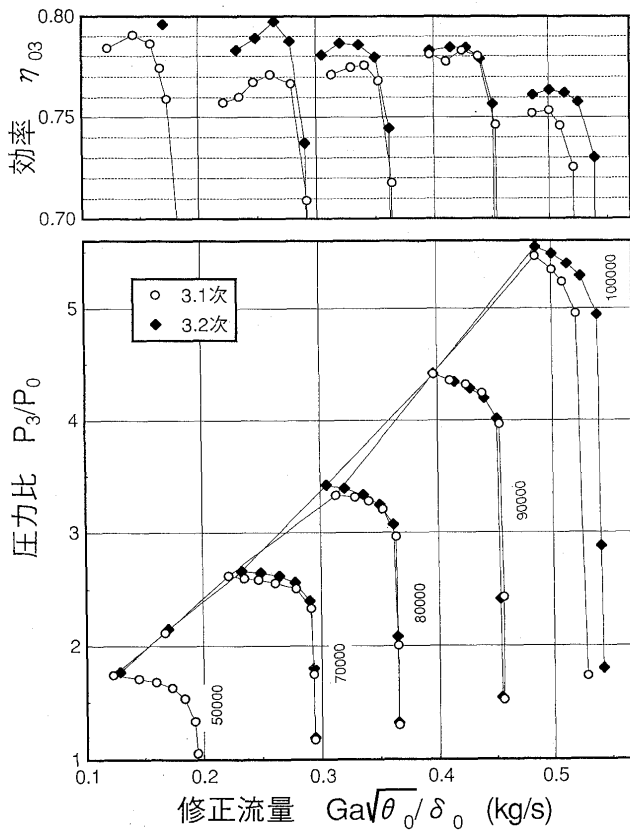


図8 3.2次圧縮機性能

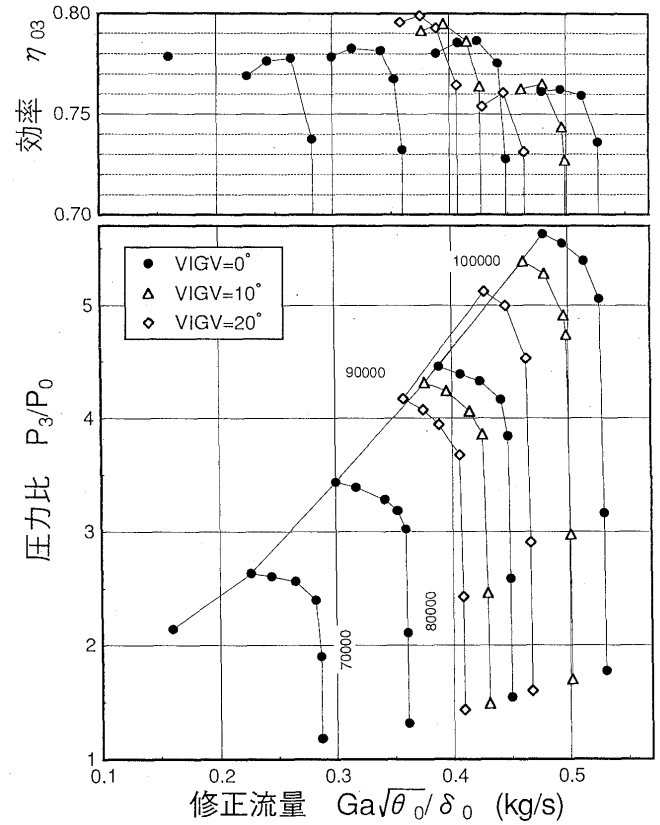


図10 VIGV付3.2次圧縮機性能

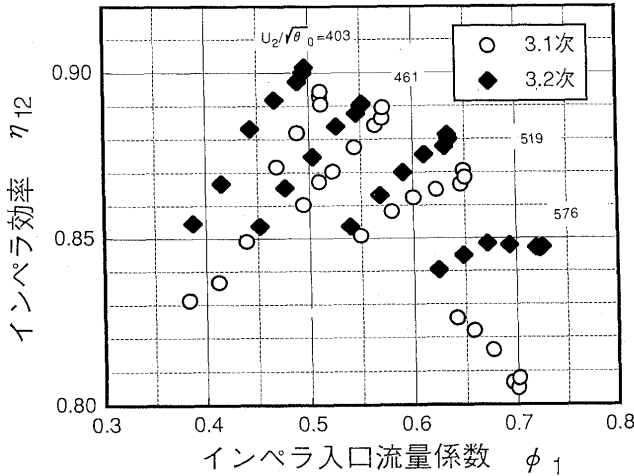


図9 インペラ特性

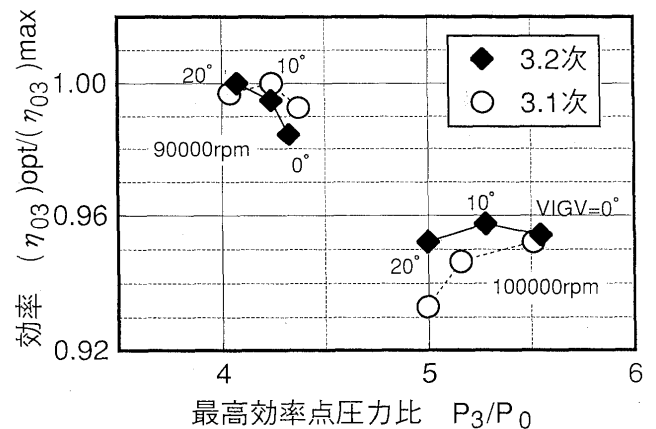


図11 3.2次VIGV付代表性能

が伸びた分 10 万 rpm での作動域は拡大した。9 万 rpm 以下の低速域でも効率は 3.1 次と同等か、むしろ向上している。

3.4 VIGV の効果

3.2 次圧縮機について VIGV の効果を定格 10 万 rpm の場合とエンジンの性能予測から想定される最良燃費点 2) に相当する回転数 9 万 rpm の場合について調べた。VIGV 設定角を変化させた場合の圧縮機特性を図 10 に示す。定格回転数 10 万 rpm では、VIGV 設定角 10° のときに、9 万 rpm では、VIGV 設定角 20° のときに最も効率が低い。これらの効率の変化を 3.1 次圧縮機の場合と比

較して図 11 に示す。3.1 次では 10 万 rpm、9 万 rpm での VIGV 設定角がそれぞれ 0°、10° のとき最高効率を示し、3.2 次で最高効率を示す設定角より 10° 小さい。VIGV による予旋回は入口の流入角を立てる方向にあるので、効率の最高点が翼のマッチする点と考えれば、これらの結果はインペラ入口翼角の大小関係と定性的には合致する。

最高効率を入口ダクト圧力損失による効率低下分 (1~1.5%) を考慮して VIGV 入口基準として表わすと、表 3 に示すように目標値に対して最良燃費点に相当する 9 万 rpm では、80% を超える効率レベルに達している。最大出力点である 10 万 rpm では目標効率をほぼ達成し

表3 圧縮機実績(3.2次)

		目標値	実績値
最大出力点	回転数 ; $N/\sqrt{\theta_0}$ (rpm)	100,000	100,000
	流量 ; $Ga\sqrt{\theta_0}/\delta_{05}$ (kg/s)	0.473	0.488
	圧力比 ; P_3/P_{05}	4.96	5.37
	効率 ; η_{05-3}	0.778	0.775
最良燃費点	回転数 ; $N/\sqrt{\theta_0}$ (rpm)	90,000	90,000
	流量 ; $Ga\sqrt{\theta_0}/\delta_{05}$ (kg/s)	0.346	0.379
	圧力比 ; P_3/P_{05}	3.60	4.12
	効率 ; η_{05-3}	0.830	0.806

た。

4. まとめ

- (1) 設計仕様の変更に伴い、大幅な設計変更を加えた
3.1次設計圧縮機をベースに改良検討を進めた。その

結果、3.2次設計圧縮機において定格10万rpmで目標効率をほぼ達成した。

- (2) VIGVによるインペラ入口の予旋回効果を実験的に探索した。効率向上は、エンジンの最良燃費点に相当する9万rpmで大きく、VIGV設定角を 20° とした場合、予旋回のない 0° 設定に比較して、ピーク効率が約1.5%向上した。これにより最良燃費点での効率は80%以上に達した。

参考文献

- 1) Nakazawa, N., et al., Status of the Automotive Ceramic Gas Turbine Development Program—Seven Years' Progress—, ASME Paper 97-GT-383.
- 2) 林・親川・伊藤, 自動車用CGTの性能予測, 自動車研究, 16-3 (1994).

(社)日本ガスタービン学会 25年史刊行のお知らせ

本学会は本年6月で創立25周年を迎えました。これを記念して「(社)日本ガスタービン学会 25年史」を刊行することになりました。刊行作業は昨年9月より25周年記念誌準備委員会を組織して進められ、目下、各項目の担当者が原稿を執筆中です。

この25年史は通常の学会史と異なり、学会の過去の記録だけでなく、我が国のガスタービンおよび過給機に関連する技術と産業の発展史に多くのページを割くことになっております。また、21世紀におけるガスタービンを展望するため、ガスタービン発展の方向性、環境問題への対応策などについての最新の記事と、ユーザに将来のガスタービンに対する期待を述べていただいた記事を掲載します。このほか、本学会の各種行事の際に行った21世紀のガスタービンに関するアンケートの結果を掲載します。

最後に、メーカーの若手ないし中堅の設計者・研究者による21世紀のガスタービンに関する座談会を実施し掲載いたします。委員一同、本書はガスタービンの過去から未来までを見通すためのユニークな文献になることを確信しております。

本書は部数に限りがありますので、お早めにお申し込みください。

書名、発刊時期、価格などは次に記す通りです。

書 名: (社)日本ガスタービン学会 25年史

発刊時期: 平成9年11月

体 裁: A4版, 約200ページ

価 格: 1部 2,000円(送料込)

申込方法: 本誌巻末の申込書により学会事務局までお申込下さい。

内 容:

学会長挨拶

第1編: (社)日本ガスタービン学会の沿革

第1章: 日本ガスタービン会議設立の経緯

第2章: 社団法人日本ガスタービン学会への改組

第3章: その後の発展

第4章: 国際交流活動の概要

第5章: 組織、運営、財務等の変遷

第6章: 事業の推移

第7章: 年表

第2編: ガスタービン・過給機および関連技術の発展

第1章: 学会設立前の状況

第2章: 各種ガスタービンおよび過給機の技術動向と展望

第3章: ガスタービン要素技術の動向と展望

第4章: 日本および世界におけるガスタービン利用の推移

第5章: [付表] 日本におけるガスタービン開発プロジェクト史など

第3編: 21世紀のガスタービン

第1章: ガスタービン発展の方向性—環境問題への積極的対応

第2章: ユーザからガスタービンに期待するもの

第3章: 21世紀のガスタービンに関するアンケート

第4章: 21世紀のガスタービンに関する座談会

表3 圧縮機実績(3.2次)

		目標値	実績値
最大出力点	回転数 ; $N/\sqrt{\theta_0}$ (rpm)	100,000	100,000
	流量 ; $Ga\sqrt{\theta_0}/\delta_{05}$ (kg/s)	0.473	0.488
	圧力比 ; P_3/P_{05}	4.96	5.37
	効率 ; η_{05-3}	0.778	0.775
最良燃費点	回転数 ; $N/\sqrt{\theta_0}$ (rpm)	90,000	90,000
	流量 ; $Ga\sqrt{\theta_0}/\delta_{05}$ (kg/s)	0.346	0.379
	圧力比 ; P_3/P_{05}	3.60	4.12
	効率 ; η_{05-3}	0.830	0.806

た。

4. まとめ

- (1) 設計仕様の変更に伴い、大幅な設計変更を加えた
3.1次設計圧縮機をベースに改良検討を進めた。その

結果、3.2次設計圧縮機において定格10万rpmで目標効率をほぼ達成した。

- (2) VIGVによるインペラ入口の予旋回効果を実験的に探索した。効率向上は、エンジンの最良燃費点に相当する9万rpmで大きく、VIGV設定角を 20° とした場合、予旋回のない 0° 設定に比較して、ピーク効率が約1.5%向上した。これにより最良燃費点での効率は80%以上に達した。

参考文献

- 1) Nakazawa, N., et al., Status of the Automotive Ceramic Gas Turbine Development Program—Seven Years' Progress—, ASME Paper 97-GT-383.
- 2) 林・親川・伊藤, 自動車用CGTの性能予測, 自動車研究, 16-3 (1994).

(社)日本ガスタービン学会 25年史刊行のお知らせ

本学会は本年6月で創立25周年を迎えました。これを記念して「(社)日本ガスタービン学会 25年史」を刊行することになりました。刊行作業は昨年9月より25周年記念誌準備委員会を組織して進められ、目下、各項目の担当者が原稿を執筆中です。

この25年史は通常の学会史と異なり、学会の過去の記録だけでなく、我が国のガスタービンおよび過給機に関連する技術と産業の発展史に多くのページを割くことになっております。また、21世紀におけるガスタービンを展望するため、ガスタービン発展の方向性、環境問題への対応策などについての最新の記事と、ユーザに将来のガスタービンに対する期待を述べていただいた記事を掲載します。このほか、本学会の各種行事の際に行った21世紀のガスタービンに関するアンケートの結果を掲載します。

最後に、メーカーの若手ないし中堅の設計者・研究者による21世紀のガスタービンに関する座談会を実施し掲載いたします。委員一同、本書はガスタービンの過去から未来までを見通すためのユニークな文献になることを確信しております。

本書は部数に限りがありますので、お早めにお申し込みください。

書名、発刊時期、価格などは次に記す通りです。

書 名: (社)日本ガスタービン学会 25年史

発刊時期: 平成9年11月

体 裁: A4版, 約200ページ

価 格: 1部 2,000円(送料込)

申込方法: 本誌巻末の申込書により学会事務局までお申込下さい。

内 容:

学会長挨拶

第1編: (社)日本ガスタービン学会の沿革

第1章: 日本ガスタービン会議設立の経緯

第2章: 社団法人日本ガスタービン学会への改組

第3章: その後の発展

第4章: 国際交流活動の概要

第5章: 組織、運営、財務等の変遷

第6章: 事業の推移

第7章: 年表

第2編: ガスタービン・過給機および関連技術の発展

第1章: 学会設立前の状況

第2章: 各種ガスタービンおよび過給機の技術動向と展望

第3章: ガスタービン要素技術の動向と展望

第4章: 日本および世界におけるガスタービン利用の推移

第5章: [付表] 日本におけるガスタービン開発プロジェクト史など

第3編: 21世紀のガスタービン

第1章: ガスタービン発展の方向性—環境問題への積極的対応

第2章: ユーザからガスタービンに期待するもの

第3章: 21世紀のガスタービンに関するアンケート

第4章: 21世紀のガスタービンに関する座談会

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト

4. エンジン要素開発
(2) タービン中沢 則雄*¹
NAKAZAWA Norio

1. まえがき

エンジンの開発目標を達成するための各要素仕様の最適化とエンジン基本設計によって設定されたタービンへの要求性能と基本構造に基づき、オールセラミック構造のラジアルタービンセクションを開発し、要求性能を達成するとともに耐久性についても実証した。

本章ではタービンセクション全般にかかわる概要と空力性能およびロータとノズルの開発^{(1),(2)}について述べ、ロータ周辺のタービン静止構造開発については別章で取り上げる。

2. タービン開発目標と構造

タービンに要求されているエンジン作動点3条件の空力性能目標と強度信頼性の実証目標を表1に示す。各目標値は専用の試験装置により達成レベルを評価して他要素との組合せ試験およびエンジン試験に部品を供給すると共に、評価結果を順次設計に反映し開発を進めた。

タービンセクション全体の構造を図1に示す。ロータは圧縮機側の金属軸とは締め嵌めで接合している。接合

部分は潤滑油による冷却雰囲気にある玉軸受の内径部に置くことにより、ロータ材と金属軸材との熱膨脹差による締め代の運転時の変動幅を小さく保ち、伝達トルクを確保した上で発生応力を許容値以下に抑えている。燃焼器の出口部が挿入されるスクロールはアウターとインナーに半径方向2分割し、金属ハウジングからはアウター・インナースcrollサポートを介して軸方向の押し付け荷重により固定している。ロータの上・下流通路を形成しているアウター・インナーシュラウドおよびロータ背面のバックプレートはノズルの両面に接触し固定されている。以上の静止構造部分は金属ハウジングとは弾性的に結合している。ハウジング熱変形を吸収する弾性支持機構（シール支持構造体）内に組み込まれているシールリングからインナースcrollサポートとインナーシュラウドは軸方向の荷重を受け静止構造全体が保持されている。ローラは周方向3等分の位置でノズルと金属ハウジングの両方のラジアルキー溝に噛み込み、両部品間の熱膨脹差を転がり接触で吸収しながら同心度を保持する機能を持っている。ロータおよび静止構造の各部品とも材料は窒化珪素（ Si_3N_4 ）である。

表1 タービンの開発目標

空力性能		仕様、評価条件	要求値
最大出力点	回転数	10万rpm	断熱効率 85.6%
	ガス流量	0.449kg/s	圧力損失 4.0%
	入口ガス温度	1350℃	(タービン出口～熱交換器入口)
	膨脹比	4.13	
	膨脹比	4.13	
最良燃費点	回転数	10万rpm	断熱効率 86.3%
	ガス流量	0.392kg/s	圧力損失 3.2%
	入口ガス温度	1350℃	
	膨脹比	3.69	
	膨脹比	3.69	
	回転数	9万rpm	断熱効率 85.2%
	ガス流量	0.326kg/s	圧力損失 2.4%
	入口ガス温度	1350℃	
	膨脹比	3.14	
	膨脹比	3.14	

強度信頼性

仕様、評価条件		要求値
ロータ	回転数	10万rpm
	入口ガス温度	1350℃
ノズル	常温～1350℃の熱衝撃	250サイクル
	定格条件（入口ガス温度 1350℃）	耐久100hr
静止構造		耐久100hr

3. 空力性能開発

基本設計構造で設定されているロータ外径およびガス通路形状に大幅な変更を及ぼさない範囲で、ロータとノズルの翼設計を順次改良し性能向上を進めた。強度信頼性の目標値を満足させるためにロータとノズル内に発生する応力とのトレードオフを図りながら、3次元粘性流れなどの解析ツールを活用し翼面形状を決定している。

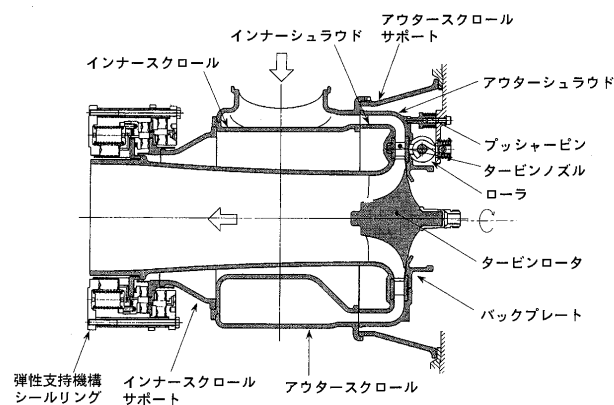


図1 タービン全体構造

原稿受付 1997年6月20日

* 1 三菱自動車工業㈱ 〒146 東京都大田区下丸子4-21-1
(前(株)日本自動車研究所へ出向)

1993年に実施された中間評価の際に、基本設計時にロータの設計条件として設定した材料の時間強度目標値の達成が困難な見通しと判断され、定格回転数を11万rpmから10万rpmに変更した。一方出力を確保するため空気流量を8%増大し、圧縮機とのマッチングを見直した上で表1の目標仕様を新たに決定した。

空力設計は第1次から第6次まで段階的に進めており、基本設計仕様をベースに第1～4次設計を実施して中間目標性能をクリアし、新目標仕様には第5、6次の設計で対応した。空力性能試験では設計空力形状を反映した金属製の供試品を使って性能評価し、その結果からセラミック材料で試作し強度試験段階に進めるべきか否か判断した。図2はロータとノズルの第1～6次の基本形状であり、このうち第1、5、6次をセラミック化した。外径127mm・翼14枚のロータが本来の空力設計仕様であり、外径122mm・翼12枚のロータは第5次設計の応力レベルを低減した強度面のバックアップ型である。

空力試験での効率値は温度計測値で評価し、計測精度確保のため150℃レベルの空気源を使用した。空力試験装置はノズルとロータの周辺通路形状をエンジンと同一とした金属構造であり、タービンの出力は直結している圧縮機で吸収している。

図3にタービン効率 (Total to Total, η_{T-T}) の評価結果を示す。第4次設計で中間目標クリア後は流量8%

増大化と同時に、ロータ材料強度向上の見通しについての不確定要素を考慮し第5次では応力レベルを8～10%低減させることとし、効率低下はまねくが外径と翼枚数を減らした。その後材料強度の見通しも得られるようになり、第6次設計では本来の仕様に戻すとともに粘性流れ解析による翼通路の3次元最適化を更に進めることにより目標性能を達成した。

4. ロータ強度信頼性開発

CGTのセラミック構造の中での最重点部品として、ロータの強度信頼性開発は材料評価→解析→設計→製作→実体材料評価→実体破壊強度・耐久性評価のサイクルを積み重ねて、設計と評価試験手法のシステム化と確立を図ってきた。図4にロータの開発のフローチャートを示す。信頼性のあるセラミック構造部品を実現するためには、設計解析手法と評価試験手法および材料強度特性の向上とそのデータベースの充実ならびに強度支配クライテリアの明確化などのいくつかの必要技術が有機的に組み合わせられシステム化する必要がある。実体の材料強度試験、コールド・ホットスピン試験についてはPEC(石油産業活性化センタ)が直接その推進を担当し、京セラ、

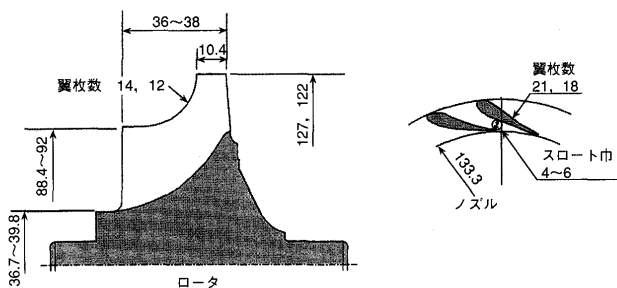


図2 ロータ・ノズルの基本形状(mm)

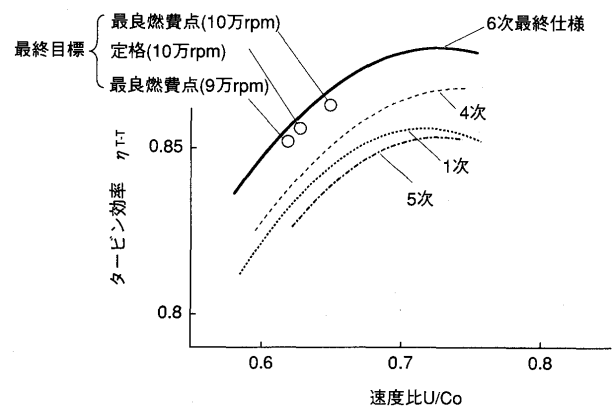


図3 タービン性能

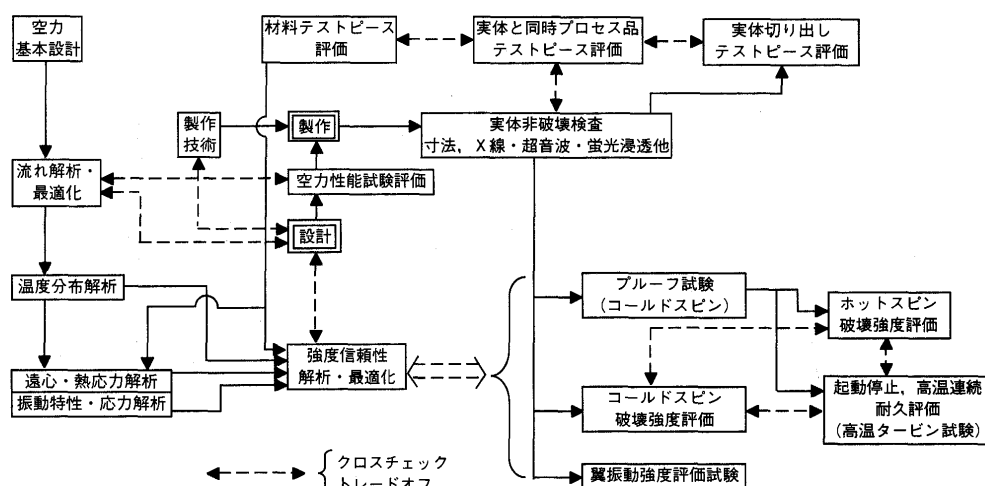


図4 ロータの開発フローチャート

日本特殊陶業、日本ガイシの3社からの供試品を並行して評価し、材料と製作技術および試験評価手法についての多くの技術蓄積が得られた。

当初材料メーカから提示された強度データをベースに、設計目標として1万回の冷態からの起動を含む乗用車の10万kmの走行にほぼ等価の条件として定格連続300hr運転を設定し、破損の発生確率を 1×10^{-5} とした。その後本プロジェクトでの耐久性実証は100hrに決定され、図4の開発サイクルのなかで材料データを把握し応力設定を見直し設計形状の改良と各種手法の向上を図ってきた。

図5に各ロータの定格条件での応力分布と最終仕様ロータの温度分布を示す。第5次は1次に対し応力低減を図ったが、6次では翼形状の3次元化を更に進めるとともに後述する翼共振問題への対応のため翼剛性を上げたことにより、応力分布は変化し増大したが増大率は5%以内に抑えた。信頼性の解析ツールにはCARES[®]をベースとして一部改良したコードを採用している。

当初設計のロータ翼はノズルウェイクとの1~3次モードの共振点がエンジン運転範囲にあり、その共振点強度評価試験などで破損するケースが発生した。図6に振動応力相対分布を示す。空力性能試験装置を使って金属ロータにより共振応力を計測するとともにセラミック

材料の内部摩擦や繰り返し疲労強度特性を把握し対応策を検討した。セラミック材料の内部摩擦が金属に比較し極めて小さいことが明らかとなり、ノズルウェイク加振力が大きくなる高速高負荷側の共振点は運転域から外す必要があると判断した。ロータ翼の剛性を増大するとともにノズル翼枚数を21から18に変更し、2, 3次モードの共振点を定格回転数により高速側に移し、本共振問題は解決した(図7)。図8が空力性能目標をクリアし以上の強度面の対応を図った最終仕様のロータである。

ホットスピンテストはプロジェクト前半はガス温度1200°Cレベル、後半は1350°Cの条件で評価し、遠心強度設計の妥当性と製造プロセスに起因するバラツキの確認と改善へのフィードバックを図った。材料メーカ3社でそれぞれ特徴あるプロセスで製作しており、外径約130mmのロータの製作にかかわる多くの因子(原料、成形、焼成、加工、検査)の大幅な技術レベルの向上が得られたものと考えられる。

図9, 10に日本ガイシ製(材料SN 88 M)第1次と6次最終仕様ロータのホットスピンテスト結果と長時間強度特性と実績を示す。第1次ロータはホットスピン結果と寿命予測解析から目標耐久性に対する余裕はあり、図11の装置により複数のロータで耐久性を評価した。最終的には1ケのロータについて累計100hrの耐久性を実

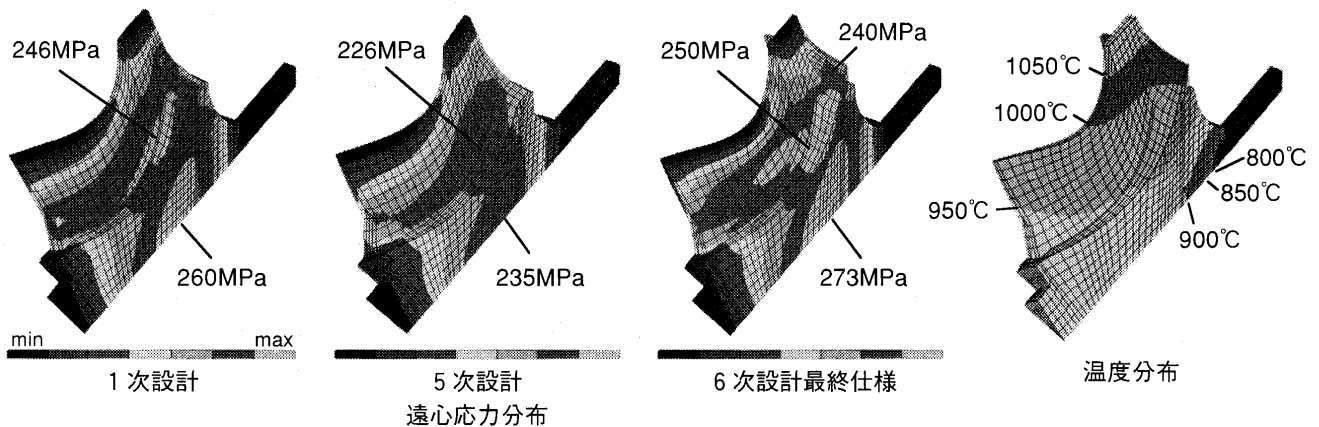


図5 ロータ強度解析(材料: 日本ガイシ SN 88 M, 定格条件)

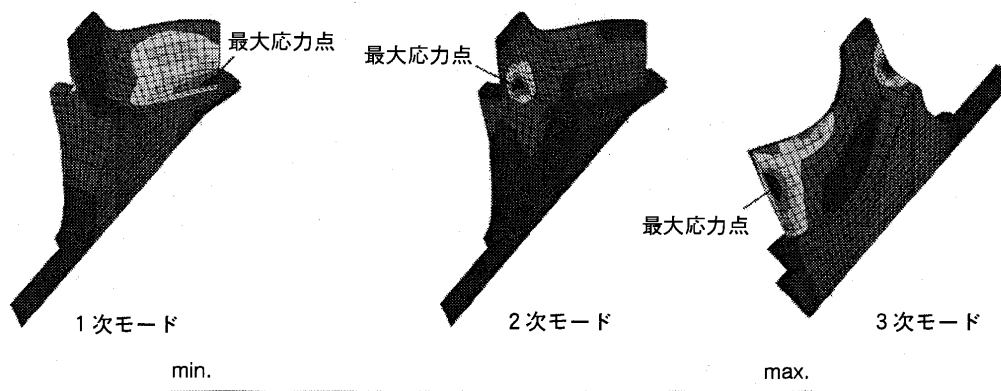


図6 ロータ翼振動応力分布

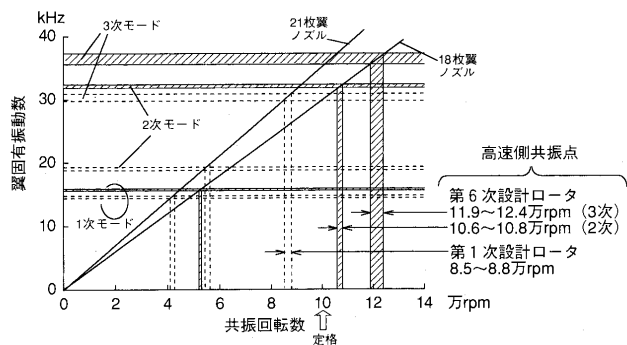


図7 ロータ翼振動特性(キャンベル線図)

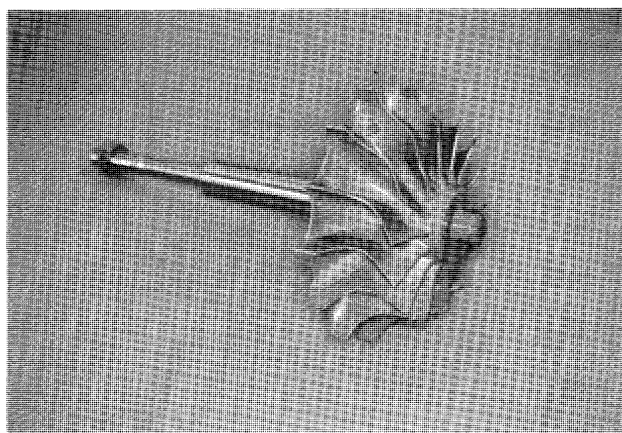


図8 第6次最終仕様ロータ

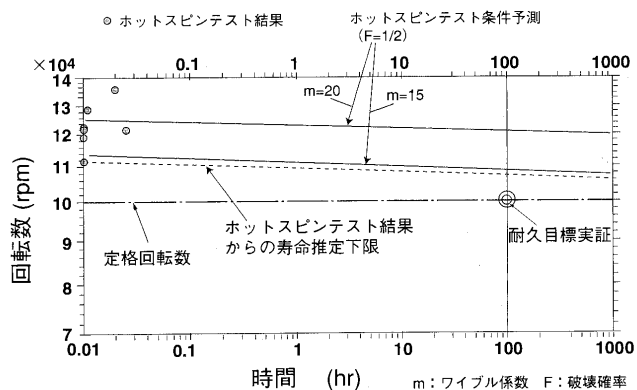


図9 第1次設計ロータ強度(ガス温度: 1350°C)

証した。一方6次ロータは製作手法を大幅に変更したことから強度が安定せず、長時間強度を保証するホットスピン条件で高い比率で破損した。その後メーカでの製造プロセスの改良を進め、最終的には2体のロータが保証試験をクリアしたことによりその耐久性の見通しを確認しエンジンにも供試した。

5. ノズル強度信頼性開発

図12に日本ガイシ製(材料SN 88)のノズルを示す。ノズル翼枚数は当初21から最終的に18となり、周方向6分割の構造を採用し各分割セグメントは3または4の翼枚数で構成している。本部品の強度を左右する運転条

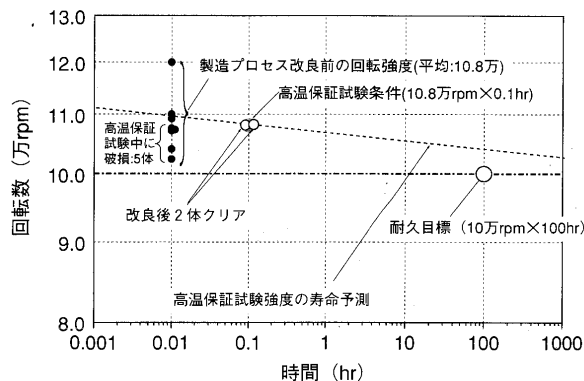


図10 第6次最終仕様ロータ強度(ガス温度: 1350°C)

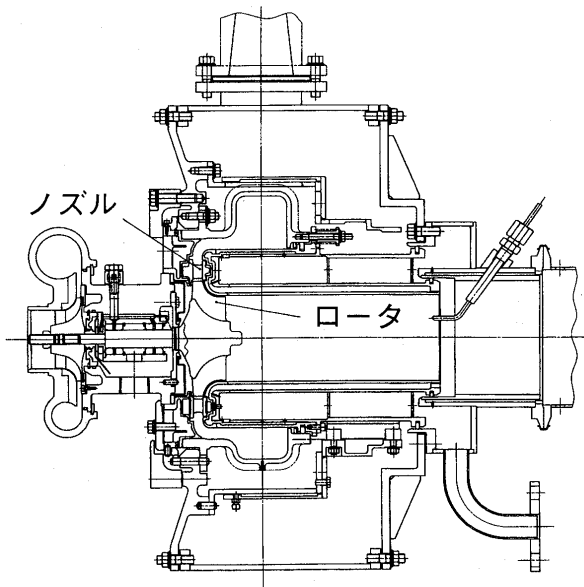


図11 高温タービン試験装置

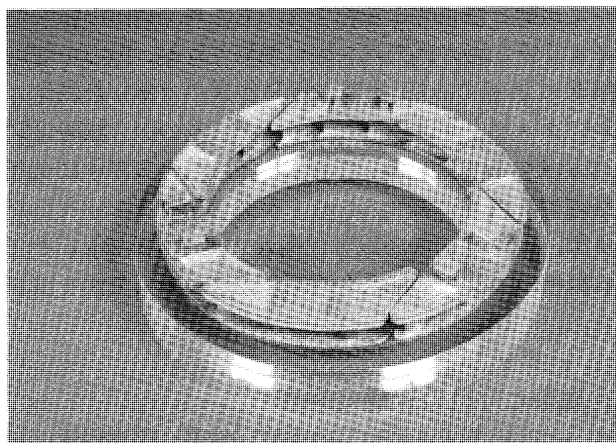


図12 最終仕様ノズル

件はエンジン冷態からの起動とガス温度1350°C運転からの停止時の熱衝撃であり、いずれの場合も薄肉部の翼後縁に最大熱応力が発生する。

図13は起動と停止時の条件と翼後縁の隅Rおよびセグメント内の翼位置に対する、発生最大応力の解析値レベルを比率で示した。起動時は後縁中央に、停止時は後

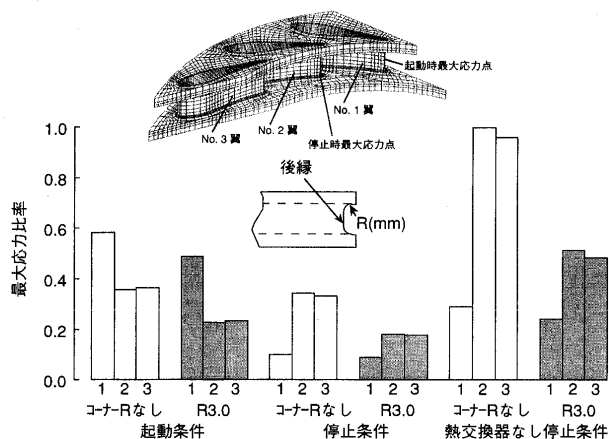


図13 タービンノズルの最大応力比較

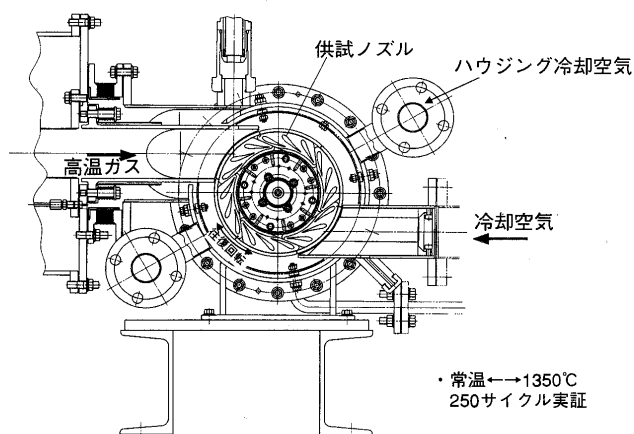
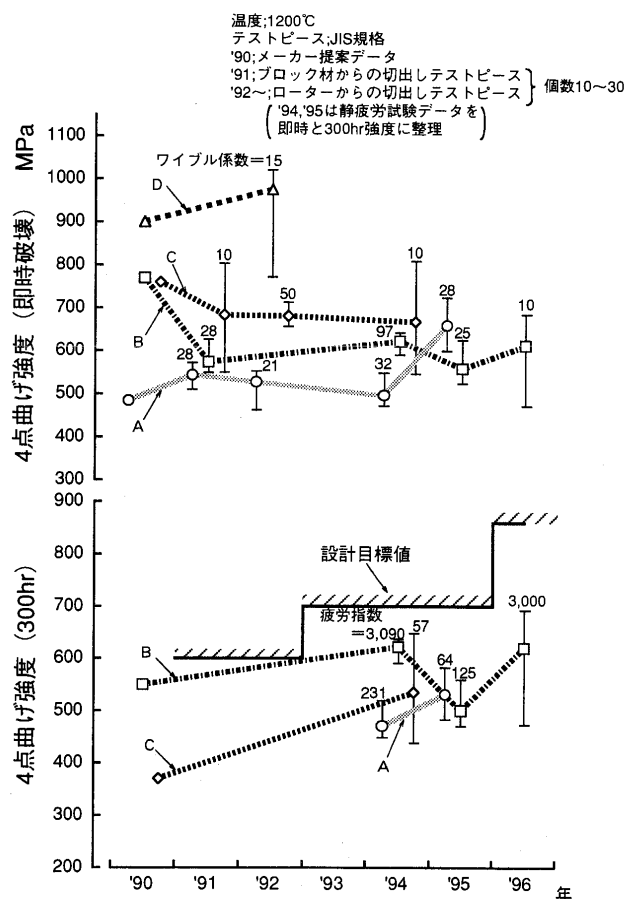


図14 ノズル高温試験装置

縁根元に最大応力は発生し、相対応力レベルは翼位置によって起動と停止時に逆転する。また熱交換器の蓄熱効果により停止時の応力は大幅に緩和される。応力は翼根元隅 R に敏感であり、初期の隅 R が過小であった試作ノズルでクラックが発生している。ノズルの耐久試験は図14に示す装置に組み込み、高温ガスと冷却空気流中に交互に暴露することによりエンジン条件をシミュレートした。第1次、5次、6次の各設計仕様のノズルを供試し、それぞれ目標の250回の加熱と冷却サイクルの耐久性を実証した。

6. 成果と今後の課題

タービンに要求された空力性能（効率、流量特性）および強度信頼性（耐久性実証など）の全項目の目標値を達成し、高周速と要求効率レベルの両立が図れた。しかしながらセラミック材料を実用的な構造部品に高い信頼度で適用するためにはまだ多くの対応すべき課題がある。図15に本プロジェクト期間中のロータ実体材料強度の推移を示す。当初期待していたセラミック材料の強度レ

図15 ロータ Si_3N_4 材の強度推移

ベルの向上は得られなかったが多くの製造と評価にかかわる技術蓄積が得られており、今後は強度のパラツキも含め特性の改善とさらには異物衝突に対する強度や長時間強度の向上と、低コストの量産プロセスの開発を期待したい。

また材料のデータベースの整備と強度と信頼性を支配するパラメータを組み入れた解析・設計手法と各種試験評価手法については、それぞれの評価データの照合を図りながら、実用的なシステムを構築してきた。今後も材料の進歩を反映しながらその信頼度を向上させ、セラミックエンジン構造の最適化を追求していく必要がある。

参考文献

- (1) 中沢ほか, 自動車用 100 kWCGT のタービンロータの開発, 日本ガスタービン学会誌, 24-93 (1996.6), 84~91.
- (2) Nakazawa, N. et al. "Radial Turbine Development for the 100kW Automotive Ceramic Gas Turbine", ASME paper 96-GT-366.
- (3) Nemeth N., Mandersheid, J. and Gyekenyesi, J., "Ceramics Analysis and Reliability Evaluation of Structure (CARES)", NASA Technical Paper 2916, 1989.

4. エンジン要素開発

(3) 静止構造

Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/02/04. — 21 —

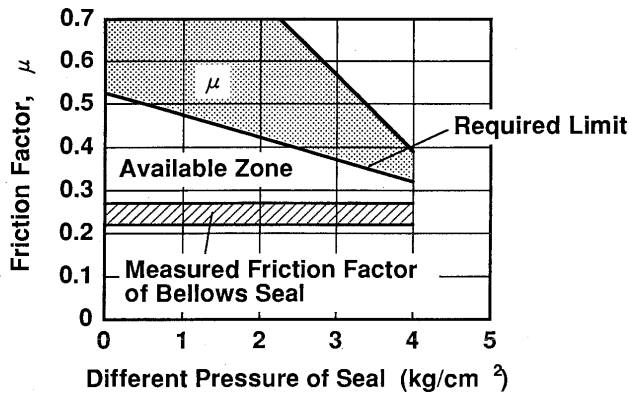


図5 ベローズシールに要求される摩擦係数

グ変形吸収機能が要求される。ハウジングの表面温度計測結果を用いたFEM熱変形解析と後述する高温組合せ試験での変位計測の結果、セラミック静止部品とハウジングの軸芯のずれは、インナーシュラウドの出口端部で半径方向0.5 mmであることが分かった。

このような、軸芯のずれが生じてでもセラミック静止部品間のシール性能とタービンロータ/シュラウドとのアライメントを維持するためには、シール支持構造体が半径方向にも柔軟性を有していることが求められる。シール支持構造体は図3に示すように、インナーシュラウドと当接するシールピースをボールベアリングを介してシール支持構造体に挟持することにより、半径方向に容易に移動可能とすることで軸芯のずれを吸収できる構造とした。

シール支持構造体に挟持したシールピースが滑動可能とするためには構造体とシールピース間を密封するベローズシールの摩擦力がハウジングの変形によってインナーシュラウド端部を持ち上げようとする力より小さくしなければならず、構造体とシールピース間の摩擦係数 μ が図5に示す要求値以下であることが必要である。摩擦係数 μ が図5に示す要求値以下であることを実験的に確認した後、シール構造体の変形吸収機能を確認するハウジング機能試験を実施した。ハウジングに機械的な強制傾きを付与し、そのときのローラ反力 F_T が、大きく変化しないことから、シールピースが半径方向に滑動し変位を吸収していると判断した。

また、後述のエンジンハウジングを用いたセラミック静止部品の高温組合せ試験においても、エンジンハウジング熱変形に追従し、シール支持構造体が設計どおり機能することを確認した。

3. セラミック静止部品の信頼性評価

図6に示すセラミック部品評価のフローにしたがい各評価ステップの内容について述べる。

3.1 部品試作・切出し強度試験

遠心応力が支配的なタービンロータに対し、セラミック静止部品の支配的応力は熱応力であり、主要静止部品

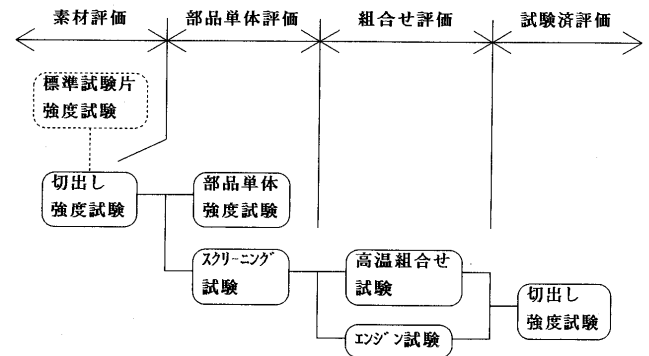


図6 セラミック部品評価フロー

は全て着火時の急加熱条件および定格運転条件の熱応力解析を行なった。バックプレート以外の部品は、エンジン起動時の急加熱が最も厳しい負荷条件となる。静疲労(SCG)メカニズムに基く寿命解析を実施し、要求寿命を満たすことを確認した後に部品試作を行なった。

セラミック静止部品から種々形状の試験片を切り出して、試験片の強度試験を実施し、成形時に欠陥等の問題がなく、材料本来の強度を有していることを確認した。図7にインナースクロールの切出し試験状況を示す。

3.2 単体強度試験

先に実施した熱応力解析により予測される最大熱応力の1.2倍の応力を機械的(静水圧荷重または局所荷重)に負荷するスクリーニング試験を部品毎に実施し、実部品形状での強度評価を行った。静水圧荷重によるスクリーニング試験の例としてインナースクロールサポートの例を以下に述べる。

インナースクロールサポートは図8に示すように起動時に最大熱応力が発生し、内部に圧力をかけることにより最大熱応力と同等の応力を負荷することができる。この解析結果を利用して図9に示す静水圧荷重によるスクリーニング試験治具を試作し、インナースクロールのスクリーニング試験を実施した。

スクリーニング試験をサバイバルした部品のみをアッセンブリーして次に述べる組合せ試験を実施した。

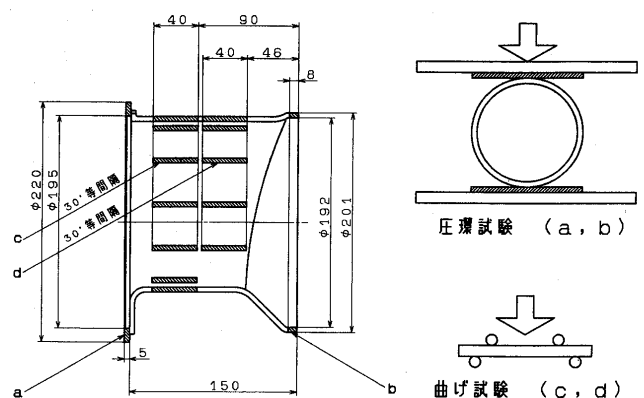


図7 インナースクロール切出し試験

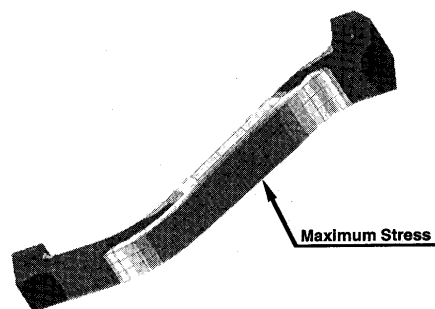


図8 インナースcrollサポート最大熱応力分布(起動時)

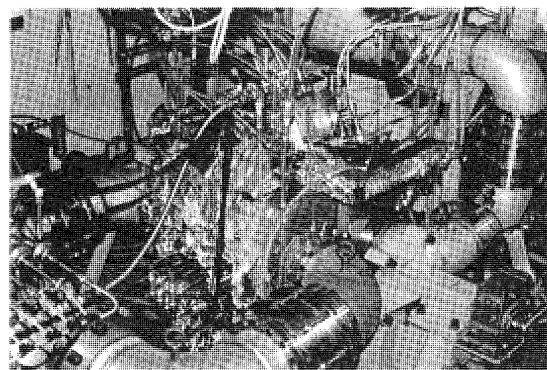


図11 ハウジング組合せ試験装置

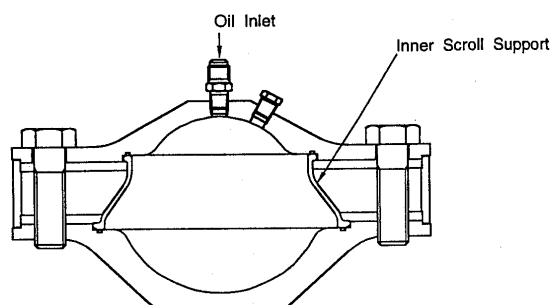


図9 インナースcrollサポートスクリーニング試験

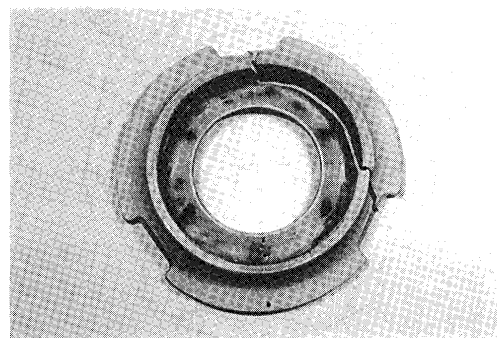


図12 バックプレートの損傷

3.3 静止部品組合せ試験

エンジン同等の高温環境下での強度信頼性と変形追従機能を評価するため、タービンロータを除く全てのセラミック静止部品とシール支持構造体を組合せた静止部品組合せ試験を実施した。第1ステップとしてガス温度1200°Cレベルで、熱応力の点で最も厳しい起動状態を模擬した急加熱試験200回と定格定常100時間の高温組合せ試験を行った。その結果、図10に示すようなセラミック静止部品の損傷が生じたが、角部面取りのR形状化、

隅部Rの大径化、耐酸化処理法の改良など、部品毎の対策を施し、再発を防止した。

引続き、ハウジング変形状態や、断熱特性などの試験環境をより実機レベルに近付けるため、高温組合せ試験装置本体に実機エンジンハウジングを用いる装置改修を行って、目標ガス温度である1350°Cでの高温組合せ試験と先に述べたシール支持構造体の高温下での機能確認試験を行った。図11にエンジンハウジングを用いた高温組

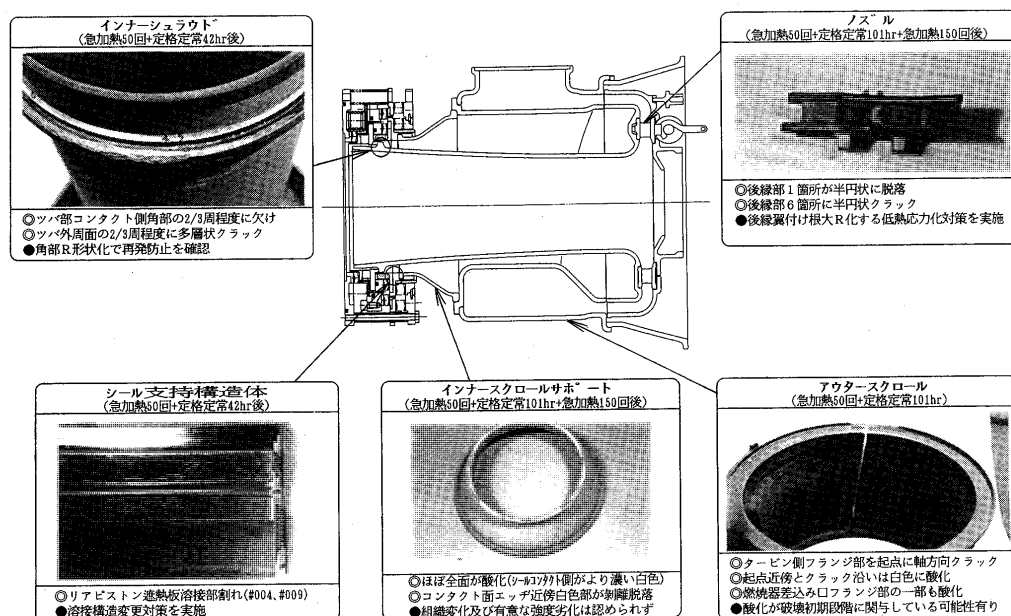


図10 1200°C高温組合せ試験で生じた代表的な損傷と対策

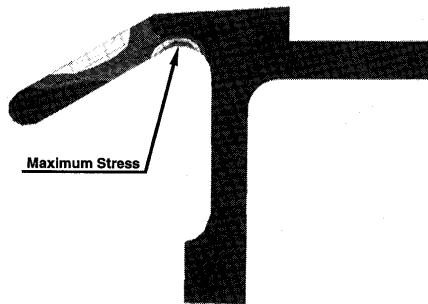


図13 バックプレート最大熱応力分布

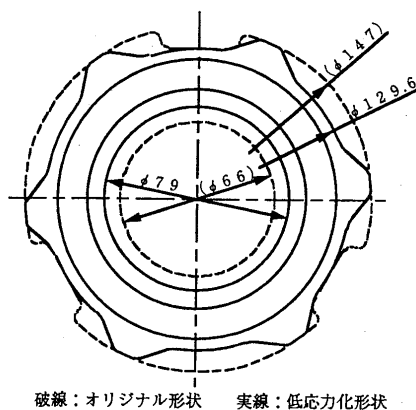


図14 低応力化バックプレート

合せ試験装置を示す。

以下に 1350°C 定格相当条件 100 時間の高温耐久試験で顕在化した損傷とその対策について述べる。

最終目標ガス温度 1350°C 定格相当条件 100 時間の耐久試験に先立ち、10 時間オーダーの 1350°C 高温試験を数回行った。この短時間の試験の過程で、窒化珪素製バックプレートとインナーシュラウドに損傷が発生したので対策を行った。

バックプレートは図12に示すように全体が破損するトラブルが数回に亘り発生した。詳細な破壊調査を行ったところ、破壊起点は全て同一で、傾斜面付け根の R 部であった。そこで、バックプレートに白金球の熱電対を埋め込んで温度分布を測定した。得られた温度分布は、設計当初推定した温度分布と大きく異なったため、測温データを用いた熱応力解析を改めて実施したところ、バックプレートに発生する熱応力は 300 MPa を越え、設計当初推定した値の 2 倍以上に達するばかりか、図13に示すように最大応力発生部が先の破壊起点と一致した。この最大応力を低減するため図14に示す設計変更を行い、その後実施した 1350°C 100 時間耐久試験に供試した。

一方、インナーシュラウドは、短時間で焼成面全面が白色に酸化した。この白色変色度合に従った重量増加も認められた他、ガスを排出する出口端部に図15に示すよ

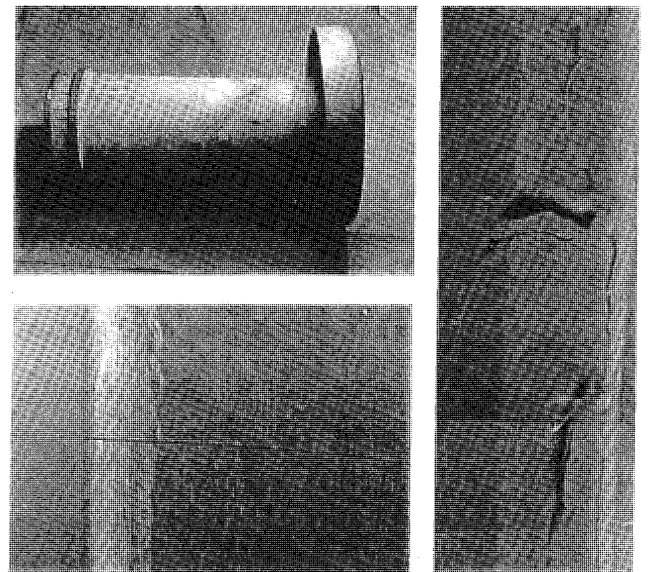


図15 インナーシュラウドの損傷

うな軸方向の長さ 30 mm を越える割れを生じた。この割れ損傷は、必ずしも再現しないため、原因を特定するに至っていないが、破損部近傍は酸化が著しく酸化層との境界にポーラスな層や内部クラックが観察されるため、焼成面の酸化が損傷に強く関与している可能性が示唆された。そこで、インナーシュラウドについては焼成面の耐酸化性向上のための材料面での改善を実施した。

以上のようなセラミック静止部品の損傷対策を行った後、1350°C 定格相当条件にて 100 時間の耐久試験を行った。その結果、前記したトラブルは全く再発しなかった。更に、100 時間試験後の主要セラミック静止部品から試験片を切り出して強度試験を行った結果、有意な強度変化は認められなかった。

また、100 時間耐久試験後、シール支持構造体の変形追従機能試験を行ったところ、シールピースの滑動性は若干低下したものの正常に機能することも確認した。

4. まとめ

セラミック静止部品の高温信頼性目標 (1350°C×100 時間、急加熱 200 回) 及び、セラミック静止構造の高温下でのハウジング変形追従機能目標を達成した。

参考文献

- (1) 佐々木, 和泉, 宗清: 第 11 回ガスタービン学会 秋期講演会講演論文集, (1996-11), p. 257
- (2) 和泉, 中沢, 稲葉, 佐々木, 赤井, 近藤, 宗清: 第 9 回ガスタービン学会 秋期講演会講演論文集, (1994-10), p. 39
- (3) Kaya, H. Izumi, T "Ceramic Matrix Composites Application in Automotive Gas Turbines". ASME Paper GT-96-348

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト

4. エンジン要素開発
(4) 燃 焼 器佐々木正史*¹
SASAKI Masafumi

キーワード: セラミック, 燃焼器, 予蒸発予混合燃焼, 希薄燃焼, 低公害燃焼器

1. まえがき

自動車用 CGT エンジンは国内ガソリン乗用車の排気規制 (10・15 モード) を, 触媒等の排気後処理装置無しで満足することが求められる。しかし, CGT では部分負荷燃費を維持するために高効率の熱交換器を備えるために燃焼器入口温度が 1050~1300 K と著しく高く, これによって Thermal-NO_x の生成が促進されるので, 上記目標を達成する上で NO_x の生成を抑止することが燃焼器にとっての重要な課題となる。そこで, 複数の燃焼方式のなかから予め燃料と空気を蒸発混合させて予混合気を形成し, 燃焼室内で希薄燃焼させることによって NO_x の生成を抑える予蒸発予混合希薄 (PPL) 燃焼方式を採用した。⁽¹⁾

本報においては, PPL 燃焼性能の改善から, 排気目標の達成, 燃焼器単体での耐久試験の結果, さらに PPL 燃焼性能改善方策の一環として実施した新型 PPL 燃焼器の開発経緯について報告する。^{(2)~(8)}

なお, 燃焼器は各社以下のような分担にて開発を行った。

- ①日産自動車(株) : PPL 燃焼器開発
取りまとめ
- ②(株)豊田中央研究所 : 燃料供給系の開発
流れ解析
新型燃焼器の開発
- ③(財)日本自動車研究所: 耐久試験
(TiTi; 1200°C)

2. PPL 燃焼器の改良

CGT 用に設計した PPL 燃焼器の基本コンセプトを図 1 に示す。排気熱を回収し 1050~1300 K に加熱された燃焼空気に燃料を噴霧し, 蒸発管内で空気と燃料を蒸発混合して希薄混合気を形成する。その希薄混合気を保炎器で保炎しながら主燃焼領域で燃焼させることによって燃焼温度を下げ, NO_x の生成を低減しようというものである。

この燃焼器の構造上の特徴は, PPL 燃焼用の燃料を供

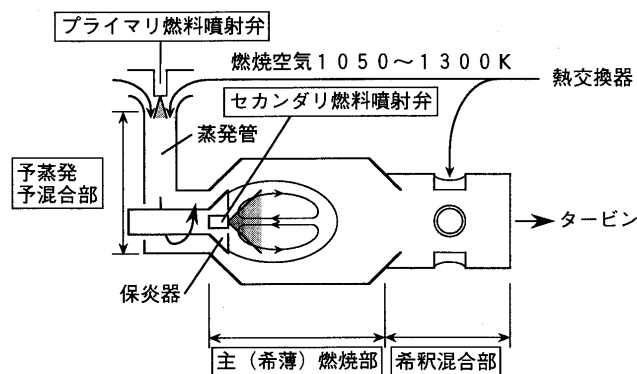


図1 基本コンセプト

給するプライマリ燃料噴射弁と蒸発管を, 各1本, 燃焼器中心軸に対してタンジェンシャルに配置していることである。これは実績のある単孔式エアアシスト噴射弁を使用することによって燃料噴射弁回りのトラブルを回避するとともに, 燃焼器の全高 (=エンジン全高) を抑え, 乗用車への搭載を考慮してとられたレイアウトである。

第2次設計 PPL 燃焼器 (PPL-2) の構造図を図2に示す。蒸発管を通り, 燃焼器中心軸に対して接線方向から流入する混合気を, 燃焼器軸方向の旋回流に変換するための旋回室を有することも, この燃焼器の特徴の一つである。また, 予蒸発管入口にスワロー, ルーバを設けることによって蒸発混合の促進を図った。

着火にはセラミック製のグロープラグを使用した。着火時には図に示すようにプラグを燃焼室内に挿入し, 着火後はプラグ先端の熱損傷を防ぐために, プラグを燃焼室から完全に引き抜く構造を採用した。

2.1 燃焼性能の改善

2.1.1 逆火性能の改善

CGT 用燃焼器では使用頻度のほとんどを占める 10・15 モードの最高負荷条件までを PPL 燃焼単独で運転し, それ以上の負荷領域では PPL 燃焼と拡散燃焼とを組み合わせた複合モード燃焼で運用される。

原稿受付 1997 年 6 月 23 日

* 1 日産自動車(株)総合研究所 〒237 横須賀市夏島町1番地
(前(財)日本自動車研究所へ出向)

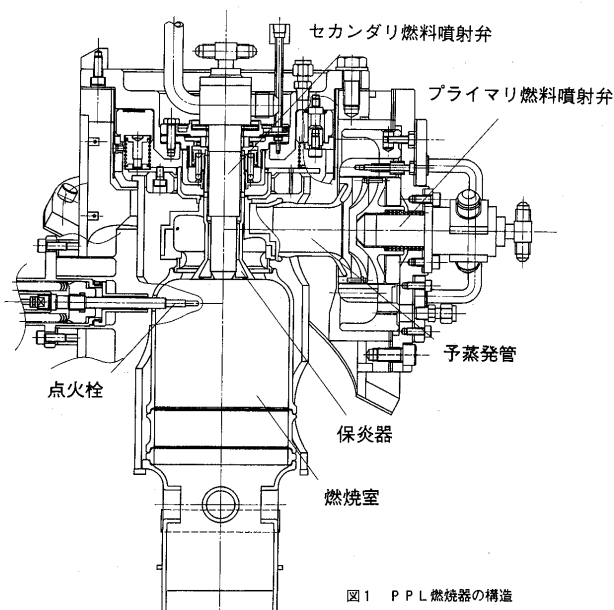


図1 PPL燃焼器の構造

図2 PPL 燃焼器の構造

図3にPPL燃焼時の燃焼器内部の様子を、燃焼器下流から撮影した写真で示す。PPL燃焼時にはガス燃焼状態となるため火炎はほとんど見えず、燃焼室上流の保炎器端面、さらにはその中心にセカンダリ燃料噴射弁の先端が見える。

PPL燃焼における最大の課題は逆火を抑止することである。第1次設計燃焼器(PPL-1)では旋回室形状を燃焼器中心軸と同軸形状にしていたため、旋回室内での旋回発生による圧力損失から1次燃焼領域に入る空気量が当初の設計値よりも少なくなっていたこと、旋回室出口の混合気流速(濃度)に分布が生じていたこと、等の理由により逆火特性が悪く、当初計画の安定燃焼範囲を確保できなかった。

そこで、保炎器の外側に形成される燃焼器入口環状流路に着目した。数値解析の結果、環状流路の外周壁面近傍は混合気濃度が比較的高く、また混合気の流速も比較的遅いことが分かった。従来の燃焼器であれば壁面近傍は温度が低下し、クエンチゾーンが形成されて燃焼室の

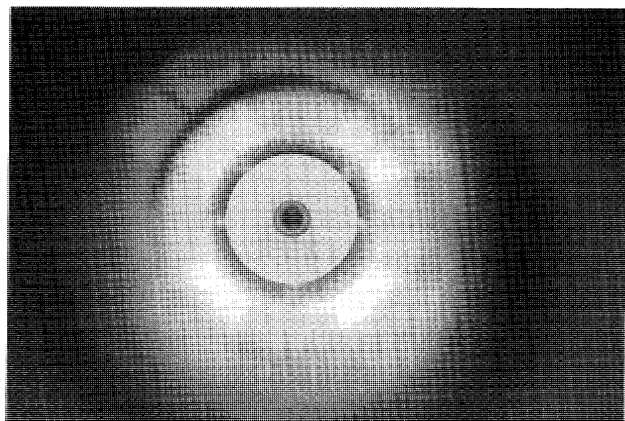


図3 PPL 燃焼時の火炎写真

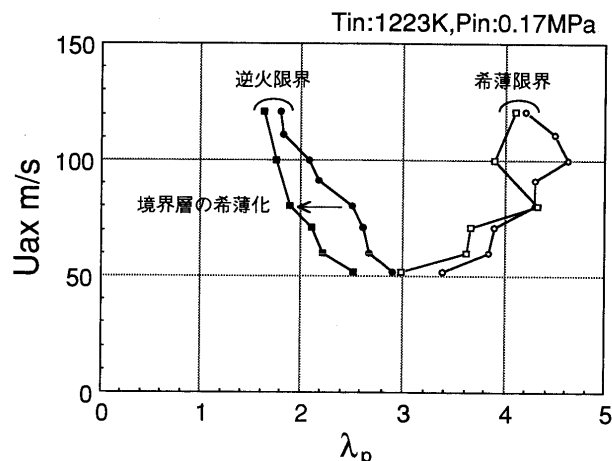


図4 境界層の希薄化と燃焼性能

火炎が上流に伝播するのをある程度防止できるが、1200°Cを越えるセラミック燃焼器壁面ではクエンチ効果は期待できない。そこで、環状流路の外周壁面境界層に外部から空気を導入することによって境界層付近の混合気を希薄化し、化学的なクエンチゾーンを形成することによる逆火の抑止を試みた。

境界層希薄化の有無によるPPL-1の燃焼性能を図4に示す。図は1次燃焼領域の空気過剰率 λ_p に対する、燃焼器入口の環状流路部における混合気の吹き出し流速 U_{ax} の関係を表すものである。この方法によって逆火性能を大幅に改善できることが明らかとなった。

PPL-1の燃焼試験の結果から明らかとなった問題点を抽出し、第2次設計燃焼器(PPL-2)を設計した。旋回室形状を同軸形状からスクロール形状にすることにより、旋回発生による圧力損失を低減して1次燃焼領域に流入する空気流量を増すと同時に、旋回室出口の混合気流速(濃度)の分布を低減した。また、保炎器形状の改良・最適化を行うことによって、環状流路出口の混合気流速(濃度)分布の一層の改善を図った。PPL-1でその効果を実証した境界層の希薄化策も最適化した上で盛り込んだ。これら、PPL-2に施された逆火改善の諸施策を図5に示す。これら諸施策によって逆火特性を大きく改善し、エンジン運転に必要な安定燃焼範囲を確保することができた。

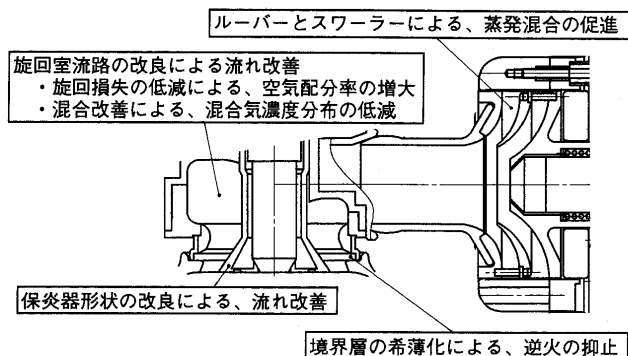


図5 逆火性能改善策

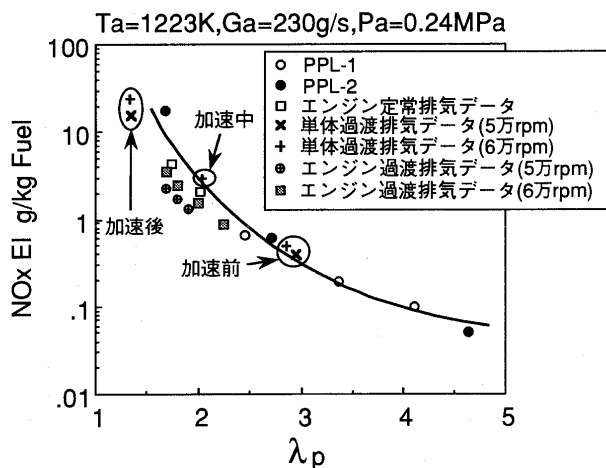


図6 排気試験結果

2.1.2 カーボン付着特性の改善

複合モード燃焼における最大の課題は燃焼器内部へのカーボン付着を抑止することである。PPL-2における燃焼試験の結果、複合モード燃焼時の燃焼器内部へのカーボン付着部位は、希薄燃焼室の内壁面と保炎器端面に限定されることが分かった。

まず、希釈空気孔穴面積の最適化、予蒸発流路形状の最適化によって1次燃焼領域へ入る空気の配分率を増し、1次燃焼領域を希薄化することによってライナ内壁へのカーボン付着を完全に排除した。その後、保炎器端面のカーボン付着部位を局部的に希薄化し、カーボン付着を完全に抑止した。その結果、設計条件を上回る厳しいエンジンの要求運転条件を満たす燃焼性能が得られた。

なお、エンジン実装状態における本PPL燃焼器の着火性能、圧力損失率、カーボン付着特性は、単体試験の結果と同等以上の性能であることが確認された。

2.2 排気性能の達成

PPL-2の定常燃焼試験の結果から、準定常条件では国内乗用車の10・15モード排気規制値を達成できる目処はついた。しかし、モード走行時には加速の際急激に空燃比の濃くなる点があり、そのような点では排気性能が悪化する恐れがあることから、規制値の達成を実証するためには最終的に過渡の運転条件をも含めた排気性能の実証が不可欠となった。

燃料流量の急増で加速条件を模擬する過渡燃焼試験を

表1 モード走行時の排気特性

使用燃料：灯油

	10・15モード規制平均値 g/km	CGT実験値 g/km
NO _x	0.25	0.15
CO	2.10	0.14
HC	0.25	0

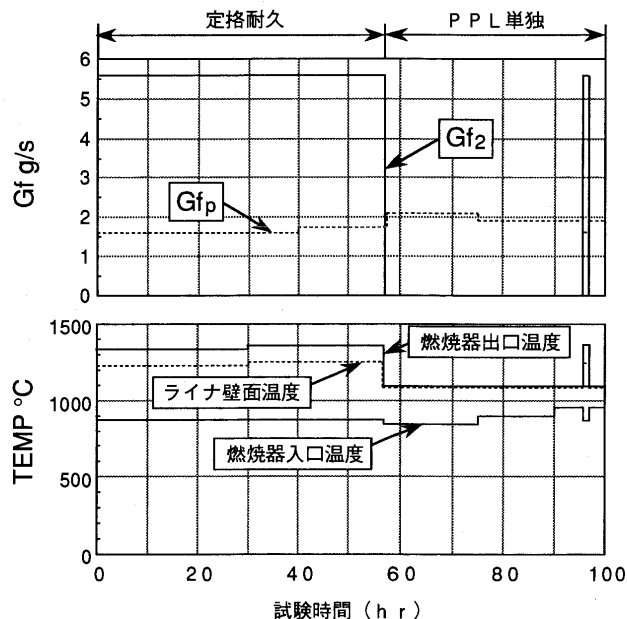


図7 耐久試験実績

実施し、過渡運転時の排気性能を測定した。

試験の結果、燃焼器単体の過渡排気特性は燃焼器単体の定常排気特性と同等となり、単体では過渡の排気特性を含めても排気規制値を達成できることが判明した。エンジンにおける過渡排気特性は他と同等特性ではあるものの、過渡排気分析計の特性により若干低い値となった。燃焼器単体、エンジンの各種排気試験結果を図6に示す。図は1次燃焼領域の空気過剰率 λ_p に対する、NO_x排出指数の関係を表すものである。

各種排気試験から明かとなったエンジンの排出特性を用いて10・15モード走行時の排気特性をまとめたものが表1である。NO_x排出量は規制平均値の0.25 g/kmに対して0.15 g/kmと、規制値を十分にクリアできることを確認し、CO、HCについても規制平均値を大きな余裕をもってクリアできることを確認した。

2.3 燃焼器耐久性実証

燃焼器を開発する上で燃焼性能の改善を行うことはもちろん、燃焼器部品の耐久性を実証することも大きな開発課題の一つである。TiT: 1200°Cレベルの50時間耐久試験では、燃焼器のセラミック部品、金属部品に損傷は見られなかったことから、最終的にTiT: 1350°Cレベルでの100時間耐久試験を実施した。

耐久試験時の条件推移を図7に示す。図中のGf_pはプライマリ燃料噴射弁からの燃料供給量を、Gf₂はセカンダリ燃料噴射弁からの燃料供給量を表している。当初100時間を全て定格(全負荷、TiT: 1350°C)条件で実施する予定だったが、55時間を経過して燃焼器を構成するセラミック部品、金属部品に一切損傷が見られなかったことから、燃焼室を構成するセラミック部品にとっては低温酸化が懸念されるPPL単独燃焼の最大負荷条件で残り45時間の耐久試験を実施した。その結果、100時間

を経過して燃焼器を構成するセラミック部品、金属部品に一切損傷は見られず、燃焼器部品の耐久性を実証できたものとする。

試験終了後、セラミック部品は切断して残留強度の確認試験、および表面酸化状態の SEM 観察に供した。その結果、有意な強度低下、有害な酸化状況は認められなかった。

3. 新型燃焼器（タンデム型 PPL 燃焼器）の開発

先にも述べたが PPL-2 (1) はプライマリ燃料噴射弁と蒸発管を、各 1 本、燃焼器中心軸に対してタンジェンシャルに配置していることから、燃焼室に流入する混合気に流速や濃度の分布を生じ易く、それが逆火要因の一つであると考えられた。そこで、プライマリ燃料噴射弁を含め、予蒸発領域を完全軸対称構造としたタンデム型 PPL (TPPL) 燃焼器を設計・試作し、燃焼試験に供試した。TPPL の構造を図 8 に示す。この燃焼器ではプライマリ燃料噴射弁は周方向 6 個の多孔ノズルで構成されている。

この TPPL を単体試験装置に組み込み、従来の PPL-2 との燃焼性能を比較した結果が図 9 である。図は燃焼器入口温度に対する逆火限界、吹き消え限界の全平均空気過剰率 λ_t を示すものであり、図中の PPL-2 FG とは PPL-2 の最終改良仕様の呼称である。また、 G_{anp} はプライマリ燃料噴射弁の燃料微粒化用空気供給量である。

TPPL は PPL-2 と比較して逆火特性が大幅に改善され、なおかつ吹き消え特性についても良好な特性を示すことが明かとなった。これによって今後の PPL 燃焼器開発の一つの方向性が示されたものとする。

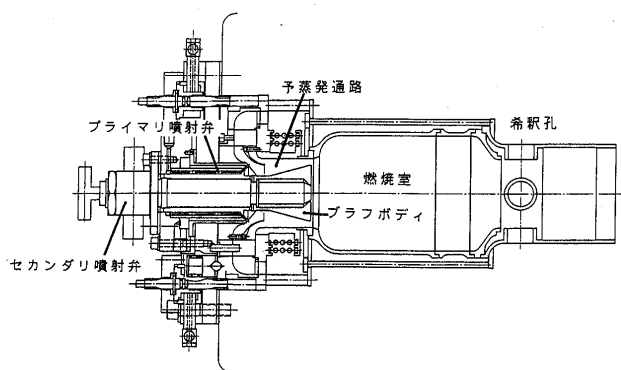


図 8 タンデム型 PPL 燃焼器の構造

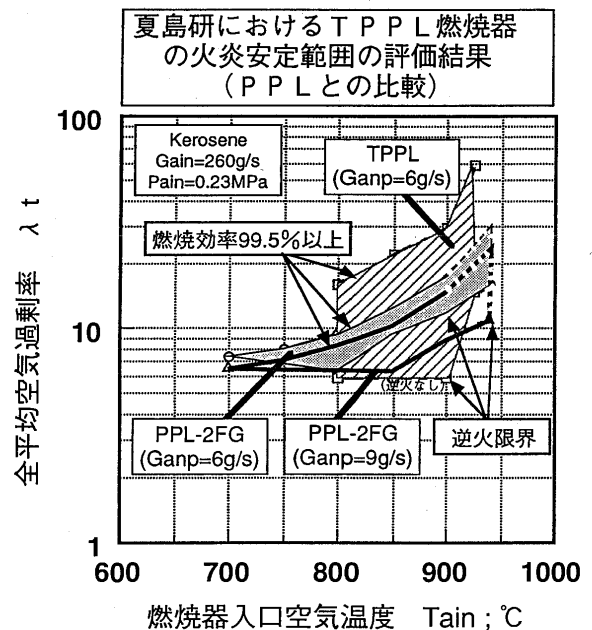


図 9 T-PPL と PPL の燃焼性能

4. まとめ

以上述べてきた CGT 用燃焼器の開発結果についてまとめると、

- ① PPL 燃焼方式を採用しつつ、逆火抑止、カーボン付着特性改善など燃焼性能改善を行うことによって、当初計画の燃焼性能を達成できた。
- ② 国内ガソリン乗用車の 10・15 モード排気規制値を、排気後処理装置無しで余裕をもって達成できることを確認した。
- ③ 燃焼器関連部品の、TiT: 1350°C レベルでの 100 時間部品耐久性を実証できた。
- ④ タンデム型 PPL 燃焼方式を採用することによって、PPL 燃焼性能（特に逆火特性）を大幅に改善できることが示された。

参考文献

- (1) Sasaki, M., Kumakura, H., Suzuki, D., ASME PAPER 91-GT-369
- (2) Sasaki, M., Kumakura, H., Suzuki, D., Sugiyama, K., Ohkubo, Y. ASME PAPER 93-GT-63
- (3) Sasaki, M., Kumakura, H., Suzuki, D., Ichikawa, H. ASME PAPER 94-GT-33
- (4) Sasaki, M., Kumakura, H., Suzuki, D., Ichikawa, H., Ohkubo, Y., Yoshida, Y. ASME PAPER 96-GT-119
- (5) Sasaki, M., Kumakura, H., Ichikawa, H., Ohkubo, Y., Yoshida, Y. ASME PAPER 97-GT-462
- (6) 大久保陽一郎, 井戸田芳典, GTSJ 学会誌, Vol. 24, No. 93, 1996, pp. 73-77
- (7) 大久保陽一郎, 井戸田芳典, GTSJ 学会誌, Vol. 24, No. 93, 1996, pp. 78-83
- (8) 大久保陽一郎, 井戸田芳典, 野村佳洋, 第 11 回ガスタービン秋季講演会講演論文集, pp. 205

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト

4. エンジン要素開発
(5) 熱交換器中沢 則雄*¹
NAKAZAWA Norio

1. まえがき

エンジンの開発目標を達成するために各要素仕様の最適化とエンジン基本設計によって設定された熱交換器への要求性能と基本構造に基づき、回転蓄熱式熱交換器を開発した。本熱交換器はセラミックハニカム製蓄熱コア、高压空気と低压ガス間の漏れを抑えるシール部品およびコアを回転させる駆動系で構成し、目標の性能値を達成するとともに耐久性と耐熱性についても実証した。

2. 熱交換器開発目標と構造

熱交換器に要求されているエンジン作動点3条件の性能と耐久性および耐熱性を示す最高入口ガス温度を表1に示す。エンジンの性能に影響する重要なパラメータとして温度効率、空気漏れ率(漏れ量/全流量)および圧力損失率の目標値が規定され、耐久性については定格条件100 hrを実証目標としている。またエンジンの特性上熱交換器入口すなわちタービン出口のガス温度が部分負荷で上昇し、軽負荷でのエンジン性能向上のためには1100℃レベルが望ましく、エンジン性能目標点には入っていないが耐熱性の可能性追求の目標として設定している。

図1が熱交換器の構造でありエンジンの中心軸に対称に2ユニットが両側面に装着され、回転方向は同一であるが対称のためそれぞれのコアとシールとの相対的な回転方向は逆となる。エンジンの中心寄りが高温側であるが、高压低温空気の入口の雰囲気コアの全外周を覆っており、高温側には高压と低压通路を仕切るΘ型のインナーシールを、また低温側にはD型の OUTERシールを設けている。蓄熱ハニカムコアは耐熱ゴムを介して接着しているリングギアにより駆動し、シールはコアと摺動するとともにハウジング側とはダイヤフラムを介して接触し高压空気の漏れを抑えている。図2にコアとシールの構成を示す。

インナーシールの空気漏れ特性に大きな影響を及ぼす要因としてハウジングの熱変形があり、エンジンの基本設計の段階でハウジングとインナーシールの間に金属ベローズで構成し熱変形を吸収するシール座とシール相手面の平面度を保持する窒化珪素セラミック製のプラット

表1 開発目標(片側1ユニット)

項目		最大出力点 (NT: 10万rpm)	最良燃費点 (NT: 10万rpm)	最良燃費点 (NT: 9万rpm)
条件	ガス側入口温度	℃	950	974
	入口流量	g/s	230	200
	空気側入口流量	g/s	224	196
	入口圧力	kPa	500	440
目標	温度効率	%	92.5	93.4
	空気漏れ率	%	5.4	5.6
	ガス側圧力損失率	%	6.6	5.8
	空気側圧力損失率	%	0.27	0.31
標	耐久性	hr	100	—
	最高入口ガス温度	1100℃	NT: エンジン回転数	

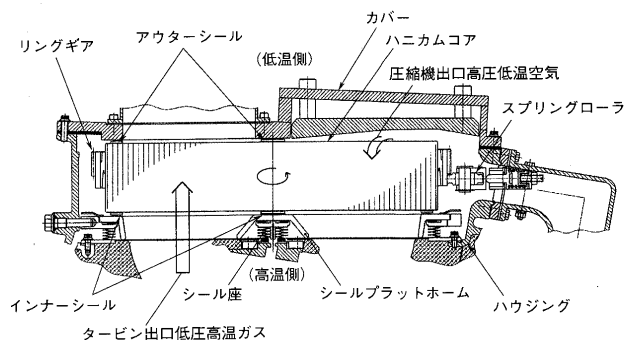


図1 熱交換器部の構造

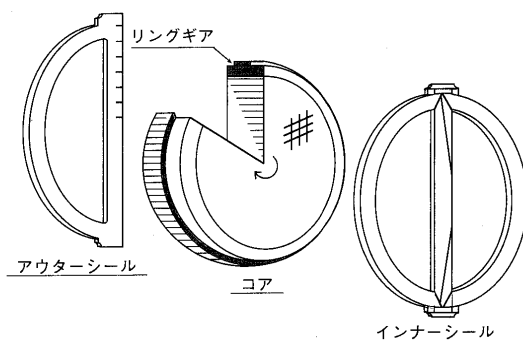


図2 コアとシールの構成

ホームを設ける構造を採用している。表1の空気漏れ率の目標値には上記のシール座とプラットホームおよびハウジング間の漏れも含まれている。

3. 開発の進め方

開発業務をJARIと自動車各社内の複数のチームで分担するので、図3のように区分けして開発を推進する体

原稿受付 1997年6月20日

* 1 三菱自動車工業(株) 〒146 東京都大田区下丸子4-21-1
(前(株)日本自動車研究所へ出向)

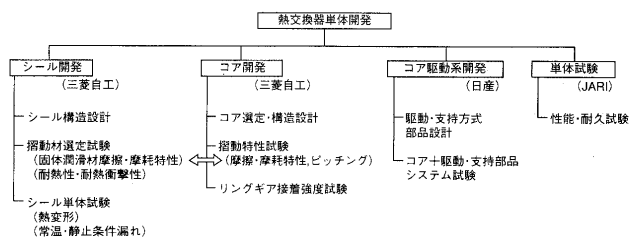


図3 開発業務の区分けと分担

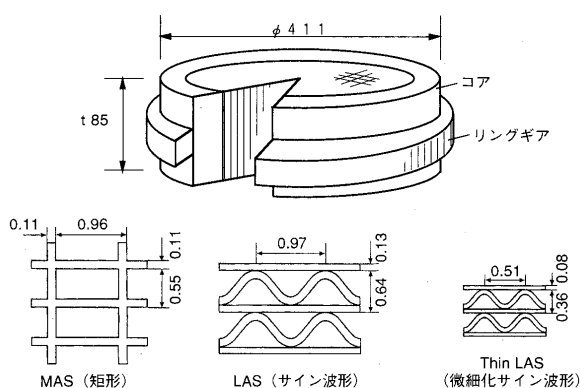


図4 コアの構造(mm)

制とした。各開発チームには専用の試験装置を設け個々の構成部品に要求される、機能、耐熱性、摺動特性、性能、耐久性などの基本特性を把握し設計仕様を固め材料を選定して、それ等を反映した熱交換器の1ユニットの単体試験により評価し改良を進めた。シールとコアの開発の中で特に重要な摺動特性評価は共通の試験装置により摺動テストピースと専用の小型のコアを使って試験評価を実施した。

4. コアの開発

コアは最高1100°Cのガスに耐えるとともに低温空気側との温度差1000°Cレベルの温度勾配を受けることから、従来から本用途に使われてきている低熱膨張率で耐熱性と耐食性に優れ適度な強度を持つ酸化物系セラミック材料製コアを使用することとした。コアを製造するメーカーは限られており、現在入手可能なコア材料はMAS (2 MgO・2 Al₂O₃・5 SiO₂, コージェライト), LAS (Li₂O・Al₂O₃・4 SiO₂, β-スποジューメン), AS (Al₂O₃・4 SiO₂, ムライト)の3種類であるが、本開発では比較的強度が高いMASとLAS製コアを採用した。コアの基本寸法とハニカムを構成するセルの形状を図4に示す。

LAS材のコアは波型のシートを原料液に浸して巻き取り成形の上焼成する手法により、米国コーニング社が製作しているタイプであり、薄いシートを使ったより小さい波型をThin LASと呼称している。一方MAS材のコアは格子状ハニカムセルを原料から押し出し成形し焼成したブロックを接合する手法により、日本ガイシが製作しているタイプである。それぞれのセル形状での温度効率の予測解析値はLAS材コアで目標値レベル、セル

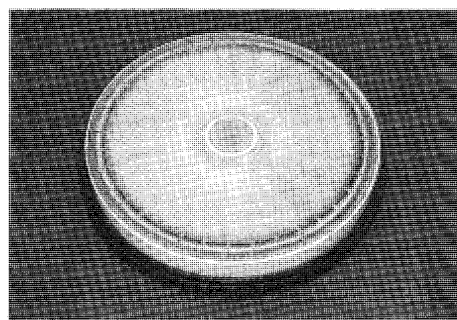
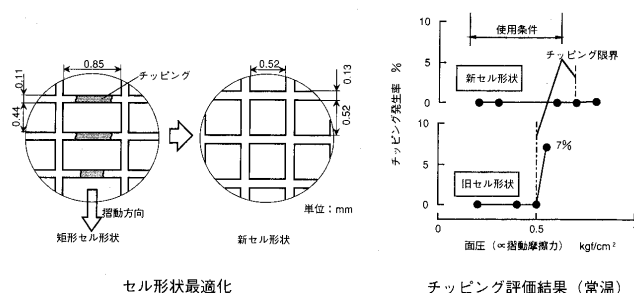
図5 単体試験供試後のThin LASコア
(入口ガス温度：～1020°C)

図6 セル形状の最適化と評価結果

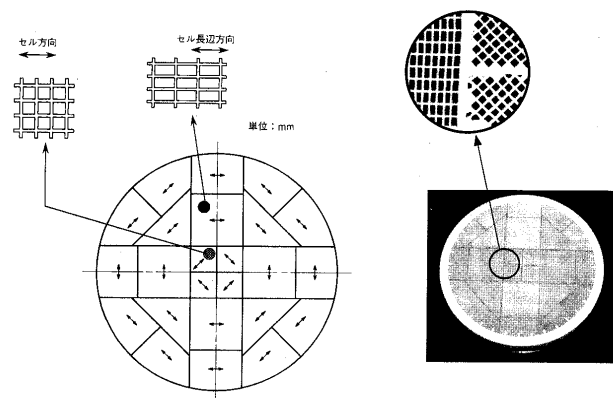


図7 新設計 MAS コア

の密度のより高いThin LAS材コアとセルが矩形の有効面積のより大きいMAS材コアはさらに2ポイント程度高い。

コアの外周部は低温の高圧側入口空気で覆われていることから、コア外径近傍のシール摺動部で半径方向の温度勾配によるフープ応力が発生する。この応力緩和のためには外周から半径方向のスロットを設けるのが有効であり、スロットの数と長さを熱応力解析により最適化を図った。図5に36ヶのスロットを設け入口ガス温度1020°Cの試験に供したThin LAS材コアを示す。

MAS材コアは矩形セルの長辺方向が摺動方向に対して直角に近づくセル表面先端の壁が欠ける（チッピング）ことから、後述する摺動試験装置を使って対策を進めた。図6にコアの性能を確保した上でチッピングに対する強度を向上させた新正方形セルの評価結果を示す。

新正方形セルでチッピングの発生する限界面圧が向上し使用面圧条件を上まわることが確認されたことから、従来の矩形セルと組み合わせるコアの構造を採用することとした。図7に示すように新MAS設計構造は従来型セルを長辺が摺動方向に対してほぼ45°以下になるよう周方向に配置し、中心部のみに正方形セルを採用しチッピングが発生する問題は解決した。

5. シールの開発

シールはコアと摺動しながらその裏面はハウジング側と接してコア外周高圧雰囲気および半円断面の高圧通路から低圧流路への空気漏れを抑える機能を持ち、特に高温側となるインナーシールの開発課題が多い。図8にインナーシールの構造を示す。中央の高圧と低圧通路の仕切部となるクロスアーム部と外周のリム部との温度差が大きいため、それぞれに分割し独立させた組立構造とすることによりシール全体の熱変形を低減している。一方温度レベルが低くクロスアームとリム部の温度差の小さいアウターシールは一体構造としている。シールの断面は図8に示すように耐熱金属の基板にハウジングのプラットフォーム側には耐熱金属ダイヤフラムを接合し、コアとの摺動面には固体潤滑材をプラズマ溶射により被覆する構造である。

コアとの摺動部には最高1100°Cの燃焼ガスに接する部分と低温空気側の雰囲気に近い部分とあり、被覆する固体潤滑材は基礎試験として摩擦・摩耗特性、耐熱性・耐熱衝撃性を評価し、それぞれの部位に最適の材料を選定した。図9に摺動試験装置の構造を示す。ヒータ付きの容器の内部のテスト用コアをモータにより駆動し、ス

プリングからの荷重を固体潤滑材を被覆した摺動試験片に加えてコアに圧着し、最高1200°Cの雰囲気までの摺動特性を計測する。図10は高温摺動部に採用した材料のNiO・BaTiO₃の摩擦・摩耗特性であり、500~1100°Cで摩擦係数が低く、摩耗速度は900°C以上で極めて低い。なおシールの低温部にはCu・NaF、中温部にはNiO・CaF₂の固体潤滑材を採用している。

6. コア駆動系開発

エンジン両側面のコアはハウジングの前端に装着した油圧モータからの左右2本の回転軸に連結するピニオンギヤによって駆動される(図11)。コアとピニオンギヤおよび外周でコアを支持するローラの配置を図12に示す。ピニオンギヤの駆動反力は固定ローラとスプリングローラがリングギヤと同心にある外周面で受け、コアの位置を保持している。なおスプリングローラは過大な荷重が発生した場合にその荷重を吸収しコアを保護する。

ピニオンギヤ、リングギヤおよび支持ローラは低温高圧空気の雰囲気ではあるが、温度は200°Cレベルの無給

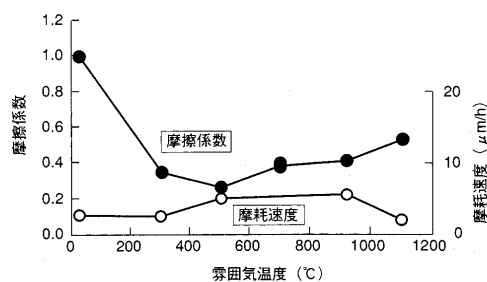


図10 高温用シール摺動材(NiO・BaTiO₃)の摺動特性

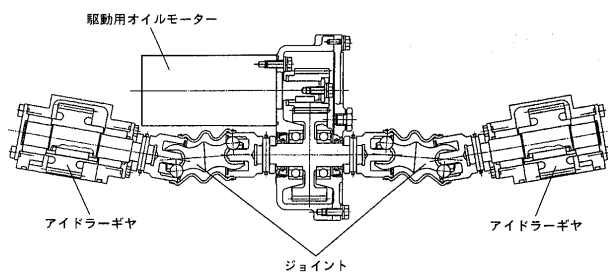


図11 コア駆動軸系

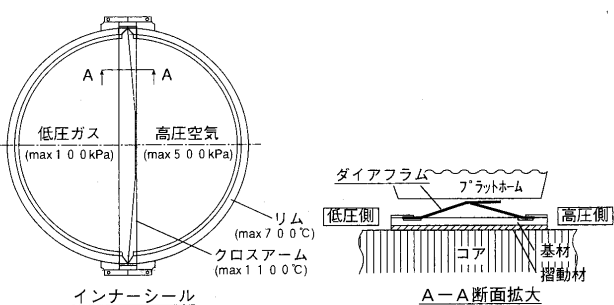


図8 シールの構造

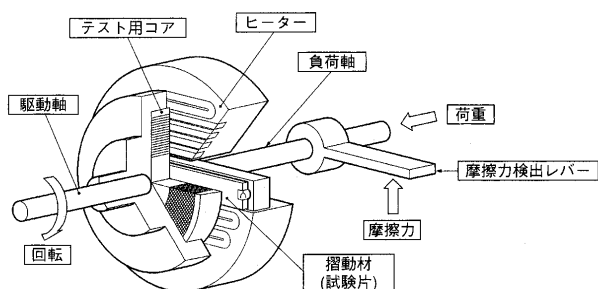


図9 摺動試験装置

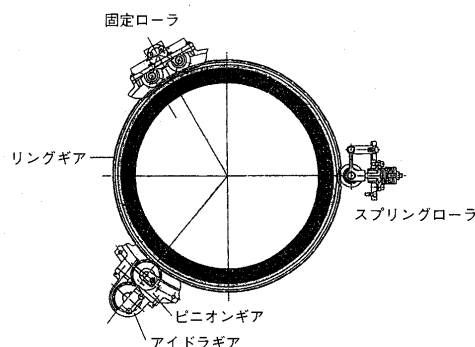


図12 コア駆動支持系

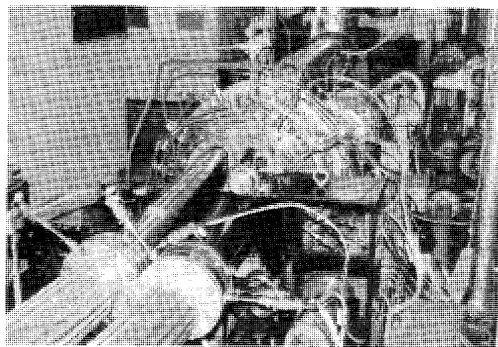


図 13 単体性能試験装置

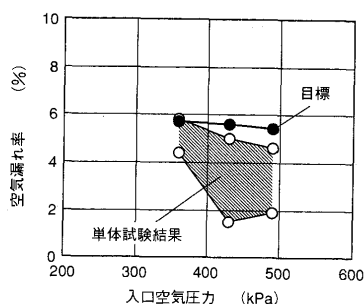


図 14 シール性能評価結果

油条件となり、ギヤ表面は窒化処理しローラの軸受にはカーボンを主成分とするブッシュを採用した。コアと駆動軸・駆動支持系を専用のハウジングにエンジンと同一構造で組み付け、コアの雰囲気気をエンジン条件に合わせ定格の 20 rpm で耐久試験を実施した。累計 500 hr の試験でギヤ歯面とローラ軸受部の耐摩耗性を評価し耐久性を確認した。

7. 単体試験評価

熱交換器の単体試験装置を図 13 に示す。エンジンと同一構造にコア・シールを組み付け、低温の燃焼ガスと低温の高圧空気を供給し、それぞれの通路のコアの上・下流において温度分布、圧力分布、流量を計測し温度効率、漏れ、圧力損失等の性能を評価している。装置ハウジングにシール座とシールプラットホームをエンジンと同様に装着しそれ等部品間の漏れ性能の評価改良も併せて実施している。なおエンジン両側面の熱交換器のコアは共通だが回転方向が反対であり、シール部品も対称形となるので本装置では駆動ピニオンギヤの周方向の位置を変え両回転方向の試験に対応している。

最終仕様のシール漏れ性能の試験評価結果を図 14 に示す。3 作動点での目標の漏れ率をクリアしており、摺動面の慣らし効果等により 2% レベルの漏れ率のポテンシャルが有ることを示している。図 15 は温度効率の試験評価結果であり LAS 材コアで目標値レベルが得られ、Thin LAS 材コアと MAS 材コアはさらに 1~1.4 ポイ

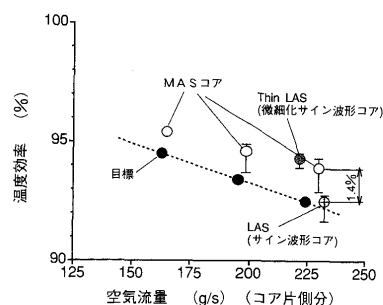
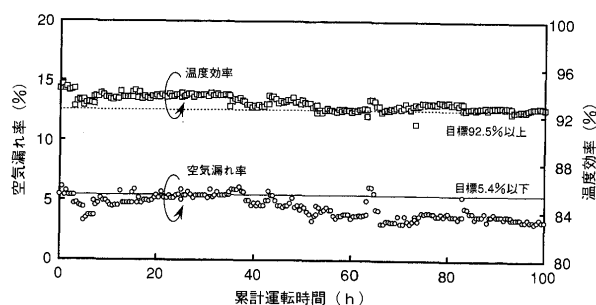


図 15 温度効率の評価結果

図 16 定格 100 時間評価結果
(効率と空気漏れ率の経時変化)

ント向上している。なお圧力損失率も目標値以下が得られている。なお以上の性能試験でのコアの回転数は 20 rpm である。

耐久性については最大出力条件 (定格点) で 13 回の着火停止を含む 100 hr の評価を LAS 材コアを使って実施し、その間性能は目標値をクリアしたレベルから劣化することなく (図 16)、また評価後の供試体も健全であった。またガス入口温度 1000°C, 1050°C さらには 1100°C での試験を順次実施し、コアにクラック等の問題もなく目標の耐熱性を確認した。

8. 成果と今後の課題

エンジンの開発目標達成のために熱交換器に要求された性能値および耐久性と耐熱性実証の全ての目標項目を達成することができた。1000°C 以上のトライボロジ等の従来技術の延長では扱えない高い目標であったが、基礎試験からの評価の積み上げにより個々の課題を明確化して解決を図り、多くの技術蓄積を得ることができた。今後は各部品の耐熱性と信頼性を保持しながらより低コストの材料と製造プロセスの開発が課題である。

参考文献

- (1) Y. Akao, et al. Development of a Regenerator for the 100kW Automotive CGT, 95-YOKOHAMA-IGTC-38 (1995).
- (2) 赤尾ほか, 自動車用 100 kW WCGT の回転蓄熱式熱交換器の開発, 第 25 回ガスタービン定期講演会講演論文集 (1997.5), 205~210.

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト

4. エンジン要素開発
(6) 制 御 系渡辺 厚^{*1}

WATANABE Atusi

1. 制御システム

セラミックガスタービン (CGT) の優れたポテンシャルを自動車用動力源として実現するためにはエンジンを常に最適な状態で運転し、車輛に要求される加減速に追従できる最適制御系の開発が必要となる。エンジンを最適制御するためには回転数、温度、圧力などのエンジン作動状態を検出し、燃料流量信号や VIGV (Variable Inlet Guide Vane) などの可変機構制御信号を出力する多入力多出力制御系が必要となる。本プロジェクトで計画した 100 kW 1 軸式 CGT エンジンを搭載した車両の制御システムを図 1 に示す。CGT エンジンに搭載するコントローラの入出力信号を表 1 に示す。コントローラはアクセルペダル開度による要求出力と、エンジン各部の温度、圧力から把握されるエンジン作動状態より、エンジンの燃費率と応答性が最適になるように燃料流量と可変機構及び CVT (Continuously Variable Transmis-

sion) の減速比を総合制御するよう計画した。

表 1 コントローラの入出力信号

コントローラのインプット	
エンジン関係	
温度	T_0, T_5, T_{10}
圧力	P_3
回転数	N_1
VG 位置 (ワイドバック位置)	VIGV, 燃料器の VG
駆動系関係	
回転数	N_p, N_{cl}
車両関係	
アクセル開度	θ_{acc}
キースイッチ	Key
ブレーキ	Brake
コントローラのアウトプット	
エンジン関係	
燃料流量	G_f
VIGV 開度	α_{igv}
燃料器 VG	α_{cc}
スタータ	Starter
エキサイタ	Exciter
駆動系関係	
変速比	S_{cl}

(添字は図 1 中の番号に対応する)

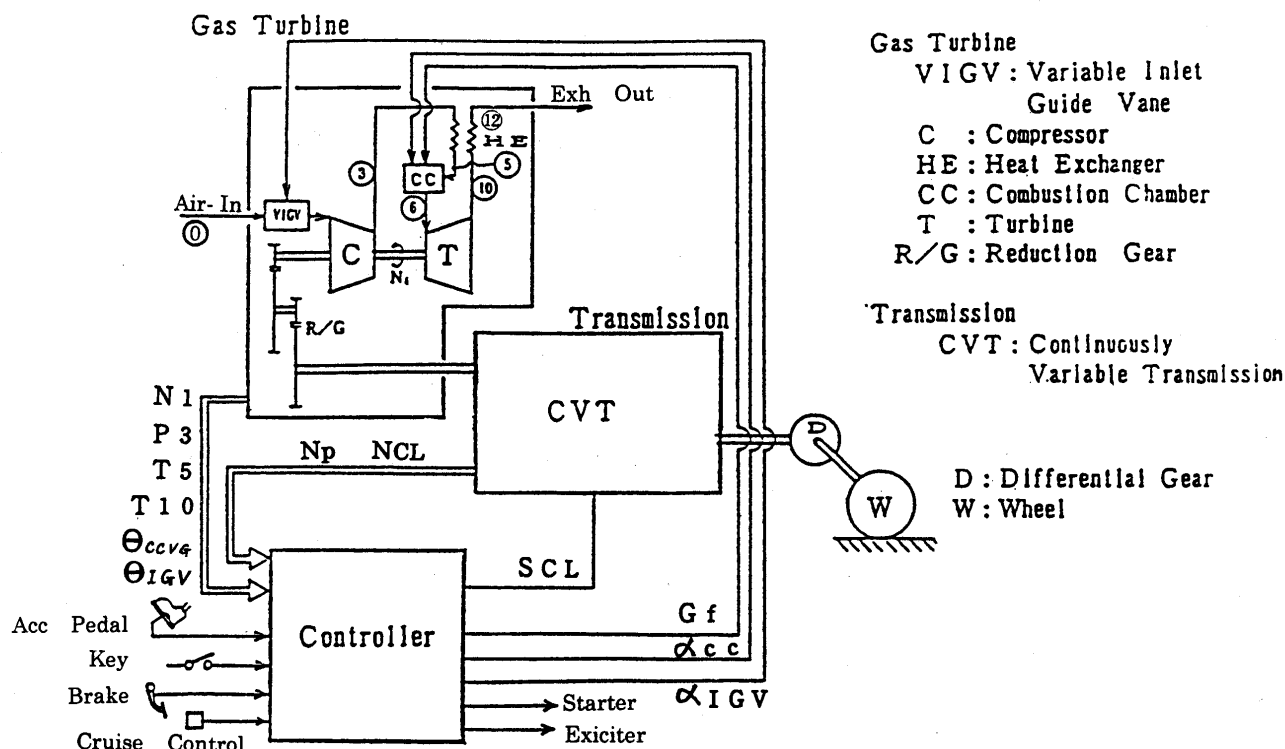


図 1 1 軸式 CGT 制御システム

原稿受付 1997 年 6 月 24 日

* 1 トヨタ自動車(株)東富士研究所 〒410-11 静岡県裾野市御宿 1200
(前(株)日本自動車研究所へ出向)

2. エンジン動特性のシミュレーション

CGT エンジンの動特性を予測し、その特性を基に車両の要求走行性能を達成できる制御システムを設計するために、図2に示す熱交換器の動特性を考慮したエンジンシミュレーションプログラムを作成した。これを車両走行シミュレーションプログラムと結合することにより、CGT エンジンを搭載した車両の動特性を計算できるシミュレーションプログラムを開発し10-15モード走行時のエンジン特性を計算した。シミュレーション計算に用いた車両諸元を表2に示す。エンジン作動条件はアイドル回転数=40000 (rpm)、タービン入口の最高温度=1350 (°C) とした。10モード走行の計算結果例を図3に、その時のモード走行燃費を表3に示す。

このシミュレーションプログラムを用いてエンジンを最適制御するための制御則を開発し、その制御則をコントローラに組み込んで、エンジン作動試験により性能を把握しさらに改良を加えた。

開発したシミュレーションプログラムによりモード走行時のエンジン各部の特性を定量的に把握できたので、これを用いてエンジンの排気ガス評価試験の条件を決定した。その結果を表4に示す。

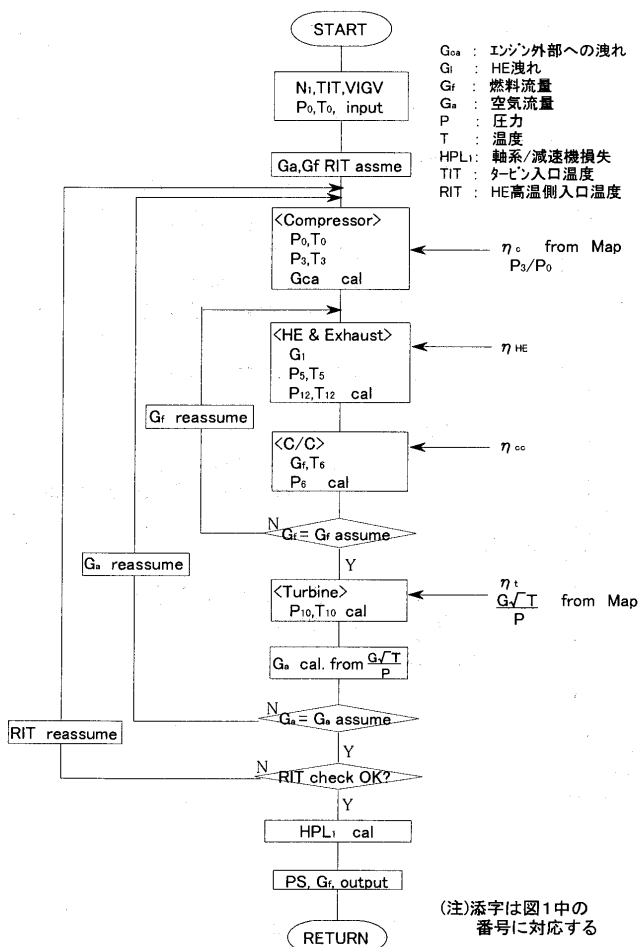


図2 エンジンシミュレーションプログラム

表2 車両諸元

項 目		
車両重量	1 2 5 0	kg
前面投影面積	1. 7 5	m ²
減速比	1 8. 3 1 6	
ホイール半径	0. 2 8 3	m
慣性モーメント	エンジン出力軸	0. 0 2 7 kg・m・S ²
	ホイール	0. 3 5 kg・m・S ²

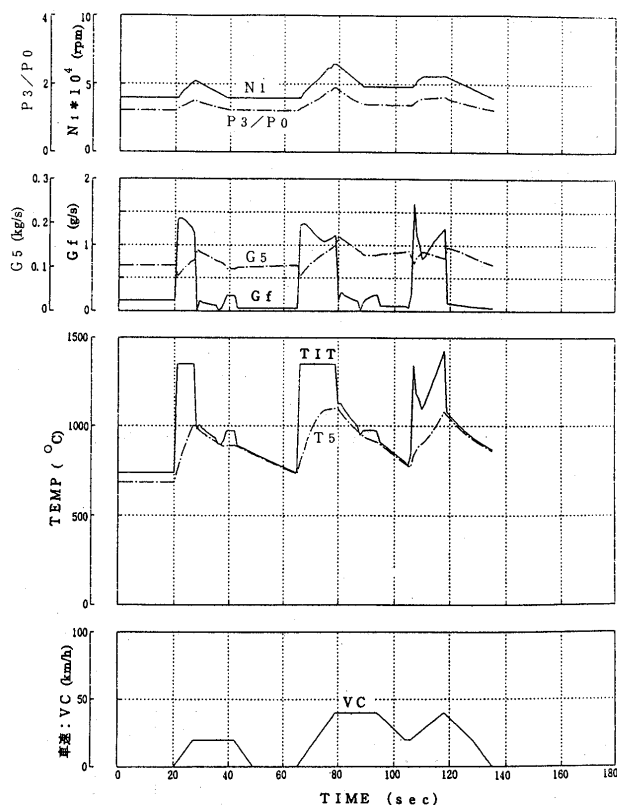


図3 10モード走行シミュレーション結果

表3 モード走行燃費

	燃費 (Km/ℓ)	燃料消費量 (g)	走行距離 (Km)
10モード	10. 87	50. 10	0. 664
15モード	17. 99	99. 05	2. 173
10-15	13. 70	249. 35	4. 165

表4 15モードシミュレーション計算
(0 → 50 m/h, @time=65 → 82 sec)

time(sec)	V(km/h)	Ni(rpm)	TQ3(kg.m)	TIT(°C)	Ga(kg/sec)	Gf(g/sec)	A/F(-)	VIGV(deg)
63	0.00	50000	0.7134	630.0	0.1383	0.2494	554.5	40
64	0.00	50000	0.7134	630.0	0.1383	0.2494	554.5	40
65	2.78	50000	0.7537	829.4	0.1415	0.8978	157.6	0
66	5.56	50000	1.0228	901.1	0.1378	1.0277	134.1	0
67	8.33	50000	1.3318	991.6	0.1338	1.1967	111.8	0
68	11.11	50000	1.6508	1087.7	0.1297	1.3578	95.5	0
69	13.89	50000	2.0301	1278.3	0.1220	1.7514	69.7	0
70	16.67	51460	2.2963	1412.0	0.1212	2.0041	60.5	0

(注)添字は図1中の番号に対応する

3. コントローラ

CGT エンジンを搭載した車輛の走行燃費と加速性能を両立させるために、先に開発したシミュレーションプログラムを用いて、エンジンと CVT を制御するコントローラを設計、試作した。このコントローラのブロックダイアグラムを図4に示す。コントローラの電源電圧は+12 V, CPU は Intel 8096 を用い、入力点数はアナログ入力 24 点, デジタル入力 19 点, アナログ出力 20 点, デジタル出力 48 点である。使用したソフトウェアは開発時間の短縮のため高級言語 PLM 96 を用いた。

燃料調量器は Duty 弁で構成した。燃料のプライマリノズルとセカンダリノズルに流す燃料流量をそれぞれの調量器で制御した。セカンダリ調量器の特性を図5に示す。この結果より精度、応答性とも実車で使用可能なレベルにあることを確認した。

本エンジンは VIGV を有している。アイドル近傍で VIGV を閉じてエンジンの回転数を高回転に保ち、燃料消費の増大を防ぐと共に、エンジン出力の応答性を向上させる方法を検討した。VIGV を駆動するためのアクチュエータは油圧シリンダで、スプール弁により位置制御を行った。その特性を図6に示す。

CVT の開発はプロジェクトの途中凍結されたので、CVT の制御系についても開発を中断した。

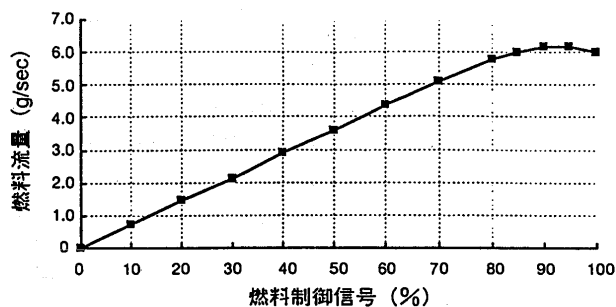


図5 燃料調量器流量特性

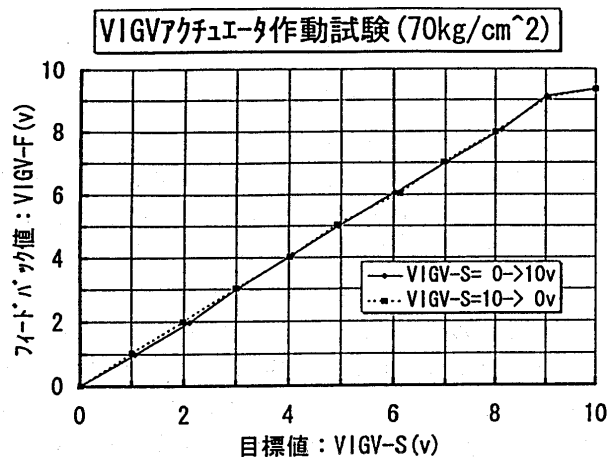


図6 VIGV アクチュエータ作動特性

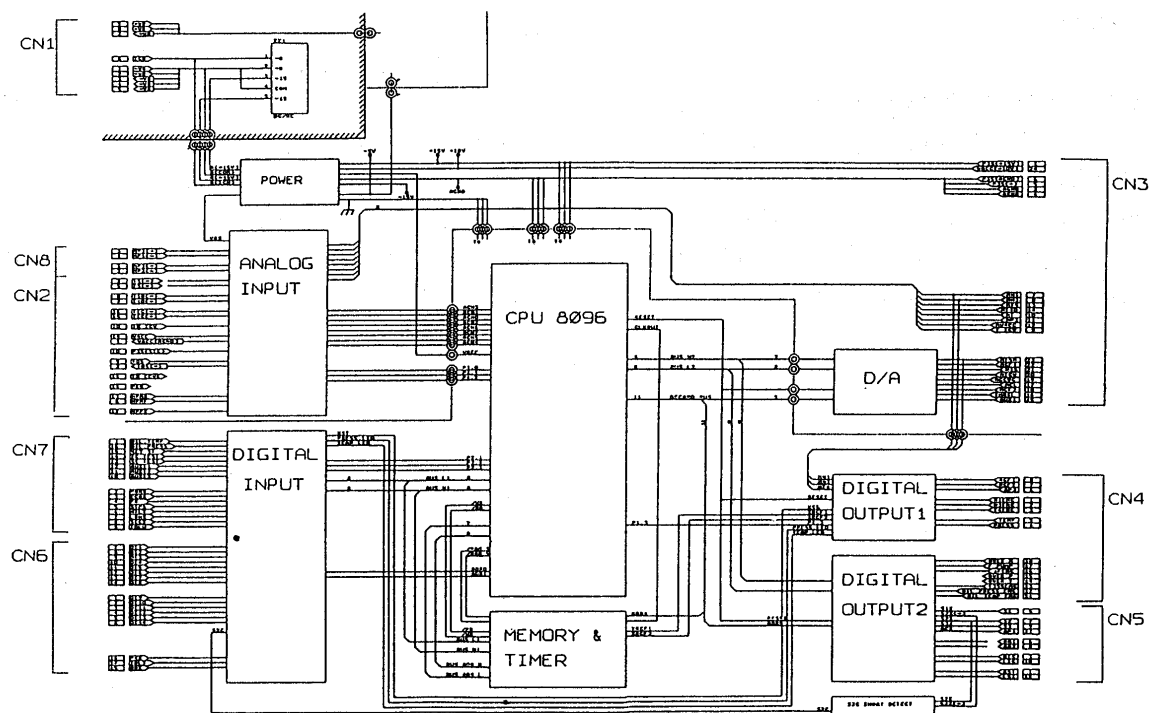


図4 コントローラブロックダイアグラム

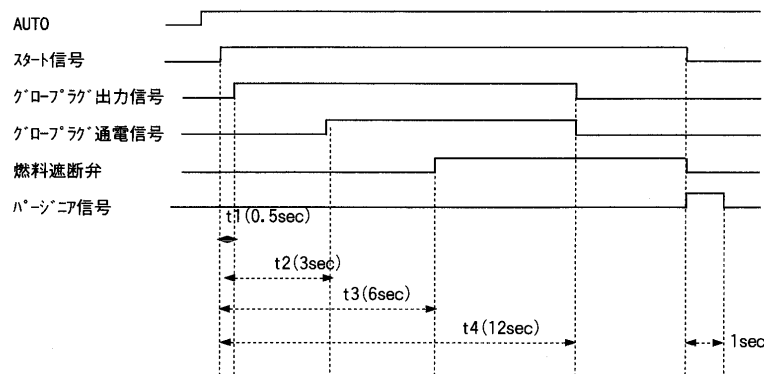


図7 始動時タイムチャート

次にコントローラ内で用いている制御則について述べる。図7にベンチ試験におけるエンジン始動時のタイムチャートを示す。この制御により確実に燃料に着火させ始動することが可能となった。図8に燃料流量制御パターンを示す。同図の①は始動時の燃料流量を示す。③はエンジンが加速する時の燃料流量でTIT=1350°Cに制御される。②はエンジンが定常で運転される時の燃料流量でアクセルペダルにより制御され、アクセルオフで左側の②となり、フルストロークで右側の②となる。④はエンジンの減速時の燃料流量で、燃焼器の吹き消え限界で決定される。これらの制御則はエンジンシミュレータと組み合わせて試験し、信頼性を十分に確認してからエンジン実機との組み合わせ試験に使用した。

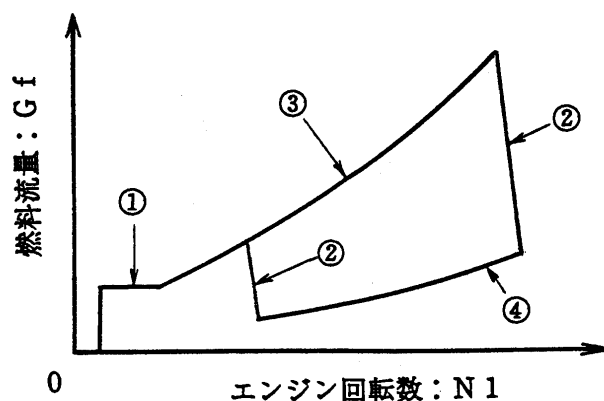


図8 燃料流量制御パターン

4. エンジン試験

エンジンテストベンチにおいてコントローラとエンジンを組み合わせて、始動、定常運転を行い精度と信頼性の高い制御システムであることを確認し、その後のエンジン性能試験に使用した。

当初の計画では、CGT エンジンを車両に搭載し、エンジン、駆動系の過度運転を含めた総合制御の開発を行う予定であったが、車両搭載の計画が変更され、駆動系の

試験はエンジンテストベンチでの試験のみとなった。その結果、駆動制御を含めたエンジンの総合制御の開発は2.で述べた動特性シミュレーションを使用した開発のみとなった。そのシミュレーションにより、車両要求動力を得るためにタービン入口温度を制御すると共に、駆動系、即ち CVT の減速比を制御する総合制御則を開発することができた。これらの制御系を実車で評価、確認することができなかったことは残念である。

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト

5. エンジン開発

西山 園^{*1}

NISHIYAMA Tsubura

1. はじめに

通産省資源エネルギー庁の補助事業として、(財)石油産業活性化センターが推進してきた「自動車用セラミックガスタービンの研究開発」の中で、(財)日本自動車研究所はトヨタ自動車(株)、日産自動車(株)、三菱自動車工業(株)、(株)豊田中央研究所の協力を得て、エンジンシステムの開発を担当してきた。計画の前半には、各エンジン要素の開発を分担して先行させたが、計画の後半には、開発が進んだこれら要素を組合せて、エンジンシステムとして取りまとめる作業が中心となり、エンジンとしての機能および性能の評価と改良が進められた。

本稿では、エンジン開発の経過および開発の結果について述べる。

2. エンジンおよび試験の概要

別稿で紹介されているように、各エンジン要素においては、決められた要求性能の実現ならびにエンジン相当環境下での耐久性の確認が先行して図られた。単体での評価を終えたこれら要素を、エンジンハウジングに組み込んで、実エンジン環境下で機能および性能の確認を、また、エンジンシステムとしての機能および性能の評価をおこなう。

後述するように、本エンジンは、セラミック静止部品のシールおよび弾性支持構造、熱交換器のシール座面とハウジングとの結合構造およびタービンロータとセラミック静止部品構造間のアライメント保持機構(軸芯保持)等を、金属製ハウジングと組み合わせた特徴ある構造を有しており、実エンジン環境下でそれらの機能の評価と改良をおこなった。

機能確認の初期においては、各レベルの組合せ試験を利用し、セラミック静止部品組合せ試験、圧縮機・タービン複合試験、総合組合せ試験と、順次に要素の集積度を上げて機能の確認を進め、最終的にエンジンとしての評価はエンジン試験にておこなった。

エンジン試験装置とエンジンの外観を図1、2に示す。また、各要素部品の外観を図3-5に示す。エンジンの減速機の出力軸を電気動力計に接続して、動力吸収と出力トルクの計測をおこなうとともに、タービン出口に排気

のサンプリング用プローブを設置し、排気分析をおこなった。

このエンジンは、実エンジン環境において要素の機能ならびに性能を把握するとともに、エンジンとしての出力性能に関わる詳細な解析を主目的としているため、試験用エンジンハウジングを用いており、要素およびエンジンハウジング各部に、多数の計測プローブを配置している。計測システムとデータ解析の流れを図6、7に示す。

3. エンジン構造の開発

このエンジンは、タービン入口温度最高 1350°C、タービン出口温度(熱交換器入口温度)最高 1100°Cの運転を可能にするために、タービン、燃焼器等の高温部品にはセラミックス製が採用されているが、これらのセラミック部品を金属製のエンジンハウジングに組み込んでエンジンとして機能させるため、以下の特徴ある構造を有している。これらの構造について、単体であるいはエンジンに組み込んで機能の確認をおこなった。

(1) セラミック部品の締結とシール

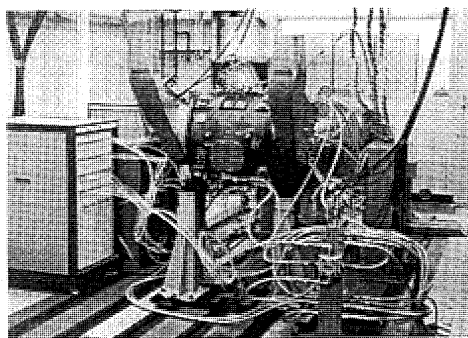


図1 エンジン試験装置

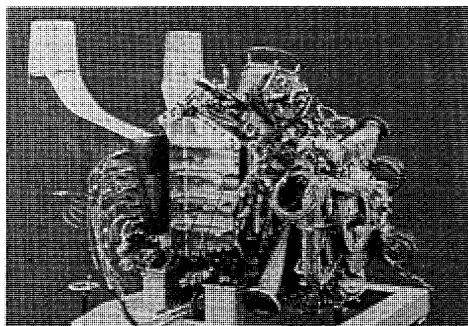


図2 エンジン

原稿受付 1997年7月2日

*1 (株)豊田中央研究所

〒480-11 愛知県愛知郡長久手町大字長湫字横道 41-1
(前(財)日本自動車研究所へ出向)

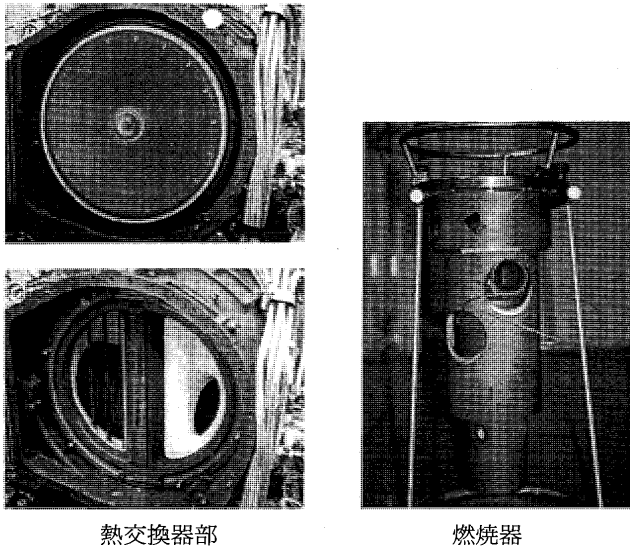


図3 熱交換器部と燃焼器

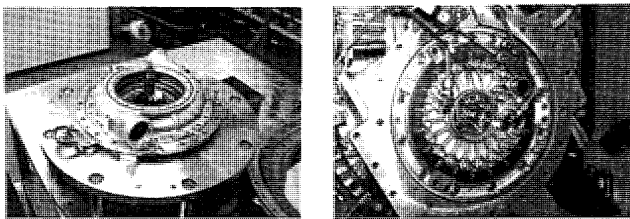


図4 圧縮器部と可変入口案内翼機構

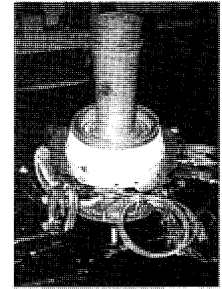
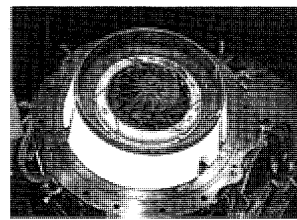


図5 タービン部

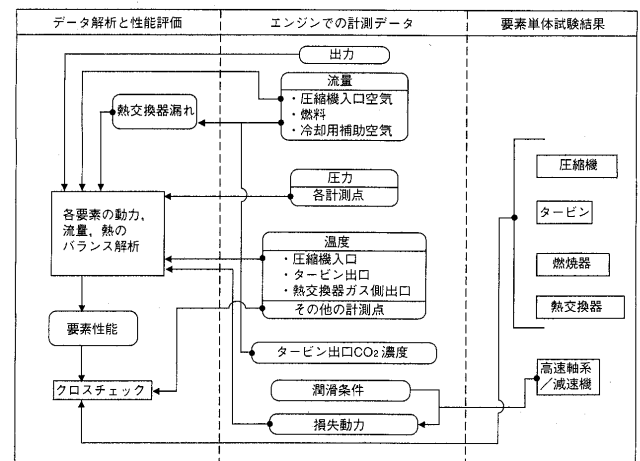


図7 データ解析の流れ

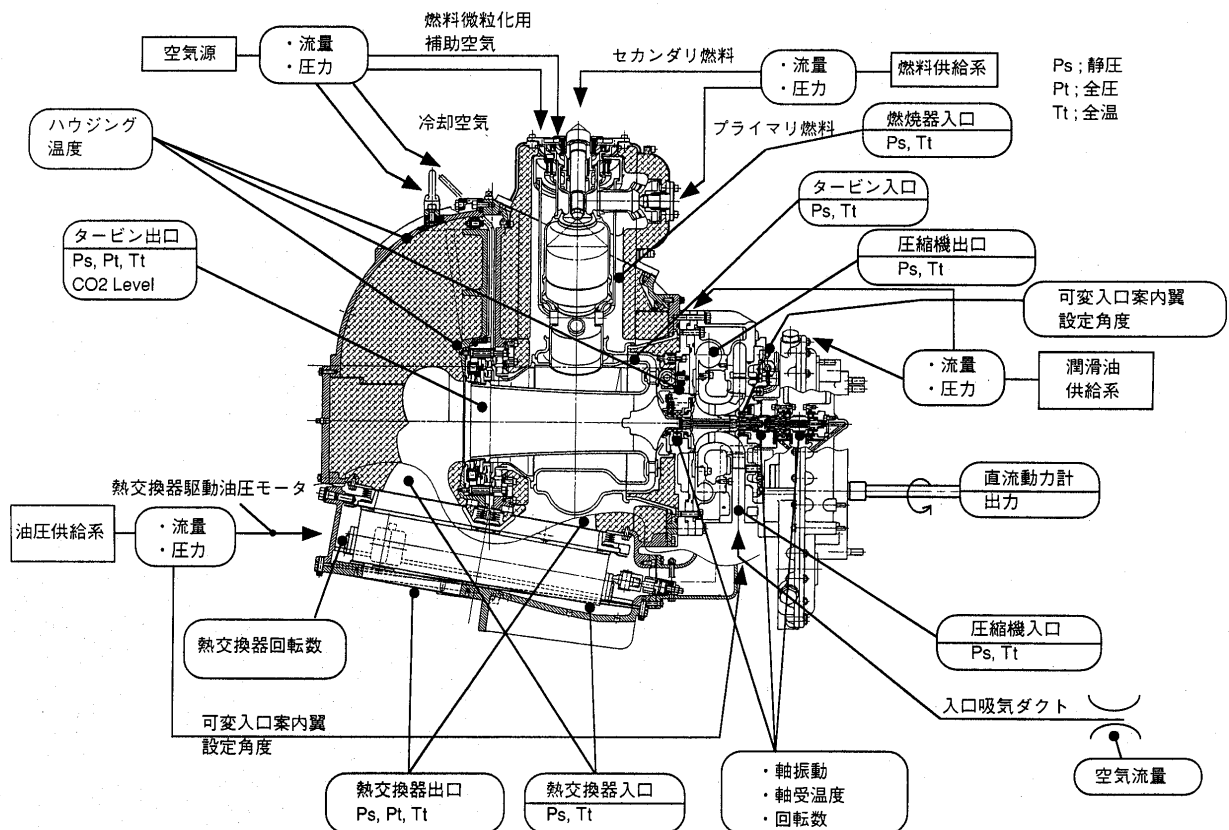


図6 計測システム

ボルトによる締結が困難なセラミック部品を、部品間からの空気の洩れ防止を図りながら支持するため、各部品を平面で接触させ積み重ね、その全体をコイルスプリングとベローズによる空気圧力を利用し弾性的に支持する高温シール・支持構造を有している(図8)。エンジンハウジングに組み込んで試験の結果、ハウジングの上下の温度差に起因する熱変形により発生するタービン軸の偏心が大きく、これに追従させるために、半径方向の変位吸収能力の向上が必要と判断された。セラミック球とベローズシールを組合せてシールピースの移動を自由に、かつ高低圧部間の洩れを抑える設計変更をおこなった結果、半径方向の変位吸収能力が大幅に向上し、タービン入口温度の上昇が可能になった。

(2) 熱交換器シール座

熱交換器のシールは、回転するセラミックス製ハニカムコアと金属製エンジンハウジングの間に置かれるので、エンジンハウジングの熱変形による洩れの増加を防ぐことが重要である。そこで、低熱膨張率のセラミックス(窒化珪素)製のシールプラットホームによりシール座の平面度を確保し、これを金属ベローズを介してハウジング本体に締結し、セラミックシールプラットホームと金属シール座の間に松葉形断面形状のシールを挿入する構造を採用した(図9)。このシールプラットホームは、当初定格相当条件で熱応力による破損が生じたが、設計変更により最大応力を低減した結果、信頼性が向上し以後破損は生じていない。また、松葉形シールおよびハウジン

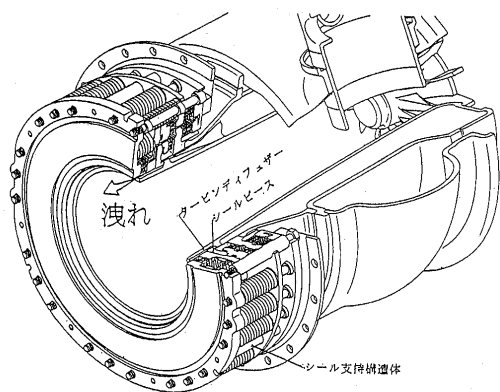


図8 高温シール・支持構造

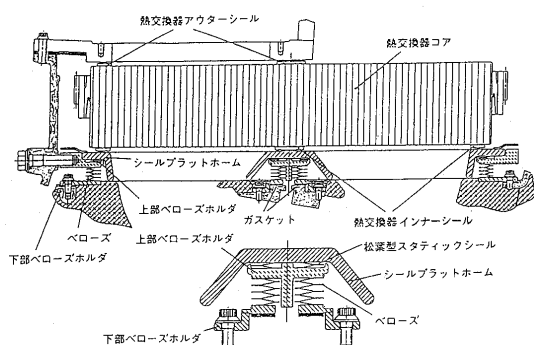


図9 熱交換器シール座の構造

グとの締結部の設計変更等により、シール座からの洩れ低減を図った。

(3) 断熱構造

エンジンハウジングは、内面に高性能の断熱材を配置して、金属部材の高温化の防止と放熱損失の低減を図っている。断熱材は、同時に流路壁の役割を果たしているので、高速流に対して耐エロージョン性が要求される。

当初アルミナ・シリカ系の断熱材を採用し、塗り込み材と成形材を併用する方式を単体で評価の後、TIT 1300°Cまでのエンジン運転をおこなったが、塗り込み材の熱収縮による欠け・脱落の発生を完全には防止できなかったため、材料および構造の見直しをおこなった。表面をガラス被覆した、低熱膨張かつ高強度のシリカ系の成形断熱材のブロックを用い、低温部はシリコンゴム系接着剤でハウジングに固定し、高温部はセラミックばねと耐熱金属ボルトにより機械的に締結するように変更した結果、信頼性が向上した(図10)。

4. エンジン開発の経過

(1) 機能確認

組み立てたアセンブリのエンジンとしての動作確認を以下のように実施した。

まず、エンジンの着火運転実施のため、燃焼器の着火特性および吹き消え特性を確認した。燃焼器の高負荷域での作動には、プライマリ噴射弁の予蒸発予混合希薄燃焼(PPL燃焼)とセカンダリ噴射弁の拡散燃焼との組合せ方式を採用している。当初は、拡散燃焼モードのみを使用した。PPL燃焼の燃焼器単体での評価の進展に伴い、エンジン内でのPPL燃焼・拡散燃焼併用に移行した。

次に、圧縮機とタービンを組み込んだ高速軸系・減速機の機能、またセラミックタービン軸の芯出し機構の機能の確認をおこなった。軸受温度および軸振動を監視しながら運転し、潤滑条件を設定した。初期に組み立てたエンジンにおいては、タービンロータ翼のノズルウェークとの共振の問題が生じたが、低トルクの状態で共振点を通過させる方法で当面の運転を可能とし、その後の改良の際に、共振点を運転域の外に置くようタービンロータおよびノズルの設計変更をおこなった。

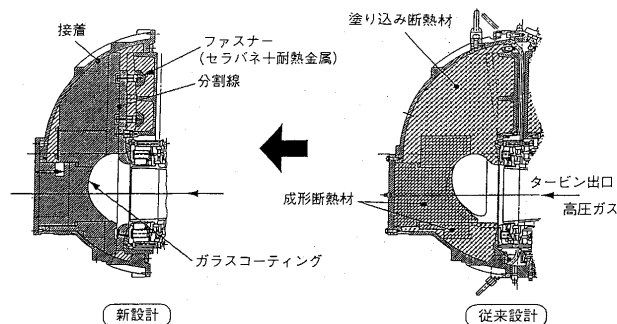


図10 断熱材の構造(フロント側)

なお、潤滑油については、耐熱性潤滑油グループが開発した潤滑油を使用した、これまでに問題は発生していない。

その他、熱交換器のコア駆動系とシール機能の確認、またハウジングについては、断熱材の剥離等の有無、断熱性能の確認およびセラミックタービン静止部品と高温シールのシール機能を確認した。

(2) 性能評価

初期段階においては、タービン入口温度(TIT)1200°Cにて運転し、エンジンとしての性能評価を開始した。

圧縮機は、当初、単体で得られた性能がエンジン内で再現しなかったが、エンジン内における熱環境の違いおよび部品の締結状況が異なることによる変形が原因と考えられたため、タービン部からの熱流入の低減のため断熱を強化するとともに、ディフューザを含む圧縮機の周辺構造の剛性を増すよう設計変更をおこなった結果改善された。

以後、各要素の性能向上品を組み込むとともに、エンジンデータの解析を基に、エンジン性能向上への方策を検討した。

エンジン試験の結果から、熱損失が当初の見積りを大幅に超えることが判ったため、熱損失の低減対策を講じた。図11に示すように、熱の移動経路毎に断熱の強化を図ったが、高温部からの輻射熱の抑制は、特に効果が大きいと考えられるため、燃焼器ライナ、タービンスクロールおよびシュラウド周りに耐熱合金製の遮熱板を配置し、セラミック静止部品・ハウジング組合せ試験にてその効果を確認のうえ、順次エンジンに組み込んだ。

また、高圧空気の洩れも要求値を超過していることが判明した。この洩れには、熱交換器のシールからの洩れに、シールとハウジングの間に設置されたセラミックス製プラットホームおよび金属ベローズ構造の取り付け面からの洩れが加わる。プラットホームのシールおよびハウジングとの締結部の設計変更により、シール座からの洩れ低減を図った。

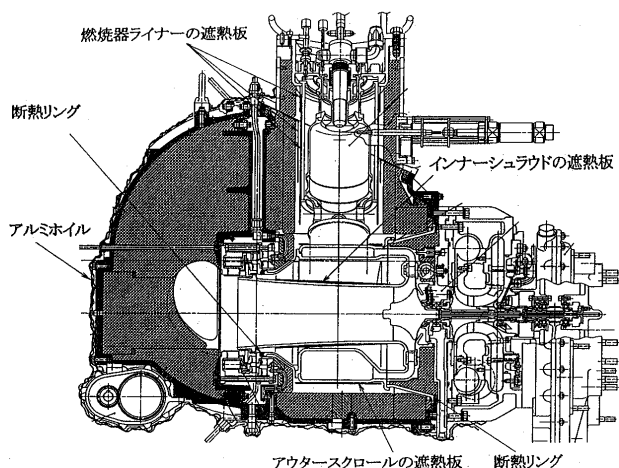


図11 熱損失低減対策

(3) タービン入口温度の上昇

TITの1350°Cへの上昇に向けては、エンジンハウジング周辺の温度、変形計測の結果から、ハウジングの熱変形への対応が必要なが判明したため、セラミック静止部品を支持する高温シール・支持構造の設計変更を実施し、横方向の剛性を下げて変形吸収機能の改善を図った。

断熱材についても、当初の塗り込み材、成形材併用方式から、材料および締結方法の変更により欠け・脱落の可能性の除去を図った。

PPL燃焼における予蒸発管への逆火、拡散燃焼における保炎器端面へのカーボン堆積により、燃料リッチ側の限界に余裕が少ないこと、また熱損失が計画値より大きいために、TITの上昇が制約を受けていたが、前述の高温セラミック部品の遮熱対策による熱損失の低減と併せ、燃料リッチ側への作動域拡大を図った結果、1350°CまでのTIT上昇が可能になった。

これらの対策を講じた後、単体にてTIT1350°Cにおける信頼性の確認を終えた要素部品を組み込んで、TIT1300–1350°C域の試験に着手した。

(4) 性能向上

図12、13に目標として設定されている定格点(100000rpm)と最良燃費点(90000rpm)における各ステーションの状態量を示す。最大出力の作動点は、可変入口案内翼角を0として圧縮機の圧力比と流量が最大となる条件であり、また、最良燃費点は、可変入口案内翼を絞る、圧縮機入口流れに回転方向の予旋回を与えることにより、圧縮機とタービンを効率の高い条件で作動させ、また空気流量の減少により高い熱交換効率を得ることをねらっている。

TIT1350°C(実測)の性能試験において、最大出力と最高熱効率が得られた各ステーションの状態量と性能を図14、15に示す。各要素とも最新仕様を組み込み、熱損失の低減並びにハウジングの熱変形に伴う高圧空気洩れの低減対策として、ハウジングの断熱層を強化し、セラミック構造まわりに遮熱板を追加した。

得られた最高熱効率は、冷却用等の補助空気の影響と大気温度の標準状態への補正を行うと35.6%となる。組み込んだ要素の性能を積み上げた予測熱効率39.4%に対してやや低い結果であるが、その差の要因は、図16に示すように、熱損失、高圧空気洩れおよび動力損失である。いずれの要因もハウジング構造に関わるものであるが、熱損失の低減と高圧空気洩れに影響するハウジングの熱変形の抑制と均一化および冷却油量の低減により解決可能と考えられる(図17)。ただし、これまでに実施してきた対策の延長では限界があるので、ハウジングの基本構造に遡り、遮熱性と熱変形の均一化を優先した設計により対応すべきものとする。最大出力も、同様の対応により100kW達成が可能である。なお、セラミック静止部品構造のロータに対する軸芯保持には、ハウジング

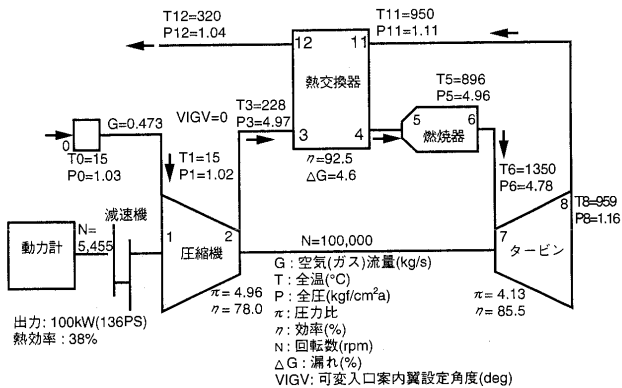


図 12 各ステーション状態量(定格点目標)

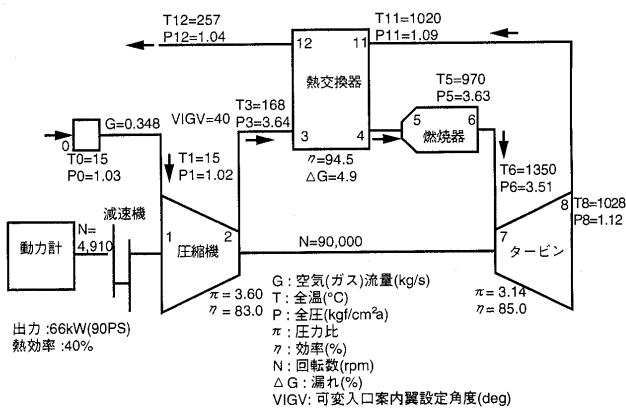


図 13 各ステーション状態量(9万 rpm, 最高熱効率点目標)

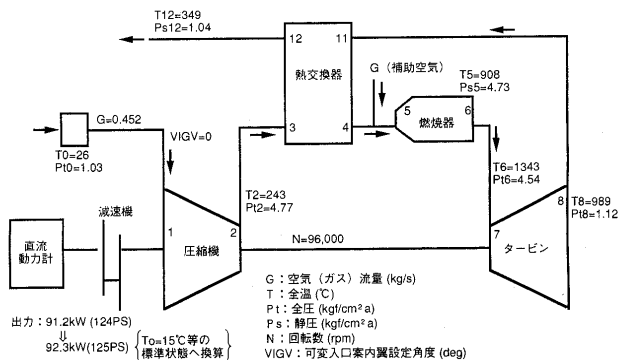


図 14 各ステーションの状態量(最大出力点)

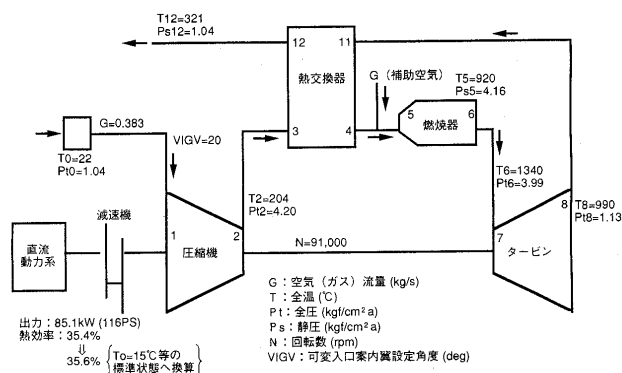


図 15 各ステーションの状態量(最高熱効率点)

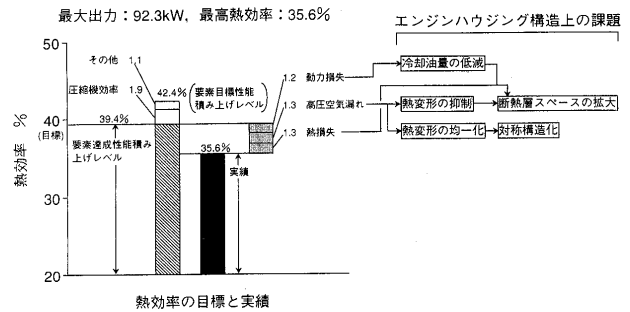


図 16 熱効率の達成値と課題

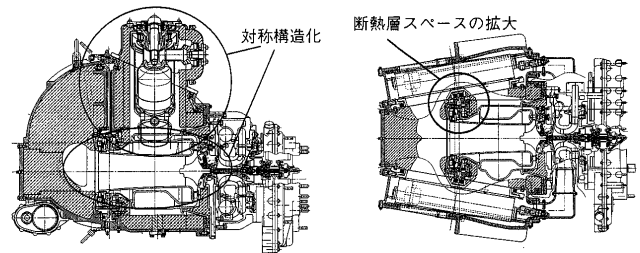


図 17 エンジンハウジング構造の課題

の熱変形が影響しており、ロータ翼端すきまの低減を制限する要因となるため、タービンの高性能化と構造面の信頼性を確保するうえでもハウジングの改良が重要である。

(5) 排気特性評価

本事業においては、エンジンは無段変速機を装着していないため、モード走行運転はできない。そこで、図 18 に示す 10-15 モード走行相当の各条件での排気濃度を、エンジン定常試験にて測定した。また、過渡時には、空燃比の急激な変動による排気悪化への影響が考えられるため、エンジン回転数一定にて燃料を急増させる運転により、加速モードの一部を模擬する試験を行い、その条件で排気を測定し、影響を調べた。

その結果、過渡時の NO_x 排出量は定常時と同レベルであり、またエンジン試験と燃焼器単体試験の間に差はないことが確認され、準定常として扱って差し支えないことが判った。

走行シミュレーションで求めた燃焼器入口条件に対する排気の排出量を、定常運転時の測定値から 10-15 モード走行時の累積値として算出した結果、NO_x は 0.15 g/km と現規制値の 60% のレベルであった。同様にして求めた HC, CO は、表 1 に示したように、規制値に対し極めて低いレベルにある。

(6) 耐久性評価

各エンジン要素は単体において、エンジン相当条件で 100 時間の耐久試験に合格している。これらの要素を組み込んで、エンジンとしての耐久試験を実施したが、目標とした 100 時間を完遂できなかった。原因はハウジングの熱変形と考えられ、これを抑制する設計変更をおこ

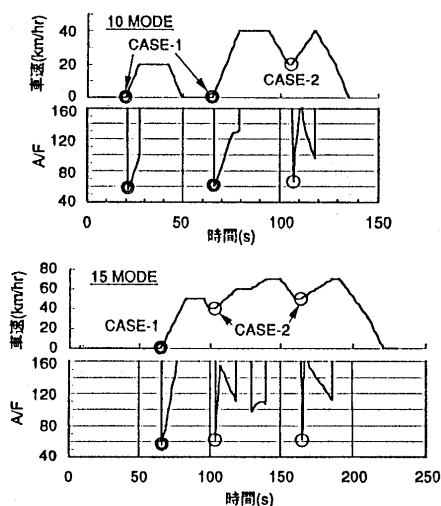


図 18 10-15 モード走行条件

なうことにより改善が可能である。なお、開発した全エンジンの累積運転時間は 162 時間である。

5. 開発結果と今後の課題

(1) 開発結果まとめ

エンジン開発の結果をまとめて表 1 に示す。TIT 1350°C で運転し、エンジン構造の成立が確認された。性能は、熱効率 35.6%、出力 92.3 kW が得られた。排気は、10-15 モード規制値をクリアすることが確認され、セラミックガスタービンの自動車用エンジンとして

表 1 エンジン開発結果

項 目	目 標	開発結果
タービン入口温度	1350°C	1350°C
出力	100kW	92.3kW 1350°C 100000rpm
熱効率	40%	35.6% 1350°C 90000rpm
排気	10-15モード規制平均値 NO _x 0.25g/km CO 2.1 g/km HC 0.25g/km	NO _x 0.15g/km. CO 0.14g/km. HC バックグラウンド以下
耐久性	100hr	累積運転時間 162.3hr

のポテンシャルを実証し得た。

(2) 今後の課題

エンジン性能が目標にやや及ばなかった要因として、エンジンハウジングの熱変形が挙げられる。対称構造化等の熱変形を極力小さくする設計、変形吸収機構（金属製の弾性支持機構）周りの断熱層スペースを確保する等の改良設計により、各要素の達成性能を積み上げた熱効率 39.4% は実現可能である。また、目標値が高かった圧縮機効率の向上努力を引き続き進めることにより、目標熱効率 40% は達成し得るものと考えられる。

参考文献

- (1) Nishiyama T. et al, ASME Paper 96-GT-36
- (2) 中沢則雄他, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 24, No. 96(1997)
- (3) Nakazawa N. et al, ASME Paper 97-GT-210

「水素燃焼ガスタービンにおける水素利用に関連した物性値」調査報告書について

将来の新しいエネルギーシステムとして、水素を利用したクリーンエネルギーシステムが注目されており、そのなかで水素燃焼ガスタービンは、大容量発電用および航空機用としても有望と考えられています。ガスタービンの設計を行うに際しては、燃料および作動流体の物性値を精度良く知ることが必要です。そこで当学会の技術情報センター運営委員会では、この分野に造詣の深い委員を委嘱して委員会を構成し、1995 年から標記の調査をすすめ、このたびその調査報告書を刊行いたしました。報告書の主な内容は、水素ガスタービン設計に必要なとされるデータ、水素物性、水素燃焼ガス物性、水素燃焼特性などに関するデータの調査結果、水素ガスタービン設計上の不足データ、水素関連物性値に関する今後の課題などに関してこれまでに発表された主要な資料、文献に

についての調査分析結果と考察結果を述べており、あわせて水素利用に関連したトピックスとして、我が国ですめられている WE-NET 計画などについても説明を加えています。

本報告書は、水素燃焼ガスタービンに関連する分野に携わる各位にとって有益な資料を提供するものと期待しておりますので、会員の皆様にはぜひご購入いただきますようご案内申し上げます。

体 裁: A4 版, 約 70 頁

価 格: 一部 1,500 円 (送料込)

申込方法: 本誌巻末の申込書により学会事務局までお申し込み下さい。

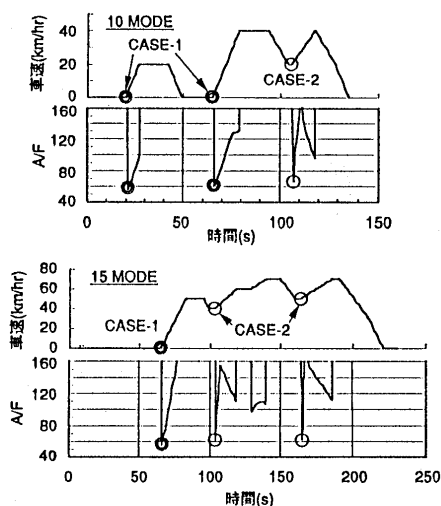


図18 10-15モード走行条件

なうことにより改善が可能である。なお、開発した全エンジンの累積運転時間は162時間である。

5. 開発結果と今後の課題

(1) 開発結果まとめ

エンジン開発の結果をまとめて表1に示す。TIT 1350℃で運転し、エンジン構造の成立が確認された。性能は、熱効率35.6%、出力92.3kWが得られた。排気は、10-15モード規制値をクリアすることが確認され、セラミックガスタービンの自動車用エンジンとして

表1 エンジン開発結果

項目	目標	開発結果
タービン入口温度	1350℃	1350℃
出力	100kW	92.3kW 1350℃ 100000rpm
熱効率	40%	35.6% 1350℃ 90000rpm
排気	10-15モード規制平均値 NO _x 0.25g/km CO 2.1 g/km HC 0.25g/km	NO _x 0.15g/km. CO 0.14g/km. HC バックグラウンド以下
耐久性	100hr	累積運転時間 162.3hr

のポテンシャルを実証し得た。

(2) 今後の課題

エンジン性能が目標にやや及ばなかった要因として、エンジンハウジングの熱変形が挙げられる。対称構造化等の熱変形を極力小さくする設計、変形吸収機構（金属製の弾性支持機構）周りの断熱層スペースを確保する等の改良設計により、各要素の達成性能を積み上げた熱効率39.4%は実現可能である。また、目標値が高かった圧縮機効率の向上努力を引き続き進めることにより、目標熱効率40%は達成し得るものと考えられる。

参考文献

- (1) Nishiyama T. et al, ASME Paper 96-GT-36
- (2) 中沢則雄他, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 24, No. 96(1997)
- (3) Nakazawa N. et al, ASME Paper 97-GT-210

「水素燃焼ガスタービンにおける水素利用に関連した物性値」調査報告書について

将来の新しいエネルギーシステムとして、水素を利用したクリーンエネルギーシステムが注目されており、そのなかで水素燃焼ガスタービンは、大容量発電用および航空機用としても有望と考えられています。ガスタービンの設計を行うに際しては、燃料および作動流体の物性値を精度良く知ることが必要です。そこで当学会の技術情報センター運営委員会では、この分野に造詣の深い委員を委嘱して委員会を構成し、1995年から標記の調査をすすめ、このたびその調査報告書を刊行いたしました。報告書の主な内容は、水素ガスタービン設計に必要なとされるデータ、水素物性、水素燃焼ガス物性、水素燃焼特性などに関するデータの調査結果、水素ガスタービン設計上の不足データ、水素関連物性値に関する今後の課題などに関してこれまでに発表された主要な資料、文献に

についての調査分析結果と考察結果を述べており、あわせて水素利用に関連したトピックスとして、我が国ですめられているWE-NET計画などについても説明を加えています。

本報告書は、水素燃焼ガスタービンに関連する分野に携わる各位にとって有益な資料を提供するものと期待しておりますので、会員の皆様にはぜひご購入いただきますようご案内申し上げます。

体 裁: A4版、約70頁

価 格: 一部 1,500円(送料込)

申込方法: 本誌巻末の申込書により学会事務局までお申し込み下さい。

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト

6. セラミックガスタービンの新技術

(1) セラミック複合材

茅 博司*¹
KAYA Hiroshi

キーワード: セラミックス, セラミックガスタービン, ガスタービン, 複合材料, セラミック複合材料, 短繊維系複合材料, 長繊維系複合材料, 粒子分散系複合材料
Ceramics, Ceramic Gas Turbine, Gas Turbine, Composites, Ceramic Matrix Composites, Short Fiber Reinforced Ceramic Matrix Composites, Long Fiber Reinforced Ceramic Matrix Composites, Particle Dispersed Ceramic Matrix Composites

1. はじめに

セラミックス中に繊維, 粒子, ウィスカーなどの材料を複合化したセラミック複合材料(CMC)は, モノリシックセラミックス材料(モノリシック)の致命的な弱点である「脆さ」を克服できる高破壊抵抗材料として, 欧米での宇宙航空産業を中心に期待されていた。しかしながら, CMCの特徴が有効に働くと考えられるガスタービンのような過酷な条件下での応用に関しては, 国際的にも例がほとんどない未知な分野であった。

平成2年度に通産省の支援の下, ㈱石油産業活性化センター主導で始まった本7年プロジェクトの中で, モノリシックの限界を考慮して, CMCの開発及び部品への積極的な適用を進めてきた。本報告では, 研究開発の後半に実施した, タービン入口温度(TIT) 1350°Cを考慮したCGT用耐熱複合材料の部品化技術, 材料としての優位性などについて紹介する。

2. 開発目標および方針

部品毎に発生する熱応力, 寿命予測などを行い, CGT部品として必要な材料機械特性の開発目標値を設定した。例えば, 最も高温強度を要求されるタービンローターに関しては, 乗用車で1万回の冷態起動を含む10年間, 10万km走行後の破壊確率, 即ち定格条件(設計時は1350°C, 11万rpmであったがその後10万rpmに変更)300時間連続運転後の破壊確率が 1×10^{-5} 以下になるようにモノリシックの目標値が設定され, それに準じる形でCMCの目標値が設定された。しかしながら, こうした機械特性以外に, 実際のエンジン条件下で発生すると予想される熱衝撃や粒子衝撃に対してもCMCはその優位性を発揮すると期待できるため, 様々な評価試験を行った。

開発部品としては最終的に, 駆動部材—高強度材としてタービンローター, 静止部材—高強度材としてバックプレート, 静止部品—高温耐酸化材としてオリフィスライナーとエクステンションライナー, 静止部材—高靱性材としてインナースクロールサポートの5部品に絞り込んで部品開発を行った。現在までに開発を行った主要部品(モデル)を図1に, それらの大まかな寸法形状を図2に示した。

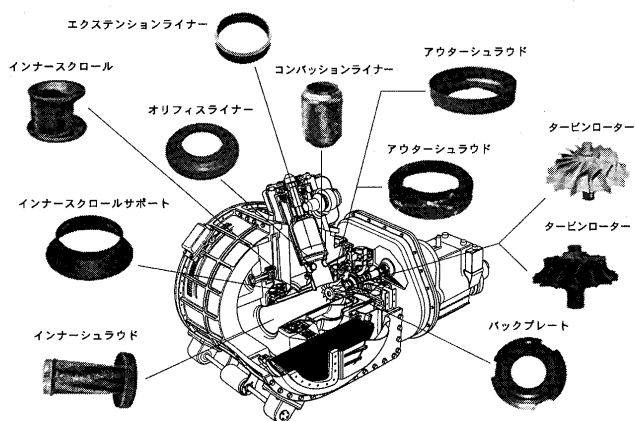


図1 CGT用耐熱複合材料部品(モデル)

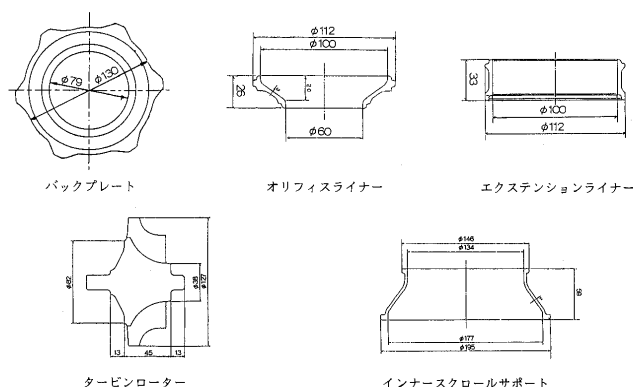


図2 開発部品寸法形状概要

原稿受付 1997年6月30日

* 1 ㈱石油産業活性化センター

〒105 東京都港区虎ノ門4-3-9 住友新虎ノ門ビル

表1 CGT 用 CMC 開発部品評価試験内容

		開発部品	材料系 (強化/マトリックス/コーティング)	部品評価 評価方法	材料評価 評価項目	優位性評価
駆動部材	高強度材	タービンローター	長繊維系: C(f)/SiC 短繊維系: SiC(w)/ Si-Al-O-N : Si ₃ N ₄ (is)/ Si ₃ N ₄	コールドスピニングテスト : 単純円板(長、短) : ハブモデル(長) ホットスピニングテスト : 翼付きローター(短)	高温強度 破壊靱性 耐酸化性	FOD試験 熱衝撃破壊試験(TSFT) エンジン燃焼環境試験 エロージョン試験 寿命、クリープ試験等
		バックプレート	短繊維系: SiC(w)/ Si-Al-O-N : Si ₃ N ₄ (is)/ Si ₃ N ₄	高温静止部品組合せ試験 : TTT1350℃ : エンジン燃焼と同条件		
静止部材	高温耐酸化材	オリフィスライナー	短繊維粒子分散系 : TiB ₂ (p)-C(f)/SiC/SiC 長繊維系: SiC(f)/ Si-C/SiC	高温静止部品組合せ試験 : TTT1350℃ : エンジン燃焼と同条件 エンジン燃焼環境試験 : 1350℃燃焼ガス	高温強度 破壊靱性 破壊エネルギー 耐酸化性	FOD試験 熱衝撃破壊試験(TSFT) エンジン燃焼環境試験 エロージョン試験 寿命、クリープ試験等
		エクステンションライナー	長繊維系: Si-C(f)/ Si-N-C/SiC	エンジン燃焼環境試験 : 1350℃燃焼ガス		
	高靱性材	インナースクロールサポート	長繊維系: Si-N(f)/ Si-N-C/SiC : C(f)/Si-C /SiC	静水圧試験 : 高温静止部品組合せ 試験用スクリーニング	高温強度 破壊エネルギー 耐酸化性	FOD試験 熱衝撃破壊試験(TSFT) エンジン燃焼環境試験 エロージョン試験 寿命、クリープ試験等

(f: fiber, w: whisker, p: powder, is: in-situ, -: 非化学量論比物質, -: 2重以上の物質使用)

表2 CGT 用 CMC 開発目標値及び成果

	評価項目	開発目標値	開発成果
駆動部材	高温強度	750MPa (1200℃)	910
	破壊靱性	8MPa・m ^{1/2} (短繊維系)	8
	耐酸化性	1200℃×200時間後上記強度を満足	1000
静止部材	高温強度	750MPa (1200℃)	
	破壊靱性	8MPa・m ^{1/2} (短繊維系)	同上
	耐酸化性	1200℃×200時間後上記強度を満足	
部材	高温強度	400MPa (1450℃)	540 420
	破壊靱性	7MPa・m ^{1/2} (短繊維系)	7 —
	破壊エネルギー	4×10 ³ J/m ² (長繊維系)	— 8×10 ³
	耐酸化性	1450℃×200時間後上記強度を満足	420 360
	高温強度	500MPa (1250℃)	520
	破壊エネルギー	10×10 ³ J/m ² (長繊維系)	19×10 ³
部材	耐酸化性	1250℃×200時間後上記強度を満足	310

開発した部品をエンジン又はそれと同等の試験を実施するためにはまず、開発材料特性を試験片レベルで評価し、次に部品単体評価を経ることが必要である。表1に示す8種のCMCで製作した5つの部品について、それぞれの開発状況に応じた評価試験を実施した。

3. 開発成果

3.1 材料特性

開発材料の目標値及び、得られた機械特性値を表2に示した。

短繊維及び、短繊維粒子分散系(三元系)CMCでは全ての特性値で開発目標値を満足し、靱性値と強度との両立を達成した材料として注目できる。

長繊維系CMCでは、高温強度、破壊エネルギーの目標値は達成したものの、耐酸化性に関しては目標値を下回った。長繊維系CMC高強度化には、強化繊維物性を損なうことなくCMC物性に反映させることが重要である。すなわち、繊維とマトリックス間の界面剪断強度の制御、すなわち負荷時にマトリックスから強化繊維をいかにうまくプルアウトさせるかがポイントとなる。また、耐酸化性を向上させるには、その界面が高温参加雰囲気中で損なわれることなく繊維をプルアウトさせることが重要である。こうしたトレードオフの関係を解決する技術として、図3に示すような連続Si-B-C系自己修復型コー

- ◆原料: SiCl₄, BCl₃, CH₄, NH₃, N₂, H₂
- ◆反応条件: 温度<1500℃, 圧力~大気圧

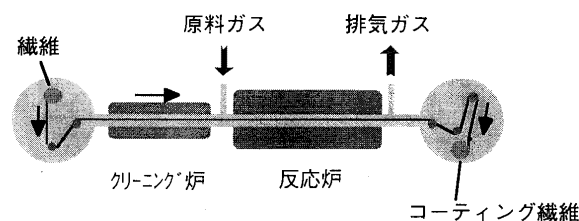


図3 連続的繊維表面処理装置

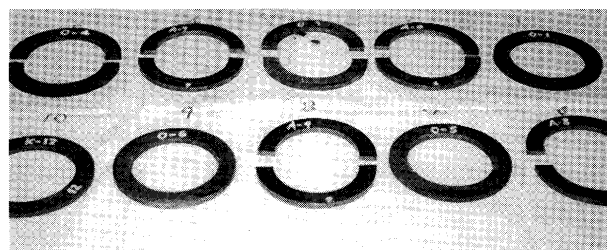


図4 熱衝撃破壊試験結果

ティング技術が、窒化珪素繊維強化窒化珪素系CMCで開発され注目されている。⁽¹⁾

3.2 材料の優位性

モノリシックの脆さを克服する材料としてCMCは開発されてきており、耐熱衝撃性、耐粒子衝撃性、耐クリープ特性などは高温での高信頼性材料として重要な物性である。

3.2.1 耐熱衝撃性

スクロールなどは、エンジン起動や停止時に最も大きな熱応力(熱衝撃)が加わる部品である。これら部品形状を模擬し、割れやすくするために微少な切り欠きを入れた円環を1350℃の高温高速ガス流(100 m/s)と冷却ガス流(20 m/s)に交互に曝したところ、図4に示すように、特に長繊維系CMCはこの厳しい環境にも割れずに耐え、割れたモノリシックに対する優位性が明らかとなった。

3.2.2 耐粒子衝撃性

CGT のタービンローターの最大チップスピードは、670 m/s 程度にも達するため、粒子衝突 (FOD) によるローターの瞬時破壊がセラミック部品の全損につながる。直径 1 mm (3 mg) のジルコニア球を高速で各種 CMC やモノリシック試験片へ打ち込み、その残留強度を比較した。図 5 に示すように、特に長繊維系 CMC では上記最大チップスピードでの衝撃試験後においても強度を保持し、モノリシックの全損とは異なり部分破損に留まった。このように長繊維系 CMC は傷に対して極めて鈍感な (モノリシックの強度理論が成り立たない金属的な) 材料であることが明らかとなった。

3.2.3 耐クリープ特性

CMC は強化材の特性を生かし、耐クリープ特性を高めることが可能である。炭素繊維強化炭化珪素系 CMC では、1700°C、200 MPa 以上の荷重で 10^{-8} 台の低クリープ速度を得ている。また、炭化珪素ウイスキー強化サイアロン系 CMC では、図 6 に示すように、常圧焼結が可能な 10% 以下のウイスキー添加量でモノリシックに比べ、高温の際だった低変形性を確認するとともに高強度と高靱性の両立に成功した。⁽²⁾

3.3 部品開発

3.3.1 タービンローター (駆動部材-高強度材)

長繊維系 CMC 1 種、短繊維系 CMC 2 種で開発を行っ

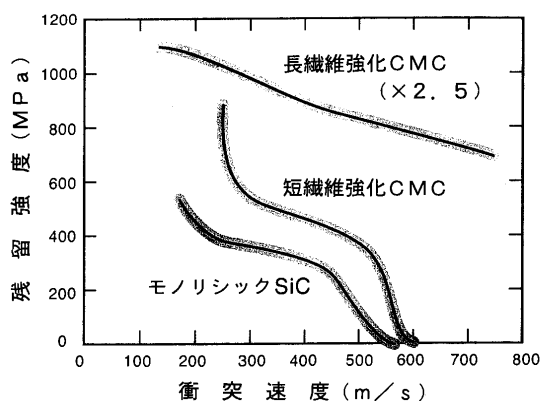


図5 粒子衝撃破壊試験結果

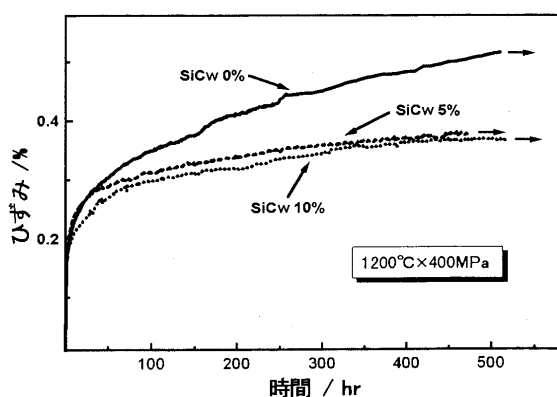


図6 短繊維強化サイアロン系 CMC のクリープ特性

た。長繊維系では円板モデル及び図 7 に示すように、翼付きローターと同等の応力を発生するハブモデルで、短繊維系では円板モデルでコールドスピントスト (CST) による高速回転体としての評価を行った。

長繊維系の破壊モードは図 8 に示すように、最大応力で破壊するモノリシックや短繊維系と異なり、金属的な平均接線応力で破壊した。⁽³⁾ タービンローター形状とは発生応力が異なるため一概に比較はできないが、実ローターとして使用しているモノリシック窒化珪素と同等以上の回転数まで CST で耐久した (90,000 rpm: CST 用円板) ことは、破壊モードからも要求強度的に非常に有利であることを示し、高温高速回転体としての優れたポテンシャルを有することを確認した。

短繊維系はモノリシックと同様に最大応力で破壊した。応力的には、実使用モノリシック窒化珪素と同等であったが、ワイブル係数 20 以上の可能性が示された。

いずれの材料系も、ローター形状のモデル部品の試作に成功している。

3.3.2 バックプレート (静止部材-高強度材)

2 種の短繊維系 CMC で開発を行った。実 CGT エンジンと同一条件 (TIT: 1350°C, 5 ata, 100 m/s) で約 30 時間の高温静止部品組合せ試験 (実部品の耐久試験及びスクリーニング試験用) を行ったが特に問題なく耐久した。これらの材料系の完成度は高く、実部品として使用できることが示された。

3.3.3 オリフィスライナー、エクステンションライナー (静止部材-高温耐酸化材)

粒子分散系 CMC 1 種、長繊維系 CMC 2 種で開発を行った。

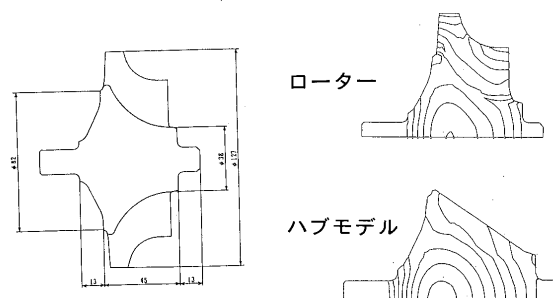


図7 翼付きローターとハブモデルの発生応力比較

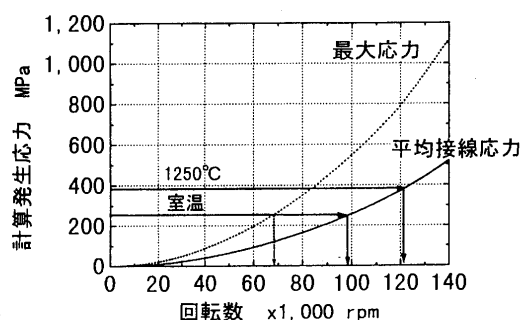


図8 長繊維系 CMC の破壊予測概念

粒子分散系のオリフィスライナーは、バックプレートと同様の高温静止部品組合せ試験を行い、1600°Cの耐熱性を確認した。

長繊維系のオリフィスライナーとエクステンションライナーは、実機に近い燃焼条件を再現した30時間のエンジン燃焼環境試験(1350°C燃焼ガス、4 ata、100 m/s)でその耐久性を確認した。

3.3.4 インナースクロールサポート

(静止部材-高靱性材)

長繊維系 CMC 2 種で開発を行った。

いずれの材料系も、高温静止部品組合せ試験を行う前のスクリーニング試験として、発生熱応力を模擬した静水圧試験を行い、スクリーニング応力(最大熱応力の120%)をクリアーし、実部品への可能性がしめされた。

特に、炭素繊維強化炭化珪素系 CMC の発生熱応力は、モノリシック窒化珪素製実部品の1/100レベルと計算され(0.7 MPa)、極めて特徴的に CMC の優位性が示された良い例である。

3.4 CMC 特性評価試験方法

本プロジェクト発足当時、CMC 特性評価試験法はまだ確立されていなかった。よって、CMC 材料および部品開発と並行して特性評価試験法の開発を進めた。その結果、表3に示す14編もの試験方法を提案するに至り、将来、JIS、ISO等の公式試験法のベースとなるものと期待される。

3.5 CMC 製造基盤技術

CMC の部品化には材料の開発と同時に成形、加工等様々な基盤技術が必要である。本プロジェクトにおいて、以下の CMC 材料及び CMC 部品製造基盤技術が実用化に向けて大きく進展した。

材料製造基盤技術としては、強化材の異方性を考慮した2D/3D織物製造利用技術、繊維表面反応性コーティングや繊維表面連続自己修復型系コーティングによる耐酸化性向上技術、耐酸化性に優れる強化繊維としての耐熱性窒化珪素質繊維製造技術、耐熱性や収率に優れる熱硬化性プリセラミックポリマー利用技術、焼成過程での結晶配向成長による高靱化技術等があげられる。

部品製造基盤技術としては、ニアネットシェイプ法による低寸法変化・高歩留まりの大型部品製造技術(図9)、不織布利用による複雑形状品成形技術、放電加工による部品の高精度加工技術(図10)、5軸マシーニングを利用した複雑形状品の生加工成形技術(図11)等があげられる。

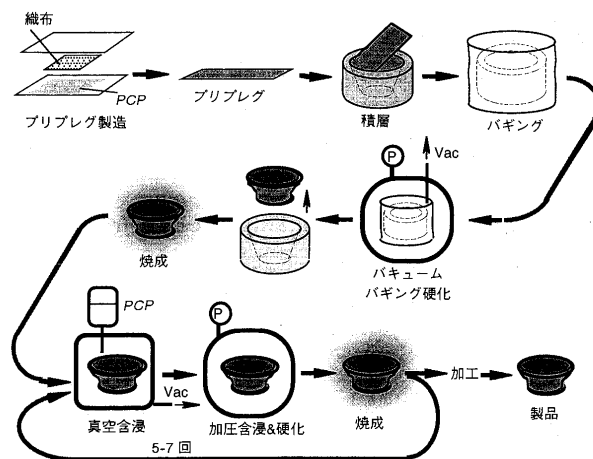


図9 ポリマー含浸によるニアネットシェイプ法

表3 CMC 特性評価試験方法

PEC-TS CMC01	長繊維強化セラミックス基複合材料の室温及び高温引張応力-ひずみ挙動試験方法
PEC-TS CMC02	ウイスキー・粒子分散強化セラミックス基複合材料の室温及び高温引張強さ試験方法
PEC-TS CMC03	ウイスキー・粒子分散強化セラミックス基複合材料の円環圧縮法による見かけ引張強さ試験方法
PEC-TS CMC04	長繊維強化セラミックス基複合材料の室温及び高温曲げ強さ試験方法
PEC-TS CMC05	ウイスキー・粒子分散強化セラミックス基複合材料の室温及び高温曲げ強さ試験方法
PEC-TS CMC06	長繊維強化セラミックス基複合材料の室温及び高温せん断強さ試験方法
PEC-TS CMC07	ウイスキー・粒子分散強化セラミックス基複合材料の破壊じん（靱）性試験方法
PEC-TS CMC08	長繊維強化セラミックス基複合材料の破壊エネルギー試験方法
PEC-TS CMC09	長繊維強化セラミックス基複合材料の破壊エネルギー試験方法
PEC-TS CMC10	長繊維強化セラミックス基複合材料の室温及び高温引張疲労試験方法
PEC-TS CMC11	長繊維強化セラミックス基複合材料の高温引張クリープ試験方法
PEC-TS CMC12	ウイスキー・粒子分散強化セラミックス基複合材料の高温曲げクリープ試験方法
PEC-TS CMC13	セラミックス基複合材料の室温及び高温弾性率試験方法
PEC-TS CMC14	非酸化物系セラミックス基複合材料の高温耐酸化性試験方法

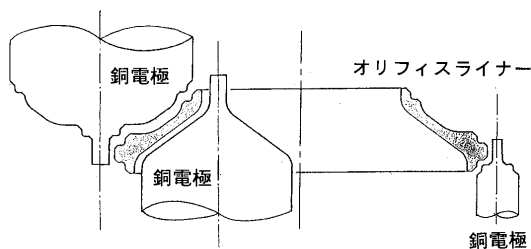


図10 放電加工技術

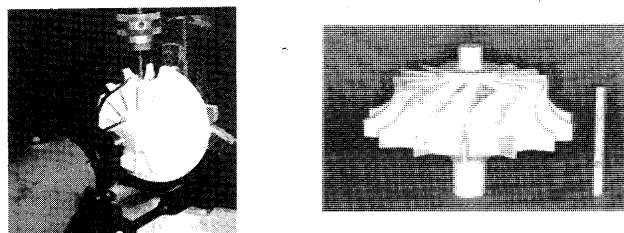


図11 生加工成型法によるタービンローター製作

4. まとめ

- (1) CGT エンジン用部品として、タービンローター、バックプレート、オリフィスライナー、エクステンションライナー、インナースクロールサポートの5部品を開発し、実エンジンへの適用の可能性を確認した。
- (2) 上記部品に用いたCMCの開発目標値をほぼ達成するとともに、モノリシックに対する多くの優位性（耐熱衝撃性、耐粒子衝撃性等）を確認した。

5. 今後の方向

粒子分散及び短繊維系 CMC は、現在世の中で使用されているモノリシックと同等以上の物性を有しており、

低コストでの複雑形状品の成形加工方法等の基盤技術を確認することにより、信頼性の高い高温耐熱材料として使用されていくと思われる。

長繊維系 CMC は、モノリシックに比べ多くの優位性が確認されている。特に傷や熱衝撃に対して高い信頼性を有する点、強化材の方向性や内部ボイドを利用した熱伝導性の制御や材料要求性能に合わせた設計が可能等、今までの材料にない特徴を引き出すことが今後期待できる。

6. おわりに

本論説・解説は、CGT プロジェクトに参加された石油3社（日本石油㈱、東燃㈱、出光興産㈱）とセラミック4社（日本セメント㈱、㈱ノリタケカンパニーリミテド、三井造船㈱、秩父小野田㈱）及び、(財)石油産業活性化センター麻布台研究室の成果を纏めたものである。これら多くの研究者は勿論のこと、各種評価試験実施にご尽力いただいた(財)ファインセラミックスセンター、三菱重工業㈱を始めとする多くの異業種の研究者のご協力なしにこうした成果は得られなかった。さらに、7年間いろいろとアドバイス下さった多くの学識経験者の皆様に感謝の意を表する次第である。最後に、これら多くの成果が今後新たな高温材料分野で活かされることを期待したい。

参考文献

- (1) H. Morozumi, et. al., J. Am. Cer. Soc. 投稿中
- (2) 塩貝達也ほか, 日本学術振興会高温セラミックス材料第124委員会, 第86会議資料(平成9)
- (3) Y. Sanokawa, et. al., The Proceeding of the 21st Annual Cocoa Beach Conference, Am. Cer. Soc. (1997)

▶ 入会者名簿 ◀

正会員

須田 祐志 (荏原製作所)	西尾 澄人 (船研)
田中 道雄 (スーパーマリン 技術研究組合)	長 義守 (I H I)
徳本 勉 (東京ガス)	大神 啓市 (リオンエンジニア)
百崎 尚隆 (リオンエンジニア)	木幡 努 (日立)
鈴木 恭男 (アラビア石油)	宇多村 元昭 (日立)
小薮 栄太郎 (岩手大)	吉田 隆 (エス・ティ・エス)
広川 順一 (I H I)	安達 征 (スイス再保険)
西村 英彦 (三菱重工)	Jurgen Hoffmann (A B B)
久保田 淳 (三菱重工)	崎田 武史 (I H I)
佐藤 浩 (東京ガス)	玉井 秀雄 (川崎重工)
宮川 浩 (I H I)	浅子 知昭 (I H I)
岡本 卓也 (ダイハツ)	武本 秀彦 (ダイハツ)

学生会員から正会員へ

柴田 貴範 (日立) 顧 茸 蕾 (オーバル)

学生会員

武内 幸生 (日立大)	木分 孝幸 (早大)
村上 寛之 (日立大)	吉岡 光博 (鳥取大)
三塚 紳 (東北学院大)	長嶋 嘉幸 (東海大)
岩本 進也 (東海大)	廣橋 和也 (東海大)
松野 臣吾 (東海大)	下田 直宣 (武蔵工大)
樋熊 元宏 (武蔵野工)	稲葉 亨 (早大)
呉 英毅 (東海大)	大金 宏 (東海大)

賛助会員

スーパーマリンガスタービン技術研究組合
Northern Research & Engineering Corporation
太平電業(株)

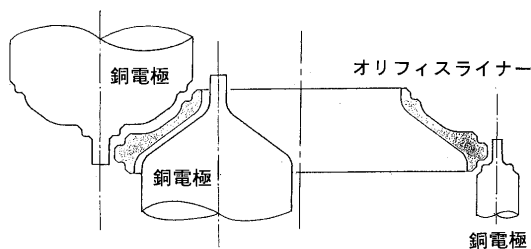


図10 放電加工技術

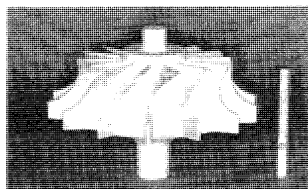
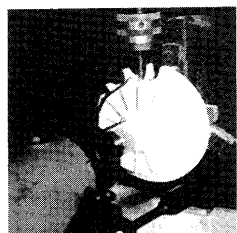


図11 生加工成型法によるタービンローター製作

4. まとめ

- (1) CGT エンジン用部品として、タービンローター、バックプレート、オリフィスライナー、エクステンションライナー、インナースクロールサポートの5部品を開発し、実エンジンへの適用の可能性を確認した。
- (2) 上記部品に用いたCMCの開発目標値をほぼ達成するとともに、モノリシックに対する多くの優位性（耐熱衝撃性、耐粒子衝撃性等）を確認した。

5. 今後の方向

粒子分散及び短繊維系 CMC は、現在世の中で使用されているモノリシックと同等以上の物性を有しており、

低コストでの複雑形状品の成形加工方法等の基盤技術を確認することにより、信頼性の高い高温耐熱材料として使用されていくと思われる。

長繊維系 CMC は、モノリシックに比べ多くの優位性が確認されている。特に傷や熱衝撃に対して高い信頼性を有する点、強化材の方向性や内部ボイドを利用した熱伝導性の制御や材料要求性能に合わせた設計が可能等、今までの材料にない特徴を引き出すことが今後期待できる。

6. おわりに

本論説・解説は、CGT プロジェクトに参加された石油3社（日本石油㈱、東燃㈱、出光興産㈱）とセラミック4社（日本セメント㈱、㈱ノリタケカンパニーリミテド、三井造船㈱、秩父小野田㈱）及び、(財)石油産業活性化センター麻布台研究室の成果を纏めたものである。これら多くの研究者は勿論のこと、各種評価試験実施にご尽力いただいた(財)ファインセラミックスセンター、三菱重工業㈱を始めとする多くの異業種の研究者のご協力なしにこうした成果は得られなかった。さらに、7年間いろいろとアドバイス下さった多くの学識経験者の皆様に感謝の意を表する次第である。最後に、これら多くの成果が今後新たな高温材料分野で活かされることを期待したい。

参考文献

- (1) H. Morozumi, et. al., J. Am. Cer. Soc. 投稿中
- (2) 塩貝達也ほか, 日本学術振興会高温セラミックス材料第124委員会, 第86会議資料(平成9)
- (3) Y. Sanokawa, et. al., The Proceeding of the 21st Annual Cocoa Beach Conference, Am. Cer. Soc. (1997)

▶ 入会者名簿 ◀

正会員

須田 祐志 (荏原製作所)	西尾 澄人 (船研)
田中 道雄 (スーパーマリン 技術研究組合)	長 義守 (I H I)
徳本 勉 (東京ガス)	大神 啓市 (リオンエンジニア)
百崎 尚隆 (リオンエンジニア)	木幡 努 (日立)
鈴木 恭男 (アラビア石油)	宇多村 元昭 (日立)
小薮 栄太郎 (岩手大)	吉田 隆 (エス・ティ・エス)
広川 順一 (I H I)	安達 征 (スイス再保険)
西村 英彦 (三菱重工)	Jurgen Hoffmann (A B B)
久保田 淳 (三菱重工)	崎田 武史 (I H I)
佐藤 浩 (東京ガス)	玉井 秀雄 (川崎重工)
宮川 浩 (I H I)	浅子 知昭 (I H I)
岡本 卓也 (ダイハツ)	武本 秀彦 (ダイハツ)

学生会員から正会員へ

柴田 貴範 (日立) 顧 茸 蕾 (オーバル)

学生会員

武内 幸生 (日立大)	木分 孝幸 (早大)
村上 寛之 (日立大)	吉岡 光博 (鳥取大)
三塚 紳 (東北学院大)	長嶋 嘉幸 (東海大)
岩本 進也 (東海大)	廣橋 和也 (東海大)
松野 臣吾 (東海大)	下田 直宣 (武蔵工大)
樋熊 元宏 (武蔵野工)	稲葉 亨 (早大)
呉 英毅 (東海大)	大金 宏 (東海大)

賛助会員

スーパーマリンガスタービン技術研究組合
Northern Research & Engineering Corporation
太平電業(株)

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト

6. セラミックガスタービンの新技術

(2) 触媒燃焼技術

茅 博司*¹
KAYA Hiroshi

キーワード: セラミックス, セラミックガスタービン, ガスタービン, 燃焼, 触媒燃焼, 触媒, 燃焼器, 触媒燃焼器, 窒素酸化物, 排ガス
Ceramics, Ceramic Gas Turbine, Gas Turbine, Combustion, Catalytic Combustion, Catalyst, Combustor, Catalytic Combustor, NO_x, Emission

1. はじめに

自動車用内燃機関の中で、ガスタービンエンジンは連続燃焼であるために燃料の多様性が大きく、完全燃焼が比較的容易で燃焼温度を低く抑えられる等の利点がある。また、エンジンをセラミックス化してタービン入口温度(TIT)を高めれば、100 kW クラスの小型エンジンでも40%レベルの高熱効率化が可能であり、将来の石油エネルギー環境の変化への対応、清浄排気のエンジンをめざすときに大きな期待が寄せられている。

平成2年度に通産省の支援の下、(財)石油産業活性化センターの主導で始まった本7年プロジェクトでは、自動車用CGTエンジンの基本技術として多種燃料に適用でき、排ガスがクリーンな燃焼技術の開発が不可欠であった。開発当初は2段燃焼, 触媒燃焼, 超過エンタルピー希薄燃焼, 予蒸発予混合希薄燃焼の検討を行っていたが、平成5年度の間評価において、実際のCGTエンジン用燃焼器へは予蒸発予混合希薄燃焼方式を適用することとし、将来の超低NO_x燃焼技術として、触媒燃焼方式の開発を継続することとなった。

通常の火炎燃焼とは異なり触媒燃焼では、燃料と空気を予混合した可燃ガスを固体触媒層へ送り、触媒表面上で触媒の酸化促進作用により炎を出さずに燃料の完全燃焼を行う。このため、無炎で反応が進行し燃焼器内に局所的な高温領域が発生せず窒素酸化物の生成が抑制されるばかりでなく、有毒な部分酸化生成物なども排出されず、近年エネルギーの高効率利用、環境対策の面から特に期待されている燃焼技術である。本報告ではこの触媒燃焼技術の開発成果について述べる。

2. 開発目標および方針

表1に示すように、低セタン価の灯軽油留分(分解軽油を含む)燃料とした触媒燃焼方式を主体とする複合燃

焼方式の空気可変機構付き複合触媒燃焼器を開発し、CGTエンジン定格条件(TIT: 1350°C, 5 ata等)に対応する燃焼条件で、NO_x排出量150 ppm(O₂: 0%)以下で耐久性100時間を実証することを目標とした。現在の燃焼用触媒の耐熱温度は1200°C程度であるため、本開発では触媒燃焼と触媒後流での追い焚き燃焼を組み合わせた複合触媒燃焼方式を採用することとした。

自動車用CGTでは、TITが1350°Cにも達し、さらに負荷変動や温度変動が激しいことが想定される為、熱衝撃、熱サイクルなどを考慮した耐熱性に優れる触媒を開発することが触媒燃焼器の実現に重要である。しかしながら、本燃焼器のような過酷な条件を1種類の触媒で負担することは難しい。負荷変動に伴い、燃焼器入口温度が900°C前後で大きくふれることを考慮し、低温で高活性な低温用触媒(最高使用温度: 1000°C)と高温で耐熱性のある高温用触媒(最高使用温度: 1200°C)とを組み合わせる必要がある。触媒燃焼方式に液体燃料を扱った例は少なく、触媒に供給する予混合気の濃度・温度・流速等各種条件を最適化し、均一性の高い予混合気を形成する技術も重要となる。

表1 複合型触媒燃焼器開発目標性能

項 目	目 標
燃 焼 器	空気可変機構付き複合触媒燃焼器
対 象 燃 料	灯 軽 油 留 分
燃 焼 形 式	触媒燃焼を主体とする複合燃焼 (触媒燃焼+拡散燃焼等)
達成NO _x レベル	150 ppm以下(O ₂ =0%)
耐 久 性	100時間以上
タービン入口温度	1350°C
タービン圧力	5 ata
燃 焼 効 率	99%以上

原稿受付 1997年6月30日

*1 (財)石油産業活性化センター

〒105 東京都港区虎ノ門4-3-9 住友新虎ノ門ビル

3. 開発成果

3.1 燃焼触媒の研究開発

低温用触媒は図1に示すように、耐熱衝撃性に優れたコーデュライト系担体ハニカムへ耐熱性のあるシリカ修飾アルミナ/パラジウムをウオッシュコートしたものをを用いた。また、高温用触媒は、アルミナを主成分とした複合酸化物系触媒 (Mn 置換ヘキサアルミネート⁽¹⁾) をハニカム状に成形したものをを用いた。

図2に示すように、いずれの触媒も液体燃料を用いるときに触媒被毒で問題となる耐硫黄性は十分であった。現状の高温用触媒は1300℃以上で焼成すると、表面積が減少するとともに低温活性は低下するが、触媒入口温度

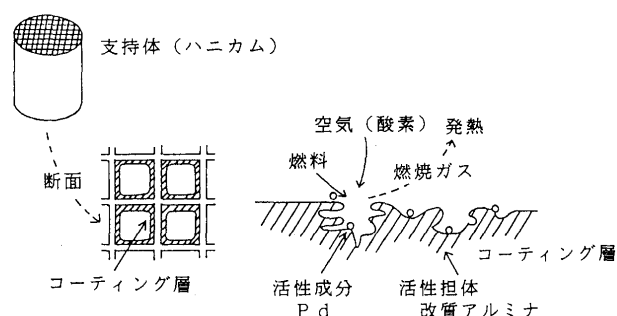


図1 低温用触媒の構成

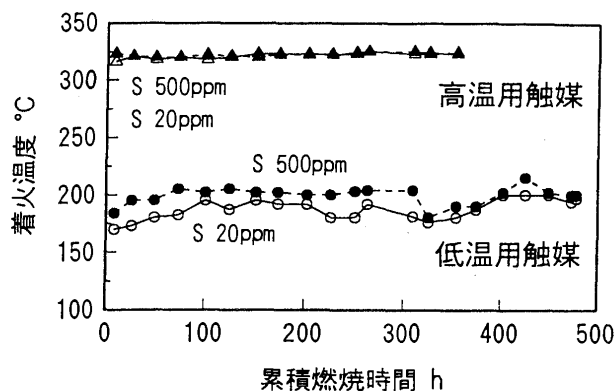


図2 触媒の耐硫黄特性

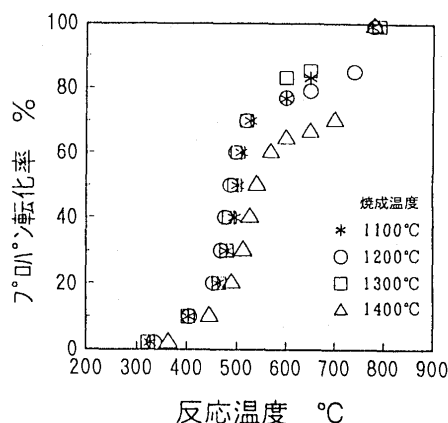


図3 高温用触媒の耐熱性(低温活性)

800℃以上での活性は維持することが判明した（図3）。

また、低温熱サイクル試験（300℃→600℃→300℃×5000 サイクル）や高温熱サイクル試験（600℃→1200℃→600℃×700 サイクル）後も触媒の損傷状況、活性等は大きな変化はなく、水冷熱衝撃に対する耐久性も図4に示すように曲げ破断応力的にほとんど変わらないことを確認した。

3.2 触媒燃焼技術の研究開発

低温用および高温用触媒の組合せ、触媒層厚み、セル数等を最適化した。その結果、図6に示すように、1段の低温用触媒（12 mmt, 200 セル/in²）と、2段の高温用触媒（20 mmt, 300 セル/mm²）とを組み合わせることにより、想定される当量比0.2の条件で低温部触媒出口最高温度1000℃以下、高温部触媒出口最高温度1200℃以下に制御することが可能となった。触媒層流速20 m/sで圧力損失率1.5%以下と従来の燃焼器同等レベルであり、ターンダウン比は4.7までとれることを確認した。

燃料として灯油、軽油、分解軽油混合灯油（分解軽油を10 (LK 10), 20 (LK 20), 30 (LK 39)%混合）で触媒燃焼させたところ、フューエル NO_x 分は加わるがサーマル NO_x が低いため、全体的に図6に示すように低 NO_x レベルとなった。触媒燃焼における燃料窒素分

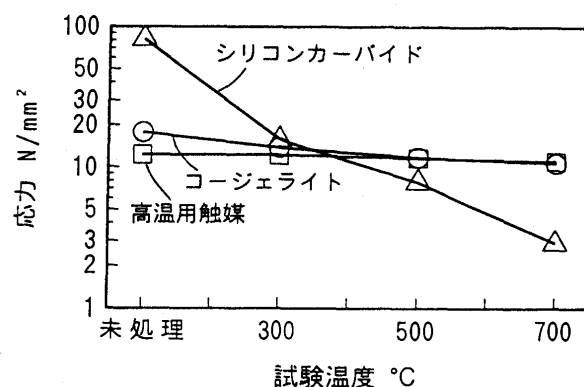


図4 触媒の水冷熱衝撃特性

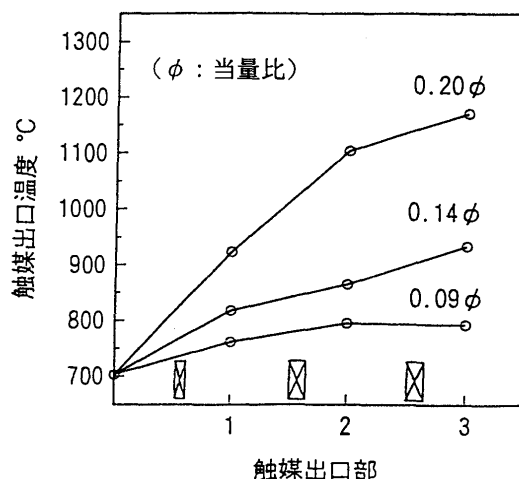


図5 触媒層出口温度の制御

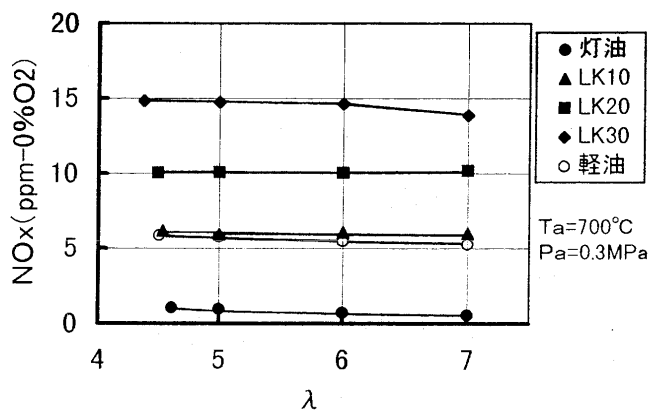


図6 触媒燃焼でのNOx 排出特性

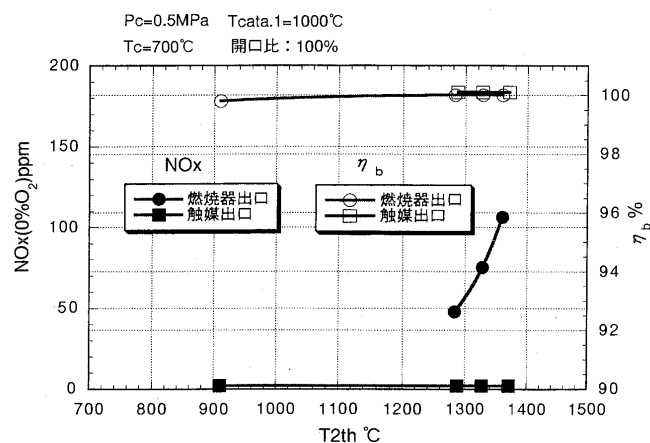


図9 複合型触媒燃焼器性能

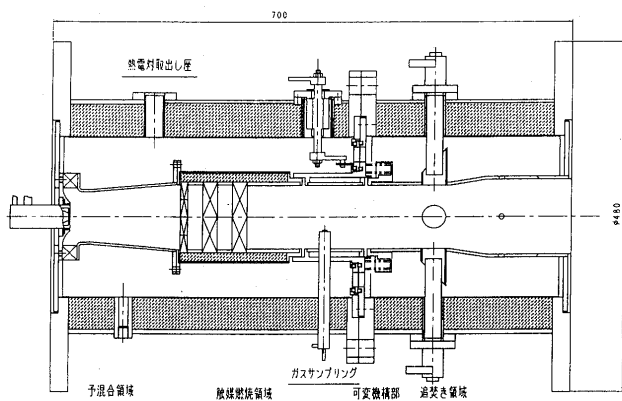


図7 複合型触媒燃焼器構造

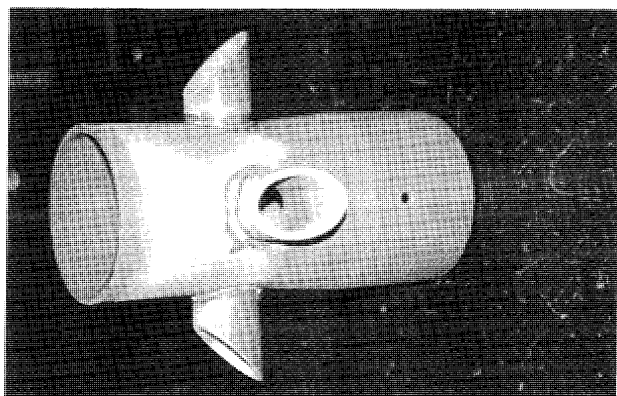


図8 セラミックライナ

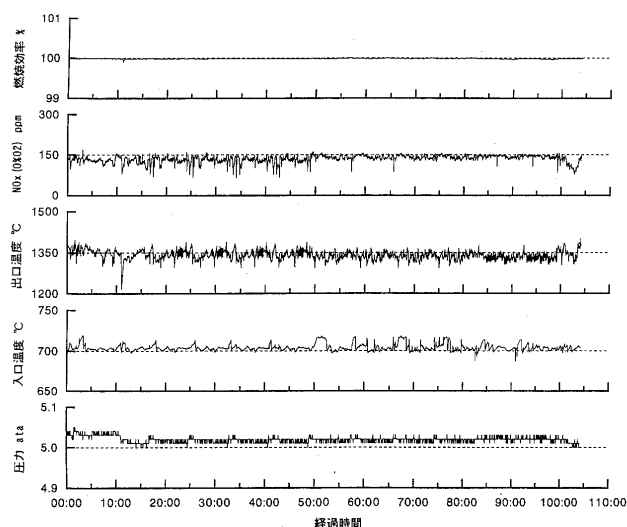


図10 複合型触媒燃焼器耐久試験結果

のフューエル NOx 転換率は 60~80%程度で従来型燃焼法に比べ同レベルであった。

3.3 複合型触媒燃焼器の研究開発

自動車用のため負荷変動に対応する技術として燃料を均一に噴霧する噴射弁は重要である。種々の燃料噴射弁を検討し、3~0.3 g/s の燃料流量範囲でザウテル平均粒径 50 μm をエアアシスト型及び、圧力噴霧併用型で得たが、燃焼試験時の触媒出口温度分布の均一性から後者の噴射弁を選択した。予混合用主空気はラジアル型スワローから流入し、触媒入口で均一な流速、予混合気濃度分布を得るために、弱い旋回タイプとした。

TIT 1350°Cを得るため、触媒燃焼下流で可変機構付き追い焚き燃焼を併用した図7に示す複合型触媒燃焼器を製作し、灯油燃料で性能確認を行った。燃焼器内筒の燃焼領域は高温に曝されるため耐久性を考慮して、図8に示すセラミック材料で製作した。図9に示すように、触媒入口温度 700°C、触媒層出口温度 1200°C、燃焼器出口温度 1350°C、5 ata の条件で、NOx レベル 108 ppm を確認し、目標性能である 150 ppm をクリアーした。この時の触媒層出口 NOx レベルは数 ppm と低く、燃焼器出口 NOx レベルとの差は追い焚き燃焼による NOx である。また、燃焼器出口温度 900~1350°C の範囲(ターンダウン比 3.25)において、燃焼効率は 99%以上、NOx レベルは 150 ppm 以下であった。また、短時間ではあるが触媒燃焼単独で TIT 1350°C運転を行い、数 ppm レベルの超低 NOx 性を確認した。さらに分解軽油 20%混合灯油でも燃焼実験を行ったがフューエル NOx が増加する以外灯油と同等の結果であった。

図10に100時間耐久試験結果を示すが、NOx レベル (150 ppm 以下)、TIT (1350°C)、圧力 (5 ata)、燃焼効率 (99%以上) 等全ての目標をクリアーした。耐久後の

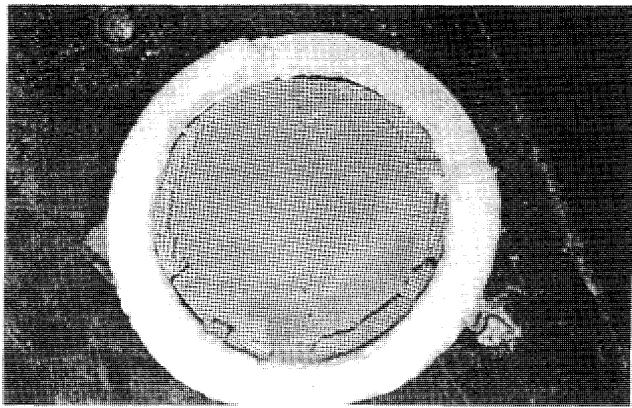


図11 100時間運転後の高温触媒の変化

高温用触媒には図11に示すようなクラックが触媒外周部に見られたが、活性に関する劣化はほとんど観察されなかった。しかしながら触媒各部分をサンプリングし表面積測定を行ったところ、試験前の50%程度まで低下している部分もあり、触媒自身の耐熱衝撃性の向上、一体ものではなく分割形式による触媒全体の熱応力緩和等の対策が必要であることが示された。

3.4 新燃焼技術

1200°C以上の高温触媒燃焼技術確立するためには高温用触媒の耐熱性を向上させる必要がある。また、高活性な低温部触媒で支援することにより、触媒後方で触媒燃焼温度を比較的低温に保ちながら燃焼を誘発することが最近検討されている。⁽²⁾

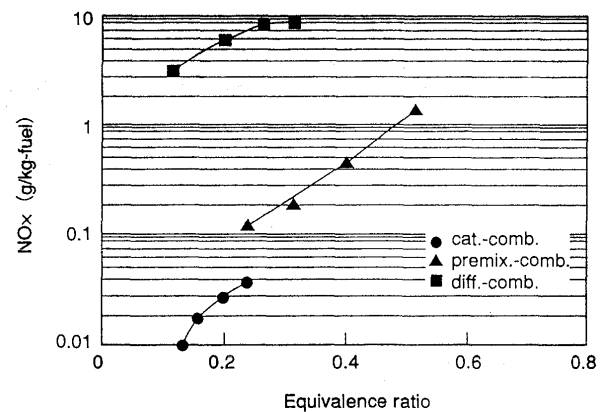
今回低温用触媒と高温材料として良く知られている炭化珪素のハニカムとを組み合わせた支援燃焼的な触媒燃焼を検討した。炭化珪素ハニカムは、ハニカム入口温度900°C以上では活性を有し、追い焚き燃焼無くしてTIT 1350°CでのNO_xレベルが100 ppm以下であることを確認した。これは炭化珪素ハニカム無し（低温用触媒のみ）に比べ低NO_xレベルであるが、通常的高温用触媒との組み合わせに比べ1000°Cレベルの低温における燃焼効率の面で若干劣っていた。以上の点から、炭化珪素等の高温材料は、耐熱性を有する新型触媒又は触媒支援燃焼材料となりうる可能性があることが判った。⁽³⁾

4. まとめ

- (1) 複合型触媒燃焼器でTIT 1350°Cの条件下、耐久100時間、NO_xレベル150 ppm以下を確認し、CGT用燃焼器としてのポテンシャルを確認した。
- (2) 触媒燃焼単独で、拡散燃焼方式の1/100以下、予蒸発予混合希薄燃焼方式の1/4程度と極めて低いNO_xレベルを確認した（図12）。

5. 今後の計画

直接駆動の自動車用CGT燃焼器に触媒燃焼技術を適用する場合、冷態始動性、運転停止時の熱衝撃耐久性、

図12 各種燃焼法のNO_x排出特性

負荷応答性等、今後検討を要する点が多い。しかし、定負荷運転を基本とする発電機との組合せによる、ハイブリッド自動車用、コージェネ用および緊急用発電システム等への適用には触媒燃焼システムは向いている。例えば、ヨーロッパのAGATAプロジェクトでは、触媒燃焼器をエンジンに組み込んだ形のハイブリッド電気自動車用エンジンとして60 kWクラスのCGTエンジンを開発している。

1200°C以上の耐熱性を有する低温で高活性な高温用触媒の開発による高熱効率と超低NO_x燃焼の両立、触媒の耐久性向上、燃焼器全体のセラミックス化、燃焼器構造の小型化、追い焚き燃焼部で予蒸発予混合方式の採用等、実用化に向けて残された課題の検討を継続していく予定である。また、炭化珪素等の高温耐熱材料を用いた新燃焼技術の検討も行っていく。

6. おわりに

本論説・解説は、CGTプロジェクトに参加された石油4社（日本石油精製㈱、日本石油㈱、出光興産㈱、コスモ石油㈱）、（財）日本自動車研究所及び、（財）石油産業活性化センター麻布台研究室の成果を纏めたものである。これら多くの研究者は勿論のこと、複合触媒燃焼器の設計製作試作試験にご尽力いただいた川崎重工業㈱を始めとする多くの異業種の研究者のご協力なしにこうした成果は得られなかった。さらに、7年間いろいろとアドバイス下さった多くの学識経験者の皆様に感謝の意を表する次第である。最後に、これら多くの成果が今後更なる触媒燃焼の分野で活かされ、実用化されることを期待したい。

参考文献

- (1) H. Sadamori, et. al., Proc. Int. Workshop Catal. Combust., 158 (1994)
- (2) 庄司亨, 触媒燃焼研究会, 触媒学会, 第19回触媒燃焼に関するシンポジウム予稿集, 13 (平成7)
- (3) 庄中淳, 触媒燃焼研究会, 触媒学会, 第20回触媒燃焼に関するシンポジウム予稿集, 23 (平成8)

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト

6. セラミックガスタービンの新技術

(3) 耐熱性潤滑油

渡辺 誠^{*1}
WATANABE Makoto

キーワード: 耐熱性潤滑油, 合成油, ポリオールエステル, 耐荷重性能, 耐酸化性, 酸化防止剤, 極圧剤, 高速軸系, 減速機

1. はじめに

自動車用セラミックガスタービン (CGT) に用いる潤滑油は, タービン入口温度 1350°C, タービン回転数 100,000 rpm の高温, 高速回転軸系, また, 自動車駆動用高減速比の減速系に適した潤滑油の必要があり, また, 自動車用として潤滑システム全体として小型にするため潤滑系も一種類の潤滑油で必要な条件を満たす必要があり, CGT 用としては従来の潤滑油では耐熱性, 耐酸化性, 耐磨耗性から使用は不可能であった。そこで, 新しい特に耐熱性にすぐれた性能を持つ潤滑油の開発が要求されることになり, 石油会社及び自動車会社が開発に参加した結果, 平成8年度末には開発した耐熱性潤滑油を試作セラミックエンジンに給油して評価を行い, 新しい耐熱性潤滑油の開発を確認した。

2. CGT 用潤滑油

図1にCGTの軸系の構造を示す。CGT用軸受の使用に当たっては, 潤滑油による軸受の十分な冷却が必要不可欠であるが, このことは軸受部の損失馬力を増大させる。小型・高速の回転軸系では, 軸損失が相対的に大きくなり, 特に部分負荷で運転することが多い自動車用CGTでは, 軸損失を低減させることは極めて重要である。現状の油潤滑の方法では軸受損失が過大となるから油量を減少させる必要があるが, 潤滑油にとっては厳しい条件となり, 軸系の設計と潤滑油の設計には共同作業が必要となる。

また, 100,000 rpm 程度の回転軸を変速機へ直接結合することはできないので減速機が必要となるが (図2に減速機を示す), 自動車用という一般ユーザーが使用することを考慮して, 主軸受の潤滑油と減速機の潤滑油は共用できることが要求される。図3に軸系, 減速機系の条件を示す。

3. 耐熱性潤滑油の開発の目標と開発経過⁽¹⁾

表1にCGT用潤滑油の開発目標を示す。潤滑油の耐

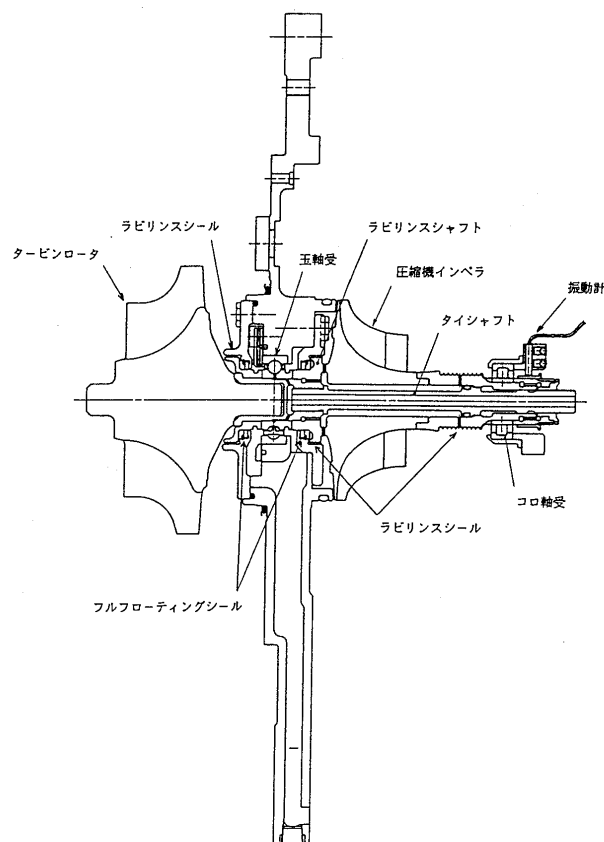


図1 CGT用高速軸系

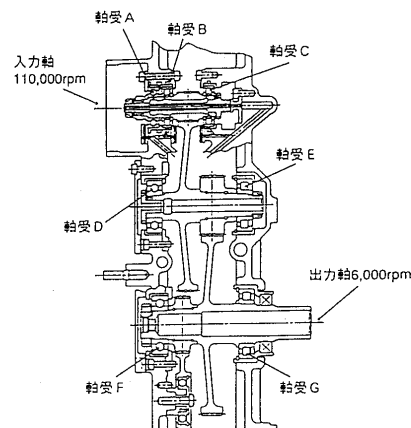


図2 減速機

原稿受付 1997年7月7日

*1 財石油産業活性化センター

〒105 東京都港区虎ノ門4-3-9 住友新虎ノ門ビル

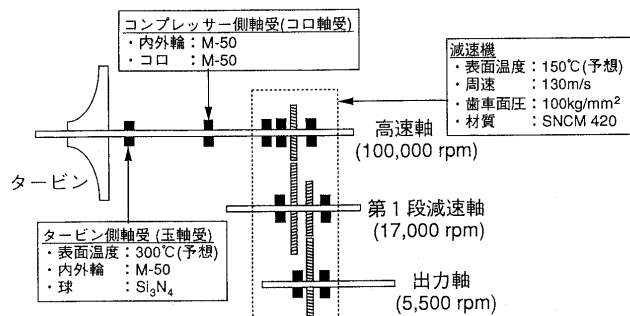


図3 軸系、減速機の潤滑油使用条件

表1 CGT 用耐熱性潤滑油の開発目標

性状	
粘度 @100℃	4.5~5.5mm ² /s [cSt]
@ 40℃	≥20 mm ² /s [cSt]
腐食酸化安定度試験合格温度 (72h)	230℃
高速四球試験 摩耗痕径	0.5mm 以下
[80℃、294N(30kgf)、1 200rpm、30min]	
パネルコーキング試験 コーキング量	15mg 以下
(330℃、3h)	
IAE 歯車耐荷重	66.8N 以上 (15Lbs 以上)
(110℃、10 000rpm)	

熱性と耐荷重性能を重視してあり、使用条件に近いことを考慮してジェットエンジンオイルの MIL 規格 MIL 23699 (type II) を参考とした目標となっている。

開発スケジュールは図4の通りで、1990年のCGT開発プロジェクト開始と同時に潤滑油の開発を始め、1994年には中間的に試作した潤滑油(A油)を実エンジンに供試し評価をおこない、1996年には開発目標を満足する潤滑油(B油)となった。この開発は、資源エネルギー庁のもとに(株)石油産業活性化センターの事業として、日本石油(株)、出光興産(株)、三菱石油(株)、東燃(株)、昭和シェル石油(株)、(株)ジャパンエナジー、コスモ石油(株)の7社、及び(株)日本自動車研究所(JARI)の研究者が参加しておこなった。

4. 潤滑油の設計

潤滑油(液体)は、基油と添加剤からなりこの組み合わせ(フォーミュレーション)で潤滑油の特性が変化する。CGT用耐熱性潤滑油の開発手法は図5の通りで、一般性状評価(粘度等腐食試験)、酸化安定試験、熱安定試験、耐加重性能試験により目標性能に達すれば、実用性能試験、耐久性試験を繰り返し行い、実エンジンの評価後開発潤滑油の完成となる。表2に耐熱性潤滑油の試験法を示す。耐熱、耐酸化性の試験法には、MIL 23699規格の腐食酸化安定度試験(COS試験)により、粘度変化、全酸価変化、金属触媒重量変化、スラッジ生成量変化で評価した。また耐摩耗性の試験には、高速四球試験機により耐熱鋼(M50)、窒化珪素を試験球とし、油温80℃、荷重30kgf、回転数1,200rpm、時間30分の条件

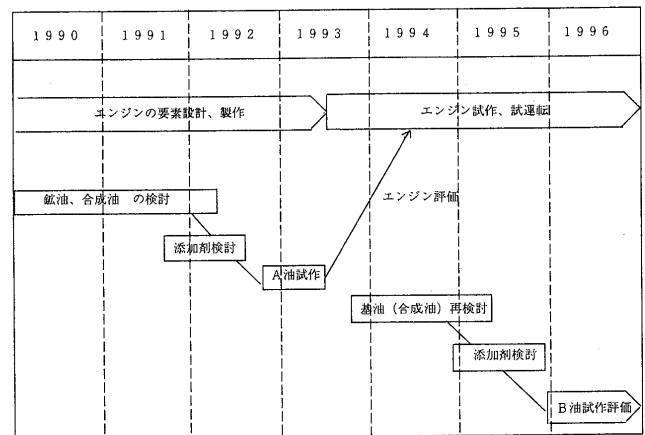
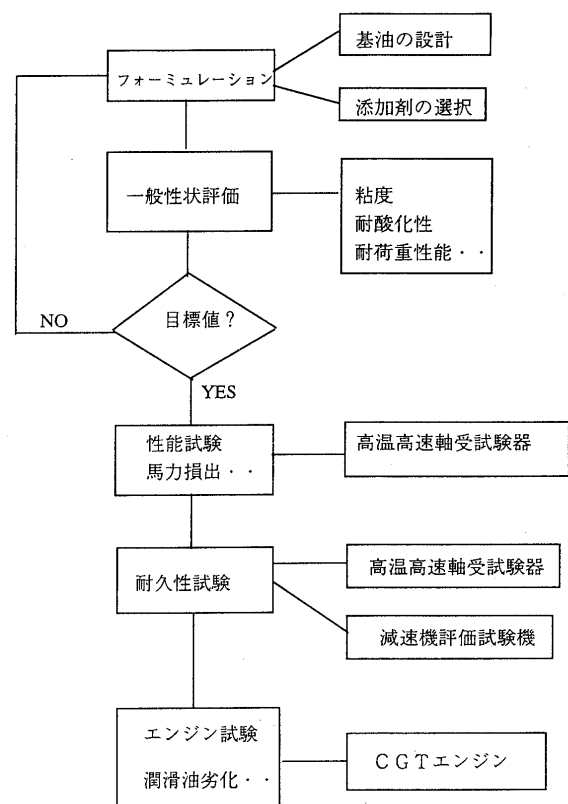


図4 耐熱性潤滑油の開発スケジュール

図5 潤滑油の開発手順⁽²⁾

下で試験球の磨耗痕を測定した。極圧性(耐荷重性能)は、IAE歯車試験機(図6)により焼き付きが起こる荷重を評価した。なお、この試験機の最高回転数は当初6,000rpmで評価したが、実機のPVT値(P: 最大ヘルツ圧、V: 滑り速度、T: かみあい点までの距離)の計算から10,000rpmに変更となっている。

5. 基油の選択

基油は大きく分ければ鉱油系と合成系にわかれる。鉱油系は、原油を蒸発蒸留し、不適当な成分を除いたあと、溶剤抽出、水素添加、脱蠟等の操作により基油となるため、物理的操作による多数の化合物で相対的に製造コストが安く、潤滑油の性能として優れた特徴を多く持つ

表2 耐熱性潤滑油の試験法

(1) 粘度の評価	
1. 1	試験方法: JIS K2283 原油及び石油製品の粘度試験方法並びに石油製品の粘度指数算出方法
1. 2	試験条件: 40℃, 100℃
関連試験法 ASTM D455, 446	
(2) 腐食酸化安定性	
2. 1	試験方法: JIS K2503 航空潤滑油試験方法 3. 6 腐食酸化安定度試験方法
2. 2	試験条件: 油温 218℃, 時間 72時間
2. 3	評価項目: 粘度増加率(%), 全酸化増加率(mgKOH/g), スラッジ量(mg/100ml)
関連試験法 Fed. Test Method Std. 791 Method No. 5308	
(3) 摩耗防止性	
3. 1	試験方法: JPI-5S-32-90 潤滑油の耐摩耗性試験方法 (高速4球摩耗試験)
3. 2	試験条件: 回転数1200rpm, 温度80℃, 荷重30kgf, 時間30分
3. 3	評価項目: 摩耗径(mm)
関連試験法 ASTM D4172	
(4) コーキング防止性	
4. 1	試験方法: Fed. Test Method Std. 791 Method No. 3462 COKING TENDENCY OF OIL (パネルコーキング試験)
4. 2	試験条件: パネル温度330℃, 油温100℃, ON/OFFサイクル時間15sec/45sec, 3時間
4. 3	評価項目: デブリ量(mg)
(5) 耐荷重性能	
5. 1	試験方法: IP 166/77 Load-carrying capacity test for oil IAE gear machine (IAE歯車試験)
5. 2	試験条件: 回転数6000rpm, 油温110℃
5. 3	評価項目: 合格荷重(lb)

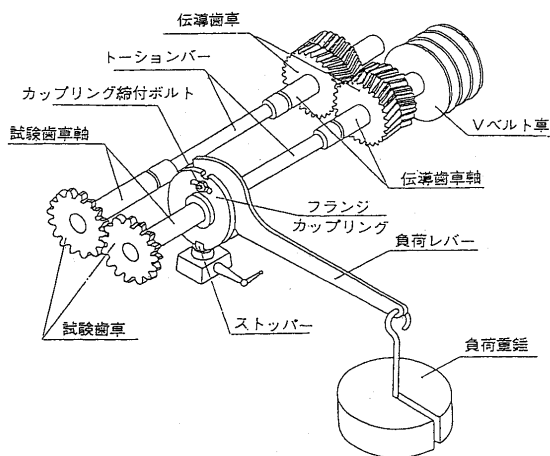
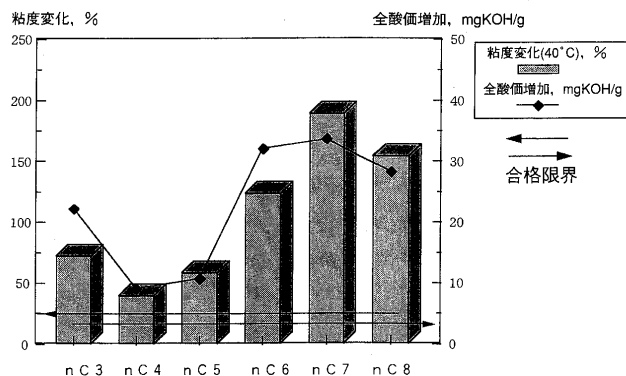
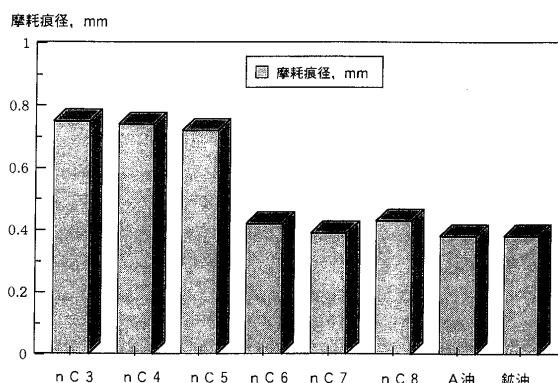


図6 IAE 歯車試験機

いる。合成系は、炭化水素油 (α オレフィンオリゴマー, ポリブテン等), ポリエチレングリコール, ジエステル, ポリオールエステル, ポリフェニルエーテル等があり, 耐熱性を重視すれば合成系の方が優れている。

当初, 鉱油, ポリ α オレフィン, ポリオールエステル等との比較実験を行い, 耐熱性からペンタエリスリトールエステルを基油とした A 潤滑油を開発した。添加剤処方後の評価では, A 潤滑油は市場にある航空タービン油より優れていたが, 耐酸化性, 潤滑性の両面で開発目標(表1)には達しなかった。そこで, 基油の分子構造, 耐熱性, 耐摩耗性の基礎データを集め, 分子の結合エネルギーから潤滑油の構造と耐熱性の比較, 粘度の温度依存性など分子設計の手法を試みながら新しい基油の探索を行った⁽³⁾。この中で, ペンタエリスリトールエステルの分

図7 潤滑油基油の化学構造と耐熱性⁽⁴⁾図8 潤滑油基油の化学構造と潤滑性⁽⁴⁾

子上, 直鎖構造の炭素数をかえて耐酸化性, 耐摩耗性の関係を調べた結果, 炭素数が大きくなるほど耐摩耗性は向上したが, 酸化後の粘度変化が大きくなり, 相反した特性になることが分かった(図7, 8参照)。

そこで, 新たな構造を持った分子の検討, 目標粘度から混合油の検討等を行い, 市場から入手可能な基油としてペンタエリスリトールエステルとポリフェニルエーテル(m-4P2E)の混合油をB潤滑油の基油とした。そして, この基油は, 耐熱性のみならず, 耐摩耗性にも優れた特性をもつことを確認することができた。

6. 添加剤の選択

添加剤は, 用途によっても変わるが, CGT 用としては, 耐酸化性を向上させるもの, 潤滑性をあげるもの, また, スラッジ等の発生が少ないもの等が選択される。しかし, 基油によって相溶性等から添加剤の選択幅が狭くなり, 耐熱性の面から更に選択が限定されることになる。

潤滑油用添加剤には, 酸化を防止または抑制して軸系の腐食, 磨耗, スラッジ, ワニス等の生成を防ぐための酸化防止剤(フェノール系, 芳香族アミン系等の連鎖停止剤, りん系等の過酸化分解剤, 金属不活性剤等, 数%添加), 高温高加重で金属と反応して, 摩擦の少ない皮膜をつくり焼き付け防止をはかるための極圧剤(りん酸エステル等, 数%~10%添加), 分散剤, 粘度指数向上剤,

さびどめ剤, あわ防止剤等がある。

添加剤の処方については石油各社ともノウハウがあり, どの添加剤をどの程度添加するかは一般には公表していない。A 油, B 油の開発についても石油各社のもっとも得意とする処方を競い合い, 最善の添加剤を選択した。高温用酸化防止剤として2種類のアミン系酸化防止剤, 磨耗防止剤トリクレジホスフェート, 金属不活性剤からなり, そのB潤滑油の例を表3に示す。

7. 耐久性, 実機の評価, 実エンジン評価

図9に耐熱性潤滑油開発のために製作し, 潤滑油の耐久性評価に使用した高温高速軸受試験機を示す。CGT エンジンの条件に近似した高温高速回転軸受け性能を評価するため, 駆動用モータ, トラクションドライブユニット, 軸受け組み込みスピンドル, 潤滑油供給装置, 計測装置からなり, 最高軸回転数 120,000 rpm, 軸径 18~25 mm, 最大 dn 値 (d: 内径, n: 回転数) 2,500,000, 最高軸受け温度 250°C, 給油量 0.1~1.5 l/min, ジェット給油の試験ができるようになっている。なお, 試験用玉軸受は, 実エンジンと同じく玉は窒化珪素, 内外輪は M 50 である。そして A 油について評価した例を図10に示す。試験条件はタンク油量 4 リットル, 給油量 0.5 l/min, 給油温度 95°C, 軸受回転数 100,000 rpm, 連続試験時間 80 時間で, 粘度, 全酸化の測定により潤滑油の劣化を評価した。また, 参考のため, 鉱油をベースとした潤滑油もこの試験機で評価したが, セラミック球の破損, 軸受け部の磨耗損傷が発生し, 耐久性がないことを確認した。ま

表3 耐熱性潤滑油の添加剤例

添加剤	添加量 (wt %)
アミン系酸化防止剤 (1)	0.12
アミン系酸化防止剤 (2)	0.14
硫黄系酸化防止剤	2.0
リン系耐摩耗剤 (1)	2.0
リン系耐摩耗剤 (2)	0.1
金属不活性剤	0.05

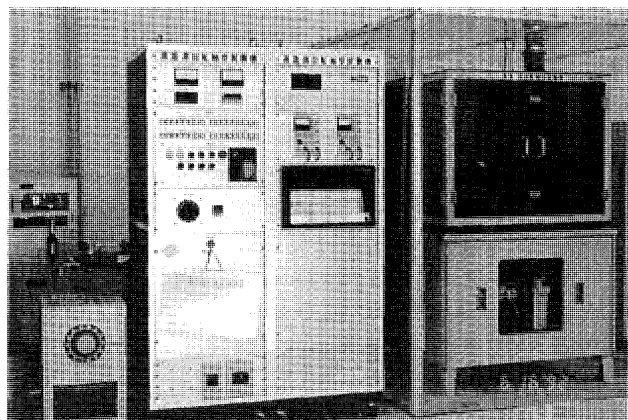


図9 高温高速軸受試験機

たこの実験により, 軸受け損失馬力に与える影響因子を検討し, 潤滑油の特性とともに, 回転数, 給油量, 軸受与圧荷重と損失馬力の関係を把握した。また, 減速機用潤滑油としての評価のため, 減速機単体試験装置(図11)により損出馬力と耐久試験を行った。この試験機は2個の減速機を結合し一方を評価用, 他方を増速用としたものである。A 油の評価結果を図12に示す。この一連の評価を終了後, 実エンジンに給油し評価を行った。その結果はタービン入口温度 1,000°C 以上, 回転数 100,000 rpm で約 50 時間の運転後も潤滑油に異常は見られず, 耐久性も充分であることを確認できた。

8. 最終開発油 (B 油)

潤滑油の耐熱性と潤滑性は, 基油を固定した場合, 添加剤処方を変えても両立しない (図13参照)。A 油はエ

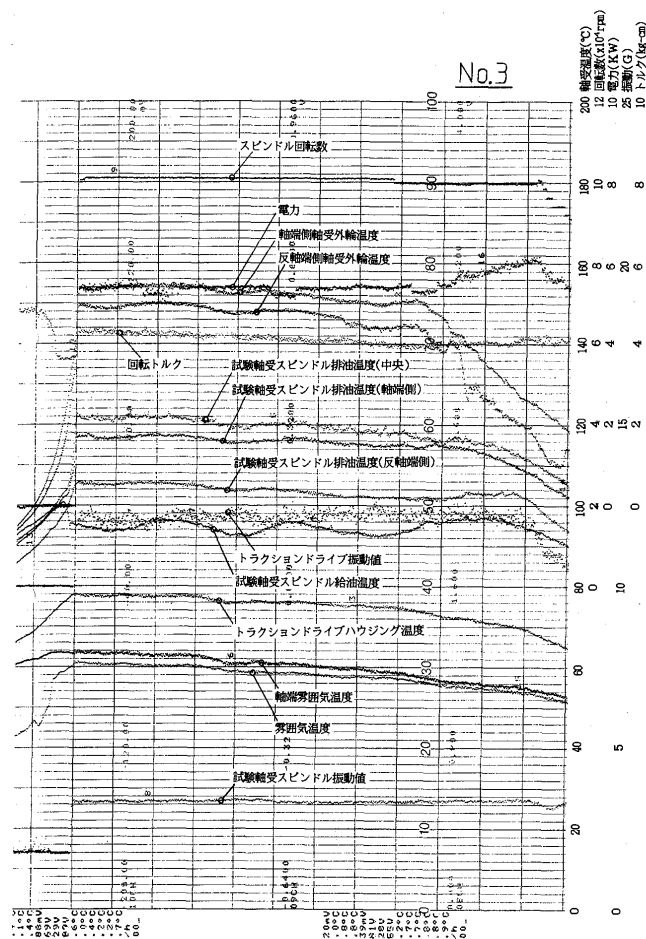


図10 高温高速軸受試験機による潤滑油評価例⁽⁵⁾

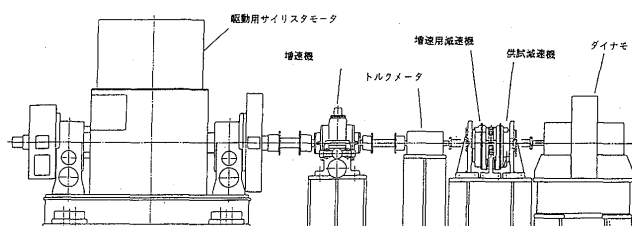


図11 減速機単体試験装置⁽⁶⁾

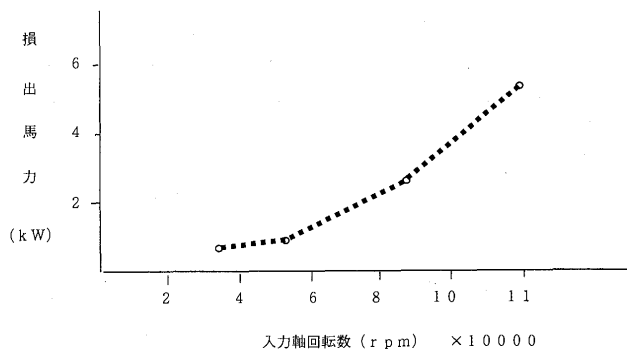


図12 減速機単体試験装置による潤滑油評価例

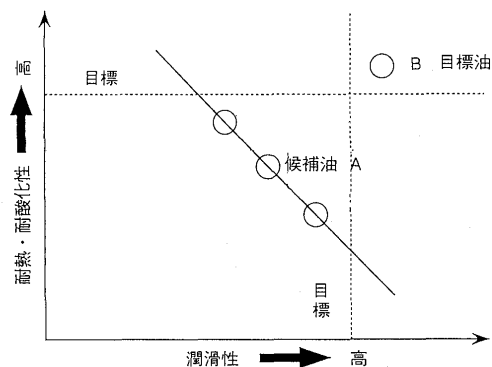


図13 耐熱性と潤滑性

ンジン評価まで実施し、実用上耐熱性潤滑油として問題ないことを確認したが、開発目標を達成することはできなかった。今後軸系、減速系の損出馬力低減等から潤滑油に対する条件が厳しくなることを予測してさらに基油の再検討を行った。耐熱性向上をもっとも重要な開発項目とし、基油自身の耐熱性を上げるための設計を行った。耐熱性に影響する分子の構造、分布等について分子設計までさかのぼって高分子の反応も試み、最適な潤滑油の基油を探した。その結果、市場で入手可能な範囲からペンタエリスリトールエステルとポリフェニルエーテルの混合で条件に合う基油とすることができた。添加剤処方後の潤滑油の性状を表4に示す。また、B油の高温高速軸受試験機による耐久性試験結果を図14に示す。軸受け温度は170℃で推移し、サンプリングによる潤滑油の粘度変化はなかったが、全酸価が若干低下傾向にあった。高速四球試験による磨耗痕をおさえるため添加した添加剤が消耗したためと考えるが、実用上は問題ないと判断される。また、耐久試験後軸受部の分解結果、軸受内外輪、セラミック球、リテーナに全く異常は認められなかった。

9. 今後のCGT用耐熱性潤滑油

開発油B油については、開発目標を達成し、エンジン試験は実施していないもののA油の結果から、CGT用としての性能を充分満足していると考えている。しかし、特殊な合成油であり、今後の製造コストを予測すると自動車用としては問題が残る。また、エンジンの損出馬力

表4 耐熱性潤滑油(B油)の性状

		開発目標	最終開発油 B油
粘度	@100℃	mm ² /s [cSt]	4.5~5.5
	@40℃	mm ² /s [cSt]	≥20
腐食酸化安定度試験合格温度 (72h)		230℃	合格
粘度変化		%, @40℃	-5~25
全酸価変化		mgKOH/g	3以下
金属重量変化	mg/cm ² Fe	±0.2以下	0.03
	mg/cm ² Al	±0.2以下	0.0
	mg/cm ² Ag	±0.2以下	-0.09
	mg/cm ² Ti	±0.2以下	0.01
スラッジ量		mg/100ml	50以下
高速四球試験 磨耗痕径	M-50/M-50	mm	0.5以下
	Si3N4/M-50	mm	0.5以下
[80℃, 294N(30kgf), 1200rpm, 30min]			
パネルコーキング試験 (330℃, 3h)		mg	15以下
IAE歯車試験 耐加重能 (110℃, 10,000rpm)			66.8N以上
			155.9N

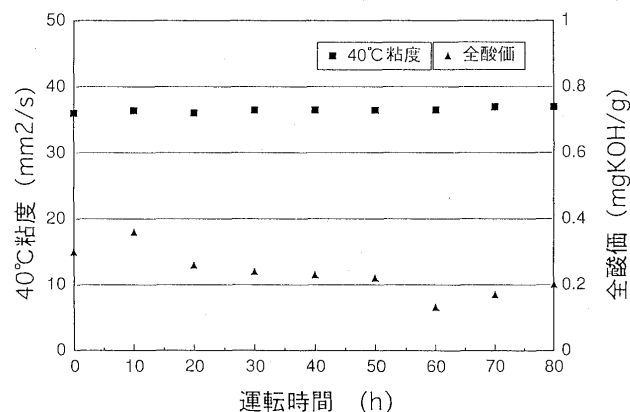


図14 B油の耐久性試験結果

を小さくするためには、エンジンへの給油量を減らすことになって潤滑油にとっては条件が厳しくなることは予測されるので、潤滑油の評価条件をさらに厳しく試験する必要がある。さらに、CGTはメンテナンスの少ないエンジンを目指しているため、今後潤滑油も長時間の使用に耐える基油、添加剤の見直しが必要になるだろう。

参考文献

- (1) 中沢他, 自動車用 100 kWCGT の高速軸系・減速機の開発, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 24, No. 941996
- (2) 野沢他, コンピュータを用いた耐熱性合成潤滑油の分子設計, 日本トライボロジー学会, 1996
- (3) M. Muraki and et al "Evaluation Method for Long Term Life of Heat-Resistant Lubricating Oil for Automotive CGT" SAE Paper 962110 (1996)
- (4) H. Nakanishi and et al "Oxidation Stability of Synthetic Lubricants" ASME 96-TC-1C-2 (1996)
- (5) PEC, CGT用耐熱性潤滑油開発に関する報告書, PEC-1996-C06
- (6) PEC, 自動車用セラミックガスタービン技術開発報告書 PEC-1996-C01

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト

7. セラミックガスタービンの応用展開

半田 統敏^{*1}

HANDA Noritoshi

1. 概要

自動車用エンジンとして開発をスタートした CGT は、エネルギーの多様化、大気汚染、地球環境に及ぼす CO₂ 問題など、ますます重要になる諸問題に対応できるエンジンとして、国内外で期待されている。CGT エンジンの開発と併行して、(財)石油産業活性化センター (PEC) では、CGT の特性を最も活かすことのできる、応用システムに関する調査を実施した。それは、開発中の CGT の実験値や、関連技術に関する新しいデータに基づいてのシミュレーションである。自動車用では、清浄な排気と燃費の良いシステムの中で、最も近い将来に実現性のあるものとして、CGT と電気自動車の特長を合わせ持ったシステムとして期待される CGT/バッテリー・ハイブリッドシステムに焦点を絞った。調査の結果、このハイブリッドシステムは、排気が清浄でかつ高い効率が達成できる見込みが得られた。

また、コージェネレーションシステムについては、国内に設置されたコージェネレーションシステムは、法規制の柔軟化が進む中で、効率的な分散型電源として今後の普及拡大が期待されている。更に、CGT は高効率、低排気であることに加え、小型低騒音、低振動、冷却水不要という特長があるので、屋内の設置条件でも制約が少なく、小住宅用の小型コージェネレーション用エンジンとしても有望である。

2. CGT/バッテリー・ハイブリッドシステム

2.1 シミュレーションの概要

シミュレーションの対象にした車両は、路線バス、2tトラック、2000 cc クラスの乗用車で、走行パターンは、10 モード、10・15 モード、実験で得たバス走行パターンの3種である。また、比較する車両の駆動方式は、(1)1軸再生式 CGT による直接駆動方式、(2)2軸再生式 CGT による直接駆動方式、(3)シリーズタイプハイブリッドシステム (SHS)、(4)パラレルタイプハイブリッドシステム (PHS)、(5)ガソリンまたはディーゼルエンジンによる従来の駆動方式である。それぞれの比較車両のベースとなるエンジン出力、バッテリー容量については、表1に示す値を設定した。計算に使用した既存車の性能は市販車

表1 各車駆動システムのエンジン出力と電池容量

		都市バス	2 トン トラック	乗用車
ベースエンジン		168kW DE	80kW DE	100kW SI
CGT直接駆動		168kW CGT	80kW DE	100kW SI
CGT/ 電池 ハイブリッド	CGT	100 kW	50 kW	50 kW
	電池(SHS)	129 kW	57 kW	57 kW
	電池(PHS)	84 kW	37 kW	37 kW

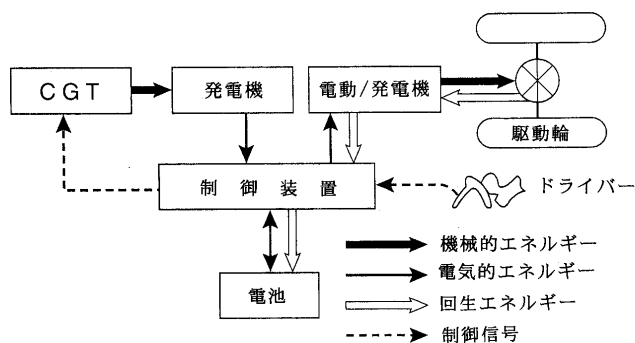


図1 シリーズハイブリッドシステム

のレベル、CGT は開発エンジンの目標である出力 100 kW、効率 40%、排気特性は開発中の CGT のデータを参考にした。

2.2 シリーズハイブリッドシステム

図1に示すように、シリーズハイブリッドシステムでは、CGT は発電用のみに用いられ、その電力は直接、あるいは電池に充電された後、車輪駆動用モーターに供給される。CGT は発電機を駆動するだけであるから、最も効率の良いところで運転することができる。発電してモーターを駆動した余剰の電力は電池に充電する。ハイブリッドシステムの特長であるエネルギー回生は、車両の制動時に車輪駆動用モーターを発電機として使用し、発電した電力はバッテリーまたは、一時的には、図には示していないがスーパーキャパシターに充電する。

2.3 パラレルハイブリッドシステム

パラレルハイブリッドシステムは、図2のように、エンジン出力は発電用と車輪駆動用に、同時に、あるいは切り替えて利用される。エンジン出力軸とモーター出力軸は、歯車装置により機械的に結合しても良いが、CGT 直結の小型高速発電機の他端を出力軸とし、減速ギアに直結することもできる。このシステムでは、エンジン直接駆動の分はエネルギー変換がないので効率が良く、そ

原稿受付 1997 年 6 月 25 日

* 1 (財)日本自動車研究所

〒101 東京都千代田区神田錦町 3-20 神田ユニオンビル
(前(財)石油産業活性化センターへ出向)

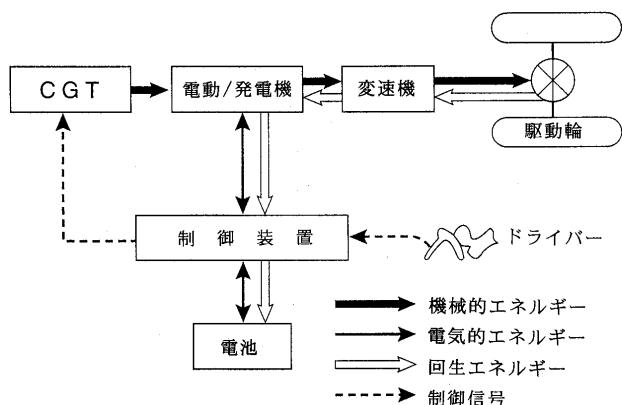


図2 パラレルハイブリッドシステム

の分電池容量はシリーズ方式に比べて小さくできるが、減速装置は必要になる。

シリーズ方式もパラレル方式も、環境問題を考えると、都市内での走行は主として電池出力を利用し、エンジンは充電時や、高負荷時、高速時に利用するのが好ましい。

2.4 シミュレーションの入力値

図3は、シミュレーションに用いた路線バス走行パターンの一部である。

また、エンジンの回転数と出力に対する燃料消費量は、タービン入り口温度（TIT）により、図4のように変わるので、比較的自由に運転条件を選択できるハイブリッドシステムでは、TITを高く運転できるCGTのメリットを十分活かすことができる。モード運転のスタート時の電池の充電量は、充電深度50%とし、1サイクルの走行後には電池がスタート時の充電量にもどるよう、燃料の熱量の33%としてエネルギー補正が行われている。

2.5 システムの制御方法

シミュレーションした、車輛、駆動システム、運転パターンの組み合わせに対して、排気特性や燃費を検討するときに、重要なファクターとなるものにエンジンの制御方法がある。詳細検討の段階では、以下の制御方法に絞って検討した。

2.5.1 オン・オフ制御

CGTは必要なときだけ最良燃費点付近で運転し、車輛の停止時あるいは電池の充電が不要の時には、アイドリングまたは停止する。シリーズハイブリッドシステムに適している。

2.5.2 負荷追従制御

車輛の負荷と電池の充電深度に合わせて、CGTの出力を制御する。CGTの負荷は異なっても、TIT=1350℃付近に保つことにより、部分負荷でも良い燃費を得ることができる。

2.6 シミュレーション

シミュレーションは、3種類の車輛、駆動システム、走行パターンに対して、前述のエンジン制御方法を組み合わせ実施された。シミュレーションでは、走行パターンに従って、各システムを搭載した車輛が走行した場合

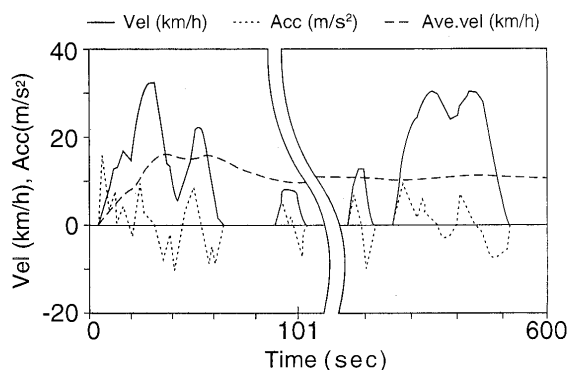


図3 路線バスの走行パターン

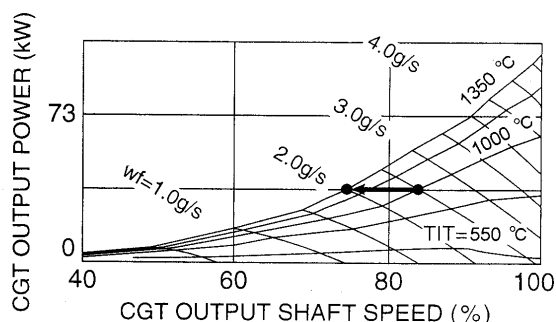


図4 TITと燃費の関係

の、排気と燃費に注目した。CGTは予蒸発予混合希薄燃焼方式を採用しており、その実験値を用いて計算した。ハイブリッドシステムで重要な制動時の回生エネルギーの計算は、それぞれのシステムの車輛駆動用モーターを、制動時に発電機として利用した場合の効率を仮定して計算されている。

シリーズ方式（SHS）とパラレル方式（PHS）の計算例を以下に示す。

図5と図6に、路線バスの場合のシリーズ方式とパラレル方式について、システム構成要素の効率とエネルギー収支を示す。SHSとPHSともに、エンジン制御は負荷追従制御である。

走行後のエンジンの熱効率は、それぞれ約39%でほとんど同じである。エンジンの発電機出力のうち、直接、車輛駆動モーターに消費されたエネルギーは、SHSでは64.6%、PHSでは73.2%である。電池の充放電効率はSHSで66.1%、PHSで66.9%、また、両者の制動時のエネルギー回生率（車輛を駆動したエネルギーのうち、制動時に発電機を駆動したエネルギーの割合）は、両者とも約61%で同レベルである。SHSでは回生した機械エネルギーの51.4%が電池の出力電力として利用され、モーター効率が81.6%の時、回生エネルギー効率（ E_r = モーターで再利用できた出力/制動時に発電機を駆動したエネルギー）は42%となる。一方、PHSの場合には、発電機効率が57.6%、モーター効率が58.3%といずれも低く、回生エネルギー効率は22.5%である。システム効率（ E_s = 車輪を駆動したエネルギー/燃料の熱量）は

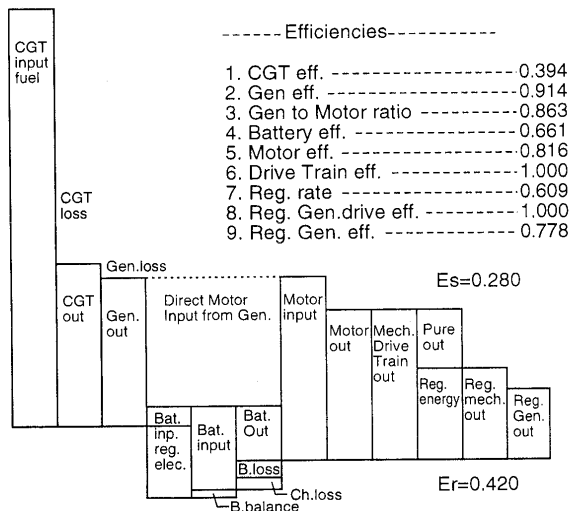


図5 シリーズハイブリッドシステムの計算例
(路線バス、負荷追従制御)

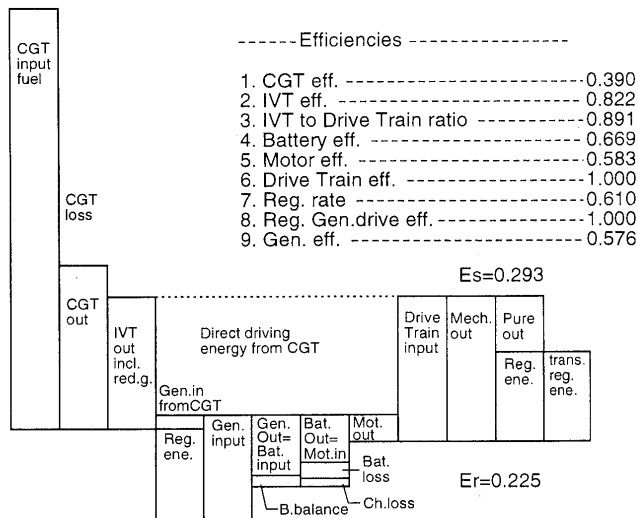


図6 パラレルハイブリッドシステムの計算例
(路線バス、負荷追従制御)

SHSが14.5%, PHSが13.8%である。PHSはエンジンによる直接駆動のメリットを持っていないが、使用条件におけるモーターと発電機の効率の低さが全体のシステム効率を低下させている。

計算結果から、SHSがPHSよりも良好な燃費を示したのは、SHSの回生用発電機とモーターの効率の良さによると言える。SHSでは同じ出力の車輛の場合、PHSよりも大型の発電機とモーターを搭載しており、比較的大きな制動エネルギーに効率よく対応できるものと思われる。

2.7 シミュレーション結果

2.7.1 燃料経済性

図7は、路線バス、2tトラック、乗用車について、走行モード別に、CGT自動車とレシプロエンジン自動車の燃料経済性を比較したものである。

効率の良いCGTシステムを搭載することにより、燃費は既存のディーゼル車(路線バス、2tトラック)と比

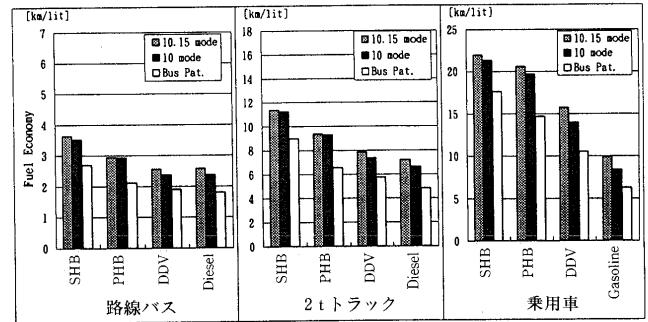


図7 CGT自動車の燃料経済性

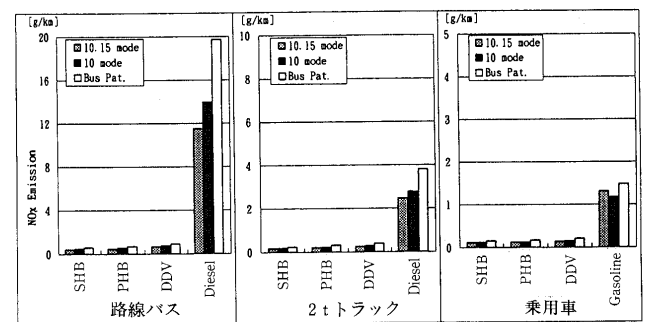


図8 CGT自動車のNOx排出量

較して1.1~1.9倍に改善される。ガソリン車(乗用車)の場合には、燃費の改善はCGT直接駆動で1.7倍、シリーズ方式では2.8倍となっている。

2.7.2 NOx排出量

図8に示すように、CGT自動車のNOx排出量は、既存のディーゼル車に比べると、路線バスで1/15~1/30に、2tトラックで1/10~1/15に削減される。乗用車の場合も、排気触媒なしで、現在の排気規制値を下回る。

以上からCGT自動車は、ディーゼル車に対しては、燃料経済性の低下なしにNOx排出量を大幅に削減でき、ガソリン車に対しては、NOx排出を悪化させずに、燃料経済性を大幅に改善できると言える。

2.7.3 レシプロエンジン/バッテリー・ハイブリッドシステム車

レシプロエンジンにおいても、CGTと同様、シリーズハイブリッドシステムとパラレルハイブリッドシステムを検討した。シリーズ方式では、高効率維持制御(高効率を維持するために適当な回転数、トルクを維持する方式)とオンオフ制御を検討した。オンオフ制御では、各車輛に対して、下記のような3種類のエンジン出力レベルを設定した。

路線バス : 75 kW, 40 kW, 20 kW

2tトラック: 40 kW, 20 kW, 10 kW

乗用車 : 40 kW, 20 kW, 10 kW

シミュレーションの結果をまとめると、NOx排出量については、路線バスと2tトラックでは、現状とほとんど変化無く、乗用車の場合には、2倍位に増加した。また、燃料経済性に関しては、路線バスではほとんど効果

は見られなかったが、2tトラックと乗用車では、シリーズハイブリッドシステムにすることによって30~60%の燃費向上が可能で、特に小出力のエンジンと発電機の組み合わせが良いようである。

2.8 今後の発展

CGT自動車は、燃料面で既存のインフラストラクチャーが使用でき、性能面でも幅広い車種で実現できる。

図9と図10は、CGT自動車の今後の普及による効果を、以下の仮定に基づいて、車種別にシミュレーションした結果である。

国内の適用可能車種を想定すると、潜在的導入量は、4500万台にのぼり、その50%に導入されたと仮定すると、我が国全体の自動車用燃料の消費量は16%減少し、従って、自動車からのCO₂排出量も16%減少することになる。また、排気ガスについては、東京都内のNO_x排出量が22%減少するという試算結果を得た。このように、CGT自動車が開発され、普及した場合のエネルギー、環境面に与える効果は大きい。

3. コージェネレーションシステム

3.1 コージェネレーションシステムの現状

コージェネレーションシステムは、エンジンで効率よく発電された電力と、エンジンの排出熱を共に利用し、エネルギーの有効利用を図るシステムである。我が国では、1970年代から導入され、図11に示すように、1986年頃から急増している。現在、コージェネレーションによる発電量は、我が国の総発電量の約1.6%であるが、今後は、予測される発電量の不足や、売電に関する規制緩和、

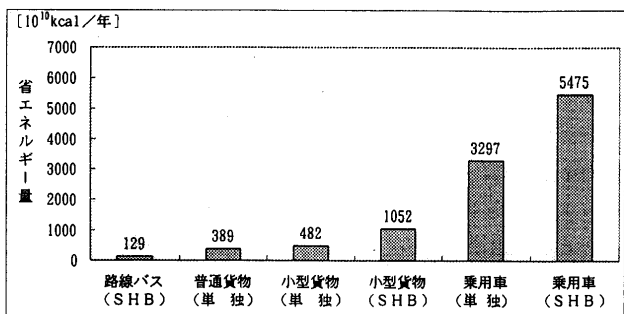


図9 車種別の省エネルギー量

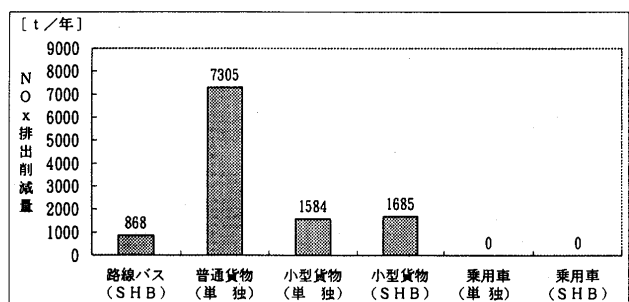


図10 車種別のNO_x排出削減量

設備の充実などにより、次第に増加するものと思われる。

コージェネレーションシステムの規模は、原動機1台あたりの発電容量は産業用で平均約2000kW、民生用では平均約300kWである。更に、我が国の民生用の設置件数は、1997年3月現在約1000件で、1件当たりの発電量は496kW、平均の原動機台数は1.6台である。

3.2 CGT コージェネレーションシステム

従来、100kWクラスのコージェネレーションシステムがほとんど使用されていないのは、レシプロエンジンでは排気温度が低く、その有効利用がかなり難しいことによるとと思われる。その点、CGTは高効率で、かつ、排気ガス量と高温に恵まれており、さらに、以下に述べる抽ガスシステムにより、弾力性のあるコージェネレーションシステムの実現が考えられる。図12に示すように、タービン出口の高温の排気を外部に抽出(抽ガス)し、蒸気発生器などで利用することができる。

このように、抽ガスシステムを採用することによって、排気温度を上げ、かつ、熱電比可変のシステムを実現できる。

抽ガス率は次式で定義される。

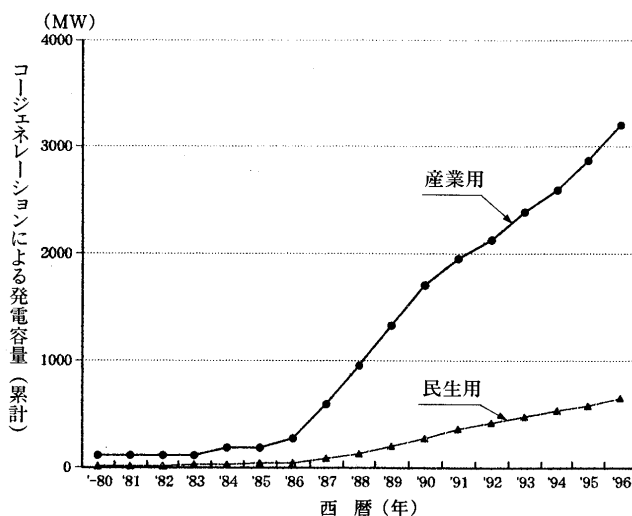


図11 コージェネレーションシステムの設置状況

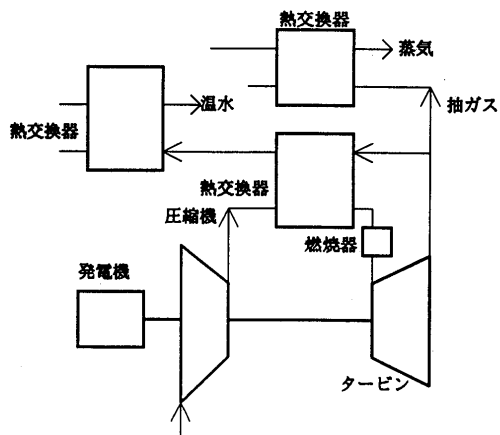


図12 抽ガスサイクルの基本フロー図

抽ガス率(%) = 100 ×

$$= 100 \times \left(1 - \frac{\text{タービン出口燃焼ガスのうち空気予熱に使用される熱量}}{\text{タービン出口燃焼ガス量}} \right)$$

3.3 CGT コージェネレーションシステムの効果

3.3.1 CGT コージェネレーションシステムの省エネルギー性

100 kW クラスの CGT コージェネレーションシステムが、効率よく利用される場所として、小規模のホテル、事務所、30 世帯前後からなる集合住宅を想定し、シミュレーションを行った。ホテルの場合は、年間の熱電比は同傾向であるが、冬季と夏季では暖房と冷房が入れ替わる。事務所の場合には、電力の使用量は年間を通じてほとんど変わらないが、夏場は給湯がほとんど皆無で、冷房の熱量が暖房の熱量の 2~3 倍にもなる。また、集合住宅の場合は、電力は年間を通じて変化が小さく、ホテル以上に給湯の割合が多い。

これらの 3 種類の建物に、100 kWCGT、ディーゼルエンジン、ガスエンジンのコージェネレーションシステムを適用した場合の燃料消費量、電力購入量、追い焚き燃料消費量をシミュレーション計算により求め、省エネルギー率として示したのが、図 13 である。CGT が最も優れていることが分かる。

3.3.2 CGT コージェネレーションシステムの経済性

現在のメタルガスタービンの場合、コージェネレーションシステムの設備コストに占めるエンジンのコスト比率は、1000 kW から 4000 kW クラスで 36~22% であるが、600 kW クラスになると相対的にエンジンコストが減少し、20%前後になる。100 kW クラスの実績はないが、調査したコスト構成と大差ないとすれば、エンジン本体と熱交換器で全体の 30%程度ではないかと思われる。CGT の場合は、セラミックスの適用によるエンジンコストの上昇を考えなければならないが、セラミックスがエンジン部品として広く利用されるようになれば、そのコストは、部品によっては現在の 1/50~1/100 に、平均しても 1/3~1/10 になると見通されている。コージェネレーションシステムの場合は、使用期間中の部品交換などを含めたメンテナンス費用も考えると、消耗部品のセラミック化の効果は大きい。

5 年間で設備費を回収するとして、それぞれのコージェネレーションシステムに要求される建設単価（ブレイクイーブン建設費）を試算した結果を図 14 に示す。

3.3.3 CGT コージェネレーションシステムの環境性

都市内の NOx 規制が、ますます厳しくなる中で、ディーゼルによる小型コージェネレーションシステムの導入は困難になり、発電効率は下がっても、ガスエンジンの導入が図られている。ガスタービンは本来、レシプロエンジンとは基本的に異なる数々の特長を持っている

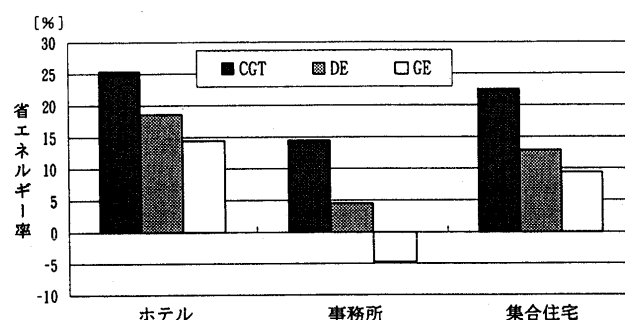


図 13 各種コージェネレーションシステムの省エネルギー性

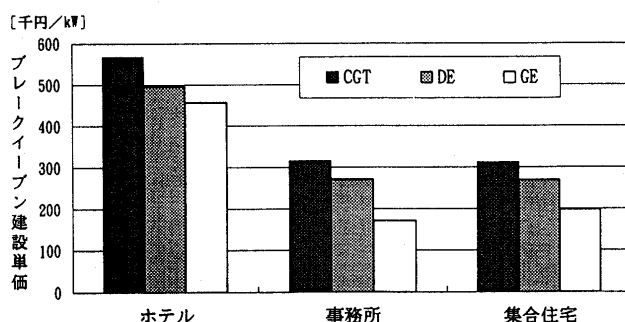


図 14 各種コージェネレーションシステムのブレイクイーブン建設費

が、CGT は NOx 排出量がディーゼルエンジンの 1/50 程度にもできるし、多種燃料にも対応できる。また、CO₂ 発生量も熱効率が高いので 10~15% 低減できるので、省エネルギーと環境保全の面から、コージェネレーション用エンジンとしても、早期開発が待たれる。

4. 可動式電源・給湯システム

CGT の効果的な用途として、CGT/バッテリー・ハイブリッド自動車と CGT コージェネレーションシステムを検討してきたが、これらのシステムに共通の技術として、CGT 直結の高効率、高速発電機がある。この高速発電機の実現性についても、同時に調査が進められ、実現の可能性が示された。CGT の特長を、最も活かしたシステムを検討した結果、到達した一つの解が、可動式電源・給湯システムである。図 15 にその概念図を示す。CGT と高速発電機のセットは車載可能、多種燃料に対応可能、排気清浄、冷却水不要、そして熱エネルギーの利用が容易である等、人里離れた工事現場や、非常用電源が要求される場所での活躍が考えられる。

1995 年の阪神・淡路大震災では、兵庫県内の避難所はピーク時には 1138 カ所、被災者は最大で 31 万 7 千人にのぼった。給湯設備のある電源車は、小回りの利く 2 t クラスの小型トラックに仮装できるので、このような被災地向けの設備としても適している。

以上のように、従来の小型エンジンに無い優れた特質を持つ CGT は、その応用面でも、自動車用エンジンとし

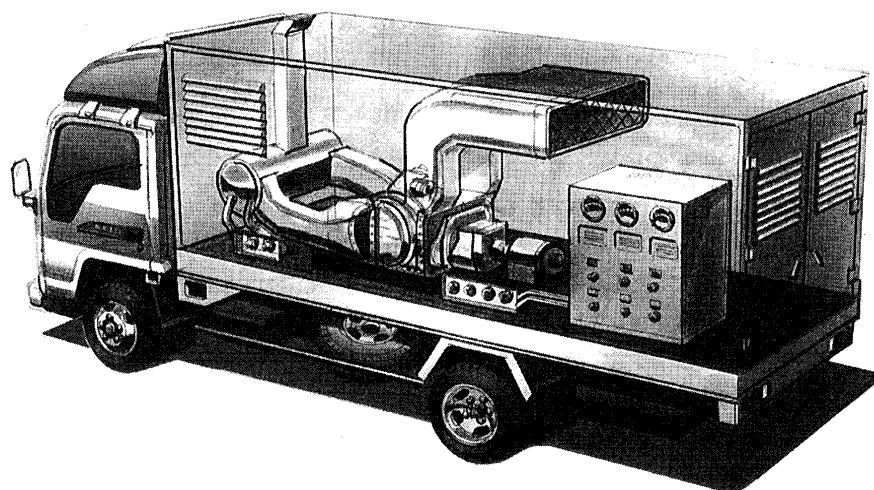
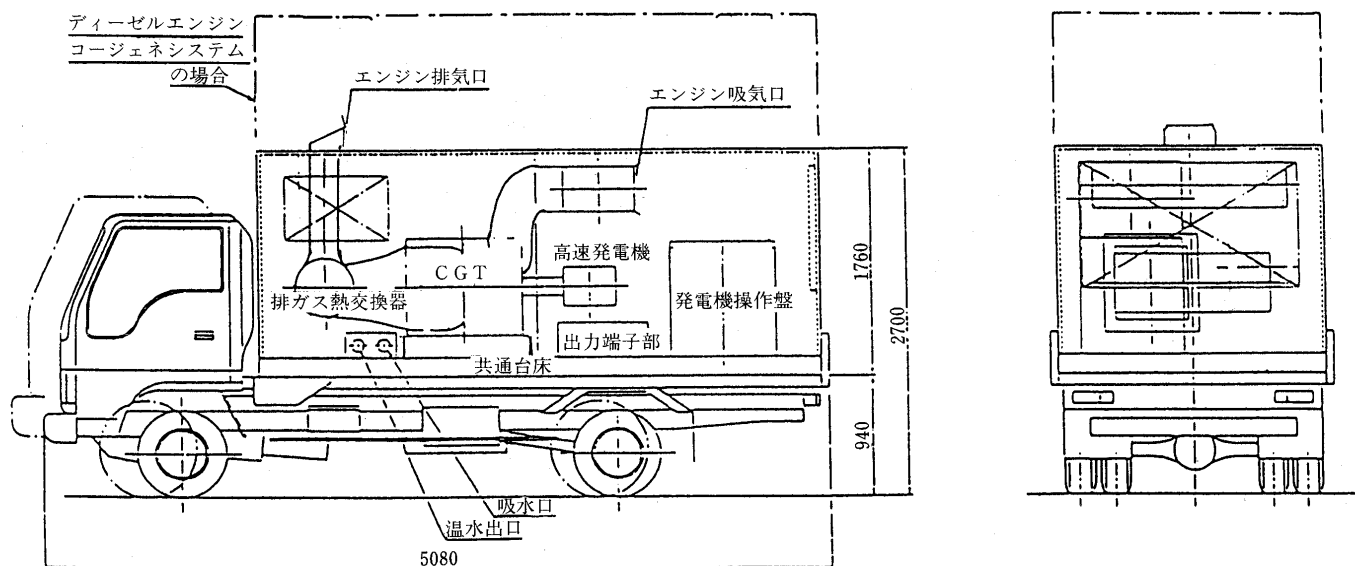


図15 可動式電源・給湯システム

てのみならず、発電装置として、或いは熱供給装置として、種々のシステムに組み込まれ、幅広く社会に受け入れられる素質を持っている。CGT 本体とシステムの普及実現のためには、解決すべき周辺の技術課題も幾つか残されているが、CGT は経済性、省エネルギー性、環境保全性の面から、将来の小型高効率エンジンとして、

内外の期待を集めており、今後、更に実用化に向けた開発の努力が期待される。

本章は、(財)石油産業活性化センターで進められた「自動車用 CGT の社会適合性に関する調査」をはじめとした、CGT に関する調査事業の成果の一端を紹介したものである。

特集・100 kW 自動車用セラミックガスタービン開発プロジェクト

8. 自動車用ガスタービンの開発動向

渡辺 誠^{*1}

WATANABE Makoto

キーワード: 金属ガスタービン, セラミックガスタービン, セラミックコンポーネント, ハイブリッド車, AGT プログラム, ATTAP プログラム, AGATA プロジェクト

1. ガスタービンの特徴と自動車への搭載

ガスタービンは、以下に示すように自動車用エンジンとして優れた特性を持っている。

- (1) ガソリンエンジンやディーゼルエンジンに要求されるようなオクタン価, セタン価にかかわらず比較的広い範囲の燃料が使用が可能である
- (2) 小型軽量で比較的大きな出力を得られる
- (3) 振動が少なくまた騒音対策が容易である
- (4) 冷却機構が不要, 保守が簡単である

このことから, ガスタービンを自動車に搭載する研究開発は古くから行われてきた。

1950 年には, 英国ローバー社が JET 1 の名称で 110 PS のエンジンとして金属ガスタービンを乗用車に搭載したのが始まりとされており, その後 GM のファイアーバード, クライスラーのデモ運転など欧米の自動車会社が乗用車, バス, トラック用に開発を推進し, 日本においても三菱自動車工業, トヨタ自動車, 日産自動車が 1960 年代から開発を始めた。そして, レシプロエンジンに比較して燃費, 信頼性に劣るものの, ガスタービンの自動車用エンジンとしての有用性が認められるようになってきた。

1970 年代からは, 耐熱材料としてのセラミック材の研究開発が進んだため, 従来の金属ガスタービンの低い熱効率を改善する方法としてタービン入口温度 (TIT) を上げることを目的として, ガスタービンのセラミック化を計る研究開発が各国の政府主導型のプログラムとして始まった。

2. 金属ガスタービンの開発経緯

2.1 米国

世界でもっとも熱心に自動車用ガスタービンの開発を進めたのは米国である。1953 年には GM 社が, GT-300 のガスタービンエンジン (325 PS, 750°C, 非再生) をバスに搭載し, GT-302 (370 PS, 非再生) をレーサー用ファイアーバード I に搭載し走らせている。1955 年には, GT-304 (200 PS, 2 軸, 再生器付) をファイアー

バード II, 1958 年には熱効率向上と重量軽減を目的とした改良型 GT-305 (225 PS) をファイアーバード III に搭載した。(このレーサー用の車はフォードミュージアムに現在でも展示してある。) さらに GM 社は, 1965 年に 300 PS のガスタービンエンジンをトレーラー, バス用として開発し, 1972 年に GT-404 (360 PS) を当時のグレイハウンドバスでテストをしている。

一方, フォード社は, GM 社とほぼ同時期から開発を始め, 1955 年に 701 エンジン, その後トラック用として 2 軸再生式のガスタービン (702 型), 1959 年より 3 軸の 704 型 (300 PS) とした (図 1^{*)})。このエンジンは, 1700°F (930°C) で, タービンロータ回転数 46,500 rpm, エンジン重量 495 kg といわれている。1963 年には 705 型 (600 PS 目標) で温度を 1750°F (955°C) にあげ 510 PS の出力を得たが, 製造コストが高いと判断された。そして 1966 年には 707 型 (2 軸, 再生式, 375 PS) をトレーラーに搭載した。このエンジンは, 一部にセラミック部品を使い, 金属ガスタービンで無冷却 1900°F (1037°C) の運転をおこなった。1966 年から 1972 年にかけては, 710 型のエンジンをバスに搭載し, 4000 時間以上の運転実績をあげた。しかし, セラミック製熱交換器の破壊という問題が発生し, 量産化を断念した。

クライスラー社は, 1959 年 CR 2 A エンジン (140

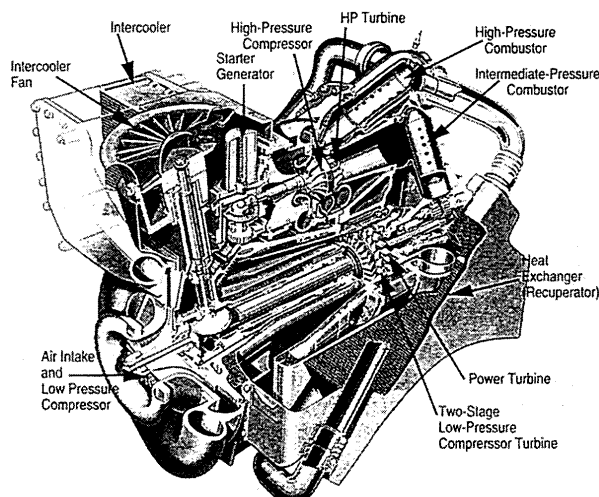


図1 フォード 704 型エンジン

原稿受付 1997 年 7 月 7 日

* 1 勸石油産業活性化センター

〒105 東京都港区虎ノ門 4-3-9 住友新虎ノ門ビル

PS, 再生式), A-831 エンジン (130 PS) をそれぞれ乗用車用としてテストを開始した。

その後、各社とも、米国政府の援助のもとにエンジンのセラミック化に取り組むことになった。

2.2 欧州

1950 年代、英国のローバ社は、JET 1 の後、レーサー車用として 2S-140 型、2S-150 型と開発を進め、オースチン社は 130 PS のエンジンを 1955 年に試作し、フィアット社は 330 PS の非再生式ガスタービンを開発した。

2.3 日本

日本の自動車用ガスタービンの開発は、1960 年代から三菱自動車工業、トヨタ自動車、日産自動車によってすすめられ、1970 年代にはガスタービンを開発し、車両による走行試験を行ったが、1978 年の石油危機を契機に燃料経済性に対する要求が一段と強まったことから、セラミックスを用いたガスタービンの開発に着手した。

(1) 三菱自動車工業

三菱自動車工業(株)のガスタービンは、トラック、バス研究開発部門で行われ、基礎的な研究開発は三菱重工業(株)と一体的に進められた。1969 年よりトラック用ガスタービンの研究を始め、1973 年には、ST-6 型をトラックに搭載して実験を始めた。その後、大型トレーラー用のガスタービン (400 PS, 2 軸, 再生式) を開発、1979 年には走行試験を開始して、ガスタービンがトラック用エンジンとして振動、騒音などの乗り心地、加速、減速特性などに優れた特性を持つことを確認した。その後、燃費改善のため高温部品のセラミック化の研究開発を開始した。

(2) トヨタ自動車

トヨタ自動車(株)では、1964 年にガスタービンの開発を、豊田中央研究所、東富士研究所、その他協力会社とともに始め、1970 年代から小型ガスタービン GT 24 (1 軸, 30 PS, TIT 900°C, 軸回転数 86,000 rpm) を開発し、当初よりハイブリッド車用のエンジンとして車重 1 トンのトヨタスポーツ 800 のテストを行った。乗用車はエンジンの部分負荷の使用頻度が高いので、一軸式ガスタービンを定格点のみで運転し、バッテリーへの負荷でコントロールしたのがこのシステムの特徴であった。さらにトヨタでは、ガスタービンの小型、軽量、大出力の特徴を生かして、市販の変速機を利用するため 2 軸式としたバス用 GT 21 (150 PS) を開発し、中型バス (日野自工) で一般公道での実験を 1982 年より始めた。このデータをベースにその後大型のエンジン GT 31 (330 PS) の開発を行い日野自工の大型バス (RU 638) に搭載し、試験走行をおこなった。その結果、ガスタービンの大型バスへの適用は、定格出力で長時間運転するのに良く、また、ディーゼルエンジンの黒煙、NO_x 対策に有利であると考えられた。そして 1987 年には、GT 41 (150 PS, 68,000 rpm/53,000 rpm 図 2) を TOYOTA GTV に搭載、走行実験を開始した。このエンジンは、乗用車に

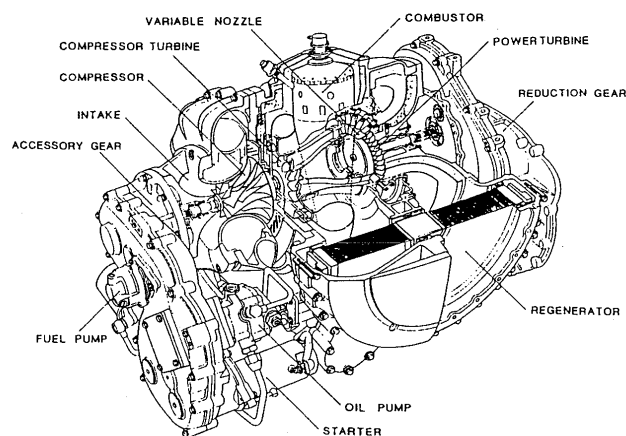


図 2 トヨタ GT 41 エンジン

要求される発進加速性を向上させるためエンジンと変速機の制御法に工夫がされ、また、将来のセラミックエンジン化へのベースとなるものであった。なお、トヨタでは、これまでのガスタービン開発で得た技術をコジェネレーション用のエンジンに転用することも計画中である。

(3) 日産自動車

日産自動車(株)は、1963 年から調査を開始し、1968 年に YTP-11 (2 軸, 再生式), YTP-12 (300 PS) をバス用リヤエンジンとして搭載し、1976 年には日本で初めてガスタービン車としてナンバーをつけ一般公道での実験を行った。この結果、レシプロエンジンに比し振動、騒音、排気特性の面で優れた特性を持つが、燃費はディーゼルエンジンに劣るためタービン入口温度を高めなければならないとの結論に達した。そして、セラミック化をはかるため、300 PS のバス用エンジンから小型の乗用車用 100 PS エンジンの開発に注力することとなった。

3. ガスタービンのセラミック化

3.1 米国

米国においては、セラミックスのガスタービンへの適用は 1950 年代にコーニング社の蓄熱式熱交換器の開発から始まり、1960 年代にはフォードによってガスタービンの高温部点をセラミックス化する研究開発が行われた。そして 1970 年代になり、セラミックスをガスタービンに適用するには材料開発、適用技術開発、部品化技術等、解決すべき課題が多く、しかも技術開発に大きなリスクが伴うことから、政府資金による国家プロジェクトとして進められることになった。

(1) BMD (Brittle Material Design) プログラム

1971 年から 1979 年におこなわれたこのプログラムによって初めてガスタービンのセラミックス化が実施されることになった。フォードは 200 PS の一軸式自動車用としてガスタービンのセラミック化に着手した。部品は燃焼器に炭化珪素が使用され、ノーズコーン、シュラウド、スタータおよびタービンロータに窒化珪素が、また熱交換器にはコージェライトが用いられた。エンジン運

転も実施されたが成功にまでは至らなかった。

(2) CATE (Ceramic Application in Turbine Engine) プログラム

1976年にスタートしたCATEプログラムは、GMのDDA (Detroit Diesel Allison Division) が自社で開発した大型トラック用の金属ガスタービンGT-404のタービンプレード、タービンノズルのセラミックス化を図ったもので、タービン入口温度を2265°F (1240°C) にして20%の燃費の改善を目標としたが2070°F (1132°C) で未達のまま終了した。

表1 AGTプログラムの目標

ガソリンエンジンに比べ、少なくとも30%の走行燃費を改善する。
排気ガスが連邦規制値を満足する。
(Diesel Fuel No.2 使用時, HC<0.41, CO<3.4, NOx<0.4, PM<0.2 [g/mile])
多種燃料が使える。(ガソリン, ディーゼル油, アルコール, オイルシェール等)
騒音, 振動および安全性が連邦規制を満足する。
現用エンジンと同等の信頼性と耐久性を有する。
現用エンジンと同等のイニシャルおよびライフコストである。
安全でかつ消費者の満足する加速性である。

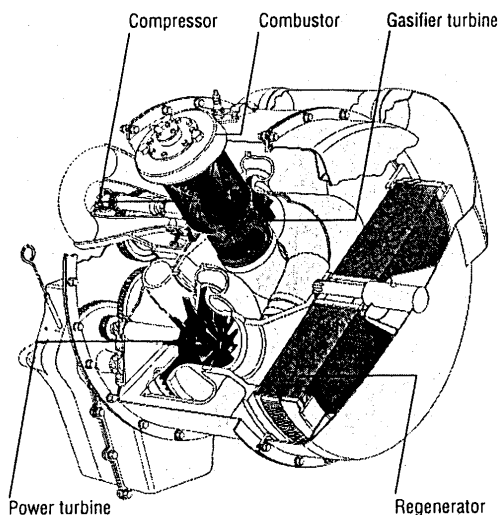


図3 アリソン AGT 100 エンジン

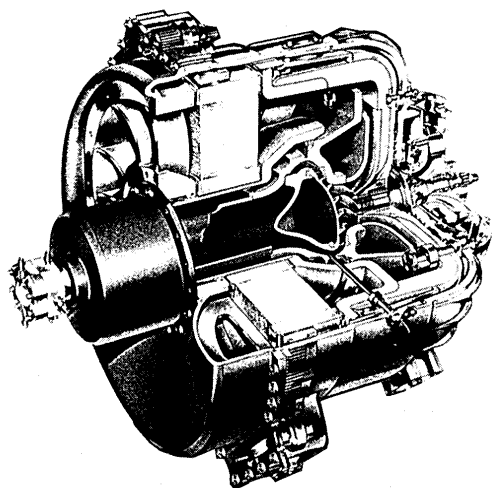


図4 アライドシグナル AGT 101 エンジン

(3) AGT (Advanced Gas Turbine) プログラム

米国では、米国エネルギー省 (DOE Department of Energy) のもとにセラミックスをガスタービンに適用し自動車に搭載する AGT プログラムが1980年から1987年の8年間にわたって行われた。このプログラムには、燃費の向上と排気ガスのクリーン化を狙い、さらにエンジンのコストダウンを目標としたもので、米国航空宇宙局 (NASA: National Aeronautics and Space Administration) に委託して推進された。AGT プログラムの基本目標を表1に示す。開発に参加したGMのアリソン (前DDA) とポンティアック社は、共同で2軸式AGT 100 (75 kW) を開発した (図3⁽²⁾)。

一方ギャレット社とフォード社は1軸式AGT 101 (1軸式, 75 kW) を開発した (図4⁽³⁾)。このエンジンにはCVT (Continuous Variable Transmission) を使用するように設計された。エンジンの目標仕様を表2に示す。いずれも1985年頃よりセラミック製静止部品、タービンロータをエンジン内に組み込みエンジンテストが行われた。

表3⁽⁸⁾にAGTプログラムの技術的成果と課題を示す。

表2 AGT の目標性能

開発メーカー名		DDA/ポンティアック	ギャレット/フォード
(単位)			
エンジン	名称	AGT-100	AGT-101
	形式	2軸再生式	1軸再生式
	出力 (kW)	74.6	74.6
	TIT (°C)	1,288	1,371
	圧力比	4.5	5
回転数 (rpm)		86,000/68,000	100,000
コンポーネント	圧縮機		
	形式	ラジアル、入口案内翼付	ラジアル、入口案内翼付
タービン	圧力比/空気流量 / (kg/sec)	4.5/0.345	5/0.386
	断熱効率 (%)	82.8	80.5
熱交換器	形式	ラジアル/ラジアル	ラジアル
	断熱効率 (%)	84.5/86.7	86.5
燃焼器	ノズル	固定翼	固定翼
	形式	回転翼熱式 (1個)	回転翼熱式 (1個)
温度効率/漏れ率 (%)		94.7/5.2	92.9/3.2
	入口ガス温度 (°C)	1,055	1,093
燃焼器	形式	逆流缶式/予蒸発予混合	逆流缶式/予蒸発予混合
想定車両	モデル	1985 Pontiac 6000	1985 Ford Tempo
	燃費 (km/l)	18.1	18.2

表3 AGTプログラムの成果と課題

	AGT100	AGT101
達成値	出力：報告なし	出力：32kW
運転実績	<ul style="list-style-type: none"> 1982年にエンジンテスト開始 1983年より2台のエンジンを用いて各種テスト開始 1985年よりセラミック静止部品を入れたテストを開始 1986年よりSN製タービンロータを中心に、タービン周りのセラミック部品のテストを開始 (ガスジェネレータ中心) 1080°C、5万~6.9万rpmにて約100時間の運転 1987年出力タービン付きにてテスト、1065°C、70% speed SiC製ロータもテスト 	<ul style="list-style-type: none"> 1981年にメタルエンジンテスト開始 1982年までに3台のエンジンにて270時間のテストを実施し、主として高速回転系の改良を行った 1984年よりセラミック静止部品とメタルロータを組み合わせ、過渡及び高温での耐久性評価 1986年オールセラミックエンジンの運転開始。1つのケースで1093°C~1204°Cにて6~7万rpmで85時間運転。FODで破損
成果	<ul style="list-style-type: none"> オールセラミックエンジンの試運転レベルに到達 エンジンにてセラミック部品テスト 	<ul style="list-style-type: none"> オールセラミックエンジンの試運転レベルに到達 エンジンにてセラミック部品テスト
課題	<ul style="list-style-type: none"> 複雑な形状のタービンスクローに苦勞 エンジン運転中のFODによるセラミックロータの破損 空気漏れ、熱損失が大い 	<ul style="list-style-type: none"> エンジン運転中のFODによるセラミックロータの破損 スタティックシールからの空気漏れ 熱交換器シールの高温強度不足

AGT プログラムがスタートした 1970 年代はセラミックスをガスタービンに適用できるかどうか疑問視された時代であった。しかしセラミックメーカをサブコントラクターとして 8 年間に及んだ開発努力によって材料特性は改善され、適用技術にも大きな進歩がみられた。

このプログラムで開発されたガスタービンはいずれも目標値に対して未達となったが、その主な原因としては、タービンロータの耐熱性と強度不足のため計画値まで高温化できなかったこと、また熱変形による接合部からの空気漏れが予想以上に大きかったことがあげられている。またエンジンの耐久性については、AGT-100, AGT-101 の総運転時間がそれぞれ数 100 時間であったことから判断して、1100°C~1200°C 程度のタービン入口温度であれば評価できる状態にあるとみられる。AGT プログラムは初期の目標を達成することはできなかったが、セラミックスを用いることによってタービン入口温度の高温化が可能となり、自動車用エンジンとしてセラミックガスタービン実現の可能性があることを立証することになった。

なおこのプログラムには京セラ等わが国のセラミックメーカも参加し AGT 開発に大きく貢献し高い評価を受けている。

このプログラムは 1988 年より次の ATTAP プログラムに引き継がれた。尚、AGT プログラムとセラミック材料開発の投入された資金は約 140 M\$ (約 170 億円, 1 ドル=120 円) といわれている。

(4) ATTAP (Advanced Turbine Technology Application Project)

DOE では、AGT プログラムの結果を反省し、エンジン開発ではなく耐熱材料の特性の改善とエンジン部品への適用技術の開発を行って、信頼性、耐久性に優れた CGT を開発製造する技術を確立する必要性を認め、ATTAP プログラムを新たに発足させた。この移行の背景には、AGT プログラムは時期にきており、このまま延長はできないこと、米国自動車業界はセラミック部品の信頼性に疑問をもっていること、今後の開発にはリスクが大きく企業だけでは開発資金の負担が出来ないこと、セラミック技術は米国の方が遅れておりこのままでは米国産業界に大きな影響を残す心配がある、等の認識があったためといわれている。

ATTAP の基本目標は次の通りである。

「2500°F (1371°C) TIT を持つガスタービンの環境で、3500 時間の耐久性をもち、自動車用エンジンのライフサイクルコストに適したコストである構造用セラミックの運用技術を向上させ実証すること。」

具体的には表 4 となっている。

米国政府との主コントラクターは AGT と同様の 2 社であるが、GM は FOD 対策のためタービンがラジアル型の AGT 100 から軸流型の AGT-5 (図 4) に変更し、ギャレットは AGT 101 を開発対象にした。このプログ

表 4 ATTAP の目標

- ・ セラミック材料のデータベースを構築し、セラミックコンポーネント設計ができるような解析手段の開発
- ・ コンポーネントテストを通じて設計手段を実証する
- ・ セラミックコンポーネントの製造プロセスの改良
- ・ コンポーネントテスト手法の改良
- ・ エンジン中のセラミックコンポーネントの信頼性、耐久性の評価

表 5 ATTAP の開発コンポーネント

ギャレット	アリソン
タービンロータ タービンステータ (ノズル) シュラウド ウエーブスプリング トランジションダクト	タービンロータ タービンノズル スクロール 熱交換器マトリックス 断熱材

ラムで試作されたセラミック部品は 2 機種のエンジンに組込まれ評価された。

このプログラムを成功させるための方策として、主コントラクターとなっているエンジンメーカ相互の協力関係の強化、エンジンメーカとセラミックメーカとの相互の協力関係の強化、開発すべきセラミックコンポーネントの重点指向 (表 5)、またセラミック技術開発 (CTP: Ceramic Technology Project) を実施している国立研究所 (ORNL: Oakridge National Laboratory) との情報交流等を図り相互協力のもとにプロジェクトを進めることになった。米国は 1987 年にプロジェクトの一環として上記国立研究所の中に高温材料研究所 (HTML: High Temperature Material Laboratory) を設立、施設を民間企業に解放するとともに高温材料の分野で積極的に協力する体制を整えた。

ATTAP プログラムは、当初の計画では 1992 年までの 5 年間であったが、1 年延長して 1993 年まで行われた。1990 年に GM は AGT-5 を用いて 267 時間の運転を行ったが、最終目標は達成できずに終了した。

(5) PNGV プログラム

AGT, ATTAP プログラムを引き継ぐ形で、1993 年に米国政府と米国自動車メーカは PNGV (Partnership for a New Generation Vehicle) プログラムを発表した。この中で 2004 年までに現在の 3 倍の燃費の乗用車を開発することになっている。PNGV プログラムでは、GM, フォード, クライスラーが自動車のまとめを担当し、エンジン (ハイブリッド用) の候補の一つとなった CGT については、アリソン社が AGT-5 (GM 社開発) をベースに、アライドシグナル社はターボオルタネータと称して触媒燃焼器を持つ TIT=1000°C の金属ガスタービン (50 kW) を、テレダイン社もレキュペレータを持つエンジン開発をそれぞれ担当することになっている。

1996 年発行の NRC (National Research Council) 報告書によれば、ガスタービン (CGT とは限らない) はハイブリッド車用の最も有望な技術の一つで、出力重量比が非常に大きいこと、制御対象外の排気が相対的に少な

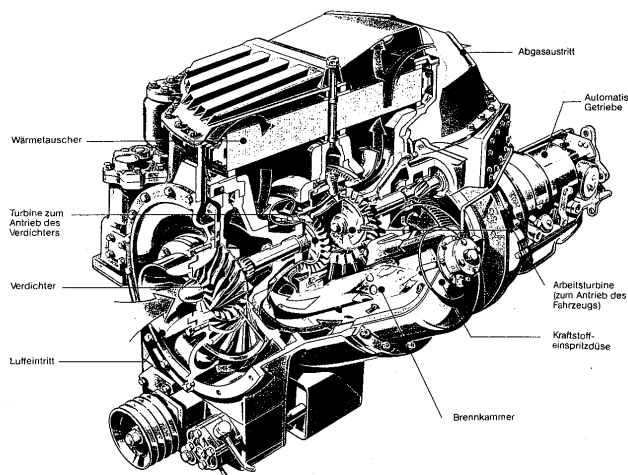


図5 ダイムラーベンツガスタービン

表6 西独 BMFT 計画の開発分担

メーカー	出力	開発対象部品
ダイムラーベンツ	150kw	タービンロータ、スクロール、伝熱型熱交換器
フォルクスワーゲン	100kw	タービンロータ、ステータ、燃焼器
MTU	300kw	タービンロータ、ステータ、燃焼器

いこと、多種燃料性に優れていること等がガスタービン車の特徴であるとしている。PNGV 関連技術の中で大きな開発上の進展があったのは、一つには自動車用の電子部品、精密制御機器の開発が進みガスタービンへの応用が可能となったことであり、例えばアライドシグナル社が開発した燃料制御システムの例があげられている。このほか、燃焼技術、熱交換器等の熱回収技術、高効率低コストの発電機などの進展が著しいと評価されている。

一方今後の大きな課題は、セラミック部品信頼性の向上、コスト削減技術開発、更に熱回収技術であり、これまで進展があったとはいえ熱交換器の大きさ、重量、コストを削減するには一層の研究が必要であるとしている。

3.2 欧州

欧州においては、ドイツ、スウェーデンを中心にセラミックガスタービンの開発が進められた。また、欧州全体として、AGATA 計画が推進されている。

(1) ドイツのプログラム

西独では1974年よりBMFT（西独研究技術省）が中心となり、ダイムラーベンツは大型乗用車、フォルクスワーゲンは小型乗用車、MTUはトラック用をめざして、セラミックガスタービンのコンポーネント開発のプログラムを開始した。表6に開発プログラムを示す。

(a) ダイムラーベンツ

2軸式のエンジンPWT 110（ガスゼネレータ側軸流1段、パワータービン軸流1段、図5⁽⁴⁾）のタービンロータとして、ホットプレスした窒化珪素のブロックからタービンロータを削り出して車両に搭載した。ガスタービンの仕様を表7に示す。

開発の結果、タービンテストリグで70 hr テストし、そ

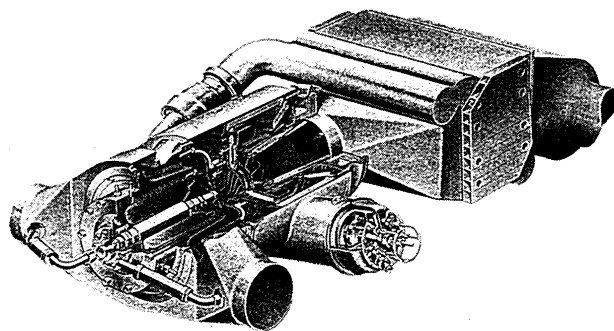


図6 ボルボ VT 100

表7 PWT 110 ガスタービンの仕様

	ガスゼネレータタービン	パワータービン
回転数 rpm	61,500	55,000
タービン入口温度 °C	1250 (1350)	1060 (1155)
タービン外径 mm	116	148
平均径周速 m/s	415	478
翼枚数	57	53
出力 kw		94 (110)

() は最終目標値

の内、タービン入口温度1250°C、ガスゼネレータ60,000 mmで10時間のテストを実施した。

また、オールセラミックタービンホイールとしては480時間テストし、又車両上で全負荷で数時間運転し、路上走行試験も実施した。

ベンツは、1987年に開始したAGATA計画（後述）に参加したが、その後参加を取り止めている。開発者によれば、エンジンシステムとしては完成しているの、今後セラミック材料の強度とワイブルが向上すればよく、これ以上エンジンの開発は必要はないとしている。

(b) フォルクスワーゲン

2軸の金属ガスタービンVW-GT-150（出力100 kW）の軸流タービンをモデルに、セラミックロータには、反応焼結一体型と金属ディスクにセラミックブレードを植込む方式（ハイブリッド式）を開発した。反応焼結一体型タービンロータは、ホットプレスした窒化珪素のディスクに窒化珪素のブレードを反応焼結したもので、ブレード枚数36枚となっている。このロータの評価結果では、コールドスピントテストで周速450 m/s、ホットガスによる熱衝撃テストでは500°K/sに耐えたとされている。また、ハイブリッド式ロータは、射出成形、反応焼結したブレードを金属ディスクに植込む方式で翼枚数は32枚で、入口ガス温度1127°Cに耐えた。

(c) MTU (Motoren und Turbine Union)

ホットプレス窒化珪素のハイブリッドロータを試作評価した。目標は2軸式ガスタービンのパワータービンとして入口ガス温度1255°C、回転数50,000 rpmで平均径周速度390 m/sであり、開発結果は、ホットガスによる耐久試験を、入口ガス温度1255°C、回転数40,000 rpmで実施し、ロータの破損迄の寿命は平均39時間であったと

している。

(2) スウェーデンのプロジェクト

スウェーデンでは、政府の資金援助のもとにボルボグループのユナイテッドタービン社(後エアロタービン社)が1974年よりMark I (3軸, 150 PS, 再生式, 金属ガスタービン)の研究開発を行っており、乗用車に搭載して一般の公道で路上走行試験を行った。1980年にはMark II (2軸, 156 PS, 再生式, TIT 1250°C)の開発を推進し、その後、超低エミッションを目指して、ボルボ、ABB (Asea Brown Boveri)、スウェーデンの電力会社の共同開発でECC (Enviromental Concept Car) 用HSG 40 (1軸, 40 kW, 金属ガスタービン, 回転式蓄熱熱交換器, 高速発電機)の開発を開始した。ガスタービン、発電機の仕様は次の通りである。

形 式: 一軸再生式

圧縮機: 遠心1段, 圧力比4

タービン: ラジアル1段, TIT 1027°C

発電機: 90,000 rpm, 40 kW, 230~420 VDC

燃 料: 軽油

そしてこのエンジンをボルボ 850 に搭載し試験を行った。

また、自動車の環境対策としてHSG 40と同じコンセプトにより、伝熱式熱交換器を持つ高速発電機一体型のガスタービンVT 100 (1軸, 110 PS, 70,000 rpm (図6⁽⁵⁾))ターボジェネレータを開発し、1989年よりこのエンジンを搭載したコンセプトカー (ECT: Volvos Enviromental Concept Truck, ECB: Volvos Enviromental Concept Bus) を発表している。燃料としてはエタノールの使用を予定しており、北欧の政府からも将来のガスタービンハイブリッドによるバスに期待がもたれている。

(3) 英国のプログラム

英国のローバーとインペリアルカレッジは、50 kW クラスの発電機直結型のガスタービン開発を計画した。

(4) AGATA プロジェクト

1987年よりユーレカ計画の一環として4年間の

AGATA (Abvanced Gas Turbine for Automobile) プロジェクトが開始された。西ドイツ、フランス、スウェーデンの自動車メーカ等が参加し、100 kW の直接駆動の自動車用ガスタービンの開発をめざした。しかし、資金面から西ドイツが脱退し、プロジェクトは停滞したが、1992年に見直しが行われ、TIT 1350°C, 60 kW のエンジンを想定し、触媒燃焼器、ラジアルタービン、レキュペレータ等のコンポネント開発に重点が移った。参加会社は、ボルボ、ルノー、アライドシグナル等である。このプロジェクトの目標を表8に、エンジンの概念図を図7⁽⁶⁾に、そして現在までの結果を表9に示す。

3.3 日本

1978年に米国がAGTプロジェクト開始するにあたり日本(欧州にも)に参加の打診があった。日本は予算の都合上断ったとされているが、その後工業技術院を中心にセラミックガスタービン(CGT)への関心が高まり、多くのCGT開発フィージビリティ調査が実施された。そして、NEDOの事業として1988年には300 kW級産業用が、1990年には石油産業活性化センター(PEC)の事業として100 kW級自動車用がそれぞれ国の開発プロジェクトとして発足することになった。100 kW自動車用は、1988年日本自動車研究所(JARI)に調査を委託してその開発の方向を決定し、1990年より石油業界、自動車業界、セラミック業界の共同開発テーマとして発足している。図8に100 kW級のセラミックガスタービンとNEDOの事業の中で可搬式のエンジンとして開発を行ったエンジンの構造⁽⁷⁾を示す。

日本のCGT開発にあたり、米国DOEとはCGTの開発について毎年情報交換を行ってきた。日本の研究者はDOE主催のCCM会議(Automotive Technology Development Contractor's Cordination Meeting, 1996年よりContractor'がCustomer'sに変更されている)に参加し、産業用300 kW, 自動車用100 kWの開発成果を発表し、展示会等を開催してきた。

また、横浜で開催された国際ガスタービン会議にも多数の研究者が参加し、各国と情報を交換している。

表8 AGATAの目標性能

エンジン出力	: 60 kW
タービン入口温度	: 1350°C
タービン最大回転数	: 125,000 rpm
燃料消費率	: 200 g/kWh (最高効率: 42%)
排出ガス	: ULEVまたは類似欧州基準
燃料	: ディーゼル燃料または代替燃料

表9 AGATAの開発現状

- ・ラジアルタービン効率86%が得られた(125,000rpm, 周速600m/s)
- ・A C Cerama の窒化珪素材料の応力破壊テストを実施
- ・触媒材料のスクリーニング試験を1350°Cまでの昇温試験実施
- ・触媒燃焼器の空力試験を開始
- ・レキュペレータは波型ハニカム構造で製作
(熱交換器全体で容積55リットル、重量50Kg)

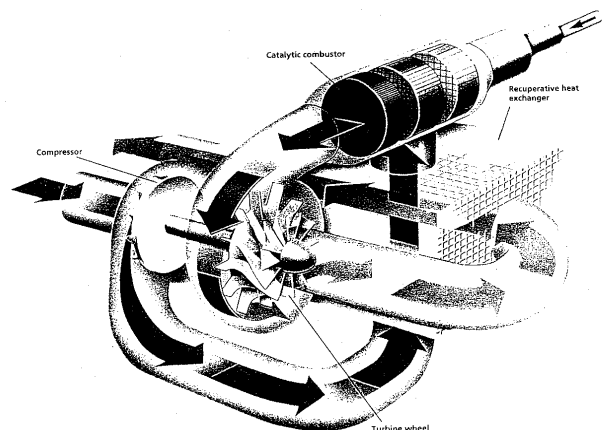


図7 AGATA ガスタービン

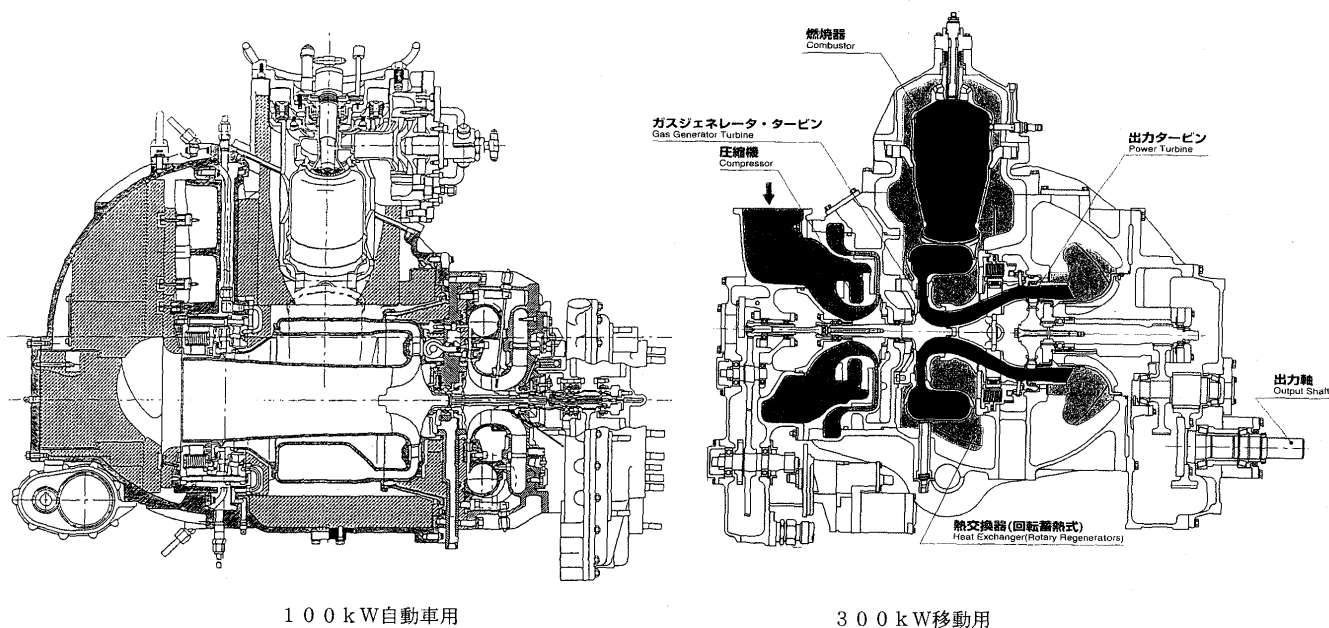


図8 日本のCGT

4. その他高速発電機直結小型ガスタービン

自動車用ではないが、汎用の金属の小型ガスタービンが直結型の発電機とセットになって市販されており、そしてその一部はハイブリッド自動車開発用として利用されている。(財石油産業活性化センターでも、この汎用ガスタービンを自動車に搭載し、ハイブリッド車の実験を継続している。(図9⁽⁹⁾)

4.1 日産自動車

自動車用小型ガスタービンの技術を転用して携帯用ガスタービン発電機を1995年より販売している(一軸、再生式、発電出力2.6 kVA)。タービン回転数100,000 rpmで、交流出力50/60 Hz, 100 Vとなっている。金属ガスタービンで燃料としては、灯油、軽油が利用できる。カタログによれば燃料消費量は定格出力で4.5リットル/時間である。

4.2 キャップストーン (Capstone Turbine Corp.)

米国アライドシグナル社系の会社で、24 kWの金属ガスタービンを多用途向き(APU用)に開発している。(図10⁽¹⁰⁾)タービン回転数96,000 rpmでTITは885°Cと低めであるが、燃料として、天然ガス、ガソリン、軽油を使用し、出力として1600 Hzの電気を取り出している。発電機を含むエンジン本体の重量は75 kg、ハウジングを入ると250 kgとなっている。米国ベンチャー企業では、このガスタービンをフライホイールの回生システムと組み合わせた乗用車の開発を進めており、また他の自動車会社では、バン用エンジン(ハイブリッド)として研究した結果、自動車の冷暖房機構を考えるとときに有利なエンジンとしている。

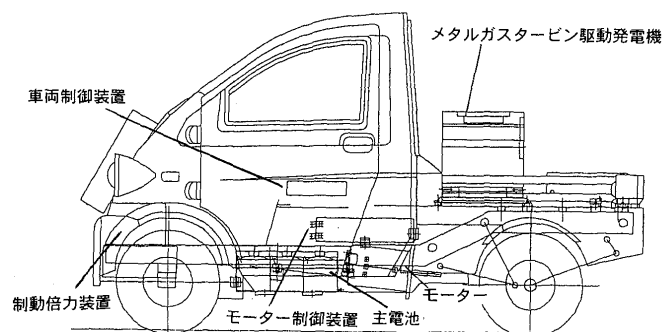


図9 ガスタービンハイブリッド試験車

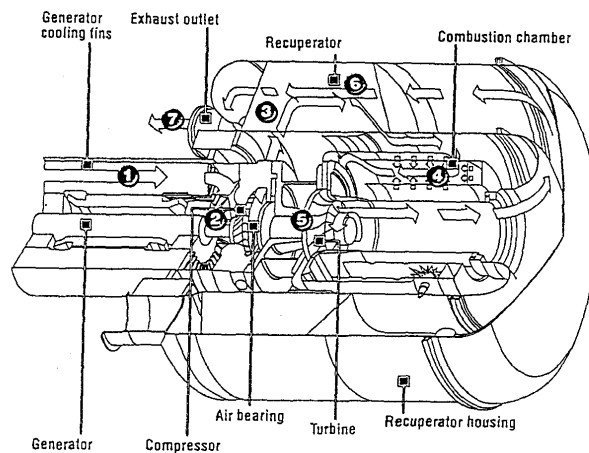


図10 キャップストーンジェネレータ

5. これからの自動車用ガスタービンの開発

ガスタービンを自動車に搭載する試みが始まって約50年、金属ガスタービンからセラミックガスタービン

へ、そしてハイブリッド化によってさらにガスタービンの長所を生かそうとする研究開発が各国で行われてきた。そして自動車生産国のみならず、自動車の省エネルギー対策や環境問題に関心の高い国々がこのガスタービンに注目しており、例えばオランダではガスタービン搭載の大型ハイブリッドバスを都市間に運行する計画を2004年には実現するとしている。

今後の大きな課題は、エンジンとしての信頼性向上とコストをどこまで削減できるかということであろう。排気ガスのCO₂やNO_x等輸送機関の環境に及ぼす影響の大きさがますます関心をもたれる現在、熱効率の高い自動車用セラミックガスタービンの開発を急がなければならない。そして、これからの研究開発は、同じ問題意識を持つ世界的な枠組みの中で実施しなければならないと思われる。優れた自動車産業、セラミック産業を持つ日本は、その推進役となるべきではなかろうか。

参考文献

- (1) D. G. Wilson : AUTOMOTIVE GAS TURBINES ; PROGRESS AND SET BACKS, IGTI Global Gas Turbine News, August/September (1995)
- (2) D. G. Wilson : AUTOMOTIVE GAS TURBINES ; GOVERNMENT FUNDING AND THE WAY AHEAD, IGTI Global Gas Turbine News Vol. 35, No. 4 (1995)
- (3) Allied Signal Aerospace : ATTAP/AGT101 カタログ
- (4) K. Morgenthaler and et al, : Development and Testing of an Axial Silicon Nitride Gas Turbine Rotor, ASME Paper 90GT-96
- (5) Volvo : Advanced hybrid propulsion system for Volvo ECT
- (6) R. Lundberg : AGATAA EUROPEAN CERAMIC GAS TURBINE FOR HYBRID VEHICLES, ASME Paper 94GT-8
- (7) 新エネルギー・産業技術総合開発機構：セラミックガスタービン カタログ
- (8) 鋳石油産業活性化センター：先進型高温高効率エンジンの調査研究報告書, PEC-1996-C10
- (9) 鋳石油産業活性化センター：CGT ハイブリッド電気自動車の調査研究報告書, PEC-1996-C07
- (10) Capstone Turbine Corporation カタログ

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
VSTech '97 振動・音響新技術シンポジウム	H 9/9/17-19 メルパルク HIROSHIMA	日本機械学会 機械力学・計測制御部門 担当 宮原ふみ子 TEL 03-5360-3506
コージェネレーション'97 (第13回)	H 9/10/13-14 経団連会館	日本コージェネレーション研究会 担当 業務部 濱田 TEL 03-3433-5044
第9回液体微粒化講習会	H 9/10/21-22 東京ガス	日本エネルギー学会 担当 神辺 TEL 03-3834-6456
「蒸気タービンとその応用」-IPP時代 に対応した蒸気タービン基礎セミナー	H 9/10/23-24 科学技術館	ターボ機械協会 TEL 03-3944-8002
第15回燃焼の基礎に関する講習会	H 9/12/4-5 東京ガス	日本エネルギー学会 担当 神辺 TEL 03-3834-6456
第11回数値流体力学シンポジウム	H 9/12/18-20 中央大学理工学部	東京大学大学院工学系研究科 松本 洋一郎 TEL 03-3812-2111
第6回微粒化シンポジウム	H 9/12/20-21 神戸大学工学部	日本液体微粒化学会 慶大理工学部徳岡研究室気付 TEL 045-563-1141 内 3196
第38回航空原動機・宇宙推進講演会・第 8回ラム/スクラムジェットシンポジウム	H 10/1/29-30 仙台市戦災復興記念館	日本航空宇宙学会 TEL 03-3501-0463
第2回高温エネルギー変換システムおよ び関連技術に関する国際シンポジウム	H 10/12/1-3 名古屋大学シンポジオン	RAN 98 事務局 TEL 06-789-3913

へ、そしてハイブリッド化によってさらにガスタービンの長所を生かそうとする研究開発が各国で行われてきた。そして自動車生産国のみならず、自動車の省エネルギー対策や環境問題に関心の高い国々がこのガスタービンに注目しており、例えばオランダではガスタービン搭載の大型ハイブリッドバスを都市間に運行する計画を2004年には実現するとしている。

今後の大きな課題は、エンジンとしての信頼性向上とコストをどこまで削減できるかということであろう。排気ガスのCO₂やNO_x等輸送機関の環境に及ぼす影響の大きさがますます関心をもたれる現在、熱効率の高い自動車用セラミックガスタービンの開発を急がなければならない。そして、これからの研究開発は、同じ問題意識を持つ世界的な枠組みの中で実施しなければならないと思われる。優れた自動車産業、セラミック産業を持つ日本は、その推進役となるべきではなかろうか。

参考文献

- (1) D. G. Wilson : AUTOMOTIVE GAS TURBINES ; PROGRESS AND SET BACKS, IGTI Global Gas Turbine News, August/September (1995)
- (2) D. G. Wilson : AUTOMOTIVE GAS TURBINES ; GOVERNMENT FUNDING AND THE WAY AHEAD, IGTI Global Gas Turbine News Vol. 35, No. 4 (1995)
- (3) Allied Signal Aerospace : ATTAP/AGT101 カタログ
- (4) K. Morgenthaler and et al, : Development and Testing of an Axial Silicon Nitride Gas Turbine Rotor, ASME Paper 90GT-96
- (5) Volvo : Advanced hybrid propulsion system for Volvo ECT
- (6) R. Lundberg : AGATAA EUROPEAN CERAMIC GAS TURBINE FOR HYBRID VEHICLES, ASME Paper 94GT-8
- (7) 新エネルギー・産業技術総合開発機構：セラミックガスタービン カタログ
- (8) 鋳石油産業活性化センター：先進型高温高効率エンジンの調査研究報告書, PEC-1996-C10
- (9) 鋳石油産業活性化センター：CGT ハイブリッド電気自動車の調査研究報告書, PEC-1996-C07
- (10) Capstone Turbine Corporation カタログ

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問合せ先
VSTech '97 振動・音響新技術シンポジウム	H 9/9/17-19 メルパルク HIROSHIMA	日本機械学会 機械力学・計測制御部門 担当 宮原ふみ子 TEL 03-5360-3506
コージェネレーション'97 (第13回)	H 9/10/13-14 経団連会館	日本コージェネレーション研究会 担当 業務部 濱田 TEL 03-3433-5044
第9回液体微粒化講習会	H 9/10/21-22 東京ガス	日本エネルギー学会 担当 神辺 TEL 03-3834-6456
「蒸気タービンとその応用」-IPP時代 に対応した蒸気タービン基礎セミナー	H 9/10/23-24 科学技術館	ターボ機械協会 TEL 03-3944-8002
第15回燃焼の基礎に関する講習会	H 9/12/4-5 東京ガス	日本エネルギー学会 担当 神辺 TEL 03-3834-6456
第11回数値流体力学シンポジウム	H 9/12/18-20 中央大学理工学部	東京大学大学院工学系研究科 松本 洋一郎 TEL 03-3812-2111
第6回微粒化シンポジウム	H 9/12/20-21 神戸大学工学部	日本液体微粒化学会 慶大理工学部徳岡研究室気付 TEL 045-563-1141 内 3196
第38回航空原動機・宇宙推進講演会・第 8回ラム/スクラムジェットシンポジウム	H 10/1/29-30 仙台市戦災復興記念館	日本航空宇宙学会 TEL 03-3501-0463
第2回高温エネルギー変換システムおよ び関連技術に関する国際シンポジウム	H 10/12/1-3 名古屋大学シンポジオン	RAN 98 事務局 TEL 06-789-3913

ガスタービン材料の最近の動向 —航空エンジンの事例—

服部 博*¹
HATTORI Hiroshi

1. はじめに

ガスタービンの実用化開始としては、1936年のBBC社の陸用エンジンの試運転と1937年のホイットルによるジェットエンジンの地上試験が知られている。ガスタービン、ここでは著者が従事しているジェットエンジン（以下、エンジンと略）を扱うが、約60年間にその推力や出力は40倍以上となった。この進歩に果たした材料の役割や貢献は極めて偉大であり、特に多くの耐熱合金やチタン合金が開発され、更にそれらに関連する特殊な製造・加工技術などが生み出され、成長し、他分野へと波及した。

材料開発・適用動向の方向は二つに大別される。一つはすでに設計・製造技術が確立している金属系材料の性能あるいはコストを改良する方向であり、もう一つは革新的な材料を開発する方向で、各種複合材料、セラミックスなどがこれに該当する。後者は、未成熟でもあり長所と短所が共に際立ち、開発に成功すればその飛躍は大きいがまたリスクもそれに応じて大きい材料でもある。

ここでは、エンジン分野での材料に要求される特性、材料適用の変遷と最近の動向、現状での課題および新材料実用化に向けての開発課題について紹介する^{(1),(2)}。

2. エンジン材料に要求される特性

エンジンには種々のタイプがあるが、最近のほとんどの民間用大型エンジンや軍用エンジンでは、高バイパス比および低バイパス比のターボファンエンジンが採用されている。このタイプのエンジンは、前方より①ファン、②圧縮機、③燃焼器、④高圧タービン、⑤低圧タービン、⑥アフターバーナ（軍用エンジンのみ）の各部より構成され、②と④、①と⑤がそれぞれシャフトで結合されている。使用環境は③の部位が最も高温になり、④と⑤の部位が高温かつ高応力下で使用される。最近のエンジンの各部位を構成する主要部品の材質およびその素材製造方法を表1にまとめる。

エンジンは低温部から高温部、静止部と回転部とさまざまな機能を持つ部位からなり、部位・部品ごとに材料に要求される特性も異なる。表2は主要部位の代表的な部品とそれらに必要な材料要求特性を示したものである。

エンジン入口のファンから圧縮機では鳥、氷、小石などの異物飛び込み損傷（FOD）に対する耐衝撃性及耐湿式腐食性が、高温となる燃焼器やタービンでは熱ひずみによる耐熱疲労、耐酸化性が必要である。回転系の動翼、ディスクなどは起動停止のサイクルで発生する遠心力や

表1 航空エンジン主要部品の材質と製造方法

部 位	部 品	材 質	素材製造方法
①ファン	ケーシング	Ti 合金, Al 合金	鍛造
	フレーム	Ti 合金	鍛造
	ディスク	Ti 合金	鍛造
	動翼	Ti 合金	精密鍛造
	静翼	Ti 合金, Al 合金	精密鍛造
②圧縮機	ケーシング	Ti 合金, Ni 基合金	鍛造
	ディスク	Ti 合金, Ni 基合金	鍛造
	動翼	Ti 合金, Ni 基合金	精密鍛造
	静翼	Ti 合金, Ni 基合金	精密鍛造
③燃焼器	ケーシング	Ni 基合金	鍛造, 鋳造
⑥アフターバーナ	ライナー	Co 基合金, Ni 基合金	板材
④高圧タービン	ケーシング	Ni 基合金	鍛造, 鋳造
	ディスク	Ni 基合金	鍛造
⑤低圧タービン	動翼	Ni 基合金	精密鍛造
	静翼	Ni 基合金, Co 基合金	精密鍛造
	シャフト	特殊鋼, Ni 基合金	鍛造
⑦補機	ハウジング	Al 合金	鋳造
⑧ベアリング		特殊鋼	鍛造

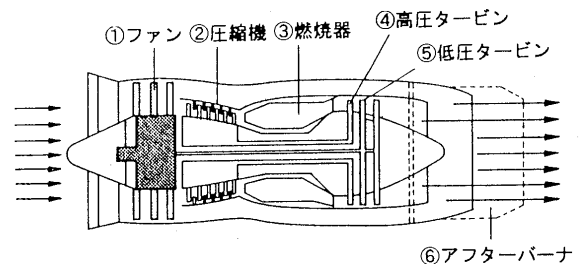


表2 航空エンジン各部品材料に必要な特性

項目 部位	部 品	要 求 特 性							
		耐環境性		機 械 的 特 性					
		耐食	耐酸化	剛性	耐衝撃	靱性	疲労	熱疲労	クリープ
ファン・圧縮機	動翼	△	—	—	○	△	○	—	—
	静翼	△	—	△	△	—	△	—	—
	ディスク	△	—	—	—	○	○	—	—
	ケース	△	—	△	△	—	○	—	—
燃焼器	ライナ	—	△	—	—	—	—	○	○
	動翼	—	△	—	△	△	○	○	○
	静翼	—	△	—	△	—	—	○	△
	ディスク	—	△	—	—	○	○	—	△
タービン	ケース	—	△	△	—	—	○	○	○

(○：不可欠, △：重要)

原稿受付 1997年7月2日

* 1 石川島播磨重工業(株) 〒188 東京都田無市向台町3-5-1

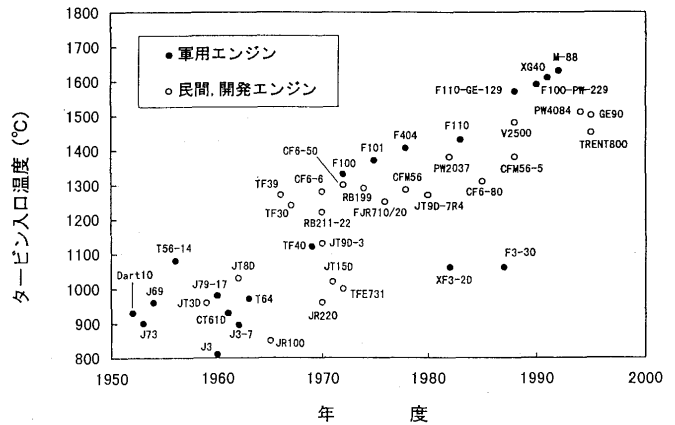
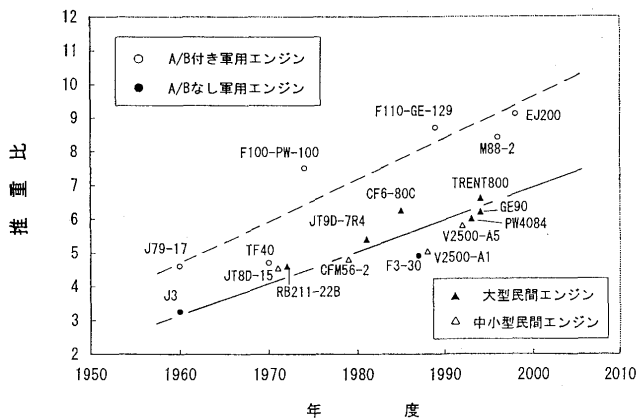


図1 航空エンジンの推重比とタービン入口温度の変遷

振動からくる応力に対する疲労強度が重要で、万一損傷が生じて定期検査までの間破損に至らない損傷許容性が不可欠である。また静止系のケースなどでは剛性も重要である。

航空エンジンの代表的な性能として、軽量で高出力の指標である推重比（単位エンジン重量あたりの推力）と高出力・高効率の代表的な指標であるタービン入口温度（TIT）がある。図1に軍用および民間用エンジンの推重比とTITの変遷を示す。推重比は最近では約8に達し、近い将来10を超え最終的には20にも達するとの予測もあり³⁾、軽量・高出力がエンジンには常に要求されている。一方、エンジンの熱効率は、定性的にはタービン入口温度を上昇させるほど高く、エンジンの実用化以来年平均で約10°Cの上昇をしており、現在の実用エンジンでは1400°Cを超えている。最新の開発エンジンでは1600°Cクラスのものが登場し、21世紀には2000°Cに達するとの予測もある。

3. エンジン材料の変遷と動向

このエンジン性能の高出力・高効率化要求に対してエンジンの高圧・高温化が進み、これに呼応した材料技術の進歩がみられ、使用材料も大きく変遷してきた⁴⁾。低温部についてはAl合金からTi合金へ高強度化が進み、中温部はTi合金とNi基耐熱合金にそれぞれ置き替り、高強度化、軽量化、高温化が進んでいる。高温部では資源が偏在し、供給が不安定なCo基耐熱合金の使用を低減している。Ni基耐熱合金のディスクでは鍛造材の結晶粒細粒化、粉末冶金（P/M: Powder Metallurgy）の採用など高強度化が進み、タービン動・静翼では精密鍛造材から普通精密鍛造材（CC: Conventional Casting）、さらに一方凝固精密鍛造材（DS: Directional Solidification）へ、最新鋭エンジンでは単結晶精密鍛造材（SC: Single Crystal）と切り替わり、静翼には酸化物分散強化合金（ODS: Oxide Dispersion Strengthened）も採用され高強度化、高温化が進んでいる。航空エンジンの基本的な材料採用、開発の方向は「軽量化」、「高温化」、「高

表3 軍用航空エンジンの材料構成比の推移

項目	採用機種	Ti合金 (%)	軽合金 (Al/Mg) (%)	耐熱合金 (Ni/Co) (%)	特殊 鋼 (%)	複合材 (%)
エンジン						
J79-17 (1950年代開発スタート)	F-140, F-4E など	2	3	10	85	0
TF40 (アドア) (1960年代開発スタート)	T-2, F-1 など	9	3	10	78	0
F100 (1970年代開発スタート)	F-15 など	36	2	51	11	0
----- (1980年代開発スタート)	—	15	0	55	15	15

強度化」に尽きる。

国内で運用あるいは製造されている軍用超音速機エンジンの材料構成比の変化を表3に示す。最近の材質別構成比はAl合金約2%、Ti合金約30～40%、Ni基およびCo基の耐熱合金約50%、特殊鋼約10～15%となっており⁴⁾、エンジン構成材料の約半分は耐熱合金が占めている。民間用エンジンでも数値は若干異なるが傾向は同様である。新しい傾向としてTi合金の一部が樹脂系複合材料（FRP: Fiber Reinforced Plastic）に替わりつつあり、民間用では特に著しい。

以下に最近のエンジンに採用されている主要な金属系先端材料と複合材料について適用動向と現状での課題を述べる。

3.1 チタン合金

種々のTi合金が高強度、軽量という利点から実用化され、使用温度が500°C以下のファンや圧縮機に利用されている。ファンケースの様な複雑形状の静止部品は鍛造材が適しているが、ディスクや動翼の回転部品および静翼には強度が要求されるため鍛造材が用いられている。

表4に示すように、Ti合金は添加元素により α と β の2つの相を持つ。添加元素Alは α 相を安定化する元素であり、V、Moなどは β 相を安定化する。また一般に α 合金は耐熱性が、一方 β 合金は高強度を特徴とする。

ファンや圧縮機前段のディスク、シャフトでは高強度、高靱性が要求され、 $\alpha + \beta$ 合金の改良が進められている。

表4 代表的 Ti 合金の化学組成

	α型	near α型	α+β型	β型	Ti合金の化学組成	特性
α安定化元素量増大 (Al, O, N etc.)	pure Ti	Ti-5-2.5	Ti-5Al-2.5Sn			極低温で優れた延性・塑性
	DAT 54	IMI 834	Ti-5.8Al-4Sn-3.5Zr-0.7Nb-2.8Mo-0.35Si-0.06C			高温強度・耐クリープ性
中性的元素 (Sn, Zr)		Ti-6-2-4-2S	Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo-0.1Si			高温強度・耐クリープ性
		Ti-6-2-4-2	Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo			高温強度・耐クリープ性
β安定化元素量増大 (V, Mo, Fe, Cr, Mn, Nb, Ta, Co, Si etc.)		Ti-8-1-1	Ti-8Al-1Mo-1V			高強度・高塑性
		Ti-6-4	Ti-6Al-4V			高強度・高塑性
		Ti-6-6-2	Ti-6Al-6V-2Sn			高強度・高塑性
		Ti-6-2-4-6	Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo			高強度・高塑性
		Ti-17	Ti-5Al-2Sn-2Zr-4Mo-4Cr			優れた冷間加工性
		Ti-13-11-3	Ti-13V-11Cr-3Al			優れた冷間加工性
		Ti-8-8-2-3	Ti-8Mo-8V-2Fe-3Al			優れた冷間加工性
		Ti-10-2-3	Ti-10V-2Fe-3Al			優れた冷間加工性
		Ti-15-3-3-3	Ti-15V-3Al-3Sn-3Cr			優れた冷間加工性

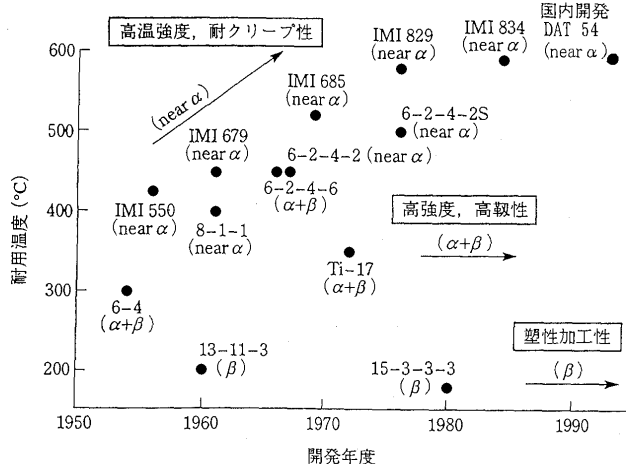


図2 Ti合金の開発経緯

一方エンジン軽量化の要求に対し圧縮機の後段のNi基合金と置き替えるために、耐熱性に優れるnear α合金が開発され、実用化が進められている。また、Ti合金の塑性加工性と強度を改善したβ合金も開発されている。

図2にこれらジェットエンジン用チタン合金の開発経緯を示す。α+β系の代表的合金としTi-6-4があり広く使われている。β安定化添加元素を変更したのがTi-17で、この合金の耐力は約1200 MPaでありTi-6-4に比べ約20%高く、靱性、クリープ特性も向上し、十分な延性を有し加工性にも優れる。CF 6-80, GE 90, F 110など多くのエンジンに採用されている。一方、β相安定化元素の添加量を減らし耐クリープ強度を向上させたnear α合金は耐熱Ti合金として位置付けられておりTi-8-1-1, Ti-6-2-4-2, IMI 834などが実用化されている。IMI 834の高温強度は600°C/100 h/0.1%クリープ強度が約200 MPaでありTi-6-4に比べ格段に向上し、RB 211-TRENTに採用されている。さらに、DAT 54は国内で開発された耐熱Ti合金で圧縮機動翼、ディスクへの適用開発が精力的に進められている⁽⁵⁾。また、Ti合金の機械的特性は鉄鋼材料と同様に熱処理により大きく変えることが出来、要求特性に応じて熱処理の最適化を行い組織を制御することで、疲労強度、引張強度を優先した材料、あるいは破壊靱性やクリープ強度を優先した材料を得ることが可能であり、熱処理条件を詳細に規定した材料規格も見られる。

通常のTi合金インゴットの溶製は、2あるいは3回の消耗電極式真空アーク溶解 (VAR: Vacuum Arc

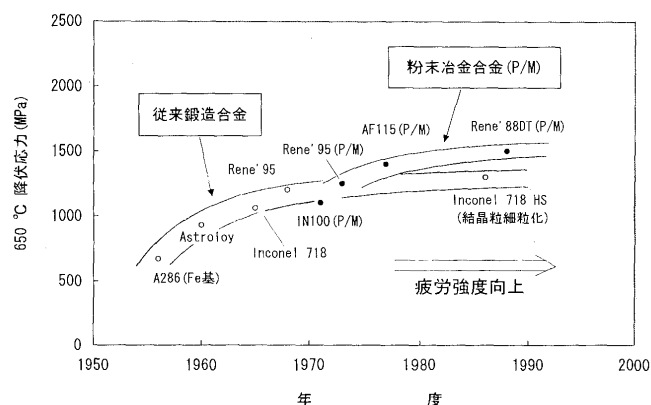


図3 タービン・ディスク材の開発経緯

Remelting)が主に採用され、重要な回転部品素材では3回の要求が多い。一方、コスト削減のため欧米ではリパート/スクラップ材の再利用が盛んで、チタン窒化物などの低密度介在物やスクラップに混入する可能性のあるWC切削工具チップなどの高密度介在物を完全に除去するには3回VARでも不十分であると言われており、高溶解清浄度を確保できるプラズマや電子ビームを熱源とするコールド・ハース溶解 (Cold Hearth Melting) が注目されている⁽⁶⁾。ディスク、シャフト等の回転部品Ti合金素材にはこの溶解法に限定した材料規格が適用されているエンジンもある。また、耐熱Ti合金などは、Mo, Nbなどの高融点金属を含有しているが、未溶融金属粉は高密度介在物となり有害であるので、合金化して融点を下げ添加される。

3.2 ディスク用耐熱合金

ディスク用材料には特に高強度、高信頼性が求められ、その使用温度域も一層高くなってきた。高压タービン・ディスクを例にとると、外周部は600°C以上でのクリープ強度が、内周部は400°C近傍での引張強度と低サイクル疲労強度が要求される。図3にディスク材料の開発経緯を示すが、固溶強化型のNi基耐熱合金から600~750°Cでも十分な強度を有するNi₃(Al, Ti)析出強化相(γ相)の体積率が60%にも及ぶ高強度材が用いられるようになってきた。表5に代表的なディスク材料の化学組成を示す。近年では従来の通常鍛造プロセスを工夫したり、鍛造工程中の動的再結晶を積極的に活用したサーモメカニカル・プロセス (Thermomechanical Process) と呼ばれる結晶粒微細化手法の採用によりASTM 粒度番号 8~12の微細結晶粒高強度材⁽⁷⁾や、さらに均一な結晶粒微細化を意図した粉末冶金材 (P/M)の適用により高強度化、特に疲労強度の向上が図られている。鍛造材、P/M材ともSubsolvus (Sub), Supersolvus (Sup) と呼ばれる2種類の熱処理を採用することで疲労特性重視の微細粒素材とクリープ特性重視の比較的粗粒な細粒素材を調整でき⁽⁸⁾、鍛造材では前者をHSグレード、後者をCRグレードと呼ぶこともある。約650°C以下で使用される代表的な鍛造ディスク材料とし

表5 代表的耐熱合金ディスク材の化学組成

	合金名	化学組成 (wt %)														γ' Vol. fraction
		Ni	Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	Hf	Nb	Zr	B	C	Fe	Others	
鍛造	WASPALLOY	Bal.	13.5	19.5	4.3		1.3	3.0			0.06	0.01	0.05			-
	U720Li	Bal.	14.6	16.2	3.0	1.3	2.5	5.0				0.01	0.02			-
	U720CR															-
	INCONEL 718 INCONEL 718HS	Bal.	19.0		3.0		0.5	0.9		5.1			0.04	18.50	0.2Mn-0.2Si	-
粉末冶金 (P/M)	IN100PM	Bal.	18.5	12.4	3.2		5.0	4.4			0.06	0.02	0.07		0.8V	61%
	AF115	Bal.	15.0	10.5	2.8	5.9	3.8	3.9	0.80	1.80	0.05	0.02	0.05			55%
	WERL76	Bal.	18.5	12.4	3.2		5.0	4.3	0.40	1.40	0.06	0.02	0.03			64%
	Rene' 95	Bal.	8.0	13.0	3.5	3.6	3.5	2.5		3.50	0.05	0.01	0.06			48%
	Rene' 88DT	Bal.	13.0	16.0	4.0	4.0	2.1	3.7		0.70						40%
	N18	Bal.	15.7	11.5	6.5		4.4	4.4	0.45		0.03	0.02	0.02			55%
	U720PM	Bal.	14.7	16.0	3.0	1.3	2.5	5.0			0.03	0.02	0.02			55%

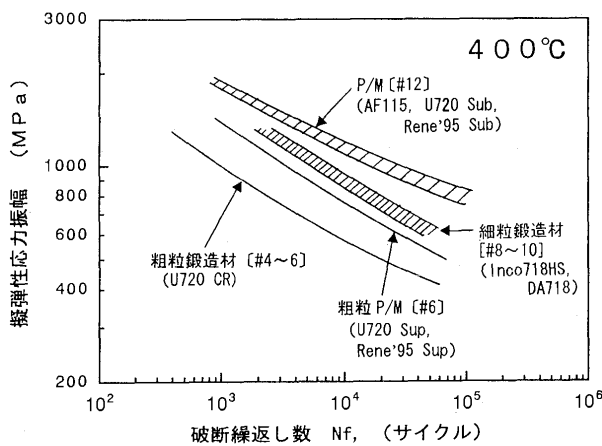


図4 タービン・ディスク材の低サイクル疲労強度

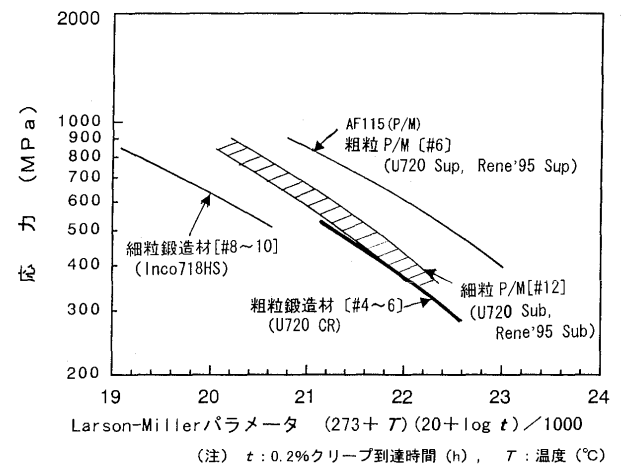


図5 タービン・ディスク材のクリープ強度

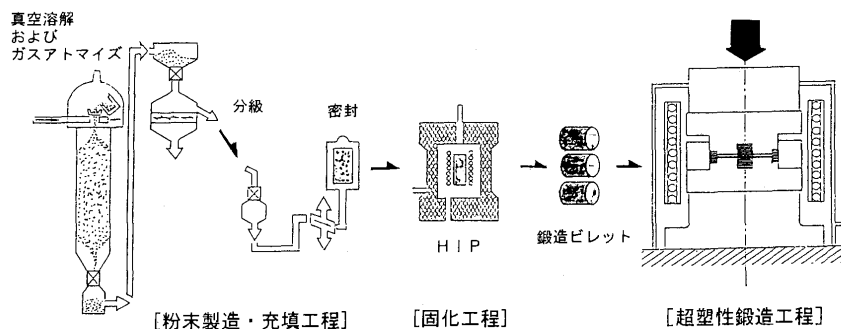


図6 代表的な粉末冶金ディスク素材の製造プロセス

ては Inconel 718 の使用が極めて多かったが、最近のエンジンでは Inconel 718 HS が増えている。一方、近年は TIT の上昇に伴いディスク外周部の使用温度も上昇し、最終時効温度が Inconel 718 より高温の既存合金 U 720 の組成最適化を図った U 720 Li が注目されており⁽⁹⁾、U 720 CR として採用しているエンジンもある。

図4に代表的なディスク材の内周部温度での低サイクル疲労強度を示す。結晶粒微細材や P/M 材の優れた疲労強度が判る。図5は代表的なディスク材のクリープ強

度を示す⁽¹⁾。優れた疲労特性に加え、Hf などの熱的に安定な元素を微量添加してクリープ特性の向上を図った AF 115 のような P/M 材も開発されている。図6に P/M ディスクの製造プロセスの一例を示す。合金元素の偏析のない均質な素材が得られ、また超塑性鍛造を利用した難加工性の克服およびニアネット成形が可能であることなどから、その適用範囲は拡大し、アメリカやフランスの最新鋭エンジンには広く採用されつつある。しかし一方、粉末製造から充填、封入までの工程で製造雰囲気

に起因する有害介在物混入が品質に重大な影響を及ぼすという P/M 特有の問題を抱え、さらに、高い製造コストが課題となっている。

一方、き裂を持った部材への破壊力学を応用した強度・寿命解析手法の進歩と非破壊検査技術の進歩を背景とし、供用中に発生したき裂が次の検査までの間に構造物の健全性を損なう危険寸法に拡大しないように設計する損傷許容設計 (DT: Damage Tolerant Design) 思想が導入されてきている。この設計思想に対応するため、疲労特性あるいは引張特性をさほど犠牲にすることなく高靱性化を達成し、き裂進展速度の鈍化をはかる損傷許容プロセスを適用した P/M-DT 材の開発が進められている。熱処理により結晶粒を若干粗大化させ、また γ' 析出形態を制御することで耐き裂伝播特性を向上させるもので、Rene'88 DT⁽¹⁰⁾、N-18⁽¹¹⁾ など一部で DT 化が達成されている。Rene'88 DT は CF 6-80、GE-90、F 110 などの高圧タービン・ディスクに適用されている。

サーモメカニカル・プロセスを用いた鍛造や恒温超塑性鍛造では、コンピュータ・モデリングにより鍛造工程中の鍛造ひずみ分布や温度分布を予め解析して⁽¹²⁾、素材開発期間の短縮や品質の事前検討を行う手法が欧米では採用されつつあり、この手法を適用する場合には、従来のハンマー鍛造やカウンタブロー鍛造に代りホットダ

イ鍛造や恒温超塑性鍛造などのプレス鍛造が用いられる。

3.3 動・静翼用耐熱合金

タービン翼の高温化・高強度化要求に対応して、図 7 に開発経緯を示すように多くの合金が開発された。翼用耐熱合金は Ni 基合金が主流であるが、熱膨張係数が低いので耐熱疲労特性に優れた Co 基合金も静翼には採用されている。溶解技術や合金元素添加による普通精密鑄造合金 (CC) の特性改善にも限界があり、クリープ破壊と熱ひずみによる疲労破壊の場となるタービン翼長方向に垂直な結晶粒界を無くした一方向凝固精密鑄造合金

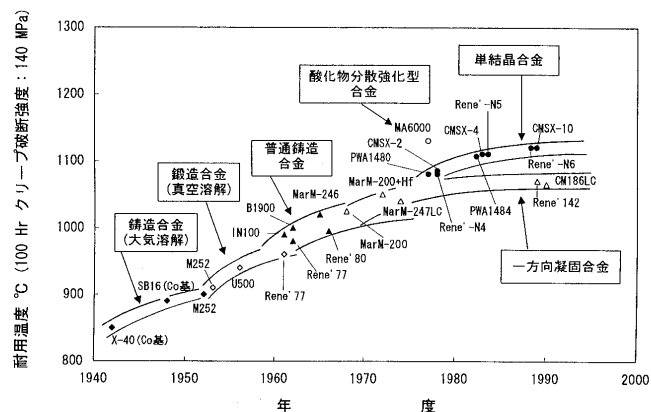


図 7 タービン動・静翼材の開発経緯

表 6 代表的耐熱合金タービン翼用合金の化学組成

	合金名 (一般名称)	化学組成 (wt %)										比重 (g/cm ³)	備考 (開発機関)
		Ni	Cr	Co	Mo	W	Al	Ti	Ta	Re	Others		
普通鑄造 (CC)	X-40	10.5	25.5	54.0	-	7.5	-	-	-	-	0.75Wn-0.75Si -0.5C	8.60	Co基合金
	MAR-M 509	10.0	23.5	55.0	-	7.0	-	0.2	3.5	-	0.6C-0.5Zr	8.85	Co基合金
	INCONEL713C	74.0	12.5	-	4.2	-	6.1	0.8	-	-	2.0Nb-0.12C -0.012B-0.10Zr	7.91	Ni基合金
	INCONEL738	61.0	16.0	8.5	1.7	2.6	3.4	3.4	1.7	-	0.9Nb-0.17C -0.018-0.10Zr	8.10	Ni基合金
	Rene' 77	58.0	14.6	15.0	4.2	-	4.3	3.3	-	-	0.07C-0.016B -0.04Zr	7.91	Ni基合金
	Rene' 80	60.0	14.0	9.5	4.0	4.0	3.0	5.0	-	-	0.17C-0.015B -0.03Zr	8.16	Ni基合金
	IN-100	60.0	10.0	15.0	3.0	-	5.5	4.7	-	-	0.18C-0.014B -0.06Zr	7.75	Ni基合金
一方向凝固 (DS)	Rene' 125	bal.	8.7-9.1	9.5-10.5	1.6-2.4	6.6-7.4	4.6-5	2.3-2.7	3.6-4	-	0.11C-0.015B -1.6Hf-0.05Zr	-	Ni基合金
	MAR-M200+Hf (PWA1422)	60.0	9.0	10.0	-	12.0	5.0	2.0	-	-	1.0Nb-0.15C -0.015B-0.05Zr	8.53	第1世代DS (PWA)
	PWA1426	bal.	6.5	12.0	1.7	6.5	6.0	-	4.0	3.0	0.1C-0.015B -0.03Zr-1.5Hf	8.60	第2世代DS (PWA)
	MAR-M247LC	bal.	8.0	9.0	0.5	10.0	5.6	0.7	3.2	-	0.07C-0.015B -0.01Zr-1.4Hf	8.53	第1世代DS (Cannon-Muskegon)
	CM186LC	bal.	6.0	9.0	0.5	8.4	5.7	0.7	3.4	3.0	0.07C-0.015B -0.005Zr	8.70	第2世代DS (Cannon-Muskegon)
	Rene' 142	bal.	6.6-7.0	11.5	1.3-1.7	4.7-5.1	5.94-6.3	-	6.2-6.5	2.6-3.0	0.12C-0.015B -1.5Hf	8.60	第2世代DS (GEAE)
単結晶 (SC)	PWA1480	bal.	10.0	5.0	-	4.0	5.0	1.5	12.0	-	-	8.64	第1世代SC (PWA)
	PWA1484	bal.	5.0	10.0	2.0	6.0	5.6	-	8.7	3.0	0.1Hf	8.91	第2世代SC (PWA)
	CMSX-2	bal.	8.0	5.0	0.6	8.0	5.6	1.0	6.0	-	-	8.56	第1世代SC (Cannon-Muskegon)
	CMSX-4	bal.	6.5	9.5	0.6	6.4	5.6	1.0	6.5	3.0	0.1Hf	8.70	第2世代SC (Cannon-Muskegon)
	CMSX-10	bal.	2.9	5.3	1.1	5.5	6.0	0.7	8.5	6.0	0.25Nb-0.08Hf	9.05	第3世代SC (Cannon-Muskegon)
	Rene' N4	bal.	9.0	7.5	1.5	6.0	3.7	4.2	4.0	-	0.5Nb	8.56	第1世代SC (GEAE)
	Rene' N5	bal.	7.0	7.5	1.5	5.0	6.2	-	6.5	3.0	0.15Hf, 0.2Y	8.60	第2世代SC (GEAE)
	Rene' N6	bal.	4.25-6	10-15	0.5-2	5-6.5	5-6.25	-	7-9.25	5.1-5.6	0.5Nb-0.3Hf-0.05C -0.007B-0.015Y-3Ru	-	第3世代SC (GEAE)
	MC2	bal.	8.0	5.0	2.0	8.0	5.0	1.5	6.0	-	-	8.63	第2世代SC (ONERA)

(DS) や単結晶精密鑄造合金 (SC) のタービン翼材が精力的に開発され、最新鋭エンジンに採用されている。DS, SC 材の特性には強い異方性があり、方向性凝固により優先的に成長する結晶方位 [100] はクリープ強度があり、弾性係数も CC 材の約半分と小さいので熱疲労にも強い。代表的な CC, DS, SC 材の化学組成を表 6 に示す。

図 8 に DS 材および SC 材の製造方法を示す。水冷チル上に設置した鑄型に溶湯を注ぎ、徐々に炉から出して温度勾配下で結晶を一方向の柱状に凝固成長させた翼が DS 翼であり、セレクトを用いて水冷チル直上で結晶を一つだけ選択、成長させた翼が SC 翼である。この他に種結晶の上に鑄湯、凝固させる SC 製造方法もある。

酸化物分散強化型合金 (ODS) は、長時間の高温使用でも析出物の形態変化が生じにくい Y_2O_3 などの酸化物を微細均一に分散させて高温でのクリープ抵抗を上げている。通常の鑄造・鍛造では酸化物を均一に分散することができず、図 9 に概要を示すメカニカルアロイングと呼ばれる金属粉末の状態に強制的に酸化物を母合金中に混合・分散させ、この粉末を固化し強度の優れた方向に結晶を成長させる一方向再結晶熱処理を施して製造される。

図 10 にタービン翼材のクリープ破断特性の比較を示

す⁽¹⁾。CC 材に比べ方向性凝固材の方がクリープ強度が優れており、SC 材が最も高強度である。ODS 材は低温・高応力側で SC 材に劣るものの、酸化物粒子が高温でも安定なため高温・低応力側では SC 材を凌ぐ強度を有するため、負荷を受ける温度域が高温で、低温部には大きな負荷応力を受けない高圧タービン静翼に採用された事例が F 404 や F 110 に見られる。SC 材は DS 材に必要な粒界強化元素を添加しないので、合金母相そのものの融点を高くする新しい合金設計が可能となり、第 1 世代 SC は主に W, Mo, Ta などの重元素添加により粒内強度を向上させている。第 2 世代 SC は Re, Y などの添加により第 1 世代 SC に比べて約 25°C 高い温度での使用が可能⁽¹³⁾である。さらに、これらの添加元素を増量して第 2 世代 SC よりも優れた第 3 世代 SC の開発が精力的に進められている。タービン温度分布に従い、より高温強度の優れた最新世代の SC 材を稼動温度の高い高圧タービン前段に採用する設計が多いが、前段に空冷の第 2 世代 SC 翼、中段に無冷却の第 3 世代 SC 翼を採用してエンジン構造の簡略化と製造コスト削減を図ったイギリスの最新エンジンの事例⁽¹⁴⁾は興味深い。また、DS 材にも Re の添加により第 1 世代 SC と同等の高い温度での使用が可能な第 2 世代 DS も開発されている。SC に比べ DS は鑄

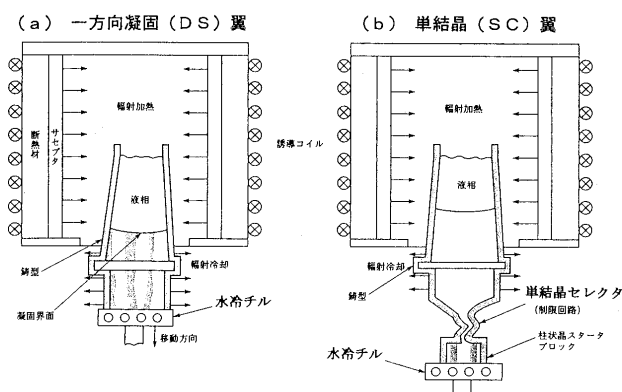


図 8 DS 翼, SC 翼素材の製造方法

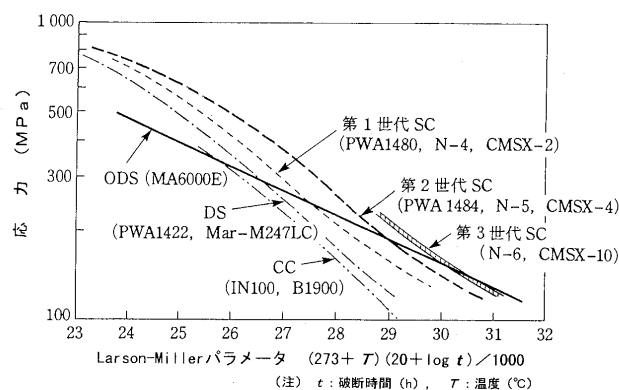


図 10 タービン翼材のクリープ破断強度

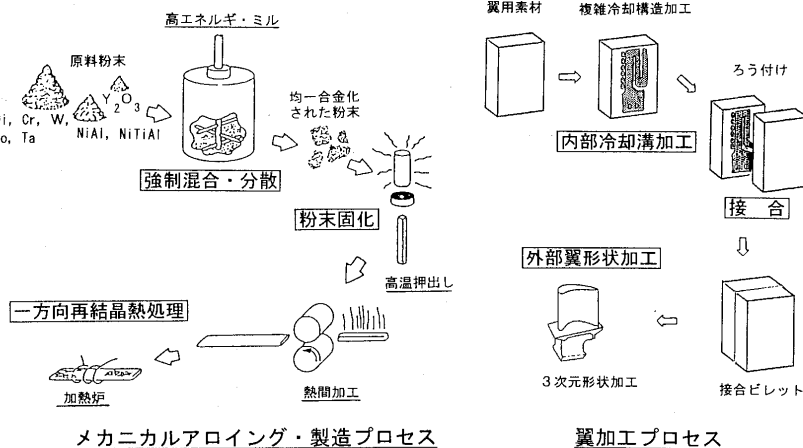


図 9 ODS 素材と翼部品の製造プロセス

造素材の歩留まりが良いので、製造コスト削減のため、第1世代SCの代替えとして採用されている事例がV2500に見られる。

これらの製造技術を工夫した新合金では、多くの製造上の課題がある。高温側のタービン翼はNi基合金の融点をはるかに超える環境温度下にあり、翼の内部に冷却空気通路、被冷却表面積を増すための微小な突起や冷却効率を上げる乱流促進体などをもつ精緻を極めた構造となっている。前述の図9に示すようにODS材では複雑な中空形状の冷却溝加工後の接合技術が不可欠であり、強度・信頼性を含め課題となっている。CC、DS、SC材は、中子を用いて複雑な中空構造を有するタービンの動・静翼として精密鋳造される。DS材では粒界強化元素を添加しているが、凝固時に鋳型拘束が強かつ薄肉の箇所にはしばしばグレンバンドリ・クラッキングと呼ばれる凝固割れが発生して、製品歩留まりを低下させている。極めて活性なYなどの元素の含有は長時間の凝固工程を必要とするDS、SC翼ではセラミックス鋳型や中子の材料との反応が懸念され、添加元素含有量の確保や表面変質層の問題がある。

また、形状変化の大きな突起を有する中空翼の内面や張り出しの大きなプラットフォーム等を持つ動・静翼では鋳型や中子の材料と合金との熱膨張差に起因して凝固収縮時に、これらの拘束を受けて大きな鋳造ひずみが残留する。合金組成や熱膨張係数などの影響の度合によるが、その後の溶体化熱処理時に再結晶粒が単結晶や柱状晶に発生する場合がある。図11に示すCMSX-2の例のように再結晶粒の内在に起因する単結晶のクリープ寿命の低下は著しい。製品歩留まりの低下のみならず、中空部内面に存在する場合は製品検査での検出が極めて困難となる。また、熱処理においては再結晶防止のために鋳造ひずみを少しずつ開放し、さらに拡散が容易でないRe

などの重元素を含有しているために、狭い温度範囲の高温での長時間にわたる複雑な熱処理ステップが、溶体化・均質化および2次析出相析出のために要求され、コスト上昇の一因となっている。

コーティングは高温腐食・高温酸化に晒されるタービン翼には不可欠である。環境と母材温度とそれらによって決定される腐食損傷に応じてCrやAlの拡散コーティング、PtメッキとAl拡散コーティングを組み合わせた白金アルミニド(Pt-Aluminide)法が開発適用されてきた。NiCoCrAlY合金など合金粉末を高温高速のプラズマ火炎中で溶解・吹き付けるプラズマ溶射や、電子ビームを熱源とした高速の大型真空蒸着装置でコーティングする技術(E. B. Overlay)が開発されている⁽¹⁵⁾。

サーマルバリア・コーティング(TBC: Thermal Barrier Coating)を適用し材料温度を下げることは古くから試行されてきたが、必要性は更に増すと考えられる。耐酸化性の有る合金コーティング層の上に、断熱性、熱安定性に優れ、熱膨張係数がNi基合金に比較的近いZrO₂系酸化物をコーティングしたTBCが良く知られている。おおむね厚さ0.2mmのセラミック層と0.1mmの合金層で150°Cを越える遮熱性がある。後者は母材表面に垂直で微細な独立した柱状結晶を成長させる事が可能で、母材合金とセラミックスコーティング間の熱膨張係数の相違を結晶間の隙間で逃げる事が出来る。TBCの剝離寿命と信頼性が改善されタービン動翼への適用も一部で始まっている。

3.4 樹脂系複合材料(FRP)

樹脂マトリックスに炭素繊維、ガラス繊維や有機繊維アラミドなど入れ強化した複合材料で、FRPは軽量化はもとより、複雑形状を一体成形することで低コスト化にも寄与するため民間エンジン部品を中心に適用が進んでいる。

表7に代表的強化繊維と樹脂の組合せを示す。特に炭素繊維は高強度系、高弾性系の2種類に分類されるがともに日本の繊維メーカーが主導し著しい性能向上がなされた。航空機機体には高強度系が主に使われているが、引張強度6GPa、弾性係数300GPa、破断伸び2%の繊維が生産されている。炭素繊維強化樹脂系複合材料は比重が1.5、引張強度が体積含有率(Vf)55~60%の繊維を一

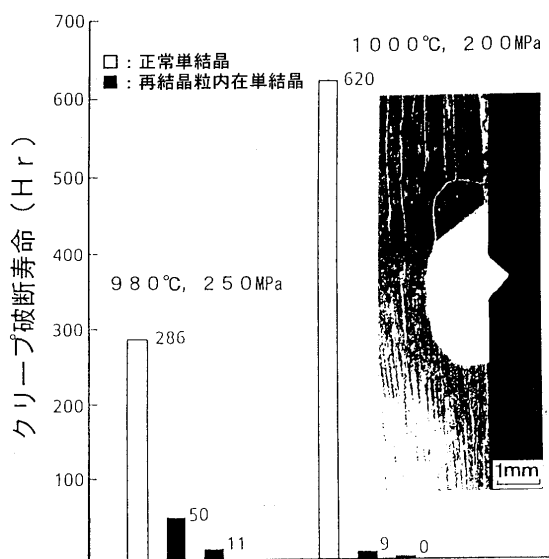


図11 再結晶粒内在SC材のクリープ破断寿命

表7 樹脂系複合材料の繊維、マトリックス組合せ例

PMC	繊維				特性
	CF T800	GF E	アラミド KEVLAR49	SiC NICALON	
● ● ● ● ●	1.8	2.5	1.4	2.6	密度 (g/cm ³)
● ● ● ● ●	5.7	3.5	3.6	3.0	引張強度 (GPa)
● ● ● ● ●	300	74	124	200	弾性係数 (GPa)
● ● ● ● ●	1.9	4.8	2.5	1.5	破断伸び (%)
樹	エポキシ	180	○	○	
脂	ビスマリミド	210	○		
	ポリイミド	360	○		
	ビニルエステル	90	○		
	Tg (°C)				

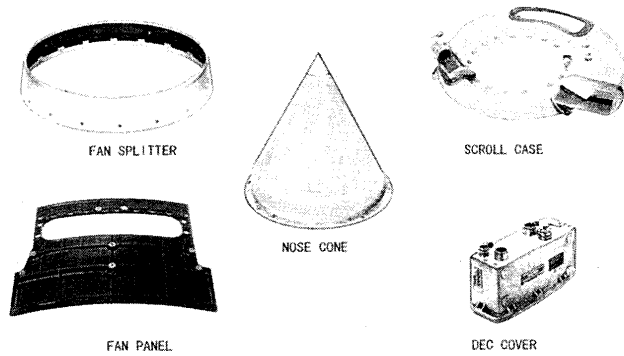


図12 民間用エンジンのFRP部品

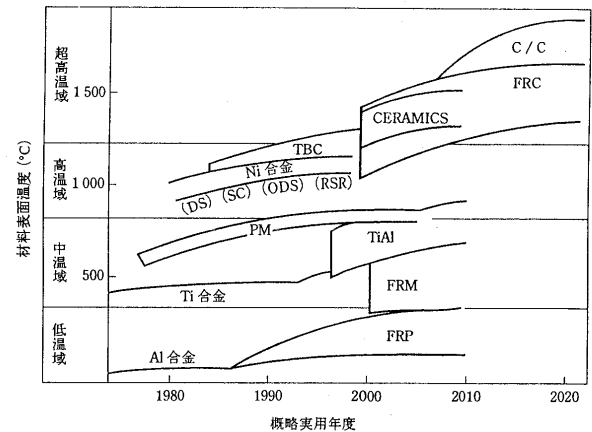
方向にのみ入れた一方向強化材の強化方向では2000 MPaを超える。繊維強化方向に対する荷重負荷方位角が大きくなると急激に強度低下し100 MPa以下となる。弾性係数、熱膨張係数など特性が繊維配向角により顕著な異方性を示す。繊維配向、積層構造を変えて材料の特性そのものを設計することが出来るテーラーメイドな材料とも言える。

樹脂が軟化し始めるガラス転移温度 (T_g) は現在のところ300°C程度が限界で、ファン入口、低圧圧縮機、エンジン外殻部の材料200°C以下の部品にFRPは適用されている。図12に民間エンジン用FRP部品例⁽¹⁶⁾を示す。

エポキシ樹脂は成形性、コスト両面に優れ、150°C以下のファンを中心に多用されている。しかしファン入口ではFOD、エロージョンといった問題があり、特にファン動翼やその後方のバイパス出口にある静翼(FEGV)にはクリティカルな問題である。耐衝撃性に優れるPEEK (Poly Etel Etel Keton) に代表される熱可塑性樹脂の適用や、熱可塑性樹脂やゴムなどを組み合わせ耐衝撃性を改善した高靱性エポキシ樹脂が開発され適用が進んでいる。エンジンの中で最大のファン動翼へのFRP適用は、翼そのものの軽量化から、それを支持するディスク、さらにディスクにつながるシャフトにまで及ぶ大きな重量軽減効果があり、大型の高バイパス・ターボファンエンジンの登場とほぼ同時に、1960年代から積極的な開発が始まった。大きな鳥の飛び込みに対する耐衝撃性をクリアすることが出来ない⁽¹⁷⁾ ままにいわば夢の技術であったが、GE 90には、その巨大な翼サイズの故もあって、炭素繊維/高靱性エポキシ複合材料ファン動翼が適用されるに至っている⁽¹⁸⁾。

温度が200°Cまではマトリックスとしてビスマルイミド樹脂が、250°Cになる所では T_g の高いポリイミド樹脂が適用されている。F 404などの圧縮機のバイパスダクトには熱硬化型ポリイミド樹脂PMR-15をマトリックスとした炭素繊維複合材料が適用されている。

一方、軽量高強度よりもむしろコスト低減を目的とした射出成形やプレス成形による短繊維強化複合材料部品の適用も進んでおり、また、長繊維複合材料でも複雑構造部品を一体成形することで高度の機械加工を必要とす



(注) FRP : 樹脂系複合材料 SC : 単結晶合金
FRC : セラミックス系複合材料 C/C : カーボン・カーボン
FRM : 金属系複合材料 ODS : 酸化物分散強化合金
DS : 一方向凝固合金 PM : 粉末合金
TiAl : チタンアルミナイド TBC : 遮熱コーティング
RSR : 急速凝固合金

図13 航空エンジン用先端材料の開発動向と予測

るTi合金など金属製部品に対し、低コストで部品を製造する事が出来るようになってきている。

4. 航空エンジン材料の今後の開発課題

図13は材料開発と適用化の変遷とこれからの先端材料の開発動向・予測を示したものである。これまではNi基合金を中心とした耐熱温度の向上とTi合金と一部にFRPの導入による軽量化が図られてきたが、今後は「高温化」、「高強度化」、そして「軽量化」が更に強く求められる。

既に、適用されている材料の今後の改良方向に以下の傾向が見られる。表2に示したように、エンジン各部品材料に要求される強度特性に加え、中高温域で使用される耐熱合金には、長時間使用中の組織安定性や鍛造性、 casting性、板金加工性、溶接性などが製造技術面および素材コスト低減の面から要求される。しかし、近年開発されるエンジン用耐熱合金の特性は飽和状態になりつつあり、特性そのものの飛躍的な新規の改善は望めなくなってきた。そこで、特性そのものが高い材料を開発するという思想のほかに、信頼性の高い材料を採用する思想が現われてきた⁽¹⁹⁾。また、同様の動向はTi合金にも認められる。設計に用いる強度特性は、一般には強度の平均値ではなく特性のバラツキ下限値を考慮した設計許容値が用いられるので、平均値の向上がなくてもバラツキが小さければ許容値としては高い値が設定できる。このため微細な欠陥や有害介在物が存在しないことを検査で保証するよりも、それらが存在しない製造プロセスを確立することが望ましい。材料特性のバラツキ低減には製造プロセスの初期段階である溶解および精練の技術が極めて重要で、不純物を低減するクリーン・メルティングと呼ばれる特殊溶解技術が注目されている。Ti合金で述べたコールド・ハース溶解はこの一例である。改善される強

度特性は清浄度と微量含有不純物元素に敏感な疲労強度、クリープ強度、延性、衝撃特性などであり引張強度にはほとんど影響を与えない。

最後に、今後の適用が囑望されている革新材料について簡単に触れる。革新材料として期待されるのは既存の金属系材料に対して耐熱温度が100°C以上、比重が50%以下の材料である。これらの材料についても前述の表2に示した材料特性が必要である。また、材料の力学的性能以外にも、例えば翼のように空力性能向上のための複雑な三次元形状化、即ち成形・加工性への対応や、製造コスト低減のための一体成形およびニアネットシェプ化が可能な成形性を備えることも重要であり、もちろん素材の低コスト化は不可欠である。

期待の革新材料は耐熱性と軽量性を兼ね備えたセラミックス系材料、金属間化合物に代表されるが、いずれも脆性の懸念が有り実用に至っていない。セラミックスは複合材料化によって、また金属間化合物は合金成分と微量な金属組織の調質により脆性改善が進みつつある。素材の開発・改良、成形加工技術、機械的特性や耐環境性をはじめとする特性など研究すべき課題が多いが、これからの数年のうちに実用化が始まると考えている。一方、革新材料では従来の金属材料用の強度特性評価手法や非破壊検査手法が適用できず、その材料に適した強度・健全性評価技術や破損・寿命評価クライテリアの開発も重要であり、材料の開発に並行して進められている。

これら革新材料の開発動向に関する解説⁽²⁰⁾があるので参考にされたい。

5. おわりに

近年のジェットエンジン材料に要求される課題はますます厳しくなっており、将来の航空エンジン開発実現のためには、要求を満たす材料の早期実用化が不可欠であ

る。そのためには、新たな金属系材料の開発と並行して使用実績豊富な現有合金のより一層の改良が必要となるであろう。さらには、金属間化合物、セラミックス、各種複合材料などの革新的な新素材実用化開発の加速を期待する。

参考文献

- (1) 服部博, 正木彰樹, 日本航空宇宙学会誌, 43-495(1995), p. 204
- (2) 服部博, 日本金属学会シンポジウム予稿集, スパーアロイ極限使用へのアプローチ, (1996-7), p. 17
- (3) 大鍋寿一, 他, 第3回超高温材料国際シンポジウム, (1993), p. 112
- (4) IHI 広報部: IHI の先端技術 PART IV (ジェットエンジン), (1983)
- (5) Yamada, K., et al, Proc. 3rd Japan International SAMPE Symposium, (1993-10), p. 1926
- (6) 例えば Buttrill, W. H., et al, Proc. 3rd Japan International SAMPE Symposium, (1993-10), p. 1660
- (7) 例えば Dix, A. W., et al, Superalloys 1992, (1992-9), p. 23
- (8) 例えば Hattori, H., et al, Superalloys 1996, (1996-9), p. 705
- (9) 例えば Dryant, D. J., and McIntosh, G., Superalloys 1996, (1996-9), p. 713
- (10) Krueger, D. D., et al, Superalloys 1992, (1992-9), p. 277
- (11) Guedou, J., et al, Superalloys 1992, (1992-9), p. 267
- (12) 例えば Schirra, J. J., et al, Superalloys 1992, (1992-9), p. 437
- (13) Cetel, A. D., et al, Superalloys 1988, (1988-9), p. 235
- (14) Cannon-Muskegon 社資料, (1997-5)
- (15) Boon, D., Materials Science Technology, 2, (1986), p. 220
- (16) 今村龍三, 他, 石川島播磨技報, 33-6 (1993), p. 382
- (17) 正木彰樹, 日本複合材料学会誌, 14-1 (1988), p. 2
- (18) Elston, S. B., Leading Edge (1992-Fall), p. 16, GEAE 社
- (19) 服部博, 特殊鋼, 48-12 (1993), p. 11
- (20) 正木彰樹, 月刊 JADI, 601(1997-6), p. 1, (株)日本防衛装備工業会

ガスタービン用耐熱コーティング (2)

吉葉 正行*1

YOSHIBA Masayuki

キーワード: ガスタービン, ジェットエンジン, 耐熱コーティング, 遮熱コーティング, 超合金,
高温腐食, 高温酸化, 損傷解析
Gas Turbine, Jet Engine, Heat-Resistant Coating, Thermal Barrier Coating,
Superalloy, Hot Corrosion, High-Temperature Oxidation, Failure Analysis

3. ガスタービン用耐熱コーティング技術の進歩

3.1 耐熱コーティングの歴史の変遷

前章で述べたようなガスタービン特有の厳しい高温耐環境性問題に対処するため, 高温部材として使用される耐熱合金やコーティングシステムでは通常 Cr_2O_3 または Al_2O_3 による保護皮膜 (酸化物スケール層) が優先的に形成され, かつ安定に存続できるように合金調整がなされている。各種超合金の耐高温酸化性に対する保護皮膜の有効性の歴史の変遷を図9に示した⁽¹⁰⁾。初期のガスタービンでは作動温度が相当低かったため Cr_2O_3 -former でも良好な耐環境性が確保できたが, 作動温度の上昇に伴い Al_2O_3 -former への依存度が増大し, さらにはジェットエンジンのように頻繁な熱サイクル酸化を受ける部材では Al_2O_3 皮膜でも破損が頻繁に繰り返されるため, 再生能力をも保証できるように1960年代からコーティング技術が導入されてきた。

また, ガスタービン高温部材への金属系コーティングの開発・導入の経緯は図10⁽²⁵⁾に示したように, Al または Cr 系の拡散浸透処理が当初多用されてきたが, 次第に電子ビーム蒸着法 (EB-PVD) や溶射法などのように基材合金表面に MCrAlY 系 (M: Ni, Co, NiCo などの基材

合金系と同一合金元素が基本) を主体とした高耐食性コーティング材を堆積させる, いわゆるオーバーレイコーティングが主流となり, 現在に至っている。とくに EB-PVD やプラズマ溶射法などは, コーティング材としてセラミックスも使用可能なため, 遮熱コーティング (TBC) の作製に適し, 1970年代からジェットエンジン部材を主対象とした研究開発が精力的に進められ, さらに最近では産業用ガスタービンへの展開も図られている。一方, 基材合金に厚さ 250~500 μm 程度の耐熱耐食合金膜を熱間静水圧プレス (HIP) によりクラッドする方法も開発され, 耐環境性向上における有効性が見出されている⁽²⁶⁾。しかしクラッド法は, 施工性や生産性などの制約からプラズマ溶射法などに比べると実用化が遅れている。

さて, ガスタービンの主要高温部材に適用されている耐熱コーティングの歴史の変遷を模式的に表すと図11のようになる。ガスタービン動静翼では, 図10で示したコーティング技術の変遷に呼応して拡散浸透法, EB-PVD, プラズマ溶射法の順に導入・実用化され, 現在ではプラズマ溶射あるいは EB-PVD による Y_2O_3 安定化 ZrO_2 (YSZ) 系 TBC の動翼への適用が検討されている。これら TBC システムの動静翼への適用は, ジェット

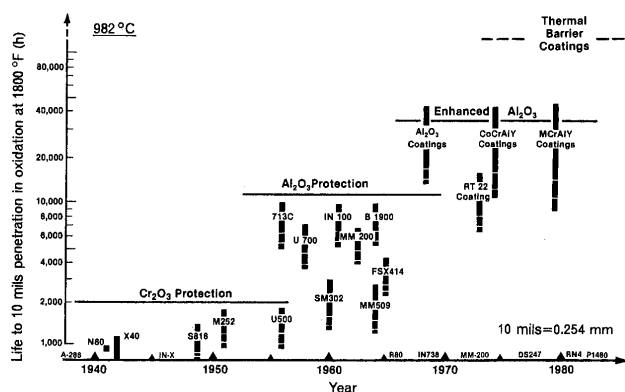


図9 超合金の耐高温酸化保護被膜の歴史の変遷⁽¹⁰⁾

原稿受付 1997年7月11日

* 1 東京都立大学大学院工学研究科

〒192-03 東京都八王子市南大沢1-1

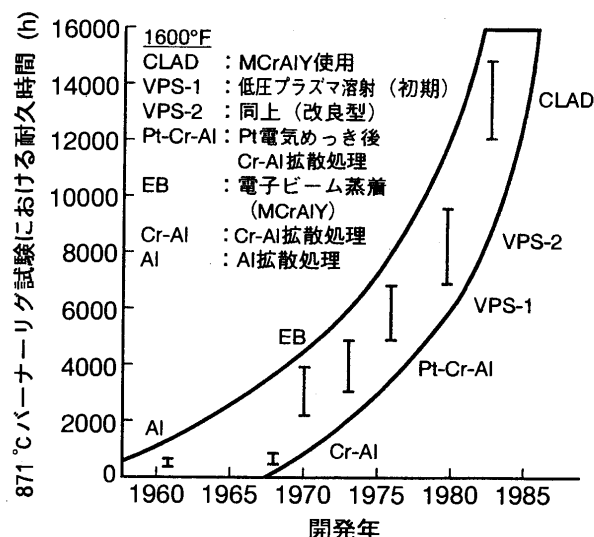


図10 ガスタービン用耐熱コーティング開発の経緯⁽²⁵⁾

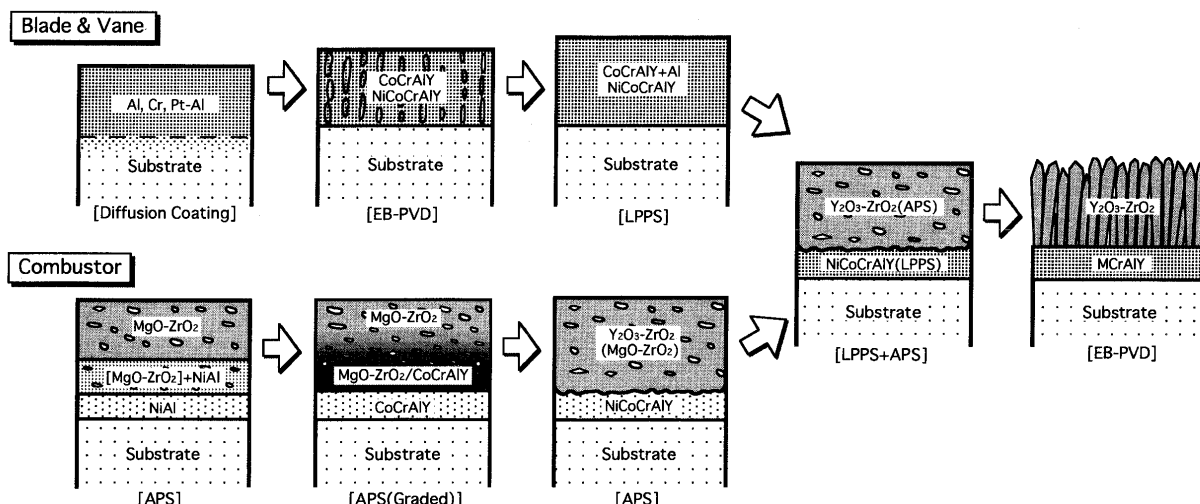


図11 ガスタービン主要部材における耐熱コーティングの変遷

エンジンにおいて先行しているが、発電用ガスタービンにおいても次第に必須の要素となりつつあり、既に静翼部を中心としてプラズマ溶射 TBC の使用実績もある。

一方、燃焼器ではかなり早期から TBC システムが導入されてきたが、ジェットエンジンの頻繁な起動停止に伴う厳しい熱サイクル酸化により当初の MgO 安定化 ZrO₂ (MSZ) トップコートが容易にはく離したため、最近では熱サイクル酸化特性に優れた YSZ 系 TBC を動静翼と同様に使用する傾向にある。また TBC のトップコートとして MSZ セラミック/MCrAlY 合金による傾斜組成コーティング(当時、Continuous Graded Coating と呼称)がジェットエンジン燃焼器に採用された期間が1974年以降にあった⁽²⁷⁾。しかし、傾斜組成領域での内部酸化に伴う TBC システムの異常変形問題が発生したため、1982年頃までの短期間のうちに通常の2層 TBC に戻された経緯がある⁽²⁸⁾。この問題に関しては第4章(次報)で取り上げることにする。

3.2 各種コーティング技術

ガスタービンの実機作動条件下において高温部材は厳しい熱的・機械的・化学的負荷を受けるので、耐熱コーティングもこれら種々の負荷に耐える優れた耐久性が要求される。とりわけ高温酸化や高温腐食といった熱化学的損傷要因に対しては十分満足のいく耐久性が保証されなければならないので、適用可能なコーティング法やコーティング材も限定されてくる。ガスタービン部材に適用される耐熱コーティング法の種類、コーティング材とそれぞれの特徴を要約すると表3⁽²⁹⁾のようになり、基本的には図10と同様、拡散浸透法、PVD法、プラズマ溶射法に大別される。これらの概要について次項以下に紹介する。

なお、これら単独のコーティング法ではそれぞれ独特の欠点を有するので、当然の帰結として、これらの欠点を相互に補うような種々の複合処理法が開発・実用化されている⁽³⁰⁾。

表3 ガスタービン用耐熱コーティングの種類と特徴⁽²⁹⁾

コーティング法		被覆材	特徴
拡散浸透法	バック法	Cr, Al, Si CrAl, CrSi, AlSi AlFe, AlTi	拡散層(反応層)を形成して基材合金と強固に密着するため、はく離の危険性が少ない。しかし、適用可能な金属の種類が限定されるうえ、濃度制御にも限界がある。
	塗布(スラリー)法	Cr, Al, Si, AlSi	
物理蒸着法(PVD)		MCrAlX, MCrAlSi (M: Ni, Co, NiCo, Fe) (X: Y, Hf, La)	欠陥の少ない緻密な皮膜が得られるが、スパッタリング等の場合を除けば、各構成元素の蒸気圧を考慮した蒸着合金組成の制御が必要。また成膜速度が小さいうえ、均一付着性にも問題がある。装置が高価。 (蒸着後、拡散熱処理実施)
プラズマ溶射法	大気圧下(APS)	MCrAlX NiCr	広範な種類の合金やセラミックスを効率よくコーティングできるが、はく離しやすい欠点がある。VPSでは、欠陥の少ない高品質皮膜が得られるが、溶射チャンバー内の汚れやO ₂ の残留(混入)に要注意。 (溶射後、拡散熱処理実施)
	減圧下(VPS, LPPS)	Ceramics (PSZ etc.)	
複合処理法	電気めっき/拡散	Pt/Al, (Pt-Rh)/Al	各コーティング法を複数組み合わせることにより、各処理法の欠点を補って新しい機能を有する被覆層の生成が期待できる。
	PVD/拡散	Ti/Si, Cr/Si, Si/Cr	
	溶射/拡散(バック法)	MCrAlX/Al NiCr/Al NiCr/Cr	
	溶射/拡散(スラリー法)	NiCr/(Si-Al)	

3.2.1 拡散浸透法

制御雰囲気中での高温加熱によりコーティング成分元素を基材合金中に拡散させる方法であり、コーティング成分が Al の場合にはアルミナizing (Aluminizing) またはカロライzing (Calorizing), 一方 Cr の場合にはクロマイzing (Chromizing) と通称される。

拡散浸透法には粉末パック法と塗布法とがあるが、ガスタービン用としては前者が多用される。粉末パック法 (Pack Cementation) では一般に、Al や Cr などのコーティング用金属粉末(a), NH_4Cl や NaCl などハロゲン化合物による促進剤(b), そして Al_2O_3 やカオリンなどの焼結防止剤(c)からなる混合粉末を被処理合金とともにレトリット内につめ (パック), H_2 あるいは Ar 雰囲気中で $700\sim 1100^\circ\text{C}$ 数～十数 h 程度の加熱拡散処理を施す。反応促進剤としてハロゲン化合物を利用していることから、本処理法は化学蒸着法 (CVD) の一種ともみなせる。すなわち加熱拡散処理において Al または Cr は、ハロゲン化合物蒸気として被処理合金表面に供給され、そこで他の合金元素との置換反応や水素還元反応などにより金属 Al または Cr として析出し、さらに合金内部へ拡散する。Al と Cr に対する拡散浸透処理方法は基本的に共通であるが、Cr の場合にはコーティング層中への Cr 析出率が雰囲気条件に強く依存し、とりわけ H_2 ガス雰囲気が不可欠であるという特徴がある⁽²⁹⁾。

コーティング層における元素濃度や層厚などの性状は、処理剤(a)～(c)の混合比、加熱条件 (雰囲気, 温度・時間など), そして被処理合金組成などに依存するが、通常のアルミナizingで表面 Al 濃度 $30\sim 35\text{ mass}\%$, 一方クロマイzingでは表面 Cr 濃度 $70\sim 80\text{ mass}\%$ で、それぞれ厚さ $50\sim 100\text{ }\mu\text{m}$ 程度のコーティング層は容易に得られる。Al 拡散浸透法で生成するコーティング層の Al 濃度が高すぎるとコーティング層がかえって脆弱化するため、コーティング後に二次拡散加熱処理を施してコーティング層の組成・組織制御を行うケースが多い。また拡散浸透法では、高温長時間のコーティング処理に伴い基材合金本来のクリープ破断特性を主体とした高温強度特性に劣化を招く危険性があるため、これを回復するための後熱処理を施すのが通例である。しかし、こ

での強度向上を目的とした熱処理がコーティング層性状に及ぼす改質効果, あるいはコーティングシステム全体の性能に及ぼす影響などに関しては筆者らの研究例があるものの⁽³¹⁾, 十分解明されてはいない。

Pt 電気めっきと Al パックセメンテーションを複合化した Pt/Al (表 3) は、後熱処理過程や高温運転時における基材合金内部への Al の二次拡散を Pt めっき膜が妨げるため、コーティング表層部での Al 濃度低下を長時間抑制する効果が期待できる^{(30),(32)}。図 12 は、Pt/Al 複合コーティング (RT 22) を施した Ni 基超合金 IN 738LC (前章, 表 2 参照) におけるコーティング層の性状 (BSE 像) と EPMA による主要元素分布である。表層部に発達している厚さ約 $50\text{ }\mu\text{m}$ のコーティング層の外表側では高 Al 濃度の NiAl 相が存在し、内層側に向かって Al 濃度が漸減していることがわかる。また基材合金との界面には厚さ $20\text{ }\mu\text{m}$ 程度の拡散層が存在するが、ここでは Ni_3Al 相とともに Co-Cr-W-Mo 系の第二相が共存する複雑な組織を呈する。

このように、拡散浸透法では比較的高温長時間の加熱拡散処理によりコーティング層と基材合金との界面に拡散層 (反応層) が形成されるため、コーティング層のはく離はほとんど問題にならない。しかし最近の高温化ガスタービンでは、部材の作動温度がコーティング処理温度あるいは後熱処理温度に接近しつつあるため、実用中の二次拡散による Al や Cr の消耗 (拡散層の発達に伴う表面濃度低下) が促進され、保護皮膜形成能の早期劣化が相当深刻な問題となっている。また、適用可能な金属や合金種が限定されるなどの制約も多く、高温化ガスタービンにおける拡散浸透法の適用性は次第に限界に近づきつつある。

3.2.2 物理蒸着法 (PVD)

PVD は、真空チャンバー内で金属蒸気またはプラズマ蒸気などを発生させて、被処理合金表面に堆積させる方法で、蒸発種の種類によって真空蒸着法 (金属蒸気) とイオンプレーティング法 [イオン化蒸気 (プラズマ)] に分類できる。

最も基本的な真空蒸着では、図 13 に原理図⁽³³⁾ を示したように、電子ビーム (EB) や抵抗加熱によって発生さ

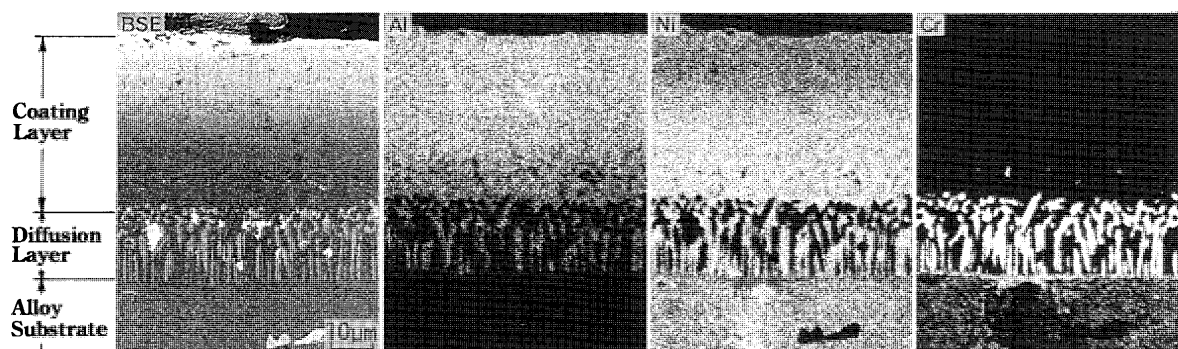


図 12 Pt/Al 複合コーティング RT 22 を施した IN 738LC の表面性状と主要元素分布

せたコーティング成分蒸気を被処理合金表面に誘導して堆積させるもので、蒸発粒子の運動エネルギーはあまり大きくない。また、この方法では基材合金の裏側まで蒸気の回り込みが起こらないため、全面にコーティングを施すためには被処理合金を装着しての回転装置が必要である。一方イオンプレーティングでは、EBにより発生させた蒸発金属をイオン化させて、バイアス電圧下で陰極に保ってある基材合金表面に高エネルギーで衝突させるため、真空蒸着の場合よりも緻密で密着性の良好なコーティング皮膜が得られる。これらのPVDによる成膜速度はプラズマ溶射の場合に比べると小さいが、現在では約25 $\mu\text{m}/\text{min}$ 以上も可能になっている⁽³⁴⁾。

電子ビーム蒸着 (EB-PVD) の場合を例にとって、その基本的コーティングプロセスを以下に示す。

1. 基材合金 (超合金) の製造, 検査
2. 表面処理
 - a) 脱脂 b) グリットブラスト
 - c) 蒸気ホーニング
3. 秤量
4. 回転取付具への装着とマスキング
5. 蒸着処理
 - a) 予備加熱 b) 蒸着 c) 冷却
6. 取外し
7. 秤量
8. ピーニング
9. 拡散熱処理 (通常, 基材合金の溶体化一時効処理)
10. 検査

いずれのPVD法においても、基材合金を加熱状態で処理するものの、蒸着のままでは基材合金内部へのコーティング成分の拡散はほとんど期待できないので、基材合金用の溶体化一時効処理、あるいは900~950°C程度での拡散熱処理を蒸着後実施して、コーティング層の均質化と密着性向上を図ることが通例となっている。

PVD法は、一般にMCrAlX (M: Ni, Co, Feまたはこれらの合金) (X: Y, Hf, La等の活性金属)と通称される高Cr-Al系耐食合金を基材合金に蒸着できるようになって以来、これのガスタービン分野での有用性が高まった。しかし、コーティング用母合金として例えばCo-21Cr-11Al-0.3Y (mass%) 合金インゴットを用いてEB-PVDにより蒸着させても、実際の蒸着膜組成はCo-4Cr-6Al-20Y (mass%) 程度にまで変化してしまい、

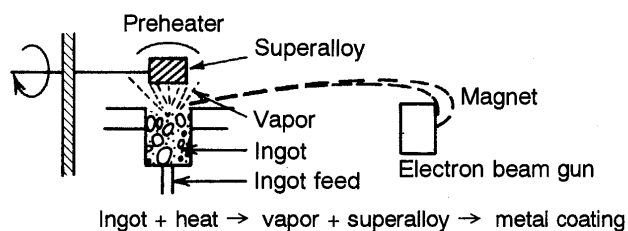


図13 電子ビーム蒸着 (EB-PVD) 法の原理図⁽³³⁾

所望の高Cr-Al合金皮膜は得られない⁽³⁵⁾。これは、各構成元素の蒸発速度が著しく異なるためであり、それゆえ蒸気圧の低い構成元素ほど予め多量に添加したインゴットを用意するなどの組成制御が必要となる。また、蒸着膜における組成変動も相当大きく、例えばCrで±2.5%、Alで±0.7%程度の変動幅を見込んだうえで耐食性を保証する必要がある⁽³⁴⁾。このような組成不均一性の解消の観点からも、蒸着後の拡散熱処理は必須である。

しかし、最近の高温化ガスタービン技術へのEB-PVDの貢献はむしろ、結晶制御による柱状晶セラミックストップコートを有する高性能TBCシステムの製造における有用性 (図11) である。すなわち、ジェットエンジンにおける導入実績をにらみ^{(36),(37)}、発電用ガスタービン動静翼への適用を目指して、大型翼への対応と耐環境性保証を中心とする技術研究開発が、後述のプラズマ溶射法と並んで国の内外で現在精力的に進められている⁽³⁸⁾。EB-PVDによるTBCの技術動向に関しては第5章 (第4報) で少々詳しく取り上げることにしたい。

3.2.3 溶射法

(1) 溶射法全般

周知の通り、溶射法と一口にいても、その種類は実用化されているものだけでも非常に多いが、例えば熱源として可燃性ガスと電気により大別すると図14のように分類できる⁽³⁹⁾。ガス式溶射法では、主に炭化水素と酸素による燃焼炎を利用したフレーム溶射と爆発燃焼を利用した爆発溶射、一方電気式溶射法にはアーク放電を直接利用したアーク溶射やAr, H₂, He等のガスプラズマを利用したプラズマ溶射などがある。ガスタービンに適用されている溶射技術としては、高速フレーム溶射、爆発溶射、大気ならびに減圧下でのプラズマ溶射が代表的なものである。

これら主要な溶射法における利用可能な熱源の温度と流速をまとめると図15のようになる⁽³⁹⁾。これから明ら

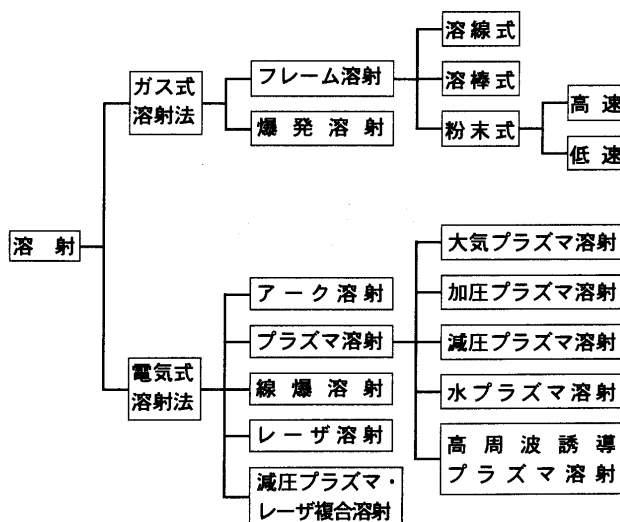


図14 各種溶射法 (熱源に基づく分類)⁽³⁹⁾

かなように、10,000°C前後の最高温熱源を利用できるのはプラズマ溶射のみであり、この方法によってはじめてセラミックスを含む多くの材料のコーティングが可能となったため、TBCシステムの構築技術が急速に進歩した。

一方ガス流速の面からは、高速フレイム溶射や爆発溶射によれば最速で約2 Mach以上が得られ、溶射粒子の基材合金表面への高速衝突により緻密で密着性の良好な皮膜の生成が期待できる。とりわけ、高速フレイム溶射として代表的なHVOF (High Velocity Oxygen Fuel) 溶射に関しては近年活発に技術研究開発と生成皮膜のキャラクタリゼーションが進められ、減圧プラズマ溶射皮膜と比べても遜色ない性状の皮膜が低コストで得られる可能性が見出されている⁽⁴⁰⁾。それゆえ、ガスタービン

部材用コーティング技術としての有用性が今後ますます増大する可能性が期待できる。

さて、溶射システムの構成と成膜状況を模式的に表すと図16のようになる。粉末、線あるいは棒状の溶射材料を上記各種熱源によって溶射ガンで加熱溶融させるとともに高速飛行させ、基材合金表面に衝突・堆積させて溶射層を積層する。したがって、溶射飛行粒子の被爆温度と雰囲気、飛行速度と時間など多くの因子によって溶射皮膜の性質が決定されることになる。粉末粒子の粒度分布もまた溶射粒子サイズに影響を与え、ひいては溶射堆積皮膜の積層性や欠陥分布などに重大な影響を及ぼすが、一般に細粒粉末を用いた方が良好な皮膜性状が得られる。最近では、このような成膜の観点にたった溶射技術の工学的解析が進んでいる⁽⁴¹⁾。

(2) プラズマ溶射法

プラズマ溶射は、高温高速プラズマ粒子を利用する方法であるが、高温のゆえに雰囲気条件が皮膜性状に与える影響が特に大きい。すなわち大気プラズマ溶射(APS)では、溶射粒子の飛行中に生じる酸化反応によって溶融粒子表面が酸化物に覆われてしまうため、堆積粒子間の融合性に乏しく、しかも多量の酸化物や気孔(pore)などの諸欠陥を巻き込んだ溶射層が形成されることになる。減圧プラズマ溶射(VPS or LPPS)は、このようなAPS特有の欠陥を排除することが可能で、高品質の溶射皮膜が得られる。図17は、APSとVPSによるCoNiCrAlY溶射皮膜の断面組織である⁽⁴²⁾。APSでは明らかに、扁平にラメラ化した積層粒子間界面に多量の酸化物が取り込

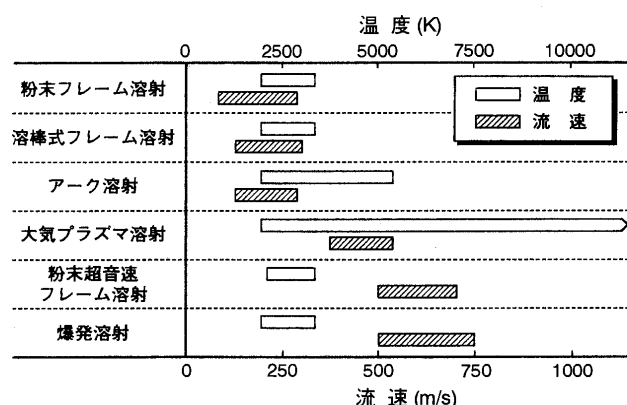


図15 主要な溶射法における熱源温度と流速⁽³⁹⁾

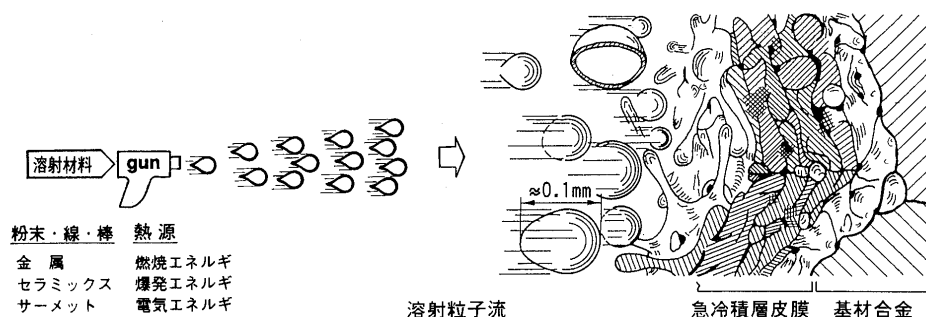


図16 溶射システムの構成と成膜状況

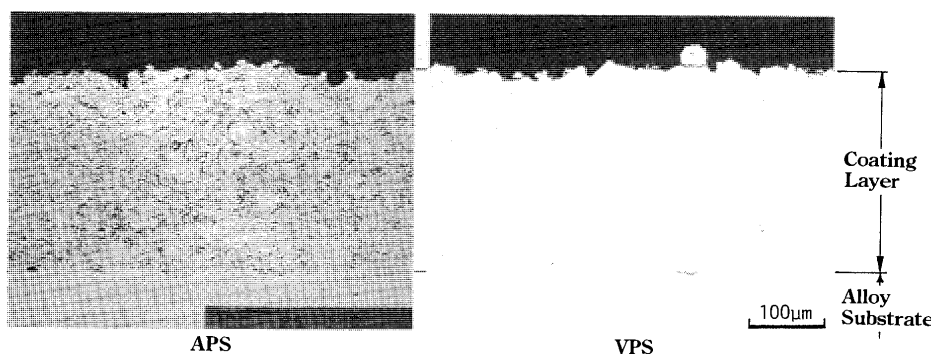


図17 APSとVPSによるCoNiCrAlY皮膜の断面性状の相違⁽⁴²⁾

まれているが、VPS ではこの種の欠陥はほとんど消滅でき、気孔率 (porosity) が 1% 未満の清浄で緻密な皮膜が発達する。APS に対する VPS の利点はこれ以外にも多いが、それらを要約すると以下ようになる。

- 1) プラズマフレームの有効長 (利用可能なフレーム領域) が著しく拡大するため、MCrAlX 合金をはじめ多様な種類の溶射材料を対象として均質な皮膜が得られる。
- 2) 硬質の皮膜が得られるため、耐摩耗性や耐エロージョン性の向上が期待できる。
- 3) 酸化の影響を受けずに高温加熱下で基材合金の溶射が可能のため、皮膜/基材合金間の残留応力を軽減できる熱履歴のもとで密着性の良好な皮膜が得られる。
- 4) 雰囲気気を選択により、化学反応を利用した特徴的な皮膜の生成が可能である。

しかしその反面、VPS では真空装置と其中で基材合金を操作するためのロボット機構が必要となり、APS に比べて設備費が高価なうえ、現場施工性に劣る。

また、VPS と EB-PVD を比較した場合、前者の利点は以下のとおりである⁽⁴³⁾。

- 1) 溶射合金材料の選択自由度が大きい。生成皮膜中の組成変動幅が小さい。
- 2) 成膜速度が大きく、作業効率が高い。
- 3) EB-PVD 皮膜では、蒸着後の拡散熱処理において皮膜組織の異常粒成長による局部的皮膜破壊の危険性があるが^{(34),(44)}、VPS でこのような欠陥はみられない。

さて、プラズマ溶射材料として現在主流となっている MCrAlX 合金における各構成元素の主な役割は以下のとおりである。

M: Ni, Co, NiCo など基材合金と基本的に同一合金系で、延性に富んだマトリックス相を構成するとともに、

熱膨張率において基材合金とのミスマッチを適正範囲に抑える。

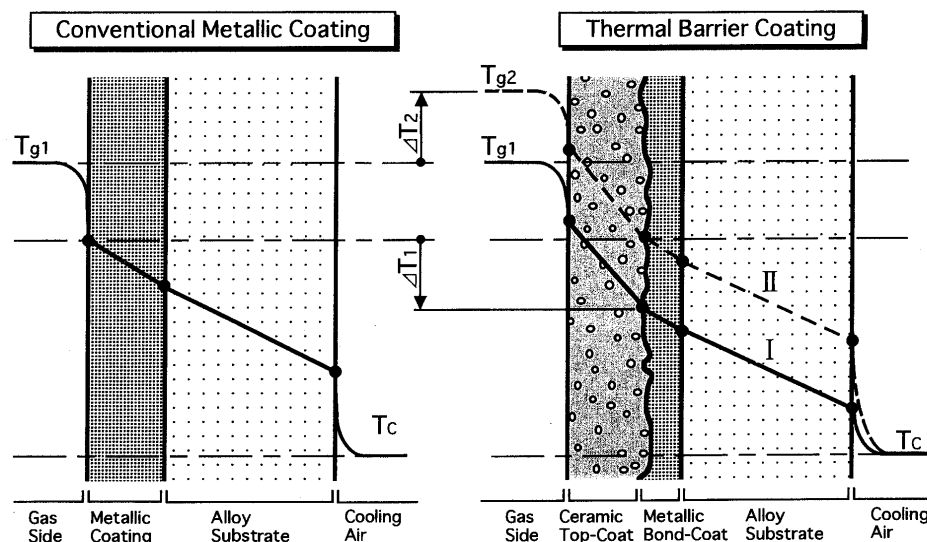
Cr, Al: 保護酸化皮膜形成元素であり、一般に Cr: 17~31 mass%, Al: 6~11 mass% 程度の組成範囲内で、ともに基材合金よりも高濃度化された合金が通常用いられる。このうち主たる保護作用は Al_2O_3 皮膜が果たし、 Cr_2O_3 は Al_2O_3 皮膜損傷時のバックアップ用としての機能性が強い。

X: Y, Hf, La, Ce 等の活性金属元素からなり、おおむね 0.5~1 mass% 程度の添加により、溶射皮膜中の不純物固定による清浄化、溶射皮膜/基材合金間ならびに保護酸化皮膜/溶射皮膜間の密着性改善など種々の面で優れた機能を果たすとみられている。

(3) 遮熱コーティング (TBC)

プラズマ溶射と EB-PVD のいずれによっても、断熱性に優れたセラミックスを表面層とする、いわゆる TBC システムを構築すれば、図 18 に模式的に示すような 2 通りの効果が期待できる。すなわち、まずケース I のように燃焼ガス温度が同一の場合には、セラミックトップコート内での温度低減効果により TBC の金属表面温度 (ボンドコート部の温度) が金属系コーティングシステム表面に比べて ΔT_1 だけ低減でき、基材合金の耐熱強度 (耐用寿命) において相当程度の増加が期待できる。一方ケース II のように金属表面温度が同一 (すなわち同一耐用寿命) の場合を仮定すれば、TBC システムでは T_{g2} の高温燃焼ガス中での使用が可能となり、 ΔT_2 だけ適用温度上昇が見込めることになる。このような TBC における遮熱効果は、以下のような種々の影響因子からなる熱抵抗 R によって見積ることができる⁽⁴⁵⁾。

$$R = \frac{1}{\alpha_g} + \frac{t_{ce}}{\lambda_{ce}} + \frac{t_b}{\lambda_b} + \frac{t_s}{\lambda_s} + \frac{1}{\alpha_c}$$



ADVANTAGES OF TBC

- Case I : Reducing the metallic surface temperature (ΔT_1) → Prolonged material lifetime
 Case II : Operating at higher gaseous temperature (ΔT_2) → Increased thermal efficiency

図 18 遮熱コーティング (TBC) の効果

ここで、 t : 厚さ, α : 熱伝達率, λ : 熱伝導率, 添字 g , ce , b , s , c はそれぞれ高温ガス, セラミック, ボンドコート合金, 基材合金, 冷却ガス (通常は空気) を表す。これから明らかなように, 熱伝達率が大きい条件では, t/λ 項の相対的寄与が大きくなるため, 熱伝導率の小さい材料からなる層を介在させることにより, 層厚さに応じて効果的な熱抵抗が期待できる。実際に計測される遮熱効果は, セラミックストップコート層の組成, 性状, 厚さや冷却方法などの諸要因に強く依存するが, 例えば一般的なプラズマ溶射による YSZ 系 TBC では $250\sim 300\ \mu\text{m}$ の厚さで $60\sim 170^\circ\text{C}$ 程度の温度低減効果が確認されている^{(36),(46)}。

プラズマ溶射による TBC システムの構築においては現在, APS または VPS により MCrAlX 合金ボンドコート (Bond-Coat or Under-Coat) を形成後, 熱伝導率が小さく, かつ熱膨張率が金属材料に比較的近い YSZ をはじめとする ZrO_2 系セラミック層を APS によりトップコート (Top-Coat) として利用している。純粋な ZrO_2 では, 単斜晶 (低温相) \rightarrow 正方晶 (高温相) の相転移が約 1150°C で生じ, 特に冷却時の正方晶から単斜晶へ相変態する際に生じる体積膨張により自己崩壊するという性質がある⁽⁴⁷⁾。このため, CaO , MgO , Y_2O_3 等の酸化物を安定化剤として適量添加し, 高温から室温まで (立方晶 + 正方晶) の二相が安定に存在できるようにした, いわゆる部分安定化 ZrO_2 (PSZ) が通常利用される。上記安定化剤のうち前二者は, 歴史的には古くから使用されてきたが, 熱サイクル酸化抵抗や耐食性などに劣るため, 現在ではコスト高ではあるものの, Y_2O_3 を約 $6\sim 8\ \text{mol}\%$ 添加した YSZ が主力である。ただし, 例えば重質油燃焼ガスタービンのように多量のバナジン酸塩を含んだ腐食環境中では, Y_2O_3 が選択的に反応して低融点の YVO_4 を生成しやすいため, これに伴う YSZ の脱安定化現象が問題となる^{(48),(49)}。

TBC におけるセラミックストップコートに対しては, 遮熱機能と熱衝撃緩和機能の双方から, VPS により緻密化を図るよりもむしろ APS によって多孔質な層を発達させた方が有利である。一方 MCrAlX ボンドコート層の役割は, 基材合金とセラミックストップコートとの熱膨張率差に起因する熱応力を緩和してトップコートの密着性を保つとともに, n 型半導体で O^{2-} アニオンに対する典型的な固体電解質としての ZrO_2 系セラミックストップコート中を容易に侵入できる O_2 をトップコート/ボンドコート界面で固定して耐環境性を保証することにある。発電用ガスタービンでは後者の機能が特に重視されるため, 最近では VPS により緻密で高品質のボンドコートの形成が主流になっている。APS による YSZ トップコートと VPS による CoNiCrAlY ボンドコートからなる TBC システムの典型的断面組織を図 19 に示す⁽⁵⁰⁾。これから明らかなように, APS によるセラミックストップコート内には多数の気孔が分散しており, これらが遮熱

性と熱応力緩和に寄与する。またトップコート内には, 表面に対して垂直方向に貫通するような微細き裂が生じる場合が多く, これをセグメンテーション (Segmentation) 組織と呼ぶが, これもまた熱応力緩和には有効な組織である⁽⁵¹⁾。

さて, TBC 翼の製造プロセスを金属系 MCrAlX 翼の場合と対比させて示すと以下のようになる⁽⁵²⁾。

TBC 翼	MCrAlX 翼
1. 超合金翼の製造	1. 超合金翼の製造
2. 機械加工	2. 機械加工
3. 欠陥等の検査	3. 欠陥等の検査
4. ロー付け加工	4. ロー付け加工
5. 欠陥検査	5. 欠陥検査
6. 熱処理 (溶体化)	6. アルミナブラスト
7. 欠陥検査	7. 予 熱
8. アルミナブラスト	8. プラズマ溶射処理
9. 予 熱	9. 熱処理 (溶体化 + 時効)
10. プラズマ溶射処理	
11. 熱処理 (時効)	

EB-PVD の場合と同様, 溶射後に拡散熱処理を施して皮膜の均質化と密着性の向上を図るのが通例であり, 最終段階で基材合金仕様の (溶体化 + 時効) 処理を実施する人が多いが, 上記 TBC 施工プロセスのように溶体化処理を中間段階に挿入するケースもある。これによって, セラミックストップコートのはく離やき裂発生を回避するとともに, コーティング層界面の損傷を抑止する効果も期待できる。

最近では, プラズマ溶射法による改良型 TBC の研究開発が我が国でも活発に行われているので, その二例を紹介しよう。まず第一は 4 層構造の TBC システムの構築である⁽⁵³⁾。すなわち, Ni 基超合金 René 80 の基材表面にプラズマ溶射によって, 1) CoNiCrAlY ボンドコート層, 2) (YSZ + CoNiCrAlY) 混合層, 3) CoNiCrAlY 中間層, 4) YSZ トップコート層, の 4 層 TBC を形成することにより, トップコート層厚さ $200\ \mu\text{m}$ の静翼の燃焼装置試験において約 90°C の温度低減を達成するとともに, 頻繁な熱サイクル試験における YSZ トップコートの耐はく離寿命が通常型 2 層 TBC の 2 倍

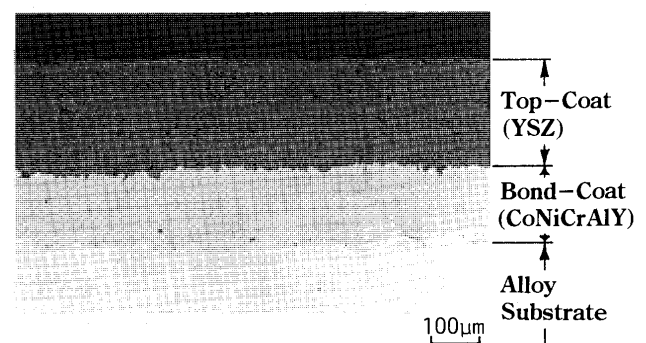


図 19 プラズマ溶射による YSZ 系 TBC システムの断面組織⁽⁵⁰⁾

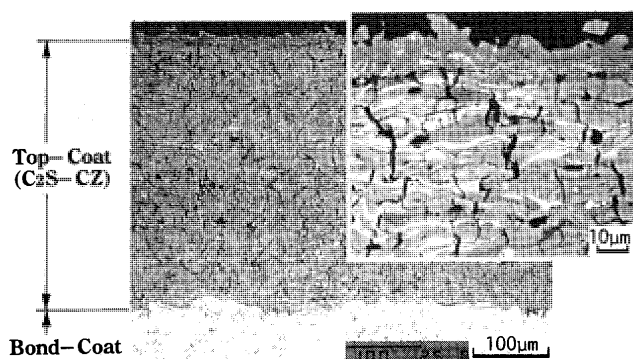


図 20 プラズマ溶射による $\text{CaO-SiO}_2\text{-ZrO}_2$ ($\text{C}_2\text{S-CZ}$) 系 TBC システムの断面組織⁽⁵⁵⁾

にまで延長できることを実証した。これは、金属-セラミック混合層の存在による熱膨張率の連続的変化が各コーティング層内での熱応力緩和に有効に機能したためと考えられる。

第二は、新しいセラミックス成分系による TBC システムの開発である⁽⁵⁴⁾。前述のように、通常の YSZ による TBC ではトップコート内に成長する貫通き裂がセグメンテーション組織を形成して熱応力の緩和に寄与するが、その反面で腐食性環境に対するオープンクラックを提供する危険性がむしろ増大する。新開発の TBC は、 $\text{CaO-SiO}_2\text{-ZrO}_2$ 系 ($\text{C}_2\text{S-CZ}$ と略記) からなるガラス質の多成分系セラミックスを用い、 ZrO_2 や SiO_2 により低熱伝導率を保証する一方、孤立分散型の微小き裂をトップコート内に多数分散させて熱応力緩和機能をもたせるとともに貫通き裂成長の抑止を図ったものである。 $\text{C}_2\text{S-CZ}$ 系トップコートを有する TBC の断面組織を図 20 に示す⁽⁵⁵⁾。高温腐食により表層部が多少変質しているが、腐食損傷の程度は軽微である。本 TBC システムを LDG ガスタービン実機の静翼に使用した結果、通常の YSZ 系 TBC に比べて 2 倍以上の耐久性を有することが実証され、その損傷解析も進められている⁽⁵⁶⁾。

このような新 TBC システムの損傷解析を含め、主要コーティング法によって作製された各種コーティングシステムの耐環境性評価の概要に関しては、次章での損傷解析の一環として改めて取り扱うことにしたい。

参考文献

- (25) F. D. Lordi, A. D. Foster and W. F. Schilling: 29th GE Industrial Gas Turbine, State-of-the Art Seminar, 14-17 (1981)
- (26) A. M. Beltran and W. F. Schilling: Proc. 3rd Int'l. Symp. on Superalloys, AIME, (1976), p. 425
- (27) S. Bose and J. DeMasi-Marcin: J. Thermal Spray Tech., 6 (1997), p. 99

- (28) D. S. Duvall and D. L. Ruckle: ASME Paper, 82-GT-322, (1982)
- (29) 原田良夫: 防食技術, 31 (1982), p. 281 (著者一部補足)
- (30) 武井 厚: 腐食防食協会第 22 回コロージョン・セミナー「高温環境と新材料システム」, (1995), p. 173
- (31) 吉葉正行, 宮川大海: 腐食防食協会第 33 回腐食防食討論会予稿集, (1986), p. 176
- (32) R. Mevrel, C. Duret and R. Pichoir: Mater. Sci. & Tech., 2 (1986), p. 201
- (33) S. J. Grisaffe: Superalloys, ed. by C. T. Sims et al., J. Wiley & Sons, (1972), p. 341
- (34) D. H. Boone: Mater. Sci. & Tech., 2 (1986), p. 220
- (35) W. K. Halman and D. Lee: High Temperature Protective Coatings, ed. by S. C. Singhal, TMS-AIME, (1983), p. 3
- (36) S. M. Meier and D. K. Gupta: ASME Paper, 92-GT-203, (1992)
- (37) D. V. Rigney, V. Viguie, D. J. Wortman and D. W. Skelly: J. Thermal Spray Tech., 6 (1997), p. 167
- (38) 例えば W. A. Nelson and R. M. Orenstein: J. Thermal Spray Tech., 6 (1997), p. 176
- (39) 原田良夫: 腐食防食協会第 22 回コロージョン・セミナー「高温環境と新材料システム」, (1995), p. 191
- (40) 例えば M. C. Nestler, H. M. Hoehle, W. M. Balback and T. Koromzay: Proc. 14th Int'l. Thermal Spray Conf., High Temperature Soc. Japan, (1995), p. 101
- (41) 荒田吉明, 大森 明, 李 長久: 高温学会誌, 14 (1988), p. 220
- (42) 原田良夫: 高温学会誌, 16 (1990), p. 253
- (43) 霜鳥一三, 逢坂達吉: 鉄と鋼, 69 (1983), p. 1229
- (44) D. F. Bettridge and R. G. Ubank: Mater. Sci. & Tech., 2 (1986), p. 232
- (45) 竹田博光: セラミックコーティング, 日刊工業新聞社, (1988), p. 189
- (46) 北井敬人, 高橋孝二, 辻 一郎, 河井久孝, 笠井剛州: 日本溶射協会第 56 回全国大会講演論文集, (1992), p. 131
- (47) A. Bennett: Mater. Sci. & Tech., 2 (1986), p. 257
- (48) D. W. Mckee and P. S. Siemers: Thin Solid Films, 73 (1980), p. 439
- (49) H. Wada and M. Yoshiba: High Temperature Corrosion of Advanced Materials and Protective Coatings, ed. by Y. Saito et al., Elsevier, (1992), p. 355
- (50) 原田良夫: 私信
- (51) 大村秀樹: 溶射技術, 9 (1989), p. 42
- (52) 広田法秀: 特開 平 04-032546
- (53) Y. Kojima, K. Wada, T. Teramae and Y. Furuse: Proc. 14th Int'l. Thermal Spray Conf., High Temperature Soc. Japan, (1995), p. 95
- (54) 原田良夫, 谷 和美: 溶融塩, 35 (1992), p. 205
- (55) 中平 宏, 原田良夫, 三船法行, 余頃孝之, 山根 洋: 日本ガスタービン学会誌, 29 (1992), p. 52
- (56) M. Yoshiba, T. Aranami, H. Taira and Y. Harada: Proc. 14th Int'l. Thermal Spray Conf., High Temperature Soc. Japan, (1995), p. 89

自動車用 100 kW 級セラミックガスタービンのための タンデム型予蒸発予混合希薄燃焼器の設計とその特性評価

Design of a Tandem-Type Prevaporization-Premixing Lean Combustor and Evaluation of Combustion Characteristics for a 100 kW Automotive Ceramic Gas Turbine

大久保陽一郎^{*1},

OHKUBO Yoichiro

井戸田芳典^{*1}

IDOTA Yoshinori

野村 佳洋^{*1}

NOMURA Yoshihiro

Abstract

A prevaporization-premixing lean combustor (PPL-1) for a 100 kW automotive ceramic gas turbine has been developed to meet the Japanese emission standards for gasoline engine passenger cars without using an aftertreatment system. Our previous study reported that PPL-1 had the narrow range on flame stability compared with the required operation range of automotive use, because autoignition or flashback on prevaporization-premixing lean combustion occurred at primary excess-air-ratio of about 2. In this study, a tandem-type prevaporization-premixing lean combustor (TPPL-1) has been developed in order to prevent flashback/autoignition in prevaporization-premixing lean combustion. Air-flow pattern and spray evaporation in a prevaporization-premixing path of TPPL-1 were evaluated by CFD, and NO_x, CO and HC emissions from TPPL-1 were measured with a combustor test rig. The results show that the flashback/autoignition in TPPL-1 does not occur at primary excess-air ratio of less than 1.5 and low emissions of TPPL-1 are the same as those of PPL-1.

1. はじめに

自動車用 100 kW 級セラミックガスタービン (CGT) プロジェクトでは、これまでに予蒸発予混合希薄燃焼器として PPL-1 および PPL-2⁽¹⁾ を開発してきた。1996 年度には PPL-2 を搭載した CGT エンジンでタービン入口温度が 1350°C、エンジン出力が 94 kW、熱効率が 36% 程度を達成した。しかし、エンジン試験は噴霧燃焼による運転であり、予蒸発予混合希薄燃焼による運転ではない。予蒸発予混合希薄燃焼の主な課題の 1 つが逆火の発生である。このため、低エミッション特性を示す予蒸発予混合希薄燃焼で運転できる範囲がかなり限られているのが現状で、その改良⁽²⁾ を進めてきた。

今回開発している自動車用 100 kW 級 CGT では、エンジン始動、加速および高負荷運転時には従来方式の噴霧燃焼で運転する。一方、エンジン暖機後のアイドリングから低・中負荷までの市内走行モードを予蒸発予混合希薄燃焼で運転することで、排気触媒等の後処理装置なしでガソリン乗用車の排気規制値 (10・15 モード) をクリアすることを目指している。

自動車用 CGT では排熱回収用の熱交換器を装備しているため、予蒸発予混合希薄燃焼運転においては燃焼器入口の空気温度が 1000°C レベルになる。このような高温条件で逆火しないようにするためには、予混合気の予蒸発通路内通過時間を 1 ミリ秒程度^{(3)~(7)} の短時間にするとともに速度と予混合燃料濃度の空間分布や時間変動を均一にすることが重要であると考えられる。そこで、PPL 燃焼器の非軸対称構造を基本的に見直して、軸対称構造にしたタンデム型予蒸発予混合希薄燃焼器 (TPPL: Tandem-type Prevaporization-Premixing Lean の略称) を検討することにした。このとき課題になるのは、要求されるアイドリング運転時の燃料流量が微量 (0.2 g/s) のために、予蒸発予混合用燃料噴射弁の噴霧を空間的にも時間的にもいかに安定に形成させられるか、さらにその噴霧 (最多流量 3 g/s) を限られた空間内で短時間に完全に蒸発させられるかということである。本報告では、TPPL 燃焼器とその燃料噴射弁を第 1 次設計するとともに試作し、その特性を評価した結果を前報^{(8),(9)} で報告した PPL-1 の特性と比較する。

なお、本研究は通産省の補助金を得て、財石油活性化センターが実施している自動車用セラミックガスタービン開発事業の一環として行ったものである。

原稿受付 1997 年 4 月 25 日

* 1 財団法人自動車研究所, 現(株)豊田中央研究所

〒480-11 愛知県愛知郡長久手町長湫横道 41-1

2. タンデム型予蒸発予混合希薄燃焼器の構造

TPPL 燃焼器 (TPPL-1) の断面構造を図 1 に示す。燃焼器軸上に噴霧燃焼用のセカンダリ噴射弁を設置して、その燃料噴孔は燃焼室に対面したブラフボディ端面上にある。ブラフボディ外周の環状通路が予蒸発予混合通路を形成して、燃焼室入口で最小の通路断面積になるスロート部を形成している。通路断面積を上流からスロート部に向かって滑らかに減少するように設計した。予蒸発予混合通路の途中には通路を内側と外側に分離する環状ルーバーがある。予蒸発予混合燃焼用のプライマリ噴射弁をセカンダリ噴射弁と同軸で、その外周位置に配置した。プライマリ噴射弁の複数の噴孔から噴射された噴霧流がルーバーの内側表面に衝突して微粒化と分散が促進されて、燃料噴霧の蒸発と混合が 60 mm 程度の距離 (平均通過時間約 1 ミリ秒以下) で完了することをねらっている。

2.1 予蒸発予混合用燃料噴射弁

前報^{(10),(11)}で報告した噴霧蒸発の結果より、灯油噴霧の蒸発時間を 1 ミリ秒以下で完了させるためには燃料噴射弁単独の噴霧粒径がザウター平均粒径 (SMD) で $20\mu\text{m}$ 以下にする必要がある。さらに、環状の予蒸発通路の円周方向に沿って燃料が等分配される必要もある。今回はプライマリ噴射弁の噴孔を 6 個として、その噴孔を円周上に等間隔に配置した。6 個の燃料噴孔にすると最少燃料流量 ($G_f = 0.2\text{ g/s}$) では 1 噴孔当り 0.033 g/s になり、圧力噴射弁のような噴射弁構造を採用することが難しいため、多噴孔型液柱気流噴射弁構造を採用した。最少流量においても各噴孔からの噴出流量が均等で安定になるようにすることが重要であり、噴孔径を $\phi 0.18\text{ mm}$ 程度の細孔とした。また、灯油を $20\mu\text{m}$ 以下に微粒化するために微粒化用空気の噴出速度が 100 m/s 程度になるように設計した。微粒化用空気流量はプライマリ噴射弁 (G_{aj}) とセカンダリ噴射弁 (G_{as}) 共に 3 g/s とした。なお、セカンダリ噴射弁は前報と同様のエアアシスト型渦巻噴射弁である。

2.2 予蒸発予混合通路

プライマリ噴射弁の各噴孔から噴射された燃料噴流は微粒化用空気中で微粒化されながら噴孔から 7 mm 離れたルーバー表面に高速 (50 m/s 以上) で衝突する。7 mm の距離では燃料の気流微粒化は完結しておらず、衝突により噴霧の微粒化が促進されると考えられる。このとき空気とルーバーの温度が高温 (今回の試験条件は 800°C 程度) であるので噴霧粒子はルーバー表面には付着せず、ルーバー表面に沿って流れるかあるいは跳ね返されて環状通路の四方八方に分散される。さらに、予蒸発予混合通路内に形成される旋回空気流によりそれらの噴霧は拡散し、蒸発・混合が促進されるはずである。また、一部の燃料はルーバーの内側表面に沿って流れた後にルーバー後縁端でルーバーの外側を通過してきた空気流と合流して、さらに混合するものと考えられる。つまり、

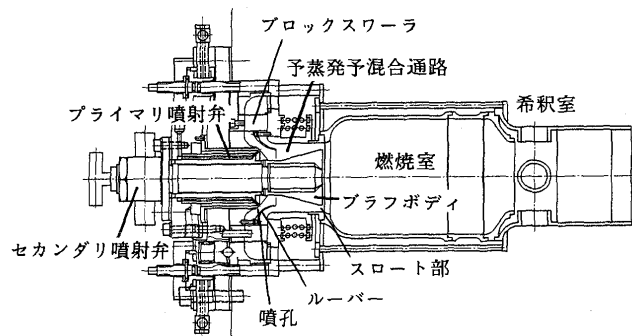


図1 タンデム型予蒸発予混合希薄燃焼器 (TPPL-1) の構造

噴霧分散と蒸発燃料の均一化を促進するためにはルーバー形状や噴射位置等の設計要因を最適な構造寸法にする必要がある。

2.3 空気スワラ

ルーバーの上流位置にブロックスワラを配置して、燃焼用空気の旋回速度を調節可能にした。ブロックスワラは 12 個の可動ブロックと固定ブロックで構成して、可動ブロックの変化範囲を 0° から 10° に設計した。このとき、スワール数は燃焼室入口のスロート部におけるスワール数で、0 から 1 の範囲で可変できる。

2.4 空気流量可変機構

CGT 運転では全平均空気過剰率 (λ_t) がアイドリング運転時の 25 から定格運転時の 5 程度まで変化すると予想される。一般に、ガスタービン燃焼器では燃焼室と希釈室に空気を分配することにより燃焼室内の平均空気過剰率 (λ_p) が希薄になり過ぎないように設計する。例えば、燃焼室に全空気流量の 30% の空気を導入するように設計したとすると、 λ_p はエンジン負荷の変化に対して 7 から 1.5 程度の間で変化することになる。ところが、前報⁽⁸⁾で報告したように、PPL-1 における予蒸発予混合希薄燃焼では λ_p が 5 を越えるような希薄条件では火炎安定性が悪く、CO の排出が増加したり吹き消えたりする。さらに、 λ_p が 2 以下では逆火が発生して運転ができない。そこで、TPPL-1 では λ_p が 3 から 4 の間になるように制御することをねらった空気流量可変機構を組み込んだ。これは、ブロックスワラの上流位置に設けてあり、通路断面積を絞りで変更できるようにしたものである。可変機構で空気通路を 1/10 に閉じるとガスタービン軸出力が 20 kW 程度の時に燃焼器の圧力損失が最大となり 5% 程度になる。しかし、空気通路を全開すれば最大 3% 以下である。なお、本報では第 1 報ということで、可変機構は固定して全開条件に設定した場合の結果を以下に示した。

3. 予蒸発予混合通路内の流動と噴霧の数値計算結果

TPPL-1 の初期設計の段階で、予蒸発予混合通路内の空気流動や噴霧の挙動を数値流体計算で検討し、試作部品の絞り込みを行った。なお、数値計算の解析モデルと

しては、乱流が $k-\varepsilon$ モデル、噴霧が DDM (Discrete Droplet Model)、噴霧粒子の抵抗や蒸発は単一液滴の理論に従うものとした。また、計算では液体燃料の微粒化過程は扱えないのでザウター平均粒径が $20\mu\text{m}$ の粒子群 (抜山・棚沢の分布関数) を角度 20° で時間的と空間的にランダムに噴射した。壁面に到達した噴霧粒子は入射運動量を保存して壁面に沿って移動するものとして、壁面上の分裂や付着はないものとして扱った⁽¹²⁾。したがって、このような仮定の計算では実際の微粒化と蒸発の割合を過小に評価していると考えられるが、設計の事前検討として現象を大まかに理解することは可能である。

3.1 スワール数

ブロックスワラの設定角度を 2.5° から 10° の間で変化させた場合のスワール数を設計値と計算値で比較した結果を図 2 に示す。ブロックスワラの設定角に対する設計のスワール数がほぼ計算のスワール数と一致することが確かめられた。

3.2 速度分布

ブロックスワラ設定角が 5° の場合に予蒸発予混合通路内を流れる空気速度ベクトルを図 3 に示す。可動ブロックの後流で 2 次流れ領域が形成されているが、ほぼブロック長程度の下流では十分に発達した旋回流が形成されている。ルーバーを通過した旋回気流は徐々に増速して、スロート部 (通路幅 7.5 mm) つまり燃焼室入口部における速度分布は図 4 に示すようになる。 22.5 mm と 30 mm の半径位置がスロート部の内外壁面である。図に示すように最大速度は 70 m/s を越えているが、スロート内壁と外壁の近傍領域では境界層のために速度が 30 m/s 以下に遅くなる領域が形成されていることがわかる。さらに、スロート部から燃焼室 (内径 $\phi 100\text{ mm}$) に流入する噴流のために、ブラフボディ後流領域と燃焼室の片隅領域に 2 次流れ領域が形成される。この 2 次流れ領域が予蒸発予混合火炎の保持に大きく関与するものと考えられる。

3.3 噴霧と燃料濃度分布

ブロックスワラ設定角が 10° で、ルーバー長が比較的短い場合と長い場合について予蒸発予混合通路内の噴霧と燃料濃度の空間分布を計算した結果を図 5 に比較して示す。図 5 中の燃料濃度分布は噴霧粒子を除いた燃料蒸気のみ濃度を表示した。ルーバー長が短いと噴霧流がルーバー表面ではなく、予蒸発通路の外側の壁面に衝突してその外壁内面に沿って燃料が流れるためにスロート部の燃料濃度は外壁面に片寄ったものとなる。さらに、壁面近傍は境界層のために速度が遅い領域である。したがって、速度が遅くしかも燃料濃度が高い領域が壁面近傍に形成されることになり、この壁面近傍領域を予混合火炎が逆火しやすくなると考えられる。一方、ルーバー長が比較的長い場合には噴霧流がルーバーの内側壁面に衝突した後ルーバー後縁で空気流と合流するため予蒸発通路の外側壁面に燃料が片寄ることがなく、む

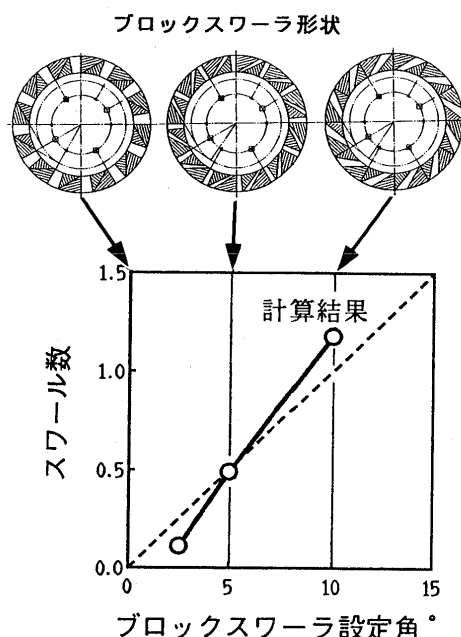


図 2 スワール数 (燃焼室) の計算結果

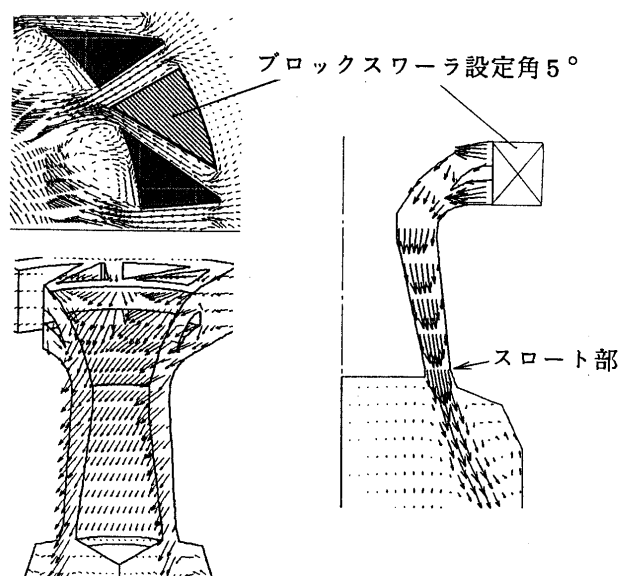


図 3 予蒸発予混合通路内の流動 (計算結果)

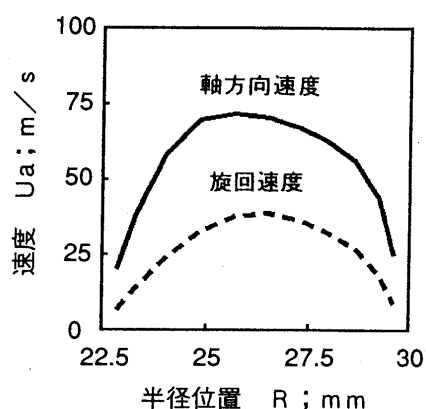


図 4 スロート部の速度分布 (計算結果)

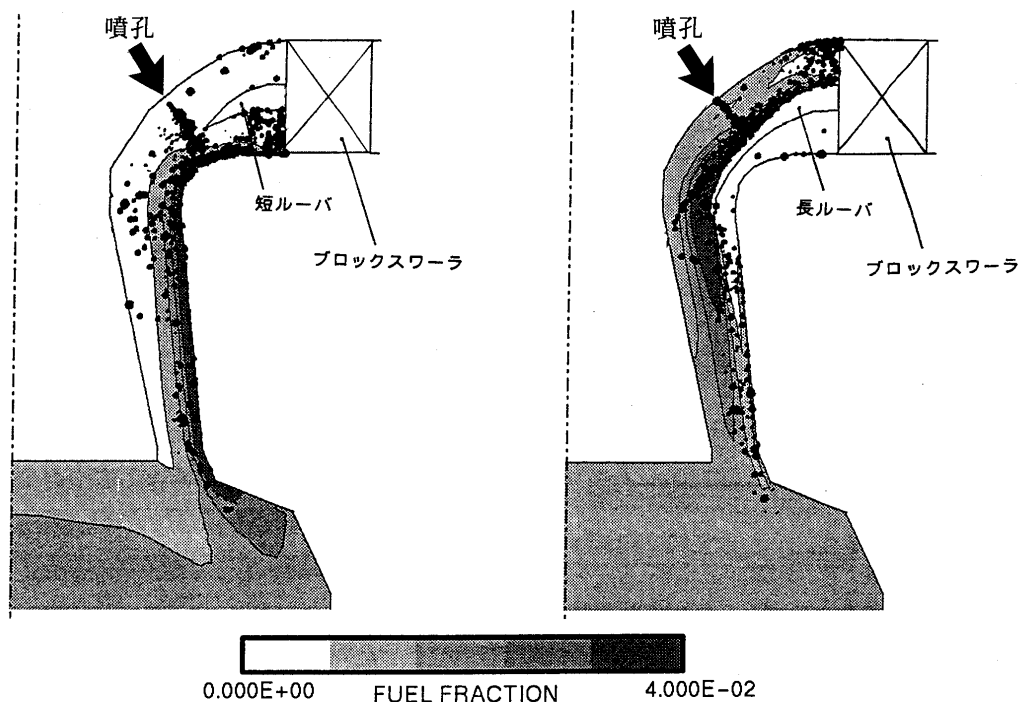


図5 予蒸発予混合通路内の噴霧と燃料濃度分布: ルーバ長さの比較 (計算結果)

しる燃料濃度が希薄である。したがって、気流速度的の速い領域が比較的燃料濃度が高く、速度の遅い壁面近傍では燃料濃度が薄くなる。このように、逆火の抑止に効果的な適度の長さのルーバがある。ところで、ルーバ長だけでなく噴射位置や方向も噴霧挙動や蒸発に影響する。噴射方向とルーバ長を変えた場合についてスロート部の噴霧末蒸発率を計算した結果、ルーバ長と噴射方向に最適な組合せがあることが予測された。例えば、ルーバ長が必要以上に長いとスロート部の濃度分布が大きくなり、予混合割合が悪くなる。実際の燃焼実験でもルーバ長は短かくても長すぎても良くなく、 NO_x 排出レベルが上昇することがわかっている。なお、スロート部の燃料濃度は半径方向に上述したような分布が形成されるが、円周方向にはほぼ均一な濃度と速度分布である。つまり、6個程度の噴孔からの燃料供給でスワールとルーバの効果により十分に均等に燃料が分散されることが示されている。

4. 噴霧と燃焼特性の評価結果

TPPL用プライマリ噴射弁単体の噴霧特性とTPPL-1の燃焼特性をそれぞれ評価した。噴射弁単体の噴霧特性は静止大気中(室温)に灯油を噴霧して、流量対噴射圧力、噴射角、噴霧粒径等を測定した。また、燃焼試験装置の構成と方法は前報⁽⁹⁾と同様で、燃焼室に導入する空気条件(流量 G_{ai} , 温度 T_{ai} , 圧力 P_{ai})を一定にして評価した。排ガスは、燃焼器出口径の約15倍下流の位置でサンプリングして排ガス成分を分析した。なお、各成分の排出指数は式(1)から算出した。

$$EI_{ex} = \frac{M_{ex} \cdot (G_f + G_{ai} + G_{ad} + G_{aj} + G_{as})}{29 \cdot G_f} \cdot C_{ex} \cdot 10^{-3} \quad (1)$$

ここで、 M_{ex} : 各排気成分の分子量, G_f : 燃料流量,
 G_{ai} : 燃焼用空気流量, G_{ad} : 希釈用空気流量,
 G_{aj} , G_{as} : プライマリ噴射弁およびセカンダリ噴射弁の微粒化用空気流量
 C_{ex} : 各排気成分濃度 (ppm),
 EI_{ex} : 各排気成分の排出指数 (g/kg-fuel)

4.1 噴霧特性

6噴孔における各燃料噴出量の最多と最少の流量比を燃料分配としたときの結果を図6に示す。6噴孔の燃料分配比($Q_{f\max}/Q_{f\min}$)は、噴射弁内の燃料通路構造や製作精度等を1次試作から1.2次試作で改良することにより目標の10%以内を達成できた。また、噴霧のザウター平均粒径(SMD)を図7に示す。微粒化用空気流量が3 g/s (PPL用噴射弁と同量)のときにほぼ $10\mu\text{m}$ 以下のSMDになり、目標の $20\mu\text{m}$ 以下を達成できた。

4.2 火炎安定範囲

TPPL-1の火炎安定範囲をPPL-1と比較して図8に示した。ここで、火炎安定範囲は希薄吹き消え限界と逆火限界で囲まれる範囲である。PPL-1は λ_p が2で逆火するのに対して、TPPL-1では λ_p が1.5(燃焼室内温度が上昇するためこの条件までで試験を中止)になっても逆火せず、ねらい通りの特性を示している。しかし、希薄吹き消え限界はPPL-1に比較して λ_p がより小さい値に低下していることから、TPPL-1では予混合割合が

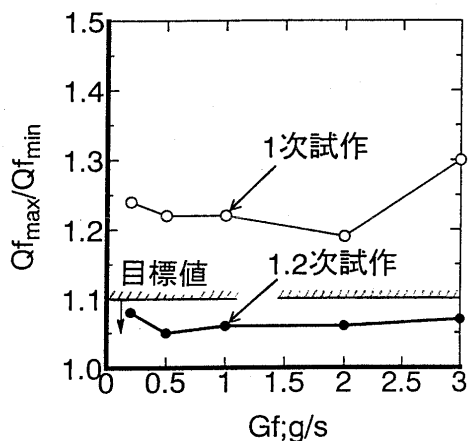


図6 プライマリ噴射弁の6噴孔における
最多と最少の燃料分配比

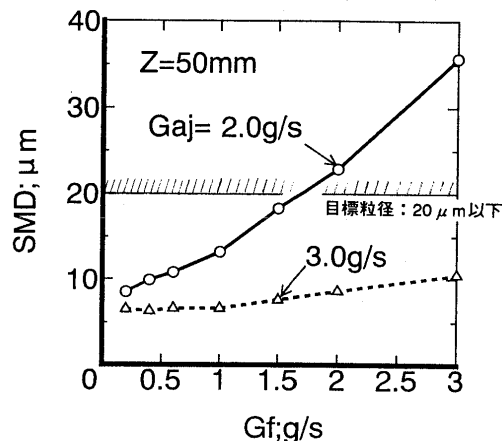


図7 プライマリ噴射弁 (1.2次試作) の
ザウター平均噴霧粒径

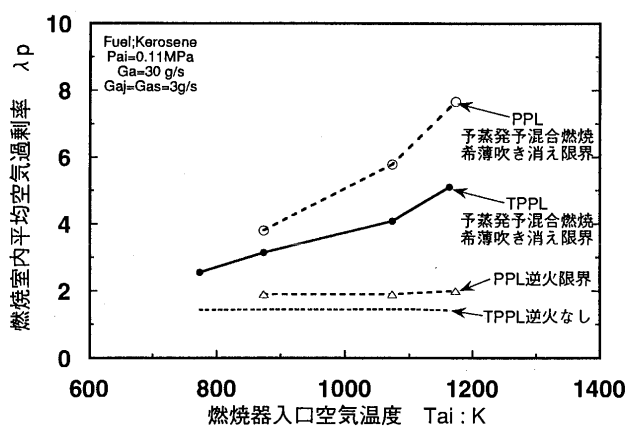


図8 TPPL-1における火炎安定範囲

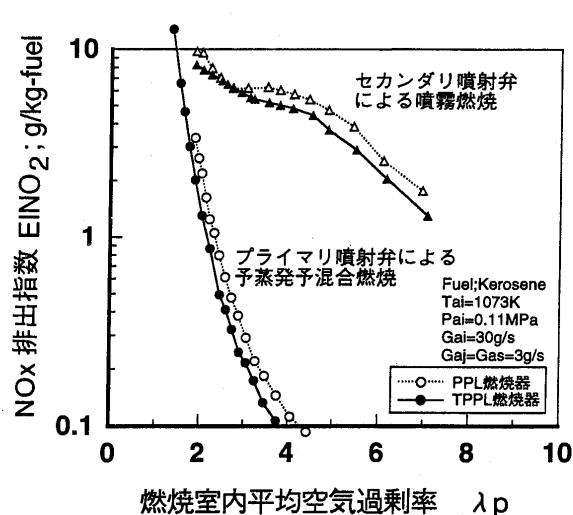


図9 TPPL-1のNO_x排出特性

より改善されたために逆に希薄火炎安定性が見かけ上悪くなったと考えられる。ここでは、逆火を抑止することが目的であり、希薄吹き消え限界については、可変機構による燃焼室内平均空気過剰率を制御することにより火炎を安定化することを検討している。

4.3 NO_x 排出特性

図9にTPPL-1とPPL-1の λ_p に対するNO_x排出指数を、図10には燃焼不完全率 ($100 - \eta_b$) に対するNO_x排出指数を比較して示す。 λ_p と燃焼不完全率に対してほぼ同等の結果である。したがって、燃料微粒化と分散を均一化すれば1ミリ秒程度の短時間に噴霧蒸発を十分に達成して、PPL-1の場合(予蒸発通路の通過時間が3ミリ秒程度有)に匹敵する低NO_x燃焼を実現することができることがわかる。ただし、燃料流量が増加(例えば3g/s)した場合には今回開発した燃料噴射弁では噴霧蒸発が不足して、火炎輝度(あるいは燃料濃度)の濃淡が顕著になる。さらに、NO_xやCO排出が増加する場合も見られたため燃料噴射弁や予蒸発予混合通路形状の改良が必要である。

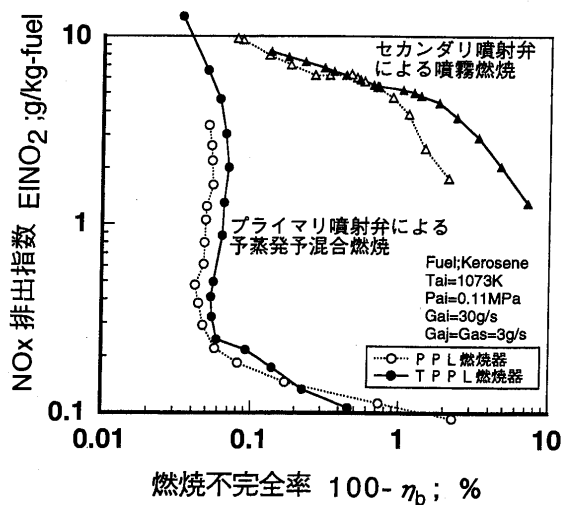


図10 TPPL-1の排気特性

5. まとめ

予蒸発予混合希薄燃焼器の逆火を抑止することをねらったタンデム型予蒸発予混合希薄燃焼器 (TPPL-1) およびその燃料噴射弁を設計・試作し、その特性を評価した。また、設計段階で数値流体計算により予蒸発予混合通路内の流動と噴霧の挙動から燃料濃度を均一化するための設計要因を検討した。灯油噴霧のザウター平均粒径が $10\mu\text{m}$ 程度になる多噴孔型液柱気流噴射弁を開発し、TPPL-1 に組み込んだ。結果として、TPPL-1 の構成が軸対称構成になり予蒸発予混合通路内の速度分布が均一化した。さらに、ルーバーや噴射方向等の最適化により 1 ミリ秒以下の通過時間でほぼ噴霧蒸発を完了させることができた。さらに、予蒸発予混合通路出口のスロート部において、半径方向の燃料濃度は速度が遅い壁面近傍領域で低く、速度が高い領域でほぼ一様になる。これらの効果により、TPPL-1 の NO_x 排出特性は PPL-1 と同等レベルであるにもかかわらず、PPL-1 では燃焼室内平均空気過剰率が 2 程度で逆火するのに対して TPPL-1 では 1.5 でも逆火しないことを示した。

参考文献

- (1) M. Sasaki, H. Kumakura, D. Suzuki, H. Ichikawa and Y. Ohkubo, GTSJ Yokohama IGTC, pp. III-45 to III-50, 1995.
- (2) M. Sasaki, H. Kumakura, D. Suzuki, H. Ichikawa, Y. Ohkubo and Y. Yoshida, ASME paper 96-GT-119, 1996.
- (3) S. L. Plee and A. M. Mellor, COMBUSTION AND FLAME 32, 193-203, 1978.
- (4) C. J. Marek, L. C. Papathakos and P. W. Verbulecz, NASA TM X-3526, 1977.
- (5) L. J. Spadaccini and J. A. TeVelde, COMBUSTION AND FLAME 46, 283-300, 1982.
- (6) G. Freeman and A. H. Lefebvre, COMBUSTION AND FLAME 58, 153-162, 1984.
- (7) Y. Mizutani and K. Nakabe, 23rd Symp. (Int.) on Combustion, pp 1455-1460, 1990.
- (8) 大久保陽一郎, 井戸田芳典, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 24, No. 93, pp. 73-77, 1996.
- (9) 大久保陽一郎, 井戸田芳典, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 24, No. 93, pp. 78-83, 1996.
- (10) Y. Ohkubo, Y. Idota and Y. Nomura, ASME paper 94-GT-401, 1994.
- (11) Y. Ohkubo, Y. Idota and Y. Nomura, RAN95 (Int. Sympo. on Advanced Energy Conversion System and Related Technologies at NAGOYA Univ.), No. 2-B-9, pp. 369-378, 1995.
- (12) J. D. Naber and R. D. Reitz, SAE paper 880107, 1988.

セラミックス系複合材料 (CMC) 製燃焼器ライナの開発

Development of the Combustor Liner
Composed of Ceramic Matrix Composite (CMC)

西尾 光司*¹, 井頭賢一郎*¹
NISHIO Kozi IGASHIRA Ken-ichiroh
武 浩司*¹, 末光 毅*²
TAKE Koji SUEMITSU Takeshi

Abstract

The Advanced Material Gas-Generator (AMG) R & D Project was initiated in 1993 as a ten-year project funded jointly by the Japan Key Technology Center and the fourteen participating domestic companies. The objectives of the project are to develop techniques for manufacturing advanced materials and to design and test the components of a gas generator. The three main technological targets of the project are to produce a gas generator that weighs 50% less, uses 20% less fuel, and emits 70% less NO_x than its most refined counterpart as of 1993.

As our contribution to the project we studied the use of a ceramic matrix composite (CMC) as the combustor liner with the aim of developing the combustor, which is one of the components of a gas generator. We confirmed the appropriateness of using the selected a SiC^F/SiC ceramic matrix composite as the combustor liner through the process of selecting, trial-producing, and evaluating the characteristics of composite materials, and by performing thermal stress analysis of model CMC liners.

1. まえがき

高効率化を目指す産業用ガスタービンの開発, 超音速化を目指す航空用エンジンの開発等では, 図1に示すガスタービンの入口温度の変遷⁽¹⁾に見られるように, 燃焼器出口 (タービン入口) 温度の高温化が計画されており, このため高温耐材料の開発が求められている。この要求に応じて, 図2の耐熱材料の開発動向⁽²⁾に示すように, これまでDS (一方向凝固超合金), SC (単結晶超合金) が実用化され, 現在金属間化合物, 酸化物分散超合金等の開発が行われている。さらに, 金属系材料の耐用を越えた高温での耐久性が求められる段階となっており, この要求に応える材料としてセラミックス系複合材料 (CMC) の開発が国内外の多数の機関で盛んに行われており, 優れた特性の材料が開発されつつある。

基盤研究促進センターおよび国内企業14社の共同出資により設立した(株)先進材料利用ガスジェネレータ (AMG) 研究所では, CMCをはじめとする先進材料の

適用により燃費低減20%, 重量軽減50%, NO_x削減70%の将来型ガスジェネレータの技術開発を, 平成4年度末より行っている。このガスジェネレータの構成要素の1つである燃焼器の開発において, CMC製燃焼器ライナの開発研究を行っている。

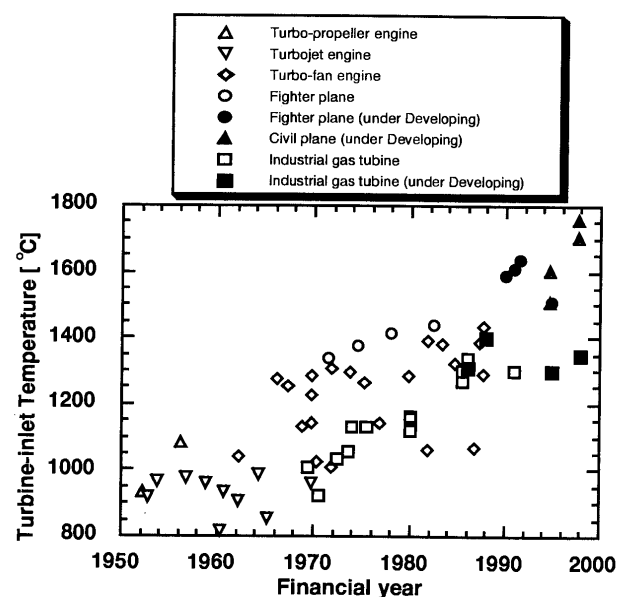


図1 ガスタービンのタービン入口ガス温度の変遷

原稿受付 1997年5月14日

* 1 (株)先進材料利用ガスジェネレータ研究所
〒112 東京都文京区小日向4-2-6

* 2 川崎重工業(株)明石技術研究所 材料研究部
〒673 兵庫県明石市川崎町1-1

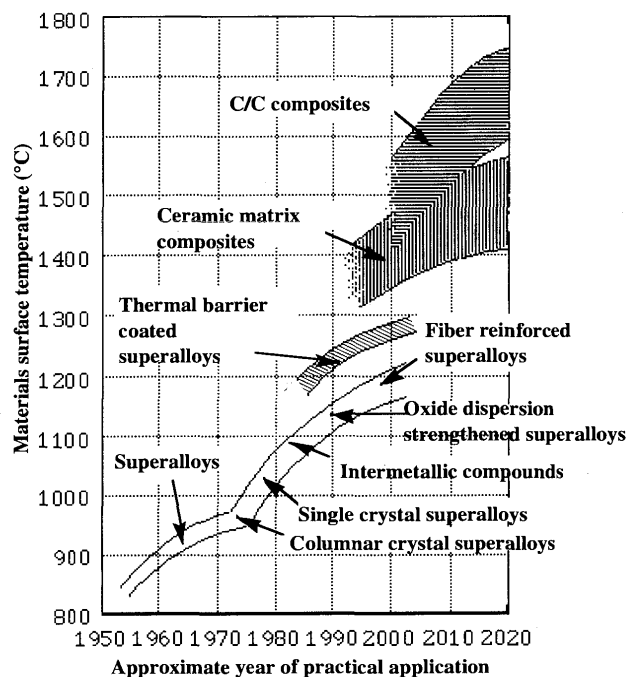


図2 耐熱材料の開発の変遷

本稿では、燃焼器ライナ用 CMC の材料特性評価、CMC 製燃焼器ライナの応力解析、CMC 製燃焼器ライナの試作等により CMC の燃焼器ライナへの適用性評価を行った結果について述べる。

2. 燃焼器ライナ用 CMC の材料特性

2.1 試験片作製方法

燃焼器ライナ用 CMC には高温強度、耐酸化性に優れた炭化珪素繊維強化炭化珪素 ($\text{SiC}^{\text{F}}/\text{SiC}$) を候補材料として選定した。

CMC 製燃焼器ライナの成形方法として、強化繊維の配向角度の調整が容易で、成型型の取り替えにより容易に小型部品から大型部品まで幅広くニアネット成形が可能なフィラメントワインディング (FW) 成形法を選定した。図3に燃焼器ライナの製造用に設置した FW 装置の概念図を示す。

燃焼器ライナ用 CMC の材料特性評価試験片は、この

FW 装置を用いて、繊維配向プリプレグシートを所定角度偏向させて積層し、この繊維積層体をポリマー含浸・熱分解 (PIP) 法により複合化して合成した板状 CMC から採取した。繊維には製織性、開織性等の加工性が良好で高温強度に優れ、複合化時の繊維/マトリックス界面層となる炭素層を繊維表面に持つ Si-Ti-C-O 系繊維 (Tyranno Lox M-S 5 宇部興産製) を用いた。マトリックス前駆体ポリマーにはポリカルボシラン (PCS) を用いた。繊維配向角度は、燃焼器ライナの成形角度相当の $\pm 22.5^\circ$ を含む $0^\circ \sim \pm 82.5^\circ$ の間で7種類の角度を設定した。図4に試験片の繊維構成模式図を示す。

2.2 試験方法

特性評価試験としては常温の引張試験を選定し、繊維配向角度と引張特性の関係を求めた。試験片は幅 12.7 mm 長さ 120 mm 厚み約 3 mm のストレートバー形状の試験片を用いた。試験は引張速度 0.5 mm/min (クロスヘッド速度) で行った。試験片保持方法は試験片両端部を樹脂で埋込、この樹脂部を機械式チャッキングすることにより行った。歪みは試験片に貼り付けたストレインゲージを用いて測定した。

2.3 試験結果および考察

図5および図6にそれぞれ引張強さ、弾性率と繊維配向角度の関係を示す。この結果、引張特性は配向角度が大きくなるに従って低下することが分かる。特に引っ張り強さはこの傾向が強く、繊維配向角度が 75° 以上では殆ど強度が期待できなくなることが分かる。これは繊維配向角度が大きくなると、引張方向の繊維成分が減少し材料強度に占める繊維の寄与が小さくなり、繊維に比べて強度の低い層間および繊維間のマトリックスが材料強度に大きく寄与するようになるためと考えられる。

燃焼器ライナの材料強度は、図5における燃焼器ライナの繊維配向角度に相当する角度 (約 20°) での引張強さを見ると、約 250 MPa と考えられる。

3. CMC 製燃焼器ライナの静的強度解析

3.1 解析モデル・解析方法の検討

AMG 用燃焼器では、燃焼器構成要素の燃焼器ライナ、燃焼ガスの巡回導入用スワールにそれぞれ $\text{SiC}^{\text{F}}/\text{SiC}$ 、

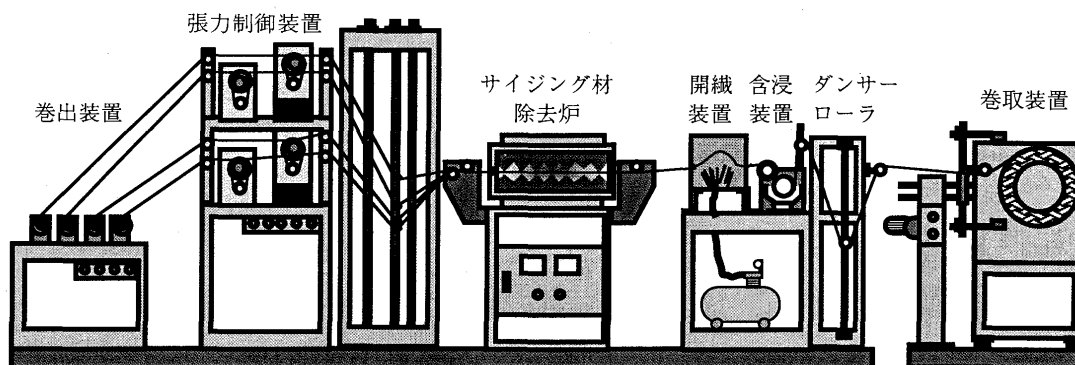


図3 燃焼器ライナ製造用フィラメント・ワインディング (FW) 装置

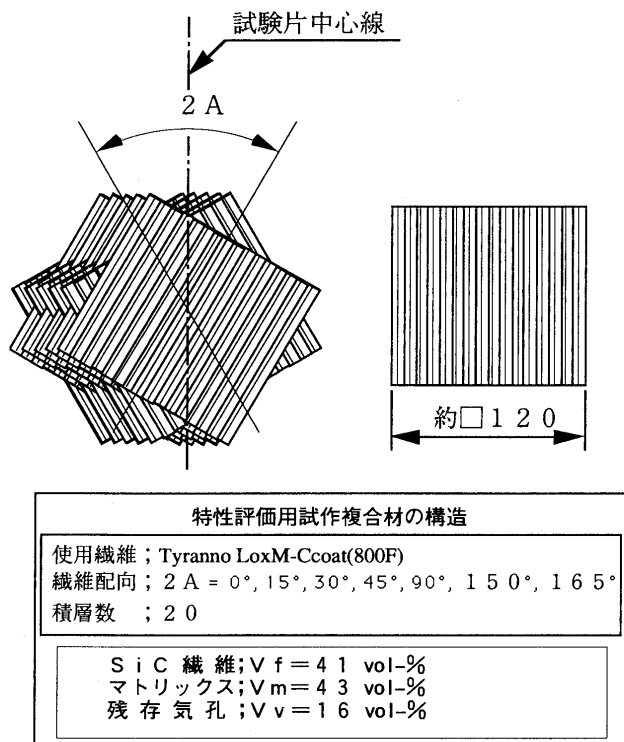


図4 特性評価用試作複合材の概要

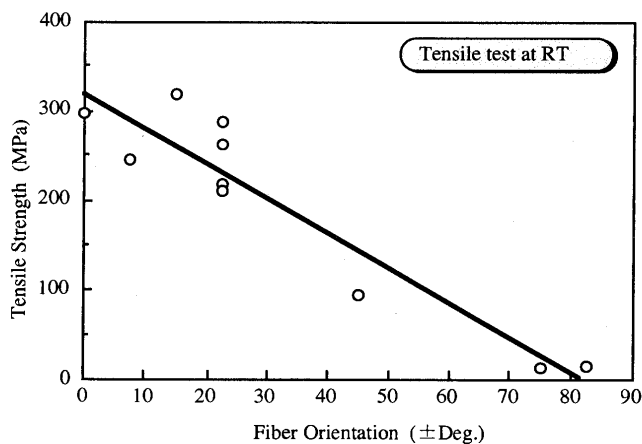


図5 試作複合材の引張強さと繊維配向の関係

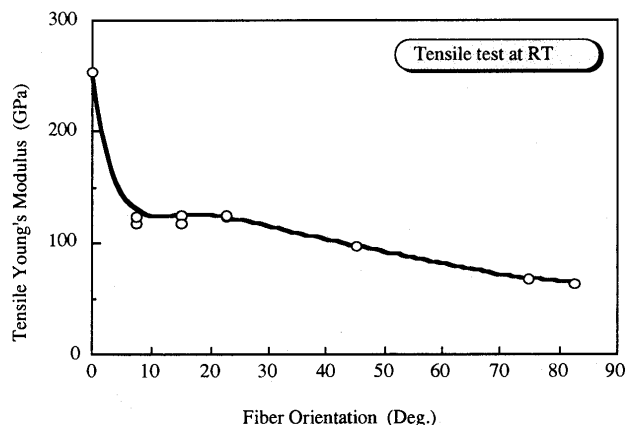


図6 試作複合材の引張弾性率と繊維配向の関係

TiAlを適用することを計画している。図7に燃焼器の構成概念図を示す。この燃焼器の基本設計仕様に基づき、熱応力解析モデル・解析方法を検討した。ライナとスワローとの取合部はSiC^F/SiCとTiAlの熱膨張率の差に起因する熱応力の緩和を目的として、バネ式取付構造を採用し、線形バネ要素でモデル化した。燃焼器ライナは軸対称塊体要素でモデル化した。図8に解析モデルを示す。ライナの軸方向温度分布は、従来の金属製燃焼器の燃焼状態より推定した値を用い、ライナ厚み方向の温度分布(最大200°C)も考慮した。スワローの温度は700°C均一と仮定した。解析に用いた温度分布を図9に示す。

熱応力解析は、試作材料の特性試験により取得した材料データを用いて、解析ソフト; ABAQUSを用いて行った。表1に解析に用いた材料データを示す。

3.2 解析結果と考察

CMCライナの熱応力解析結果を図10に示す。最大熱応力はライナとスワローの取付部近傍のライナ側に発生した。最大熱応力の値はアウターライナで170 MPa、インナーライナで146 MPaであった。最大主応力方向は周方向であり、ライナに生じる熱応力はフープ・ストレスが主体であると考えられる。今回の解析ではライナとスワローの間のバネには実用材相当のバネ定数を適用したが、使用するバネを低いバネ定数のものにするにより、発生する熱応力を低減させることができる。

4. 燃焼器ライナへのCMC適用評価

4.1 強度評価

燃焼器ライナ用CMCの材料強度特性試験により、ライナ成形時の繊維配向を有した候補材料のSiC^F/SiCが、約250 MPaの引張強度をもつことを確認した。また、この材料を燃焼器ライナに適用したモデルの定常燃焼時の熱応力解析により、発生する熱応力は材料強度以下であることが分かった。これらの結果から、SiC^F/SiCを燃焼器ライナに適用することは妥当であると考えられる。

SiC^F/SiCの強度向上の可能性については、今回の特性評価用試作に用いたと同じ素材(繊維, ポリマー)で合成したSiC^F/SiCで引張強度が400 MPa以上の報告⁽³⁾もあり、今後の燃焼器ライナ用SiC^F/SiCの合成プロセスの改良による強度向上が期待される。

表1 解析に用いた材料物性データ

Properties	Units	Materials	
		SiC ^F /SiC (at 1273K)	TiAl (at 973K)
Tensile		In Plane : 100	
Young's Modulus	GPa	Through the thickness : 50	150
Tensile Poisson's Ratio	—	0.16	0.3
Thermal Expansion Coefficient	x10 ⁻⁶ /K	In Plane : 4.2	
		Through the thickness : 6.3	11.5
Application Parts		Combustor Liner	Swirler

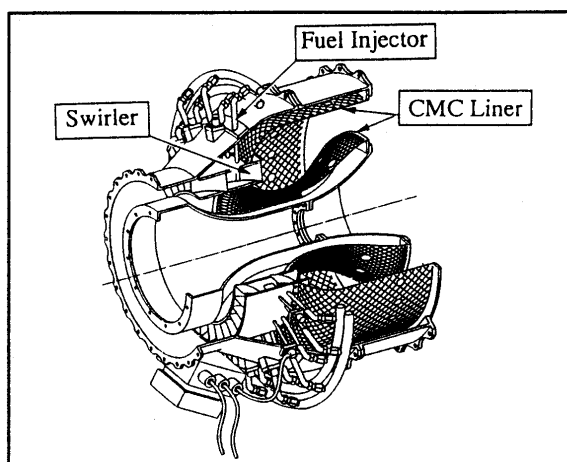


図7 AMG 燃焼器の構成概念図

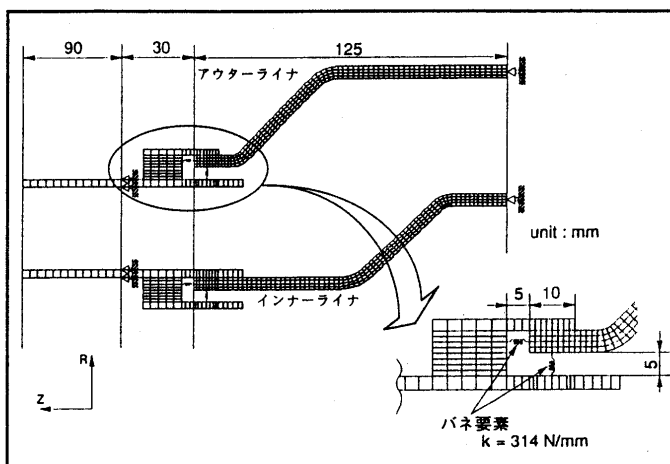


図8 複合材ライナの熱応力解析モデルと拘束条件

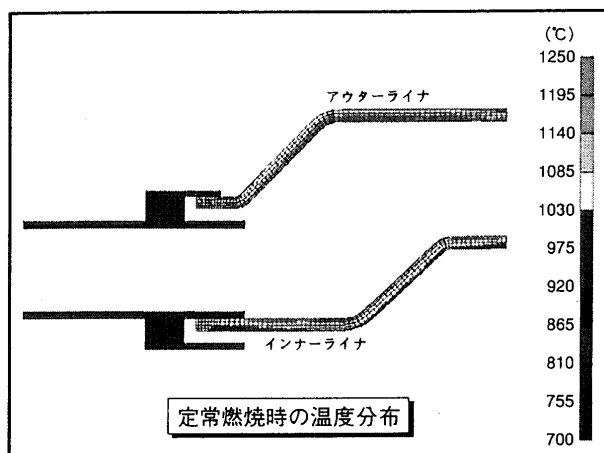


図9 複合材ライナの熱応力解析用温度分布

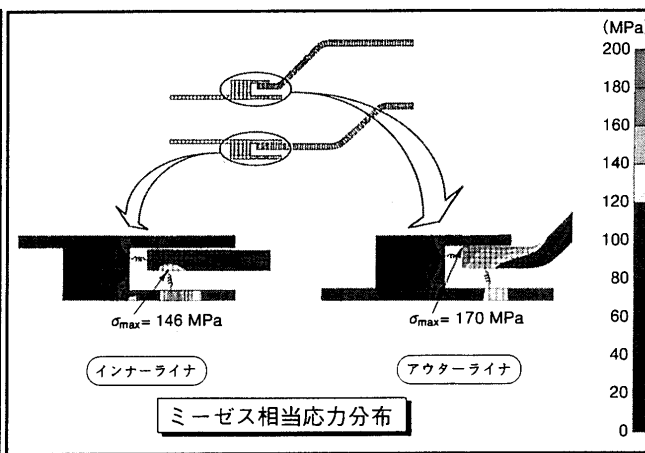


図10 複合材ライナの熱応力解析結果

また、発生応力低減の可能性については、前にも述べた通り、ライナの支持構造、使用バネの選定により発生応力を低減できると考えられる。

このように、材料強度と発生応力の差を大きくして、CMC ライナの強度信頼性を向上させることが期待される。

4.2 成形性評価

FW 成形・PIP 法による複合化により、燃焼器基本仕様の $\text{SiC}^{\text{F}}/\text{SiC}$ 製燃焼器ライナを試作し、成形性を検討した。繊維、ポリマーは特性評価試験体の作製と同一素材を用いた。FW 成形時に使用繊維の断裂はなく、ほぼ一定の張力のもとで成形することができた。最大径が約 500 mm の大型ライナの PIP 法による複合化においても問題は生じなかった。複合化後希釈空気孔の加工は機械加工により行った。図 11 に試作ライナの外観を示す。試作ライナの表面には、繊維束厚みに相当した起伏が認められるが、全体形状はほぼ基本仕様を満足する結果を得た。この表面起伏は、FW 成形時の繊維張力を大きくする等により巻付けられた繊維束を扁平にする、繊維束の繊維本数を少なくする等の方法により容易に小さくす

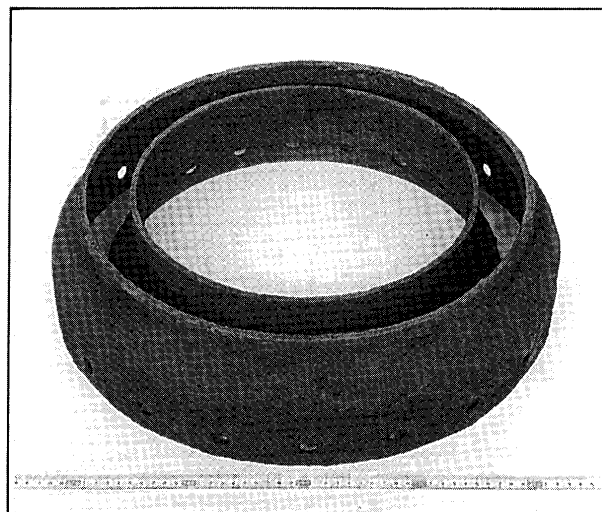


図11 試作複合材ライナの外観

ることができると考えられる。

これらの成形結果から、今回の試作に採用した方法 (FW 成形・PIP 法) は、 $\text{SiC}^{\text{F}}/\text{SiC}$ 製燃焼器ライナの成形に適した方法であると考えられる。

5. まとめ

燃焼器ライナへの CMC 適用性を評価するために、燃焼器ライナの成形方法を用いて候補材料の CMC である $\text{SiC}^{\text{F}}/\text{SiC}$ を試作し、強度評価するとともに、同材料製の燃焼器ライナモデルの定常燃焼時の熱応力解析により発生応力を求めた。また $\text{SiC}^{\text{F}}/\text{SiC}$ 製燃焼器ライナの試作により成形性評価を行った。この結果以下のことが明らかになった。

- (1) 燃焼器ライナ用試作 $\text{SiC}^{\text{F}}/\text{SiC}$ の引張特性 (引張強度, 弾性率) は繊維配向角度が大きくなるに従って低下する。そして、ライナ成形時の繊維配向角度では、約 250 MPa の引張強度を有する。
- (2) $\text{SiC}^{\text{F}}/\text{SiC}$ 製燃焼器ライナの定常燃焼時に発生する熱応力は、スワラとの取付部近傍で最大のフープ・ストレスを発生する。その値はアウターライナでは 170 MPa, インナーライナでは 146 MPa であった。
- (3) 上記結果に $\text{SiC}^{\text{F}}/\text{SiC}$ の強度向上の可能性, 発生応

力低減の可能性等を考慮して、 $\text{SiC}^{\text{F}}/\text{SiC}$ の燃焼器ライナ適用性を検討した結果、 $\text{SiC}^{\text{F}}/\text{SiC}$ の適用は妥当であると考えられる。

- (4) FW 成形・PIP 法による複合化により、 $\text{SiC}^{\text{F}}/\text{SiC}$ 製燃焼器ライナは容易に成形することができる。

今後、 $\text{SiC}^{\text{F}}/\text{SiC}$ の強度向上のためのプロセス改良, 熱応力低減のための構造改良, 試作ライナの燃焼評価等により強度信頼性の高い CMC 製燃焼器ライナの開発を行っていく予定である。

参考文献

- (1) 吉田豊明, 日本ガスタービン学会誌, vol. 20, No. 80 (1993), p. 4
- (2) D. W. Petrusek, D. L. McDanel, L. J. Westfall and J. R. Stephens, Metal Progress, vol. 130, No. 2 (1986), p. 27
- (3) 井頭賢一郎, 西尾光司他, 日本セラミックス協会第 7 回秋季シンポジウム講演予稿集 (1994), p. 163

水噴霧を利用したガスタービンの出力増加 (熱サイクルの理論的検討と検証)

MAT, a Novel Open Cycle Gas Turbine for Power Augmentation. (Theory and Its Verification)

宇多村元昭*¹, 唐澤 英年*²
UTAMURA Motoaki KARASAWA Hidetoshi
竹原 勲*¹, 堀井 信之*¹
TAKEHARA Isao HORII Nobuyuki

キーワード: ガスタービン, 圧縮機, 出力増加, 水注入, 微粒化, 蒸発, 吸気冷却システム,
マッソサイクル, 相変化, 等エントロピ圧縮
Gas Turbine, Compressor, Power Augmentation, Water Injection, Atomization,
Water Evaporation, Inlet Air Cooling System, MAT Cycle, Phase Change,
Isentropic Compression

Abstract

Moisture Air Turbine (MAT) cycle is proposed for improving the characteristics of land based gas turbine by injecting atomized water at inlet to compressor.

Compressor work of isentropic compression for moisture air mixture with phase change is theoretically considered, which has revealed that water evaporation may reduce compressor work.

Experiment using 15MW class axial flow load compressor has also verified the theory.

Realistic cycle model calculation predicts that 10% power increment by 1% of water to compressor intake air is expected and that the amount of water consumption is much less than that of conventional inlet air cooling system with cooling tower for heat rejection.

Besides, thermal efficiency is anticipated to be improved mainly due to the reduction of compressor work.

Contrary to the conventional evaporative cooler, MAT cycle could provide power output at a desired value within its capability regardless of ambient humidity condition.

1. まえがき

夏期にガスタービンの出力を回復する技術に対するニーズが台頭している。代表的なものにガスタービンの吸気を冷却して空気の密度を高め作動流体の重量流量を増すことにより出力を増加するシステムがあり、海外には数件、発電プラントへの適用例があり⁽¹⁾国内でも実用化研究が進められている^{(2),(3)}。このシステムは、夜間電力を利用して蓄熱し、昼間のピーク時間帯に合わせて放熱し、出力アップを図る方式が一般的である。このため、増出力運転時間が蓄熱量に依存し、実用規模では蓄熱槽にかなりの設置スペースが必要になる。

本研究では、圧縮機の吸気に常温の微細な水噴霧を混入することにより、ガスタービンの出力を増加する新技術、MAT (Moisture Air Turbine) サイクルを提唱し、

その可能性を検討する。本技術は、蓄熱が不要かつ随時需要に応じて、増出力ができる点で実用上の制約が少ないという特長がある。本論文では、熱サイクルを理論的に検討し実験でその原理を検証した結果について報告する。

2. 水噴霧による増出力原理

2.1 相変化を伴う湿り空気の圧縮過程

MAT サイクルは、圧縮機の吸気に微細水滴を混入することにより、ガスタービンの出力を増加することを目指す。図1は作動流体が外気条件から圧縮される過程を湿り空気線図に示したものである。ちなみに外気条件を20°C, 70% R.H. とするとその状態は図1中の点Aで指定される。圧縮機に流入する前までに外気の状態が等湿球温度線に沿って加湿冷却され飽和湿り状態に至るとすると、圧縮機入口では吸気が状態Bに移動する。機外で気化しなかった液滴はその後の圧縮過程で連続気化する。気化の過程が飽和状態を保ちつつ二成分二相混合

原稿受付 1996年9月30日

*1 (株)日立製作所 日立工場 〒317 日立市幸町3-1-1

*2 (株)日立製作所 電力・電機開発本部

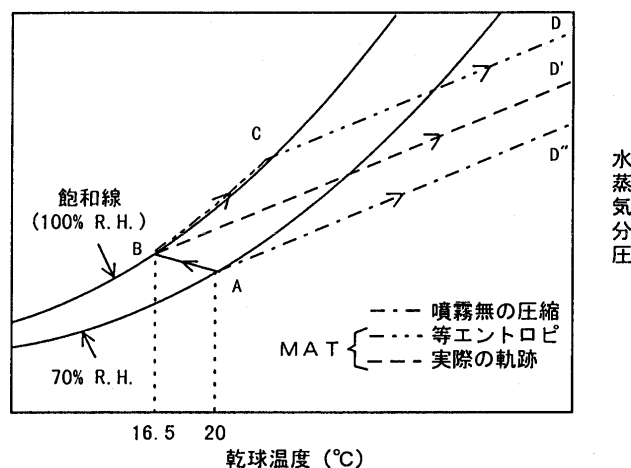


図1 作動流体の状態変化

気の総エントロピが保存すると仮定すると状態Cで沸騰は完了し、C→Dでは単相圧縮過程に入り昇温する。気化がエントロピの増大を伴う場合には混合気は未飽和状態となる。実際には、液滴からの蒸発速度が有限であるため状態変化は熱的に非平衡になる。この結果、実際の過程は飽和線からずれて破線の軌跡を辿るものと考えられる。これに対し、通常の圧縮過程は状態がA→D'の軌跡を辿る。

2.2 増出力機構

増出力機構は定性的に以下の様に整理できる。

- (1) 圧縮機前流に対する等湿球温度線上での吸気冷却
- (2) 圧縮機に吸引された液滴の気化による内部ガスの冷却
- (3) 圧縮機内での気化量に相当するタービンと圧縮機を通過する作動流体量の差
- (4) 定圧比熱の大きい水蒸気の混入による混合気の定圧比熱の増大

図2は、上記の機構を従来手法の組み合わせとして表現した。ガスタービンの出力は、比出力と圧縮機吸込流量の積であるから、出力増加は、①吸気流量の増加による寄与 $P \cdot \Delta W$ と②比出力の増大による寄与 $W \cdot \Delta P$ の和として理解することができる。機構(1)は①、圧縮機に導入された液滴の挙動に起因する機構(2)、(3)、(4)は、②に分類される。図示するようにMATサイクルは、既存の手法の効果を複合したものとして理解することができる。

2.3 気化による圧縮機仕事低減の機構

図3は、液滴の気化により圧縮機の消費仕事低減する理由を説明したものである。簡単のために、ピストンによる可逆断熱圧縮過程 ($ds = 0$) で模式的に示す。ピストンがある圧縮過程圧力 P_1 、温度 T の状態にあるとする。圧縮機内の特定段落での状態変化は等圧過程 ($dp = 0$) であるから、これを模擬して圧力 P_1 を保ちながら噴霧液滴が気化して温度が ΔT 低下したとする。この時、 $dh = Tds + vdp$ から $dh = 0$ となりこのプロセスは等エ

$$\Delta Q = P \cdot \Delta W + W \cdot \Delta P$$

Q: GT出力 W: 吸気流量、P: 比出力

増出力機構	ΔQ	類似既存システム	概念図
(1) 吸気の冷却で吸込流量増大	$P \cdot \Delta W$	吸気冷却 (Evaporative Cooler)	吸気冷却/パネル
(2) 圧縮機内部ガスの冷却で所要動力低減	$W \cdot \Delta P$	水滴の蒸発潜熱によるインタークーラ (排熱ゼロ)	
(3) 作動流体の増加		スチームインジェクション	Steam
(4) 比熱の増大			

図2 MATサイクルの増出力機構

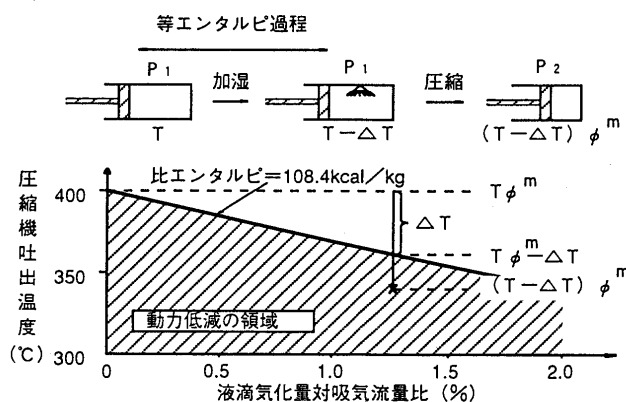


図3 圧縮機動力低減機構

ントルピ過程になる。その後、圧力 P_2 まで圧縮した時の温度は圧力比 $\phi (= P_2/P_1)$ とすると、 $(T - \Delta T)\phi^m$ となる。ここで、 $m = 1 - 1/x$ 、 x : 比熱比である。一方、圧力 P_1 から P_2 まで圧縮後に等量の液滴が気化する場合のガス温度は蒸発潜熱が一定とすると $T\phi^m - \Delta T$ となる。この場合、ピストンの仕事が噴霧前後で変わらないことは明らかである。図3中の噴霧量—エントルピ線図は、斜線部の包絡線が混合気の等エントルピ線を示しており、上記の $(T\phi^m - \Delta T)$ に該当している。これと、前記した中間段での気化の場合の吐出温度の差は、

$$(T\phi^m - \Delta T) - (T - \Delta T)\phi^m = \Delta T(\phi^m - 1) > 0$$

これより、前者の温度が後者よりも低いので前者の出口エントルピの方が小さい。これより、圧縮の過程で気化する場合にピストンの所要仕事は低減すると言える。

3. 理論サイクル熱効率

3.1 増出力分の熱効率

前節に述べた増出力機構のうち(1)は、冷却による吸気重量流量の増大として良く知られているので、圧縮機の内部ガスの冷却が比出力、熱効率に及ぼす影響について検討する。図4に熱サイクル検討図を示す。簡単のため、気化による作動流体の増加効果すなわち機構(3)、(4)は無

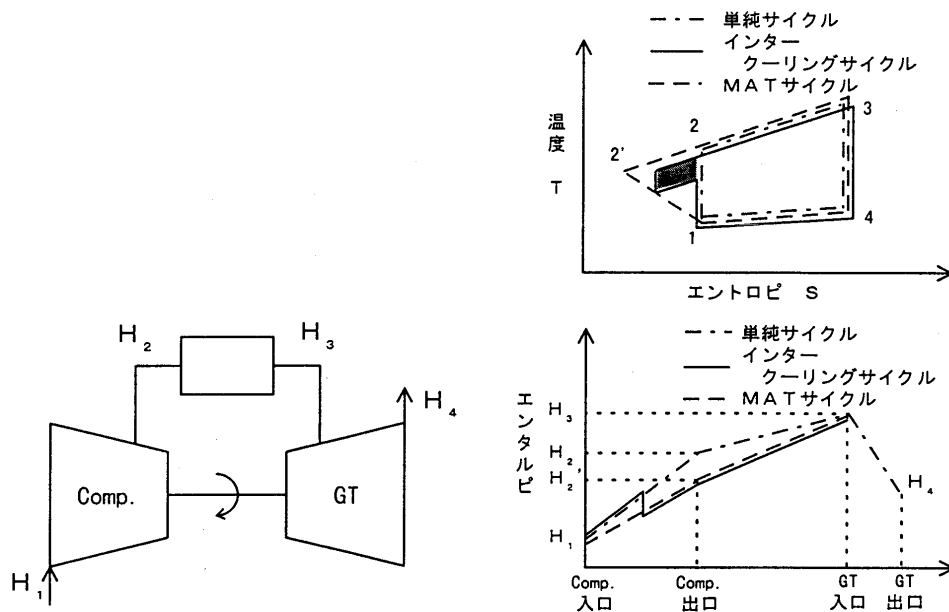


図4 熱サイクル検討図

視し、増出力機構(2)のみを検討の対象とする。吸気単位重量流量当りの出力すなわち比出力 P は、

$$P = (\text{タービン軸出力}) - (\text{圧縮機仕事}) \quad (1)$$

$$= (H_3 - H_4) - (H_2 - H_1)$$

噴霧量を適切に調整して、吸気がちょうど飽和湿り空気の状態にあるものとする。この時の圧縮機出口のエンタルピを H_2 とする。この状態と、噴霧量をさらに増加した状態でのガスタービンの性能を比較する。飽和湿り空気に噴霧しても、圧縮機入口の空気温度、湿度は変わらないので、吸込空気のエンタルピ H_1 は不変である。よって、タービン入口エンタルピ H_3 が不変とすると噴霧量をさらに増加して圧縮機内部で気化する状態で圧縮機出口のエンタルピが H_2' に減少したことによる増出力 ΔP は、

$$\Delta P = H_2 - H_2' \quad (2)$$

一方、燃料消費量 f は $f = H_3 - H_2$ であるから、この時の燃料増加量 Δf は、

$$\Delta f = H_2 - H_2' \quad (3)$$

式(2)、(3)より $\Delta P = \Delta f$ となる。このことは、機構(2)による増出力分の熱効率が理想的な条件下で 100% であることを意味する。増出力機構(1)、(2)、(3)、(4)による増出力分の合計に対する熱効率は、簡単のため機構(1)、(3)、(4)の効率がガスタービン効率 η_0 に等しく、また、機構(2)の増出力への寄与率を α とすると、 $\eta = 1 \cdot \alpha + (1 - \alpha) \cdot \eta_0$ となる。例えば、後出の表 2 に示すように $\alpha = 0.37$ 又 $\eta_0 = 0.35$ とすると、 $\eta = 0.59$ 、すなわち MAT サイクルによる増出分の熱効率は約 60% $> \eta_0$ となる。このため、ガスタービンのサイクル熱効率も向上する。これと比べ、

従来の増出力技術でのエネルギー効率は、一般に冷熱生産に要するエネルギー消費相当分ほど、ガスタービン自体の熱効率より低い値をとる。

表 1 は温度比 ($\equiv T_3 / T_1$) と圧力比 ($\equiv P_2 / P_1$) を同一の条件とし、各種サイクルについてガスタービン特性の順位を示したものである。図 4 に理由を示すように、MAT サイクルは、比出力・熱効率の両面で最もすぐれた熱サイクルであると言える。インタークーリングサイクルは、比出力は大きいが圧縮機で熱ロスが生じるのでサイクル熱効率は低い。MAT サイクルの熱効率が高い理由は、このサイクルでの圧縮過程が等温変化に近づくこと、すなわち理論熱効率がカルノーサイクルと等しいエリクソンサイクルに漸近するからと理解することもできる。

次項では、どれだけの仕事低減が見込めるかを理論的に検討する。

3.2 二成分二相混合気の圧縮に伴う理論仕事

乾燥空気の等エントロピ圧縮仕事 L_{12} は、

$$L_{12} = C_p T (\phi_{A,D}^m - 1) \quad (4)$$

一方、液滴の蒸発を含む等エントロピ二成分二相圧縮過程における圧縮仕事 L_{12}' は、液が蒸発する過程 (図 1

表 1 各種サイクルの特性順位表

項 目	理論熱効率	比 出 力
単純サイクル	2	3
インタークーリングサイクル	3	2
MAT サイクル	1	1

中の B → C) の仕事と二成分単相混合気の仕事の和として次式で表せる。

$$L_{12}' = g[h''c - (h'_B + x_B \rho_B)] + C_p(T_C - T_B) + C_p T_C (\phi_{Cd} - 1)(1 + g) \quad (5)$$

ここで, h'' : 飽和蒸気比エンタルピ (kJ/kg)

h' : 飽和水の比エンタルピ (kJ/kg)

ρ : 蒸発潜熱 ($\equiv h'' - h'$) (kJ/kg)

g : 乾燥空気に対する水の含有率 (—)

$$x: \left(\equiv \frac{h_B - h_B'}{\rho_B} \right) \text{ (—)}$$

ϕ_{ij} : 状態 j の状態 i に対する圧力比 (—)

x : 比熱比 (—) $m: (\equiv 1 - 1/x)$ (—)

湿り空気線上の気化完了点 C での全圧力 P は, 状態 B の二相飽和湿り空気が等エントロピ的に圧縮され, 状態 C で乾き度 x が 1 に到達した時の水蒸気圧力 P_s を用いて次式で算出した。

$$P = \frac{0.622 + g}{g} \cdot P_s \quad (6)$$

噴霧時の仕事と噴霧なしの時の仕事との比 R は,

$$R = \frac{L_{12}'}{L_{12}} \quad (7)$$

図 5 は, R を噴霧量に対して示したものである。圧縮機の吐出圧力 P_{cd} をパラメータとした。

外気条件は, 後述の実験条件と同じとした。噴霧時に $R < 1$ であることから, 圧縮過程での液滴の気化による動力低減が理論的に存在することがわかった。吐出圧力依存性は小さいことがわかる。圧縮機所要動力低減量は噴霧量にほぼ比例し, 空気比 1% の噴霧による仕事低減率は 6.8% である。

4. 実際サイクルでの特性予測

本節では断熱効率, 圧縮機抽気, 水の気化によるガス組成の変化など実際のガスタービン特性を近似した計算モデルを用いて, MAT サイクルの特性の定量化を試みる。特に, 噴霧量の影響評価や従来の燃焼器への水注入による出力アップ策との性能比較を行う。

計算条件は, 150 MW 級軸流ガスタービンを想定したパラメータを選定してある。外気条件は 35°C, 53% R.H. とした。液滴は圧縮機の流量には含めず, また中間段で一度に全量気化するものとして計算した。図 6 は, 出力アップ率と熱効率の噴霧量依存性を示している。単位の噴霧量に対する増出力感度は圧縮機外冷却 (機構①) の方が圧縮機内冷却 (機構②, ③, ④) よりも大きい。外気温度が 35°C の時のガスタービン出力を 5°C ベースロード運転時の出力まで回復するのに必要な消費水量は吸気の 2.3% 程度である。2.3% 噴霧時の熱効率向上率は相対値で 2.8% である。

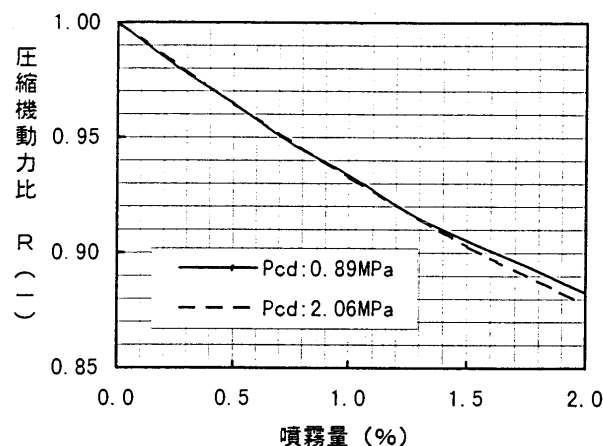


図 5 噴霧量と圧縮機動力比の関係

計算条件	
・圧縮機風量特性 417kg/s	・吐出圧力 1.48MPa
・圧縮機ポリトロップ効率 0.915	・気化段落圧力 0.25MPa
・タービン断熱効率 0.89	
・燃焼温度 1290°C	
・圧縮機抽気量 20%	

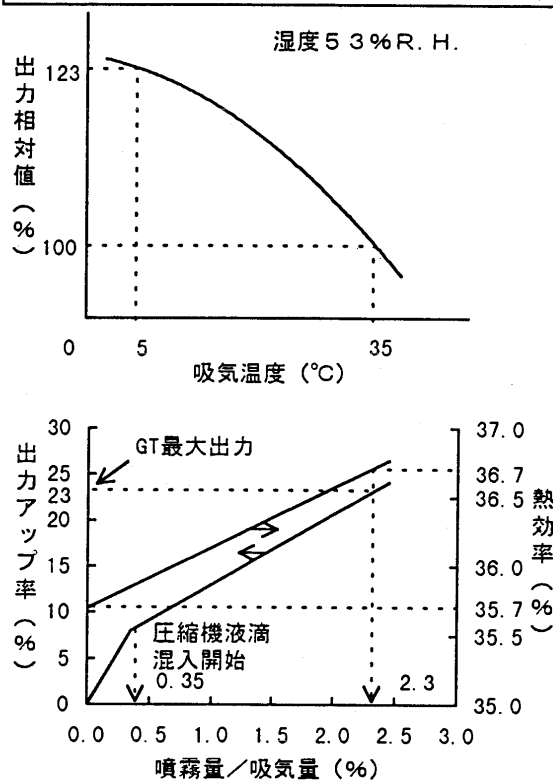


図 6 噴霧量と増出力の関係

表 2 は, 図 2 に示した各機構ごとの増出力の内訳を示している。ガスタービン出力を最大値まで回復する運転を行った時の計算値を示す。機構③, ④の部分が, 従来の燃焼器への蒸気注入に相当し全体の 1/3 を占める。これより, MAT サイクルでは蒸気注入方式と比べて同一水量で約 3 倍の増出力が可能であることがわかる。表 2, 図 6 より, 外気が飽和湿り空気の状態にあっても 2% の

表2 増出力の機構別内訳

MATの出力増加 機構増出力内訳	外気条件：35℃， 53% R.H. 噴霧水：2.3%注入
圧縮機外冷却 (①)	35%
圧縮機内部 ガス冷却 (②)	37%
タービン圧縮機 流量差比熱増大 (③，④)	28%

噴霧量で本計算ケースの65%相当の増出力を期待できる。このように、MATサイクルは、機構②、③、④の寄与により、外気の湿度の影響を受けずに能力の範囲内で所望の出力を実現できる。この点が、従来の evaporative cooler との機能上の本質的な差異となっている。

表3は従来の吸気冷却システムとの消費水量の比較を示す。公知の方式でも冷熱生産時の排熱除去としてクーリングタワーで水を消費するが、MATサイクルの消費水量はそれよりも少量ですむことがわかる。⁽⁴⁾ただし、クーリングタワー用の水質は工業用水レベルで良いが、本サイクルでは、圧縮機水洗浄と同レベルの水質の脱塩水が必要である。

5. 冷却特性確認実験

5.1 実験方法

供試軸流圧縮機の主要仕様と実験範囲を表4、実験装置の概要を図7、概観を写真1に示す。供試圧縮機は駆動ガスタービンと流体継手を介して連結され、スクイ管位置の調整により伝達トルクを制御できる。試験中、圧縮機の回転数は11000 rpm、吐出圧力は所定値になる様に調節した。噴霧量は給水弁で、粒径は送気量で調整した。圧縮機への流入空気量はピトー管で測定した。また、各部の温度ならびに圧縮機出入口の湿度を測定した。吸気ダクト中の平均空気流速は20 m/sである。

5.2 実験結果と検討

図8は噴霧量、風量と外気条件から算出した圧縮機への導入液滴量（空気比）と圧縮機出口EGV位置での絶対湿度の直接測定値との相関を示す。一点鎖線は圧縮機に流入した液滴が完全に気化した場合の絶対湿度を示し、傾き45°の線で表せる。これに対し、実線は実測データの最小自乗フィットを示している。この結果から、圧縮機に流入した液滴は、最終段に至るまでに95%以上気化していることがわかる。図9は噴霧前後の圧縮機出口温度の差と噴霧量との関係を示す。まず圧縮機流入以前での噴霧液滴の気化・冷却が小流量で効率良く行っていることがわかる。圧縮機入口での到達湿度は95%付近であった。実線は、圧縮機内に流入した液滴が全量気化したも

表3 各種吸気冷却方式の消費水量

M A T サ イ ク ル		消費水量比
蓄熱方式 (クーリング タワー)	ターボ冷凍機氷蓄熱 (COP=2.5)	1.8
	液体空気蓄熱 (COP=0.6)	2.5

表4 実験条件

項 目	条 件
圧縮機仕様	
定格回転数 (rpm)	11,000
圧 力 比	9.07
流 量 (kg/s)	36.3
軸 動 力 (kW)	15,000
段 数	17段
軸 長	1,850mm
噴霧ノズル仕様	
微粒化方式	2流体ノズル
噴霧量 (対吸気比)	0～2%

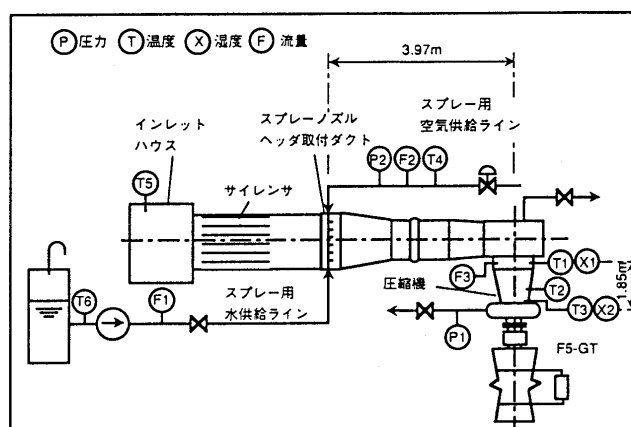


図7 試験装置構成

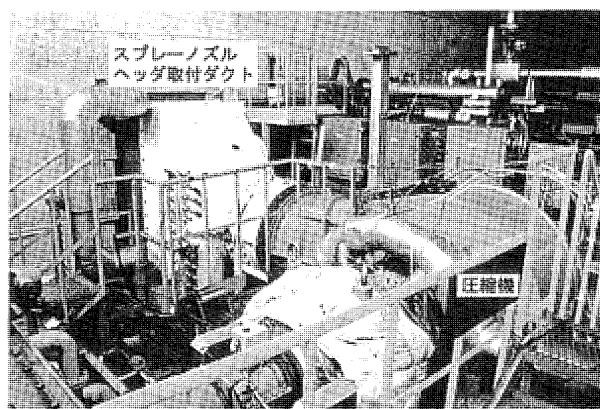


写真1 実験装置の概観

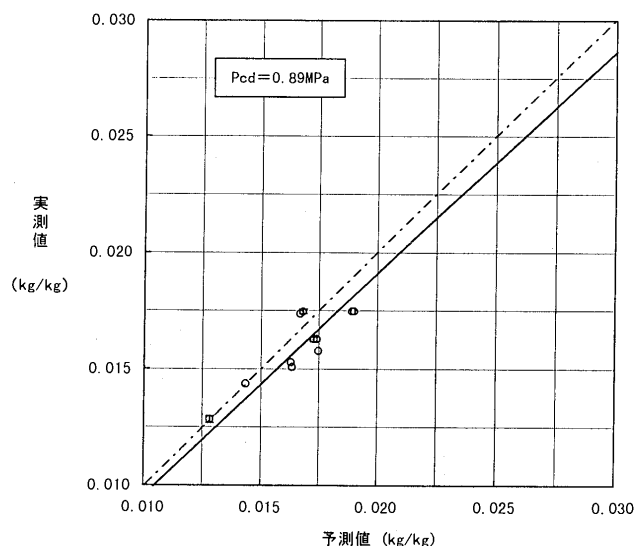


図8 圧縮機流入噴霧の気化率

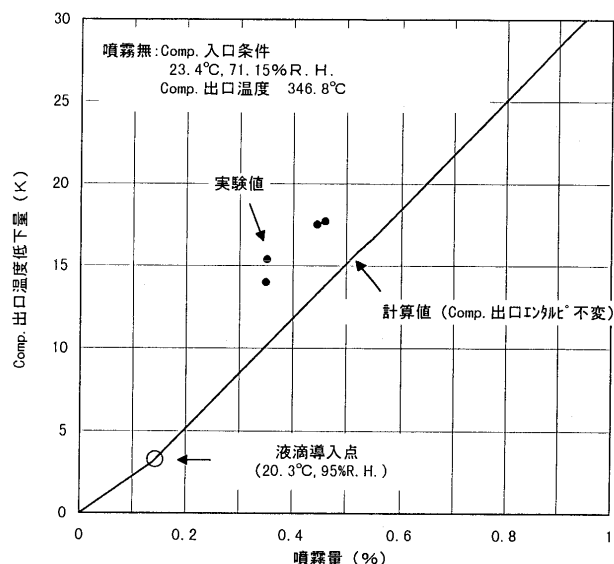


図9 噴霧前後の圧縮機出口温度差

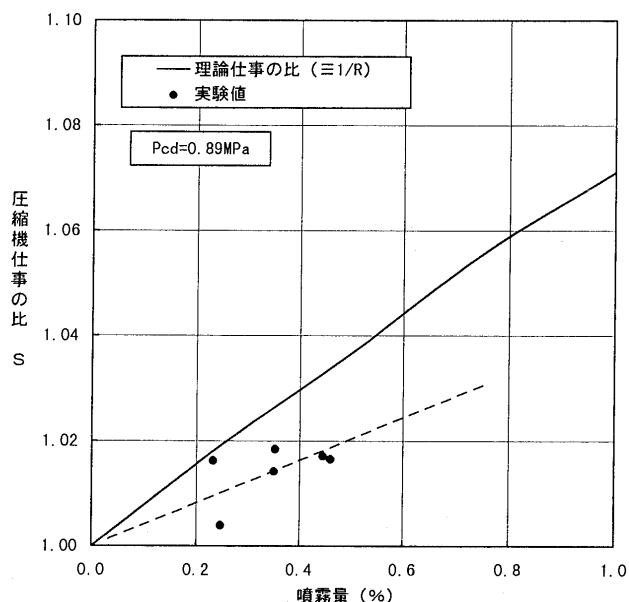


図10 Sの噴霧量依存性

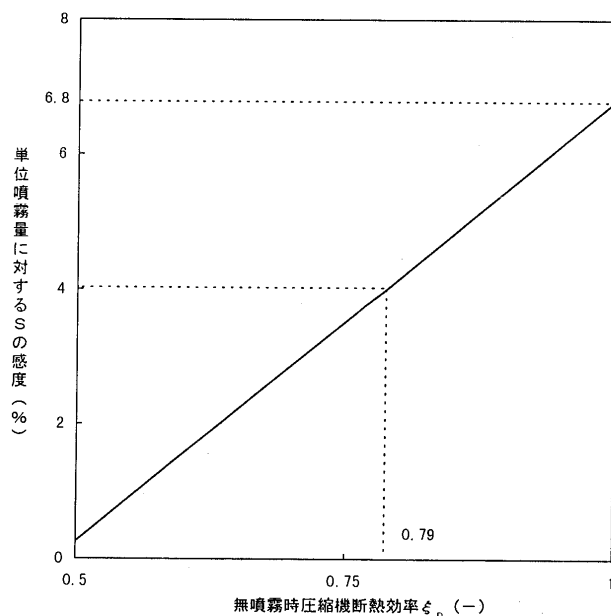


図11 Sの感度と断熱効率との関係

のと仮定して求めた出口ガスの絶対湿度と圧縮機の出口ガスエンタルピーが噴霧前の値に等しいという2つの条件から算出した圧縮機出口温度と噴霧前の温度との差を示している。すなわち、この線は圧縮機の動力低減が無い状態を示す。実験値がこれを上回っていることは、圧縮機出口の温度が、吐出圧力が同じ条件で等エンタルピー的に加湿冷却を受けたときに示す温度よりも低いこと、すなわち圧縮機出口でのガスのエンタルピーが低下していることを意味する。このことより同じ圧力まで加圧するのに必要な圧縮機の所要動力が低減することがわかった。これは圧縮機中間段での液滴気化による温度降下量が気化点以降の段落での圧縮過程で増幅することによるものと解釈できる。したがって、前段側での気化が動力低減上は有利であると考えられる。

便宜的に噴霧時の断熱効率の定義を噴霧無しの等エンタルピー圧縮仕事と噴霧時の動力との比として定義する。図10は噴霧時の断熱効率(ξ_M)と噴霧無しの断熱効率(ξ_0)との比($S \equiv \xi_M / \xi_0$)を噴霧量に対して示したものである。実線は3.2項で述べた二相等エンタルピー圧縮の理論値(式(7))の逆数($=1/R$)に等しい。一方、実測値は圧縮機の入出口での熱力学的諸量の測定値を用いて計算した動力の値を示す。実験範囲内では、単位の噴霧量(重量基準の空気比で1%)に対する断熱効率の向上率は4%であった。 S は噴霧量にほぼ比例するので、その勾配を考察する。

図11は、単位の噴霧量を与えた時に予想される断熱効率の向上率 S を噴霧がない状態での圧縮機の断熱効率に対して示したものである。断熱効率が高い程噴霧時の

断熱効率向上率が大きい, すなわち断熱効率の大きい良い機械ほど MAT の効果が大きく現れることがわかった。

6. 結言

軸流圧縮機の吸気に水噴霧を混入して, ガスタービンの比出力, 熱効率を改善する技術 (MAT サイクル) を提唱し, 理論と実験によって比較的少量の水で圧縮機の特長改善が可能であることを明らかにした。

1. 本手法では 35°C, 53% R.H. の外気条件下で, 吸気量比 1% の水の投入により 10% 程度の増出力を見込める。
2. MAT サイクルによる増出力分の熱効率は典型的な計算例で約 60% であった。

3. 1% の水噴霧に対する仕事低減率の理論値は 6.8% であり, 断熱効率が 0.79 の圧縮機での実測値は 4% であった。

4. 圧縮機内での液滴の気化による断熱効率の向上を定式化した。

今後の課題は, 圧縮機の特長に関連した噴霧量の上限の把握と, 発電設備による総合特長の実証にある。

参考文献

- (1) Ebeling, J. A. et al., ASME paper 92-GT-265 (1992)
- (2) 斎藤浩平, GTSJ, vol. 23 No. 92 Apr. 1996 P3
- (3) 田中雅他, GTSJ, vol. 23 No. 92 Apr. 1996 P11
- (4) Utamura, M. et al., ASME paper 96-GT-463 presented at ASME TURBO EXPO 96 (1996)

プラットフォーム型摩擦ダンパのセラミック動翼への適用と強度評価

Application and Strength Evaluation of Ceramic Blade with Platform Friction Damper

岩城 史典^{*1},
IWAKI Fuminori

田頭浩一郎^{*1},
TAGASHIRA Koichiro

西 正輝^{*1}
NISHI Masateru

Abstract

In order to avoid the failure of ceramic blades due to the resonant vibration, the platform friction dampers were selected. The damping effectiveness and the strength of the ceramic turbine blades with the dampers were analyzed. The value of parameters that control the damping effectiveness and the fracture strength of the ceramic blades were determined. The strength of ceramic blades with platform dampers was evaluated by hot-spin testing. Effectiveness of the design approach against fast fracture has been confirmed through the tests.

1. 緒言

近年、ガスタービンは、熱効率向上のためにタービン入口温度（TIT）の高温化がすすみ、タービン動翼材料として使用される耐熱合金は限界に近づきつつある。現在、金属に代わる材料として、高温で優れた強度特性を有するセラミックスを適用したガスタービン（CGT）の研究開発が進められている^{(1)~(4)}。これらの研究開発は、セラミックスをガスタービンの高温部に適用し TIT の高温化及び冷却空気量の低減を図ることにより、小型ガスタービンの熱効率を大幅に向上させることを目的としている。良く知られているようにセラミックスは典型的な脆性材料であることから、セラミックスを構造部材に適用する際には局所的な応力の発生をさけ最大応力を出来るだけ低減することが必要とされる。ところが、高温燃焼ガス中で高速回転するタービン動翼は複雑な荷重を受けており、動翼が共振すると致命的な損傷を起こす可能性がある。そこで、金属ディスクに装着される別体型セラミック動翼の翼振動に対する信頼性を向上させるためにプラットフォーム型摩擦ダンパを選定した。本減衰方式は、ダンパを適用するために大幅な設計変更を行う必要がなく、動翼プラットフォーム間に流れ込む高温ガスをシールすることによるタービン効率の向上も期待できる。

本報では、プラットフォーム型摩擦ダンパを装着したセラミック動翼及びダンパの強度について検討を行い、製作したダンパをセラミック動翼に適用し回転試験を行うことにより、ダンパの適用可能性について検討を行った。

2. セラミック動翼用プラットフォーム型摩擦ダンパ

2.1 供試体

セラミック動翼は、日本特殊陶業により製作された。材質は、モノリシック窒化ケイ素（EC-152）である。ダンパは高温になることが予想されるため、モノリシック窒化ケイ素と炭化ケイ素繊維系材料の2種類の材料で製作した。炭化ケイ素繊維系材料のダンパについては、局所的な応力に対して繊維のすべり、せん断等により応力の緩和を期待した。さらに、ダンパ内部を中空または中空にすることにより質量及び剛性を変えた。それらの仕様を表1に示す。また、組付状況および外観を図1、図2に示す。

2.2 ダンパの減衰性能

ダンパの減衰性能については、Griffinの方法⁽⁵⁾と同様にダンパ及びセラミック動翼を1自由度の等価ばね質点系で表し、翼とダンパの間においてクーロン摩擦が作用するモデルを考え、強制振動の1サイクルあたりの仮想仕事の平均値をゼロにするリッツの平均法⁽⁶⁾を用いた振動応答解析を行った。図3に解析結果を示す。横軸は、無次元のダンパ荷重であり、縦軸はダンパ装着時の最大

表1 ダンパ材質及び質量

種類	ダンパ質量比 (ダンパ質量/動翼質量)	材質
A	0.04	窒化ケイ素 (モノリシック)
B	0.09	炭化ケイ素 繊維系材料(中実)
C	0.04	炭化ケイ素 繊維系材料(中空)

原稿受付 1997年6月23日

*1 石川島播磨重工業㈱ 〒135 江東区豊洲3-1-15

共振応力を示している。図中の μ , N , S , ξ は、セラミック動翼とダンパ間の摩擦係数、ダンパに作用する遠心力、動翼に作用する励振力、セラミック動翼締結部における減衰比をそれぞれ示している。この結果から、ダンパ質量には最適値が存在することが分かる。また、ダンパの剛性が増加するほど最大共振応力は低下するが、ダンパ質量の最適値はほとんど変化しない。従って、ダンパの材質の違いによる摩擦係数の変化及びそのバラツキを考慮してダンパの質量を設定することにより、十分な振動応力の低減が図れる。

2.3 セラミック動翼の強度

ダンパを装着したセラミック動翼の許容応力はセラミックスの設計基準⁽⁷⁾により求めた。本設計基準では、セラミックスの強度を確率変数として取扱い、部材中の最大等価応力を制限し部材全体の破壊確率をある許容値以内に納めることにより強度を保証している。部材の強度分布は2母数 Weibull 分布に従うとし、時間依存破壊はスロークラックグロウス (SCG) によって生じると仮定している。応力制限式を式(1)に示す。従って、動翼に作用する最大主応力が、式(1)より決まる許容応力以下になるようにダンパの設計を行った。

$$\sigma_{\max} < \frac{1}{K_0} \frac{S_u(\text{or } S_t)}{K_1 \beta \gamma} \quad (1)$$

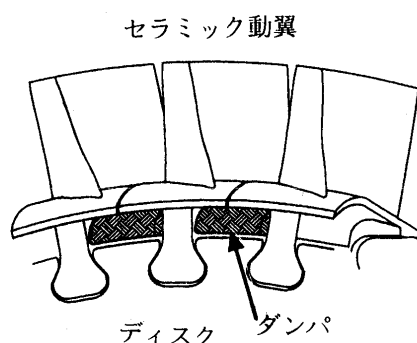


図1 動翼とダンパのディスクへの組付状況

ここで、 σ_{\max} は最大主応力を使用した。また、 K_0 , K_1 は安全率であり、 β , γ は応力分布により決まる設計係数である。 S_u は動翼材料の即時破壊強度およびそのばらつきを考慮して得られる設計最小強度である。 S_t は設計最小時間強度であり、材料の時間依存強度と設計時間により定められる。これらを図4に設計曲線として示す。なお、比較のため動翼用材料の強度データを有効体積 1 mm^3 に換算してプロットした⁽⁸⁾。

動翼にダンパを装着した場合の FEM 解析結果の一例を図5に示す。本解析では、動翼のディスクとの接触面を拘束し遠心力を作用させ、かつダンパの遠心力相当荷重をプラットホーム下部に面圧として与えた。最大主応力発生位置は、ダンパを装着していない場合と同一であり、ダンパを装着することにより最大主応力は増加している。同様にして、ダンパの質量を変化させ動翼の最大主応力の変化について解析した結果を図6に示す。縦軸はダンパを装着しない場合に対する最大主応力比を示し、横軸は動翼とダンパの質量比を示している。なお、図中の破線は、プラットホーム下部の応力比を示している。

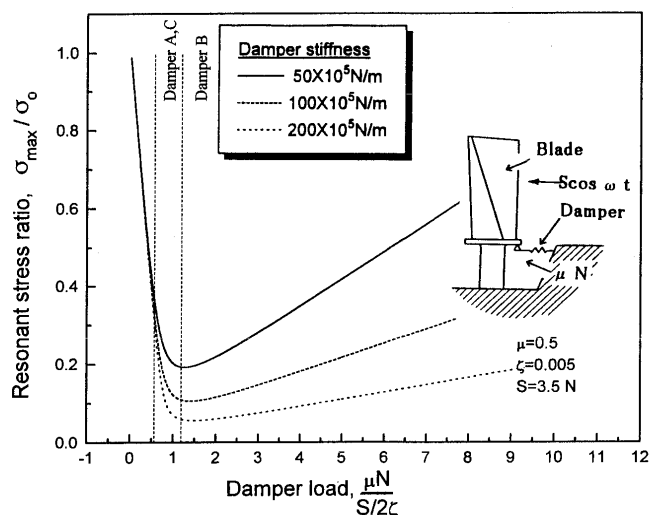


図3 ダンパの振動減衰性能

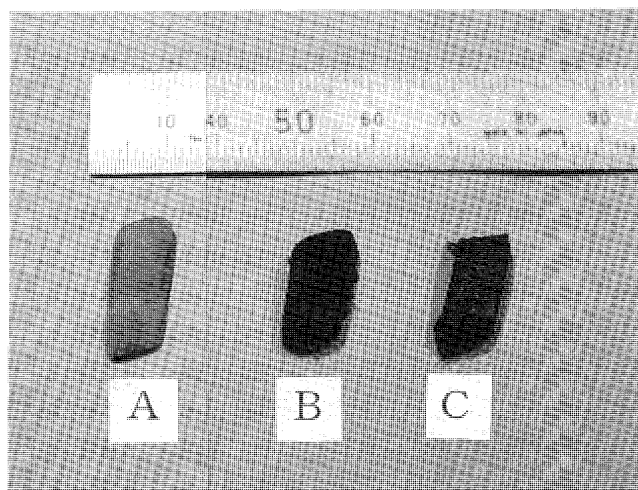


図2 セラミック動翼用プラットホーム型ダンパの外観

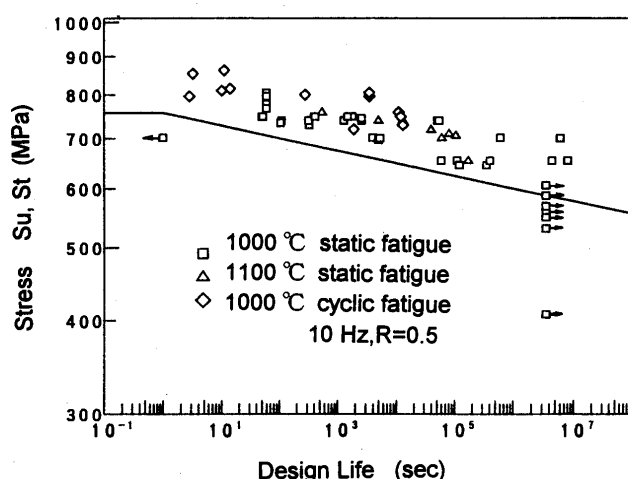


図4 CGT 第1段動翼の設計線図

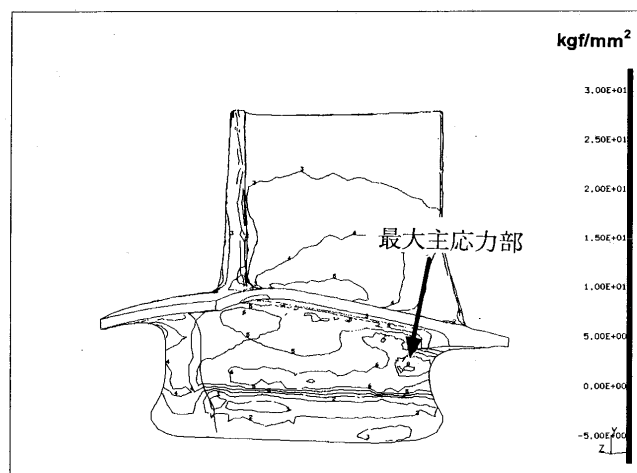


図5 ダンパを装着した動翼の応力解析結果の一例

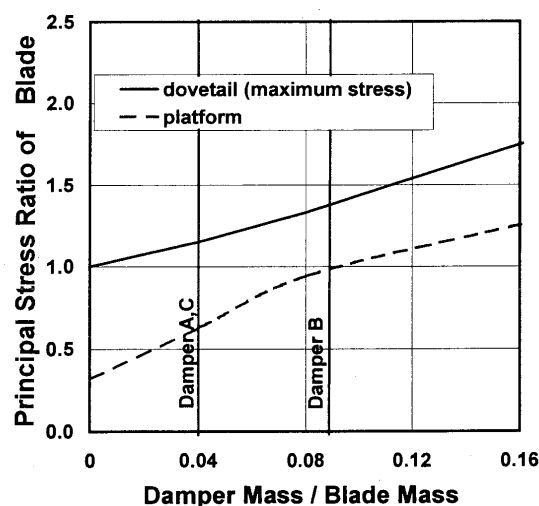


図6 動翼の応力分布に及ぼすダンパ質量の影響

図よりダンパの質量の増加とともに最大主応力は増加し、またプラットホーム部における応力も増加していくことが分かる。

従って、ダンパを設計する際には、ダンパを装着した動翼の応力分布と図4に示す設計線図からそれぞれ β 、 γ 、 S_t を算出し、 K_0 、 K_1 を適切に決め、式(1)から得られる動翼の許容応力値以下になるようにダンパの質量を設定する必要がある。

3. プラットホーム型ダンパと動翼の強度試験

3.1 常温回転試験によるダンパと動翼の強度評価

常温回転試験における回転数は、熱応力、高温化による材料強度の低下、燃焼ガスによる流体力の影響、及び試験後のSCGによる強度低下を考慮して、CGT定格回転数56000 rpmの30%増である72800 rpmとした。

試験は、真空槽内にとりつけた常温回転試験用ディスクをエアタービンにより回転させて行った。試験パターンは、回転数を72800 rpmまで徐々に上げ、そこで3分間保持した後、自然停止させた。常温回転試験用ディス

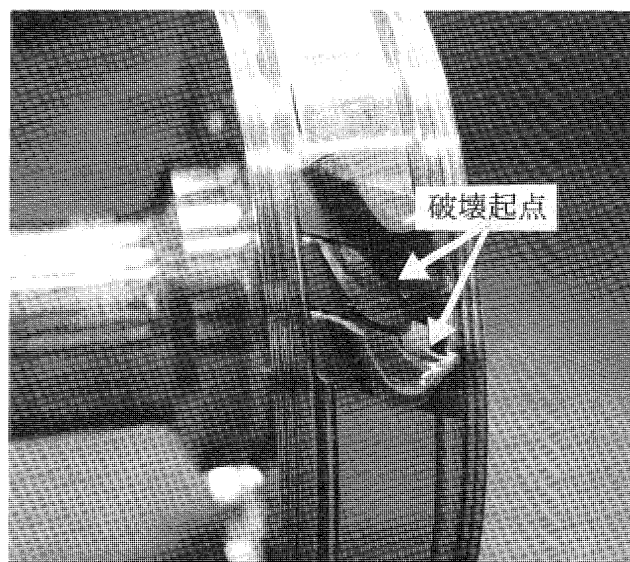


図7 ダンパ(A)を装着した動翼の破壊した様子

クは軸対称位置に3個ずつ溝を設け、セラミック動翼及びダンパを装着した。

試験を行った結果、モノリシック窒化ケイ素製のダンパ(A)を装着した動翼の平均破壊回転数は、56000 rpmであった。セラミック動翼の破壊起点は、FEM解析で得られた最大応力発生位置ではなくダンパと動翼の接触面であるプラットホーム部で発生していた。破壊した様子の一例を図7に示す。これは、動翼のプラットホーム部及びダンパは未加工であること。また、接触面が複雑な三次元曲面であるため、動翼とダンパが片当たりを起こして破壊したと考えられる。ダンパ(B)では、平均破壊回転数が58000 rpmとなった。破壊起点は、ダンパと動翼の接触面であるプラットホーム部であった。ダンパ(B)の質量は、ダンパ(A)の約2倍であるが破壊した回転数がほぼ同じでありダンパに損傷がみられなかったことから、ダンパ自身の変形により片当たりによる応力の増加がダンパ(A)に比べ改善されていることがわかる。ダンパ(B)を軽量化したダンパ(C)については、動翼及びダンパの破壊は見られなかった。

3.2 高温回転試験

常温回転試験において動翼及びダンパの強度を確認したダンパ(C)をセラミック動翼に適用し燃焼ガス中で回転試験を行うことによりダンパ及びセラミック動翼の高温強度を確認した。

図8に高温回転試験装置を示す。回転部は、動翼とダンパ(37枚)を装着するための金属製タービンディスク部とこれを駆動するためのエアタービンディスクとを1軸に組み合わせた構造になっている。回転数制御は、エアタービンに供給される空気流量の調節により行い、昇温はタービンディスク上流に設置したセラミック燃焼器への燃料流量の調節により行った。燃焼ガス温度の計測はノーズコーン直前に設置した高温ガス計測用全温計及び吸引式温度計を使用している。さらに、CGTエンジン

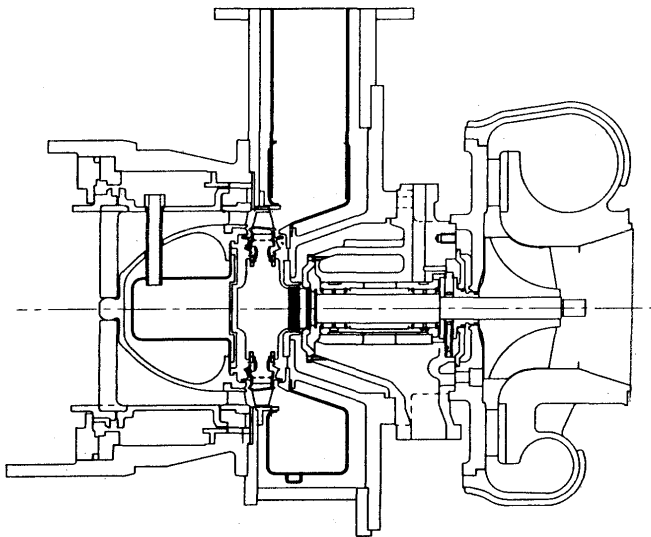


図8 高温回転試験装置

条件と試験条件を比較検討するため、セラミック動翼プラットホーム部の温度を観測窓から放射温度計により計測した。

高温回転試験は、金属製タービンディスクにセラミック動翼及びダンパを全数装着し、TITを1200°Cに保ち回転数を30000~56000 rpmに変化させるサイクルを合計5サイクル行った。この時の試験パターンを図9に示す。試験後の目視点検において、ダンパ及び動翼に異常は見られなかった。さらに、動翼について蛍光探傷検査を実施し、表面欠陥が発生しないことを確認した。

これにより、製作したダンパが、CGTへの適用に際して、セラミック動翼を即時破壊させないことを確認することができた。

4. まとめ

セラミック動翼の振動応力を低減するためにプラットホーム型ダンパを選定し、ダンパの減衰性能及びダンパを装着したセラミック動翼の強度について検討を行った。製作したダンパをセラミック動翼に適用し、高温回転試験により強度を調べた。

- (1) ダンパを装着したセラミック動翼の振動応答解析を行った結果、ダンパの剛性が増加するほど振動応力は低減するが、最適ダンパ質量はダンパの剛性によりほとんど変化しない。従って、パラメータを適切に設定すれば、十分な振動応力の低減が図れることがわかった。

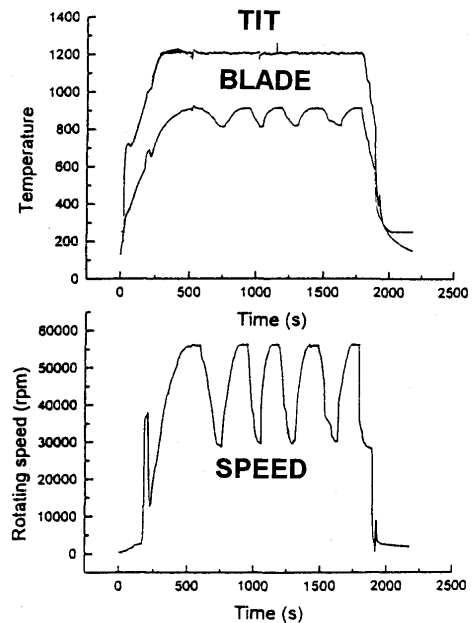


図9 高温回転試験パターン

- (2) 炭化ケイ素繊維系材料（中実）で作られたダンパを装着した動翼は、モノリシック窒化ケイ素製のものに比べて破壊回転数は高くなった。これは翼とダンパの接触部における片当りがダンパの変形により低減されたものと思われる。
- (3) 炭化ケイ素繊維系材料製（中空）のダンパは、定格回転数の30%増回転数の常温回転試験において破壊しなかった。また、TIT 1200°C、回転数 56000 rpmの高温回転試験においても動翼に損傷のないことを確認した。これにより、本設計手法で製作したダンパが、CGTへの適用に際して、セラミック動翼を即時破壊させないことを確認することができた。

参考文献

- (1) 村山拓巳, 日本ガスタービン学会誌, 22-87, 1994.
- (2) M. V. Roode, ほか3名, 95-YOKOHAMA-IGTC-127, 1995.
- (3) M. L. Easley and J. R. Smyth, ASME, 96-GT-367, 1996.
- (4) Takao Mikami, ASME, 96-GT-252, 1996.
- (5) J. H. Griffin, ASME J. Eng. Power, Vol. 102 (1980-4), 1980.
- (6) 谷口修, 田村章義, 新版工業振動学, (昭52), 146, コロナ社
- (7) 鈴木章彦, 浜中順一, 石川島播磨技報, 第33巻3号 (平成5-5), 1993.
- (8) K. Tagashira, ほか3名, CIMAC 1995 Paper No. G 01, 1995.

金属材料技術研究所における ガスタービン用超耐熱合金研究

原田 広史*¹, 山縣 敏博*¹
HARADA Hiroshi YAMAGATA Toshihiro

1. はじめに

金属材料技術研究所は、1956年、科学技術庁傘下に創設された。当時すでに航空機関連材料の研究の重要性が指摘されており、これが研究所設置の大きな要因となった。以来、耐熱材料分野においては、ジェットエンジン、発電用ガスタービンなど各種タービンの動・静翼やディスクに用いる高性能のNi基超合金の設計開発を重要な研究テーマの一つとして、研究を行ってきた。1995年につくば研究学園都市に移転後は、Ni基超合金はもちろん、独自の発想による新合金系も対象に加え、材料設計、組織制御・解析、高温特性評価などの観点から、2研究室16名（客員・外来研究員を含む）にて研究に取り組んでいる。

2. Ni基超合金の設計開発

2.1 研究の経緯

図1はNi基超合金の耐用温度上昇の歴史である。かつて行われたムーンライト計画の「高効率ガスタービン」プロジェクト（1978～89年）では、金材技研は山崎道夫総合研究官（当時、現在帝京科学大学）のもと、Ni基超合金の設計開発を担当し、参加企業の協力を得て、普通凝固および一方凝固の動・静翼用合金を提案した。これらは実機試験にも用いられ、短時間ではあったが市中に電力を供給した。図中のTM-321、TMD-5などがこのプロジェクトの一環として開発された合金である。

単結晶超合金、酸化物分散型（ODS）超合金およびディスク用超塑性鍛造超合金についても、同様のメンバーで工技院の「高性能結晶制御合金」プロジェクト（1981～89年）に参画して研究を行った。単結晶超合金では、図1に示されているように、第2世代単結晶合金（CMSX-4やPWA 1484など）を超えるTMS-26などの新合金が開発された。またODS合金では、TMO-2、TMO-16など、MA 6000を耐用温度で80℃上回る高強度合金が開発されている。

以上のような開発合金が、世界をリードする特性を有しながらも実用化されずモデル合金に終わっている理由は開発ターゲットの設定の仕方などいくつかあろうが、やはり実用化に向けた企業との実質的な協力態勢が不十分であったことが大きいように思われる。そこで最近

は、国内外のガスタービン・ジェットエンジン関連企業や研究機関との連携協力を重視して研究を行っている。対象材料としては、単結晶超合金と一方凝固合金が中心である。

2.2 最近の研究の概要

第3世代単結晶合金が注目されている。クロム（Cr）を2～4.5wt%まで低下させ、レニウム（Re）を5～6wt%添加したCMSX-10（別名RR 3000）やReneN 6は、中低温・高応力側で第2世代を超える優れたクリープ強度を発揮する。耐高温腐食性も良好である。しかし1000℃を超える高温・低応力側では比較的短時間で有害相を析出する傾向にあり、このため第2世代と同レベルあるいはそれ以下にまで強度が低下する（図1）。ロールスロイス社がCMSX-10を第一段動翼ではなく中温域の無冷却ブレードに用いようとしているのはこのような材料特性を考慮したものである。これら第3世代合金は、溶体化熱処理が容易でないなど、プロセスの点でもまだ問題がある。

我々は、材料設計法を用いて、プロセス性のよい高強度合金の設計を行っている。これまでに、単純な熱処理で上記第3世代合金と同等以上のクリープ特性を発揮する合金も得られている。また、次世代単結晶合金の設計

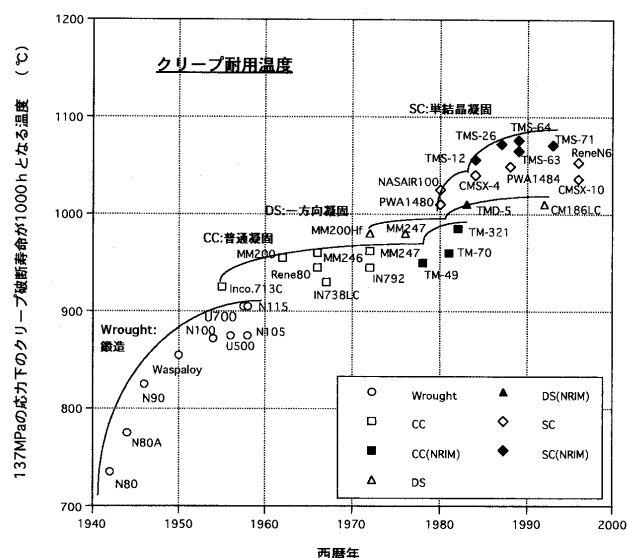


図1 Ni基超耐熱合金の耐用温度向上の歴史。
金材技研(NRIM)開発合金の特性を併せて示す。

原稿受付 1997年7月14日

*1 科学技術庁金属材料技術研究所
〒305 茨城県つくば市千現1-2-1

を目的に、従来検討されなかった元素の添加効果などについても調べている。これらの結果については一部この秋の関連の国内・国際学会で発表の予定である。また、比較的軽量（比重 8.0～8.2）でクリープ強度と耐酸化・高温腐食性に優れた単結晶合金や、クロム量が多く耐高温腐食性に特に優れた単結晶合金など、特徴を持たせた単結晶超合金の設計、解析、特性評価も行っている。

単結晶動翼のコストパフォーマンス向上の観点から、使用済み動翼の再利用のための基礎的研究を行っている。ある一定のクリープ変形の範囲内では、再溶体化および時効熱処理にて、再結晶を起こさず単結晶のまま組織と強度をもと通りに回復させることができることが明らかになっている。

一方向凝固合金は、製造性がよく、コストパフォーマンスの点で十分魅力があり、特に、発電用などの大型翼に適している。そこで、以上のような単結晶合金の研究結果を利用して、高強度高耐食性の一方向凝固合金などの材料設計を再開している。

2.3 具体的研究内容

以上の研究には、材料設計、組織制御、組織解析、特性の評価など以下のような要素研究を総合して取り組んでいる。

2.3.1 材料設計

合金の組織と特性の理論予測を目的として、原子間ポテンシャルを用いた統計熱力学計算およびモンテカルロシミュレーションによる組織予測モデルの開発を行っている。任意の組成の多元系超合金について、 γ 及び γ' 相の原子配置、組成、量比、両相の格子定数ミスフィット

など、高温特性を支配する組織因子が計算可能になっている。また、熱力学平衡をベースとした動力学計算や、弾性応力場の影響を取り入れた析出 γ' 相の高温での粗大化、形状変化、再配列などの境界要素法シミュレーション（図2）を行っている。今後、高温の応力下での組織変化やクリープ特性の理論的な予測に発展させていきたいと考えている。

並行して、組織特性データベースを活用した経験式・実験式主体の合金設計法により合金設計を行っている。現時点では理論的予測が困難な部分を補って、マイクロ組織因子、クリープ破断寿命、耐高温腐食性などの予測や、最適合金組成の選択に用いている。この計算プログラムは、国有特許として、ロールスロイス社にライセンスされ合金開発に利用されている。また、図3のように、WWW（ワールドワイドウェブ）上に部分的に公開し、内外の企業や研究機関から多くのアクセスを頂いている（<http://www.nrim.go.jp:8080/open/usr/harada/3g-idx-j.html>）。

2.3.2 組織の制御と解析

溶解容量約 3 kg の一方向凝固炉により、いわゆる引き抜き法にて、単結晶または一方向凝固柱状晶試験片の作成を行っている。溶解にはメルティングストックを用い、必要に応じて炉内での元素添加による成分調整も行っている。

溶体化・時効などの熱処理を行った材料について、いろいろなレベルで組織、構造の解析を行っている。ナノ（1/1000 ミクロン）レベルの組織解析には、アトムプローブマイクロアナライザーを用いている。例えば、析出初

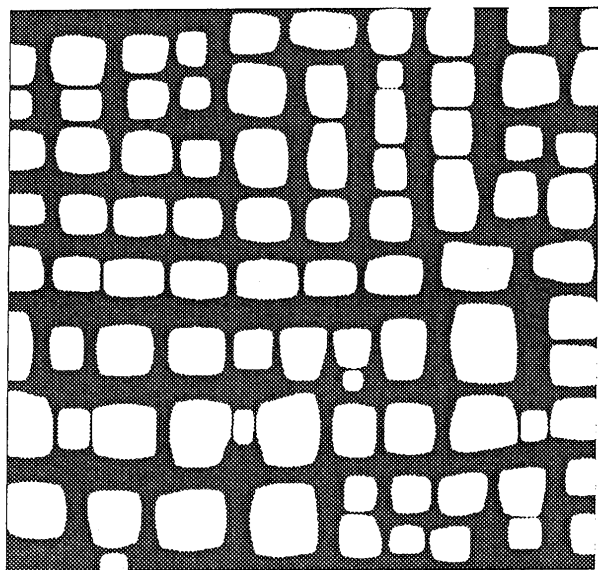


図2 スーパーコンピュータを用いて計算した Ni 基超合金のマイクロ組織。白く見えるのが析出 γ' 相、地は γ 相。両相の格子定数のわずかな差が、析出物の回りに応力場を形成し、これが析出相の形状、相互の配列を決定する。その結果が、リアルに再現されている（赤岩哲夫による）。

Calculation results

Input value								
Co	Cr	Mo	W	Al	Ti	Nb	Ta	Hf
4.6	8.0	0.6	7.9	5.6	0.9	0.0	5.8	0.0
selected parameter [Axis : parameter]								
X : WTPCT(Cr)						Y : WTPCT(Ta)		Z : LIFE.SC(H)

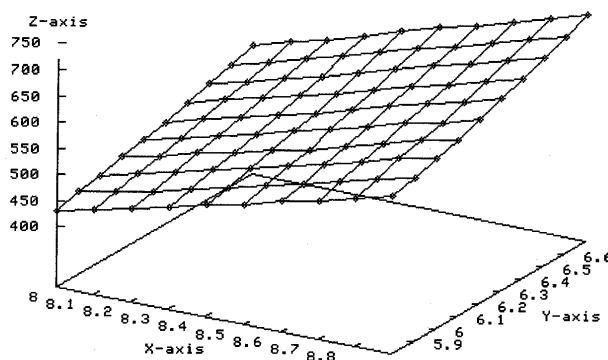


図3 WWW にて公開している合金設計プログラムのアウトプットの例。単結晶超合金 CMSX-2 のクロム量 (X 軸) とタンタル量 (Y 軸) を変化させたときの、1040°C、137 MPa でのクリープ破断寿命 (Z 軸) の変化を予測している。

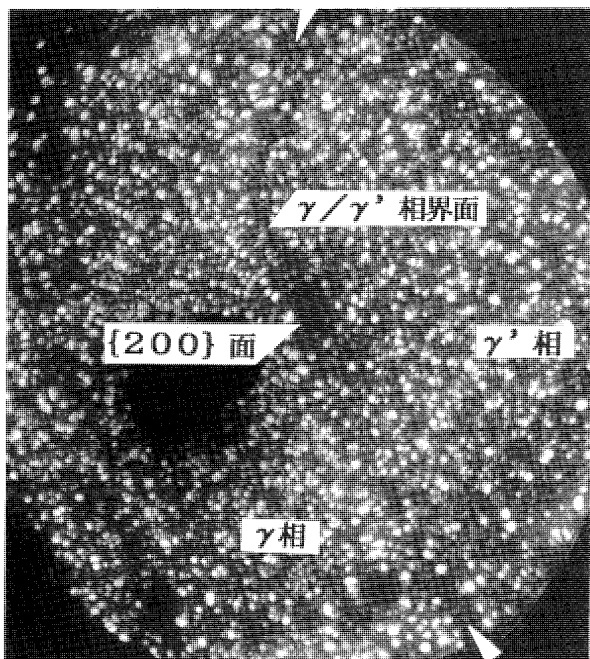


図4 アトムプローブ・マイクロアナライザーによるNi基単結晶超合金の原子配列像。試料を電解研磨で鋭くとがらせた針にして、その先端を観察している。高電界で先端の原子を順次蒸発させながら質量分析することにより、深さ方向の原子層単位の分析が可能。

期の合金元素分布、析出相中の原子配置、母相との界面での元素偏析などの極微小解析をおこなっている(図4)。一般的なミクロ組織や構造解析には200 kV透過型電子顕微鏡、走査型電子顕微鏡などを活用している。

また、高温ステージ付きのX線回折計を用いて、材料が使用される高温(～1300℃)での結晶構造、格子定数、析出物と母相の整合ひずみなどの測定解析を行っている。以上のような解析結果は、材料設計の検証と精度向上、組織の最適化などのための基礎データとして活用されている。

2.3.3 高温特性評価実証

クリープ強度は、1200℃までの通常型の高温クリープ試験機29台のほか、図5に示すような、非接触伸び測定機能付の試験機を用いて評価している。これは、試験機メーカーとの共同開発によるもので、JISに基づく円筒つば付試験片をそのまま使用し、CCDカメラを用いてつば部のシルエットを観察し画像処理にて自動的に追尾する方法を用いている。従来の方法では正確な伸び測定が困難になる1000℃以上のクリープ試験に役立っている。試験は、800℃から1150℃の温度域にて、100時間から数1000時間の破断寿命となる応力条件で行っている。

その他、高温引張り/圧縮、疲れ試験、靱性試験、いわゆるつば試験による耐酸化・腐食性試験などを行い、実験室規模ではあるが総合的に材料評価を行うよう心がけている。なお、東京・中目黒の旧敷地に有していたバーナーリグ試験機(川崎重工製)は、移設費用、運転費用その他の関係で、残念ながら手放してしまった。

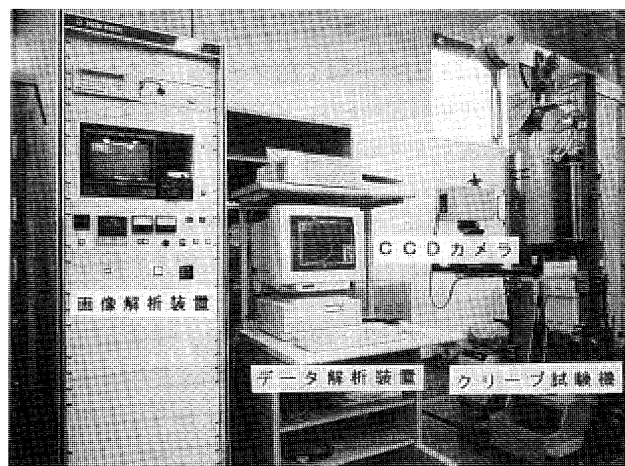


図5 非接触伸び測定機能を有するクリープ試験機。

3. 新合金の探索

国立研究所の自由度を生かして、Ni基超合金に代わる新合金の可能性を探ろうとする研究である。現在、NiTi基高比強度耐熱合金と、Ir(イリジウム)などをベースにした高融点超合金の二つを検討している。

3.1 NiTi基高比強度耐熱合金

NiTiは形状記憶合金として有名である。この合金のTiを5～10原子%程度Alで置き換えると、NiTi結晶中にNi₂TiAl結晶が析出してNi基超合金のような微細整合組織が形成され、室温から800℃までの強度が著しく向上することが明らかになった。比重が6.5とNi基超合金の8.0～9.0に比べて小さいので、高比強度耐熱材料としてタービンディスクへの利用を想定している。現在、ミクロ組織解析の基礎的研究から、超塑性鍛造な

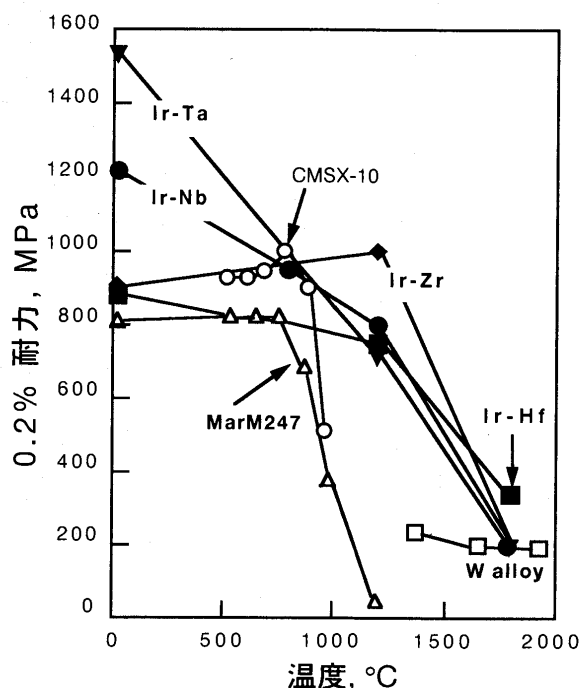


図6 Ir基高融点超合金と、Ni基超合金(MarM 247, CMSX-10)およびタングステン合金(W alloy)の耐力の比較。

ど成形加工性に関する応用研究までを行っている。

3.2 高融点超合金

Niの融点は1453°Cである。従って、Niをベースとする限り超合金の飛躍的な耐用温度向上は困難である。そこで、Niに代わって高融点の金属をベースに用いて、しかもNi基超合金のような理想的なミクロ組織を形成する合金を探索している。これまでに、Ir(融点2443°C)などがベースとなりうることがわかった。これらを、高融点超合金と名付けて、材料設計、組織解析、特性評価を行っている。図6に高温強度試験結果を示す。Ni基超合金が強度を失う1200°C以上の超高温域で高い強度を保っている。Irは貴金属の仲間であるので、耐酸化・高温腐食性ともに優れている。欠点は、今のところ重い(比重約20)こと、資源が少ないこと、従って価格変動が大きい(30~100万円/kg)ことである。どのように効果的に使用するかが、実用化のポイントと考えている。

4. おわりに

金材技研の先進耐熱材料研究グループで行っている、超耐熱合金研究をご紹介します。超耐熱合金に関しては、当研究グループ以外にも、例えば信頼性研究の立場からInconel 713Cなどの長時間クリープ試験研究も行われていることを付記する。

ガスタービンの高効率化は、パワーエンジニアリング機器の性能向上はもちろん、エネルギー資源の有効利用、大気環境保全の観点からもますます重要となっていると理解している。材料研究とシステム研究の一層の融合・連携によって、高性能ガスタービン開発研究がさらに効率的に進むことを、材料屋として期待するものである。本紙面をお借りして研究を紹介させていただいたことに謝意を表するとともに、これを機会に改めてガスタービン仲間に加えて頂ければ幸いと考えている。

九州大学航空工学科推進工学研究室から

難波 昌伸*1

NAMBA Masanobu

まえがき

昭和43年に筆者が赴任した時の本研究室の名称は航空原動機講座であったが数年前の学科改組時に推進エネルギー変換工学講座に改名した。ただし現名は少々長すぎたと後悔しており、通常は中間を省いて表記の呼称を用いることにしている。前任者が全く存在しない講座であったから、助教授一人から出発し、現在では教授（筆者）、助教授（山崎伸彦）、助手（利光和彦、猪口雄三）と十数名の学部4年生および大学院生を擁する平均的な規模にまで成長した。

さて本研究室で現在どのような研究を行っているかを記すことがこの欄の趣旨かもしれないが、それだけで与えられた紙面を埋めるに足る内容にはならないので、研究の動機あるいはルーツにも言及することをお許し願いたい。研究とはこの世で最も贅沢なホビーであると、昔誰かが言ったそうであるが、研究を生業とする現代の職業的研究者にはこのような感覚をもつことを許されていない。特に個人研究を主体とする大学では何を研究するべきかという命題は、筆者にはいつまでも悩ましき問題であり続けている。大学院時代に恩師の岡崎卓郎先生から、研究テーマを見つけることが研究の最も主要な部分であるから自分でテーマを見つけなさいと突き放され、人まねは絶対にいけませんと足枷をはめられ、その上、やる価値のあるものでなくてはならないと釘を刺されては、ただ途方に暮れる他はなかった。本学に赴任して文字どおり独り立ちを余儀なくされると、この命題は一層重い呪縛となった。

軸流機械の3次元空気力学問題

悩んでばかりもいられないので、赴任前に行ったスパンに沿って流入速度が非一様なせん断流中の翼あるいは翼列の空力解析手法を拡張して、回転環状翼列の揚力面理論を展開することから研究を始めた。この問題の難関は、流れ場を周方向モードおよびスパン方向モードに関わる固有関数系の二重級数で表わす場合に、スパン方向固有関数が周方向モード毎に異なる系を構成するため、二重級数を特異部と正則部に分離することが難しいことである。これを打開するために比較的緩やかな状態変化を受け持つスパン方向についてはその固有関数展開を有限項で打ち切り、しかも任意周方向モードのスパン方向

固有関数を0次モード固有関数で再展開する手法を創案した。これにより無限大次周方向モード数のスパン方向固有関数を漸近的にではなく確定的に定義することができ、従って容易に特異項を抽出分離することができるようになった。

この手法を適用して、それ以後の研究は、超音速・遷音速回転翼列の定常負荷の決定、振動する、あるいはインレットディストーションと干渉する亜音速・超音速・遷音速回転翼列の非定常空気力と音響場の決定へと発展し、最近では二重反転翼列および超音速通過流ファンの定常・非定常空気力および音響場の決定問題を解決した。

この手法を記述した最初の論文発表から数年を経た頃、無限大次周方向モードのスパン方向固有関数がスパン方向モード次数毎に異なるスパン位置で最大極大値をとる直交関数群を構成していることに気づいた。即ちこれは、じょう乱源から遠ざかるに従いその影響が弱くなるという物理的に当然の性質をこれらの関数自体が本来的に具備していることを意味している。更に最近になってこれが流行のウェーブレットにそっくりであることを知った。

実は、これと同様な数学的处理は、非一様マッハ数のせん断流中のじょう乱場を表わす固有関数展開においても既に用いていた方法である。ところで、せん断流中の翼または翼列にしる、あるいは回転翼列にしる、本方法の解は音速スパン位置近傍に波動的な定常空気力分布を示すのであるが、これが、単に数学的近似の故か、あるいは物理的根拠に基づく現象かという問題にまだ決着を付けていない。この問題に決着を付けるべく、遷音速せん断流中の翼周りの流れのCFD解を求める仕事に取り掛かっている。

翼列の非定常空気力学問題

人まねを排すを旗印として、上述のように当時はまだ人影まばらな三次元流れ分野に踏み込んだのであるが、そのころの翼列の先端的な空力研究と言えば、旋回失速や翼列フラッタなどの非定常問題であった。そこで三次元空間に時間座標を加えて、三次元非定常を手札にして非定常空力のコミュニティに参入した。従って既に述べたとおり、回転翼列の非定常空気力の計算などを行ったのである。ところで1970年代後半は既に、線形計算で取り扱える二次元翼列フラッタ問題は全て解が求められており、研究者の専らの関心は振動翼列の非定常空気力に及ぼす定常負荷効果の問題であった。この問題を真っ正

原稿受付 1997年6月23日

*1 九州大学工学部航空工学科 〒812 福岡市東区箱崎

直に取り扱おうとすると、たとえ非定常じょう乱成分を線形化しても基盤となる定常流れ場が空間的に非一様な定常じょう乱を含むために変数係数非定常微分方程式を解く問題となり、到底解析解を得ることはできない。のみならずオーダー評価のうえで、定常流れ場は非線型とみなさなくてはならない。この問題を取り扱う強力な道具としてセミアクチュエーターディスク理論があり、それによって有用な知見が得られていたが、時は更に精密な解が要求されている頃であり、世はまさに CFD 時代という背景もあって、大勢は微分方程式の数値解を求める研究手法になだれ込みつつあった。

筆者は生来の変わり身の遅さの故に、解析の手法による解決に拘泥していたが、定常負荷の効果を準定常的に処理した東北大学の西山哲男先生の論文に接したことがきっかけとなって、定常じょう乱は線形化できるに十分に小さく、非定常じょう乱は更に小さいという、じょう乱の大きさに階級を付けた二重線形理論なるものを展開した。この理論による定式化では、非定常じょう乱場に及ぼす非定常負荷効果は、定常外力作用点或いは定常湧き出し点の非定常変位に起因する種々の非斉次特異項となって非定常微分方程式に表れる。更に超音速流では衝撃波の翼面上反射位置の非定常変位効果が翼面空気力分布においてデルタ関数型特異点となる。当初は作用点の変位効果はテイラー展開から生み出される高次特異点だけでよいと安易に考えていたのであるが、得られた解は後流面に得体の知れない速度・圧力の不連続を生ずることがわかり、それを消すために新たに特異項を探して加えなくてはならず、更にその特異項の物理的意味付けに悩まされるという過程を繰り返す羽目に陥った。物理的解釈を特異項の性質に見出したときは、目から鱗が落ちるが如き快感を体験できたが、この構想の最初の論文発表から理論定式化を完成した論文発表までに、なんと 10 年弱を経過してしまったのである。

そのころは既に CFD 解を示す論文が頻出しているころであったから、二重線形理論はそれが完成されたときは、もはや「遅れてやってきた青年」なのであった。しかも線型化の故に適用範囲が限定的であるという弱点を有し、またトリッキーなオーダー評価による項の取捨を行っているので、CFD 解と比較して初めてその正当性が立証される立場に立つことを余儀なくされたのである。とはいえ、パソコンで数秒にして計算を完了できるのであるから、計算コストはおおざっぱに言って定常非線型・非定常線型 CFD 解法の一万分の一、非線型非定常 CFD 解法の百万分の一である。この理論は二次元翼列のみならず、回転翼列・超音速通過流ファンなどに適用され、CFD 解に先んじて新知見を提供してきた。今後も広範囲のパラメータ解析が要求される空力弾性解析あるいはフラッターの能動制御問題などで有用な道具であり続

けるものと信じている。

さて、その能動制御であるが、筆者らが最近手がけている問題の一つが音波による翼列フラッターの能動制御である。これは Ffowcs Williams による単独翼フラッターの音波による制御の構想を翼列に適用するものと位置づけられるが、特に翼列では音響的じょう乱による翼間空力干渉が振動の励振・減衰に重要な役割を果たすので、まさに毒をもって毒を制するに等しい。これまでは、音波を発生するダクト壁上の作動面の最適な位置・幅・位相・振動形態を決定する解析を行ってきたが、今後はフィードバック制御を組み込んだ空力弾性解析を展開すると共に、実験的検証を行うことを目指している。

空力音響問題

非定常じょう乱の線型化によって得られる波動方程式は音波の方程式に他ならない。したがって回転翼列とインレットディストーションとの干渉や動静翼列干渉を非定常空力問題にとどまらず、音響問題としてとらえられる研究の展開は必然の成り行きであった。一方、ダクトの吸音壁を非定常湧き出し分布面としてモデル化することによって、非一様インピーダンス吸音壁やインピーダンスが音響強さに依存する非線型インピーダンス吸音壁のダクト音響問題を容易に解析することを可能にした。この手法は、吸音壁が翼列フラッタに及ぼす影響の研究や、前述の音波による能動制御の解析にも活用されている。

さらに、従来の吸音壁インピーダンスと設計変数との関係が専ら極端に単純化された物理モデルと経験式に頼っていることに着目し、音波による圧力変動に駆動されて多孔板吸音壁を出入りする粘性流体の流れを CFD 的手法で解析し、経験式で用いられている粘性係数や周波数とインピーダンスの関係が正当ではないことなどを見出した。この問題のように、簡略なモデルと経験的に決める係数を用いて表現していたパラメータ依存関係に対して厳密な解析による再評価を行う仕事は、まさに CFD の使いどころである。この種の問題では、壁面に沿って流れる空気が多孔板を出入りする流れ場とインピーダンスに及ぼす効果の解明を CFD 的手法で行うことが興味深い問題として残されている。

あとがき

専ら空力問題の紹介で紙面が尽きたが、研究にユニーク性を優先するあまり、筆者の理論が孤高の理論、自嘲的に言えば孤独の理論になっていることを敢えて否定しない。尚、最近では、当研究室でも、高速燃焼流や、ロープ型混合器による気流の混合の研究に取り組み、CFD 解析と実験計測を行いつつあることを付記する。

1997 年第 42 回 ASME 国際ガスタービン会議

1. 全 般

梶 昭次郎*¹

KAJI Shojiro

1997 年 ASME 国際ガスタービン会議 (The 42nd ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress, Exposition and Users Symposium, 略称 ASME TURBO EXPO '97-Land, Sea & Air) が 6 月 2 日から 5 日まで米国フロリダ州オーランドの OCCCC (Orange County Convention/Civic Center) で開催された。オーランドはディズニーワールドの町であり、また、40 マイルほど離れた大西洋岸にはアポロやスペースシャトルの打ち上げで知られる NASA のケネディ・ス

ペースセンターがある。OCCCC は 20,000 人の会議が開けるという巨大会議場で、そのホールの一部を使って標記の会議と展示が行われた。

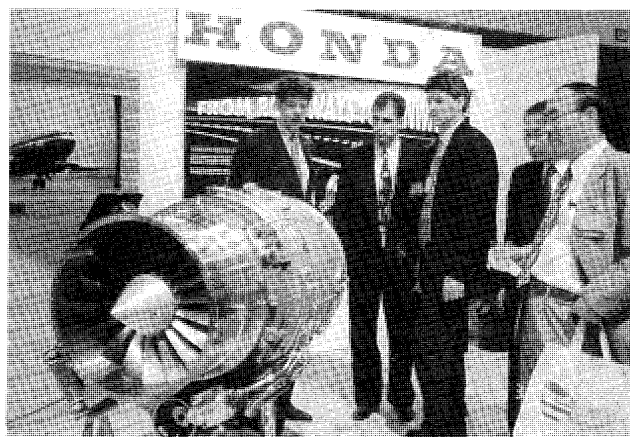
会議は 130 のセッションに別れ 535 編の論文が発表された。他に口頭発表だけのものが 127 件あり (パネルセッションが主)、最大 19 室の同時並行で進められた。また、260 社を超える展示がなされ、我が国からのものでは特にホンダの HFX エンジンの出展が関心を呼んでいた。初めての ASME ガスタービン会議出席のため、筆者に会議全体の流れの変化は把握できなかったが、以下に気付いた事柄を述べる。

本年度の IGTI の Scholar Award は Worcester Polytechnic Institute の A. V. Srinivasan 氏に贈られた。同氏により “Flutter and Resonant Vibration Characteristics of Engine Blades” と題する講演が行われ、翼の空力振動の現象と対策の全般が豊富な経験に基づいて述べられた。因みに本賞は ASME 会員以外にも開かれており、応募と審査によって選定され、賞として 7,500 ドルが与えられる。第 5 回 1999 年度分については今年の 8 月 15 日に応募が締め切られ、2 年近くかけて準備が進められる。

Keynote Session は “Gas Turbine Trends into the Next Century” と題して 3 件の講演があった。まず、米空軍の推進関係の開発と補給を担当する Robert J. May Jr. 氏が軍用エンジンの今後の方向を論じた。予算の抑制は必然的に基盤構造や戦力構造のダウンサイジングを招き、方策やプロセスの共通化、開発と持続の一体化が余儀なくされる。同氏の所属する部署は 30 機種 22,000 台のエンジンを統括し、28 億ドルの予算を管理する。講演では進行中の IHPTET プログラムや F-22, Joint Strike Fighter 等新しい戦闘機の推進システムのことが述べられた。次いでベクトル社の E. Glynn Jones 氏がパイプライン関係の話をし、最後にウェスティングハウス社の Dominic A. Bartol 氏が発電用ガスタービンの将来を論じた。材料の進歩、CFD の精度向上、排出規制を満たす先進燃焼システムの発展を通じ、将来的には 60% 以上の熱効率を目指すという発電用ガスタービンの方向が論じられた。特に将来燃焼技術として、触媒燃焼、能動安定性制御、火炎内燃空比計測、完全な動力学を導入し



会 議 場



展 示 風 景

原稿受付 1997 年 7 月 4 日

* 1 東京大学大学院 〒113 東京都文京区本郷 7-3-1

分野 \ 年	93	94	95	96	97
航空用 G T	25	23	28	18	14
船用 G T	11	15	22	16	13
パイプライン用 G T	10	18	23	15	6
産業・コジェネ	46	56	42	46	28
車両用小型 G T	15	29	20	19	13
サイクルイノベーション	6	8	3	13	19
燃焼・燃料	37	46	59	52	61
石炭・バイオマス利用	19	21	17	19	20
伝熱・冷却	36	50	72	61	88
ターボ機械・空力	127	111	84	138	110
振動・構造	60	34	39	70	70
材料・製造	18	31	44	25	27
セラミックス	13	10	10	29	19
制御	19	10	35	28	39
教育	4		12	19	10

た CFD モデルなどの必要性が指摘された。

分野別論文数を年度毎に表に示す。航空エンジンの論文数が船用ガスタービンと同程度に少ないが、実はこの数に倍する発表が口頭で行われ、セッション数で見ると船用 3 に対し航空用 10 (うちパネルセッション 8) である。このように表の数字だけでは不明確な要素があるので、論文数の変動については大同小異と見るべきであろう。

IGTI では Committee 制度を採っており、表の分野に

ほぼ対応する 17 の委員会がある (表の産業・コジェネ分野は Industrial & Cogeneration と Electric Utilities & Cogeneration の各委員会に分かれ、ほかに Legislative & Regulatory Affairs の委員会がある)。筆者は機会を逸したが、Committee に参加した IHI の磯村浩介氏の話によると、Committee というのは関心のある人は誰でも参加でき、そこで次回の企画や提案をボランティア方式で話し合うとのことであった。そういった場で今度はどんなテーマのパネルセッションを組むか、どの Committee と何について共催セッションを開くか等が検討されるようである。アメリカらしく積極参加型の人々が Committee を支えていて、これが IGTI の活力の源泉となっている模様である。

論文数が多くて、同じ Committee 主催の極く近いテーマのセッションが並行して開かれたりするため、欲求不満や消化不良を起こし勝ちな会議であるが、積極的に Committee に参加して著名な学者・研究者と語る機会を得たり、ポイントを絞ってセッションに出席したりする分には、人・情報量ともに豊富な優れた会議と言える。

2. 航空用ガスタービン

須貝 俊二^{*1}

SUGAI Shunji

今年は、1997 IGTI Scholar Award Lecture として、Dr. Srivivasan (President of Strategic Technologies International Inc.) による Flutter and Resonant Vibration Characteristics of Engine Blades (GT-533) と題する基調講演が行われた。エンジン開発における、主としてファンブレードのフラッタ共振に関する問題の難しさを著者の 30 年に及ぶ経験を基に語った。開発段階で問題にならなかった要素が運用段階でフラッタ共振により破損することを指摘し、特にメカニカルダンパが期待できないブリスクの場合、チューニングには細心の注意が必要等、エンジン開発上の問題を知る上で大変興味深い内容であった。

また、今年の Keynote Session は、“GAS TURBINE TRENDS INTO THE NEXT CENTURY” と題して、航空用ガスタービンに関しては、USAF でエンジンの開発、調達を担当する Robert J. May Jr. により、「USAF における航空エンジンの動向」について講演があった。現在、USAF は 5400 機の戦闘機と 2940 機の爆撃機を保

有しているが、1997 年度は、これらの維持のために 28 億ドルをあて、また、5 億 7200 万ドルを研究開発に当てている。将来を取り巻く環境は、予算縮小と規模縮小であるが、その中で、IHPTET、ロッキード・マーチン社の Shaft Driven Lift Fan Concept (円形推力偏向ノズル) やボーイング社の Direct Lift Concept (2D ノズル) 等の新しいエンジンを紹介しながら、新しいエンジンを開発し、配備していくためには、MIL スペックの緩和と民間手法の導入によるコストダウンを行ない、予算縮小に対応する必要があると説いた。

Author's Breakfast の際の事務局からの発表によると、今年の投稿総論文数 534 件の内、査読段階でリジェクトされた 31 件を除いた 503 件中、航空用ガスタービンに関わる投稿論文数は、僅か 14 件であり、これを著者の国別で見ると、米国：10 件、英国：1 件、ロシア：1 件、スペイン：1 件、日本：1 件、である。

一方、セッション総数は 131 件であり、この内、航空用ガスタービンに関するものは、10 件であり、パネルディスカッションと論文投稿分を併せたプレゼンテーションの予定総件数は、42 件であった。

また、展示会場では出展会社 288 社の内、世界のガス

原稿受付 1997 年 7 月 2 日

* 1 石川島播磨重工業㈱

〒188 東京都田無市向台町 3 丁目 5-1

分野 \ 年	93	94	95	96	97
航空用 G T	25	23	28	18	14
船用 G T	11	15	22	16	13
パイプライン用 G T	10	18	23	15	6
産業・コジェネ	46	56	42	46	28
車両用小型 G T	15	29	20	19	13
サイクルイノベーション	6	8	3	13	19
燃焼・燃料	37	46	59	52	61
石炭・バイオマス利用	19	21	17	19	20
伝熱・冷却	36	50	72	61	88
ターボ機械・空力	127	111	84	138	110
振動・構造	60	34	39	70	70
材料・製造	18	31	44	25	27
セラミックス	13	10	10	29	19
制御	19	10	35	28	39
教育	4		12	19	10

た CFD モデルなどの必要性が指摘された。

分野別論文数を年度毎に表に示す。航空エンジンの論文数が船用ガスタービンと同程度に少ないが、実はこの数に倍する発表が口頭で行われ、セッション数で見ると船用 3 に対し航空用 10 (うちパネルセッション 8) である。このように表の数字だけでは不明確な要素があるので、論文数の変動については大同小異と見るべきであろう。

IGTI では Committee 制度を採っており、表の分野に

ほぼ対応する 17 の委員会がある (表の産業・コジェネ分野は Industrial & Cogeneration と Electric Utilities & Cogeneration の各委員会に分かれ、ほかに Legislative & Regulatory Affairs の委員会がある)。筆者は機会を逸したが、Committee に参加した IHI の磯村浩介氏の話によると、Committee というのは関心のある人は誰でも参加でき、そこで次回の企画や提案をボランティア方式で話し合うとのことであった。そういった場で今度はどんなテーマのパネルセッションを組むか、どの Committee と何について共催セッションを開くか等が検討されるようである。アメリカらしく積極参加型の人々が Committee を支えていて、これが IGTI の活力の源泉となっている模様である。

論文数が多くて、同じ Committee 主催の極く近いテーマのセッションが並行して開かれたりするため、欲求不満や消化不良を起こし勝ちな会議であるが、積極的に Committee に参加して著名な学者・研究者と語る機会を得たり、ポイントを絞ってセッションに出席したりする分には、人・情報量ともに豊富な優れた会議と言える。

2. 航空用ガスタービン

須貝 俊二*1

SUGAI Shunji

今年は、1997 IGTI Scholar Award Lecture として、Dr. Srivivasan (President of Strategic Technologies International Inc.) による Flutter and Resonant Vibration Characteristics of Engine Blades (GT-533) と題する基調講演が行われた。エンジン開発における、主としてファンブレードのフラッタ共振に関する問題の難しさを著者の 30 年に及ぶ経験を基に語った。開発段階で問題にならなかった要素が運用段階でフラッタ共振により破損することを指摘し、特にメカニカルダンパが期待できないブリスクの場合、チューニングには細心の注意が必要等、エンジン開発上の問題を知る上で大変興味深い内容であった。

また、今年の Keynote Session は、“GAS TURBINE TRENDS INTO THE NEXT CENTURY” と題して、航空用ガスタービンに関しては、USAF でエンジンの開発、調達を担当する Robert J. May Jr. により、「USAF における航空エンジンの動向」について講演があった。現在、USAF は 5400 機の戦闘機と 2940 機の爆撃機を保

有しているが、1997 年度は、これらの維持のために 28 億ドルをあて、また、5 億 7200 万ドルを研究開発に当てている。将来を取り巻く環境は、予算縮小と規模縮小であるが、その中で、IHPTET、ロッキード・マーチン社の Shaft Driven Lift Fan Concept (円形推力偏向ノズル) やボーイング社の Direct Lift Concept (2D ノズル) 等の新しいエンジンを紹介しながら、新しいエンジンを開発し、配備していくためには、MIL スペックの緩和と民間手法の導入によるコストダウンを行ない、予算縮小に対応する必要があると説いた。

Author's Breakfast の際の事務局からの発表によると、今年の投稿総論文数 534 件の内、査読段階でリジェクトされた 31 件を除いた 503 件中、航空用ガスタービンに関わる投稿論文数は、僅か 14 件であり、これを著者の国別で見ると、米国：10 件、英国：1 件、ロシア：1 件、スペイン：1 件、日本：1 件、である。

一方、セッション総数は 131 件であり、この内、航空用ガスタービンに関するものは、10 件であり、パネルディスカッションと論文投稿分を併せたプレゼンテーションの予定総件数は、42 件であった。

また、展示会場では出展会社 288 社の内、世界のガス

原稿受付 1997 年 7 月 2 日

* 1 石川島播磨重工業㈱

〒188 東京都田無市向台町 3 丁目 5-1

タービン業界の雄である GE 社は今年もブースを出展していなかった。PWA 及び RR は、航空機ガスタービン転用型発電ガスタービンのモックアップおよびカットモデルを展示するものの航空エンジンのモックアップも展示しないという、航空用ガスタービンに関しては、大変寂しいものとなってしまった。1週間後にパリのエアショーを控えているとはいえ、あまりにも寂しい。ここ数年、ASME における航空用ガスタービンは同様な傾向にあるとは聞いてはいたが、遥々極東の地からやってきた同業界者としては、予想はしていたものの「寂しい」の一言に尽きる。

前述した寄稿論文の内、推力偏向ノズルを取り扱ったロシア (GT-263) とスペイン (GT-258) の発表は突然理由もなくキャンセルとなり、英語圏外からの発表は、防衛庁技術研究本部殿と筆者の共著である「再熱ファンエンジン (XF 3-400)」の試作試験内容を紹介した「Research of a High Thrust-Weight-Ratio Small Turbofan Engine (GT-289)」1 件のみとなってしまった。極東の地日本における航空機用ガスタービン開発に何がしかの関心があったためか、約 100 名収容可能な会場は 7~8 割埋まる程盛況? であった。

今学会では、航空用ガスタービンエンジン開発に関してのセッションが少なく、今後の動向を探るのに骨が折れた。それでも、F 22 の 2D ノズルと思われる三角形ダイバージェントフラップを有する 2D ノズルの、排気ブルームと外流とのミキシング現象の CFD モデル化に関するもの (GT-257) や、ノズルスロート面積調整および推力偏向を行う方法として、アクチュエータリンク機構

を用いずに、2 次空気により空力的ノズル形状を形成する方法を用い、25%の重量低減と 25%のコストダウンが可能という新しい概念の推力ノズル (Fluidic Injector Nozzle Technologies (FLINT)) (パネル) 等、推力偏向ノズルに関するセッションを見ることができた。

また、民間機部門では、民間機用ターボファンエンジンの価格低減と市場拡大を目的とした GAP プロジェクトに関するセッション (パネル) が、特別に企画されていた。このプロジェクトは、今後、米国において、航空機の需要を軍需に頼ることができないため、GAP (General Aviation Propulsion System) と称するプロジェクトを NASA と民間会社 (Williams International 社, Allied Signal 社等) と共同で立ち上げ、NASA が要素開発、民間が製造及び整備上のコストダウンを担当し、700 lb クラスの小型軽量低価格ターボファンエンジンを、1998 年迄には詳細設計を終了、2000 年までにエンジン試験を終了させるというものである。当プロジェクトの導入により、1 台当りの量産価格は現状の半分、20 年後の市場は、本プロジェクトが導入されなかった場合の 10 倍規模となる 20000 台と試算している。

また、テストセル試験設備に関してのセッション (パネル) では、セル設備コストダウンのため、大型エンジンと小型エンジンのセルの共有化や、オーバホール後の確認運転の時間短縮を図るための新しいデータ評価方法や、騒音低減のための Active Noise Control 及び Emission Control 技術の導入等、コストダウンと環境保全の必要性を指摘していた。

3. 産業用ガスタービン

梶下 秀昭*1

SUGISHITA Hideaki

本会議での産業用ガスタービンに関するセッションは、発電用のセッションが 9 つ、コジェネのセッションが 3 つ、船用のセッションが 3 つ、パイプラインのセッションが 3 つ、サイクルのセッションが 4 つの合計 22 セッション (パネルセッションが 4 つ) で論文数は合計 94 件と昨年より若干増えている。

事業用ガスタービンでは、昨年同様に高温ガスタービンの開発 (1500°C 級等) が最大のテーマとなっている。今回の大会では、ABB 社が GT 24/26 のボトムリングサイクルに石炭だきボイラを追加したハイブリッドサイクルのコンセプトについて (GT-361)、Siemens 社が、V 84.3

A の発電プラントについて (GT-357)、また V 84.2 をボイラ炊き蒸気タービンプラントのリパウリングに採用した成果について、三菱重工が 1500°C 級ガスタービンの実証試験結果について各発表を行った。各発表とも、各メーカの最新情報であるため、活発な質疑応答が行われ、発表会場はほぼ満席であった。

また、現在米国の国家プロジェクトとして進められている ATS (Advanced Turbine System) プロジェクトについて、パネルディスカッション (TA-09)、および Allison 社 (GT-195)、Westinghouse 社 (GT-369) の発表が行われた。ATS プロジェクトは、2000 年までに低コスト、高効率、低公害となるガスタービンシステムを発展させることが目的である。これまでに米国内の各メーカ、研究機関、大学がこれまでコンセプトの提案、要素

原稿受付 1997 年 6 月 19 日

* 1 三菱重工(株)高砂研究所ターボ機械研究室
〒 676 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

タービン業界の雄である GE 社は今年もブースを出展していなかった。PWA 及び RR は、航空機ガスタービン転用型発電ガスタービンのモックアップおよびカットモデルを展示するものの航空エンジンのモックアップも展示しないという、航空用ガスタービンに関しては、大変寂しいものとなってしまった。1週間後にパリのエアショーを控えているとはいえ、あまりにも寂しい。ここ数年、ASME における航空用ガスタービンは同様な傾向にあるとは聞いてはいたが、遙々極東の地からやってきた同業界者としては、予想はしていたものの「寂しい」の一言に尽きる。

前述した寄稿論文の内、推力偏向ノズルを取り扱ったロシア (GT-263) とスペイン (GT-258) の発表は突然理由もなくキャンセルとなり、英語圏外からの発表は、防衛庁技術研究本部殿と筆者の共著である「再熱ファンエンジン (XF 3-400)」の試作試験内容を紹介した「Research of a High Thrust-Weight-Ratio Small Turbofan Engine (GT-289)」1 件のみとなってしまった。極東の地日本における航空機用ガスタービン開発に何がしかの関心があったためか、約 100 名収容可能な会場は 7~8 割埋まる程盛況? であった。

今学会では、航空用ガスタービンエンジン開発に関してのセッションが少なく、今後の動向を探るのに骨が折れた。それでも、F 22 の 2D ノズルと思われる三角形ダイバージェントフラップを有する 2D ノズルの、排気ブルームと外流とのミキシング現象の CFD モデル化に関するもの (GT-257) や、ノズルスロート面積調整および推力偏向を行う方法として、アクチュエータリンク機構

を用いずに、2 次空気により空力的ノズル形状を形成する方法を用い、25%の重量低減と 25%のコストダウンが可能という新しい概念の推力ノズル (Fluidic Injector Nozzle Technologies (FLINT)) (パネル) 等、推力偏向ノズルに関するセッションを見ることができた。

また、民間機部門では、民間機用ターボファンエンジンの価格低減と市場拡大を目的とした GAP プロジェクトに関するセッション (パネル) が、特別に企画されていた。このプロジェクトは、今後、米国において、航空機の需要を軍需に頼ることができないため、GAP (General Aviation Propulsion System) と称するプロジェクトを NASA と民間会社 (Williams International 社, Allied Signal 社等) と共同で立ち上げ、NASA が要素開発、民間が製造及び整備上のコストダウンを担当し、700 lb クラスの小型軽量低価格ターボファンエンジンを、1998 年迄には詳細設計を終了、2000 年までにエンジン試験を終了させるというものである。当プロジェクトの導入により、1 台当りの量産価格は現状の半分、20 年後の市場は、本プロジェクトが導入されなかった場合の 10 倍規模となる 20000 台と試算している。

また、テストセル試験設備に関してのセッション (パネル) では、セル設備コストダウンのため、大型エンジンと小型エンジンのセルの共有化や、オーバホール後の確認運転の時間短縮を図るための新しいデータ評価方法や、騒音低減のための Active Noise Control 及び Emission Control 技術の導入等、コストダウンと環境保全の必要性を指摘していた。

3. 産業用ガスタービン

梶下 秀昭*1

SUGISHITA Hideaki

本会議での産業用ガスタービンに関するセッションは、発電用のセッションが 9 つ、コジェネのセッションが 3 つ、船用のセッションが 3 つ、パイプラインのセッションが 3 つ、サイクルのセッションが 4 つの合計 22 セッション (パネルセッションが 4 つ) で論文数は合計 94 件と昨年より若干増えている。

事業用ガスタービンでは、昨年同様に高温ガスタービンの開発 (1500°C 級等) が最大のテーマとなっている。今回の大会では、ABB 社が GT 24/26 のボトムリングサイクルに石炭だきボイラを追加したハイブリッドサイクルのコンセプトについて (GT-361)、Siemens 社が、V 84.3

A の発電プラントについて (GT-357)、また V 84.2 をボイラ吹き蒸気タービンプラントのリパウリングに採用した成果について、三菱重工が 1500°C 級ガスタービンの実証試験結果について各発表を行った。各発表とも、各メーカの最新情報であるため、活発な質疑応答が行われ、発表会場はほぼ満席であった。

また、現在米国の国家プロジェクトとして進められている ATS (Advanced Turbine System) プロジェクトについて、パネルディスカッション (TA-09)、および Allison 社 (GT-195)、Westinghouse 社 (GT-369) の発表が行われた。ATS プロジェクトは、2000 年までに低コスト、高効率、低公害となるガスタービンシステムを発展させることが目的である。これまでに米国内の各メーカ、研究機関、大学がこれまでコンセプトの提案、要素

原稿受付 1997 年 6 月 19 日

* 1 三菱重工(株)高砂研究所ターボ機械研究室

〒 676 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

研究を行っており、2つのクラス(20 MW以上の事業用と20 MW以下のコジェネ用)にクラス分けされている。20 MW以上の事業用では、GE社、Westinghouse社が、20 MW以下のコジェネ用では、Allison社とSolar社のコンセプトが採用されている。本年12月にはそれぞれのクラスで1社に絞られ2000年までに実証試験を行うことになっている。

その他事業用では、Westinghouse社が石炭炊きガスタービンパイロットプラントの試験結果について(GT-40)の発表があった。

パネルディスカッションでは、(MA-10)ではガスタービン高温部品の補修方法について、(TA-05)では、ガスタービンの制御手法についてのディスカッションが行われた。

電力コジェネ関係では、Turbocare社がMS 6001ガスタービン1段動翼の冷却構造の改良についての発表を行った。

中小型コジェネ用ガスタービンでは、EGT(European Gas Turbine)からはDry Low Emission燃焼器を採用したTempestガスタービンの紹介(GT-159)の発表があった。

船用関係では、Allison社から起動システムについて(GT-252)、Rolls Royce社のWR-21の再生器の試験結果(GT-514)、圧縮機入り口への水噴射が性能へ与える影響について(GT-172)、Allison社が、501-K 17ガスタービンについて(GT-169)の発表を行った。

パイプライン関係では、新型ガス圧縮機について、Allison社(GT-511)、Solar社のTaurus 70 S(GT-354)についての発表が行われた。

その他、サイクル関係では、ABB社からは再熱サイクルの利点について(GT-490)、Shouman Associates Engineeringからは水噴射サイクルについて(GT-493)、Solar Turbineからは、性能向上のためのコンポーネント選定について(GT-409)、三菱重工からはセラミックスガスタービンの性能について(GT-492)、Westinghouse社からは、CHATサイクル(Cascaded Humidified Advanced Turbine)について、Rolls Royce社からは、クローズド冷却システムについて(GT-288)、およびガスタービンに燃料電池を適用した場合の性能について(GT-340)の発表があった。また、日本の国家プロジェクトとして推進されているWE-NET(World Energy Network)の水素燃焼タービンシステムについて東芝(GT-491)、Westinghouse社(GT-14)の発表があった。WE-NETは、1993年度より始まった通産省のニューサンシャインプロジェクトの一つである。本プロジェクトは、再生可能エネルギーを用いて水電解にて水素を製造し、輸送、貯蔵し水素燃焼タービンにより発電を行うものであり、今後20年以上に渡って推進される予定である。今後、燃焼、冷却、熱交換器、材料等の他のセッションにおいても、水素燃焼タービンに関する発表が多くなると思われる。

本会議では、日本国内の発表が減り、米国ATS関係の論文が多い印象を受けた。産業用ガスタービンでは、やはりATSプロジェクトを始めとする高温ガスタービンの開発が中心テーマではあるが、再熱ガスタービン、石炭炊きガスタービンなどの発表も増えており、今後は多様な形態のガスタービンが増える可能性があるように感じた。

4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

川口 能広*1

KAWAGUCHI Yoshihiro

小型ガスタービンおよびセラミックスに関するセッションは合計8、発表は36件であり、昨年とほぼ同規模であった。

発表件数36件のうち、米国からの発表が18件で例年通り多く、次いで日本から11件、スウェーデンから3件、ロシアから2件、ドイツ、フランスから1件であった。

セッションの一覧を以下に示す。

MA03	Design and Fabrication of Ceramic Parts for Production
TP19	Ceramic Gas Turbine Project Development

TP20	Turbogenerators and Candidate Trade-offs for Hybrid Vehicles
WP02	Life Limiting Properties of Ceramics
THA02	Stationary Ceramic Turbine Development
THA19	Vehicle Gas Turbine Supporting Technology
THA20	Vehicular and Small Gas Turbine Development
THP02	Fabrication Development of Ceramic Components

1. 自動車用ガスタービン

日本から自動車用100 kWセラミックガスタービン

研究を行っており、2つのクラス(20 MW以上の事業用と20 MW以下のコジェネ用)にクラス分けされている。20 MW以上の事業用では、GE社、Westinghouse社が、20 MW以下のコジェネ用では、Allison社とSolar社のコンセプトが採用されている。本年12月にはそれぞれのクラスで1社に絞られ2000年までに実証試験を行うことになっている。

その他事業用では、Westinghouse社が石炭炊きガスタービンパイロットプラントの試験結果について(GT-40)の発表があった。

パネルディスカッションでは、(MA-10)ではガスタービン高温部品の補修方法について、(TA-05)では、ガスタービンの制御手法についてのディスカッションが行われた。

電力コジェネ関係では、Turbocare社がMS 6001ガスタービン1段動翼の冷却構造の改良についての発表を行った。

中小型コジェネ用ガスタービンでは、EGT(European Gas Turbine)からはDry Low Emission燃焼器を採用したTempestガスタービンの紹介(GT-159)の発表があった。

船用関係では、Allison社から起動システムについて(GT-252)、Rolls Royce社のWR-21の再生器の試験結果(GT-514)、圧縮機入り口への水噴射が性能へ与える影響について(GT-172)、Allison社が、501-K 17ガスタービンについて(GT-169)の発表を行った。

パイプライン関係では、新型ガス圧縮機について、Allison社(GT-511)、Solar社のTaurus 70 S(GT-354)についての発表が行われた。

その他、サイクル関係では、ABB社からは再熱サイクルの利点について(GT-490)、Shouman Associates Engineeringからは水噴射サイクルについて(GT-493)、Solar Turbineからは、性能向上のためのコンポーネント選定について(GT-409)、三菱重工からはセラミックスガスタービンの性能について(GT-492)、Westinghouse社からは、CHATサイクル(Cascaded Humidified Advanced Turbine)について、Rolls Royce社からは、クローズド冷却システムについて(GT-288)、およびガスタービンに燃料電池を適用した場合の性能について(GT-340)の発表があった。また、日本の国家プロジェクトとして推進されているWE-NET(World Energy Network)の水素燃焼タービンシステムについて東芝(GT-491)、Westinghouse社(GT-14)の発表があった。WE-NETは、1993年度より始まった通産省のニューサンシャインプロジェクトの一つである。本プロジェクトは、再生可能エネルギーを用いて水電解にて水素を製造し、輸送、貯蔵し水素燃焼タービンにより発電を行うものであり、今後20年以上に渡って推進される予定である。今後、燃焼、冷却、熱交換器、材料等の他のセッションにおいても、水素燃焼タービンに関する発表が多くなると思われる。

本会議では、日本国内の発表が減り、米国ATS関係の論文が多い印象を受けた。産業用ガスタービンでは、やはりATSプロジェクトを始めとする高温ガスタービンの開発が中心テーマではあるが、再熱ガスタービン、石炭炊きガスタービンなどの発表も増えており、今後は多様な形態のガスタービンが増える可能性があるように感じた。

4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

川口 能広*1

KAWAGUCHI Yoshihiro

小型ガスタービンおよびセラミックスに関するセッションは合計8、発表は36件であり、昨年とほぼ同規模であった。

発表件数36件のうち、米国からの発表が18件で例年通り多く、次いで日本から11件、スウェーデンから3件、ロシアから2件、ドイツ、フランスから1件であった。

セッションの一覧を以下に示す。

MA03	Design and Fabrication of Ceramic Parts for Production
TP19	Ceramic Gas Turbine Project Development

TP20	Turbogenerators and Candidate Trade-offs for Hybrid Vehicles
WP02	Life Limiting Properties of Ceramics
THA02	Stationary Ceramic Turbine Development
THA19	Vehicle Gas Turbine Supporting Technology
THA20	Vehicular and Small Gas Turbine Development
THP02	Fabrication Development of Ceramic Components

1. 自動車用ガスタービン

日本から自動車用100 kWセラミックガスタービン

原稿受付 1997年7月2日

*1 三菱自動車工業(株) 〒146 東京都大田区下丸子4-21-1

(CGT) プロジェクトについての報告があった。100 kW プロジェクトは先年度で完了しており、その最終のエンジン全体性能(タービン入口温度 1350°C, 100000 rpm)及び燃焼器等の主要セラミックコンポーネントの単体性能、耐久評価結果に関する最終報告があった (GT-210, 383, 462)。

欧州からは AGATA プロジェクト (欧州自動車用セラミックガスタービン開発計画) と Volvo 社のハイブリッド電気自動車 ECT (Environment Concept Truck) 用の VT 100 ターボジェネレータの開発状況について報告があった。

AGATA プロジェクトはセラミック製のロータ、触媒燃焼器、熱交換器を開発することを目的とし、エンジン開発は含まれない。現状は、フルスケールのコンポーネント試験装置を設計、製作し、試験を開始しようとしているところである (GT-322, 464)。

Volvo 社の VT 100 ターボジェネレータはエンジン試験で、排ガス目標を達成したとのことである。

米国からは DOE がサポートするハイブリッド電気自動車開発プロジェクトについて報告があった。

ハイブリッド電気自動車用ガスタービンエンジン技術サポート (HEVE-TS) プログラムにおいて、Allison Engine 社は、同社製の AGT-5 エンジンハウジングを用いて、セラミック製のタービンプレード、燃焼器、熱交換器を含むガス側部品を組合せた 300 Hr 耐久試験を実施し、大きな問題は生じていないとのことである。また、50 kW エンジン用セラミック部品を開発中とのことであった (GT-465)。

2. 発電用セラミックガスタービン及び セラミック適用技術開発

日本からは、発電用 300 kW のセラミックガスタービンプロジェクト (CGT 301 及び CGT 302) についての報告があった。現状のエンジン及び、主要コンポーネント

開発の進捗についての報告があり、順調に開発が進んでいる様子が伺われた (GT-87, 440, 461, 480)。

米国からは DOE がサポートするセラミック部品実用化を狙った 2 つのプロジェクトについての報告があった。

セラミックガスタービンエンジンデモンストレーションプロジェクト (CTEDP) において、Allied Signal 社は、同社製の APU 用 Model 331-200 を用いて、セラミック製タービンノズル、タービンプレードの開発を進めている。タービンノズルは 1390 時間のエンジン試験を実施し、大きな問題は生じていないとのことである。また、タービンプレードについては、その評価方法を確立し、エンジン試験を実施し、評価中である (GT-465, 321)。

CSGT プログラムにおいて、Solar 社は同社製の Centaur 50S を用いて、エンジン試験を実施している。現状はその初期段階であり、タービンプレード、燃焼器ライナ等のセラミックコンポーネントを順次エンジンに組み込んで性能、耐久性を評価している。燃焼器については、CFCC 製の燃焼器ライナにより、単体試験だけでなく、エンジン試験においても、金属製ライナと比較して NO_x, CO の大幅な低減効果があることを確認したとのことである (GT-156, 317)。

3. セラミック材料技術

セラミック材料技術分野における発表の多くは、セラミック材料の寿命評価についてであった (GT-284, 318, 319, 320, 355)。また、コスト、生産性等の実用化に向けての発表もあり (パネルセッション MA 03)、セラミック材料の実用化に向けての着実な取り組みが行われていると感じた。その中でも、日本のセラミック材料の技術力の高さを痛感した。現在、開発されているセラミックガスタービンに供試されているタービン部品のほとんどは、日本のセラミックメーカーの材料であり、外国メーカーに対し、アドバンテージを有している。

5. ターボ機械の性能と流れ

5.1 軸流関係

佐々木 隆^{*1}

SASAKI Takashi

軸流機械関連では計 42 件の発表があった。その内訳は以下の通りである。

翼端間隙, 端壁流れ, 2 次流れ	2 セッション, 12 件
軸流圧縮機及びファン	4 セッション, 18 件
軸流タービン	2 セッション, 12 件

原稿受付 1997 年 7 月 7 日

* 1 (株)東芝 〒230 横浜市鶴見区末広町 2-4 重電技術研究所

翼端間隙, 端壁流れ及び 2 次流れ関連のセッションは、昨年の 4 件に比べ 12 件と盛況であった。CFD を使ってこれらの流れ構造を詳細に調べたものと、実験により翼端間隙の影響をマクロに調べたものに大別できる。CFD を使って翼端間隙流れをしらべたもののうち、2 件が圧縮機翼端漏れ渦の渦崩壊に関する報告をしたが、渦崩壊の定義にまでおよぼ活発な議論がなされた (GT-41, GT

(CGT) プロジェクトについての報告があった。100 kW プロジェクトは先年度で完了しており、その最終のエンジン全体性能(タービン入口温度 1350°C, 100000 rpm)及び燃焼器等の主要セラミックコンポーネントの単体性能、耐久評価結果に関する最終報告があった (GT-210, 383, 462)。

欧州からは AGATA プロジェクト (欧州自動車用セラミックガスタービン開発計画) と Volvo 社のハイブリッド電気自動車 ECT (Environment Concept Truck) 用の VT 100 ターボジェネレータの開発状況について報告があった。

AGATA プロジェクトはセラミック製のロータ、触媒燃焼器、熱交換器を開発することを目的とし、エンジン開発は含まれない。現状は、フルスケールのコンポーネント試験装置を設計、製作し、試験を開始しようとしているところである (GT-322, 464)。

Volvo 社の VT 100 ターボジェネレータはエンジン試験で、排ガス目標を達成したとのことである。

米国からは DOE がサポートするハイブリッド電気自動車開発プロジェクトについて報告があった。

ハイブリッド電気自動車用ガスタービンエンジン技術サポート (HEVE-TS) プログラムにおいて、Allison Engine 社は、同社製の AGT-5 エンジンハウジングを用いて、セラミック製のタービンプレード、燃焼器、熱交換器を含むガス側部品を組合せた 300 Hr 耐久試験を実施し、大きな問題は生じていないとのことである。また、50 kW エンジン用セラミック部品を開発中とのことであった (GT-465)。

2. 発電用セラミックガスタービン及び セラミック適用技術開発

日本からは、発電用 300 kW のセラミックガスタービンプロジェクト (CGT 301 及び CGT 302) についての報告があった。現状のエンジン及び、主要コンポーネント

開発の進捗についての報告があり、順調に開発が進んでいる様子が伺われた (GT-87, 440, 461, 480)。

米国からは DOE がサポートするセラミック部品実用化を狙った 2 つのプロジェクトについての報告があった。

セラミックガスタービンエンジンデモンストレーションプロジェクト (CTEDP) において、Allied Signal 社は、同社製の APU 用 Model 331-200 を用いて、セラミック製タービンノズル、タービンプレードの開発を進めている。タービンノズルは 1390 時間のエンジン試験を実施し、大きな問題は生じていないとのことである。また、タービンプレードについては、その評価方法を確立し、エンジン試験を実施し、評価中である (GT-465, 321)。

CSGT プログラムにおいて、Solar 社は同社製の Centaur 50S を用いて、エンジン試験を実施している。現状はその初期段階であり、タービンプレード、燃焼器ライナ等のセラミックコンポーネントを順次エンジンに組み込んで性能、耐久性を評価している。燃焼器については、CFCC 製の燃焼器ライナにより、単体試験だけでなく、エンジン試験においても、金属製ライナと比較して NO_x, CO の大幅な低減効果があることを確認したとのことである (GT-156, 317)。

3. セラミック材料技術

セラミック材料技術分野における発表の多くは、セラミック材料の寿命評価についてであった (GT-284, 318, 319, 320, 355)。また、コスト、生産性等の実用化に向けての発表もあり (パネルセッション MA 03)、セラミック材料の実用化に向けての着実な取り組みが行われていると感じた。その中でも、日本のセラミック材料の技術力の高さを痛感した。現在、開発されているセラミックガスタービンに供試されているタービン部品のほとんどは、日本のセラミックメーカーの材料であり、外国メーカーに対し、アドバンテージを有している。

5. ターボ機械の性能と流れ

5.1 軸流関係

佐々木 隆^{*1}

SASAKI Takashi

軸流機械関連では計 42 件の発表があった。その内訳は以下の通りである。

翼端間隙, 端壁流れ, 2 次流れ	2 セッション, 12 件
軸流圧縮機及びファン	4 セッション, 18 件
軸流タービン	2 セッション, 12 件

原稿受付 1997 年 7 月 7 日

* 1 (株)東芝 〒230 横浜市鶴見区末広町 2-4 重電技術研究所

翼端間隙, 端壁流れ及び 2 次流れ関連のセッションは、昨年の 4 件に比べ 12 件と盛況であった。CFD を使ってこれらの流れ構造を詳細に調べたものと、実験により翼端間隙の影響をマクロに調べたものに大別できる。CFD を使って翼端間隙流れをしらべたもののうち、2 件が圧縮機翼端漏れ渦の渦崩壊に関する報告をしたが、渦崩壊の定義にまでおよぼ活発な議論がなされた (GT-41, GT

-43)。また、CFD の結果から圧縮機コーナー剝離の内部に竜巻状の渦が存在するとの報告 (GT-42) も興味深かった。実験関連では、ステップ状 (ケーシング側) の翼端間隙の遷音速圧縮機動翼性能への影響を調べ、設計上のガイドラインを示したものの (GT-7) 等が報告された。

圧縮機翼列研究のセッションでは、低速から高速まで幅広い範囲の研究の発表がみられ、スウィープとリーンの効果をパラメトリックな実験と詳細な翼列内部流れ計測でしらべたもの (GT-2)、超音速圧縮機の非始動条件での衝撃波構造を考慮して作成された衝撃波損失モデル (GT-405)、高負荷遷音速タンデム翼列の最適化に関するもの (GT-412) 等の発表があった。

圧縮機空力設計思想のセッションでは、翼列負荷を上げる、或いは、失速マージンを大きくするための発表が多く、軸・円周両方向に傾けたハニカムによるケーシングトリートメント (GT-375)、衝撃波の足の直前で境界層を吸い取るもの (GT-525)、遷音速圧縮機動翼での前進・後退スウィープの影響を調べた発表 (GT-401) があった。

軸流圧縮機の安定性に関するセッションでは、流れの安定性崩壊に関するものが多く、スパイク (short length scale) とモード振動 (long length scale) のメカニズム

の違いを実験的に調べた (GT-526) ものや、モード振動を解析するためのコードを作成したもの (GT-468)、これを用いてアクティブコントロールでは mass injection/removal がスタガー変化より有利と結論している (GT-467) ものがあった。また、周方向非対称チップクリアランスの影響を実験及び解析的に調べているものがあった (GT-406)。

軸流タービンの性能のセッションでは部分負荷を取り扱った発表が多く、直線翼列を用いて低压タービンの剝離状態への Re 数、乱れ強さの影響を調べたもの (GT-95)、タービン翼列の部分負荷での 2 次流れを直線翼列でしらべたもの (GT-382)、最終段付近の部分負荷での逆流も解析できる子午面流れベースのコード開発 (GT-55) 等があった。

軸流タービンの設計・解析のセッションでは、CFD により翼端間隙周りのながれを調べたもの (GT-421) や、燃焼器のホットストリークが 1 段動静翼、2 段静翼の熱伝達率に与える影響を調べたものがあった (GT-422)。異色だったのは、高乱流流れ度を作り出す装置に関する発表で、 60×60 cm のテストセクションに乱れ強さ 20%、非一様性 5% の流れを供給しようとのことだった (GT-51)。

5.2 遠心関係

原田 英臣^{*1}

HARADA Hideomi

遠心関係は 3 セッションがあり、遠心圧縮機、ラジアルタービン、ポンプに関し、定常及び非定常性能、内部流れの計測及び解析、加工法、設計法等多岐にわたり合計 15 件の発表が行われた。

性能関係では、300 kW 級ガスタービン用として開発された圧力比 8、流量 0.89 kg/s、効率 78% の遠心圧縮機に関する研究 (GT-480)、羽根なしディフューザ、通常の羽根付ディフューザ及び羽根枚数とソリディティの異なる 4 種類の小弦節比平板ディフューザに関して、それぞれの性能の比較を実験的に行ったもの (GT-472) が報告された。

羽根車、ディフューザ、ポリュート等の内部流れの計測を行った研究では、ほとんどのものが 3 次元粘性数値解析結果との比較を行っていた。圧力比 4、流量 4.54 kg/s の圧縮機の羽根車内部流れをレーザドップラー流速計で詳細に測定し、解析結果と比較した研究 (GT-342)、一般の圧縮機等で使用される入口ポリュートの羽根車入

口部での速度、流れ角、マッハ数及び損失を 2 種類のモデル形状について計測し、流れ解析結果と比較したもの (GT-481)、小形ターボファンエンジン用圧縮機の入口管状 S 形ダクトについて、直線と S 形の 2 種類のモデルを用いた実験結果と、流れ解析による結果とを比較した研究 (GT-83)、講演はされなかったが、ポンプポリュート内の流れを羽根車とともに解析し、実験と比較したものの (GT-49) が報告された。さらに、1350 kWDC モータで駆動される圧力比 5、流量 10 kg/s の圧縮機の羽根車下流の周方向の不均一な静圧分布について、コレクター、ポリュート及びディフューザ羽根を取り付けた場合についての比較を実験的に行ったもの (GT-50)、サージの運転範囲を拡大するために圧力比 3.6 の圧縮機の入口に、旋回を与える入口案内羽根の代わりに、可変機構付の入口ポリュートを取付けて、旋回なしの流れを含む種々の旋回流れを与えた時の性能との関係を調べたもの (GT-182)、低速の圧縮機を用い、設計点以外の流量で羽根なしディフューザ部及び、くさび形ディフューザ流路部の流れを熱線流速計で詳細に測定した研究 (GT-343)、ラ

原稿受付 1997 年 6 月 26 日

* 1 (株) 荏原総合研究所 〒251 神奈川県藤沢市本藤沢 4-2-1

-43)。また、CFD の結果から圧縮機コーナー剝離の内部に竜巻状の渦が存在するとの報告 (GT-42) も興味深かった。実験関連では、ステップ状 (ケーシング側) の翼端間隙の遷音速圧縮機動翼性能への影響を調べ、設計上のガイドラインを示したものの (GT-7) 等が報告された。

圧縮機翼列研究のセッションでは、低速から高速まで幅広い範囲の研究の発表がみられ、スウィープとリーンの効果をパラメトリックな実験と詳細な翼列内部流れ計測でしらべたもの (GT-2)、超音速圧縮機の非始動条件での衝撃波構造を考慮して作成された衝撃波損失モデル (GT-405)、高負荷遷音速タンデム翼列の最適化に関するもの (GT-412) 等の発表があった。

圧縮機空力設計思想のセッションでは、翼列負荷を上げる、或いは、失速マージンを大きくするための発表が多く、軸・円周両方向に傾けたハニカムによるケーシングトリートメント (GT-375)、衝撃波の足の直前で境界層を吸い取るもの (GT-525)、遷音速圧縮機動翼での前進・後退スウィープの影響を調べた発表 (GT-401) があった。

軸流圧縮機の安定性に関するセッションでは、流れの安定性崩壊に関するものが多く、スパイク (short length scale) とモード振動 (long length scale) のメカニズム

の違いを実験的に調べた (GT-526) ものや、モード振動を解析するためのコードを作成したもの (GT-468)、これを用いてアクティブコントロールでは mass injection/removal がスタガー変化より有利と結論している (GT-467) ものがあった。また、周方向非対称チップクリアランスの影響を実験及び解析的に調べているものがあった (GT-406)。

軸流タービンの性能のセッションでは部分負荷を取り扱った発表が多く、直線翼列を用いて低压タービンの剝離状態への Re 数、乱れ強さの影響を調べたもの (GT-95)、タービン翼列の部分負荷での 2 次流れを直線翼列でしらべたもの (GT-382)、最終段付近の部分負荷での逆流も解析できる子午面流れベースのコード開発 (GT-55) 等があった。

軸流タービンの設計・解析のセッションでは、CFD により翼端間隙周りのながれを調べたもの (GT-421) や、燃焼器のホットストリークが 1 段動静翼、2 段静翼の熱伝達率に与える影響を調べたものがあった (GT-422)。異色だったのは、高乱流流れ度を作り出す装置に関する発表で、 60×60 cm のテストセクションに乱れ強さ 20%、非一様性 5% の流れを供給しようとのことだった (GT-51)。

5.2 遠心関係

原田 英臣^{*1}

HARADA Hideomi

遠心関係は 3 セッションがあり、遠心圧縮機、ラジアルタービン、ポンプに関し、定常及び非定常性能、内部流れの計測及び解析、加工法、設計法等多岐にわたり合計 15 件の発表が行われた。

性能関係では、300 kW 級ガスタービン用として開発された圧力比 8、流量 0.89 kg/s、効率 78% の遠心圧縮機に関する研究 (GT-480)、羽根なしディフューザ、通常の羽根付ディフューザ及び羽根枚数とソリディティの異なる 4 種類の小弦節比平板ディフューザに関して、それぞれの性能の比較を実験的に行ったもの (GT-472) が報告された。

羽根車、ディフューザ、ポリュート等の内部流れの計測を行った研究では、ほとんどのものが 3 次元粘性数値解析結果との比較を行っていた。圧力比 4、流量 4.54 kg/s の圧縮機の羽根車内部流れをレーザドップラー流速計で詳細に測定し、解析結果と比較した研究 (GT-342)、一般の圧縮機等で使用される入口ポリュートの羽根車入

口部での速度、流れ角、マッハ数及び損失を 2 種類のモデル形状について計測し、流れ解析結果と比較したもの (GT-481)、小形ターボファンエンジン用圧縮機の入口管状 S 形ダクトについて、直線と S 形の 2 種類のモデルを用いた実験結果と、流れ解析による結果とを比較した研究 (GT-83)、講演はされなかったが、ポンプポリュート内の流れを羽根車とともに解析し、実験と比較したもの (GT-49) が報告された。さらに、1350 kWDC モーターで駆動される圧力比 5、流量 10 kg/s の圧縮機の羽根車下流の周方向の不均一な静圧分布について、コレクター、ポリュート及びディフューザ羽根を取り付けた場合についての比較を実験的に行ったもの (GT-50)、サージの運転範囲を拡大するために圧力比 3.6 の圧縮機の入口に、旋回を与える入口案内羽根の代わりに、可変機構付の入口ポリュートを取付けて、旋回なしの流れを含む種々の旋回流れを与えた時の性能との関係を調べたもの (GT-182)、低速の圧縮機を用い、設計点以外の流量で羽根なしディフューザ部及び、くさび形ディフューザ流路部の流れを熱線流速計で詳細に測定した研究 (GT-343)、ラ

原稿受付 1997 年 6 月 26 日

* 1 (株) 荏原総合研究所 〒251 神奈川県藤沢市本藤沢 4-2-1

ジアルタービン内の流れを数値解析し、ケーシング隙間と羽根車内流れとの関係について検討したもの (GT-90) が報告された。

非定常流れに関しては、羽根なしディフューザ、通常の羽根付ディフューザ及び小弦節比平板ディフューザについて、低流量で運転したときの圧力変動を実験的に調べたもの (GT-245)、サージに関しては圧縮機による加振エネルギーと遠心段の瞬間的な挙動を、モデルを用いて考察し、実験結果とも比較した研究 (GT-84) が報告された。

羽根車を機械加工によって製作する場合、表面荒さはコストに反映するので、CNC 加工機で羽根車を加工した時の表面荒さと性能との関係をコストも含めて論じた

もの (GT-456) が報告された。

設計法に関して、新しい手法として注目されている逆解法を用いた研究が報告された。羽根車性能を向上させるばかりでなく、均一な出口流れを得るために、2 次流れを抑制する方法として、3 次元逆解法で設計する際の羽根車内の最適負荷分布やスタッキング量についてガイドラインを提案し、3 種類の低比速度ポンプと 1 種類の高比速度産業用圧縮機を用いて、粘性流れ解析及び実験によってその効果を確認した研究 (GT-393)、ディフューザ羽根の先端形状を 2 次元逆解法を用いて決定し、流れ解析及び実験によりその効果を確認した研究 (GT-185) が報告された。

5.3 非定常流れと数値流体力学

磯村 浩介*¹

ISOMURA Kousuke

航空エンジン (特に軍用) で高周波疲労 (HCF) の問題がコスト及び安全の点から重点課題となっており、Structures & Dynamics 部門ではパネルセッションが開催された。米国では Joint Strike Fighter プロジェクトにおいて空軍から各エンジンメーカーに研究費が出されている。パネルセッションでは各分野の技術課題と研究状況について報告があり振動モード計算精度の向上と 3 次元空力予測の重要性が指摘された。NASA 及び米国の各企業では 3 次元線型化オイラー法及び 3 次元ナビエ・ストークス (3D-NS) による空力励振力予測システムを開発中である。(論文なし)

一般論文発表における両分野の傾向を以下にまとめる。

1. 数値実験による物理現象の解析が多く見られた。

これまでと同様先端隙間流れの解析が多かった (GT-43, 202, 421)。先端隙間流れと旋回失速の関係の解明 (GT-41, 68) も報告された。この他遷音速ファンのフラッタメカニズムの解明 (GT-235)、ハブ隙間からの漏れ流れの影響の計算 (GT-346)、ハブコーナーでの失速メカニズムの解明 (GT-42)、ミキシング用タブ付きノズル流れの解析 (GT-257) 等多要素に亘り CFD の活用が見られた。これらは、実験のできる条件でコードを検証し、そのコードにより実験の困難な領域での現象の解明を行っている。この他 CFD による実用的影響調査が多数見られた。(タービン翼後縁吹き出し (GT-479, 519)、可変静翼の軸端と通路壁の段差 (GT-471)、旋回

失速制御法 (GT-467)、入口スクロール付き遠心ポンプの非定常性 (GT-49)、翼の前進/後退 (GT-401)、燃焼器噴射弁ジェット (GT-309, 310)、燃焼器流れの安定性 (GT-305)、入口ディストーション (GT-124)、S-ダクトにおける下流流路形状 (GT-83))

2. 詳細な計算コードの能力検証がされている。

CFD コードの実用的能力を明らかにする為の詳細な検証が多く見られた (GT-78, 82, 102, 362)。また、粘性計算において重要な乱流モデル (GT-207, 483) や遷移点モデル (GT-453, 483) 及びスキーム (GT-483) や計算格子 (GT-384) の性能比較も行われている。新しい乱流モデル (GT-417, 454) や遷移点モデルの提案 (GT-235)、3 次元予測の為にモデル化が必要な要素の検討 (GT-100) も見られた。

3. 多段解析が 2 次元で実用段階に入っている。

2 次元では多段解析にも実用的な数値実験が行われるケースが現れ、clocking と呼ばれる段間の周方向翼取り付け位置の最適化 (GT-444) や、部分吸気 (partial admission) による周方向不均一の影響調査 (GT-96)、上流静翼 1 枚の後縁部切り取りの影響調査 (GT-250) への適用が見られた。3 次元多段計算では結果を実験と比較した発表が複数 (GT-81, 93, 94) あった。

4. 最適化問題では 3 次元的対応と後流制御が見られた。

CFD による翼型の最適化法としては非粘性 3 次元の逆解法 (GT-295, 484) 及び粘性 2 次元の逆解法 (GT

原稿受付 1997 年 6 月 26 日

* 1 石川島播磨重工業(株)

〒190-12 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷 229

ジアルタービン内の流れを数値解析し、ケーシング隙間と羽根車内流れとの関係について検討したもの (GT-90) が報告された。

非定常流れに関しては、羽根なしディフューザ、通常の羽根付ディフューザ及び小弦節比平板ディフューザについて、低流量で運転したときの圧力変動を実験的に調べたもの (GT-245)、サージに関しては圧縮機による加振エネルギーと遠心段の瞬間的な挙動を、モデルを用いて考察し、実験結果とも比較した研究 (GT-84) が報告された。

羽根車を機械加工によって製作する場合、表面荒さはコストに反映するので、CNC 加工機で羽根車を加工した時の表面荒さと性能との関係をコストも含めて論じた

もの (GT-456) が報告された。

設計法に関して、新しい手法として注目されている逆解法を用いた研究が報告された。羽根車性能を向上させるばかりでなく、均一な出口流れを得るために、2 次流れを抑制する方法として、3 次元逆解法で設計する際の羽根車内の最適負荷分布やスタッキング量についてガイドラインを提案し、3 種類の低比速度ポンプと 1 種類の高比速度産業用圧縮機を用いて、粘性流れ解析及び実験によってその効果を確認した研究 (GT-393)、ディフューザ羽根の先端形状を 2 次元逆解法を用いて決定し、流れ解析及び実験によりその効果を確認した研究 (GT-185) が報告された。

5.3 非定常流れと数値流体力学

磯村 浩介*¹

ISOMURA Kousuke

航空エンジン (特に軍用) で高周波疲労 (HCF) の問題がコスト及び安全の点から重点課題となっており、Structures & Dynamics 部門ではパネルセッションが開催された。米国では Joint Strike Fighter プロジェクトにおいて空軍から各エンジンメーカーに研究費が出されている。パネルセッションでは各分野の技術課題と研究状況について報告があり振動モード計算精度の向上と 3 次元空力予測の重要性が指摘された。NASA 及び米国の各企業では 3 次元線型化オイラー法及び 3 次元ナビエ・ストークス (3D-NS) による空力励振力予測システムを開発中である。(論文なし)

一般論文発表における両分野の傾向を以下にまとめる。

1. 数値実験による物理現象の解析が多く見られた。

これまでと同様先端隙間流れの解析が多かった (GT-43, 202, 421)。先端隙間流れと旋回失速の関係の解明 (GT-41, 68) も報告された。この他遷音速ファンのフラッタメカニズムの解明 (GT-235)、ハブ隙間からの漏れ流れの影響の計算 (GT-346)、ハブコーナーでの失速メカニズムの解明 (GT-42)、ミキシング用タブ付きノズル流れの解析 (GT-257) 等多要素に亘り CFD の活用が見られた。これらは、実験のできる条件でコードを検証し、そのコードにより実験の困難な領域での現象の解明を行っている。この他 CFD による実用的影響調査が多数見られた。(タービン翼後縁吹き出し (GT-479, 519)、可変静翼の軸端と通路壁の段差 (GT-471)、旋回

失速制御法 (GT-467)、入口スクロール付き遠心ポンプの非定常性 (GT-49)、翼の前進/後退 (GT-401)、燃焼器噴射弁ジェット (GT-309, 310)、燃焼器流れの安定性 (GT-305)、入口ディストーション (GT-124)、S-ダクトにおける下流流路形状 (GT-83))

2. 詳細な計算コードの能力検証がされている。

CFD コードの実用的能力を明らかにする為の詳細な検証が多く見られた (GT-78, 82, 102, 362)。また、粘性計算において重要な乱流モデル (GT-207, 483) や遷移点モデル (GT-453, 483) 及びスキーム (GT-483) や計算格子 (GT-384) の性能比較も行われている。新しい乱流モデル (GT-417, 454) や遷移点モデルの提案 (GT-235)、3 次元予測の為にモデル化が必要な要素の検討 (GT-100) も見られた。

3. 多段解析が 2 次元で実用段階に入っている。

2 次元では多段解析にも実用的な数値実験が行われるケースが現れ、clocking と呼ばれる段間の周方向翼取り付け位置の最適化 (GT-444) や、部分吸気 (partial admission) による周方向不均一の影響調査 (GT-96)、上流静翼 1 枚の後縁部切り取りの影響調査 (GT-250) への適用が見られた。3 次元多段計算では結果を実験と比較した発表が複数 (GT-81, 93, 94) あった。

4. 最適化問題では 3 次元的対応と後流制御が見られた。

CFD による翼型の最適化法としては非粘性 3 次元の逆解法 (GT-295, 484) 及び粘性 2 次元の逆解法 (GT

原稿受付 1997 年 6 月 26 日

* 1 石川島播磨重工業(株)

〒190-12 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷 229

-416) が発表された。その他、スルーフロー計算における最適化法 (GT-294) が発表された。また後流制御では clocking 解析が計算 (GT-444) と実験 (GT-86, 469) 両面であった他、スワール (GT-495) や翼面負荷分布 (GT-535) により後流の散逸を早める研究も見られた。

5. 設計に使える高速計算ツールの開発も活発。

3D-NS 計算が多い中で、初期設計段階で使う事を念頭に置いたツールの開発も見られた。特性波を巡回モードでモデル化した多段解析 (GT-186), 時間平均値に非線型性を取り込んだ線型化オイラー法 (GT-229), 2 次元のパネル法と境界層計算を組み合わせたダイナミックス

ツール開始点予測 (GT-101) が発表された。平均径計算 (GT-468) やスルーフロー計算の改良 (GT-55) も発表された。

6. アクティブサージ制御はリグ試験段階。

サージのアクティブ制御はリグ試験に基づく報告が MIT/NASA Lewis (GT 279, 411), CALTech (GT -316), P & W (GT-352), Cambridge 大/RR (GT -280), Cambridge/MTU/SNECMA/DRA/RR (GT -281) と多数行われた。一方 GE は実用化はかなり先と見てアクティブ制御よりはパッシブ制御に向けたデータ収集 (GT-406) に力を注いでいる様子 (Dr. Kielb 発言)。

6. 伝熱関係

石田 克彦*¹

ISHIDA Katsuhiko

1. 全 般

会議における伝熱関係のセッションの比重は大きく、Heat Transfer Committee の主催および共催で 18 のセッション、106 のプレゼンテーションがプログラムに組まれた。発表全体 (約 530) の 1/5 が伝熱関係で占められたことになる。以上のような状況で、一人の筆者がすべてを見聞し、報告をすることは不可能であるから、出席できたセッションおよび、paper の感想を交えて報告させていただく。

2. フィルム冷却

フィルム冷却に関するセッションは非常に盛況で、8 つのセッションが設けられ、46 編の論文が提出された。性能に影響するパラメータが非常に多いので研究すべき分野は多岐に渡っている。フィルム孔の縦横比 (GT-25) 前縁のフィルム孔位置 (GT-69), 角度 (GT-98), shaped hole (GT-163, 164 等), 主流の乱れと後流 (GT-12, 166, 181, 239, 240 等) 等様々なパラメータについての研究が発表された。

フィルム周りの流れ構造の理解には立体的なイメージをつかむことが重要であるが、GT-328 では、画像処理し立体的な濃度分布を算出していた。水流可視化試験による shaped-hole からのフィルム流の構造の可視化 (GT-45), 数値解析によるフィルム孔周りの詳細な流れ場の表示 (GT-517) 等があった。

数値解析例も数多く提出されたが、予測精度向上のための乱流モデルや計算領域の設定法に関する議論が続い

ており、実用的な設計ツールとするにはまだ改善の余地は多いという印象を受けた。GT-24 に各種の乱流モデルによる計算結果の比較、GT-297 に計算コードおよびモデルのベンチマークが報告されている。

3. 外面熱伝達および境界層遷移

翼外面の熱伝達に関するセッションは、turbo-machinery との共催の境界層遷移に関するものを含めて 5 つのセッション、26 の発表が行なわれた。翼の熱伝達率に対する表面粗度 (GT-10, 134, 135), 後流 (GT-131), 主流の乱れ (GT-327, 385 等) 主流温度分布 (GT-133) 等の影響が報告された。

GT-120 では、動翼の外面に関する数値解析コードの予測精度を試験との比較により評価している。また、GT-188 では、静翼列の下流で回転する動翼について熱伝達率を計測し、CFD による予測と比較しているが、平均熱伝達については、定常流に対するコードで予測可能としている。

4. 内部冷却

内部冷却については、3 つのセッションが設けられた。発表の大半は、乱流促進リブのついたサーペンタインダクトについての実験および数値解析に関するもので占められていた。サーペンタインダクトについての実験は、リブの最適配置 (GT-376, 388, 488) について検討したもの、冷却通路内の詳細な速度、乱れ分布の計測 (GT-119, 283, 476, 529) 等が報告された。その他には、swirl-chamber による伝熱促進の模様の可視化、熱伝達促進体としてディンプルを用いた例 (GT-437) などが報告された。

原稿受付 1997 年 7 月 23 日

* 1 川崎重工工業(株)明石技術研究所

〒 673 兵庫県明石市川崎町 1-1

-416) が発表された。その他、スルーフロー計算における最適化法 (GT-294) が発表された。また後流制御では clocking 解析が計算 (GT-444) と実験 (GT-86, 469) 両面であった他、スワール (GT-495) や翼面負荷分布 (GT-535) により後流の散逸を早める研究も見られた。

5. 設計に使える高速計算ツールの開発も活発。

3D-NS 計算が多い中で、初期設計段階で使う事を念頭に置いたツールの開発も見られた。特性波を巡回モードでモデル化した多段解析 (GT-186), 時間平均値に非線型性を取り込んだ線型化オイラー法 (GT-229), 2 次元のパネル法と境界層計算を組み合わせたダイナミックス

ツール開始点予測 (GT-101) が発表された。平均径計算 (GT-468) やスルーフロー計算の改良 (GT-55) も発表された。

6. アクティブサージ制御はリグ試験段階。

サージのアクティブ制御はリグ試験に基づく報告が MIT/NASA Lewis (GT 279, 411), CALTech (GT -316), P & W (GT-352), Cambridge 大/RR (GT -280), Cambridge/MTU/SNECMA/DRA/RR (GT -281) と多数行われた。一方 GE は実用化はかなり先と見てアクティブ制御よりはパッシブ制御に向けたデータ収集 (GT-406) に力を注いでいる様子 (Dr. Kielb 発言)。

6. 伝熱関係

石田 克彦*¹

ISHIDA Katsuhiko

1. 全 般

会議における伝熱関係のセッションの比重は大きく、Heat Transfer Committee の主催および共催で 18 のセッション、106 のプレゼンテーションがプログラムに組まれた。発表全体 (約 530) の 1/5 が伝熱関係で占められたことになる。以上のような状況で、一人の筆者がすべてを見聞し、報告をすることは不可能であるから、出席できたセッションおよび、paper の感想を交えて報告させていただく。

2. フィルム冷却

フィルム冷却に関するセッションは非常に盛況で、8 つのセッションが設けられ、46 編の論文が提出された。性能に影響するパラメータが非常に多いので研究すべき分野は多岐に渡っている。フィルム孔の縦横比 (GT-25) 前縁のフィルム孔位置 (GT-69), 角度 (GT-98), shaped hole (GT-163, 164 等), 主流の乱れと後流 (GT-12, 166, 181, 239, 240 等) 等様々なパラメータについての研究が発表された。

フィルム周りの流れ構造の理解には立体的なイメージをつかむことが重要であるが、GT-328 では、画像処理し立体的な濃度分布を算出していた。水流可視化試験による shaped-hole からのフィルム流の構造の可視化 (GT-45), 数値解析によるフィルム孔周りの詳細な流れ場の表示 (GT-517) 等があった。

数値解析例も数多く提出されたが、予測精度向上のための乱流モデルや計算領域の設定法に関する議論が続い

ており、実用的な設計ツールとするにはまだ改善の余地は多いという印象を受けた。GT-24 に各種の乱流モデルによる計算結果の比較、GT-297 に計算コードおよびモデルのベンチマークが報告されている。

3. 外面熱伝達および境界層遷移

翼外面の熱伝達に関するセッションは、turbo-machinery との共催の境界層遷移に関するものを含めて 5 つのセッション、26 の発表が行なわれた。翼の熱伝達率に対する表面粗度 (GT-10, 134, 135), 後流 (GT-131), 主流の乱れ (GT-327, 385 等) 主流温度分布 (GT-133) 等の影響が報告された。

GT-120 では、動翼の外面に関する数値解析コードの予測精度を試験との比較により評価している。また、GT-188 では、静翼列の下流で回転する動翼について熱伝達率を計測し、CFD による予測と比較しているが、平均熱伝達については、定常流に対するコードで予測可能としている。

4. 内部冷却

内部冷却については、3 つのセッションが設けられた。発表の大半は、乱流促進リブのついたサーペンタインダクトについての実験および数値解析に関するもので占められていた。サーペンタインダクトについての実験は、リブの最適配置 (GT-376, 388, 488) について検討したもの、冷却通路内の詳細な速度、乱れ分布の計測 (GT-119, 283, 476, 529) 等が報告された。その他には、swirl-chamber による伝熱促進の模様の可視化、熱伝達促進体としてディンプルを用いた例 (GT-437) などが報告された。

原稿受付 1997 年 7 月 23 日

* 1 川崎重工工業(株)明石技術研究所

〒 673 兵庫県明石市川崎町 1-1

この分野でも、数値解析が数多く発表された。翼前縁に見られるフィルム孔からのブリードのあるダクトの伝熱 (GT-431), サーペントダクトに関する解析 (GT-162, 192, 358, 367) 等である。GT-192 では数値解析によって流れ構造と伝熱促進の機構を考察している。また, GT-162 では計算精度が, 乱流モデルおよび乱れ度に依存することを指摘している。ここでも, フィルム冷却と同様に計算法, 乱流モデルに関する論議が続けられている。

5. 内部空気系およびシール

内部空気系については, 3つのセッションが開催された。ブラシおよびラビリンスシール, タービンディスクの冷却とリムシール, および回転ディスク間のキャビティ流れについての発表が行なわれた。Internal Air System 全体に関して研究の現状についてのレビューが GT-325 にまとめられている。

6. その他

Advanced Cooling Techniques のセッションとして, ヒートパイプの翼冷却への適用 (GT-438, 443), 実機の

第1段階動翼の設計過程と試験結果に関する報告 (GT-66) 等が発表された。翼冷却に関する試験に多用されている transient 法による伝熱計測について, GT-489 では主流温度の定義法による影響を検討している。

7. まとめ

本年の伝熱関係のセッションでは, フィルム冷却, リブ付きダクト等既存の冷却方式の最適化, 性能予測の高精度化に関する研究が大部分を占めた。近い将来に革新的な冷却デバイスあるいは高温材料の実用化がなければ, 当面続くであろう高温化の要請に応えるには, 既存の冷却方式に対しこれらの研究成果を反映した最適設計を行なうしかないようである。

また, どの分野でも数値解析に関する研究が多く発表された。フィルム冷却を伴わない翼外面に対しては実用的な計算ができるとする報告がある一方, フィルムや内部冷却については適用する乱流モデルやメッシュ設定等の計算手法に関する議論が続いている段階である。最近の計算コストの劇的な低減ペースを追い風として発展の期待できる分野であるが, そのためには, 流れ場の乱流構造に関して詳細なデータ取得が必要であると感じた。

7. 燃焼および燃料関係

木下 康裕*¹

KINOSHITA Yasuhiro

1. 全 般

4日間の会期中, Combustion & Fuels Committee の主催したセッション数は, 3つのパネルセッションを含む 14 と昨年と比べ 3つ増加した。特に, 今年はパネルセッションが新しく試みられ, 低公害, 代替燃料などの燃焼器の開発や研究について産学を代表する専門家により有用な発表が行われた。

また, 論文の発表数も 61 件とこれも昨年より 10 件増加した。発表国別では米国がもっとも多く 29 編, 続いてイギリスの 9 編, ドイツの 7 編, 日本の 4 編, スウェーデン, イタリア, フランス, 韓国の 2 編, 他各 1 編となっている。また機関別では, 企業の 27 編, 大学の 20 編, 国立研究機関の 14 編となっている。

発表は, ここ数年来の世論の高まりや厳しくなる一方の法的規制を反映してか低公害化に関するものが非常に多く, その内容も基礎的な実験的研究, CFD によるモデリングから, 実機燃焼器の開発, フィールド試験と広がりを見せつつある。発表全体の内容をテーマによって大

別すると, (1)低公害化に関するものが 25 編, (2)数値モデリングに関するものが 12 編, (3)燃料の特性に関するものが 7 編, (4)燃料噴射弁に関するものが 6 編, (5)燃焼振動, 騒音に関するものが 4 編, (6)空力関係, 燃焼器開発他が 7 編となっている。

以下に主な論文の概要を述べる。

2. 低公害化

予混合予蒸発燃焼, 予混合希薄燃焼に関するものが多く, 基礎的な研究では予混合気の不均一度と NO_x の生成の関係を論じたもの (GT-306, 335) やその関係を特性時間でモデル化した研究 (GT-73, 206), 燃料炭素数の増加に伴い NO_x の排出が増大するとした研究 (GT-336) の他, CFD を微粒化, 予蒸発, 予混合過程の解析に適用したもの (GT-226), 光計測を行ったもの (GT-180, 267) がある。

また, 開発研究では自動車用ハイブリッドエンジンのエタノールによるエミッションを述べたもの (GT-74), メタンを燃料とする超音速機用の低 NO_x 燃焼器の開発状況を述べたもの (GT-153), 液体燃料を予蒸発させた後ガス焚き予混合燃焼器に供給しガス焚き時と同

原稿受付 1997 年 7 月 23 日

* 1 川崎重工工業(株)明石技術研究所

〒 673 兵庫県明石市川崎町 1-1

この分野でも、数値解析が数多く発表された。翼前縁に見られるフィルム孔からのブリードのあるダクトの伝熱 (GT-431), サーペントインダクトに関する解析 (GT-162, 192, 358, 367) 等である。GT-192 では数値解析によって流れ構造と伝熱促進の機構を考察している。また, GT-162 では計算精度が, 乱流モデルおよび乱れ度に依存することを指摘している。ここでも, フィルム冷却と同様に計算法, 乱流モデルに関する論議が続けられている。

5. 内部空気系およびシール

内部空気系については, 3つのセッションが開催された。ブラシおよびラビリンスシール, タービンディスクの冷却とリムシール, および回転ディスク間のキャビティ流れについての発表が行なわれた。Internal Air System 全体に関して研究の現状についてのレビューが GT-325 にまとめられている。

6. その他

Advanced Cooling Techniques のセッションとして, ヒートパイプの翼冷却への適用 (GT-438, 443), 実機の

第1段階動翼の設計過程と試験結果に関する報告 (GT-66) 等が発表された。翼冷却に関する試験に多用されている transient 法による伝熱計測について, GT-489 では主流温度の定義法による影響を検討している。

7. まとめ

本年の伝熱関係のセッションでは, フィルム冷却, リブ付きダクト等既存の冷却方式の最適化, 性能予測の高精度化に関する研究が大部分を占めた。近い将来に革新的な冷却デバイスあるいは高温材料の実用化がなければ, 当面続くであろう高温化の要請に応えるには, 既存の冷却方式に対しこれらの研究成果を反映した最適設計を行なうしかないようである。

また, どの分野でも数値解析に関する研究が多く発表された。フィルム冷却を伴わない翼外面に対しては実用的な計算ができるとする報告がある一方, フィルムや内部冷却については適用する乱流モデルやメッシュ設定等の計算手法に関する議論が続いている段階である。最近の計算コストの劇的な低減ペースを追い風として発展の期待できる分野であるが, そのためには, 流れ場の乱流構造に関して詳細なデータ取得が必要であると感じた。

7. 燃焼および燃料関係

木下 康裕*¹

KINOSHITA Yasuhiro

1. 全 般

4日間の会期中, Combustion & Fuels Committee の主催したセッション数は, 3つのパネルセッションを含む 14 と昨年と比べ 3つ増加した。特に, 今年はパネルセッションが新しく試みられ, 低公害, 代替燃料などの燃焼器の開発や研究について産学を代表する専門家により有用な発表が行われた。

また, 論文の発表数も 61 件とこれも昨年より 10 件増加した。発表国別では米国がもっとも多く 29 編, 続いてイギリスの 9 編, ドイツの 7 編, 日本の 4 編, スウェーデン, イタリア, フランス, 韓国の 2 編, 他各 1 編となっている。また機関別では, 企業の 27 編, 大学の 20 編, 国立研究機関の 14 編となっている。

発表は, ここ数年来の世論の高まりや厳しくなる一方の法的規制を反映してか低公害化に関するものが非常に多く, その内容も基礎的な実験的研究, CFD によるモデリングから, 実機燃焼器の開発, フィールド試験と広がりを見せつつある。発表全体の内容をテーマによって大

別すると, (1)低公害化に関するものが 25 編, (2)数値モデリングに関するものが 12 編, (3)燃料の特性に関するものが 7 編, (4)燃料噴射弁に関するものが 6 編, (5)燃焼振動, 騒音に関するものが 4 編, (6)空力関係, 燃焼器開発他が 7 編となっている。

以下に主な論文の概要を述べる。

2. 低公害化

予混合予蒸発燃焼, 予混合希薄燃焼に関するものが多く, 基礎的な研究では予混合気の不均一度と NO_x の生成の関係を論じたもの (GT-306, 335) やその関係を特性時間でモデル化した研究 (GT-73, 206), 燃料炭素数の増加に伴い NO_x の排出が増大するとした研究 (GT-336) の他, CFD を微粒化, 予蒸発, 予混合過程の解析に適用したもの (GT-226), 光計測を行ったもの (GT-180, 267) がある。

また, 開発研究では自動車用ハイブリッドエンジンのエタノールによるエミッションを述べたもの (GT-74), メタンを燃料とする超音速機用の低 NO_x 燃焼器の開発状況を述べたもの (GT-153), 液体燃料を予蒸発させた後ガス焚き予混合燃焼器に供給しガス焚き時と同

原稿受付 1997 年 7 月 23 日

* 1 川崎重工工業(株)明石技術研究所

〒 673 兵庫県明石市川崎町 1-1

等の低 NO_x 性能を得たとするもの (GT-225) の他、エンジンへの適用が成功し低公害性が確認されたとする (GT-59, 145, 311, 366, 440, 478) ものがある。

一方、Rich-Lean 燃焼に関しては急速混合を研究する航空用燃焼器に関するもの (GT-127, 146) の他、IGCC 用のアンモニアを含む低カロリー燃料の燃焼器に関する研究 (GT-277) がある。触媒燃焼では、大型エンジンの実燃焼器に適用しリグ試験により一桁の NO_x を達成した (GT-57) ものがある。

3. 数値モデリング

旋回乱流火炎の吹消えについてモデル化を行ったもの (GT-396) や火炎面の厚み、しわ状化を考慮して予混合乱流燃焼を CFD により解析したもの (GT-395) 等の基礎的な研究の他、実際の燃焼器に CFD を適用して内部の流れ場や温度場、エミッションを予測し (GT-309)、低 NO_x 燃焼器の開発に役立てたもの (GT-362, 371, 478) がある。また、PDF 法により予混合乱流火炎を解析したもの (GT-334)、燃焼器から排出する微粒子の排出に関するモデル化を行ったもの (GT-148, 149) やタービンノズルを通過しても反応が凍結しない高温ガスを解析したもの (GT-147, 302) がある。

CFD については低 NO_x 燃焼器や燃料、燃料噴射弁等の研究の一つのツールとして用いられているのが印象深かった。

4. 燃 料

燃料に関する研究は、軍用に使用されている JP 8 を改良する新燃料開発プロジェクト JP 8+100 に関するもの (GT-218, 219, 224) が大半である。これは、JP 8 の熱安定性を 100°F 向上させることを目的としているが、その燃料添加物について試験、候補選定を行っている段階のようである。代表的な発表に高温での燃料安定性を拡張評価する方法を考案し候補となる燃料添加物について

試験を行ったもの (GT-71) がある。その他、燃料温度と不溶解物の関係を調べたもの (GT-218)、超音速機に必要な高温安定燃料のコーキング特性に関するもの (GT-143) がある。

5. 燃料噴射弁

圧力噴霧方式について、アイドル条件での噴霧特性を調べたもの (GT-152)、アシスト空気の旋回方向について試験を行い同方向旋回の方が良好な微粒化が得られるとしたもの (GT-56)、チップ部へのマイクロラミネート材料適用時の磨耗について評価したもの (GT-460) の他、気流微粒化と組み合わせたハイブリッドノズルの高圧時の噴霧のしぼみや旋回羽根の影響を調べたもの (GT-150) がある。また、自由落下油滴の高温、高圧雰囲気での蒸発について解析と実験を行った研究 (GT-151) がある。

6. 燃焼騒音、空力他

予混合燃焼では騒音振動がしばしば問題になるが、温度、圧力を変化させて騒音レベルを計測したもの (GT-308) や CFD を用いて予混合燃焼の圧力挙動を解析したもの (GT-265, 305) がある。その他、矩形希釈孔の急速混合に関する実験 (GT-439)、燃料ノズル近傍の燃料の分散と火炎の吹消えの関係を調べたもの (GT-459) 等がある。

7. あとがき

今回の TURBO EXPO で 4 回目の参加となったが、いつも低 NO_x セッションの会場は満員で、制限時間一杯まで質疑応答が活発に行われることに感心する。燃焼及び燃料関係の発表論文を簡単に紹介したが、日本からの発表数が少なく、特に大学からの研究報告がないことを寂しく感じた。

8. 制御と診断

赤城 弘一^{*1}

AKAGI Koichi

本会議は例年に比べ診断に関してセッションの内容が広がっていた点が特徴であった。センサ関係を含めた論文の発表も 39 件と年々増加の傾向にあり、また大きな変化としてパネルディスカッションが大幅にとりいれられて (診断に関する 8 セッションのうち 4 セッションがパ

ネルディスカッション) 積極的に各メーカー間での診断手法の交流を図る動きがあるように感じられた。

最新のガスタービンは高性能化のため高温部品はその使用期間を耐久性限界として設計されている。航空用のみならず産業用もより稼働率の高い、信頼性のある運用を要求されているために運転時に部品の状態を検知する高温部での計測技術、その計測結果をもとに迅速に故障を探知する診断機能が求められている。本大会に参加し

原稿受付 1997 年 8 月 11 日

* 1 三菱重工業㈱高砂製作所

〒 676 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

等の低 NO_x 性能を得たとするもの (GT-225) の他、エンジンへの適用が成功し低公害性が確認されたとする (GT-59, 145, 311, 366, 440, 478) ものがある。

一方、Rich-Lean 燃焼に関しては急速混合を研究する航空用燃焼器に関するもの (GT-127, 146) の他、IGCC 用のアンモニアを含む低カロリー燃料の燃焼器に関する研究 (GT-277) がある。触媒燃焼では、大型エンジンの実燃焼器に適用しリグ試験により一桁の NO_x を達成した (GT-57) ものがある。

3. 数値モデリング

旋回乱流火炎の吹消えについてモデル化を行ったもの (GT-396) や火炎面の厚み、しわ状化を考慮して予混合乱流燃焼を CFD により解析したもの (GT-395) 等の基礎的な研究の他、実際の燃焼器に CFD を適用して内部の流れ場や温度場、エミッションを予測し (GT-309)、低 NO_x 燃焼器の開発に役立てたもの (GT-362, 371, 478) がある。また、PDF 法により予混合乱流火炎を解析したもの (GT-334)、燃焼器から排出する微粒子の排出に関するモデル化を行ったもの (GT-148, 149) やタービンノズルを通過しても反応が凍結しない高温ガスを解析したもの (GT-147, 302) がある。

CFD については低 NO_x 燃焼器や燃料、燃料噴射弁等の研究の一つのツールとして用いられているのが印象深かった。

4. 燃 料

燃料に関する研究は、軍用に使用されている JP 8 を改良する新燃料開発プロジェクト JP 8+100 に関するもの (GT-218, 219, 224) が大半である。これは、JP 8 の熱安定性を 100°F 向上させることを目的としているが、その燃料添加物について試験、候補選定を行っている段階のようである。代表的な発表に高温での燃料安定性を拡張評価する方法を考案し候補となる燃料添加物について

試験を行ったもの (GT-71) がある。その他、燃料温度と不溶解物の関係を調べたもの (GT-218)、超音速機に必要な高温安定燃料のコーキング特性に関するもの (GT-143) がある。

5. 燃料噴射弁

圧力噴霧方式について、アイドル条件での噴霧特性を調べたもの (GT-152)、アシスト空気の旋回方向について試験を行い同方向旋回の方が良好な微粒化が得られるとしたもの (GT-56)、チップ部へのマイクロラミネート材料適用時の磨耗について評価したもの (GT-460) の他、気流微粒化と組み合わせたハイブリッドノズルの高圧時の噴霧のしぼみや旋回羽根の影響を調べたもの (GT-150) がある。また、自由落下油滴の高温、高圧雰囲気での蒸発について解析と実験を行った研究 (GT-151) がある。

6. 燃焼騒音、空力他

予混合燃焼では騒音振動がしばしば問題になるが、温度、圧力を変化させて騒音レベルを計測したもの (GT-308) や CFD を用いて予混合燃焼の圧力挙動を解析したもの (GT-265, 305) がある。その他、矩形希釈孔の急速混合に関する実験 (GT-439)、燃料ノズル近傍の燃料の分散と火炎の吹消えの関係を調べたもの (GT-459) 等がある。

7. あとがき

今回の TURBO EXPO で 4 回目の参加となったが、いつも低 NO_x セッションの会場は満員で、制限時間一杯まで質疑応答が活発に行われることに感心する。燃焼及び燃料関係の発表論文を簡単に紹介したが、日本からの発表数が少なく、特に大学からの研究報告がないことを寂しく感じた。

8. 制御と診断

赤城 弘一*1

AKAGI Koichi

本会議は例年に比べ診断に関してセッションの内容が広がっていた点が特徴であった。センサ関係を含めた論文の発表も 39 件と年々増加の傾向にあり、また大きな変化としてパネルディスカッションが大幅にとりいれられて (診断に関する 8 セッションのうち 4 セッションがパ

ネルディスカッション) 積極的に各メーカー間での診断手法の交流を図る動きがあるように感じられた。

最新のガスタービンは高性能化のため高温部品はその使用期間を耐久性限界として設計されている。航空用のみならず産業用もより稼働率の高い、信頼性のある運用を要求されているために運転時に部品の状態を検知する高温部での計測技術、その計測結果をもとに迅速に故障を探知する診断機能が求められている。本大会に参加し

原稿受付 1997 年 8 月 11 日

* 1 三菱重工業㈱高砂製作所

〒 676 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

て欧米ではある程度この分野の研究が進んでおり、また本格的な実践も始まっていることを確認できた。

以降に本大会でのセッション内容といくつかの論文を紹介する。セッションは、11 セッションであった。

性能診断と制御

エンジンシミュレーションのモデルの紹介が3件 (GT-223, 28, 31)、変わったところでは磁気軸受を採用した航空用ガスタービンの軸振動制御についてシミュレーション結果の報告があった。(GT-29)

ユーザとエンジンメーカの視点から見た制御システム (パネルディスカッション)

部品供給メーカの視点から見た制御システム (パネルディスカッション)

アクティブストール制御方法

圧縮機の旋回失速防止のための制御方法に関するについて6件の研究報告がされた。

ガスタービンエンジン部品の寿命延長に関するエンジン監視 (パネルディスカッション)

最近開発されたエンジン状態監視システムについて討議された。ガスタービン部品、特に高温部品の寿命延長の為に、設計変更、修理等の方法があるがこれらの方法だけでは、その部品が持っている余寿命を精度よく推定することはできず、部品は余寿命を持ったまま廃却となる。しかし本セッションでは、高温部品の状態を詳細監視して余寿命を精度よく推定して部品を有効に使うことをテーマとして上げていた。

1例としてアメリカのフロリダ電力のGE, Frame7FAでのパイロメータによるタービン第1段動翼の翼面温度管理システム (BTMS) が報告された。これはパイロメータにて動翼の表面温度計測を実施し、横軸には負荷、縦軸には表面温度をとってプロットし、翼全数の翼面温度の平均値にたいする個々の翼面温度差を求め各翼の冷却異常を監視するシステムであった。またこれに寿命推定プログラムを組込んでおりクラック発生までの寿命管理を実施するとの報告もあった。

パイプライン用圧縮動特性と制御システム

本年は、昨年なかったパイプライン用ガスタービンの制御に関する論文が7件あり。

センサ技術

この分野は、例年通り実機内で計測出来るセンサを目指して高温耐久性の向上を報告したものが目についた。

1100°Cまでの高温環境にて使用できる容量型のギャップセンサを用いたエンジン内部のロータと静止側の軸方向およびチップクリアランスの計測システムの紹介 (GT-198) ロールスロイス社より非定常の圧力変動を計測するための圧力トランスデューサに装着する空冷式のアダプタの開発 (GT-6) の紹介があった。

ターボ機械の計器

実機のチップクリアランス計測に関する論文がロールスロイスからとGEから紹介されている (GT-213, 466)

生産時の計測技術とデータの収集

アリソンよりタービン静止部品の表面温度をレーザによる蛍光性を利用して計測する方法とその実験結果が報告された。計測温度は1000°Cまでで誤差は±2%である。(GT-368) また航空用ガスタービンの実機 NO_x 計測用として開発された SiC ベースの高温小型センサの紹介がされた (GT-494)。

一方、検査手法としてエディカレントを利用した MCrAl_y のコーティング厚み計測手法の紹介 (GT-1), また材料学的にガンマプライムの大きさと形状により運転時のメタル温度状態を推定した結果が紹介されている (GT-212)。

先進診断法

実機の圧縮機の動翼のチップ部の圧力を静止場から計測することにより各翼毎圧力の変化の傾向から動翼の損傷を検知する方法の紹介 (GT-197), 海軍 T-45 に搭載したロールスロイスの F 405 エンジン (アドア) を用いてのエンジン健全性監視システム (EHMS) 検証結果の紹介 (GT-30) があった。

オンライン状態監視と診断システムの産業用ガスタービンと蒸気タービンへの採用 (パネルディスカッション)

ユーザーの回転機械状態監視と診断の経験の交流を深めるためのパネルディスカッションであった。今回は参加は少なかったが、面白い試みであったと思う。

現在開発されつつある高温耐久性のあるセンサ類、そしてコンピュータの発達に伴う高度な故障診断技術の進歩により運転中の部品状態を詳細にモニタし、余寿命を推定することができれば、ガスタービンのライフサイクルコストを下げかつ信頼性を向上させることに大きなメリットとなる。今後この分野の発展が予想されるが、残念ながら本大会では日本からの発表はなかった。しかし近い将来、日本でも上記のテーマに関する研究が始められると思われる。

9. 材料・構造および製造技術

桜井 茂雄^{*1}

SAKURAI Shigeo

1. 全体状況

今回の会議では ATS (米国の 1500°C ガスタービン開発プロジェクト) に関係する成果発表が多い。これに関連して材料、構造および製造技術の分野でも、近年に無く発表論文数が多くなっている。その内容としては残存寿命評価技術、コーティング、単結晶材料とその精密製造技術関連の報告が多い。パネルディスカッションは、TBC (熱遮蔽コーティング) の NDE (非破壊評価技術) と高サイクル疲労、およびメンテナンスについての 3 テーマがあった。分野別発表件数はパネルディスカッションも含めて、次の通りである。寿命評価関連 12 件、単結晶材料、単結晶翼精铸関連 10 件、TBC 関連 10 件、コーティング関連 10 件、補修加工関連 3 件。以下に各分野別に発表内容を紹介する。

2. 高温部品の寿命評価技術および補修法

発表は、信頼性維持と低コスト保守という高いニーズから、ガスタービン寿命評価と高温部品の長寿命化の観点での内容のものがあつた。またユーザー中心のプレゼンターによる保全関連のパネルディスカッションがあり、相変わらずの関心の高さを示している。メンテナンス関係では、動翼コーティング、燃焼器部材の残存寿命評価法と高温部品の腐食とその対策や非破壊検査法が報告された。長寿命化構造に関しては、動翼の冷却孔の設計検討であり、解析的アプローチのよるものと材料組織によるものの 2 件があつた。

動翼コーティングの劣化診断技術としてはアルミパックされた CoCrAlY を対象に、SP (スモールパンチ) 法による厚さ方向の強度と化学組成の関係について調べ、DBTT による診断法が提案されている (GT-532)。燃焼器に関しては材料 Nimonic 263 の γ' 粗大化に基づくクリープ残存寿命評価法 (GT-349)、微視き裂分布に基づく熱疲労寿命評価法 (GT-350) が報告された。高温部材の腐食については、燃料の不純物、燃焼ガス中の NO_x の低減などが長寿命化に有効であることが示され、高温腐食防止策のガイドラインが紹介された (GT-138)。また実機の寿命評価法として組織変化に基づく非破壊的な手法の概括的な発表があつたが、目新しい手法はなかった (GT-373)。そのほか材料特性として HAYNES 242 の高温疲労き裂進展挙動や IN 738 LC 合金の加工の影響による粒界き裂の観察結果が発表された。

蒸気冷却が今後採用されるため、蒸気中での材料 (X-45, Inconel-617, Inconel-738LC) の酸化と腐食に関する評価研究の報告 (GT-293) があつた。これは ATS プロジェクトのなかの材料研究の一部である。構造的な検討として、MS 6001 初段動翼の冷却孔を 13 個とすることで翼温度を平均 13.9°C 低下でき、長寿命化が実現できることが解析的に示された (GT-312)、また 16,000 時間使用した翼の付け根と翼中央部の γ' 組織を観察して温度を推定し、2 種の冷却孔配置に対する翼の寿命を検討している (GT-423)。

補修法に関しては圧縮機翼のろう付け補修法 (GT-372)、動翼チップのレーザー溶接補修法 (GT-365) が発表された。

3. 単結晶超合金材料と単結晶翼の精铸技術

発電用ガスタービン翼への単結晶超合金の適用が最近拡大しているため、今回の会議ではこれに関連した研究開発の発表が多くなっている。またこのセッションは、いずれもほぼ満席であり、関心の高さを示している。その中で HOWMET 社は、ATS 開発プログラムの一環として発電用単結晶翼材の低サルファ化による耐高温酸化効果や GE の 9 H 用第一段動翼の最適铸造条件と X 線 CT を用いた内在欠陥検査法について報告 (GT-430) した。X 線 CT は、検出精度が要求精度 (ボイド検出精度で 0.25 mm, 寸法精度で 0.05 mm) を未だ満足していないが有望であることを印象づけた。PCC Airfoil 社も同様に ATS 開発に絡み、単結晶材 N5 の低サルファ化 (0.5 ppm 以下) することにより 1093°C での耐酸化特性を向上できること、さらに種々の単結晶铸造試験を行いフレッケルや等軸晶の発生を検討している (GT-428)。

さらに単結晶材については CannonMuskegon 社が Solar-MARS の初段動翼用第三世代単結晶合金 CMSX 10 ($Re: 6\%$) の開発を報告 (GT-429)、また発電用ガスタービン翼用として開発した耐食性 CMSX 11 B, 11 C の材料特性についても発表した。本開発合金は CMSX 4 の 1/2 のコストであることも PR していた (GT-426)。一方、Solar-Turbine 社は Mars 14000 で使用された (25000 時間) Pt-Al コーティングされた CMSX 4 の初段動翼の切断調査による劣化損傷評価について報告し、マクロ的な状態として組織的にも良好であることを示している (GT-427)。そのほか、CMSX 4 については実翼での使用後調査 (GT-117) や加速腐食試験結果が報告されている (GT-424)。

原稿受付 1997 年 7 月 10 日

* 1 (株)日立製作所, 機械研究所 〒317 茨城県日立市幸町 3-1-1

4. コーティングと TBC 開発

コーティングの損傷機構や寿命評価については今回の会議でも多くの発表があった。とくに TBC に関してはやはり ATS に絡んだ研究成果が多く、その進捗も著しい。高温部品の寿命が一般にコーティングによって決まることが多い。このためコーティングと母材の劣化機構について最近の研究を概観している報告があった (GT-486)。そこでは Y, Hf など活性な元素添加によるスポーリングの低減や MCrAlY に Re 添加することにより熱疲労抵抗を増加させることが示されている。これらに関しては、母材とコーティング界面での相互拡散と機械的性質の変化について定量的な評価が望まれる。さらに熱疲労についてはコーティング有り無しでの寿命と微小き裂の分布が調べられている (GT-236)。

Pt-Al コーティングの熱サイクル下での Al に着目した酸化挙動のモデルについての報告 (GT-389) があった。しかし、母材との界面での相互拡散については省略されるなどかなり簡略化しているモデルであり、現実の挙動と大きく異なっている。

TBC に関しては界面き裂の解析をボンド層の酸化を考慮し、材料の温度依存性も入れてエネルギー解放率を計算している。計算値は温度依存性を考慮しない場合と大きく異なることが示された (GT-391)。さらにセラミック層と金属の端部でのき裂解析も報告された (GT-410)。これらは今後 TBC 翼の設計や寿命解析に適用され ATS の実現に寄与するものと思われる。セラミック

と金属の界面に生じる残留応力については X 線や中性子回折など 5 種類の方法による測定がなされた。TBC 材はプラズマ溶射材と EB-PVD 材の両方を対象として強度試験を行い、熱サイクル負荷に伴う残留応力の変化を明らかにしている (GT-363)。これによりいままですでに提唱されてきたモデルを定量的に確認できている。さらに一般的な評価手法へとまとめられることが期待される。プラズマ溶射と EB-PVD による 2 種類の TBC について化学組成、組織と界面強度についても詳細に調べた報告 (GT-531) があった。これも ATS プログラムの一環である。ボンドコーティングの Al を 6% から 12% に増加することで 3 倍長寿命化できることなどが示され、TBC に関する系統的な理解が深まっている。

TBC の非破壊評価法についてパネルディスカッションがあり、TBC が ATS 仕様を満足するには不可欠技術であることが広く認識されている。そこではひずみゲージのような磁気的センサーを用いて透磁率をパラメータとして、ボンド層の厚さ測定による疲労損傷の評価法が紹介された。また YAG レーザーを用いて超音波特性を計測し、弾性率や厚みを測定し診断する方法や、赤外線を用いて欠陥寸法を測定する方法などがパネリストにより報告された。これらは、現在開発中という印象で、討論内容から推察するに実用化にはまだ時間を要すると思われる。しかし今後大きく発展する分野であることは間違いない。TBC 損傷機構の研究と並行して非破壊評価技術の開発がさらに進むことが期待される。

10. 展 示

手島 清美*¹

TESHIMA Kiyomi



写真 1 展示会場入口

原稿受付 1997 年 7 月 3 日

* 1 三造エネルギーエンジニアリング(株)

〒706 岡山県玉野市玉 3-1-1

展示は会議会場である OCCC (Orange County Convention Center) 1 階の Hall E で行われた (写真 1)。案内書によると、出展ブースは大小あわせて約 280 社であった。国別では、アメリカ 201 社、カナダ 11 社で両国で全体の約 75% に達している。ヨーロッパでは 66 社、日本からは 4 社であった。旧共産圏ではウクライナ共和国から 3 社の出展があった。製品・サービス分野別に見ると、1 社で複数の分野に登録している会社もあるが、航空用ガスタービン 14 社、産業用ガスタービン 31 社であった。素材分野では鋳造 16 社、鍛造 13 社、セラミック 14 社、コーティング 27 社などであった。計測・制御分野では圧力計測 17 社、温度計測 24 社、振動計測 26 社、制御関連 36 社などであった。またサービス分野ではオーバーホール・リペア関連 47 社、予防保全関連で 38 社、研究開発受託関連 44 社、ソフト関連ではコンピュータ利用の計算・設計サービス 62 社などであった。さらに周辺機器

4. コーティングと TBC 開発

コーティングの損傷機構や寿命評価については今回の会議でも多くの発表があった。とくに TBC に関してはやはり ATS に絡んだ研究成果が多く、その進捗も著しい。高温部品の寿命が一般にコーティングによって決まることが多い。このためコーティングと母材の劣化機構について最近の研究を概観している報告があった (GT-486)。そこでは Y, Hf など活性な元素添加によるスポーリングの低減や MCrAlY に Re 添加することにより熱疲労抵抗を増加させることが示されている。これらに関しては、母材とコーティング界面での相互拡散と機械的性質の変化について定量的な評価が望まれる。さらに熱疲労についてはコーティング有り無しでの寿命と微小き裂の分布が調べられている (GT-236)。

Pt-Al コーティングの熱サイクル下での Al に着目した酸化挙動のモデルについての報告 (GT-389) があった。しかし、母材との界面での相互拡散については省略されるなどかなり簡略化しているモデルであり、現実の挙動と大きく異なっている。

TBC に関しては界面き裂の解析をボンド層の酸化を考慮し、材料の温度依存性も入れてエネルギー解放率を計算している。計算値は温度依存性を考慮しない場合と大きく異なることが示された (GT-391)。さらにセラミック層と金属の端部でのき裂解析も報告された (GT-410)。これらは今後 TBC 翼の設計や寿命解析に適用され ATS の実現に寄与するものと思われる。セラミック

と金属の界面に生じる残留応力については X 線や中性子回折など 5 種類の方法による測定がなされた。TBC 材はプラズマ溶射材と EB-PVD 材の両方を対象として強度試験を行い、熱サイクル負荷に伴う残留応力の変化を明らかにしている (GT-363)。これによりいままですて唱されてきたモデルを定量的に確認できている。さらに一般的な評価手法へとまとめられることが期待される。プラズマ溶射と EB-PVD による 2 種類の TBC について化学組成、組織と界面強度についても詳細に調べた報告 (GT-531) があった。これも ATS プログラムの一環である。ボンドコーティングの Al を 6% から 12% に増加することで 3 倍長寿命化できることなどが示され、TBC に関する系統的な理解が深まっている。

TBC の非破壊評価法についてパネルディスカッションがあり、TBC が ATS 仕様を満足するには不可欠技術であることが広く認識されている。そこではひずみゲージのような磁気的センサーを用いて透磁率をパラメータとして、ボンド層の厚さ測定による疲労損傷の評価法が紹介された。また YAG レーザーを用いて超音波特性を計測し、弾性率や厚みを測定し診断する方法や、赤外線を用いて欠陥寸法を測定する方法などがパネリストにより報告された。これらは、現在開発中という印象で、討論内容から推察するに実用化にはまだ時間を要すると思われる。しかし今後大きく発展する分野であることは間違いない。TBC 損傷機構の研究と並行して非破壊評価技術の開発がさらに進むことが期待される。

10. 展 示

手島 清美*¹

TESHIMA Kiyomi



写真 1 展示会場入口

原稿受付 1997 年 7 月 3 日

* 1 三造エネルギーエンジニアリング(株)

〒706 岡山県玉野市玉 3-1-1

展示は会議会場である OCCC (Orange County Convention Center) 1 階の Hall E で行われた (写真 1)。案内書によると、出展ブースは大小あわせて約 280 社であった。国別では、アメリカ 201 社、カナダ 11 社で両国で全体の約 75% に達している。ヨーロッパでは 66 社、日本からは 4 社であった。旧共産圏ではウクライナ共和国から 3 社の出展があった。製品・サービス分野別に見ると、1 社で複数の分野に登録している会社もあるが、航空用ガスタービン 14 社、産業用ガスタービン 31 社であった。素材分野では鋳造 16 社、鍛造 13 社、セラミック 14 社、コーティング 27 社などであった。計測・制御分野では圧力計測 17 社、温度計測 24 社、振動計測 26 社、制御関連 36 社などであった。またサービス分野ではオーバーホール・リペア関連 47 社、予防保全関連で 38 社、研究開発受託関連 44 社、ソフト関連ではコンピュータ利用の計算・設計サービス 62 社などであった。さらに周辺機器

関連のうちで最近普及が進んできている吸気冷却システムなどで9社が出展していた。

前回のバーミングハム大会と比べて出展数ではやや上回っているものの、内容的にはさらに質素になったとの印象を受けた。前回はRolls-Royce社のRB 211 DLE (Dry Low Emission) やEGT社の新機種TEMPESTなどの大型の実物展示があり、人だかりが絶えることはなかったが、今回は航空・産業用とも実物の展示はほとんど見られず、展示の大部分は部品、スケールモデルあるいはパネルといったものであった。さらに今回も世界の有力なガスタービンメーカーであるGE, Siemens, 日本日立、東芝、川崎重工の出展もみられなかった。特に開催国アメリカのGEの出展が無かったのは、象徴的であった。この中で欧米の中小のガスタービン周辺機器メーカー、素材・加工分野、さらにコンピュータソフトを含むサービス関連の出展が目立った。以下に幾つかピックアップして出展内容について簡単に報告する。

まず、地元アメリカのWestinghouse社であるが、三菱重工のブースと並んで会場の中央部に展示していた(写真2)。ブースはパネル展示が主で、展示というより談話室のような雰囲気では参加者は懇談を楽しんでいる様子であったが、一般の見学者には立ち寄りやすい感じもあった。



写真2 三菱重工と並んで出展しているWestinghouse社



写真3 XONON触媒燃焼システムを開発したGenxon Power System Inc.

P & W社はパイプディフューザを持つPW 100 (FT 18) の実物、FT-8のモデルの展示は昨年と同じであった。これはP & W社に限らず他社のモデルも昨年と同じものが多かった。SOLAR社はセントール50を用いたCSGT (Ceramic Stationary Gas Turbine) のセラミック製ノズルリングとロータディスクおよび低NOx燃焼機の実物展示があり、さらにC 652ガス圧縮機のロータの実物が展示されていた。そのほかTITAN 130のパネルによる紹介があった。Allied Signal社はTFE 1042ターボファンエンジンを陸船用に転用したASE 120を本学会に合わせて発表していた。これは出力10 MW、熱効率35%でFADEC (full-authority digital engine control) 制御の希薄予混合燃焼器を装備した機種である。この開発には米国の他に日・韓・中の企業が参画しているとのことであった。

目新しいところではGenxon Power System Inc. (Catalytica Combustion Systems, Inc. とWoodward Govener Companyのジョイントベンチャー企業) がXONON Combustion Systemという触媒燃焼器(写真3)を装備した実機の全負荷試験に成功したとのニュースが6月4日に流された。明らかにこの大会を意識してプレス発表を行ったものと思われる。これは川崎重工(株)のM1A-13Aガスタービンに装備して実運転条件で50%から100%負荷範囲で行われ、さらに発停、負荷変化・遮断テストに成功した。NOxは3 PPM以下、CO, UHCは5 PPM以下という。詳細はいずれ発表されるであろうが一つの技術的なブレークスルーが成されようとしている。

ヨーロッパではまず、Rolls-Royce社はTRENTの模型、DLE (Dry Low Emission) を装備した航空転用型の展示があった。これは9個の燃焼器が回転軸に垂直に配置された独特の形をしている。さらにこのDLE燃焼器のカット模型の展示がありその構造が一目で分かるように紹介されていた(写真4)。また、マリン用として米国海軍のプロジェクトで、Northrop Grumman社、Allied Signal社などと共同開発中のRB 211を改造した中間冷却器付き再生型ガスタービンWR 21の1/5モデルの展示があった。説明によると、このWR 21は従来型に比べて30%以上の燃費の改善が可能で既に各種システムテストに入っており、今後順次試験を重ねて耐久試験を実施する予定であり、今のところ計画通りに進んでいるとのことであった。EGT社は昨年は実機を展示して話題を集めたTEMPESTの燃焼器内筒の実物展示とパネルであった。

イギリスにおけるガスタービン研究の中心的存在であるDERA (旧 NGTE) はホイットル卿が製作したといわれる2号ジェットエンジンの実物を展示していた(写真5)。回転軸に平衡に配置された10缶の細長い燃焼器に新たにメッキを施した他は全て当時のままであり、昨年部品交換など行わずに運転したところ無事に運転出来たそうである。DERAではジェットエンジンやガスタービン

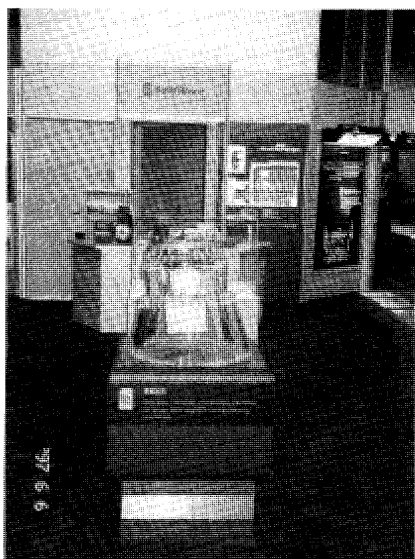


写真4 Rolls-Royce社のDLE燃焼器



写真6 IHIのブースと自社開発したIM 270の翼車とタービン翼



写真5 ホイットル卿が製作したといわれる2号ジェットエンジン

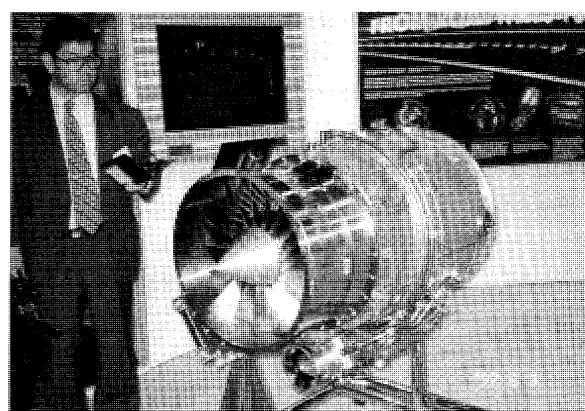


写真7 HONDAが独自で開発を行ったHFX-01ターボファンエンジン

分野で豊富な研究設備とスタッフを擁しており、民間からの受託研究を積極的にアピールしていた。特に低NO_x燃焼器の開発に関してはRR社やEGT社などからの研究委託を受けて大いに貢献したことを強調していた。このほかヨーロッパの大手であるSULZER社、ABB社はパネル展示が中心であった。これを補うためか、ABB社では陽気な初老の説明員がカード手品で人集めを行っていた。

日本では、三菱重工はMW 501 Fの1/15の模型とパネルによる製品やプラントの紹介が主であった。IHIは自社開発の小型ガスタービンIM 270の翼車とタービン翼及び低NO_x燃焼器の展示とパネルによる展示であった(写真6)。変わったところでは、HONDAが独自で開発を行ったターボファンエンジンHFX-01(写真7)とHFX-20の2機種を今回初めて展示していた。テークオフスラストはHFX-01が1800 lb、HFX-20では2200 lbであり、前者は1991年から開発を行い1996年にフライトテストを完了した。今のところ型式認定を取る予定はないとのことであったが従来の業種を越えた開発意欲が

感じられた。

そのほか気づいた点としては、adapco社がコンピュータソフトを駆使して流体解析や構造解析など様々な計算を行った数多くの事例をパネルにまとめて展示していた。adapco社以外にもNREC社、Concepts ETI社など、各種の計算を含むソフトウェアを中心とするサービス会社の展示が多く見られ、この傾向は今後ますます増えてゆくものと思われる。また、特徴のある製品分野で実績を挙げている会社も多く、例えばチップルリアランス計測装置を製作しているROTADATA社は毎回出展を続けており、今回も新しい特殊計測装置を開発・展示しているとのことであった。

今年は注目を浴びるような実物の展示が少なく、物足りなさを禁じ得ないが、地味ではあっても技術は着実に進歩しているに相違ない。その意味で素材関係、周辺機器、ソフト・サービス関係の専門家の眼からみた感想なども伺いたいものである。

以上が展示に関する見学の印象であるが、筆者の予備知識が少ないことと、今回はISO/TC 192(ガスタービン)委員会が主で見学に多くの時間を割くことが出来ず、内容を十分お伝えすることが出来なかったことをご容赦願いたい。

200 kW 非常用ガスタービン発電装置

小野里 久*¹
ONOSATO Hisashi

1. はじめに

阪神大震災以降、防災用自家発電装置に対する需要が多くなる中で、小型・軽量という特長をもつガスタービン発電装置も順調に設置台数を増やしている。

本装置は、石川島播磨重工業 (IHI) の過給機及びガスタービンの技術をもとに、自社開発した小型ガスタービンである。1995 年 9 月、石川島汎用機械 (IHK) 辰野工場にて東京消防庁、日本内燃力発電設備協会 (内発協) の下記立ち会い試験を受け合格した。

- ①始動 (40 秒以内、連続 5 回始動可能)
- ②性能 (出力、燃料消費量、保安装置)
- ③連続定格負荷 (10 時間)

同年 10 月に、消防法及び建築基準法の防災用としての形式認定を正式に取得し、関東通産局及び機子消防署の設置許可を受け、IHI 社内の横浜エンジニアリングセンタビル (横 EC) のコンピュータ電源のバックアップ用に屋上機械室に設置された。それ以降一年間の実証試験を実施し、非常用小型ガスタービン発電装置としての性能・信頼性を確認したので、ここに紹介する。

2. 設備概要

本ガスタービン発電装置は、ガスタービン本体、減速機、発電機及びその補機類等を防音室に納めた発電装置、ガスタービン制御機器及び発電機操作機器を組み込んだ自動始動発電機盤、始動用及び制御用蓄電池設備、燃料タンク、排気消音器、煙突の各装置で構成されている。

表 1 に、横 EC に設置した発電装置の主要目を示す。

図 1 に、そのエンクロジャーの外形図及び内部の構成機器の配置を示す。吸気消音器を通った空気は、エンクロジャー内の換気、潤滑油の冷却及びエンジンに分配される。このため、ガスタービンの圧縮機には、常に新鮮な空気が供給され、圧縮機の効率の低下を防いでいる。エンジンからの排気は、排気消音器を通り煙突から室外へ出される。図 2 に、設置後の外観写真を示す。ガスタービンは、ディーゼル発電機と比較すると

- ・冷却水が不要
- ・小型軽量

という利点に加え、低騒音・振動が小さいという際立った特長があるため、今回のようにビルの屋上に設置して

表 1 主要目

発 電 出 力	200 kW (大気温度 40℃)
電 圧	210 V
始 動 時 間	40 秒以内
周 波 数	50 Hz
相 数・極 数	3 相・4 極
排 気 温 度	500℃
燃 料 消 費 量	約 160 ㍑/h (灯油)
直流電源装置	制御・始動用 DC24V
燃 料 タ ン ク	灯油 (A 重油、軽油) 390 ㍑
排 気 サ イ レ ン サ ー	自立型
騒 音	機側 1 m の距離にて 80dB (A) 以下
振 動	共通台板にて 5 μ m 以下

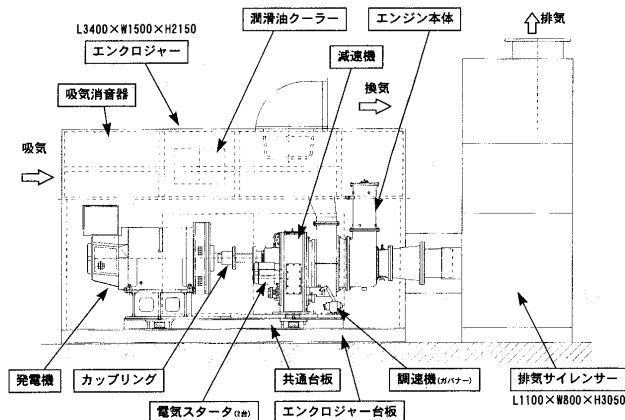


図 1 ガスタービン発電装置

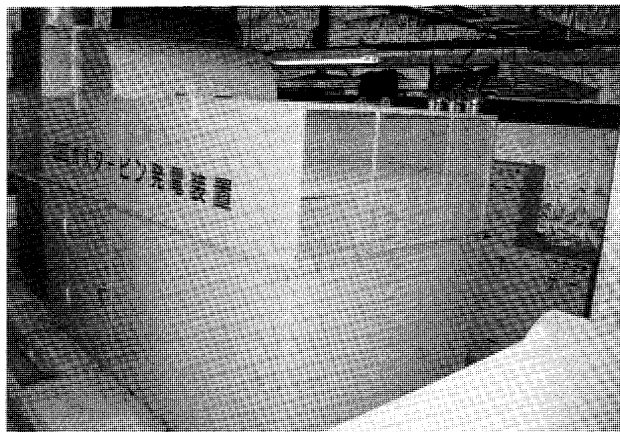


図 2 外観写真

原稿受付 1997 年 7 月 3 日

* 1 石川島播磨重工業(株) 〒135 東京都江東区豊洲 3-2-16

も、騒音・振動で問題になることはない。

3. 本ガスタービンの特長

表2に、本ガスタービンの要目を示す。

図3に、エンジン本体の組立断面図を示す。回転部本体は、遠心2段の圧縮機、軸流2段のタービンで構成される。組立の容易さとバランスの取り易さから、圧縮機の軸とタービン軸を分割型とし、各々中空2段の圧縮機とタービンはカービックで結合させ、テンションボルトで締め上げる構造とした。軸を支持する軸受には、コロ軸受及び玉軸受を使用し、油膜ダンパーで軸受部のサ

ポートを行い、回転体として安定した構造になっている。

圧縮機とタービンの翼形及び流路内の形状は、数値流体解析(CFD)で、速度分布や圧力分布を解析して、性能面で最適な形状となるようにした。

図4に、ガスタービンの定格時と部分負荷時各々の燃料消費率と排気の温度を示す。この図から、大気温度40℃(防災上の規定)では15℃の時と比較して約3/4の出力になっていることが分かる。

又、翼の振動・強度はFEM解析を行い、同時に実機による試験を行い、設計仕様を満足していることを確認した。

表2 ガスタービン要目

形 式	: IM27
圧 縮 機	: 遠心2段
圧 力 比	: 9
回 転 数	: 45,000rpm
タービン	: 軸流2段
燃 焼 器	: 単筒逆流
減 速 機	: 平行2段
始 動 方 式	: DCモータ
制 御 方 式	: 電子ガバナ

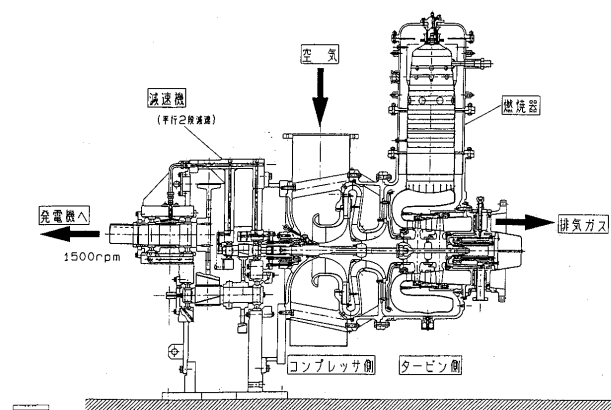
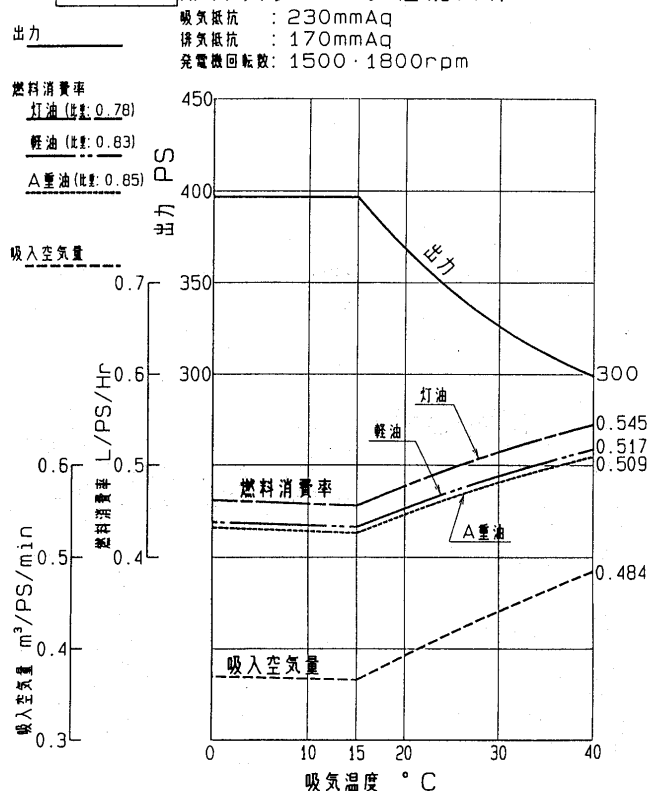


図3 エンジンの組立断面図

IM27形ガスタービン性能曲線



IM27形ガスタービン発電装置部分負荷性能曲線

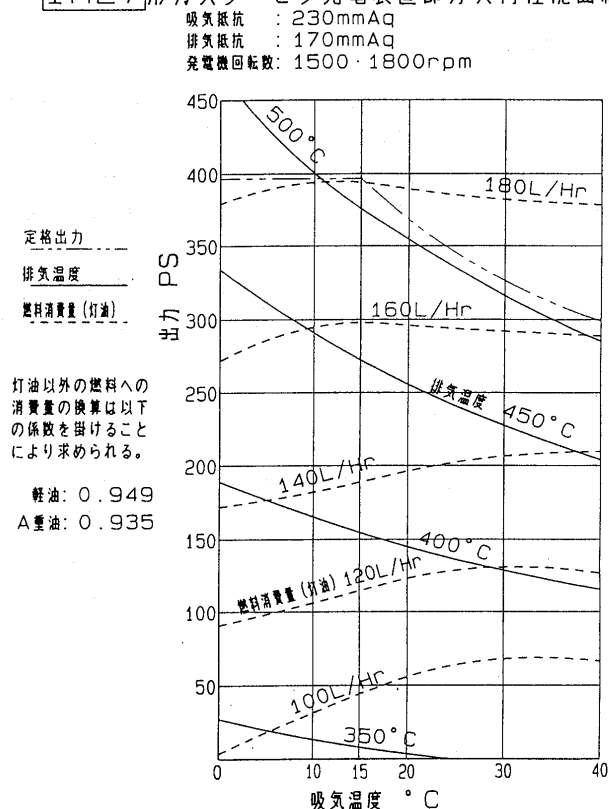


図4 性能曲線

4. 運転実績

1995年10月から、月1回の始動確認・無負荷100%回転試験をし1回の失敗も無くすべて図5に示すように、始動時間30秒以内で電圧確立して、スタンバイの状態となる。無負荷での運転では、性能低下の目安となる排気温度を計測したが、外気温に依存することを考慮すると一年間ほぼ一定であった。

又、設置後一年間に計3回、実負荷(CVCF)との接続運転を行い、突入時の電流・電圧及びガスタービンの軸系の回転数変動を計測して、本ガスタービンは、電氣的及び機械的に問題なくスムーズにCVCFに接続されることを確認した。

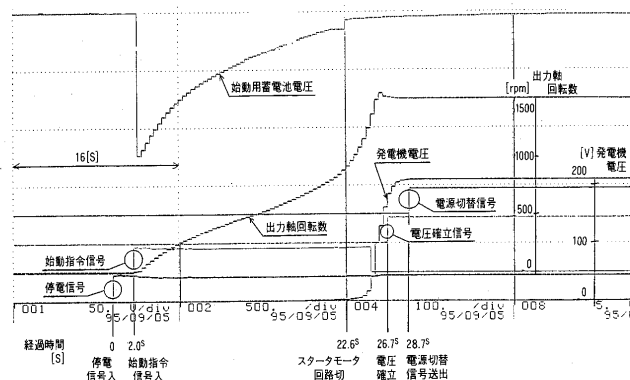


図5 始動トレンドデータ

北斗丸 500 馬力ガスタービン

上松 順二*1
UEMATSU Junji

本機は運輸省科学技術応用研究補助金を受けて製作され、陸上に於ける試運転により慎重に実用性を確認した上で、1954年に北斗丸に搭載後実用運転を開始し、我国のガスタービンの実用1号機となったもので、その全景を図1⁽¹⁾に、また搭載した航海訓練所練習船北斗丸を図2⁽²⁾に示す。戦後ようやく経済が安定して来た時期であり、また世界的にガスタービンが原動機として認知され始めた時期に、本機的设计は開始された。

製作に当たっては現在の三菱重工業長崎造船所と長崎研究所が全力を挙げて取組み、社外からは試験用我国1号機を持ち、ガスタービンの要素研究をされていた鉄道技術研究所からの指導をはじめ、主として流体力学について九州大学と東京大学、燃焼器について東北大学の指導を頂き、最も重要な特殊鋼は、タービンの翼と軸を住友金属工業で、またタービン車室を三菱製鋼所で製作して頂いた。更にほぼ設計が完了した時期にたまたま技術提携を行ったスイスのエツシャーウイス社に全設計図を見て貰いその意見も参考にしたが、小生の記憶では殆ど修正が無く、三菱重工業の実力に敬服した記憶がある。

尚社内の部門毎の担当責任者は設計と取り纏めが津田課長(後の常務)、研究所は金森課長(後の社長・会長)、現場は末永工場長(後の社長)、運転は黒木係長(後の副社長)といった懐かしい方々で、蒸気タービン、ボ

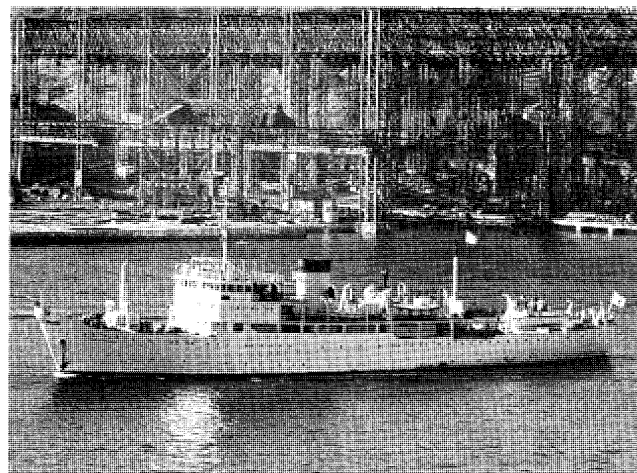


図2 運輸省航海訓練所練習船 北斗丸

イラ、ディーゼルエンジンおよびその船用利用の経験が生かされて好結果を得た。その中で小生は入社後6年頃から取り纏めの一端を担当した。

本機のスケルトンを図3⁽²⁾に、主要部の仕様を表1⁽²⁾に示す。当時としてはガス温度650°Cは世界のレベルであり、船用故2軸を使用し、燃費節約のため廃熱再生器(再生率50%)を使用し、その為圧力比は3.5と比較的小さい値を採用した。

尚主要項目毎に概要とエピソードを以下に纏めておく。

性能に最も大きい影響を持つガス温度確保の為に必要な耐熱鋼に就いて、日本は未だ敗戦国であり、NiやCoは世界的な軍需物資で、わが国では入手困難な中で、タービン動翼は当時世界で最高級とされたティムケン(Ni 16, Cr 25, Mo 6)の精密鍛造、同静翼は我国で戦時中に開発されたイ301(Ni 15, Cr 15, W 2)の精密鍛造、軸はイ301の一体鍛造、車室は16Cr鍛造で製造された。この精密鍛造と精密鍛造は今日の流行の走りである。また耐熱鋼の使用に受ける時硬効果と熱応力の組合わせで高圧タービン軸の翼植え込み部にクラックが発生したため、軸材料をその後の特殊鋼製造技術の進歩を生かし作り直して、実用確認に十分な時間を稼ぐ事が出来たが、このクラックは当時のジェットエンジン等でも発生しており今も未解決で、今日では所謂下駄履き動翼を採用して軸に大きい温度変化が起きない様にして防いでいる。尚運転時の高温による特殊鋼の時硬効果に就いては

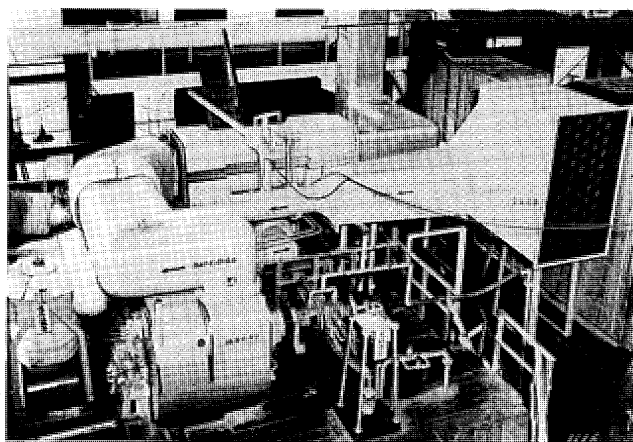


図1 北斗丸用ガスタービン全景

原稿受付 1997年7月24日

* 1 〒192 東京都八王子市片倉町1069-182

多くの事を学び得て、長時間運転により劣化した翼の寿命回復が可能と成った。

高効率を必要とする軸流圧縮機に就いては、現在使われている米国系 NACA 65 シリーズ、英国系 C-4 シリーズ等の翼形は未だ普及していなかったもので、戦時中に行われた零式戦闘機（ゼロ戦）の高性能の主翼の風洞実験データを元に、新たに翼形を作成し、研究所で九大、運研および京大の風洞を使った実験によりその性能を確認し、MAF 翼（三菱エアロフォイルの略）と命名して使用した。この翼形は性能がよくその後も広い用途に利用した。

燃焼器に就いては、効率を良くし、燃焼器やその後流にくるタービンの寿命を延ばし、運転を長時間継続可能とする為に必要な燃焼器内筒は、旋回羽根や一次および二次空気穴を持つことは今も変わらぬが、陸上用のみならず航空用も含め、世界各社の内筒の形状が全く異なるにも関わらず、夫々良好な結果を得ている事が示す如く、必ずしも理論の適用出来ないもので、燃焼実験の担当者以外は調整出来ないと言う楽しい代物であった。今は実圧と実風量の下でテストを行うことによりこの困難克服を目指している。また粘度の高い重油を燃えやすい細粒にする燃料噴射弁も各種実験を行った。

その他経験の少ない特殊鋼の溶接試験や切削試験を初め、騒音の大きいガスタービンに対する消音器試験、2 軸ガスタービンの起動特性試験および蒸気タービンに比し大型化するダクトの特に熱伸びによる反力対策等多くの研究の成果として本機は完成された物である。

1,500 屯の北斗丸に積載後は、12 節用 1,400 馬力蒸気タービンよりも 8 節用のガスタービンを使用した方が、「練習船の訓練は乗船時間が単位取得に必要であって、その為には大勢の学生に必要な水を必要としないガスタービンの方が良い」と言ってガスタービンの運転性を信用して常用して下さった事も 1,000 時間におよぶ実用試験を完了出来た主因である。以上の如く本機の製作から実用試験を成功裡に完了する迄には、大勢の人々が協力して成果を得たもので、その時代並にガスタービンの技術進歩に貢献した歴史の一頁であった。

参考文献

- (1) 三菱造船株式会社社長崎造船所、船舶、昭和 29 年 3 月号 (Vol. 27, No. 3) p. 248-252, 航海訓練所“北斗丸”ガスタービンの概要
- (2) 本社技術部、三菱造船、1995 (昭和 29 年)、(Vol. 2, No. 7) p. 23-26, 北斗丸 500 馬力ガスタービンについて
- (3) 本社技術部、三菱造船、1994 (昭和 29 年) 3 号 (Vol. 2, No. 7) p. 15-19, ガスタービンの翼について
- (4) 三菱造船株式会社、船の科学、昭和 29 年 11 月号 (Vol. 7, No. 11) p. 23-25, 北斗丸 500 馬力ガスタービンの海上公試運転

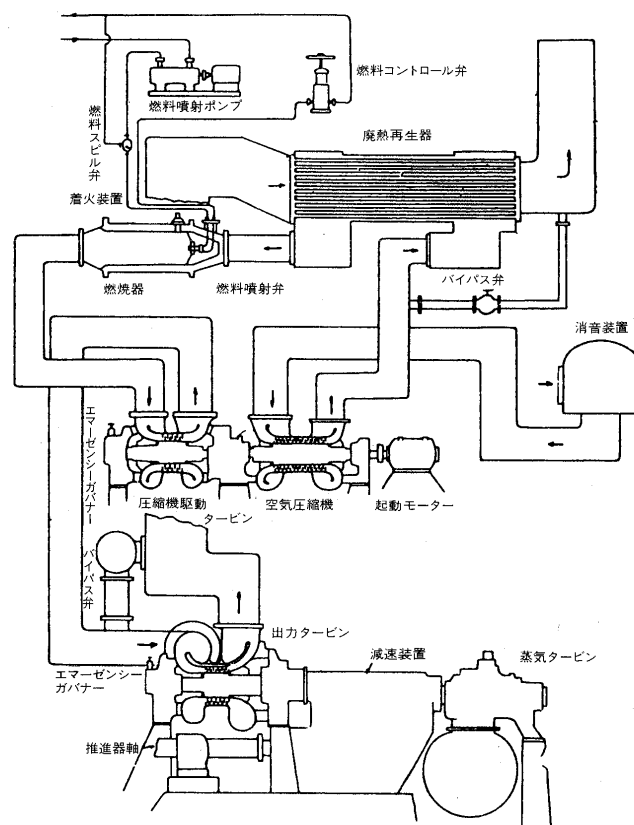


図3 北斗丸装備の 500 馬力ガスタービンの系統図

表1 北斗丸用ガスタービン仕様

型 性	式 能	オープンサイクル 2 軸型	
		機 関 出 力	500 HP
		ガ ス 温 度	650°C
		燃 料 種 類	B 重油
		燃 料 消 費 量	210 kg/h
空 気 圧 縮 機		型 式	軸流
		段 数	19
		所 要 馬 力	1,200 HP
		毎 分 回 転 数	10,000
		圧 力 比	3.5
圧 縮 機 駆 動 タ ー ビ ン		空 気 量	6.0 kg/sec
		型 式	反動式
		段 数	5
		出 力	1,200 HP
		毎 分 回 転 数	10,000
出 力 タ ー ビ ン		型 式	反動式
		段 数	3
		出 力	500 HP
		毎 分 回 転 数	5,000

第1回見学会・技術懇談会報告

機械技術研究所 阿部 裕幸
ABE Hiroyuki

東京より北へ60 km, 高速バスで約1時間のところにつくば研究学園都市はあります。今年の第1回見学会・技術懇談会は、官民の研究所が密集するその他で開催されました。訪問先は通商産業省工業技術院機械技術研究所, 科学技術庁金属材料技術研究所, 日本自動車研究所の3ヶ所, 盛りだくさんの内容でした。午前9時東京駅出発。貸し切りバスに30名程を乗せて見学会が始まりました。

まず最初に訪れたのは機械技術研究所。ここは機械全般を対象としていますが、機械加工、材料、ロボットなどのいわゆる機械らしいものから、バイオ関係までその研究領域は広範囲となっています。本見学会ではガスタービン関連ということで、現在進められているセラミックガスタービン、WE-NETから水素燃焼ガスタービン、そしてターボ関連として人工心臓用ターボポンプの研究施設を見ることが出来ました。セラミックガスタービンでは、4 mg 粒を約100 m/secで標的に当てることのできるFOD (Foreign Object Damage) の試験装置を見学しましたが、非常にコンパクトでありながら、高性能を実現していることに興味を抱かれた方が多かったようです。また、同テーマで行われているタービン翼の試験設備では直線翼列風洞と環状翼列風洞を前にして低レイノルズ数域で現れる空力現象について説明がありました。見学と技術懇談会で取り上げられた水素燃焼ガスタービンでは、そのシステムと将来性について活発な意見交換が行われ、昼食時間が多少遅れる程でした。ガスタービンからは外れますが、医学と工学の融合である人工心臓の研究では、実物モデルを前に機械としての生体への適応性等について質問がされていました。

昼食後、2番目に訪れたのは金属材料技術研究所。つくば内に2ヶ所ある内の千現施設を見学させて頂きました。研究施設では、最初に計算材料科学的手法を用いた原子レベルでの組織予測モデルの開発を行っているNi基超合金の設計開発とコンピュータシミュレーション・アト

ムプローブ解析について説明を受けました。これらに関するプログラムソフトとデータベースはインターネットにより公開されているそうなので、興味のある方は是非アクセスしてみてください。次に構造材料の信頼性を保証する上での基礎データとなるクリープ試験施設を見せて頂きました。広い空間の中に円筒状の試験装置が整然と並び、プロジェクトが始まって以来30年間も稼動し、世界的に貴重なデータを提供し続けていることには、ただ敬服するのみでありました。施設見学の後にはIr基高熔点超合金と軽量耐熱合金について講演があり、タービン翼への利用が提案されましたが、このように他分野どうしの意見交換の場を持つことは、先進技術を有効に活用する上で非常に重要であると感じました。

金属材料技術研究所を後にして最後に訪れたのは日本の自動車産業の発展を支えてきた日本自動車研究所でした。ここでは今年3月でプロジェクトを終了した自動車用セラミックガスタービンの研究開発の成果を中心に見学させて頂きました。テストチャンバーは残念ながら最終試験で使命を終えられたということで装置その物を見ることは出来ませんでした。コンポーネントを前に熱心な質疑応答がなされました。また、高温試験で紫色に変色した回転蓄熱式熱交換器の説明では高温時における金属の変形によるガス漏れの問題、低NO_xを実現する予混合希薄燃焼法では原理について熱心な質疑応答が行われていました。

なを、機械技術研究所と金属材料技術研究所はインターネットで紹介されていますので、今回見学会に参加出来なかった方はこちらでバーチャル訪問されるといいでしょう。

最後に一言。今回、各研究所で対応して下さいだった方々にはお礼を述べたいと思います。また、朝早くからの見学会に参加されたみなさん、ご苦勞様でした。

(企画委員)

第 25 回定期講演会報告

航空宇宙技術研究所 野崎 理
NOZAKI Osamu

1997年5月30日に早稲田大学国際会議場において第25回ガスタービン定期講演会が開催された。参加者は学生13人を含め計140人であった。オーガナイズドセッションの3件、前回より始まったスチューデントセッションの5件の発表を含め、合計35件の研究発表が行われた。一般講演としては燃焼が6件、タービン空力が5件、セラミクス材料が4件、フラッタ、システム、CFD、計測がそれぞれ3件ずつ発表され、いずれのセッションについても時間が超過するほど熱のこもった質疑が行われた。

特別講演では、超音速輸送機用推進システム技術研究組合の村島完治氏に「超音速輸送機用推進システム研究開発プロジェクトの現状と展望」と題して、平成元年より10年計画で実施されている工業技術院のプロジェクトについて解説していただいた。2025年～2030年頃に実現が予想される、東京～ニューヨーク間を3時間で結ぶマッハ5クラスの超音速輸送機の技術の鍵となるのが推進システムであり、その形態として採用された高性能ターボジェットエンジンとラムジェットエンジンを統合した「コンバインドサイクルエンジン」の研究の現状について詳しく解説していただき、会場はほぼ満席となった。

オーガナイズドセッションとしては、地球環境問題、省資源問題への対応策として主流となっているコージェネレーションシステムの駆動機関として需要が拡大している「中小型ガスタービンの開発と利用技術」がテーマとして取り上げられた。本セッションには航空転用型ガスタービン及び2 MW級と6 MW級のガスタービンの

開発に関する発表があった。

すべての発表が終了した後、講演会場で引き続き懇親会が開催された。今年は創立25周年を記念して「25年史」が刊行されること、体制を見直すワーキンググループが発足すること、1999年秋に神戸で国際会議が開催される事などが紹介された。料理も豊富で、多数の出席者が心行くまで熱い議論を闘わせていた。

今回の定期講演会の特徴の一つに、アンケートを実施した事が挙げられる。回答方法を選択式にするなどの工夫により、約40%というかなり高い率で回収できた。結果は概ね現状を肯定する意見が約9割を占めていたが、主なものを一部紹介すると、学術講演会については「有意義である」が58%、「ある程度参考になる」が40%、開催場所については「東京地区」が58%、「東京以外」が33%あった。特別講演については「大変興味深い」が46%、「多少興味を惹く」が37%で、かなり好評であったことがわかる。スチューデントセッションについては47%が無回答であったが「大変有意義」が39%あり、セッションの出席率が高く、また出席者には好評だったと思われる。回答者については、年齢は「30-39」が32%、「40-49」が21%、また所属は「一般企業」が44%、「国公立研究所」が30%に対して「教育機関」はわずか4%であった。30-40代の企業の方々に初めアンケートにご協力いただいた方々に感謝するとともに、この貴重なアンケート結果を、今後の学術講演会の運営に有効に活用していきたいと思う。

(学術講演会委員)

第3回ガスタービン教育シンポジウム報告

航空宇宙技術研究所 橋本 良作

HASHIMOTO Ryosaku

平成9年7月22日、23日の2日間にわたり、「第3回ガスタービン教育シンポジウム」が東京都調布市の航空宇宙技術研究所で開催された。今年は、一昨年の(株)日立製作所(茨城県ひたちなか市)、昨年の川崎重工業(株)(兵庫県明石市)で行われたのと少々趣向を変え、学生のみではなく若手技術者にまで対象者を広げた。

本シンポジウムは総合工学の最先端技術の結晶であるガスタービンについて我が国の将来を担う若者に関心を持ってもらおうとの目的で、実際のガスタービンに直接触れながら講義と研究施設等の見学を合わせた企画となっている。参加希望者は今回、若手技術者にも開放したところ学生45名、社会人90名の計135名と募集定員60名を大幅に越えてしまった。そこで、航空宇宙技術研究所にお願いして20名増やし定員80名とし、学生45名(含女性2名)と社会人35名に決めさせていただいた。学生は修士と学部4年生がほとんどで、社会人はガスタービンの仕事に携わって3年以内の人が大半であった。講義と見学は昨年同様に学生の理解のしやすさに配慮し、1日目にガスタービン概論の講義と研究施設の見学、2日目にガスタービン関連の講義とした。

1日目午前は企画委員会の荒木委員長による開会の挨拶に引き続いて、(1)航技研における航空エンジン関連研究(佐々木誠氏)、(2)ガスタービン概論(竹矢一雄氏)の講義が行われた。昼食後、航空宇宙技術研究所の紹介ビデオを見た後、3班に分かれて、飛行シミュレーション、フラッター風洞、ジェットエンジンセル、極超音速風洞、

数値シミュレーションの5研究施設を見学した。これらの施設はガスタービン関連だけでなく航空宇宙技術全般に渡る研究施設であった。1施設の見学時間は約25分で人数が多かったため落ちついて見学できなかったことは残念であった。

夜の懇親会では当日のキャンセルもあり、学生、社会人、講師、企画委員合わせて25名であったが、幾つかの輪が出来、講師を囲んだり、参加者相互の交流が行われて有意義な一時であった。

2日目のガスタービン関連の講義は昨年より1テーマ増え(3)ガスタービンと流体力学(川池和彦氏)、(4)ガスタービンと伝熱工学(吉田豊明氏)、(5)ガスタービンと熱焼工学(前田福夫氏)、(6)ガスタービンと材料工学(新田明人氏)の4テーマについて午前2件、午後2件が行われた。今年は人数の割には昨年に比べて質問の数が少なかったが、配布された資料集に書き込みを行うなど熱心に講義を聴講している姿が多く見られた。

また、参加者の方々に協力していただいたアンケートの結果及び社会人の多くの方々に参加をお断りしたことを今回の企画に反映したいと考えています。

最後に、講義、資料準備に貴重な時間をさいて頂いた講師の方々、会場の提供と研究施設の見学について十分な対応を頂いた航空宇宙技術研究所の関係者に深く感謝します。

(企画委員)

第 26 回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第 26 回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催致します。

今回は、「21 世紀を担うガスタービン—地球環境保全と燃料多様化の担い手として—」をテーマとしています。これは、本年 12 月に京都で開催予定の COP 3 で一段と注目されています地球環境保全および今後のガスタービンの用途拡大につながる燃料多様化への対応について、電気事業用、コージェネレーション用発電設備でのガスタービンに係る技術開発から設計、運用に至る技術について講演を予定しておりますので、奮ってご参加下さい。

1. 日 時: 1998 年 1 月 22 日(木), 23 日(金) 9:30~16:00
2. 場 所: 東京ガス(株)本社 2 階大会議室
東京都港区海岸 1-5-20
(JR 浜松町駅下車徒歩 3 分)
3. テー マ: 「21 世紀を担うガスタービン—地球環境保全と燃料多様化の担い手として—」

サブテーマ

- ・地球環境保全に寄与するガスタービン技術
- ・燃料多様化に対応するガスタービンシステム

4. 参加要領:

(1) 参加費 (資料代含む)

主催および協賛団体正会員	2 日間	25,000 円
	1 日のみ	18,000 円
学生会員 2,000 円 会員外	2 日間	35,000 円
	1 日のみ	25,000 円

(2) 申込方法

所属・氏名・加盟学協会名 (GT 学会の場合は会員番号) とを後日送付の申込用紙に明記の上 FAX か郵送で事務局まで申し込み、参加費を郵便振替、銀行振込又は現金書留にて事務局まで 1998 年 1 月 9 日までに送り下さい。

なお、当日会場にても参加費の受付を行います。

第 12 回ガスタービン秋季講演会・見学会 (奈良) のお知らせ

日本機械学会と共催にて第 12 回のガスタービン秋季講演会・見学会を開催致します。会員の皆様多数のご参加をお願いいたします。

開 催 日 10 月 16 日(木) 講演会, 17 日(金) 見学会
会 場 奈良県新公会堂 奈良市春日野町 101
TEL 0742 (27) 2630
(近鉄奈良駅よりタクシーで 5 分)
奈良公園となり

一般講演 35 件

特別講演 「長屋王邸の発掘と貴族の生活」

奈良女子大学文学部教授 佐藤宗諄氏

参加登録費 共催学会正会員 9,000 円,
学生会員 4,000 円, 会員外 12,000 円

懇 親 会 10 月 16 日(木) 18:00 より
新公会堂レセプションホール

見 学 会 10 月 17 日(金) 8:30~17:00

1. 堺市ごみ焼却場/コンバインドサイクル発電施設
2. 橿原考古学研究所/博物館
定員 45 名 (講演会参加者のみ)
参加費 6,000 円 (含入場料, 昼食代)

参加登録

添付の申込用紙に、氏名、勤務先、所属学会、連絡先、見学会懇親会参加の有無、送金方法 (現金書留、郵便振替、銀行振込)、送金日等を明記の上、9 月末日までに郵便又は FAX にて学会事務局まで送りください。講演者も参加登録をお願いいたします。

*郵便振替 00170-9-179578

*銀行振込 第一勧業銀行西新宿支店
普通 067-1703707

レディースプログラムはありませんが、観光コース情報は、学会事務局にお問い合わせください。

宿泊につきましては、下記の旅行業者に講演会参加の旨を告げてお早めにお申し込みください。

宿泊申込: 近畿日本ツーリスト

東京国際旅行支店 (担当 杉本氏)

〒101 千代田区神田松永町 19 高久ビル 7 F

TEL 03-3253-6131 FAX 03-3255-7128

第 26 回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第 26 回ガスタービンセミナーを下記要領にて開催致します。

今回は、「21 世紀を担うガスタービン—地球環境保全と燃料多様化の担い手として—」をテーマとしています。これは、本年 12 月に京都で開催予定の COP 3 で一段と注目されています地球環境保全および今後のガスタービンの用途拡大につながる燃料多様化への対応について、電気事業用、コージェネレーション用発電設備でのガスタービンに係る技術開発から設計、運用に至る技術について講演を予定しておりますので、奮ってご参加下さい。

1. 日 時: 1998 年 1 月 22 日(木), 23 日(金) 9:30~16:00
2. 場 所: 東京ガス(株)本社 2 階大会議室
東京都港区海岸 1-5-20
(JR 浜松町駅下車徒歩 3 分)
3. テー マ: 「21 世紀を担うガスタービン—地球環境保全と燃料多様化の担い手として—」

サブテーマ

- ・地球環境保全に寄与するガスタービン技術
- ・燃料多様化に対応するガスタービンシステム

4. 参加要領:

(1) 参加費 (資料代含む)

主催および協賛団体正会員	2 日間	25,000 円
	1 日のみ	18,000 円
学生会員	2,000 円	会員外
	2 日間	35,000 円
	1 日のみ	25,000 円

(2) 申込方法

所属・氏名・加盟学協会名 (GT 学会の場合は会員番号) とを後日送付の申込用紙に明記の上 FAX か郵送で事務局まで申し込み、参加費を郵便振替、銀行振込又は現金書留にて事務局まで 1998 年 1 月 9 日までに送り下さい。

なお、当日会場にても参加費の受付を行います。

第 12 回ガスタービン秋季講演会・見学会 (奈良) のお知らせ

日本機械学会と共催にて第 12 回のガスタービン秋季講演会・見学会を開催致します。会員の皆様多数のご参加をお願いいたします。

開 催 日 10 月 16 日(木) 講演会, 17 日(金) 見学会
会 場 奈良県新公会堂 奈良市春日野町 101
TEL 0742 (27) 2630
(近鉄奈良駅よりタクシーで 5 分)
奈良公園となり

一般講演 35 件

特別講演 「長屋王邸の発掘と貴族の生活」

奈良女子大学文学部教授 佐藤宗諄氏

参加登録費 共催学会正会員 9,000 円,
学生会員 4,000 円, 会員外 12,000 円

懇 親 会 10 月 16 日(木) 18:00 より
新公会堂レセプションホール

見 学 会 10 月 17 日(金) 8:30~17:00

1. 堺市ごみ焼却場/コンバインドサイクル発電施設
2. 橿原考古学研究所/博物館
定員 45 名 (講演会参加者のみ)
参加費 6,000 円 (含入場料, 昼食代)

参加登録

添付の申込用紙に、氏名、勤務先、所属学会、連絡先、見学会懇親会参加の有無、送金方法 (現金書留、郵便振替、銀行振込)、送金日等を明記の上、9 月末日までに郵便又は FAX にて学会事務局まで送りください。講演者も参加登録をお願いいたします。

*郵便振替 00170-9-179578

*銀行振込 第一勧業銀行西新宿支店
普通 067-1703707

レディースプログラムはありませんが、観光コース情報は、学会事務局にお問い合わせください。

宿泊につきましては、下記の旅行業者に講演会参加の旨を告げてお早めにお申し込みください。

宿泊申込: 近畿日本ツーリスト

東京国際旅行支店 (担当 杉本氏)

〒101 千代田区神田松永町 19 高久ビル 7 F

TEL 03-3253-6131 FAX 03-3255-7128

第12回ガスタービン秋季講演会プログラム

(一般講演 講演時間15分 討論10分、*印 講演者、連名者の所属が省略されている場合は後者と同じです。)

第1室			第2室		第3室
9:30	《一般講演》セラミックス/複合材料1		9:30	《一般講演》翼列性能1	《一般講演》冷却翼/コーティング
A-1	セラミックス系複合材料(CMC)製燃焼器ライナの開発 *西尾光司、井頭賢一郎、武 浩司(AMG)、末光 毅(川崎重工)		B-1	低レイノルズ数域における環状タービン翼列特性(第3報:全圧損失の計測) *松沼孝幸、阿部裕幸(機械技研)、村田耕史(筑波大院)、筒井康賢(機械技研)	C-1 後縁吹き出し冷却翼の空力損失低減法の基礎研究 *田熊康秀、岡村美智也(武蔵工大)、荒木達雄(武蔵工大)
A-2	三次元織りC/Cタービンディスク模型の回転強度 *小河昭紀、周 風華、橋本良作(航技研)、米内山誠(都立航空高専)		B-2	低レイノルズ数域における直線タービン翼列特性(第5報:節弦比の影響) *村田耕史(筑波大院)、阿部裕幸、松沼孝幸、筒井康賢(機械技研)	C-2 ガスタービン静翼の個別膜噴き出し翼列圧損特性 *大友文雄、中田裕二、久保 良、須賀威夫(東芝)
A-3	カーボン/カーボン複合材料のOff-Axis強度特性 *米内山誠(都立航空高専) 大平潤一郎(千葉大)、呉 志新(マブチモーター)、栗原和行(石福金属)	10:45	B-3	複合格子を用いたタービン翼列の空力損失の数値解析 *下田直宣(武蔵工大)、松江義也(武蔵工大)、松尾裕一(航技研)、荒木達雄(武蔵工大)	C-3 ガスタービン用遮熱コーティング皮膜のはく離特性 *斉藤正弘、高橋雅士、田村雅貴、高石和年(東芝)、川崎 亮(東北大)
10:55	《一般講演》セラミックス/複合材料2, 計測	10:45	《一般講演》燃焼器1	10:55	《一般講演》セラミックガスタービン
A-4	SiCセラミック長繊維複合材料の材料設計 *伊藤義康、亀田常治、池田 功(東芝)	10:55	B-4	水素-酸素-水蒸気量論比混合気の火炎吹き飛び *豊岐典彦(機械技研)、足永拓郎(東京電機大院)、濱 純、古谷博秀、高橋三郎(機械技研)	C-4 自動車用 100kW CGT のタービンロータ・ノズルの開発 中沢則雄、荻田浩司、高橋政行、*森 真治(三菱自工)
A-5	光反射方式によるセラミックス動翼の翼端すきまセンサ *松田幸雄(航技研)	11:45	B-5	ガスタービン用超短縮火炎燃焼器に関する研究(高圧下における燃焼・排気特性) *寺垣晶子(法大院)、山田秀志、牧田光正、徐 喆、林 茂(航技研)	C-5 100kW 自動車用 CGT の流路形状の最適化 *親川兼俊、小池哲哉(JARI)
11:45		11:45		11:45	
12:40	《特別講演》				
13:40	「長屋王邸の発掘と貴族の生活」 佐藤宗淳(奈良女子大学文学部教授)				

13:50	《一般講演》非定常空力 1	13:50	《一般講演》燃焼器 2	13:50	《一般講演》伝熱/冷却
A-6	超音速翼列に生じる不安定現象に関する研究 *岩本幸治 (阪大院)、横田和彦、辻本良信 (阪大)、	B-6	Victiated Air における NOx 排出特性 (第2報 予混合燃焼の場合) *黒沢要治、下平一雄、鈴木和雄 (航技研)	C-6	ヒートパイプを利用したタービン冷却システム *高橋 晃、山脇栄道 (石川島播磨) 三村富嗣雄、瀧 将展、吉田豊明 (航技研)
A-7	入口案内翼後方付近に発生する不安定な流れ (案内翼弦長の影響) *高間信行、吉識晴夫 (東大生研)	B-7	小型ガスタービン用低 NOx 燃焼器の開発 *佐藤 浩、森 雅晶、中村恒明 (東京ガス)	C-7	超高温タービン翼型基礎模型の伝熱特性 *崎田武史 (石川島播磨)、熊谷隆王、瀧 将展、吉田豊明 (航技研)
A-8	周期的後流と翼面境界層との干渉現象に関する研究 船崎健一 (岩手大)、*小薮栄太郎 (岩手大院)	B-8	ガスタービン燃焼器の火移り特性 *伊東正雄、岡本浩明、高原健司、岡本安夫、前田福夫 (東芝)	C-8	感温液晶による冷却翼内部流路熱伝達分布の計測法に関する研究 *船崎健一 (岩手大)、石澤浩平 (岩手大院)、山脇栄道 (石川島播磨)
15:05	《一般講演》非定常空力 2	15:05	《一般講演》翼列性能 2	15:05	《一般講演》ガスタービンの性能
A-9	遷音速翼列における衝撃波変動現象の測定 白鳥敏正 (都立科技大)、*松下政裕 (都立科技大院)、桜井忠一 (都立科技大)	B-9	主流/2次空気流れ干渉による翼列性能劣化に関するスタディ *今成邦之、児玉秀和 (石川島播磨)	C-9	超音速輸送機用ターボジェットエンジンの試作試験 (高空性能試験結果) 板原寛治、*浅子知昭 (石川島播磨)、高木俊治 (川崎重工)、貴志公博 (三菱重工)、柳 良二 (航技研)
A-10	遷音速振動翼列の非定常空力解析 *柴田貴範 (日立)、梶昭次郎 (東大)	B-10	直線翼列による抽気実験 (翼間内の流れ計測) *菅原 昇、齊藤喜夫 (航技研)	C-10	石炭ガス化複合発電プラント性能解析プログラムの開発 *岩井 康、丹治順一、赤津康昭、藤村秀和、池口 隆 (日立)
A-11	振動する三次元翼列翼に働く非定常空力 *小林孝雄 (東芝CAEシステム)、殿岡大英 (東海大院)、高田浩之 (東海大)	B-11	軸流圧縮機用エンドペンダ・スライプ翼の開発 井上雅弘、古川雅人 (九大)、木上洋一 (佐大)、九郎丸元雄、*谷野忠和、前田誠一郎 (九大)、奥野研一 (東芝)	C-11	充てん塔式 CO ₂ 回収装置を持つガスタービンの性能 *井亀 優、平岡克英、菅 進、熊倉孝尚 (船舶技研)
A-12	軸流圧縮機における旋回失速セルの非定常渦構造とジェット噴射の影響 *田島嗣久、松村洋祐 (早大院)、加藤 大、大田英輔 (早大)、千葉 薫 (石川島播磨)	16:30		C-12	小型セラミックガスタービンを用いた自動車用ハイブリッドシステムの研究 (第二報) 伊藤高根 (東海大)、呉 英毅 (東海大院)
16:55				16:55	

日本ガスタービン学会賞候補募集のお知らせ

応募締切: 平成9年12月1日

日本ガスタービン学会では下記により、2年毎に学会賞（論文賞、技術賞および奨励賞）の贈呈を行っております。つきましては、今年度下記要領により第9回目の学会賞の募集を行うことになりましたのでお知らせ致します。

応募要領

1. 日本ガスタービン学会賞

本会はガスタービンおよび過給機に関連する工学および技術の発展を奨励することを目的として、優れた論文、技術ならびに新進会員個人の業績に対してそれぞれ日本ガスタービン学会論文賞、技術賞、奨励賞を贈り、表彰を行う。

2. 対象となる業績

- (1) 論文賞 日本ガスタービン学会誌に平成5年11月以降平成9年10月迄に公表された論文および1995年国際ガスタービン会議横浜大会 Proceedings に掲載された論文で、独創性があり工学および技術に寄与したもの。
- (2) 技術賞 ガスタービンおよび過給機に関連し、同上期間に完成した新技術（画期的な新製品の開発、製品の品質または性能の向上あるいは生産性の向上、材料開発、制御計測および保守技術の向上等に寄与したもの）。
- (3) 奨励賞 日本ガスタービン学会誌に平成5年11月以降平成9年10月迄に公表された論文および1995年国際ガスタービン会議横浜大会 Proceed-

ings に掲載された独創的な論文（いずれも本人が中心的役割を果たしたもの）で萌芽的研究を含む。

3. 受賞者の資格

- (1) 論文賞 受賞者は本会会員（正会員、学生会員）とする。
- (2) 技術賞 受賞者は本会会員（正会員、学生会員、賛助会員）とする。
- (3) 奨励賞 受賞者は本会会員（正会員、学生会員）で、昭和37年4月2日以降生まれの個人とする。ただし論文賞、技術賞あるいは奨励賞をすでに受けた者および今年度の論文賞、技術賞内定者は奨励賞を受けることはできない。

4. 受賞件数 論文賞2件、技術賞2件、奨励賞2名程度とする。

5. 表彰の方法 審査の上、表彰状および賞牌を授与する。

6. 表彰の時期 表彰は、平成10年4月開催予定の日本ガスタービン学会総会において行う。

7. 応募の方法 公募によるものとし、論文賞、技術賞は推薦または本人よりの申請、奨励賞は推薦による。尚、一度申請して受賞しなかったものでも、再度応募して差し支えない。

8. 提出書類 推薦または申請には、本会の所定用紙に必要事項を記載して、1件につき正1通、副2通（コピーで可）の計3通を提出する。

9. 提出締切日 平成9年12月1日（月）17時必着

10. 提出先 〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
(株)日本ガスタービン学会
学会賞審査委員会宛

(平成9年10月16, 17日)

(社) 日本ガスタービン学会 行

会社名	
所在地	〒
TEL	
FAX	

フリガナ 氏 名	所 属	TEL FAX	所属学協会 GTSJの方は領 No. をご記入下さい	見学会参加 の有無 0印をつけて下さい	懇親会出席 の有無 0印をつけて下さい
				出・欠	出・欠
				出・欠	出・欠
				出・欠	出・欠
				出・欠	出・欠
				出・欠	出・欠

参加費入金予定日 月 日

(社)日本ガスタービン学会 行
 FAX 03-3365-0387 TEL 03-3365-0095

氏 名			
連絡先			
〒			
TEL		FAX	

※購入希望に○印をおつけ下さい

		単 価	希望部数	計
	会員名簿(1997年版)	¥3,500		
	Bulletin(1997年版)	¥2,000		
	調査報告書	¥1,500		
	25年史	¥2,000		
計				

【事務局への連絡事項】

*送金方法(○印をつけて下さい) 送金予定日 月 日

- 銀行(第一勧業銀行西新宿支店 普通預金1703707)
- 郵便振替(00170-9-179578)
- 現金書留

*請求書の発行について

- 要 宛名()
- 不要

*領収書の発行について

- 要 宛名()
- 不要

編集後記

本号では自動車用セラミックガスタービン (CGT) 開発を特集致しました。以前本誌'94年12月号で、小型のCGTの2つのプロジェクト(300kW産業用, 100kW自動車用)を、小特集として取り上げ解説しております。当時はプロジェクトのほぼ中間時点であり、それ迄の要素開発やエンジン試験の進捗と中間評価結果の概要が報告されております。両プロジェクトとも要素技術はほぼ中間目標値を達成し、タービン入口温度1200°Cのエンジン試験の段階に入っておりますが、最終目標達成のためには幾つかの困難な課題をクリアしていく必要があることが述べられております。

300kW産業用CGTは'98年度迄の計画で開発が進められておりますが、100kW自動車用CGTは本年3月迄で完了のプロジェクトであり、昨年度の編集委員会で既に今年度の特集テーマとして提案されておりました。プロジェクト終了後の早い時期に特集すべきと考えておりましたが、著者の方々にはプロジェクト関連の業務が一段落してから執筆に当たって頂くのが良いと判断し、本9月号で取り上げることとなりました。米国の同様な国家プロジェクトより相当遅れて開発がスタートしましたが、それよりも先行した高いレベルの成果が得られ各種の新技术が蓄積できたこと、またJARIと自動車各社の研究開発部門が共同で1つのエンジンを開発したこと等、技術的な内容や開発の進め方等について集大成して取りまとめることができ、学会および本プロジェクトの関係の方々には深く感謝致します。なお関連して随筆についても自動車用ガスタービンの話題でお願いすることがで

きました。

表紙については、今年度から歴史的な意味を持つ日本の初期のガスタービン開発をテーマとして、6月号は第1回として鉄研1号ガスタービンが掲載されました。本号は船用として最初の実用機でありました練習船北斗丸に搭載のガスタービンを取り上げました。

なお例年の通り本9月号にはASME国際ガスタービン会議の見聞記を掲載しております。また“ガスタービン用耐熱コーティング”の講義は第2回目であります。関連して特集とは別の単独の解説記事“ガスタービン材料の最近の動向”と併せてお読み頂くのがよろしいかと思います。

最後になりましたが、御多忙中にもかかわらず記事をお寄せ頂いた著者の方々と編集を担当された小野里氏(IHI)、北嶋氏(KHI)、辻田氏(法政大)ならびに関係者の方々に改めて御礼申し上げます。(中沢 則雄)

<表紙写真>

北斗丸 500馬力ガスタービン

説明: 昭和29年(1954)に運転を開始した我が国の実用第1号ガスタービン(商船用では世界で2番目)で、廃熱再生式2軸オープンサイクル・ガスタービン。

運輸省の研究補助金を得て、三菱重工業(当時三菱造船)長崎造船所にて開発・製作され、運輸省航海訓練船“北斗丸”に搭載・運用された。

(提供 三菱重工業(株)長崎造船所史料館)

だより

✠事務局 ✠

まるで民族の大移動のように大にぎわいだったお盆休みもあっけなく過ぎ、少しこの新宿の街も落ち着きを取り戻しているようです。

今夏の東京は、7月初めに40度近くの暑さを体験させられたせいか、そのあとは涼しく感じられわりと過ごしやすかったです。

そんな中、教育シンポジウムが航空宇宙技術研究所で開催され活発な意見交換のなか、無事終了。今回は遠く沖縄からはるばる参加した女子学生さんもいて、皆さんの注目を集めていました。

秋になって巻末にもございますように、10月16, 17日に奈良で秋季講演会が開催されます。今回は、論文もアツという間に集まり皆さんの関心の深さが感じられます。会場も新しいきれいな所ですので、是非ご参加下さいま

すようお待ちしております。来年に入ってから2月中旬に九州大学でフォーラム、そして5月の定期講演会は名古屋の国際会議場でと先々の予定がだんだん決まりつつありますので、会告のページをお見逃しなきよう。

今、ガスタービン学会では遅れているOA化を少しでもとり入れようと一生懸命で、先日やっとE-mailがつかえるようになりました。まだハード面で不備な所がありますので皆様とご連絡をとるところまではいっていませんが、そのうち完備しましたらアドレスをお知らせします。また、学会のホームページを開設してその時々学会からのお知らせもご案内出来たらと考えています。

最後にいつものお願いです。

未納会費のある方は、どうぞ大至急事務局宛お送り下さいますようお願い申し上げます。 [A]

編集後記

本号では自動車用セラミックガスタービン (CGT) 開発を特集致しました。以前本誌'94年12月号で、小型のCGTの2つのプロジェクト(300kW産業用, 100kW自動車用)を、小特集として取り上げ解説しております。当時はプロジェクトのほぼ中間時点であり、それ迄の要素開発やエンジン試験の進捗と中間評価結果の概要が報告されております。両プロジェクトとも要素技術はほぼ中間目標値を達成し、タービン入口温度1200°Cのエンジン試験の段階に入っておりましたが、最終目標達成のためには幾つかの困難な課題をクリアしていく必要があることが述べられております。

300kW産業用CGTは'98年度迄の計画で開発が進められておりますが、100kW自動車用CGTは本年3月迄で完了のプロジェクトであり、昨年度の編集委員会では今年度の特集テーマとして提案されておりました。プロジェクト終了後の早い時期に特集すべきと考えておりましたが、著者の方々にはプロジェクト関連の業務が一段落してから執筆に当たって頂くのが良いと判断し、本9月号で取り上げることとなりました。米国の同様な国家プロジェクトより相当遅れて開発がスタートしましたが、それよりも先行した高いレベルの成果が得られ各種の新技术が蓄積できたこと、またJARIと自動車各社の研究開発部門が共同で1つのエンジンを開発したこと等、技術的な内容や開発の進め方等について集大成して取りまとめることができ、学会および本プロジェクトの関係の方々には深く感謝致します。なお関連して随筆についても自動車用ガスタービンの話題でお願いすることがで

きました。

表紙については、今年度から歴史的な意味を持つ日本の初期のガスタービン開発をテーマとして、6月号は第1回として鉄研1号ガスタービンが掲載されました。本号は船用として最初の実用機でありました練習船北斗丸に搭載のガスタービンを取り上げました。

なお例年の通り本9月号にはASME国際ガスタービン会議の見聞記を掲載しております。また“ガスタービン用耐熱コーティング”の講義は第2回目であります。関連して特集とは別の単独の解説記事“ガスタービン材料の最近の動向”と併せてお読み頂くのがよろしいかと思ひます。

最後になりましたが、御多忙中にもかかわらず記事をお寄せ頂いた著者の方々と編集を担当された小野里氏(IHI)、北嶋氏(KHI)、辻田氏(法政大)ならびに関係者の方々に改めて御礼申し上げます。(中沢 則雄)

<表紙写真>

北斗丸 500馬力ガスタービン

説明: 昭和29年(1954)に運転を開始した我が国の実用第1号ガスタービン(商船用では世界で2番目)で、廃熱再生式2軸オープンサイクル・ガスタービン。

運輸省の研究補助金を得て、三菱重工業(当時三菱造船)長崎造船所にて開発・製作され、運輸省航海訓練船“北斗丸”に搭載・運用された。

(提供 三菱重工業(株)長崎造船所史料館)

だより

✠事務局 ✠

まるで民族の大移動のように大にぎわいだったお盆休みもあっけなく過ぎ、少しこの新宿の街も落ち着きを取り戻しているようです。

今夏の東京は、7月初めに40度近くの暑さを体験させられたせいか、そのあとは涼しく感じられわりと過ごしやすいく日々でした。

そんな中、教育シンポジウムが航空宇宙技術研究所で開催され活発な意見交換のなか、無事終了。今回は遠く沖縄からはるばる参加した女子学生さんもいて、皆さんの注目を集めていました。

秋になって巻末にもございますように、10月16, 17日に奈良で秋季講演会が開催されます。今回は、論文もアツという間に集まり皆さんの関心の深さが感じられます。会場も新しいきれいな所ですので、是非ご参加下さいま

すようお待ちしております。来年に入ってから2月中旬に九州大学でフォーラム、そして5月の定期講演会は名古屋の国際会議場でと先々の予定がだんだん決まりつつありますので、会告のページをお見逃しなきよう。

今、ガスタービン学会では遅れているOA化を少しでもとり入れようと一生懸命で、先日やっとE-mailがつかえるようになりました。まだハード面で不備な所がありますので皆様とご連絡をとるところまではいっていませんが、そのうち完備しましたらアドレスをお知らせします。また、学会のホームページを開設してその時々学会からのお知らせもご案内出来たらと考えています。

最後にいつものお願いです。

未納会費のある方は、どうぞ大至急事務局宛お送り下さいますようお願い申し上げます。 [A]

学会誌編集規定

1996.2.8 改訂

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

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

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

付記1. 原稿送付先および原稿執筆要領請求先
〒105 東京都港区西新橋1-17-5
Tel. 03-3508-9061 Fax. 03-3580-9217
ニッセイエブプロ㈱ 制作部編集室
ガスタービン学会誌担当 越司 昭

技術論文投稿規定

1997.1.28 改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
 - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービン及び過給機の技術に関連するものであること。
 - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、著者が外国人会員であって日本語による論文執筆が困難な場合は英語による投稿を認める。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従って執筆し、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. 25 No. 98 1997. 9

発行日 1997年9月10日
発行所 社団法人 日本ガスタービン学会
編集者 山根隆一郎
発行者 有賀一郎
〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13
第3工新ビル402
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387
郵便振替 00170-9-179578
印刷所 ニッセイエブプロ㈱
〒105 東京都港区西新橋2-5-10
Tel. 03-3501-5151 Fax. 03-3501-5717

©1997, (株)日本ガスタービン学会
複写をされる方に 本誌に掲載された著作物を複写する場合は、次の団体から許諾を受けて下さい。
〒107 東京都港区赤坂9-6-41 (株)日本工学会内
学協会著作権協議会
Tel. 03-3475-4621 Fax. 03-3403-1738