

## ESPR 特集号の発行によせて

高田 浩之<sup>\*1</sup>

TAKATA Hiroyuki

平成11年に始まった産業科学技術研究開発制度による「環境適合型次世代超音速推進システム」の研究開発 (ESPR プロジェクト) が発足後5年を経て、去る6月末成功裡に終了した。

わが国ではこのプロジェクトに先立って平成元年から10年間にわたって、「超音速輸送機用推進システム」の研究開発 (HYPR プロジェクト) が実施された。このHYPR プロジェクトでは飛行マッハ数5までをカバーする超／極超音速輸送機 (SST/HST) 用推進システムに必要な熱・空力技術の獲得を目的として、ラムジェットとターボジェットのコンバインドサイクルエンジンについて、高度な基盤技術の研究開発が行われた。そして、例えばタービン入口温度1700℃の実現や、ラムエンジンとターボエンジン間のスムーズなモード切替えに成功するなど、関連する多くの要素技術の確立を含め、多大な成果を挙げて終了した。

一方 ESPR プロジェクトは、プロジェクト出発時点では21世紀初頭にもスタートすると予想されていた超音速輸送機 (SST) の国際共同開発を視野に入れて、経済性と共に環境適合性に優れた次世代超音速推進システムの実用化に向けた基盤技術を、HYPR プロジェクトの成果の上に立って、獲得しようとしたものである。

ご存知のように、「コンコルド」が事業的に成功しなかった理由には、大きく言って経済性の問題と騒音の問題の2つがある。とくに後者については空港周辺での離陸騒音が戦闘機並みで幾つかの主要空港に乗り入れが出来ない事態となって運航上大きな不利を蒙った。次世代 SST エンジンはこの騒音の問題を解決した環境適合性のあるエンジンでなければならない。そのほかに、成層圏を飛行する SST エンジンからの NOx 排出がオゾン層に悪影響を与えることがあってはならないし、また地球環境保存の見地から CO<sub>2</sub> 排出量を抑制することが必要である。CO<sub>2</sub> 排出抑制の問題は結局、総燃料消費量を低減することであり、これは同時に経済性の向上にも対応することになる。

開発目標の設定に際しては、日本航空機開発協会 (JADC) の調査研究の結果を用い、マッハ数2.2で飛行する次世代大型超音速機に搭載する推進システムを「目

標エンジン」と定義して、その仕様が設定された。同時に環境に関する目標値も次のように定められた。即ち、  
低騒音：ICAO Chapter 3 規制値より 3 dB 低いこと、  
低 NOx 排出：巡航時 EI 5 (g/kg-fuel) 以下、  
低 CO<sub>2</sub> 排出：現状技術に比べ25%削減、  
というものである。騒音の目標値は2006年から採用される ICAO Chap. 4 に相当し、超音速エンジンにとっては大変に厳しいものである。また、NOx 排出の目標 EI 5 は希薄予蒸発予混合 (LPP) 燃焼を採用して実現を図るが、燃焼不安定問題の克服には高い障壁を越える必要がある。更に CO<sub>2</sub> 排出の25%低減について言えば、エンジン重量30%削減や冷却空気量50%削減が前提となっている厳しい目標である。

これらの目標値が個別要素、サブシステムの技術課題の詳細目標値に分解されて割り付けられ、個別の研究が5年にわたって遂行された。その結果、低騒音は昨年8月から9月にかけて米国ユナイテッドテクノロジー社で行われたターボ騒音試験によって、また低 NOx は本年5月英国ロールスロイス社で行われた LPP 燃焼器の高圧アニュラー試験によって、それぞれ目標値の達成が確認された。CO<sub>2</sub> 削減の方も、重量軽減や燃料消費率の向上を達成し、エンジン試験や要素試験と解析によって技術的に実証された。

具体的な成果の詳細は本特集の各記事中に述べられるが、この ESPR プロジェクトの成果はまさに国際水準を行くものであり、またその中の幾つかは国際水準を抜く成果であると言えよう。幾多の技術的困難を乗り越えてこの成果に導かれた関係者のご努力に敬意を表したい。

残念ながら世界の現状は、直ちにこれらの成果を適用して次世代 SST の開発に進むという状況にはない。しかし、いずれ開発に着手されることは間違い無いであろう。この ESPR の成果がこのまま枯れていくようなことにならないよう今後の産官学の努力を期待したい。

また一方で、これらの技術を亜音速エンジンや産業用ガスタービンなどに展開して、早期実用化をめざすことも重要である。この意味で平成15年度から「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」(小型エコエンジンプロジェクト) が立ち上がっており、それに多くの HYPR/ESPR 研究成果が適用されて、製品化の中で実用技術として成熟して行くことは誠に喜ばしいことである。待望久しい国産民間用エンジンとして結実することを期待している。

原稿受付 2004年7月16日

\*1 東京大学名誉教授

〒215-0018 神奈川県川崎市麻生区王禅寺東5-20-3

特集：環境適合型次世代超音速推進システム (ESPR)

## ESPR プロジェクトの概要

藤網 義行<sup>\*1</sup>

FUJITSUNA Yoshiyuki

辻 義信<sup>\*2</sup>

TSUJI Yoshinobu

キーワード：次世代超音速輸送機エンジン，低騒音，低 NO<sub>x</sub>，低 CO<sub>2</sub>

## 1. まえがき

経済産業省の新規産業創出型産業科学技術研究開発制度による「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発」プロジェクト（以下 ESPR プロジェクトと称す）は，平成11年度から開始され，(独)新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）から委託を受けて実施された。次世代超音速輸送機の搭載を視野に入れ，経済性のみならず環境適合性（低騒音化，NO<sub>x</sub> 排出削減，CO<sub>2</sub> 排出抑制）に優れた推進システムの実用化に向けた基盤技術を開発することを目的として，5 年間の研究開発が行われた。

グローバルな研究体制（研究組合を構成する国内エンジンメーカー 3 社，国内研究機関および海外エンジンメーカー 4 社）で，国内外の技術力・英知を結集して三大技術開発テーマに取り組んだ。低騒音化技術の開発において，最先端の数値解析技術を駆使しながら，ジェット騒音を低減できるミキサージェクタ排気ノズルを開発するとともに，低騒音ファン静翼，アクティブ・ノイズ制御技術を開発した。NO<sub>x</sub> 排出削減技術の開発においては，希薄予混合予蒸発（LPP）燃焼器を開発するとともに，耐熱複合材適用ライナー技術等を開発した。CO<sub>2</sub> 排出抑制技術の開発においては，先進耐熱材や軽量複合材によるエンジン高温部品製造技術等を開発するとともに，先進冷却技術，分散制御技術等を開発した。さらに，これらの技術の一部を適用したエンジン実証試験も完了でき，当初目標を達成して成功裡に終了した。

ここに本プロジェクトの概要として，本研究開発の背景，目標，研究体制および主要成果について紹介する。

## 2. 研究開発の背景

現在，地球環境問題が顕在化しているなかで，航空機用エンジンにおいても環境適合性が重要視されている。運行撤退したコンコルドの後継機として，図 1 に示す次世代超音速輸送機の必要性が，今後の航空輸送需要の増加に対応すべく，欧米の長期展望で謳われている。コンコルドの従来技術レベルでは，悪い燃費に伴う運航コスト増大のみならず，CO<sub>2</sub> 排出量増加により地球温暖化を

引き起こす。さらに，NO<sub>x</sub> 排出によるオゾン層破壊および騒音による空港騒音被害の拡大が懸念され，この技術レベルは環境に適合できているとは言えない。ESPR プロジェクトは，平成元年度から10年度まで行われた「超音速輸送機用推進システムの研究開発」（以後 HYPR プロジェクトと称す）の後継プロジェクトとして開始され，次世代超音速輸送機搭載を視野に入れ，実用化に向けた推進システムに関わる革新基盤技術の研究開発を行った。

なお HYPR プロジェクトでは，次世代超音速機・極超音速輸送機用の推進システムの基盤技術として，主としてターボエンジンとラムエンジンを組み合わせたコンバインド・サイクル・エンジンのシステム実証と，ターボエンジン高性能化のための要素高負荷・高効率化技術の研究開発を実施した。



図 1 次世代超音速輸送機イメージ

## 3. 研究開発の概要

先に述べた背景をふまえ，本研究開発において以下の 3 つの技術開発テーマを設定した。

## (1) 低騒音化技術の開発

航空機が超音速で飛行するためには，排気ジェット速度の大きな低バイパス比ターボファンエンジンが必要となるが，離陸時のジェット騒音が非常に大きく，その低減が実用化のためには極めて重要となる。また，着陸時におけるファン騒音も無視できないレベルであるため，この低減も重要である。次世代超音速輸送機にも亜音速

原稿受付 2004年 7 月16日

<sup>\*1</sup> 超音速輸送機用推進システム技術研究組合

〒112-0002 東京都文京区小石川 5-36-5

<sup>\*2</sup> (独)新エネルギー産業技術総合開発機構（NEDO）

機と同じ騒音基準が適用される可能性が非常に高く、今後厳しくなる騒音基準に対応できる技術開発を行った。目標として、現行の国際民間航空機関 (ICAO) の規制値 Chapter 3 に対して 3 dB 低い (コンコルドより 18dB 低い) 騒音レベルを設定した。

## (2) NO<sub>x</sub> 排出削減技術の開発

超音速輸送機は成層圏域を航行することになるため、エンジンから排出される NO<sub>x</sub> がオゾン層破壊をもたらす。オゾン層環境調査により検討された許容 NO<sub>x</sub> 排出量に対応できる技術開発を行った。目標として、現状技術での排出レベルの 1/7 に相当する 5g/kg 燃料の排出量を設定した。

## (3) CO<sub>2</sub> 排出抑制技術の開発

地球温暖化の原因となる CO<sub>2</sub> の排出量削減および経済的飛行のためには、エンジン関連技術および機体関連技術の飛躍的向上が必須である。このうちエンジン関連技術について、先進材料適用技術、先進冷却技術等によってエンジン重量および燃料消費率の低減をはかる技術開発を行った。目標として、現状技術から CO<sub>2</sub> 排出量 25% 削減を設定した。

これらの技術開発の進め方を図 2 に示す。まず搭載される次世代超音速輸送機の機体を設定し、上記の 3 テーマの技術成果を想定して、目標となるエンジン仕様を特定した。この仕様をもとに各研究に対する目標を割り付けて研究を推進し、目標達成の確認手段として、リグ試験あるいは HYPR プロジェクトの試作エンジンを活用したエンジン試験を実施した。これらの試験結果をもとに目標エンジン仕様を見直して、低騒音、NO<sub>x</sub> 排出削減および CO<sub>2</sub> 排出抑制の目標が同時に満足できるかの総合評価を行った。

なお、機体仕様は、300 人乗り、最大離陸重量 400 トン、巡航マッハ数 2.2、飛行距離 10,200 km、搭載エンジン 4 発である。

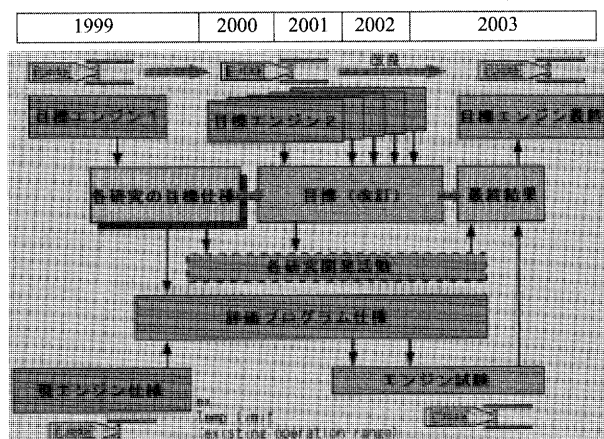


図2 技術開発のプロセス

## 4. 研究体制

本プロジェクトでは、HYPR プロジェクトの中で養われたグローバルな研究体制を継続して、我が国のリーダーシップの下に研究開発が進められた。図3に研究開発体制を示す。国内エンジンメーカー3社 (石川島播磨重工業株式会社、川崎重工業株式会社、三菱重工業株式会社) で構成される技術研究組合と NEDO との委託契約により研究開発が進められ、これと並行して海外エンジンメーカー4社 (米国ユナイテッド・テクノロジーズ (UTC) 社、米国ゼネラル・エレクトリック (GE) 社、英国ロールス・ロイス (RR) 社および仏国スネクマ (SNECMA) 社) と2つの国内研究機関 (独立宇宙航空研究開発機構、産業技術総合研究所) がプロジェクトに参加した。

各研究参加機関の特徴を活かした効率的な研究開発が推進できるように、研究開発実施各機関からなる研究調整会議およびワーキンググループを置き、研究計画の策定、研究の分担調整、研究開発進捗の確認、研究計画の見直しを行った。NEDO に有識者からなる技術検討会を設置し、年2回の頻度でプロジェクト全体および個別要素技術開発の研究評価を行った。さらに、設計審査会を実施し、エンジン設計ならびに運転試験方法の妥当性を評価して、産官学連携のもとで技術的に難しいエンジン試験のリスク低減をはかった。

2回のシンポジウムを開催し、NASA や海外エンジンメーカーからの特別講演も行われ、多数の参加者を集めて成果の普及活動をはかった。

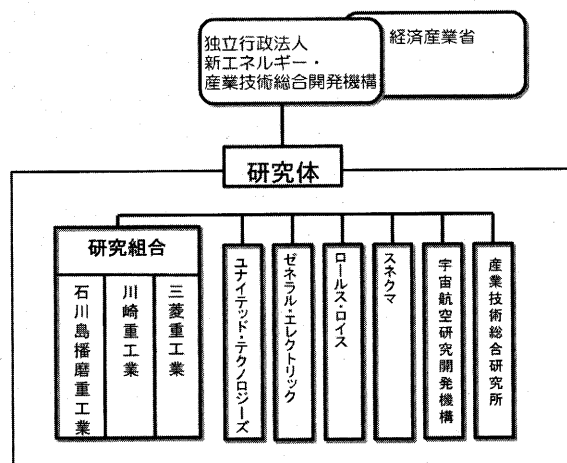


図3 研究開発体制図

## 5. 主要成果

低騒音化技術の開発、NO<sub>x</sub> 排出削減技術の開発および CO<sub>2</sub> 排出抑制技術の開発について、3項で示した技術開発の進め方に沿って5年間の研究開発を行い、多くの技術成果を得ることができた。ここに主要成果を説明する。

### 5.1 低騒音化技術の開発

超音速輸送機用推進システムの排気ジェット速度が超音速巡航時のみならず離陸時でも高速となり、ジェット戦闘機と同様に大きなジェット騒音を発生する。この騒音を大幅に下げするための技術として、図4に示す吸音材付きのミキサーエジェクタ排気ノズルを開発した。さらに、この排気ノズルの軽量化をはかるために、HYPRプロジェクトで開発した矩形ノズル形状でなく、軸対称ノズル形状を採用した。

ミキサーエジェクタ排気ノズルにより、効率良く外部空気をエジェクタ内に導入するとともに排気ジェットを効率良く混合することで、排気ジェットを減速して低周波数側の騒音を低減させた。しかし、排気ジェットがミキサーにより細分化される際、騒音が高周波数側にシフトされるので、この騒音をエジェクタダクト内壁に貼り付けた耐熱性のある広帯域吸音構造材により吸収させて、大幅な騒音低減をはかった。

推力損失をできるだけ抑えて排気ジェット速度を低減させることは非常に重要な課題であり、これを克服するためにミキサーエジェクタ内の混合現象を明らかにすることが必要である。そこで、最新のCFD (Computational Fluid Dynamics) 技術であるLES (Large Eddy Simulation) 手法について、計測結果との検証を通じて良好な解析制度であることを確認した後、その手法を用いて、菊花状ミキサー下流の縦渦を伴う複雑な混合特性を把握しながらノズル形状の適正化をはかった(図5)。さらに、セラミックス製の吸音材の最適吸音設計を米国GE社と共同で実施するとともに、ミキサーエジェクタ排気ノズルの模型試験を仏国スネクマ社と共同で実施しながら、吸音材付きノズル形態の適正化もはかった。最終的に、これらの解析ならびに模型試験結果をもとに、ターボエンジンに搭載できるノズルシステムを設計し、米国UTC社でエンジン屋外騒音試験を実施し、排気ジェット騒音を目標以上の18.1dBまで低減できることを実証した(図6, 7)。

一方、ファン騒音の低減についても、最新のCFD技術を活用して研究を実施した。図8に示すように、低騒音と空力性能の両立を狙ったスweep・リーンの静翼を考案し、ファン騒音の主要な要因となる動翼と静翼との空力干渉流れを3次元非定常多段流れCFD解析でシミュレートして現象を解明し、最適化設計を行った(図9)。この新設計静翼の効果を把握するためファン模型による騒音試験を実施して、従来型静翼に比べて空力性能を維持しながら3.1dBの騒音低減を確認した。

さらに、エンジンから発生する騒音の音源・位相を瞬時に高速演算技術により判断し、その逆位相の付加音を加える等のアクティブな騒音低減制御技術が、(独)宇宙航空研究開発機構にて開発された。

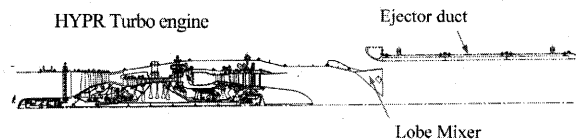


図4 ターボエンジン断面

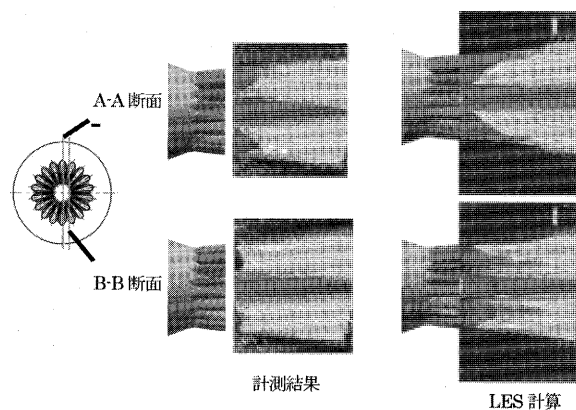


図5 ミキサー流れでのLES計算と計測結果の比較

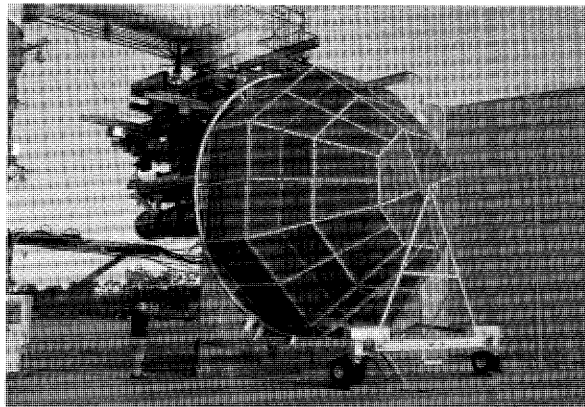


図6 米国UTC社でのターボエンジン騒音試験

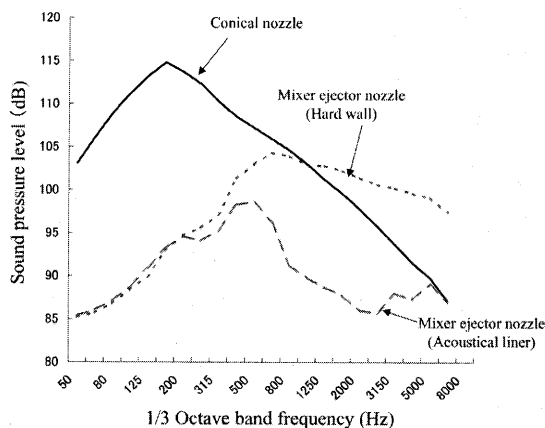


図7 ターボエンジン騒音試験結果

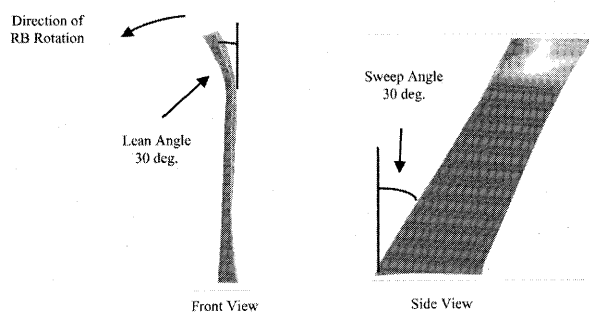


図8 低騒音スイープ／リーン静翼形状

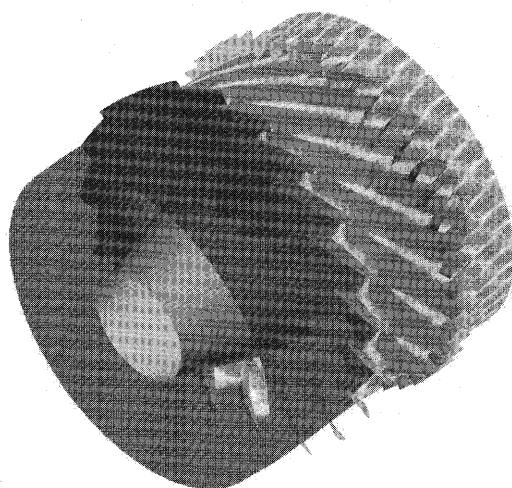


図9 ファン動静翼の3次元非定常CFD結果

## 5.2 NOx 排出削減技術の開発

低 NOx 排出量の目標値5g/kg 燃料は、既存燃焼技術の NOx 排出量の1/7に相当する。この大幅な低 NOx 化を実現するため、二段燃焼方式の LPP (Lean Premixed Prevaporized, 希薄予混合予蒸発) 燃焼技術を研究開発した。

図10に示すシングルセクター LPP 燃焼試験を実施し、(独宇宙航空研究機構、英国 RR 社との共同開発による燃料噴射弁を適用することで、目標を上回る2.7g/kg 燃料を達成した。さらに RR 社でエンジン実機に搭載可能なフルアニュラー燃焼器の高圧高温試験も実施し、広い作動範囲で高い燃料効率および低い NOx 排出量を確認した (図11)。

LPP 燃焼器は予混合燃焼であるため、逆火、自動着火等の燃焼不安定現象が発生しやすく、その回避技術も必要となる。そこで火炎計測を行って不安定現象を瞬時に診断し、不安定現象発生を回避する制御技術も開発した。さらに、燃焼器の排出成分を逐次計測し、NOx 値が上昇すれば主燃焼域の当量比を制御して、予混合燃焼火炎を安定に保つ NOx フィードバック型制御技術も開発した。

LPP 燃焼器は希薄燃焼用に多量の空気を使用するため、冷却用空気をできるだけ少なくする必要があり、燃焼器ライナーの耐熱性向上が要求される。それを実現で

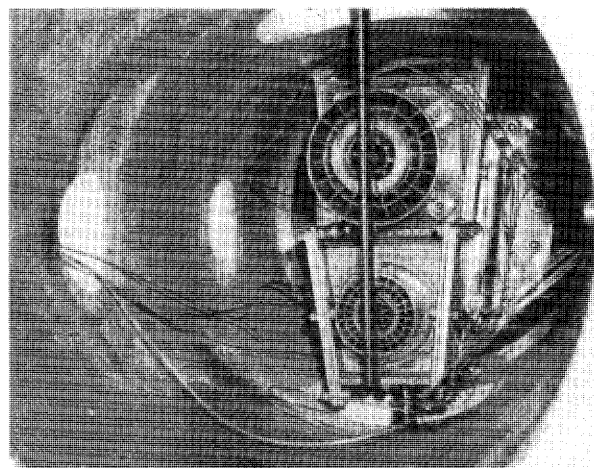


図10 LPP セクター燃焼器試験

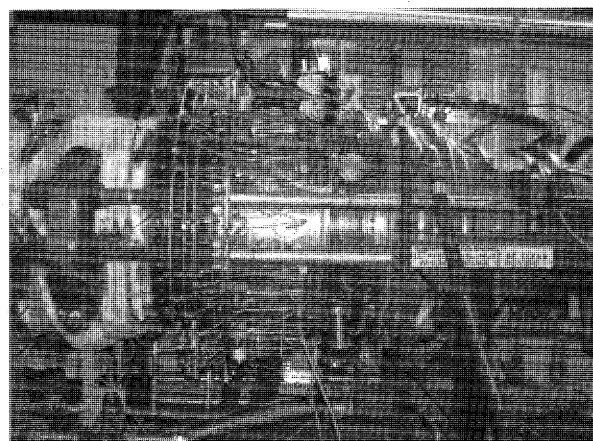


図11 英国 RR 社での LPP フルアニュラー燃焼器試験

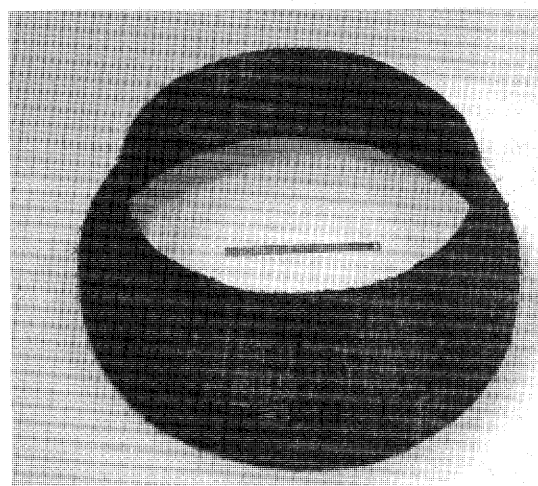


図12 CMC 燃焼器ライナー

きる CMC (Ceramics Matrix Composite, セラミックス基複合材) ライナーの研究開発を行った。最終的に、図12に示す直径850mm の CMC ライナー大型部品を製造でき、金属部品との熱膨張差を吸収するための取り付け構造も開発して、リグ試験設備で燃焼試験を実施し、熱的・構造強度的健全性を確認した。



### 5.3 CO<sub>2</sub>排出抑制技術の開発

CO<sub>2</sub>削減は燃料消費量を削減することでもたらされる。それには、先進材料・新設計技術の適用によるエンジン重量軽減、冷却空気削減技術および制御技術の高度化等が必要となる。従来比25%のCO<sub>2</sub>削減目標の達成を目指して、研究開発を行った。

先進材料のひとつである軽量 MMC (Metal Matrix Composite; 金属基複合材) を大型ファンロータに適用するために、モノテープ製造法を開発し、実機サイズのリグ試験により構造健全性を実証した (図13)。さらに、軽量かつ耐熱性に優れた CMC をタービン部品に適用するために、高強度の材料開発、材料強度と構造部品形状を両立させるための成形技術等の開発を行うとともに、CMC と金属部品との熱膨張率の違いによって生じる熱応力を低減する締結構造も開発した。特に、タービンシュラウド部品については、英国 RR 社との共同により CMC コーティング技術を開発して、熱サイクル試験による耐久性も実証した (図14)。エンジン軽量化のための新設計技術として、タービン高負荷化の研究を行い、Fore-Loaded 型タービン翼設計技術を開発して翼枚数を3割削減できることをリグ試験で実証した。また、耐酸化性を向上させる CMC の開発および高温摺動部への適用を目指した自己潤滑性複合材の開発が、(独)産業技術

総合研究所にて実施された。

冷却空気削減技術として、単結晶材を多層化することによって、疑似的に多孔質に近い構造を実現して冷却性能を向上させるトランスピレーション冷却構造の研究開発を行った。CFD を用いて最適な冷却構造を開発し、従来比で2割ほど冷却空気が削減できることをリグ試験で確認した (図15)。加えて、タービン動翼やディスクへの先進耐熱材料の適用研究を実施した。第4世代の単結晶合金である TMS-138材の casting プロセスの最適化をはかり、タービン動翼の単結晶 casting の成功した (図16)。仏国スネクマ社との共同で N18粉末冶金ディスクの研究を行い、その材料の優れた亀裂進展特性を活かして、損傷許容設計技術を適用することでディスクの軽量化がはかれた (図17)。

制御技術として、分散制御システム、最適制御ロジックを開発し、エンジンシミュレータを用いて評価し、2.9%ほどの燃料消費率改善を確認した。さらに、分散制御システムとして中核ハードウェア技術である高速電子制御装置およびスマートセンサーも開発した。

以上の研究開発で得られた新規開発部品の一部を高温コアエンジンに搭載して、タービン入口温度1650℃のエンジン試験を行い、エンジン実環境下で適用技術の機能を確認した (図18)。

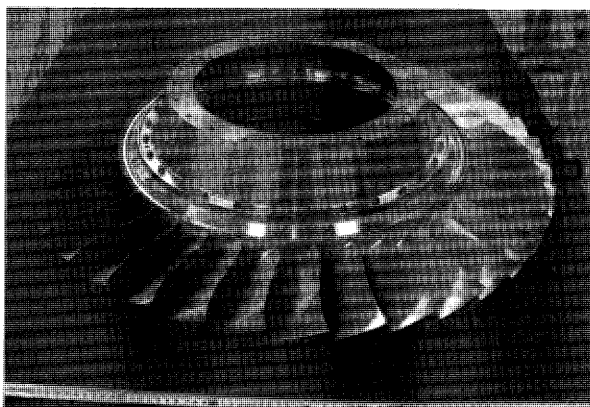


図13 MMC ファンローター

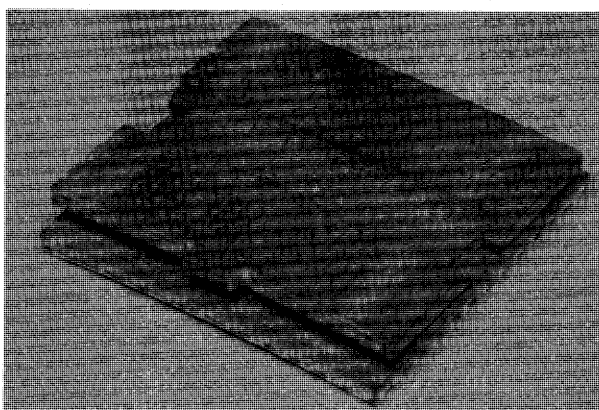


図14 CMC タービンシュラウド

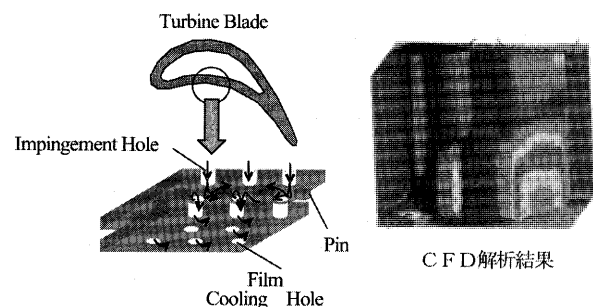


図15 トランスピレーション冷却

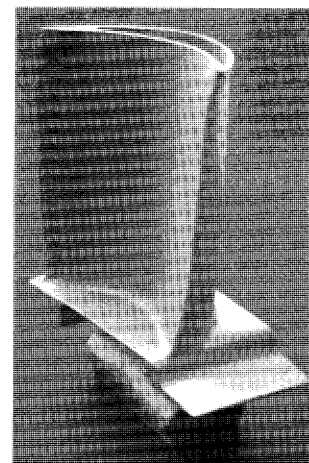


図16 単結晶タービン動翼

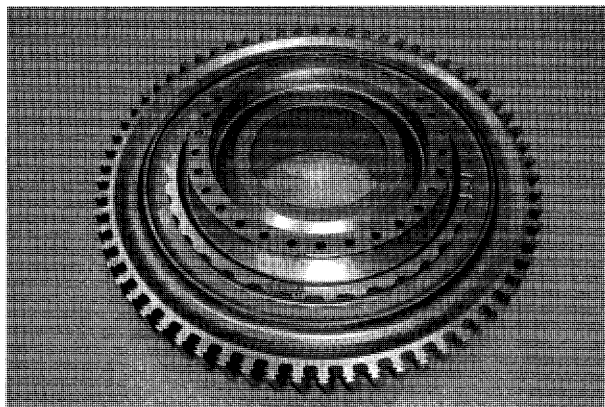


図17 N18粉末冶金タービンディスク

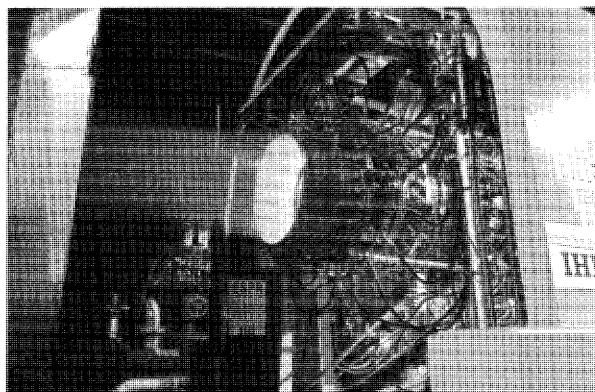


図18 高温コアエンジン試験状況

以上の三大技術開発テーマで得られた成果をもとに、目標エンジン仕様を最適化して、低騒音、NO<sub>x</sub> 排出削減、および CO<sub>2</sub> 排出抑制の三大目標の達成度を評価した。その際、燃料搭載量に直接関与する最大離陸重量が最小になるように目標エンジン仕様の最適化を行った。ミキサーエジェクタ排気ノズルを搭載した場合、排気速度が550m/s のときに最大離陸重量が最小になることがわかった。このエンジンの仕様を表1に、また概略断面形状を図19に示す。このエンジン仕様の特徴は、超音速機用エンジンとしてはバイパス比が1.2と高いことである。これまでの超音速機用のエンジンは、超音速巡航に必須の高比推力を得るために、燃料消費率を犠牲にしてバイパス比を低く設定したため（コンコルドのオリンプス・エンジンではバイパス流の無い（バイパス比ゼロ）ターボジェットである）、排気ジェット速度が必然的に高くなり、騒音規制を満足できないものであった。これに対して、目標エンジンでは、先進材料および先進空冷技術を適用してタービン冷却空気量を低減させることにより、バイパス比を引き上げて、超音速巡航時の高比推力の維持ともに離陸時排気ジェット速度の低減が可能となっている。

今回開発のミキサーエジェクタ排気ノズルにより、低騒音化技術の開発成果で実証した18.1dB（コンコルドに比べて）の低騒音化が可能である。また、開発した

表1 目標エンジン仕様

項目	M=2.2巡航時	離陸時
バイパス比	1.18	1.22
タービン入口温度	1923 K	1721 K
全体圧力比	12.8	20.3

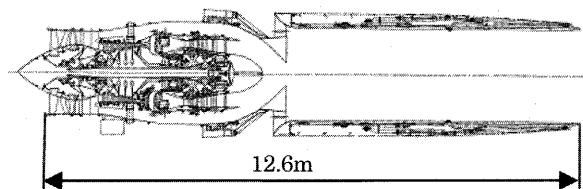


図19 目標エンジン概念図

LPP 燃焼技術および CMC ライナー技術を適用することで、4.8g/kg 燃料の低 NO<sub>x</sub> 化が可能である。さらに、CO<sub>2</sub> 排出抑制技術の成果を適用することで、エンジン重量30%減および冷却空気量56%減に加えて、分散制御による燃料消費率改善2.9%により、CO<sub>2</sub> 排出量30%減が可能になることもわかり、三大目標を同時に満足できることを確認した。

## 6. まとめ

ESPR プロジェクトでは、次世代超音速輸送機搭載を視野に入れ、実用化に必要とされる革新基盤技術の研究開発を行った。我が国のリーダーシップのもと、海外メーカの技術力、英知を結集することで、5年間の短期間で多くの技術成果を得ることができるとともに、目標エンジン検討により、低騒音、NO<sub>x</sub> 排出削減および CO<sub>2</sub> 排出抑制の目標が同時に達成できることを確認でき、プロジェクトを成功裡に完了することができた。2回のシンポジウムを開催するなど、本プロジェクト成果の普及活動に努めてきた。特に、米国 UTC 社でのターボエンジン低騒音実証試験については、海外の雑誌にも掲載され、世界的に認知された成果と言える。

次世代超音速輸送機については、コンコルドが平成15年10月に撤退した影響もあり、逆風下の状況である。しかしながら、今後も増大する航空輸送需要に対応するために大型輸送と高速輸送の二極化が進み、高速輸送において次世代超音速輸送機の出現の可能性は高いと確信している。この出現を睨んで、機体との組み合わせによるエンジン仕様の最適化を進めながら、本プロジェクトで得られた基盤技術の実用化が今後の課題と言える。そのために、さらにエンジン試験による長時間耐久性確認や新材料部品製造の低コスト化等が必要である。

最後に、本プロジェクトを実施させて頂いた各機関およびご協力を頂いた各企業、機関に対して紙面を借りて厚くお礼を申し上げます。

特集：環境適合型次世代超音速推進システム (ESPR)

## 低騒音化技術の研究開発

大石 勉<sup>\*1</sup>

OISHI Tsutomu

中村 良也<sup>\*1</sup>

NAKAMURA Yoshiya

小林 紘<sup>\*2</sup>

KOBAYASHI Hiroshi

石井 達哉<sup>\*2</sup>

ISHII Tatsuya

キーワード：環境，航空機騒音，騒音基準，排気ノズル，ミキサー，エジェクタ，吸音ライナ，ファン，スィープグリーン静翼，アクティブノイズコントロール

## 1. はじめに

現行の亜音速民間航空機（以下、「亜音速機」と呼ぶ）の騒音基準には、ICAO (International Civil Aviation Organization：国際民間航空機関) が1976年に制定したChapter3が適用されてきた。2001年には基準が強化されChapter4が制定されたため、2006年1月以降に型式証明申請の新型亜音速機はこれを満足する必要がある。このように航空機騒音に関する環境適合性要求は厳しくなる方向で、将来のSSTの騒音も亜音速機の騒音規制値並に低減する必要があると考えられている。図1にChapter3に対する亜音速機およびコンコルドの騒音レベルを示す。コンコルドは、出現当時に騒音規制がなかったため規制の対象にはならなかったが、結局、騒音問題を抱えたまま2003年に商業運行から退いた。

高々度で超音速飛行を行うSSTにとって、エンジンサイクル設計上は、排気速度の速い低バイパス比ターボファンエンジンが最適となる。そのため、離陸時の排気ジェット速度が騒音上著しく問題となるレベルにまで達してしまう。このときの主要な騒音源はジェット騒音で、ジェット騒音の発生そのものの抑制あるいはジェット騒音を低減するためのデバイスの開発などがSST成立の重要な鍵となる。また、SSTエンジンでは高圧力比の多段ファンとなることから、動静翼干渉により発生するファン騒音が高バイパス比ファンに比べると格段に大きくなる可能性があり、この騒音の発生を抑制することも必要となる。

そこで、SSTエンジンの騒音を亜音速機の騒音規制値並に抑制するジェット騒音低減技術、ファン騒音低減技術ならびにアクティブノイズコントロール技術の取得を研究の目的とし、環境適合型次世代超音速推進システム（以下、ESPR目標エンジンと呼ぶ）を搭載したSSTのジェット騒音とファン騒音が、ICAO Annex16 Volume I Chapter3に対して3EPNdB (Effective Perceived Noise in decibels) 低い騒音レベル（図1参照）を実現することを目標に研究を進めた。

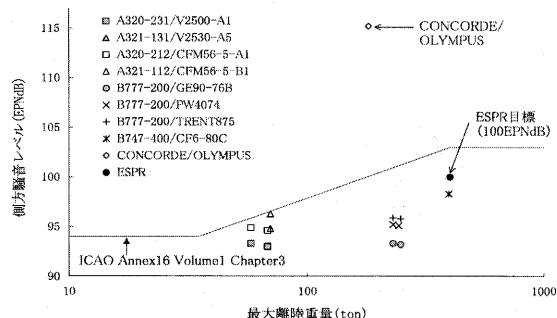


図1 ICAO Chapter3側方騒音規制と民間航空機の騒音レベル  
Fig.1 Lateral noise level for Commercial Aircraft under ICAO Chapter3

## 2. ジェット騒音低減技術の研究開発

## 2.1 騒音低減デバイス選定と形態絞込み

はじめに、ESPR目標エンジンで想定 of 巡航マッハ2.2 (300人乗、航続距離10200km、最大離陸重量399ton) のSSTに対し、目標達成に必要な騒音低減量、騒音低減デバイス形態・重量・性能等を考慮したトレードオフスタディを実施し、騒音低減デバイスとしては軸対称ミキサーエジェクタを基本形態として選定した。

ミキサーエジェクタは、図2に示すようにエジェクタ効果により外部空気を導入し、且つローブミキサーを併用することによる縦渦効果でそれをエジェクタ内で混合し、排気ジェットを騒音上問題にならない速度まで低減する。その際排気ジェットを細分化し（騒音源の渦スケールを小さくして）騒音を高周波数側にシフトさせ、エジェクタ内壁に装着する吸音ライナによってこれを低減する。エジェクタ効果はミキサーの形状・高さ・角度、エジェクタの面積・径・長さ、吸音ライナの特性など種々のパラメータに依存する<sup>(1),(2)</sup>が、理論解析および種々の模型試験を通してのパラメトリックスタディによって形態を絞込んだ。

## 2.2 LES解析技術の利用

ローブミキサー下流の縦渦を伴う複雑な混合現象を把握するとともに、ミキサーエジェクタの低騒音化設計に活用することを目的として、Navier - Stokes方程式を直接的（小スケールの渦挙動のみをモデル化）に解くラージエディシミュレーション (Large Eddy Simulation

原稿受付 2004年6月4日

\*1 石川島播磨重工業(株) 技術開発センター

〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229

\*2 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)



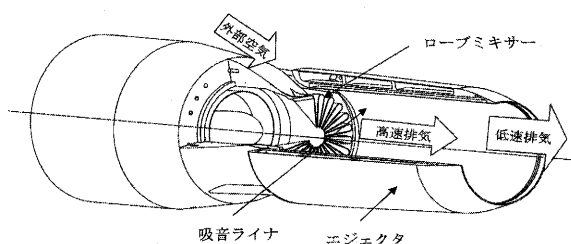


図2 ミキサーエジェクタ

Fig.2 Mixer-Ejector

以下、LES と呼ぶ) を用いた解析技術の開発<sup>(3)</sup>を行った。ここでは、軸対称ローブミキサー下流の流れ場に LES を適用し解析を行った結果と PIV (Particle Image Velocimetry) による計測データとを比較検証した成果について述べる。ローブミキサー後方の PIV 計測による速度コンターを図 3(a)に示す。ミキサー中心線に沿って高い速度を有するコア領域が下流に長く伸びていることが判る。一方、ローブ部後流では急速に低速度領域が広がっていくことが判る。これはローブ主流と外部流との間の縦渦および粘性せん断の結果として適切な混合が起きていることを示唆するものである。図 3(b)に LES による時間平均化した速度コンター計算結果を示す。計測データと計算結果はほぼ一致することを確認でき、LES によりローブミキサー下流の縦渦を伴う複雑な混合の特性を適切に予測できる目途が得られた。これら LES 解析技術も活用して効率良く混合を促進できるミキサーの最適形状を設定した。なお、計算は JAXA (宇宙航空研究開発機構) の並列計算機にて行った。

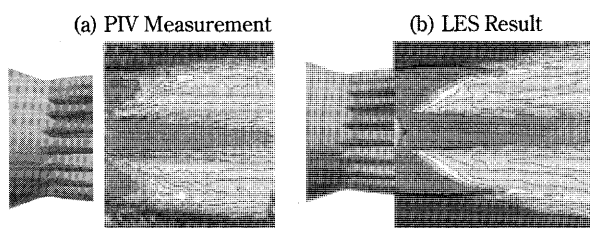


図3 時間平均速度分布の PIV 計測と LES 結果の比較

Fig.3 Comparison of time-averaged velocity contour between PIV measurement and LES result

### 2.3 エンジン試験による騒音低減の実証

解析並びに種々の模型試験結果を基に設定したミキサーエジェクタおよび吸音ライナによる騒音低減効果を、実エンジン環境下で実証するため、地上エンジン試験を米国ユナイテッド・テクノロジーズ社の屋外騒音試験場(図4)において実施した。図5には ESPR 目標エンジンの1/2.6縮尺相当のエンジンに搭載したミキサーおよびエジェクタを示す。エジェクタの内壁には吸音ライナが装着されている。図6にハードウォール(吸音ライナ無し)エジェクタ形態と吸音ライナ付エジェクタ形態の

周波数特性計測値の比較の一例を示す。横軸に1/3オクターブバンド周波数、縦軸に周波数バンド毎の騒音レベルで示している。比較の対象として HYPR 研究<sup>(4)</sup>で取得されたコニカルノズル(ミキサーエジェクタ未装着の通常の排気ノズル)の周波数特性も示す。コンセプトどおりに、エジェクタにより排気速度を下げた効果で低周波数側の騒音を低減でき、ローブミキサーによりジェット騒音を高周波数側にシフトさせ、吸音ライナによってこれを低減できることを実機エンジンで確認できた。

取得された騒音データをもとに、ESPR 目標エンジン搭載 SST のジェット騒音評価を ICAO 手順<sup>(5)</sup>に基き実施した。すなわち、飛行経路および推力を想定して、また音源の飛行効果も換算して、空港離陸時の EPNL (Effective Perceived Noise Level; 実効感覚騒音レベル)を予測した。その結果、Chapter3に対し3.1EPNdB 静かな騒音レベルを達成できていることを確認できた。EPNL とは人間の耳への音の聞こえ方の補正(聴感補正)と航空機が頭上を通過する間の騒音が聞こえている時間の補正(継続時間補正)を行った航空機騒音証明で用いられる音の単位である。

ミキサーエジェクタの飛行効果換算には、仏国の無響風洞において取得したデータを用いた。データは ESPR 目標エンジンの約1/11縮尺模型で、ESPR 目標エンジン排気の最高温度約1100K、SST の離陸飛行マッハ0.3、機体への搭載を模擬して取得された。試験の様子を図7に示す。

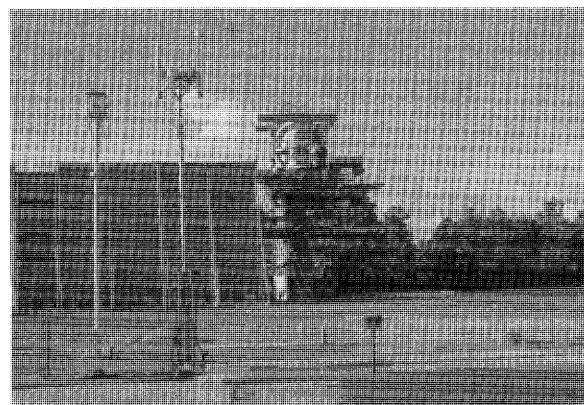


図4 UTC 社屋外エンジン騒音試験場

Fig.4 Outdoor Engine Noise Test Facility of United Technologies Corporation

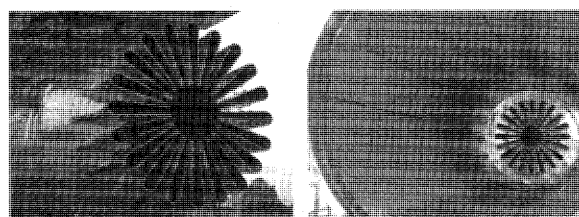


図5 エンジン架台に搭載のミキサーエジェクタ

Fig.5 Mixer Ejector Installed to Engine Test Bed

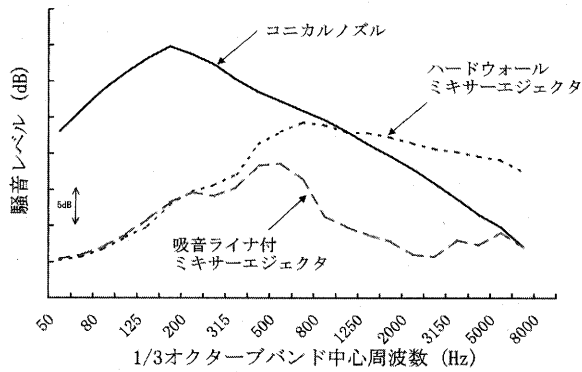


図6 ミキサーエジェクタによる騒音低減計測値  
Fig.6 Measured Noise Reduction by Mixer Ejector

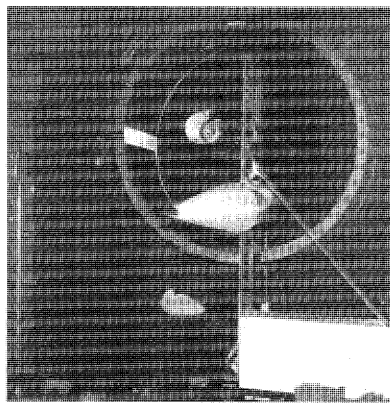


図7 CEPRA19無響風洞での翼搭載形態騒音試験  
Fig.7 Noise Test for Installed Configuration  
in CEPRA19 Anechoic Wind Tunnel

### 3. ファン騒音低減技術の研究開発

#### 3.1 三次元非定常CFD解析技術の利用

騒音低減が要求される着陸時のファン騒音の主要音源が動静翼干渉音であることから、CFD解析技術を利用して、静翼の低騒音化をはかることとした。三次元形状を有するファン翼列の音源特性や空力性能を定量的に予測するため、JAXAと石川島播磨重工業(株)との共同研究で開発した三次元非定常粘性CFD解析コード<sup>(6)</sup>を用いた。ファン動静翼干渉音の主音源は静翼面上の非定常圧力であるので、三次元非定常CFD解析により得た静翼面上の非定常圧力分布から、三次元音響線形理論を用いてファン動静翼干渉音を予測できる。まずCFDにより音源部の非定常圧力を計算し(図8(a))、次に得られた翼面非定常圧力差の時間変動を周波数解析し、ファン動翼通過周波数(BPF: Blade Passing Frequency)及びその高調波成分の音源分布を得る(図8(b))。最後に、各周波数の音源分布を入力として三次元線形理論でファンダクト内を伝播する音響モードを計算する(図8(c))というものである。

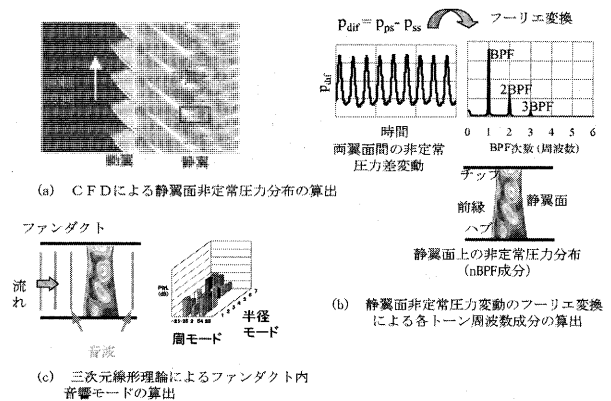


図8 静翼面非定常圧力分布からトーン騒音レベルを算出する手順  
Fig.8 Procedure to calculate the unsteady loading of each fan tone frequency and acoustic modes in a fan duct

#### 3.2 低騒音静翼

低騒音化策としては、スィーグリーン静翼を基本形態に選定した。そして、前項の技術を活用し空力性能を維持しながら3EPNdBの騒音低減を狙って低騒音化設計した静翼(以下、FY2002静翼モデルと呼ぶ)を図9(a)に示す。FY2002静翼モデルは、騒音低減目標を達成すべく、図9(b)に示す1.5EPNdBの騒音低減実績のある初回設計静翼モデル(以下、FY2000静翼モデルと呼ぶ)の空力性能を維持しながら、更なる低騒音化を目指したものである。評価のベースとなるストレート静翼モデル、FY2000及びFY2002静翼モデルに対するCFDによる音源分布予測結果を図10に示す。変動圧力の大きさを左図に、中央と右図に変動圧力瞬時値の実部と虚部を示している。これは変動の位相分布を示すためのものである。濃淡色のレンジは各周波数で統一してあり、その数値は、静翼に流入する動圧の面積平均値で変動圧力を無次元化した値である。各周波数において、FY2000静翼及びFY2002静翼モデルともにストレート静翼モデルに対して変動圧力の大きさが低減していることが確認できる。FY2000静翼モデルとFY2002静翼モデルを比較すると、FY2000静翼モデルではリーン角が反転する30%スパンの屈曲点付近で変動圧力の大きさが増加しているが、FY2002静翼モデルではこうした変動圧力の大きい強い部分が見られず、さらなる騒音低減効果が期待できる。FY2002静翼モデルの音源分布から騒音低減量を計算した結果、目標である3EPNdBの低減が得られる見込みが分かった。

計算は、格子点数が400万点に及ぶ大規模となるため、JAXAの大型並列計算機上で行った。

#### 3.3 騒音低減の実証

FY2002静翼モデルの騒音低減効果及び空力性能を実証し、騒音低減目標に対する評価を行うことを目的に図11に示すようなファン模型騒音試験を実施した。試験は石川島播磨重工業(株)瑞穂工場の無響室騒音試験所にて行っ

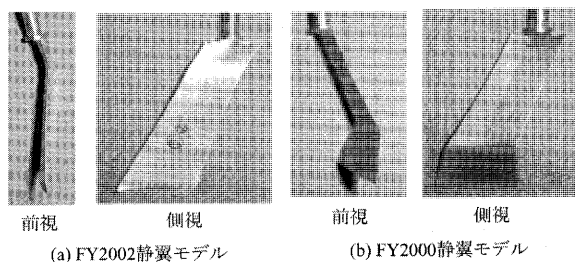


図9 FY2002及びFY2000静翼モデルの形状  
Fig.9 Airfoil shape of FY2002 and FY2000 swept / leaned SV models

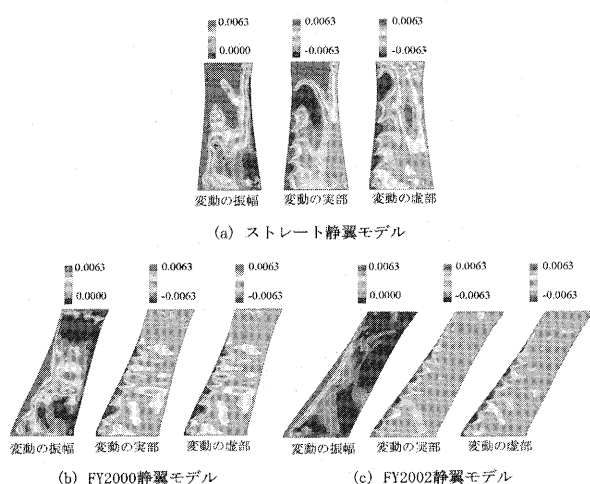


図10 CFDによる静翼面非定常圧力分布の予測結果  
Fig.10 Surface distributions of unsteady loadings by CFD

た。サブスケールファン模型にストレート静翼及びFY2002静翼モデルの供試翼を組み込んだ。パワースペクトル解析結果の比較を図12に示す。パワースペクトルは各マイクロフォンでの計測値をもとに算出した。設計で意図した通り、トーン騒音成分がFY2002静翼モデルで低減していることが確認できる。これら騒音データを基に、ESPR目標エンジン着陸時の騒音レベルについてEPNLでの予測による比較を行った。ストレート静翼モデルに対する騒音低減量は、FY2002静翼モデルで3.1EPNdBを達成していることを確認できた。また、FY2002静翼モデルの供試翼をファン模型に組み込み、空力性能試験も行った。設計回転域で計測した全圧損失の面積平均値の比較から、全圧損失増加はなく性能は維持されていることも確認した。

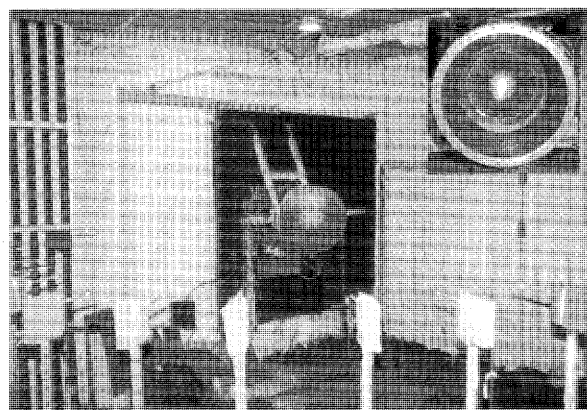


図11 ファン模型及び無響室騒音試験所における騒音試験  
Fig.11 A model fan and noise measurement in the anechoic test facility

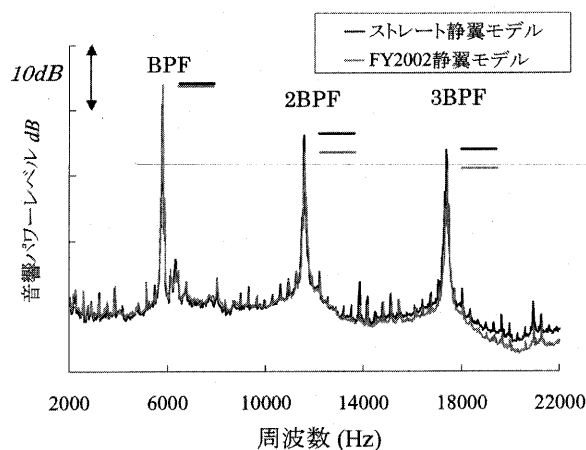


図12 ナローバンドパワースペクトルの比較  
Fig.12 Comparison of narrow band power spectra

#### 4. アクティブ騒音制御技術の研究開発

##### 4.1 アクティブ・ファン騒音吸音制御技術と複合型アクティブ・ジェット騒音制御技術および試験結果

航空機騒音規制の着陸・側方・離陸において目標値ICAO Chapter3マイナス3 dBを達成するために、航空機エンジン低騒音化に主要な役割を果たしている既存のダクト吸音ライニング技術を抜本的に革新してエンジン騒音を大きく低減する新しいアクティブ吸音制御技術(AAC技術)を考案した<sup>(7)</sup>。本技術は、比較的大きな吸音室による低周波数音の吸音性能強化と吸音周波数帯域拡大、および騒音の変化に迅速に対応して最適吸音できるように吸音ライナーの音響インピーダンスを自立的あるいは能動的に調整制御する移動反射板を有して大きな全音圧レベルでの騒音低減を得る技術であり、移動反射板を適正位置に固定して使用するアダプティブ吸音制御技術を含んでいる。AAC技術を発展させてファンやタービンの騒音を能動的に低減するアクティブ・ファン騒音吸音制御技術と、装置(図13と図17)、並びにジェット流れの速度低下と混合攪拌を制御するアクティ

ブ・ジェットフローミキシング・コントロール技術と混合攪拌によって発生する音を吸音制御する AAC 技術とを結合して、ジェット騒音を能動的に低減する複合型アクティブ・ジェット騒音制御技術と装置 (図15) を開発した<sup>(8)~(10)</sup>。アクティブ・ファン騒音吸音制御装置 (図13) のファンリグ試験設備に装着時と非装着時にファン吸入口から放射される騒音スペクトル (図14) の差は本装置による騒音低減効果を表す。本装置によってファン試験設備の排気ダクト系共鳴音 (900Hz) の12dB, 1 BPF 音 (1.6kHz) の16dB, 2 BPF 音の12dB, 及び3 BPF 音の10dB, ならびに広い周波数帯域に渡る広帯域周波数騒音の10dB の低減がなされ、全音圧レベル評価で O.A.SPL 14.2dB (A) の大きな騒音低減がなされている。この低減量は従来技術の2倍程度であって、広いファン回転速度範囲にわたっても目標値 O.A.SPL 10dB (A) 以上の騒音低減が得られた。市販の金属吸音材を使用した複合型アクティブ・ジェット騒音制御装置のジェットリグ試験 (図15) にて、低減困難な高音速ジェットは O.A.SPL 4 dB (A) ~ 8 dB (A) の大きな騒音低減を、一方、超音速ジェットは最高ジェット速度にて O.A.SPL 14dB (A) ~ 18dB (A) の大きな騒音低減 (丸ノズル基準) が得られ、目標値の O.A.SPL 15dB (A) 以上の低減が達成された (図16)。これらのリグ試験結果から目標値の ICAO Chapter3 マイナス 3 dB の達成見通しが明らかにされた<sup>(8)~(13)</sup>。

また、高温用アクティブ・タービン騒音吸音制御装置 (図17) を YJ-69 エンジンに搭載して、エンジン排気騒音 (700℃ 高温条件) の吸音低減試験 (図18) を行った。特殊な高温用ハニカムやセラミックス吸音材ではなく市販の金属吸音材を用いた装置によって高温条件下での騒音低減を可能にした。エンジン吸入ダクトからの放射音やジェット騒音によって、装置の騒音低減効果はマスク

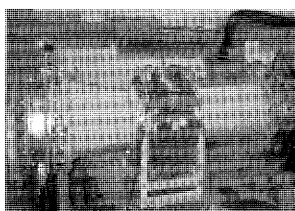


図13 アクティブ・ファン騒音吸音制御装置

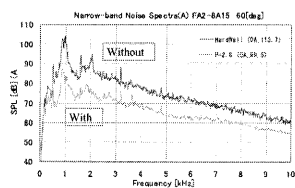


図14 ファン吸入放射騒音スペクトル

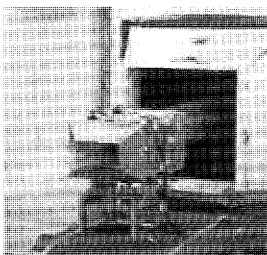


図15 複合型アクティブ・ジェット騒音制御装置

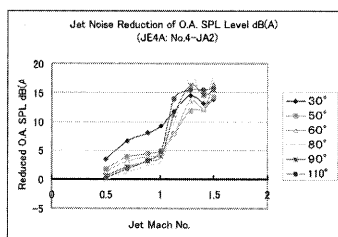


図16 ジェット騒音低減のジェット速度に対する変化

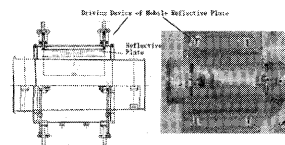


図17 アクティブ・タービン騒音吸音

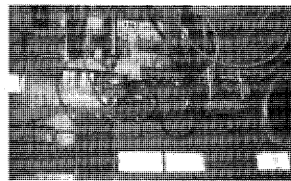


図18 YJ-69エンジン搭載騒音吸音試験

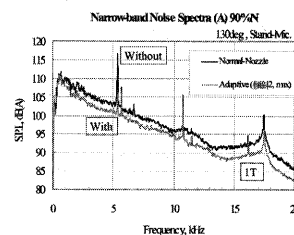


図19 エンジン排気騒音スペクトル

ングされたにもかかわらずタービン BPF 騒音は 6 dB, ファン BPF 騒音は 9 dB および O.A.SPL 2 ~ 4 dB (A) の騒音低減 (図19), ならびにエンジン回転60%~90% 間においてほぼ一定の騒音低減量を得た<sup>(13)</sup>。以上のアクティブ騒音制御技術の詳細は参考文献を参照のこと。

#### 4.2 アクティブ・ファン騒音制御技術

ファン騒音を能動的に低減する手段の一つとして、騒音と人工的な二次音を強制的に干渉させて音同士の相殺を図る騒音相殺技術の研究を実施した。一般に、騒音能動制御は、既存の吸音ライニングと適度に組み合わせる事によって、周波数応答性を高めたり、吸音材容積を削減したり、圧力損失を軽減する等の効果が見込まれる反面、克服すべき課題も存在する。

回転音響モードの相殺は高速回転するファン、圧縮機等に特有な課題である。二次音の溢れ出しを防ぐために音響モード同士の相殺が必要となる。研究開発の第一段階では、比較的単純な条件で回転音響モード同士の相殺を実現すべく、モデルファン試験装置を使った試行を実施した。モデルファン前方のダクト円周には16個の音響用スピーカーが備え付けられ、ファン回転信号を分周通倍する信号を基準とする夫々独立の音を発生する。音響用スピーカーから発せられる音は、全体として回転音響モードを形成し、基準信号に対する位相と出力振幅が適正であれば、一次側の回転音響モードと相殺を起こす。実験結果の一例を図20に表す。図は、ダクト入口から無響室に放射された音を周波数分析して、右側に翼通過周波数音の低減量分布を、左側に同じく高調波音の低減量分布を表す。前方側を除く方位で翼通過周波数並びにその高調波音が最大で10dB 以上低減された。二次音の溢れ出しによる音圧上昇が概ね抑制されており、音響モード同士の相殺が適正であった事が推察される。また、既存装置に代えて小型軽量となる圧電素子駆動二次音源や PVDF 利用誤差センサの性能もモデルファン試験装置を使って調べられた。これら代替装置は既存装置に劣らない騒音低減効果を示した。

エンジン等による実証実験も課題の一つである。モデルファン試験装置に比べて、音圧、安定性、周波数帯域の点で不利な環境での騒音相殺を試みて実用化に近づけるべく、第二段階として模型用小型ジェットエンジンに騒音相殺用を適用した。図21にエンジンと騒音相殺用ダクト装置を示す。小型ジェットエンジンは定格回転数110,000rpm、定格推力190Nであり、吸入側の遠心圧縮機が騒音発生源となる。騒音相殺用ダクト装置は、エンジン吸入側から、吸音用ダクト、二次音源用ダクト、誤差センサ用ダクトの順に連結されてバルマウスに繋がっている。エンジン回転信号を分周通倍した基準信号に同期させた出力信号を二次音源に送出した。誤差マイクロホンの出力が最小となるように、出力信号の振幅と送出位相自動調整した。対象とする翼通過周波数音が回転信号とコヒーレントである事及び安定性を重視して、実時間処理は採用せず、入力信号、誤差信号、出力信号について周波数領域で最速勾配処理を行った。なお、事前計測の結果及び信号発生装置の制約から、実験条件は回転数40,000~50,000rpmが最適である事が判明した。実験の結果、小型ジェットエンジンの回転数変化にも関わらず、翼通過周波数音を10dB以上抑制する事に成功した。図22に一例を示す。

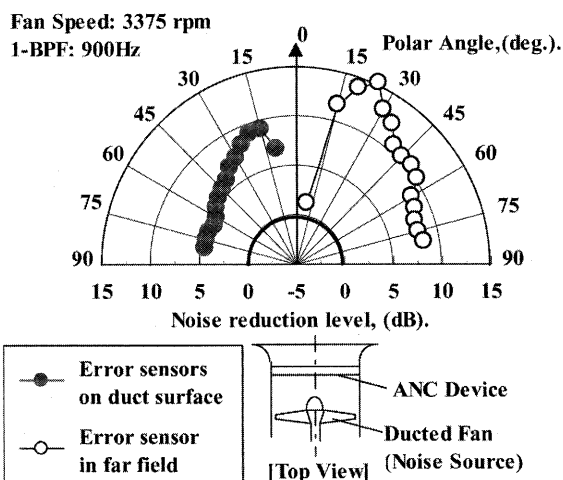


図20 リグ試験装置による騒音低減効果

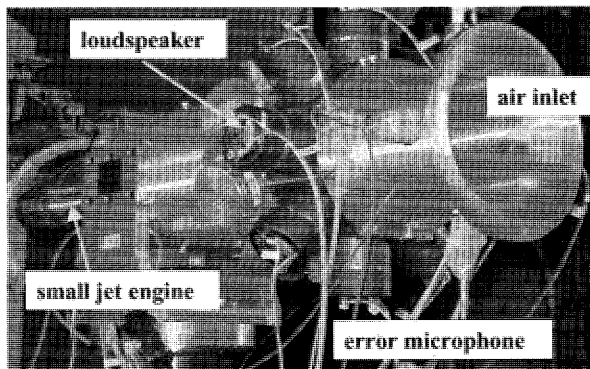


図21 小型ジェットエンジン実証試験装置

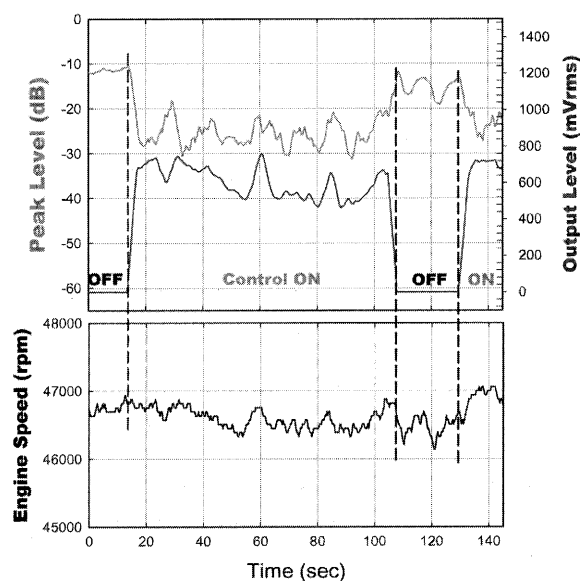


図22 小型ジェットエンジンへの適用

## 5. 結言

環境適合型次世代超音速推進システムのジェット騒音を低減するために、ミキサーエジェクタの研究に取り組んだ。模型試験によるデータベース蓄積とそれに基づくパラメトリックスタディ、耐熱性を有する吸音ライナの開発、LES解析技術の開発、無響風洞での模型試験による飛行騒音特性の把握ならびに屋外屋外エンジン試験による騒音低減技術の実証等を実施した。ファン騒音の低減については、スィープグリーン静翼の研究に取り組み、非定常CFD解析と音響線形理論を利用した低騒音化設計、無響室模型試験による騒音低減の実証等を実施した。アクティブ騒音制御技術については、まずアクティブ吸音制御技術の考案を行い、これを発展させた技術開発に取り組み、ジェット騒音、ファン騒音ならびにタービン騒音を低減できることを試験で実証した。また、騒音と人工的な二次音を強制的に干渉させて音同士の相殺を図る騒音相殺技術の開発にも取り組み、ファン騒音を低減できることを試験で実証した。

上述の種々の研究を通じて、ESPR目標エンジンのジェット騒音とファン騒音を、ICAO annex16 volume1 Chapter3騒音規制値に対し3EPNdB 静かなレベルまで抑制する技術的見通しを得たとともに、その騒音低減技術を取得できた。

## —謝辞—

本研究は、経済産業省・産業技術環境局・研究開発課の新規産業創出型産業科学技術研究開発制度による「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発」の一環として、独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）から委託を受けて実施したものです。本研究の実施に当たり、ご指導とご協力をいただいたNEDO および多くの関係各位のご厚誼に対し、深く感



謝の意を表します。

### 参考文献

- (1) 楠田真也, 田中浩一郎, 大石勉, 中村良也: マイクロフォンアレイによる排気ジェット騒音の音源探査, 石川島播磨技報, 第42巻 第2号 騒音・水中音小特集号 平成14年3月 pp.73-77.
- (2) Philippe Buyle and Tsutumu Oishi: Experimental Investigation of Mixer Ejector Nozzles for Noise Reduction Assessment in Installed Configuration, Proceedings of The first International Symposium of ESPR, May 21-22, 2002.
- (3) 大庭芳則他: Computational Analysis of Flows of a Lobed Mixer Nozzle using LES, Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power, March 4-6, 2004.
- (4) Yoshiya Nakamura and Tsutomu Oishi: Subscale Engine Noise Test For High Speed Jet Noise Suppression System", 6th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA2000-1958, June 12-14, 2000.
- (5) ICAO: Environmental Technical Manual on The Use of Procedures in The Noise Certification of Aircraft, Doc 9501-AN/929, SECOND EDITION-1995.
- (6) K.Hirai, H.Kodama, O.Nozaiki, K.Kikuchi, A.Tamura, and Y.Matsuo: Unsteady Three-Dimensional Analysis of Inlet Distortion in Turbomachinery, 33rd Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-97-2735, July 1997.
- (7) 小林紘, 特願2000-352910, 特開2002-156978.
- (8) 小林紘, 日本航空宇宙学会誌, Vol.49, No.571, 2001.8, p.183.
- (9) 小林紘, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29, No.6, 2001.11, p.31, & Vol.30, No.1, 2002.1, p.31.
- (10) 小林紘, 超音波 TECHNO, Vol.12, No.1, 2000.1.
- (11) H. Kobayashi, et al., 第1回 ESPR 国際シンポジウム, B-6, 2002.5.21, Tokyo.
- (12) H. Kobayashi, NAL Research Highlight 2002&2003, 2004.3.
- (13) 小林紘, 他4名, 第2回 ESPR 国際シンポジウム, A-3, 2004.6., Tokyo.

特集：環境適合型次世代超音速推進システム (ESPR)

## LPP 低 NO<sub>x</sub> 燃焼器の研究開発

木下 康裕\*<sup>1</sup>  
KINOSHITA Yasuhiro

小林 正佳\*<sup>1</sup>  
KOBAYASHI Masayoshi

中江 友美\*<sup>2</sup>  
NAKAE Tomoyoshi

林 茂\*<sup>3</sup>  
HAYASHI Shigeru

キーワード：SST, LPP, Low NO<sub>x</sub>, combustor, 逆火, 自己着火, CMC, 燃焼制御

### 1. はじめに

環境保全の観点から、航空用エンジンへの低 NO<sub>x</sub> 化の要求が年々高まってきている。さらに、急増する航空輸送と経済活動のグローバル化に対応して、本格的な超音速輸送時代の到来が期待される。

超音速機は成層圏を巡航するため、NO<sub>x</sub> がオゾン層に及ぼす影響が大きく、NO<sub>x</sub> 削減は特に重要である。NASA で行われたシミュレーション結果によると、マッハ数 1.6～2.4 で巡航する超音速機から排出される NO<sub>x</sub> 排出量を 15g/kg fuel 以下に抑えればオゾン層の破壊は自然界の変動範囲となり、その影響を無視できると考えられる<sup>(1)</sup>。しかし、ESPR プロジェクト（以下、本プロジェクト）では、シミュレーションの不確定要素を考慮して、NO<sub>x</sub> 排出量を 5g/kg fuel 以下に削減することを目標として低 NO<sub>x</sub> 燃焼器の開発を行った。

現在、商用に使用されている航空機エンジン用燃焼器では、燃料と空気の混合と燃焼を同時に行う拡散燃焼方式が適用されている。この燃焼方式を用いた場合、本プロジェクトで開発を目指している目標エンジン（以下、目標エンジン）の巡航マッハ数 2.2 条件（T<sub>3</sub>=915K, T<sub>4</sub>=1923K）では、35g/kg fuel もの NO<sub>x</sub> が排出されると予測される。そこで本プロジェクトでは、NO<sub>x</sub> 削減目標（5g/kg fuel）を達成するための革新的な燃焼技術として、希薄予混合予蒸発（以下、LPP）燃焼方式を採用した。

LPP 燃焼器を実現するには、従来燃焼器では燃焼器ライナを冷却していた空気も燃焼用空気として使用し、混合気の希薄化を進める必要がある。金属材料製の燃焼器ライナでは、冷却空気の削減は限界に近づいているため、冷却空気量を大幅に削減できる耐熱性に優れた CMC の燃焼器ライナへの適用を検討した。

また、LPP 燃焼方式を適用すると、逆火・自己着火の発生や、低出力条件で燃焼効率が低下する恐れがある。そこで、逆火・自己着火の発生を検知して回避する制御技術、および燃焼ガス分析結果をフィードバックするこ

とで NO<sub>x</sub> 低減と高燃焼効率の両立を狙った燃焼制御技術を開発した。

### 2. 用語

- LPP : Lean Pre-mixed Pre-vaporized  
希薄予混合予蒸発
- CMC : Ceramic Matrix Composite,  
セラミックス基複合材料
- P<sub>3</sub> : 燃焼器入口圧力
- T<sub>3</sub> : 燃焼器入口温度
- T<sub>4</sub> : 燃焼器出口温度
- FAR : Fuel Air Ratio, 燃空比 (= 燃料/空気)
- PIV : Particle Image Velocimetry,  
粒子画像流速 (計測法)
- AI : Artificial Intelligence, 人工知能

### 3. 燃焼器代表作動条件

代表的な燃焼器作動条件を表 1 に示す。

表 1 作動条件

	M2.2 Cruise (定格)	Take off	Idle
P <sub>3</sub> MPa	1.13	1.85	0.39
T <sub>3</sub> K	915	784	467
T <sub>4</sub> K	1923	1760	865
FAR	0.0323	0.0288	0.0106

### 4. LPP 燃焼器開発

NO<sub>x</sub> は火炎温度の高い領域で生成されるため、NO<sub>x</sub> 排出量を低減させるには平均火炎温度を低下させることと火炎温度分布を平滑化させることが必要である。そこで本燃焼器では、燃料噴射弁内で燃料を多量の空気と混合させて希薄混合気を形成させることで平均火炎温度を下げ、また、燃焼させる前に燃料を均一に分布させ、且つ完全に蒸発させることで火炎温度分布の平滑化を狙った LPP 燃料噴射弁を適用する。しかし、LPP 燃焼は低 NO<sub>x</sub> 化に有利である反面、燃焼振動、低出力時の燃焼効率低下や高出力時の逆火・自己着火が懸念されるため、これらを克服しつつ低 NO<sub>x</sub> 化を達成する事が課題である。

原稿受付 2004年 7月 8日

\* 1 川崎重工(株) ガスタービンビジネスセンター  
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町 1-1

\* 2 三菱重工(株) 名古屋誘導推進システム製作所

\* 3 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部

#### 4.1 燃焼器仕様

高出力条件での低 NO<sub>x</sub> 化と低出力条件での安定燃焼を両立するため、燃焼器内側バンクに低出力から最高出力までエンジン全作動点で使用するパイロット燃料噴射弁、そして外側バンクには高出力になるにつれ使用する数を増加させるメイン燃料噴射弁を配置した燃焼器形態を採用した。なお、燃料噴射弁個数は全周でパイロットとメインを各16個とした。図1に燃焼器の研究目標と概略形状を示す。なお、本 LPP 燃焼技術の開発では、燃焼技術の研究に焦点を当てリグ試験用供試体にはメタルライナを使用し、目標エンジンでの NO<sub>x</sub> 排出量は、後述する CMC 燃焼器ライナの適用化研究の成果を適用して予測した。

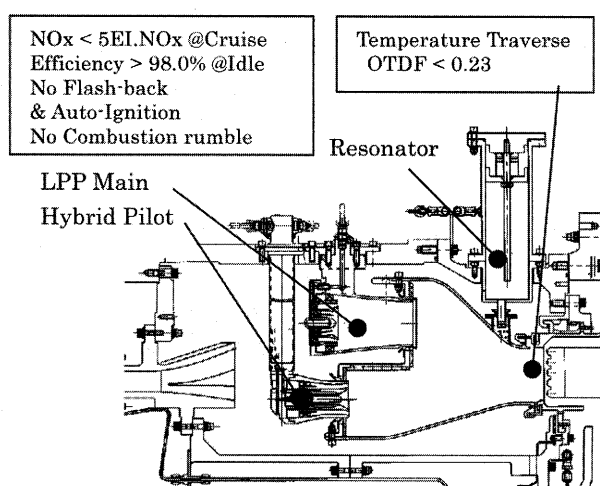


図1 研究目標と燃焼器概略形状

##### 4.1.1 空気量配分

冷却空気量は、メタルライナ等の冷却に9.6%を充てた。冷却空気以外の燃焼用空気90.4%は全て燃料噴射弁から供給する。アイドル条件で高い燃焼効率を実現するため、本条件ではパイロットのみを使用し、パイロットの燃焼領域がほぼ量論比になるようにパイロットとメイン燃料噴射弁への空気量配分を設定した。つまり、パイロット燃料噴射弁に18.1%、メイン燃料噴射弁に72.3%の空気量を割り当てている。図2に空気量配分を示す。

##### 4.1.2 燃料噴射弁

パイロット燃料噴射弁には、高出力での低 NO<sub>x</sub> 化と同時に低出力での高燃焼効率が要求されるため、高燃焼効率を狙った拡散燃料噴射弁と低 NO<sub>x</sub> 燃焼を狙った LPP 燃料噴射弁を同軸上に組み合わせた燃料噴射弁（'Hybrid Pilot' と称す）とした。また、メイン燃料噴射弁については、中出力以上で作動させる LPP 燃料噴射弁のみとした。

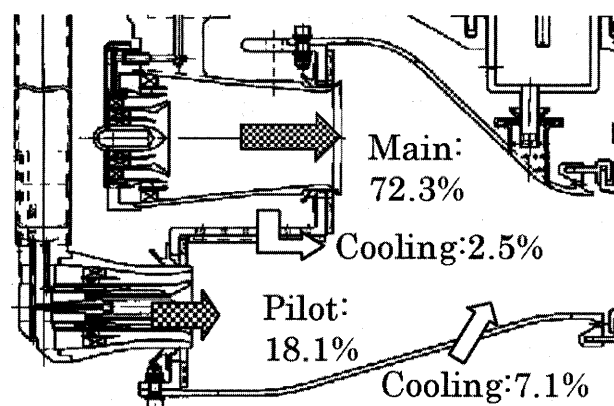


図2 空気量配分

#### 4.2 LPP メイン燃料噴射弁の開発

燃料噴射弁は、低 NO<sub>x</sub> 燃焼器開発において最も重要であるため、様々な設計コンセプトに基づき試作・改良を重ねた。ここでは最終的にメイン燃料噴射弁として採用した LPP 燃料噴射弁について述べる。

予混合管内での自己着火を防止し、NO<sub>x</sub> の生成を抑制するためには、自己着火が起こるよりも短い時間内でより均質な混合気を形成することが必要である。そのため、燃料の微粒化、分散、混合の促進が重要であり、また予混合管内への逆火が起こらないような流れ場設計も必須である。予混合噴霧流れ場を用いた着火遅れ時間の測定結果により、予混合管内の平均滞留時間が1msであれば巡航、離陸の燃焼器入り口空気の温度圧力においても予混合管内での自己着火は回避できると予想されたので、予混合管の微粒化開始位置から出口端までの長さは100mmとした。燃料の微粒化には、円筒状のプレフィルマー内周面上に形成した燃料液膜を旋回気流により分裂させる液膜気流微粒化方式を採用することとした。

図3に LPP メイン燃料噴射弁を示す。本燃料噴射弁は、4個のスワラと環状空気通路より構成されている。内周の3個のスワラは、隣接するもの同士が逆方向旋回となっている。このような中央部における逆旋回のスワラの組み合わせは、同方向旋回と異なり中心軸近傍に形成される逆流や低軸方向速度領域の形成が抑制され、逆火や自己着火を避けるのに有効である。図4は、燃料噴射弁の中心軸に垂直な断面における流れ模様を PIV により測定した結果である。空気流量を設計条件の半分以下に絞った条件であるが、最も流速の遅い中心部でも30m/sである。従って、設計点においては、燃焼室からの火炎の遡りを防止するのに十分な流速であることが分かる。このことが、後述する優れた耐逆火・自己着火特性を実現している。

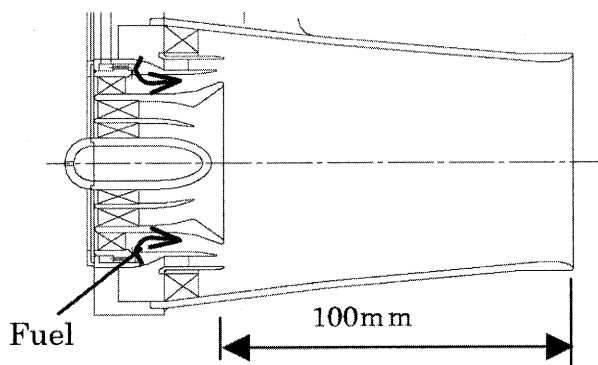


図3 LPP メイン燃料噴射弁

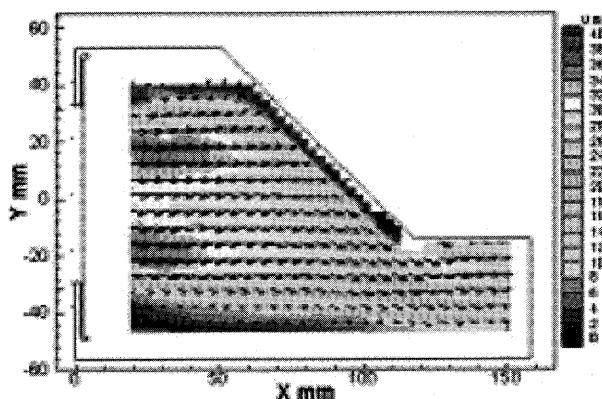


図4 PIV 試験結果

### 4.3 セクタ燃焼器試験結果

パイロットとメイン燃料噴射弁を1組用いたシングルセクタ燃焼器試験により燃焼性能を取得した。図5にシングルセクタ燃焼器試験供試体を示す。

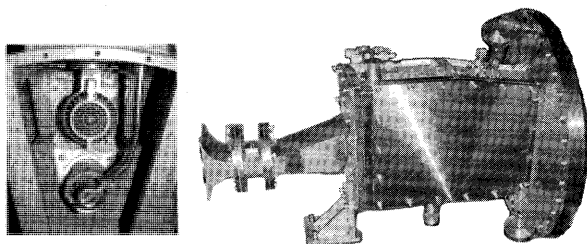


図5 シングルセクタ燃焼器

#### 4.3.1 NOx 排出量

図6は巡航マッハ数2.2条件における燃空比とNOx排出量の関係を示している。LPP燃焼により優れた低NOx燃焼を実現し、巡航時の燃空比0.0323におけるNOx排出量は2.7g/kg fuelを達成した。十分に巡航マッハ数2.2条件で目標（5 g/kg fuel）を達成するポテンシャルを持っていると考えられる。

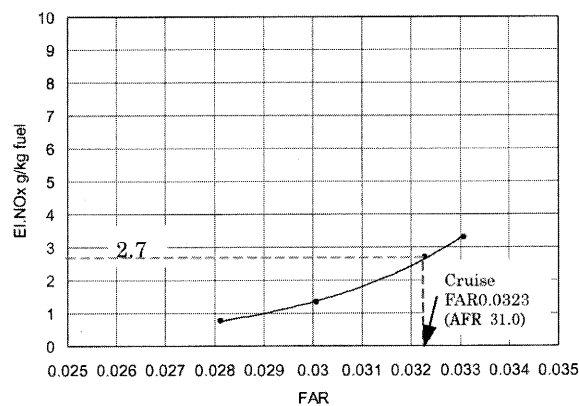


図6 NOx 排出量（シングルセクタ試験）

#### 4.3.2 逆火/自己着火マージン

図7は、燃料噴射弁内を流れる空気流速を設計条件の70%まで絞った場合でも逆火/自己着火が発生しなかった範囲を示している。なお、試験範囲は設備能力の限界であり、本燃料噴射弁はさらに広い逆火/自己着火ポテンシャルを持っていると考えられる。いずれにしても、目標エンジンの作動条件に対して十分マージンを持っていることが分かる。

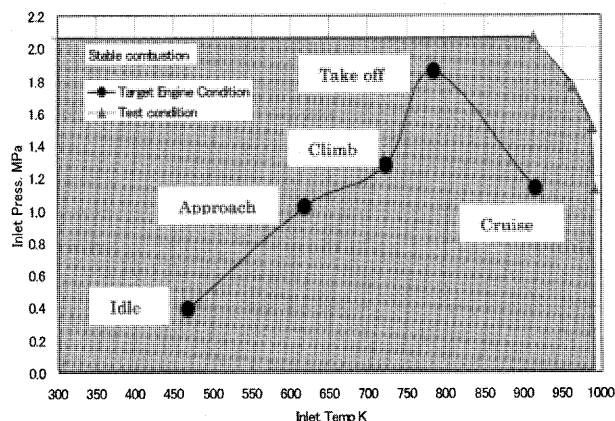


図7 逆火・自己着火特性

### 4.4 高圧アニュラ燃焼器試験

セクタ燃焼器試験結果より、目標とするNOx削減目標を達成する目処が得られたので、最終的な評価として、フルアニュラ形態の燃焼器を製作し目標エンジン条件における燃焼性能を評価した。なお、燃焼試験はRolls-Royce社Derby工場の燃焼試験設備を使用した。燃焼試験実施状況を図8に示す。

アイドル条件から、巡航マッハ数2.2条件までの燃焼試験を実施した。全作動範囲内で逆火/自己着火、燃焼振動等の不安定燃焼は発生せず、無事に燃焼試験を完了した。

#### (1) NOx 排出量

図9に、試験結果と目標エンジンにおけるNOx排出量を示す。試験により巡航マッハ数2.2条件での燃空比

0.0323においてNO<sub>x</sub> 排出量6.3g/kg fuel を達成した。LPP を採用した低 NO<sub>x</sub> 燃焼器でフルアニュラ燃焼器を用いた同様の実証試験は他に例がなく、正に世界初の成果と言える。なお、CMC ライナを用いた目標エンジンでのNO<sub>x</sub> 排出量の予測については後述する。

## (2) 燃焼効率

アイドル条件での燃焼効率を図10に示す。本条件では、パイロット燃料噴射弁のみに燃料を供給しているために燃焼領域はほぼ量論比で燃焼しており、99.5%以上の高い燃焼効率を達成している。

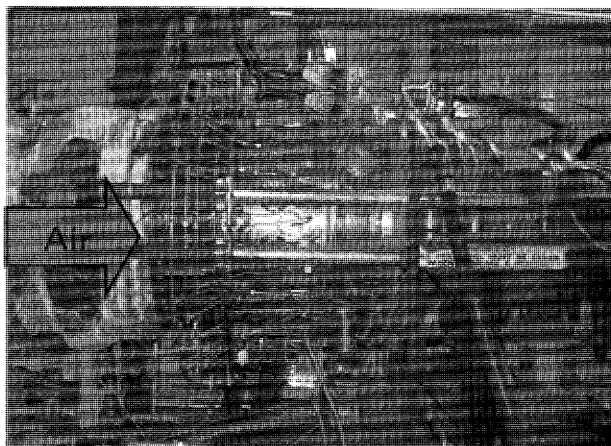


図8 燃焼試験状況@PR

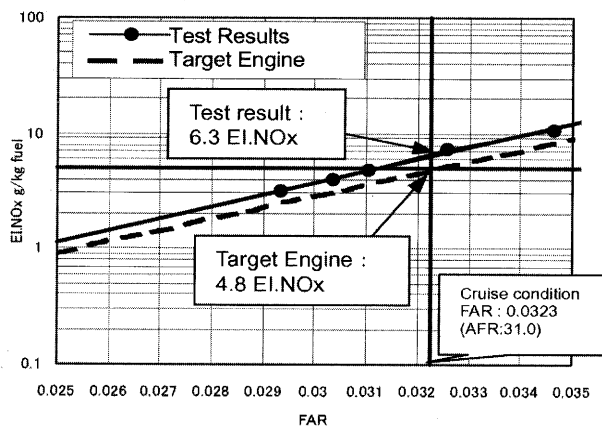


図9 NO<sub>x</sub> 排出量

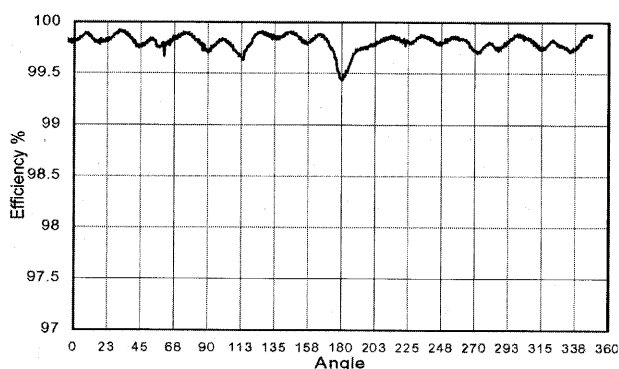


図10 燃焼効率

## 4.5 目標エンジン

CMC ライナを使用した目標エンジンでのNO<sub>x</sub> 排出量を予測した。

### 4.5.1 空気量配分

耐熱性に優れたCMCを燃焼器ライナに適用することで、メタルライナを冷却していた空気も燃焼用を使用することが可能となり、より希薄な燃焼が実現出来る。目標エンジンの空気量配分を図11に示す。

### 4.5.2 NO<sub>x</sub> 排出量

高圧アニュラ燃焼器試験と目標エンジンで想定される空気量配分からNO<sub>x</sub> 排出量を予測した(図9参照)。巡航マッハ数2.2条件でのNO<sub>x</sub> 排出量は4.8g/kg fuel となり、目標(5.0g/kg fuel)を達成できることが確認された。

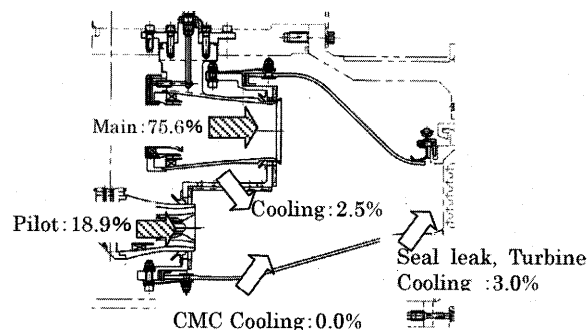


図11 目標エンジン空気量配分

## 5. CMC 製燃焼器ライナの開発

1273K以上の温度域においても優れた耐熱性を有し、ライナ冷却空気の削減に有効なCMCであるが、CMCは従来金属材料に比べ強度をはじめとする各種特性や製造方法が大きく異なるため、燃焼器ライナに適用するには多くの課題がある。特にCMCは線膨張係数が金属の1/5と著しく小さいことや、金属に比べれば破断までの伸びが小さいことから、金属部品とCMCライナとの間に生じる熱膨張差を吸収し、ライナに過大な拘束力を与えないライナ支持構造を開発する必要がある。更に、熱膨張差により大きく変動するCMCと金属部品間の隙間をシールする技術も必要となる。本研究では、これらCMCライナと金属部品間のインタフェース部に要求される各種機能を満足するライナ取付け構造を考案し、機能確認試験を行った。

CMC製燃焼器ライナの製造技術開発では、高温疲労強度、クリープ強度等の各種特性評価試験を実施し、強度的に満足するライナ織物構造を検討した。また、織物繊維へのコーティングやマトリクス形成等の製造工程を検討すると共に、大型製織装置の導入により実機サイズのライナ試作を行い、CMC製大型部品の製造技術の開発を行った。

試作したCMC製燃焼器ライナは、図12に示すアニュラ燃焼器試験装置により、システム実証エンジン燃焼条



件における健全性を確認した。図13は、繰り返し燃焼試験後のCMC製燃焼器ライナであるが、目視、浸透探傷検査の結果、クラックは確認されなかった。また、ライナ取付け構造部品にも永久変形等の損傷は確認されなかった。以上の結果から、ライナおよび取付け構造の健全性を確認し、設計の妥当性を確認した。本結果および高温材料特性試験の結果から、CMCを燃焼器ライナに適用できる見通しを得た。

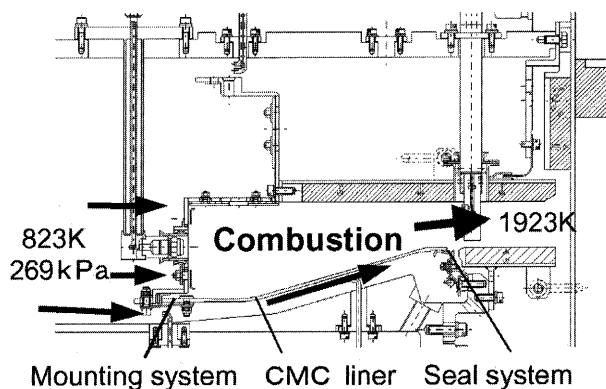


図12 アニュラ燃焼器試験装置

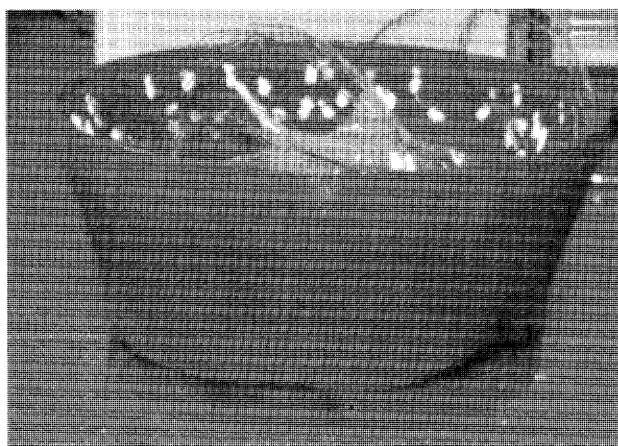


図13 CMC製燃焼器ライナ（燃焼試験後）

## 6. 安定燃焼重視型 AI 制御技術の開発

LPP 燃焼方式における技術課題の一つである逆火や自己着火に対して、これらが発生しても燃焼器に損傷を与えない時間内に回避することを目標とし、燃焼制御技術の開発を行った。

本目標を達成するために必要な要素技術として、高温高圧の燃焼器内で高速で確実に逆火・自己着火現象を検知する技術と逆火・自己着火を高速で回避する燃料制御技術の開発を行った。

逆火・自己着火を高速で確実に検出するために、応答性が高く、火炎を直接検出するフォトダイオードを選定し、耐熱性と耐圧性を考慮したプローブと組み合わせた光ファイバプローブを開発した。これを目標エンジンで想定される温度、圧力以上の条件で検証試験を行い、

正常に機能することを確認した。

また、逆火・自己着火を高速で回避するために、応答性が高い制御バルブと制御装置を組み合わせた燃料制御装置を開発した。本燃料制御装置を用いたリグ燃焼器での燃焼制御試験を行い、本制御装置の動特性を取得し、逆火・自己着火を高速で回避することが出来る能力を有することを確認した。

これら要素を統合してAI燃焼制御システムを構築した。さらに、このシステムを用いて、セクタ燃焼器リグ試験供試体により、不安定燃焼回避制御の実証試験を行った。実証試験の機器構成を図14に示す。本実証試験の結果を図15に示す。予混合管部に取り付けたイグナイターにより、意図的に予混合管内に着火する事で、自己着火・逆火をシミュレータとしたが、光ファイバプローブにより着火を瞬時に検知し、損傷を与えない短時間に回避できたことにより、AI燃焼制御技術の有効性が実証できた。

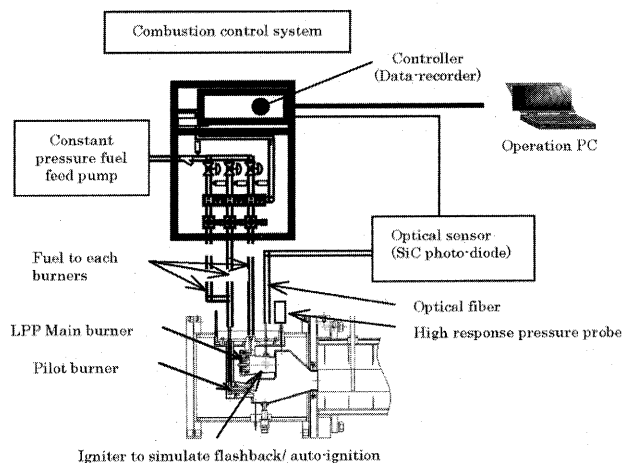


図14 AI 燃焼制御特性試験構成

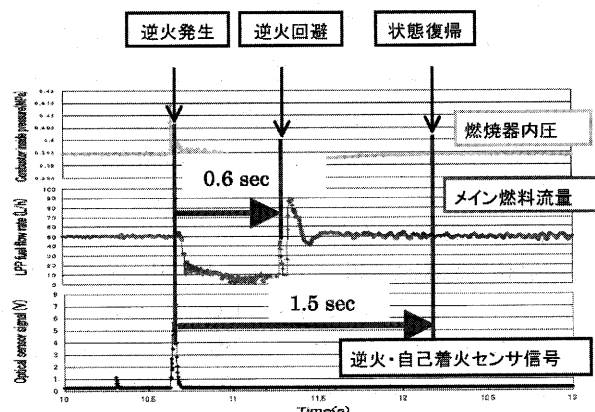


図15 AI 燃焼制御実証試験結果

## 7. NO<sub>x</sub> フィードバック型燃焼制御技術の開発

超音速輸送機用エンジンにおいて、広い範囲で変動する燃焼器の入口条件に対応し、いずれの条件でも NO<sub>x</sub> 排出量を低減できるような燃焼制御技術の開発を行った。具体的には、燃焼器の入口条件、出口状態を逐次計測し、燃焼状態に応じて希釈空気の流量配分を調整し、一次燃焼域の局所当量比を制御することにより、NO<sub>x</sub> の排出量を抑える制御システムを構築した。

### 7.1 NO<sub>x</sub> 低減の原理

火炎温度 (Flame Temperature) と CO, NO<sub>x</sub> 排出量の関係を図16に示す。NO<sub>x</sub> 排出量は火炎温度に対し指数関数的な値をとる。そのため、温度が高くなる一次燃焼域の当量比を小さくし、火炎温度を低下させれば NO<sub>x</sub> 発生量を抑制することができる。しかし、火炎温度が低くなりすぎると燃焼が不安定になり、CO 発生量が急増する。したがって、いずれの条件でも NO<sub>x</sub>, CO が共に少なくなる火炎温度領域を維持することが理想である。

本研究では、燃焼器下流で計測された NO<sub>x</sub>, CO 濃度に基づいて希釈空気 (Dilution Air) の流量を調整し、一次燃焼域の火炎温度を最適な値に制御することによって NO<sub>x</sub> の低減と火炎の安定を両立させる。

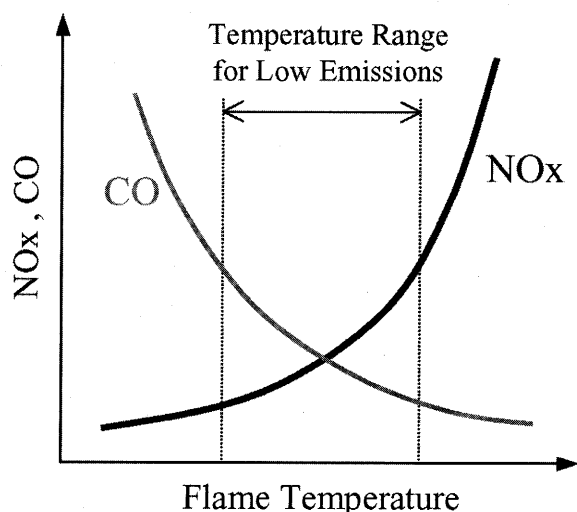


図16 火炎温度と CO, NO<sub>x</sub> 排出量の関係

### 7.2 燃焼制御システム概要

燃焼制御実証試験装置のシステムを図17に示す。燃焼器下流で計測された NO<sub>x</sub> 濃度と CO 濃度の両方を勘案して得られる、以下のファジー評価関数 (CI 値) を導入し、燃焼制御実証試験を実施した。制御ユニット (AI Combustion Control Unit) は CI 値に基づいて希釈空気流量調整バルブ (Dilution Flow Control Valve) を調整し、一次燃焼域の当量比 (火炎温度) を最適な値に制御する。

### 7.3 燃焼制御実証試験

燃焼制御試験では、制御の安定性や外乱に対する応答

$$CI = \frac{3 \log(\rho INO_x) \cdot \rho INO_x - \log(0.1 \rho ICO) \cdot \rho ICO}{\rho INO_x + \rho ICO}$$

$$\rho INO_x = \frac{NO_x \text{ 計測濃度 (ppm)}}{8.7(\text{ppm}) + 0.78 \cdot \text{Pilot} (\%)}$$

$$\rho ICO = \frac{CO \text{ 計測濃度 (ppm)}}{25(\text{ppm})}$$

$$\text{Pilot} = \frac{\text{パイロット燃料流量 (g/s)} \cdot 100}{\text{全燃料流量 (g/s)}}$$

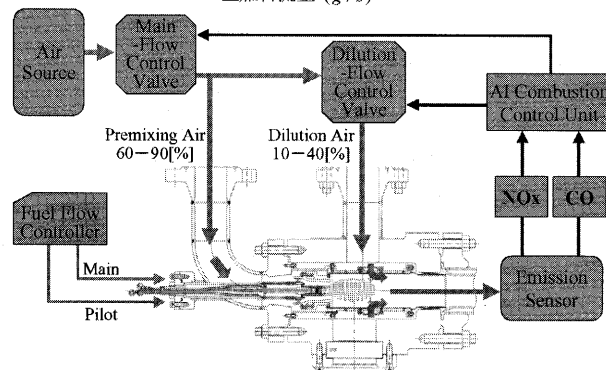


図17 燃焼制御実証試験装置のシステム図

性などの制御特性を計測した。ここではその一例として、CI 目標値 (-0.5) に安定に制御されている状態で、燃料流量を急増 (+10%) させた場合の制御特性について述べる。

図18に、中間出力状態 (T3=456℃, P3=0.3MPa) における燃焼制御実証試験結果を示す。縦軸に NO<sub>x</sub> 及び CO 濃度、希釈空気比 (Dilution Air Ratio), CI 値 (CI Value), 横軸に経過時間 (Time) を示す。時刻0[sec]において燃料が急増すると、火炎温度が上昇するため、一旦、NO<sub>x</sub> 排出濃度が増加し、CI 値も増加した。しかし、制御システムが有効に働き、CI 値を目標値に近づけるため、希釈空気流量調整バルブの開度を絞り、希釈空気比が減じられるように作動した。その結果、NO<sub>x</sub> 排出濃度は低下し、CI 値が目標値を維持するように安定に制御された。

その他の条件についても、低出力状態では CO 排出濃度を最小化するように安定に制御され、高出力状態では NO<sub>x</sub> 排出濃度を最小化するように安定に制御されることを実証した。

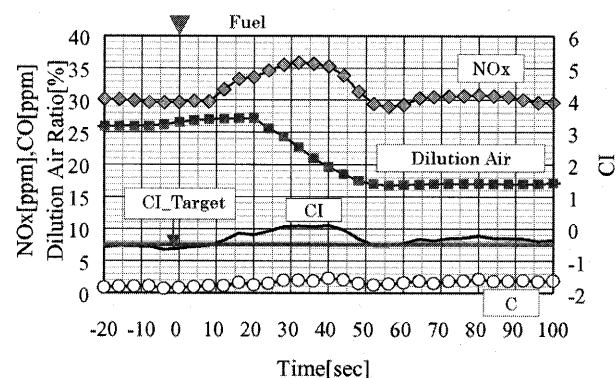


図18 燃焼制御実証試験結果 (中間出力状態)

## 8. まとめ

マッハ数2.2で巡航することを想定した超音速機用エンジンのLPP 低 NOx 燃焼器を開発し下記の成果が得られた。

- ① NOx 排出量削減および燃焼効率目標を達成した。
  - NOx 排出量 : 4.8g/kg fuel @M2.2 Cruise
  - 燃焼効率 : 99.8%@Idle
- ② 同時に、逆火/自己着火、燃焼振動等の安定燃焼性能に問題がないことを燃焼器試験により確認した。
- ③ CMC 製燃焼器ライナの設計・製造技術開発を行い、CMC の燃焼器ライナへの適用性を確認した。

- ④ 逆火・自己着火を回避する安定燃焼制御技術の開発を行い、燃焼制御試験により機能を実証した。
- ⑤ エンジン出力に応じて NOx, CO 排出濃度をバランスよく低減する、燃焼状態の計測に基づく制御技術を開発し、燃焼制御試験により機能を実証した。

## 参考文献

- (1) Shaw, Robert J., Gilkey Samuel, and Hines Richard, ISABE, (1993)-7064, p.

特集：環境適合型次世代超音速推進システム (ESPR)

## 軽量・複合材技術の研究開発

荒木 隆人\*<sup>1</sup>  
ARAKI Takahito橋本 良作\*<sup>2</sup>  
HASHIMOTO Ryosaku河内 幸雄\*<sup>3</sup>  
KAWACHI Yukio井上 貴博\*<sup>4</sup>  
INOUE Takahiro村上 敬\*<sup>5</sup>  
MURAKAMI Takashi瀧 博資\*<sup>6</sup>  
TAKI Hiroshiキーワード：セラミック基複合材料 (CMC)、金属基複合材料 (MMC)、自己潤滑材料、  
Fore-Loaded 型タービン翼

## 1. はじめに

環境適合型次世代超音速推進システムの二酸化炭素 (CO<sub>2</sub>) 排出量抑制を達成するためには、エンジンの軽量化および冷却空気量削減による燃料消費率向上が必要である。これらを実現するためには軽量かつ耐熱性に優れたセラミックス基複合材料 (CMC) や金属基複合材料 (MMC) のような先進複合材料のエンジン部品適用が有効な手段と考えられる。ESPR プロジェクトでは各材料の特性を考慮して、軽量化および冷却空気量削減に効果的に寄与するテーマを選定し、研究開発に取り組んだ。

本稿では軽量・複合材料の研究開発に関連する CMC タービンシュラウドの適用研究、CMC ベーンの適用研究、CMC ロータの研究、CMC マトリックスの研究、MMC ファンロータの適用研究、自己潤滑材料の研究、高負荷タービン技術の研究について報告する。

## 2. CMC タービンシュラウドの適用研究

本研究では耐熱性に優れる CMC として炭化ケイ素繊維強化炭化ケイ素複合材料 (SiC/SiC) をタービンシュラウド材料として選定し、製造技術開発、試験片の製作・要素試験による評価を実施してきた。<sup>(1),(2)</sup> 本稿では、耐熱・耐酸化性向上を狙ったコーティング開発および CMC タービンシュラウドの高温コアエンジン (High

Temperature Core Engine, HTCE) 搭載による実証試験までの成果を報告する。

## 2.1 CMC タービンシュラウドの構造

タービンシュラウドは回転するタービン動翼の外周側に配置され、主流ガス流路を形成する部品である。CMC タービンシュラウドと周辺部品の断面図を図 1 に示す。CMC タービンシュラウドは高い耐熱性を有するため、金属タービンシュラウドのような冷却効率の高いフィルム冷却構造が不要となる。したがって、比較的製造が容易なインピンジ冷却構造とした。また、CMC と金属部品の線膨張係数の違いにより取り付け部に発生する機械的拘束力を低減させるため、バネ構造による緩衝機能を持たせた。

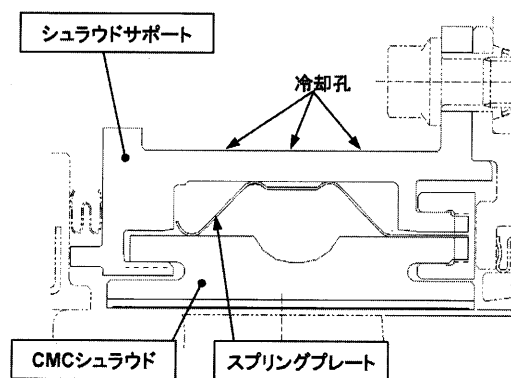


図1 CMCタービンシュラウドおよび周辺部品断面

## 2.2 耐熱 (遮熱) コーティングの開発

遮熱性コーティングにより CMC 部材温度の上昇を抑えることは、CMC 部品の耐久性を向上させる上で有効な手段である。これまでの研究から溶射法で施工したコーティングの耐久性が優れているという知見が得られていることから、<sup>(1)</sup> CMC との線膨張係数の差が小さいムライト系の溶射コーティングを選定した。

原稿受付 2004年 7月 9日

- \* 1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部  
技術開発センター 材料技術部  
〒188-8555 東京都西東京市向台町3-5-1
- \* 2 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部  
航空環境技術開発センター エンジン先進材料チーム
- \* 3 三菱重工業(株) 名古屋誘導・推進システム製作所  
エンジン・機器技術部
- \* 4 産業技術総合研究所 エネルギー利用研究部門  
エネルギー変換材料研究グループ
- \* 5 産業技術総合研究所 先進製造プロセス研究部門  
トライボロジー研究グループ
- \* 6 川崎重工業(株) ガスタービン・機械カンパニー  
ガスタービンビジネスセンター 開発総括部 要素開発部

コーティングの健全性を調べるため、熱サイクル試験と接着強度試験を実施した。熱サイクル試験は、50mm×50mmのCMC平板にコーティングを施工した供試体をガスバーナで加熱する方式とした。試験温度は、HTCE搭載時のCMCタービンシュラウドの温度として想定されるコーティング表面温度1623K～1673Kとした。熱サイクル試験の結果、減圧プラズマ溶射（Low Pressure Plasma Spray：LPPS）と大気プラズマ溶射（Air Plasma Spray：APS）の2層構造を有し、接着面積増加を目的としてCMC母材に幅2mm、深さ1mmの溝を格子状に加工したものが、500サイクル後においても剥離が生じなかった。一方、接着強度試験は、20mm×20mmのCMC平板にコーティングを施工した供試体のコーティング側とCMC側の両方に2本のメタルロッドを接着し、引っ張る方式とした。500サイクルの熱サイクル負荷前後での接着強度試験を実施した結果、熱サイクル負荷による強度低下が少ないことが確認され、HTCE搭載部品に搭載することとした。供試体の遮熱コーティング部を図2に、遮熱コーティングの断面構造を図3に示す。

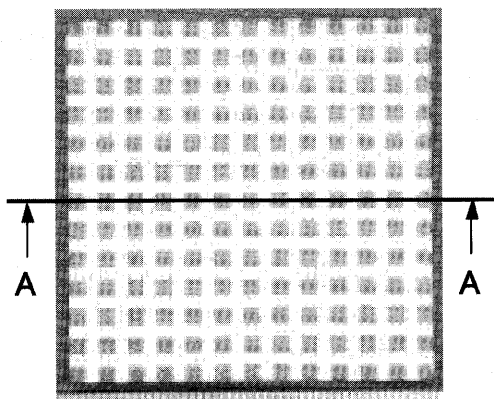


図2 CMC 供試体遮熱コーティング面

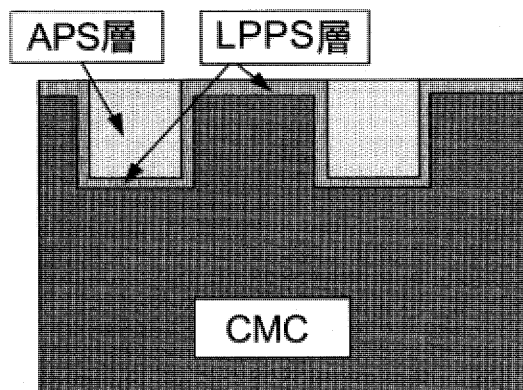


図3 遮熱コーティングの断面構造

## 2.3 CMC タービンシュラウドの製造

タービンシュラウドフック部の強度向上のため炭化ケイ素繊維三次元直交織物を採用し、化学気相含浸法（Chemical Vapor Infiltration：CVI）および含浸焼成法（Polymer Impregnation and Pyrolysis：PIP）によって炭化ケイ素マトリクスを含浸・形成し、製作したHTCE搭載CMCタービンシュラウドを図4に示す。製作した部品の健全性を評価するため、フック部強度試験を行った。フック部強度試験は、試験設備の制約から常温のみで実施したため、タービン入口温度1923K条件時のフック部予測温度での材料強度を用いた補正を行い、フック部の強度を評価した。その結果、フック部はHTCE搭載状態で作用する荷重の30倍以上の強度があり、HTCE搭載に問題がないことを確認した。

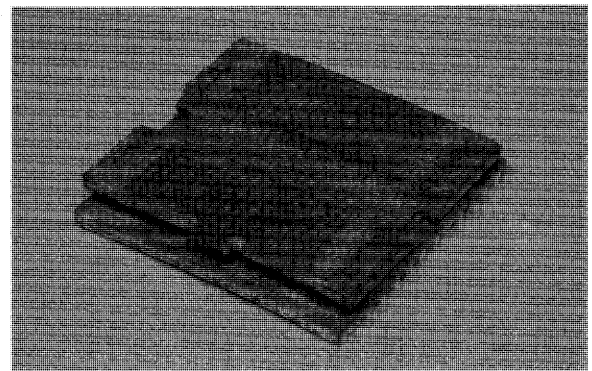


図4 HTCE 搭載用 CMC タービンシュラウド

## 2.4 HTCE 搭載試験

製作したCMCタービンシュラウド6個をHTCEに組込み、エンジン実証試験を行った。タービン入口温度1923K条件にて15分間保持運転を行い、CMCタービンシュラウドの温度計測結果が伝熱解析による予測値とよく一致することを確認した。また、合計で約20時間の運転を実施したが、運転後のCMCタービンシュラウドにはクラック、コーティングの全面的な剥離および溶損等がないことを確認した。

## 3. CMC ベーンの適用研究

本研究においてもCMCタービンシュラウドの適用研究と同様に耐熱性に優れる炭化ケイ素繊維強化／炭化ケイ素複合材料（SiC/SiC）をベーン用材料として選定し、製造技術開発、試験片の製作・要素試験による評価を実施してきた。<sup>(1),(2)</sup>これらの研究のなかで翼部とバンド部の一体構造の検討と基本的構造評価を行っている。また、酸化抑制剤を適用したCMCのマトリクス成形プロセス改善によって高温クリープ特性の向上研究がなされている。

本稿では最終的な実翼形状のCMCベーンの試作結果と共に、モデル翼の熱サイクル試験による耐久性評価結果について報告する。



### 3.1 CMC ベーンの試作

代表的なベーン構造を有する出口案内翼 (Exit Guide Vane: EGV) を対象として、CMC の含浸・機械加工の試作を行った。EGV はタービン出口の旋回流を直流に修正するための部品で翼部とバンド部により形成される。図5に EGV および周辺部品を示す。CMC ベーン用織物は、ブレード織りの翼部と二次元織りのバンド部を組み合わせ、ステッチで縫い合わせた翼-バンド一体構造を採用している。さらに、化学気相含浸法 (Chemical Vapor Infiltration: CVI) および含浸焼成法 (Polymer Impregnation and Pyrolysis: PIP) によって炭化ケイ素マトリックスを含浸・形成し、マトリックスの含浸工程中に酸化抑制剤を加えた。マトリックスの形成後、機械加工によって三次元曲面加工を行い、加工後はさらに表面に CVI によるマトリックスを形成している。

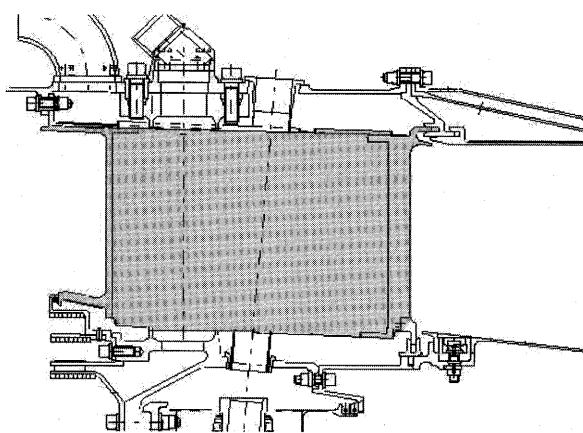


図5 CMC ベーンおよび周辺部品断面

図6に試作した CMC ベーンを示す。外観およびミクロ観察により、繊維の歪みや層間剥離を生じることなく、CMC ベーンが健全に成形されることを確認した。また、幅が1mm程度と細く、深さが7mm程度と深いことからバンド部端面のシール溝部が機械加工の課題であったが、特殊な細径のダイヤモンド砥石を用いて、所定の形状に加工可能であることを確認した。

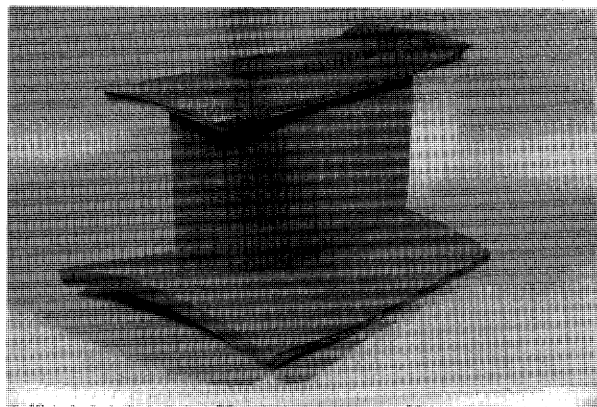


図6 CMC ベーン

### 3.2 熱サイクル試験

CMC ベーンの耐久性を確認するために、燃焼ガスが吹き付けられ高温となるベーンの翼部のみの供試体 (以後、モデル静翼と呼ぶ) を製作し、ガスバーナ加熱による熱サイクル試験を行った。

これまでの実翼形状試作成果を反映し、モデル静翼織物の織り構造は、試作した CMC ベーンの翼部織物と同一であるブレード織りを採用しており、マトリックスの成形方法も実翼形状 CMC ベーンと同じ方法を適用している。熱サイクル条件は巡航 (CRUISE) ⇄ 地上 (GROUND IDLE) 遷移状態を想定し、モデル静翼温度を1423K ⇄ 573Kとした。また、負荷サイクル数は1000サイクルとした。

熱サイクル試験状況を図7に示す。1000サイクル負荷後にも破損および溶損等は生じておらず、モデル静翼の耐久性が十分なものであることを確認した。

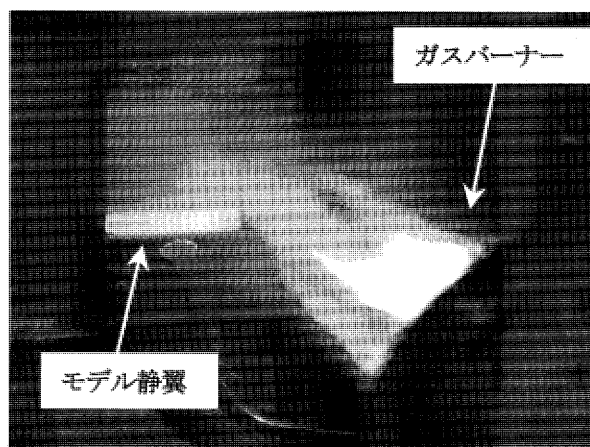


図7 モデル静翼熱サイクル試験

## 4. CMC ロータの研究開発

CMC 材は、軽量で耐熱性に優れていることから、タービン・ロータへの適用が期待されている。そこで、タービンプリスクを CMC 材で試作し実証試験を行い、設計および評価に必要な基礎的技術を取得した。試験体は炭化ケイ素繊維を用いて三次元円筒織りした円板を基材として、CVI (化学気相含浸法) および PIP (含浸焼成法) により炭化ケイ素マトリックスを成形した後、機械加工によりプリスク形状とした。プリスクのブレード部の強度を増すために半径方向の繊維を途中から多く織り込んだモデルを製作し、回転ひずみ計測試験、有限要素法解析および回転破壊試験によりその健全性を確認した。図8は室温における破壊の瞬間写真である。破壊回転数は49,100rpm、破壊応力は294MPaであった。

つづいて高温回転強度評価試験を行うための高周波誘導加熱を用いた加熱装置を試作した。本装置は試験体の導電性に関係なく加熱が可能であり直径200mm位であれば1273K~1473K程度まで加熱できる。また、破壊試験を行った場合試験体の二次損傷を出来るだけ避けるよ

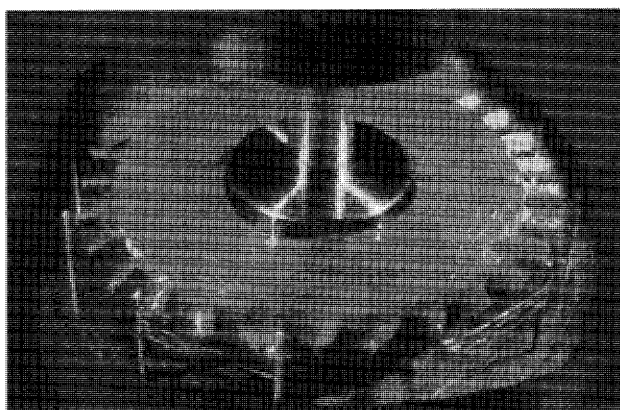


図8 プリスクモデル遠心破壊の瞬間写真 (49,100rpm)

うにコイルを工夫して製作した。図9に高温回転試験の状況を示す。高温回転試験については1273K、40,000rpmの試験を実施し、ロータモデルの健全性を確認した。CMC材を用いて三次元円筒織プリスクを設計・製作する場合の知見および基礎的なデータを蓄積した。高温回転試験は真空中でのみ実施したので、実用化のためには実環境下での試験データの蓄積が必要である。

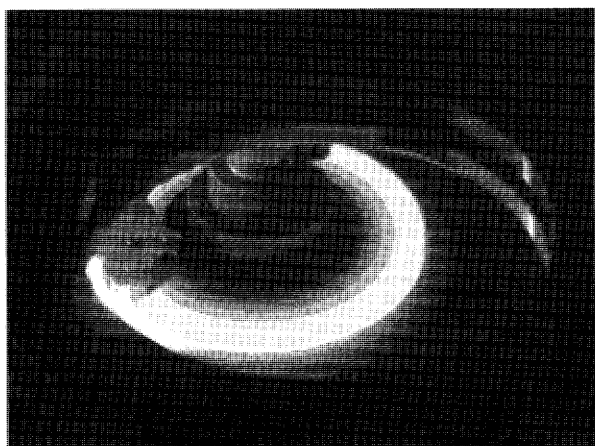


図9 高温回転試験状況 (1,200K, 37,500rpm)

## 5. CMC マトリックスの研究 (SiC/SiC 複合材の耐酸化性向上)

SiC/SiC 複合材料は、その強靱化機構発現のために、通常、繊維/マトリックス境界にC(カーボン)あるいはBN(窒化ホウ素)からなる界面層の導入が必須である。しかし、これらは耐酸化性に乏しいため高温大気中での長期間使用時に、信頼性が不足している。そこで本研究においては、酸化による特性劣化を防ぐために、酸化によって変質しない酸化物の界面層を開発し、またマトリックスの酸化を防ぐための酸素遮蔽コーティング技術の開発を行った。

酸化物界面層として $\text{Al}_2\text{O}_3$ 、酸素遮蔽膜としてムライトを導入した結果、従来材と同様に非脆性的な破壊挙動に伴う大きな破壊仕事(破壊に要したエネルギー)を示した。また従来材では完全に脆化する大気中1473K、

$3.6 \times 10^5 \text{s}$ の条件で酸化した後も、開発したCMCは図10の様に顕著な非脆性破壊を示した。ただし、マトリックスのごく一部が酸化しただけでも破壊挙動を大きく脆化させる傾向があり、実用化のためにはさらなる改良が必要であることが示された。

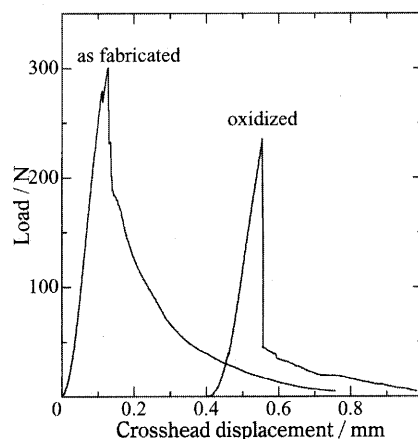


図10 開発 SiC/SiC 複合材料の破壊挙動  
左：酸化前、右：酸化後(1473K,  $3.6 \times 10^5 \text{s}$ )

## 6. MMC ファンロータへの適用研究

高比強度、高比剛性の性質を持つMMC(Metal Matrix Composites: 金属基複合材料)は、エンジン部品への適用により大幅な軽量化が期待されている。エンジンの低圧系コンプレッサはTi合金製のディスクとブレードで構成されているが、このディスク部に高比強度のMMCを適用して円周方向を強化することによりボア径を上げてスリム化するとともに、ディスクリングとブレードを一体化したプリスク形態の採用により軽量化が図られる。我々はエンジンファンロータ部位にMMCプリスクを適用することにより同ロータ部の30%の軽量化を目標として研究開発を行った。

### 6.1 製造プロセスの検討

チタン基複合材料を適用する上での課題は高コストであり、製造コストを低コスト化する研究も行われている。そこで、我々はTi基複合材料(TMC)リングを低コストで製作する製造プロセスとしてモノテープ法を新たに考案した。図11にモノテープ法の概要を示す。複合化方法としては真空中でホットプレスにより複合化するという方法を取り、これを順次断続的に行うことで長いモノテーププリフォームを製作する。次にこのモノテープをカプセルに封入し、熱間静水圧加圧成形処理により最終的な複合化処理を行う。リング幅が広く、リング回転方向への厚みが小さい部品に対してはリング径方向に積層するモノテープ法は最も低コストな製造方法であると考えられるため、本プロセスを選定した。

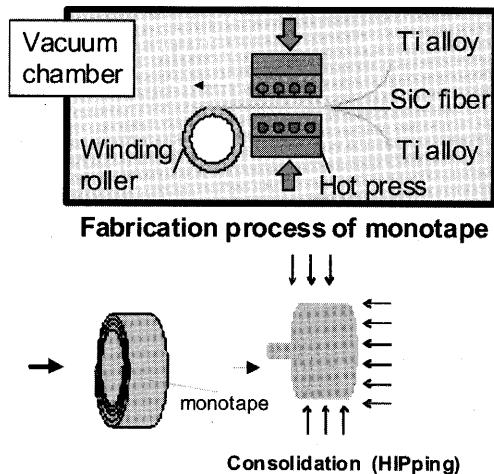


図11 モノテープ法の概要

## 6.2 小型ロータモデル評価

選定したプロセスに基づきクーボン試験片を製作し、引張および疲労試験によりファンロータディスク設計・製作に必要な機械的特性データを取得した。ファンロータ部品に MMC 部品を適用する場合には、繊維積層方向のみでなく積層方向にも荷重が負荷されるため、繊維方向および積層方向の静強度、疲労特性データを取得した。

取得したデータに基づき過回転試験、サイクリック試験の破断回転数を予測し、予測した回転数およびサイクル数で供試体が破壊するかどうかを、供試体を製作し回転試験により評価した。回転試験の結果、繊維含有率が19%の領域では、クーボン試験データからの予測値との一致が見られたが、繊維含有率が26%の領域では、サイクリック試験結果の方がクーボン試験データからの予測値よりも劣ることがわかり、設計カーブの修正が必要ながことが明らかとなった。(表1)

表1 小型ロータモデル回転試験結果

	Prediction	Results
TMC ring (Vf=19%)		
•over speed test	47000rpm	46600rpm
•cyclic test	2000cycle	2000cycle
TMC ring (Vf=26%)		
•over speed test	48000rpm	55000rpm
•cyclic test	2000cycle	1636cycle

以上の結果を元に目標エンジンのファンロータ軽量化設計を行い、図12のとおり軽量化達成を確認することができた。モノテープ法により小型モデルを製造した結果、プロセスコストの上昇が抑えられ従来工法である箔／繊維／箔積層法と比較して60%程コストが低減された。

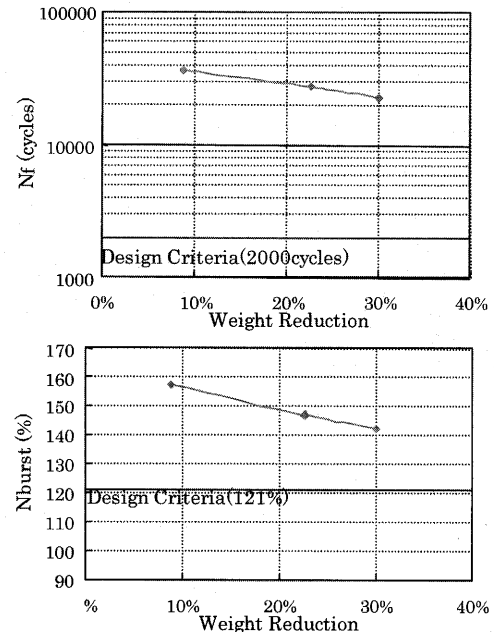


図12 ロータ重量とバースト回転数及びサイクル数の関係

## 6.3 実大モデル MMC ファンディスクの開発

大型化した場合の製造上の成立性を確認し、より軽量化への適用実現性を高めるべく、HYPR ターボエンジンに適用できる MMC 2 段ファンディスクの設計製造を実施した。

目標エンジン同様、小型ロータ試験結果を元に設計を進め繊維含有率26%、ブレードディスク分離形態を採用し同ロータ合計で約10%軽量化した MMC ファンディスクを製造し、121%過回転試験を実施の結果、健全性が確認された。(図13)

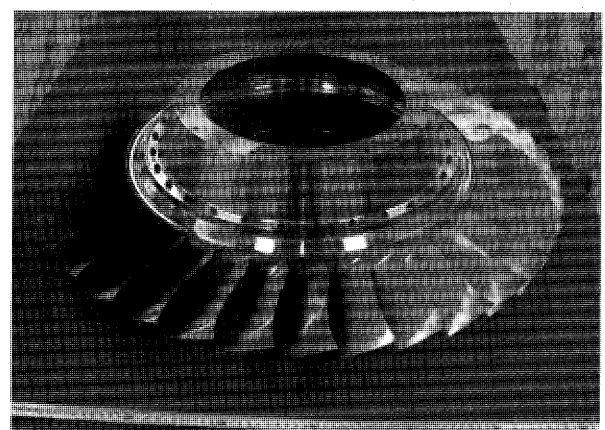


図13 実機 MMC ファンロータ試作部品

## 7. 自己潤滑材料の研究

本研究では高温高負荷の摺動部への自己潤滑性複合材料を適用可能性を検討した。以前 Sliney らはプラズマ溶射法を用いて Ni-Cr 合金内に  $\text{BaF}_2$ ,  $\text{CaF}_2$  を分散させた自己潤滑性複合材料コーティングを開発している<sup>(3)</sup>。しかし Ni-Cr 合金は高比重で、高温での耐酸化性が不十分な問題があり、さらにこの複合材料は環境負荷が大きい成分 ( $\text{BaF}_2$ , Cr 等) を含んでいる。本研究では、高温強度および耐酸化性に優れ、比重が小さい  $\text{Al}_2\text{O}_3$  セラミックスをベースとして、従来それぞれ室温～1073K および 773K 以上で低摩擦特性が報告されている  $\text{BaCrO}_4$ <sup>(4)</sup>,  $\text{BaSO}_4$ <sup>(5)</sup> を複合化した材料を放電プラズマ焼結法により作製、大気中室温～1073K まで摩擦試験を行い、高温用摺動材料としての適用可能性について検討した。

図14にボールオンディスク法かつ往復摺動方式の SRV 摩擦試験機を用いて得られた  $\text{Al}_2\text{O}_3$ -X (X:  $\text{BaCrO}_4$ ,  $\text{BaSO}_4$ ) 系複合材料の摩擦係数および比摩耗量を示す。ここで摩擦試験の測定条件は、相手材  $\text{Al}_2\text{O}_3$  ボール (直径 9.53mm), 荷重 10N, 振動数 10Hz, 振幅 1mm である。 $\text{Al}_2\text{O}_3$ -50mass%  $\text{BaCrO}_4$  複合材料の緻密性, 耐摩耗性は  $\text{SiO}_2$  および Ag の添加により向上し, また Ag 添加により摩擦係数低減 (673K 以上) も起こることが分かった。また低摩擦を示すものの劇物である  $\text{BaCrO}_4$  と結晶構造が同一で毒性のない  $\text{BaSO}_4$  で複合化した  $\text{Al}_2\text{O}_3$ -50mass%  $\text{BaSO}_4$  複合材料は従来報告されている傾向と異なり<sup>(3)</sup>, 室温～1073K で連続的に低い摩擦係数を示した。ここで, 図14に示す摩擦係数は目標値 (0.3) に比べて全体的に高い値を示しているが, これは SRV 摩擦試験機で得られる摩擦係数が一般的に他の摩擦試験機で得られる値に比べて 2 倍程度の値を示すためである<sup>(6)</sup>。この原因として, (1) 振幅が一般的な試験条件に比べかなり小さいことによる影響, (2) 往復運動の折り返し部

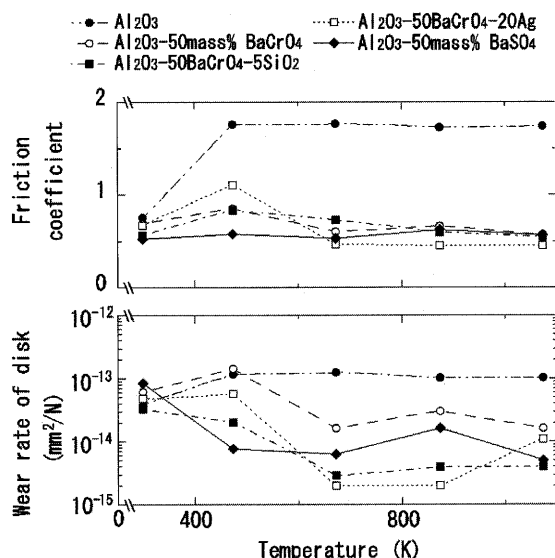


図14 SRV 摩擦試験機を用いて得られた  $\text{Al}_2\text{O}_3$ -X (X:  $\text{BaCrO}_4$ ,  $\text{BaSO}_4$ ) 系複合材料の摩擦係数及び比摩耗量

で得られる高い摩擦係数が測定値に含まれている, の二通りが考えられるが詳細は不明である。従って本研究において, 梅田らが用いている高温摩擦試験機等を用いて確認を行ったところ, 環境負荷の小さい  $\text{Al}_2\text{O}_3$ -50mass%  $\text{BaSO}_4$  複合材料が上記の予想通り室温～1073K で 0.3 以下の摩擦係数を連続で示した。なおこの複合材料の摩擦摩耗機構の詳細については不明であるが,  $\text{BaSO}_4$  の結晶構造が  $\text{BaCrO}_4$  の構造と同一であることから  $\text{BaCrO}_4$  系複合材料と同様な摩擦機構を示すものと予想される。

## 8. 高負荷タービン技術の研究

環境適合型次世代超音速推進システムにおける複合材タービン要素軽量化に効果のある翼枚数やタービン段数の削減を目的として以下に記すタービン要素の高負荷化の研究開発を行った。

### 8.1 Fore-Loaded 型タービン翼

Fore-Loaded 型タービン翼とは, タービン要素の空力性能を損なわずにあるタービン出力に必要な翼枚数を削減させる新しい概念のタービン翼である。このタービン翼は, 図15に示すように翼背側の翼面速度のピークが翼前半にある特徴的な翼面速度分布を持つ。

本研究では, Fore-Loaded 型タービン翼を適用して従来の翼 1 枚あたりの負荷を持つタービン翼を使用した場合よりも翼枚数を約 30% 削減した供試タービンを製作, 空力試験を行い, 従来翼を使用した場合のタービン段の性能を損なわずに翼枚数を削減できることを実証した。

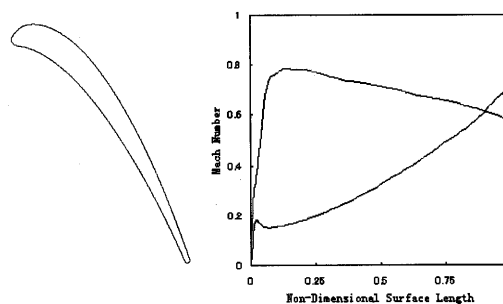
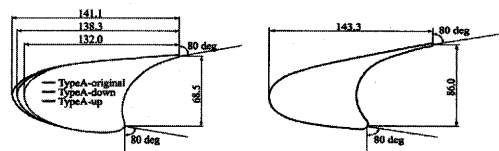


図15 Fore-Loaded 型タービン翼

### 8.2 超高負荷タービン

翼列の高負荷化は強い三次元流れを発生させ, 効率を低下させる傾向を持つ。そこで図16のように翼の転向角が  $160^\circ$  の超高負荷タービンを製作し, 種々の翼形状や翼スパン方向の彎曲角度について直線翼列試験を行い, 翼列内外の流れのメカニズムに関する詳細な知見を得た。また, 超高負荷翼列を用いて静翼と動翼を組み合わせた段模擬試験を円環翼列にて行い, 三次元流れおよび損失発生メカニズムを調べ, 直線風洞結果と比較した。



(a) Type A (original/down/up) (b) Type B (後縁延長タイプ)  
図16 超高負荷タービン翼

## 9. まとめ

環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発における軽量・複合材料の研究開発は基礎的な材料特性向上研究から要素評価、エンジン実証まで幅広い段階の開発が行われたが、今後の実用化に際しては、長時間使用下での耐久性向上、低コスト製造方法の確立、非破壊検査技術の確立等が重要な技術課題となる。今回の成果を基に引き続き開発が進められ、21世紀前半には次世代超音速推進システムが実現されることを期待したい。

## 謝辞

本研究は、経済産業省の新規産業創出型産業科学技術

研究開発制度による「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発」の一環として、独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）から委託を受けて実施したものです。本研究の実施に当たり、ご指導とご協力をいただいたNEDOおよび多くの関係各位のご厚誼に対し、深く感謝の意を表します。

## 参考文献

- (1) 渡辺健一郎：高圧タービン部材へのCMC材適用研究，第1会 環境適合型次世代超音速推進システム国際シンポジウム，2002年5月21日
- (2) 田村崇：CMCタービン部材の研究開発，第2会 環境適合型次世代超音速推進システム国際シンポジウム，2004年6月4日
- (3) Sliney, H.E., Graham, J.W., J. Lubr. Tech., Trans. ASME, Series F, 97 (1975-7) p.506
- (4) K. Umeda, K., Tanaka, A., Takatsu, S., Proc. Int. Tribol. Conf. Nagasaki 2000, (2000), p.1161
- (5) John, P.J., Zabinski, J.S., Tribology Letters, 7 (1999), p.31
- (6) 加納眞，保田芳輝，馬淵豊，叶際平，小西小三郎，日本トライボロジー学会トライボロジー会議予稿集（東京 2004-5）p.295



特集：環境適合型次世代超音速推進システム (ESPR)

## 耐熱材料・冷却技術の研究開発

仲俣 千由紀\*<sup>1</sup>  
NAKAMATA Chiyuki青木 祥宏\*<sup>1</sup>  
AOKI Yasuhiro野上 龍馬\*<sup>2</sup>  
NOGAMI Ryouma山根 敬\*<sup>3</sup>  
YAMANE Takashi

## 1. はじめに

ESPR プロジェクトでは、地球環境に与える負荷の少ない超音速輸送機用推進システムの実現に必要な技術の研究開発に取り組んだ。超音速輸送機用推進システムが環境に与える負荷のうち、排気に含まれる CO<sub>2</sub>に着目した場合、その排出量の削減が求められる。そのためには、推進システムの熱効率を向上させ、飛行中の燃料消費量を低減させる必要がある。

そのための最も有効な手段の一つとして、冷却空気の削減が挙げられる。冷却空気は、高温部品の冷却のために必要不可欠ではあるが、エンジンの熱効率の観点からはマイナスの効果をもたらすため、極力少なくすることが求められる。しかし、超音速輸送機用推進システムでは、高マッハ飛行時の圧縮機出口温度は約600℃に達し、タービン入口温度に至っては1650℃にも達する。そのため、タービン翼、ディスク等の高温部品については、高性能な耐熱材料と先進的な冷却技術の2つが大きな技術課題となる。

プロジェクトの中では、優れた耐熱性を有する材料およびその部品の設計法が研究された。まず、高温下でのクリープ強度に優れた新しい単結晶材<sup>(1)</sup>について、実機タービン翼の試作、組織評価、強度試験、エンジン実証が行われた。またタービン翼の表面に熱遮蔽・耐酸化コーティング (Thermal Barrier Coating : TBC) を施工し、コーティングの耐久性が基礎試験、エンジン試験で評価された<sup>(2)</sup>。さらに、クリティカルパーツであるタービンディスクの高温下での信頼性向上を目指し、き裂進展寿命の予測法確立<sup>(3)</sup>とクリープ疲労寿命予測精度の向上とからなる新しい損傷許容設計技術の開発に組み、実機ディスク設計への適用およびエンジン実証まで行った。

一方、同時に高効率な冷却方法や伝熱予測技術も研究された。まず、冷却空気を大幅に削減できる手法として注目されているトランスピレーション冷却について、これを微細一体 casting によって強度・信頼性を確保しつつ実

用化するための研究が行われた<sup>(4)</sup>。また高負荷なタービンで必要となる遷音速域でのフィルム冷却や高回転場での内部冷却について基礎データが取得された<sup>(5)</sup>。タービンディスク周りの冷却としては、金属温度の高精度予測のための流体/固体連成解析手法の開発、並びにディスクリム部の温度を上昇させる要因となる主流高温ガスのディスクキャビティへの巻込み量の予測精度向上<sup>(6)</sup>およびこれらリム部の高効率な冷却を可能にする設計最適化や新しい冷却法の開発が行われた。

## 2. 次世代単結晶材タービン翼の研究開発

## 2.1 エンジン搭載用 TMS-138動翼の製造

表1に示す化学組成のマスターインゴットを使用して単結晶翼素材を铸造した。熱処理後、冷却孔加工、翼根部研削加工等の二次加工を行い、エンジン搭載用の高压タービン動翼を製作した (図1)。

表1 TMS-138の化学組成 (重量%)

	Al	Ta	Mo	W	Re	Hf	Cr	Co	Ru	Ni
TMS-138	5.9	5.6	2.9	5.9	4.9	0.1	2.9	5.9	2.0	Bal.

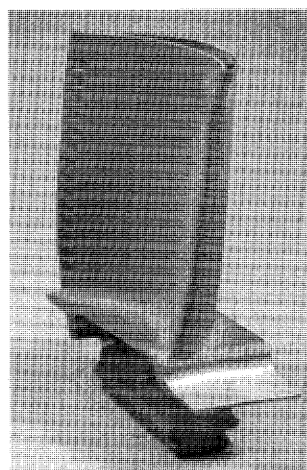


図1 TMS-138で製造した高压タービン動翼

铸造後には非破壊検査として寸法検査、蛍光浸透探傷検査、X線検査、グレイン検査、結晶方位検査を、また加工後には、非破壊検査に加え重量、冷却空気量、固有振動数検査を実施した。铸造後、および加工後のいずれの非破壊検査でも、製作した翼には有害な欠陥はみられず、設定した判定基準を満足していた。

原稿受付 2004年 8月 2日

- \* 1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部  
技術開発センター  
〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229
- \* 2 三菱重工業(株) 名古屋誘導推進システム製作所  
エンジン機器技術部  
〒485-8561 愛知県小牧市東田中1200
- \* 3 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部  
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

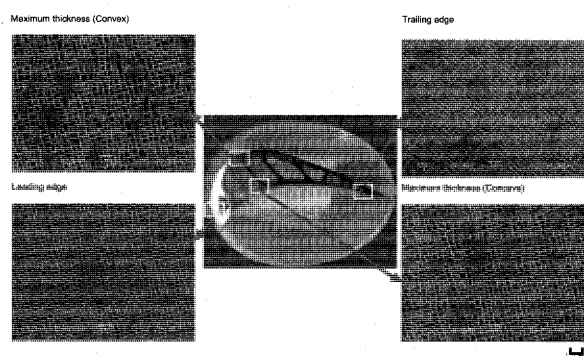


図2 高圧タービン動翼の断面写真

## 2.2 ミクロ評価および実体強度評価

製作した翼の一枚を切断し、ミクロ組織を確認した。初期溶融や過剰な共晶などの異常組織は認められず、良好な組織であった。図2には翼断面組織の走査電子顕微鏡像を示す。黒い部分が析出 $\gamma'$ 相で、白い部分は母相 $\gamma$ 相である。析出 $\gamma'$ 相のサイズは位置による違いはなく、ほぼ $30\sim40\mu\text{m}$ と均一であった。この $\gamma'$ 相のサイズは、著者らのこれまでの研究で最適な熱処理を行なった場合の値とほぼ一致しており、製作した翼が良好な組織をもつことが確認された。

次に、製造した動翼の翼面後縁部、翼面最大肉厚部、翼根部から板状のミニチュア試験片を切り出し、クリープ試験を行って、実体の強度を確認した。図3に翼から切出した試験片および丸棒材のクリープ強度をCMSX-4と比較して示す（横軸は温度とクリープ破断時間の関数であるラーソンミューラーパラメタ）。実体切出し材は丸棒材と同等の強度でかつ切出し位置による違いも認められず、全てCMSX-4に比べ優れたクリープ強度を有することが確認された。

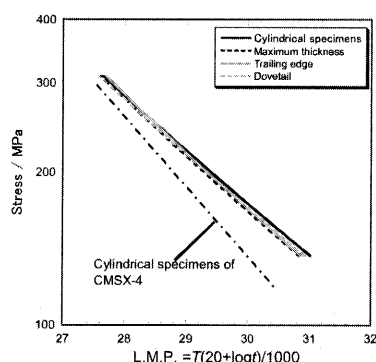


図3 クリープラプチャ強度の比較

## 2.3 コーティング特性

TMS-138合金の耐酸化コーティングを施工しない場合(bare 材)の耐酸化性は、特に高温、長時間(1373K, 500時間)では、CMSX-4のそれより良くないが、CMSX-10のそれとほぼ同等である。一般に長時間の使用ではタービン動翼に耐酸化コーティングが施されており、CMSX-10も

同様に耐酸化コーティングを施工し実用化されている。従って耐酸化コーティングをTMS-138に施工すると、コーティングしたCMSX-4と同等の耐酸化性を有すると考えられ、TMS-138合金も実機適用する場合は耐酸化コーティングを施工する必要があると言える。(図4)

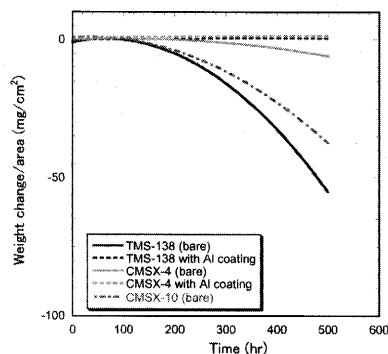


図4 酸化重量変化の比較

## 2.4 エンジン実証試験

試作した翼を、タービン入口温度 $1650^{\circ}\text{C}$ の高温コアエンジン実証試験に供試した。試験後の検査で翼に損傷やき裂などの異常は見られず、エンジン実環境下での健全性が実証された。

## 3. TBC タービン翼の研究開発

### 3.1 TBCの施工法

TBCは基材の金属に高温耐酸化・耐食性に優れたBond Coatを形成し、その上にTop Coatとして熱伝導の小さいセラミック層を被覆する。本研究は、2種類の異なるTBCシステムを対象とした。一つは、Bond Coatに高温耐食・耐酸化性に優れたCoNiCrAlY合金をLPPS (Low Pressure Plasma Spray) にて施工しTop Coatには低熱伝導の8%YSZ (イットリア安定化ジルコニア)をAPS (Air Plasma Spray: 大気プラズマ溶射)により施工したTBCである(以降、APSと呼ぶ)。もう一方は、Bond CoatにPt-Al合金を、そしてTop Coatは同じ8%YSZをEB-PVD (Electron Beam Physical Vapor Deposition: 電子ビーム物理蒸着)により施工したTBCである(以降、EB-PVDと呼ぶ)。各々の施工方法によるTBCの断面ミクロ写真を図5に示す。

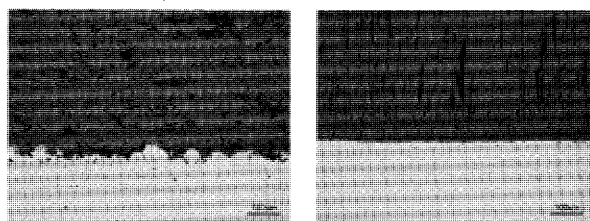


図5 TBC施工断面のミクロ組織(左:APS 右:EB-PVD)

### 3.2 熱サイクルおよび耐酸化試験

これら2種類のTBCシステムの耐久性を評価する基礎試験を行った。まず、平板にTBCを施工し、背面を冷却しつつ、TBC施工面を最高1150℃まで加熱し、周期的な熱負荷を与える熱サイクル試験を行った。2000サイクルの試験後、APS、EB-PVDともにマクロ・ミクロの評価を行い、剝離や割れ等の異常は認められなかった。

次に、1000℃の酸化雰囲気中にTBCを施工した試験片を1000時間暴露して耐酸化性を調査した。結果、マクロ・ミクロともに損傷や異常の無いことが確認された。

### 3.3 エンジン実証試験

既存の単結晶材 (CMSX-4) 製タービン動翼に各TBCを施工し (図6)、これをタービン入口温度1650℃の高温コアエンジン実証試験に供試した。試験後の検査で剝離等の異常は見られず、両TBCともエンジン実環境での健全性が実証された。

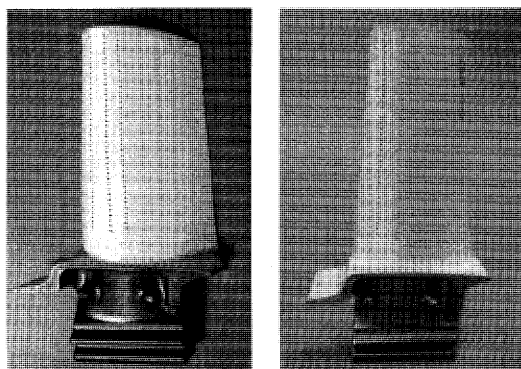


図6 TBC施工した動翼 (左: APS 右: EB-PVD)

## 4. 高圧タービンディスク研究 ―損傷許容設計―

### 4.1 高精度き裂進展寿命予測手法

高精度き裂進展寿命予測手法として、影響関数法と有限要素法を組み合わせる手法を構築した。

影響関数法は、応力拡大係数 (K値) の重ね合わせの原理に基づいて、き裂のない部材の仮想き裂断面 (き裂が進展する断面) の任意応力分布を用いて影響係数のデータベースよりK値を算出する手法である。なお、き裂進展則にはParis則を用いた。

解析手法の検証のために、板厚方向・板幅方向の応力分布が非線形に変化するクーボン試験片を用いたき裂進展試験からき裂進展量を取得した。有限要素法により求めたき裂進展断面での応力分布を用いて影響関数法により予測した結果と試験結果の比較を図7に示す。き裂の進展は十分な精度で予測できることがわかった。

また、ESPRのエンジンに用いるN18粉末冶金材の実機ディスクを模擬した試験用ディスクを用いて、ディスク内径面に半楕円表面き裂の人工欠陥を導入し、サイクリックスピン試験によりき裂進展量を計測した。試験結果と影響関数法による予測値の比較を図8に示す。

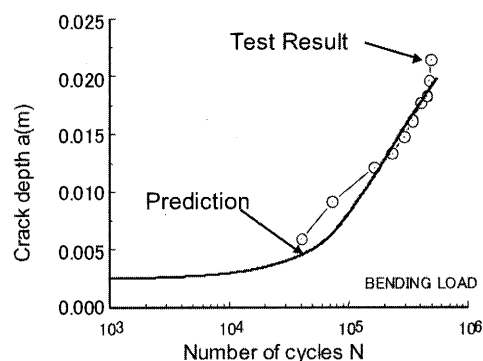


図7 き裂進展解析結果 (クーボン試験)

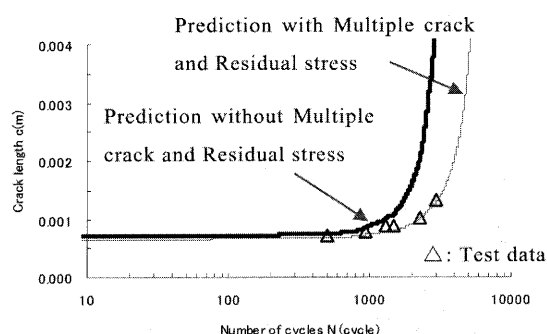


図8 き裂進展解析結果 (スピン試験)

試験用ディスクで発生した複数き裂と表面層の残留応力の影響を考慮することにより十分な精度でき裂進展寿命を予測できることがわかった。

### 4.2 高精度クリープ疲労寿命予測手法

クリープ疲労寿命を精度良く予測するためには、疲労寿命とクリープ寿命の高精度な予測が必要である。疲労寿命は、ミーゼス型降伏関数を用いた弾塑性解析から得られる等価歪範囲を用いることで、十分な精度で予測できることを確認した。クリープ寿命の予測精度向上には、クリープ時の応力・歪みを精度良く算出できるクリープ構成式、およびクリープ損傷度を精度良く算出できるクリープ損傷則の適切な設定が必要である。クリープ構成式にはクリープ第1期、第2期の挙動を考慮できるブラックバーン型の構成式を用いた。クリープ損傷則には寿命消費則および延性消耗則を候補とした。なお、クリープ疲労寿命の評価には、疲労損傷度とクリープ損傷度を個別に算出して足し合わせる線形損傷則を用いた。

解析手法の検証のために、実機のN18粉末冶金材ディスクのダブテール部を模擬したクリープ疲労試験を実施した。寿命消費則および延性消耗則を用いたクリープ疲労寿命予測結果と試験結果の比較を図9に示す。延性消耗則 (図中-▲, ▲) を用いることで、より精度よくクリープ疲労寿命を予測できることが分かった。

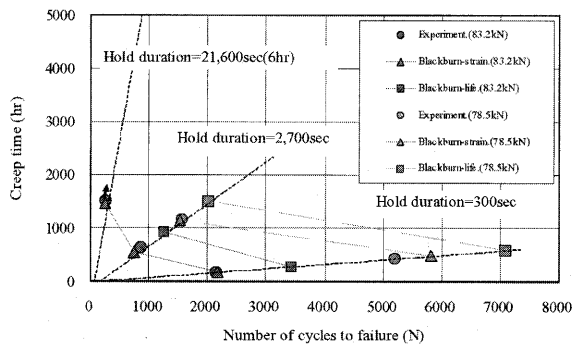


図9 クリープ疲労寿命解析結果

### 4.3 実機ディスク設計とエンジン搭載実証

構築したき裂進展寿命予測手法を適用して高温コアエンジン搭載用 N18 粉末冶金材タービンディスクの設計を行った。N18 材はこれまで使用していた AF115 粉末冶金材に比べ、き裂進展特性が優れているため、き裂進展寿命が AF115 材タービンディスクと同等となるように軽量化形状を設定した。軽量化設計した N18 タービンディスク (図10) を、タービン入口温度1650℃のエンジン実証試験に供試した。試験後の検査でディスク各部に損傷等の異常は見られなかった。

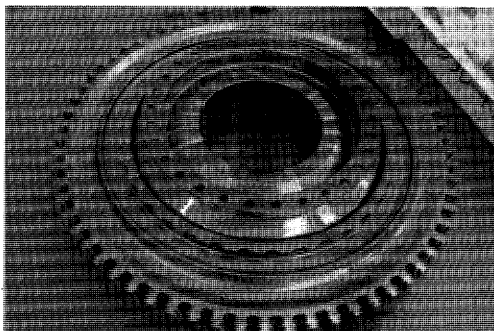


図10 軽量化設計したタービンディスク

## 5. トランスピレーション冷却の研究

### 5.1 CFD による冷却構造の最適配置と検証

本研究ではタービン翼部材への適用を狙い、インピンジ孔・ピンフィン・フィルム冷却孔を組合せて擬似的に多孔質を実現し、冷却性能、構造強度、製造性に優れたトランスピレーション冷却構造 (図11) の開発を行った。

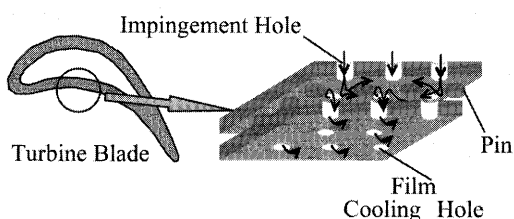


図11 擬似多孔質構造

この新しい冷却構造を設計する上で、CFD を利用した高精度な冷却性能予測方法を考案した。この方法では、CFD 解析によって伝熱経験式の補正係数を算出し、精度を向上させる。こうして冷却最適化し、かつ製造性も考慮した結果、図12に示す千鳥型トランスピレーション構造を選定した。

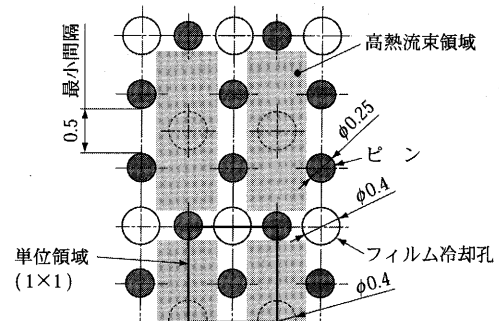


図12 千鳥型トランスピレーション構造

千鳥型構造の試験片について、(独)宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 所有の風洞で冷却性能試験を行い、予測通りの冷却特性が確認された。また、製造性を実証するために、実機と同サイズの千鳥型トランスピレーション構造を一体鋳造にて試作することに成功し (図13は鋳造品の切断面)、また、ピンのみ形状については鋳造品の単結晶化にも成功した。この実機サイズ試験片について、荷重制御片振り曲げによる疲労試験を実施し、従来冷却構造のき裂発生荷重に比べ、このトランスピレーション構造では約40%の向上が見られ、構造強度的にも優れていることがわかった。

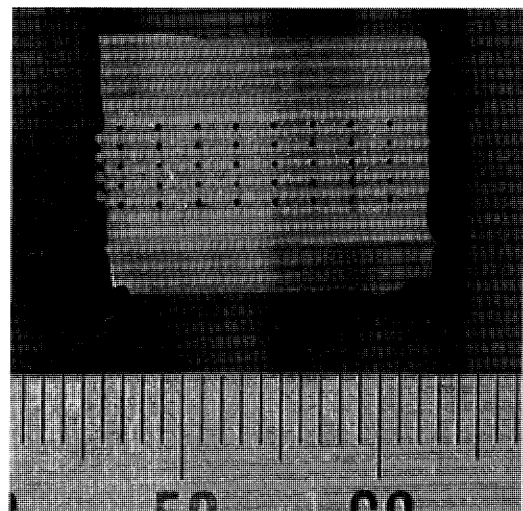


図13 千鳥型構造の鋳造品断面

### 5.2 トランスピレーション構造の連成解析

トランスピレーション冷却構造の温度分布を詳細に予測するために、JAXA が開発した流体解析コード UP-ACS を元に、流体・熱伝導連成解析コードの開発を

行った。このコードでは複雑な形状に対しての精度については未知な部分が多い伝熱モデルは適用せず、物体表面において流体解析と熱伝導解析の間で熱流束条件が満足されるように計算を進める直接的な方式を採用した。流体解析に比べて温度場の収束が遅れるために計算時間が増大する問題に対して、流体解析部分についても熱伝導項のみを計算するサブステップ手法を考案し、大きな計算時間短縮効果が得られた<sup>(4)</sup>。

この連成コードを用いて、前項の千鳥型構造の前段階として実験で比較検討した2種類のピン配置形状の解析を行った。BASIC型はインピンジ孔とフィルム孔間に1つのピンを（解析では周期境界によりピンの半分までが解析対象）、FINE型はBASIC型よりも細い4本のピン（解析では同じく2本分を対象）を配置した構造である。図14はそれぞれについて同じ境界条件で連成解析した結果で、冷却空気の流線と構造部分の表面温度（幅方向は周期境界のため断面）を示している。BASIC型の上流側ではピンを伝わって下側のプレートの温度も高くなっているが、FINE型では3倍のピン表面積の効果により温度上昇が抑えられていることがわかる。

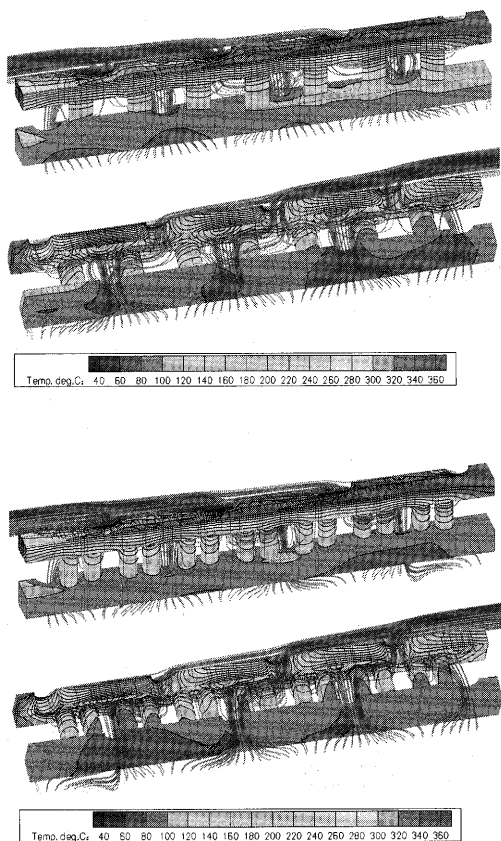


図14 2種類の冷却構造の連成解析結果温度分布

## 6. 先進冷却構造の高負荷タービンへの適用研究

本研究の研究課題は、タービン翼の内部流路における高速回転場の伝熱解析精度を向上させ、冷却通路及び冷却空気配分の最適化を図るとともに、高負荷遷音速タービン翼冷却性能の予測精度を向上させることである。以上の課題の克服を目指して、以下の一連の試験を実施した。

### 6.1 高負荷遷音速タービン翼の伝熱翼列試験

典型的な高負荷遷音速タービン動翼の2次元翼列試験を実施し翼面熱伝達率を計測した。図15に示すように翼列出口マッハ数が1.1レベルでは衝撃波が熱伝達率に及ぼす影響は弱いことが判明した。

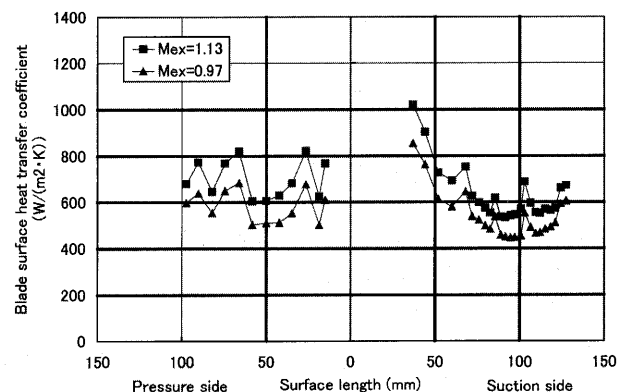


図15 翼面熱伝達率計測結果

### 6.2 フィルム冷却翼列試験

典型的な高負荷遷音速タービン静翼の2次元翼列試験を実施しフィルム冷却効率を計測した。図16のように遷音速翼では背腹ともフィルム冷却空気が拡散しないことが判明した。

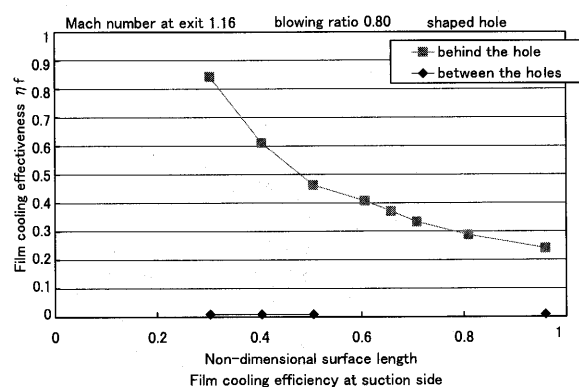


図16 フィルム冷却効率分布計測結果

### 6.3 回転伝熱試験

図17のように回転時の翼内部通路の熱伝達率を計測し、半径方向の流れの向きや回転方向および回転数の大きさによって熱伝達が影響を受けることがわかった。

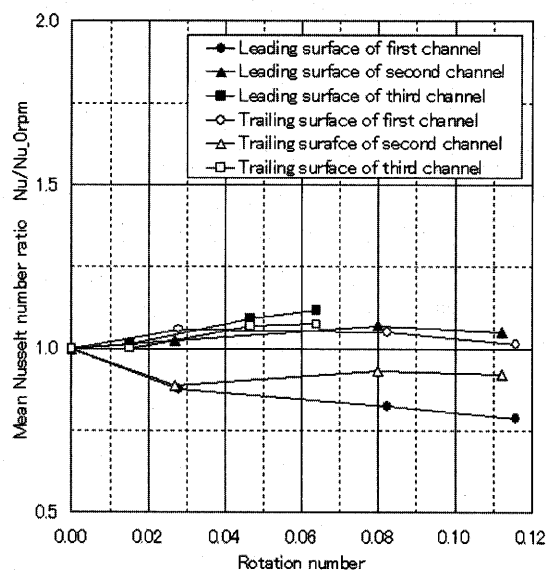


図17 平均ヌセルト数比

## 7. エンジン内部冷却システムの研究

### 7.1 冷却システムの連成解析

エンジンの2次空気システムにおける熱流動モデリングとして流体部のCFDと固体部の熱伝導を連成させ精度向上させる手法の開発が行われた。開発した連成解析コードでは、流体部と固体部の境界面を物理的に不連続なく結合し、また様々な伝熱モデルを組込むことにより、計算負荷が大きくなる三次元非定常解析の効率性を追及した。本解析手法の予測精度を検証するために、実機エンジンの加速時におけるタービン部温度データと比較検証した結果、誤差 $\pm 30^{\circ}\text{C}$ 以内という高精度予測を実証することができた。図18に、加速開始から1500秒後の解析領域（HPTタービン周囲）の温度分布（固体領域はメタル温度、流体領域は相対全温）とキャビティ内の速度ベクトルを示す。

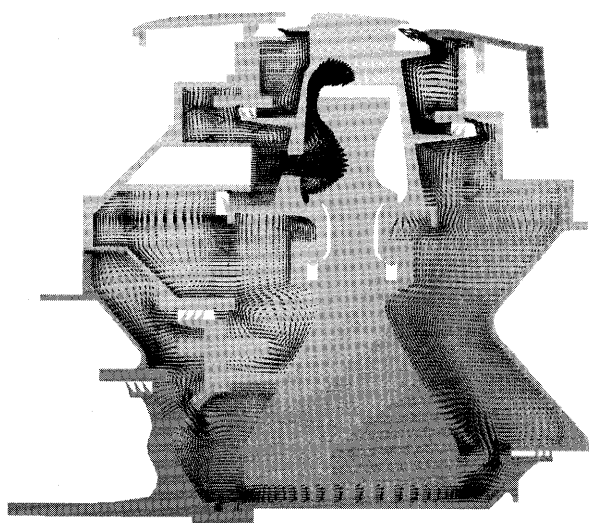


図18 加速中のタービン熱流動場（解析結果）

### 7.2 リムシールにおける主流ガス巻込み

タービンディスクの周囲では、主流高温ガスが局所的にキャビティ内に巻込まれる現象が見られ、ディスクリム周囲の金属温度を上昇させ、その強度に重大な影響を及ぼす。このため本研究では、主流ガスの巻込みメカニズムを明らかにするための基礎的データを取得するとともに、CFDによる解析手法の検証、最適設計の試行を行った。

ディスクキャビティでは主流の非定常な動静翼干渉がその巻込み現象に大きく影響することから、キャビティ部を含む非定常段解析を行い、メカニズム解明を試みた。その結果、主流とキャビティからの二次空気流が干渉する領域では周方向に非一様な圧力場が形成され、またこれが非定常に変化することにより巻込みが助長されていることが明らかになった（図19）。

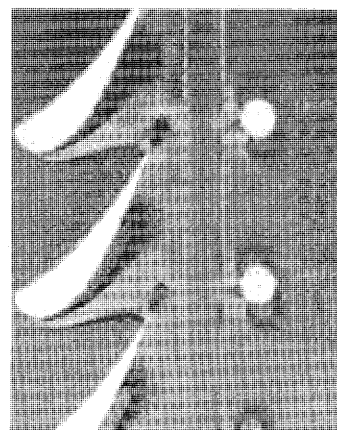


図19 非定常段解析による主流巻込部の圧力分布

このようにして主流巻込み機構を明らかにしていく中で、シール効率向上のための重要な指針も幾つか得られた。例えば、タービンディスク上流側のキャビティについては、ステータ側フィンの長さがリムシールの効率に影響することがリグ試験によって示唆されたため、同じギャップを有し、ステータ側フィン先端の軸方向位置の異なるふたつのリムシールについて、動翼の影響を考慮した非定常CFD解析を行い流れ場を比較した（図20）。

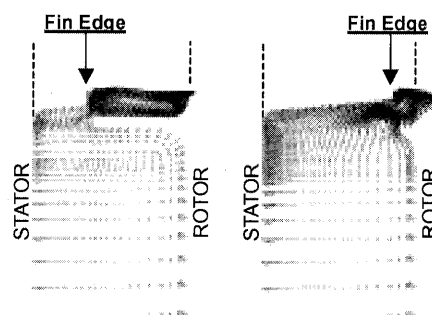


図20 フィン先端の軸方向位置による速度分布の比較



フィン先端が静翼に近いシール（左）では、巻き込んだ主流ガスはロータ側フィンの外周で渦を形成するもののキャビティ内深くまでは入り込んでいない。しかしながら、フィン先端が動翼に近いシール（右）では、動翼のポテンシャルの影響で巻き込んだ主流ガスがキャビティ内深くまで入り込むことがわかった。これら2つのリムシールの効率をリグ試験で比較したところ、CFDで予測された通り、フィン先端が静翼に近い方が高いシール効率を示すことが確認され、冷却空気低減設計の指針とすることができた。

また、図21に示すような新しいコンセプトのディスクリム冷却法も考案され、その高い冷却性能がリグ試験にて実証された。

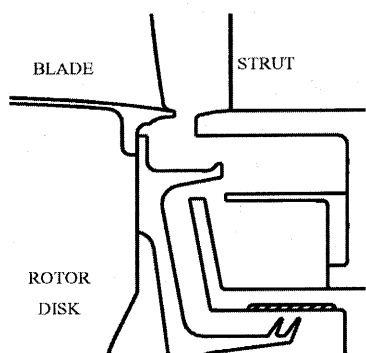


図21 新型リム冷却法

## 8. まとめ

ESPR プロジェクトでは、超音速輸送機用推進システムが環境に与える負荷のうち、排気に含まれるCO<sub>2</sub>の削減に注目し、飛行中の燃料消費量を低減させるために、冷却空気の大幅削減を可能にする技術開発が行われた。これを実現するためには、高温部品の耐久性・信頼性を確保しつつ冷却空気を削減することが必要であり、新しい耐熱材料の開発とその設計技術および先進的な冷却技術について研究が行われた。

耐熱材料についてはまず、高温下でのクリープ強度に優れた新しい単結晶材 TMS-138について、高圧タービン動翼を試作し、非破壊検査、ミクロ評価、実体強度評価を行った後、エンジンに搭載して運転しその健全性を確認することができた。また、TBC コーティングについては、APS、EB-PVD という2種類の異なる施工方法を試行し、両者とも熱サイクル試験、耐酸化試験でその基本特性を把握した後、エンジンに搭載運転してその健全性が確認できた。タービンディスクの損傷許容設計

技術では、影響関数法によりき裂進展寿命予測精度を向上し、これを利用して N18 粉末冶金材による軽量化ディスクを設計してエンジンに搭載し、その構造健全性を確認した。同時に高精度なクリープ疲労寿命予測手法も確立した。

一方、冷却技術の面では、タービン翼の大幅な冷却空気削減を期待できるトランスピレーション冷却構造を開発し、その優れた冷却性能、構造強度を基礎試験にて確認した。また、単結晶による一体铸造にも成功し、実用化の目処が得られた。また高負荷タービン翼の遷音速域におけるフィルム冷却特性、および高回転場における内部冷却流路の熱伝達特性について新しい知見を得ることができ、設計適用の指針が得られた。エンジン2次空気システムについては、ディスク寿命を考慮する上で最もクリティカルになるリム部の主流巻き込み現象に注目し、リグ試験にてそのメカニズムを明らかにするとともに、リムシールの最適設計および新しい冷却手法を試行した。またディスク周りの高精度温度予測を可能にする流体／固体連成解析技術を開発し、エンジン試験データにて精度向上を確認した。

以上のように ESPR プロジェクトでは耐熱材料技術および冷却技術の分野において目覚ましい成果が得られ、エンジンのホットセクションにおける冷却空気を大幅に削減できる見込みが得られた。これらの成果を今後の超音速輸送推進システムを初めとする次世代航空エンジンの開発に適用し、またその中で一層の技術力向上を継続していくことが望まれる。

## 参考文献

- (1) Aoki, Y., et al., "Mechanical Properties and Castability of a 4th Generation Ni-base Single Crystal Superalloy TMS-138", Proceedings of IGTC2003, Tokyo 2003
- (2) 宮澤宏治等, "TBC タービン翼の研究開発", 第2回 ESPR 国際シンポジウム予稿集, 東京, 2004
- (3) Yamashita, Y., et al., "Fatigue Crack Growth Life Prediction for Surface Crack Located in Stress Concentration Part Based on the Three-Dimensional Finite Element Method", J.Engg.Gas Turbines and Power, 2003
- (4) Yamane, T., et al., "Conjugate Simulation of Flow and Heat Conduction for Turbine Cooling", Proceedings of IGTC 2003 Tokyo TS-085
- (5) 野上龍馬等, "先進冷却構造の高負荷タービンへの適用研究", 第2回 ESPR 国際シンポジウム予稿集, 東京, 2004
- (6) Teramachi, K., et al., "Effect of Geometry and Fin Overlap on Sealing Performance of Rim Seals", AIAA-2002-3938

特集：環境適合型次世代超音速推進システム (ESPR)

## エンジンシステムの研究開発

小林 健児<sup>\*1</sup>  
KOBAYASHI Kenji小見 淳介<sup>\*1</sup>  
OMI Junnsuke木村 秀雄<sup>\*2</sup>  
KIMURA Hideo河内 幸雄<sup>\*3</sup>  
KAWACHI Yukio柳 良二<sup>\*4</sup>  
YANAGI Ryoujiキーワード：環境適合，騒音，排気ノズル，ミキサーエジェクタ，吸音材，  
CO<sub>2</sub>削減，複合材料，耐熱材料，制御，スマートセンサ

## 1. はじめに

ESPR プロジェクトでは、環境適合性を大命題として、次世代 SST (Supersonic Transport) の推進システムに要求される低騒音、NO<sub>x</sub> 排出削減、CO<sub>2</sub> 排出抑制の 3 大技術テーマが掲げられており、それらの技術を開発すべく個別研究項目が設定されている。これらの個別研究項目の中で得られた成果を反映して、エンジン全体システムとして成立させ、組込み部品を設計・製作し、エンジン試験によりエンジン実環境での開発部品の機能を確認した。

これらエンジン試験には、ESPR プロジェクトの前身である「超音速輸送機用システムの研究開発」(以下 HYPR プロジェクトと呼ぶ。)の研究成果として得られた高温コアエンジン HTCE (High Temperature Core Engine) およびターボエンジンを有効に活用し、これらの既存エンジンに新規部品を組み込んでエンジン試験を行った。

ここでは、ESPR プロジェクトにて開発した部品を説明するとともに、それらを搭載したエンジン実証試験に関して述べる。

2. ターボエンジン騒音試験<sup>(1)</sup>

次世代 SST 用エンジンでは、離陸時のジェット騒音を低減させることが必要である。ESPR プロジェクトでは、低騒音化研究の中で、このジェット騒音低減のため、吸音材付きのミキサーエジェクタ排気ノズルを開発し、その騒音低減効果を確認するために、HYPR プロジェクトにて開発したターボエンジンにミキサーエジェクタ排気ノズルを装着して試験を実施した。

## 2.1 ターボエンジン概要

ターボエンジンは、HYPR プロジェクトにおいてマッハ 3 の超音速飛行条件における高空性能を実証するために試作されたエンジンである。本エンジンは、ファン (2 段) + 高圧圧縮機 (5 段) + 燃焼器 (アニュラー型) + 高圧タービン (1 段) + 低圧タービン (1 段) で構成される 2 軸の低バイパス比ターボファンエンジンである。ミキサーエジェクタ排気ノズルを搭載した形態の断面図を図 1 に示す。

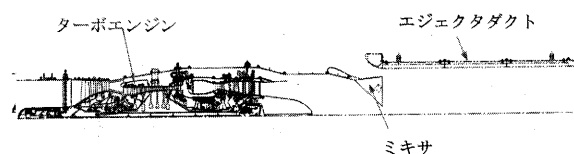


図1 ターボエンジン断面

## 2.1 ミキサーエジェクタ排気ノズル

開発された吸音材付きミキサーエジェクタ排気ノズルを図 2 に示す。設計のコンセプトとしては、離陸時にエジェクタで外部空気を吸引し、ローブミキサーによりエンジン排気ジェットを細分化して混合させることで減速させ、少ない推力損失で排気ジェット騒音を低減させる。このジェットの混合により全体の騒音レベルは低減されるが、ジェットの細分化により高周波数側の騒音が発生するため、さらに吸音材を取り付けたエジェクタダクトによりその高周波数側の騒音低減を図っている。

こうしたコンセプトの下、次世代 SST の離陸時の排気ジェット騒音を現行の亜音速旅客機の国際騒音規制値 (ICAO Annex Chapter3) からさらに 3 dB 以下に抑えることをエンジンで実証することが目標である。この騒音低減目標値は、約 600m/s の排気速度に対して 18dB に相当する。図 3 にミキサーエジェクタ排気ノズルが装着されたターボエンジンの全景を示す。

原稿受付 2004年7月9日

- \* 1 石川島播磨重工業㈱  
〒188-855 東京都西東京市向台町 3-5-1
- \* 2 川崎重工業㈱
- \* 3 三菱重工業㈱
- \* 4 独立行政法人・宇宙航空研究開発機構

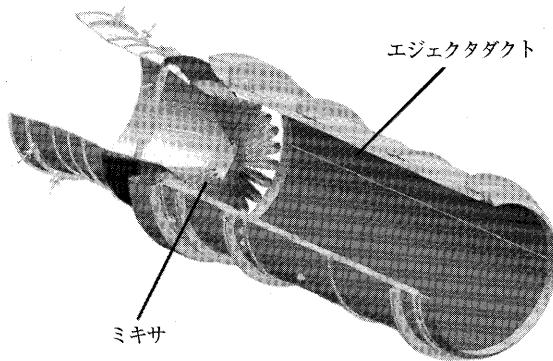


図2 吸音材付きミキサーエジェクタ排気ノズル

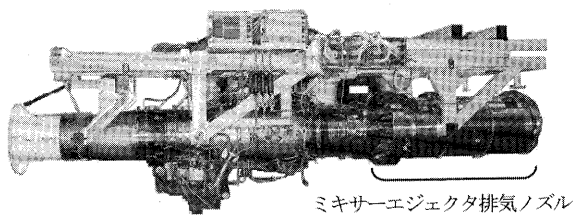


図3 ターボエンジン全景

## 2.2 エンジン振動検討<sup>2)</sup>

ターボエンジンにミキサーエジェクタ排気ノズルを装着した場合、エンジン振動特性に大きな変化が生じる可能性があるため、ESPR プロジェクトにて開発されたロータダイナミクス解析手法を用いて振動特性を検討した。

解析のモデル図を図4に示す。エンジン主要構造部をモデル化した6つの梁要素と、構造部材でない部品の質量と慣性モーメントを考慮するための質点要素、さらに、梁間を結合するための減衰と質量を考慮できるバネ要素で構成されている。複数のベアリングとケースを支持しているフロントフレーム部は、伝達マトリクスとして、その剛性がモデル化されている。エンジンの外郭部は、軽量柔構造であることからその振動特性を取り込むために、回転部と同様に梁要素を用いてモデル化されている。また、マウント部は、異方性を考慮したばね要素を用いてモデル化されている。

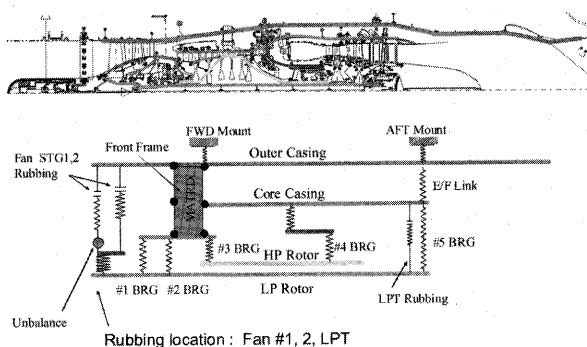


図4 ロータダイナミクス解析モデル

このモデルを用いて解析を行った結果、ターボエンジンの振動特性に変化の無い事を確認した。

## 2.3 騒音試験結果

エンジン騒音試験は、米国 UTC 社の West Palm Beach 工場の屋外騒音試験設備を用いて実施された。図5にスタンドへエンジンを搭載した状態、図6に騒音試験状況を示す。

図6で、エンジン前方に装着されている傘形状のものは、横風等によるエンジン入口气流の乱れの影響を回避するための TCS (Turbulence Control Structure) である。排気ジェット騒音を精度良く計測するため、遮音壁を TCS の右側に設置した。油圧ポンプ等のエンジン外部機器は、その音が騒音計測に影響しないように設備の背後に設置するなどして騒音計測への影響を可能な限り排除し、騒音データの品質に留意して試験を実施した。

大気温度、大気湿度、風速、風向、マイクを設置する地面温度と大気温度との温度差などの気象条件が、ICAO の規定値範囲内であることを確認しながら騒音試験を実施した。表1に試験を実施した各条件での気象条件を示す。

新規に開発されたミキサーエジェクタ排気ノズルを搭載することによる、エンジン機能、性能への影響はなく、

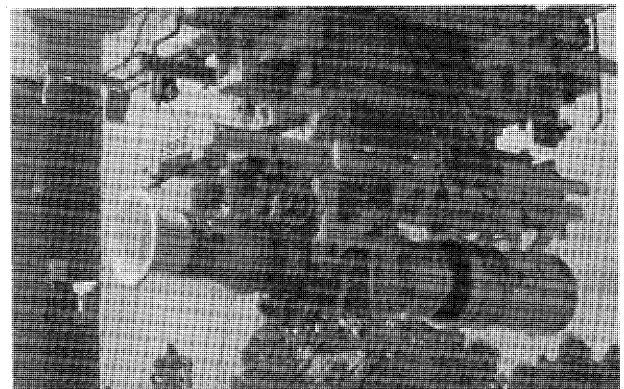


図5 ターボエンジン搭載状況

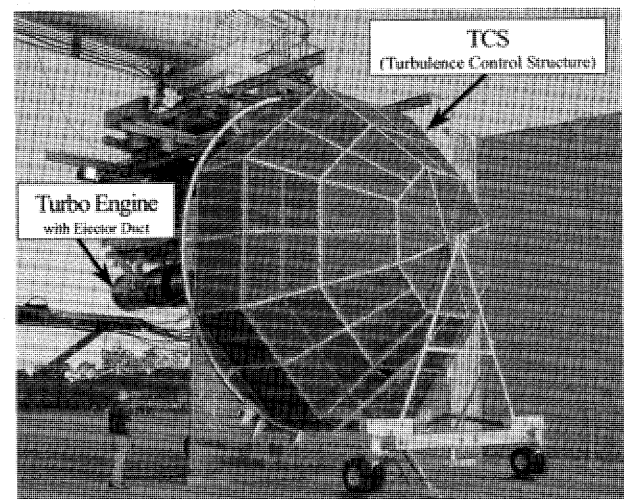


図6 騒音試験状況

かつ、排気ノズルについても損傷なく、予定どおりの試験を実施でき、高品質の騒音データを取得することができた。図7に取得した騒音試験データを分析した結果を示す。従来の丸型ノズルに対して、低騒音排気ノズル形態を採用することにより低周波数域の騒音が低減されるとともに、吸音材により高周波数域の騒音が低減されて18dBの騒音低減を確認できた。

表1 騒音試験制限値と実試験条件

		Limits	Engine Rating					
			77%	80%	80%	92.5%	95%	97.5%
Relative Humidity	%	20 to 99%	62.4	61.6	62.4	61.9	60.6	64.5
Temperature	°C	22 to 35°C	30.2	30.3	30.2	30.2	30.2	30.0
Wind Speed	ave m/s	3.7	2.2	1.9	1.5	0.6	2.5	1.1
Wind Speed	max m/s	5.2	2.7	2.7	2.4	1.3	3.2	1.5
Cross Wind	ave m/s	2.8	0.7	0.5	0.8	0.3	0.9	0.9
Cross Wind	max m/s	3.9	1.8	1.0	2.4	0.7	2.3	1.3
Ground Wind	ave m/s	3.1	1.6	1.4	1.3	0.7	1.0	1.0
Temperature Gradient	°C	3.9	3.4	3.3	3.3	3.2	3.5	3.4

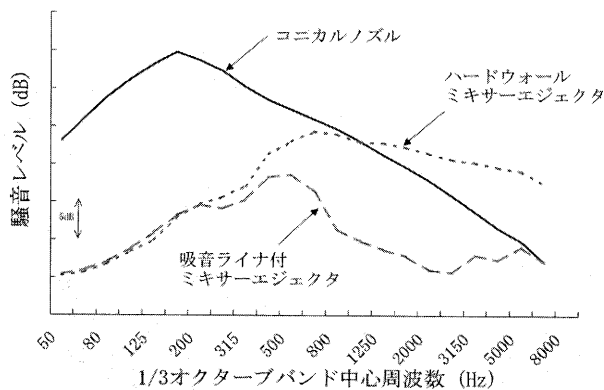


図7 ミキサーエジェクタによる騒音低減計測値

### 3. 高温コアエンジン試験<sup>(3)(4)</sup>

次世代のSST用推進システムに対する要求の一つとして、CO<sub>2</sub>排出抑制がある。これに対しては、推進システムの性能向上による燃料消費率を低減することが必要である。この要求を達成する方法としてエンジンの重量低減とエンジン内の冷却空気流量の削減等がある。

ESPRプロジェクトでは先進耐熱材料を適用した研究開発を行い、その成果を反映して、次に示すタービン構成部品を設計・製作した。これらをHYPRプロジェクトで開発した高温コアエンジンに組み込み、システムとして成立させ、適用技術の機能確認を実機エンジンにより実施した。

- ・チタンアルミシュラウドサポート
- ・遮熱コーティングタービン動翼
- ・セラミックス基複合材タービンシュラウド
- ・粉末冶金タービンディスク
- ・単結晶タービン動翼
- ・高速電子制御装置、スマートセンサ

### 3.1 高温コアエンジン概要

高温コアエンジンは、HYPRプロジェクトで開発されたターボエンジンの高圧系（コア）のみを取り出し、入口の空気を加熱することで高マッハ数飛行状態を模擬した条件で、高温条件のエンジン実証を行うために開発された。この高温コアエンジンは、高温部の耐熱設計に重点が置かれ設計された。高圧タービンノズルと高圧タービン動翼には、単結晶のCMSX-4合金材料を使用し、空冷翼を採用した。その他、シール部のウインデージによる温度上昇を防止するためのブラシシール、燃焼器内側ベアリング室の遮熱・冷却構造、高温での低サイクル疲労強度に優れたAF115粉末冶金の高圧タービンディスク、セラミックス製の無冷却出口案内翼などが採用されたエンジンである。エンジン構造を図8に示す。

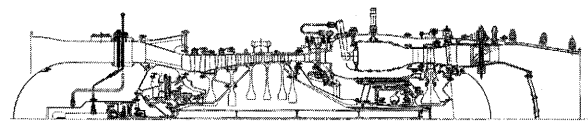


図8 高温コアエンジン断面

### 3.2 高温コアエンジン組込み部品

#### 3.2.1 チタンアルミシュラウドサポート

エンジンの中・高温部品の軽量化を目的として、軽量かつ耐熱性を有するチタンアルミ材を高圧タービン部のシュラウドサポートに適用した。本部品は、直径約760mmで、チタンアルミ材の鍛造部品としては大型のものである。

既存の耐熱金属部品と比較してチタンアルミ材は、熱膨張係数が小さいという材料的特徴がある。この材料特性の異なる部品を組み込み、エンジンシステムとして成立させるために、タービン動翼のチップクリアランスの設定に留意して設計した。

また、搭載前には、高温気流を模擬したリグ試験にて、搭載部品の熱疲労試験が実施された。その結果、クラックが入ることが判明し、熱応力を緩和する切り欠き部を周上に設ける改良を実施して、エンジンへ搭載した。製作されたチタンアルミシュラウドサポートを図9に示す。

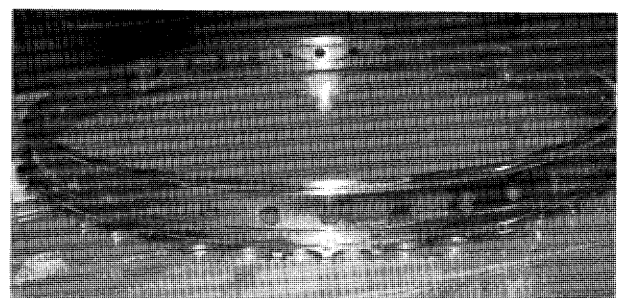


図9 チタンアルミシュラウドサポート

### 3.2.2 遮熱コーティングタービン動翼

タービン動翼の表面に遮熱コーティング (TBC : Thermal Barrier Coating) を施すことによって、高温ガスを遮蔽し、タービン翼材料温度を低く保つことが可能となる。これにより、従来に比べタービン動翼の冷却空気流量を削減することが可能となる。

TBC としては、イットリア安定化ジルコニア材を大気溶射 (APS : Air Plasma Spray) で施工したものと電子ビーム蒸着 (EB-PVD : Electron Beam Physical Vapor Deposition) で施工したものの2種類のタービン動翼を供試した。供試翼の材料は、既存の CMSX-4 単結晶である。66枚のタービン動翼の内、6枚を TBC の動翼に置き換え、部分搭載した。搭載前には、リグにて耐酸化、熱サイクル試験を実施して、各々1000時間、2000サイクルの TBC の健全性を確認した。図10に高温コアエンジンに組込んだ TBC タービン動翼を示す。

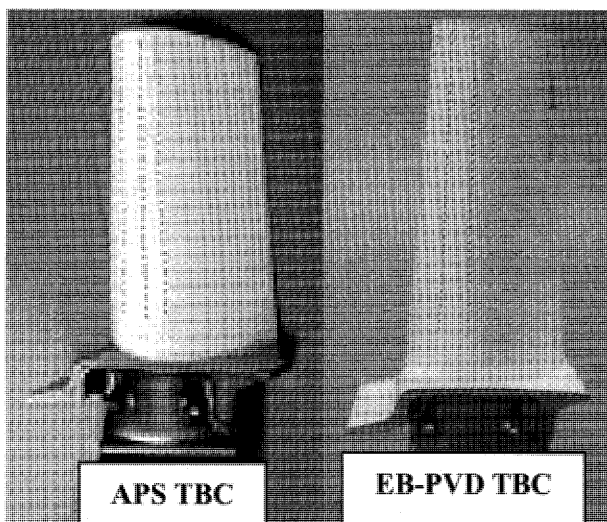


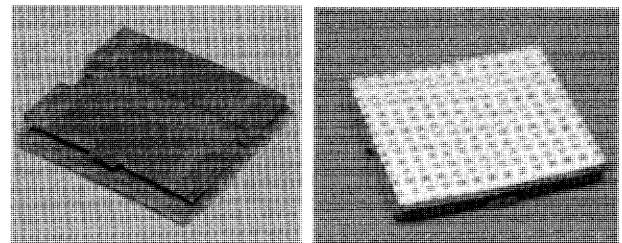
図10 遮熱コーティングタービン動翼

### 3.2.3 セラミックス基複合材タービンシュラウド

セラミックス基複合材 (CMC : Ceramics Matrix Composite) を、ジェットエンジンの静止部品としては温度が高い部品であるタービンシュラウドに適用した。その大きさは幅55mm、長さ50mm程度である。高温強度に優れた CMC 材の適用により当該部品の冷却空気量を大幅に削減することができる。また CMC 材は金属と比較して比重が1/4程度と小さいため、エンジンの軽量化を図れる。

ガス流路側に遮熱性のあるコーティングを適用し、CMC 部材温度の上昇を抑えることは、CMC 部品を長時間使用する上で有効な手段である。各種コーティングの熱サイクル試験と接着強度試験を実施して、最終的にコーティング材料として、CMC 材との線膨張係数の差が小さいムライト系の材料を選定した。さらに、減圧プラズマ溶射 (LPPS : Low Pressure Plasma Spray) と大気プラズマ溶射 (APS : Air Plasma Spray) の2層

構造を採用し、CMC 母材に幅2mm、深さ1mmの溝を格子状に加工して、コーティングとの接着面積を増加させた。この形態のコーティングで、熱負荷500サイクルの健全性を確認した。また、搭載上荷重のかかるフック部の強度試験を実施して、十分な強度を有することを確認した。図11に高温コアエンジンに組込んだ CMC 製タービンシュラウドを示す。



(a) 外周側 (b) ガス流路側

図11 セラミックス基複合材タービンシュラウド

### 3.2.4 粉末冶金タービンディスク

粉末冶金である N18 材を直径約510mmのタービンディスクに適用した。N18材は従来の AF115粉末冶金材と比較して、亀裂進展特性に優れている。その優れた特徴を生かして、ESPR プロジェクトで開発された損傷許容設計技術を取り入れてディスクボア部の厚みを削減することで、従来部品に対して約5kgの軽量化が図られている。

エンジン搭載にあたっては、ディスク材料変更によるタービンチップクリアランスの変化、TBC 翼等の異なる重量の翼を隣り合わせて搭載することによるディスク強度に留意して設計した。図12に製作したタービンディスクを示す。

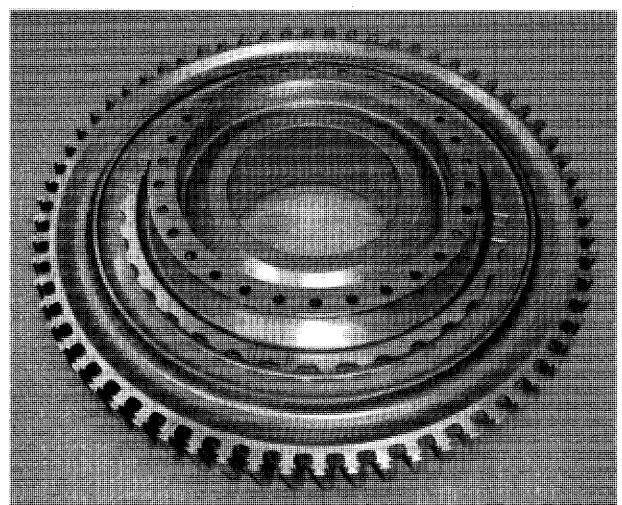


図12 N18粉末冶金材タービンディスク

### 3.2.5 単結晶タービン動翼

冷却空気の一層の削減を図ることを目的に、耐用温度の高い第4世代の単結晶材(SC: Single Crystal)をタービン翼へ適用する技術を開発した。従来の単結晶材CMSX-4に対し、クリープ耐用温度が37℃高いTMS138材をタービン翼に適用した。この材料は、独立行政法人・物質・材料研究機構(NIMS: National Institute for Materials Science)と石川島播磨重工業とで共同開発された材料である。

翼製造に際しては、シュリンケージ、中子割れ、再結晶等の铸造欠陥を抑制するため铸造工程の改善と共に、チップ部の穴埋溶接工程を改善し、製造プロセスの最適化を実施した。また、搭載に際しては、高サイクル疲労試験、X線検査などの各種検査を実施し、健全性の確認を行った。図13にTMS138単結晶タービン翼を示す。

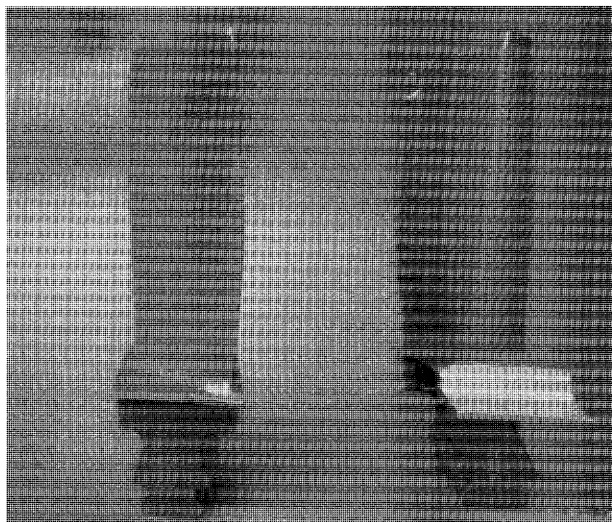


図13 TMS138単結晶タービン翼

### 3.2.6 高速電子制御装置、スマートセンサ<sup>(5)</sup>

CO<sub>2</sub>削減につながる燃料消費率向上には、サージ制御、チップクリアランス制御、2次空気制御およびエンジン最適制御が必要である。これには、従来の集中制御方式ではなく、高速、大容量の信号処理のタスクを各機器に分散させることで中央制御系の負荷を低減させる大規模分散制御システムにより実現可能となる。図14に大規模分散制御システムの概念図を示す。

分散制御システムを構成するスマートセンサは、高速サンプリングや大容量データ処理など機器に特化した個別機能をセンサ側で処理し、エンジン制御に必要な情報のみをデータバスを介して伝送し、制御負荷低減と高機能付加の両立を実現するものである。このように、分散制御の中核となる技術が、スマートセンサである。

ESPRでは、スマートセンサとしてタービン動翼面の温度分布計測が可能な多点パイロメータを開発した。全動翼の温度分布を計測するためには、エンジンの制御周期に比べて200~300倍のスピードでサンプリングする必

要があり、従来の集中制御系の制御ループでは処理できない負荷となり、高速、高性能なセンサおよび処理装置が要求される。

開発したスマートセンサを図15に示す。本センサは、全てのタービン動翼面の径方向温度を4点、動翼の回転に合わせて周方向に5点の情報が得られ、各翼面について合計20点の温度分布情報が得られるセンサである。

また、分散制御システムにおいて、電子制御装置であるFADEC (Full Authority Digital Electric Control) については、従来以上に複雑で高速な制御を可能とするため、高速、高性能、そして高信頼性が求められる。高速CPUおよび最新IC技術を適用し、小型軽量化・高信頼性を両立させるために採用した設計方針を以下に列挙する。

- 独立した2重系の冗長システム+オーバースピードリミッタとする
- 各系統に2個のCPUおよび通信機能を搭載し、分散平行処理能力を持たせる
- 高集積度大規模FPGA (Field Programmable Gate Array) に、シリアル通信機能のIP (Intellectual Property)を実装し、部品点数削減を図る

#### Distributed Control System

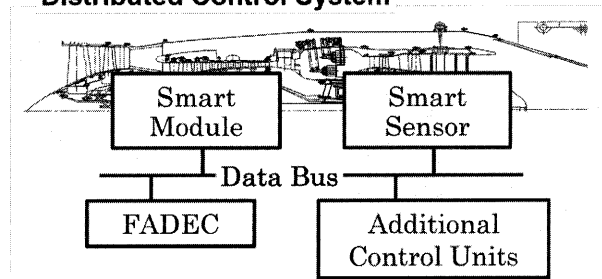


図14 分散制御システムの概念

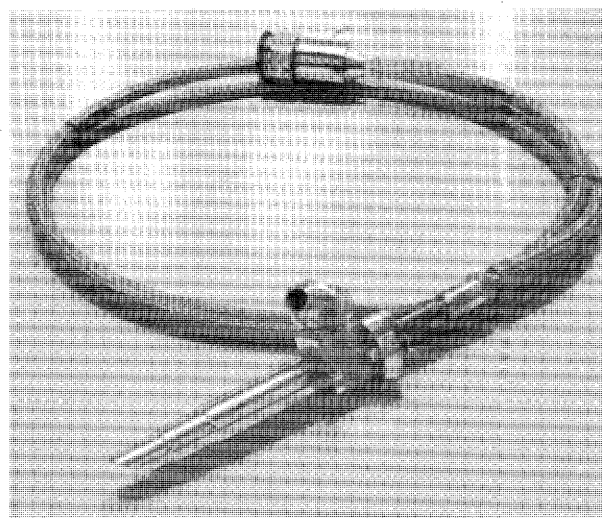


図15 スマートセンサ



2重系のシステム概要を図16に、開発した FADEC の外観を図17に示す。

開発したスマートセンサを高温コアエンジンに、高速電子制御装置を高温コアエンジンおよびターボエンジンに適用し、その機能を確認した。

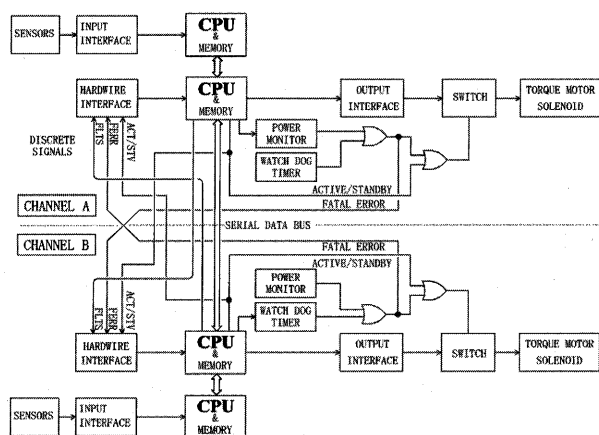


図16 分散制御系の概念

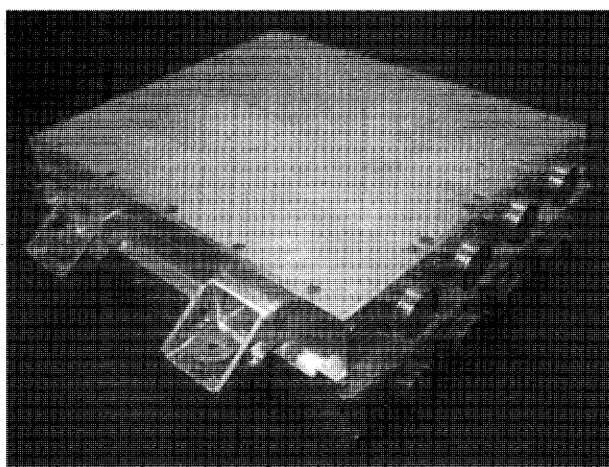
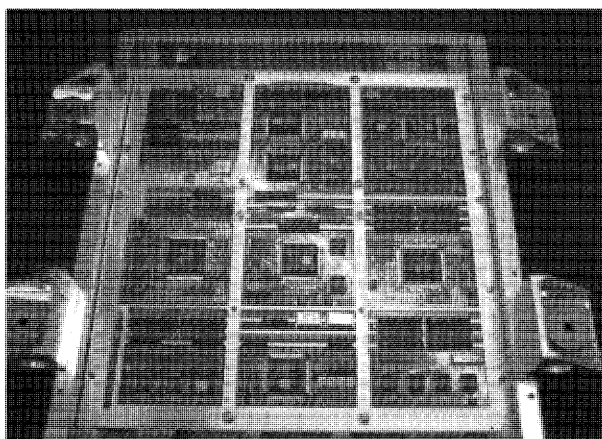


図17 高速 FADEC

### 3.3 高温コアエンジン試験結果

前節に示した新しい軽量材料、耐熱材料を用いた部品のエンジンへの適用技術を確認するため、高温コアエンジンに開発部品を搭載して試験を実施した。

試験は、ESPR プロジェクトで想定している SST 機用エンジンのタービン入口温度 (TIT: Turbine Inlet Temperature) 1650℃条件にて実施された。

入口加熱装置を用いて圧縮機入口温度を約300℃まで加熱し、スロットリングにより TIT を1650℃まで上昇させる。TIT1650℃での保持時間は、タービン周りの温度が静定する時間として、15分と設定された。

図18に高温コアエンジンの運転試験状況を示す。開発された部品を搭載して、TIT1650℃での15分間保持運転を成功裏に終了することができた。

試験後に実施した各部品の検査では、搭載した全ての部品に対して変形や焼損、クラックも無いことを確認した。

また、図19にスマートセンサによるタービン動翼表面の温度分布計測結果を示す。66枚のタービン動翼の全てを計測でき、計測誤差も目標の±10℃の範囲内であることを確認した。

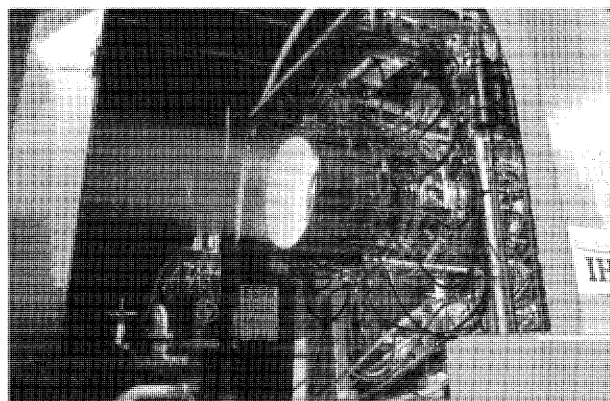


図18 TIT 1650℃での高温コアエンジン運転状況

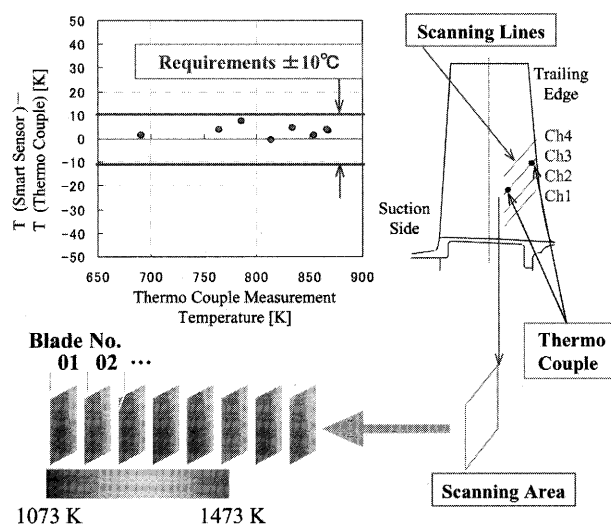


図19 スマートセンサ計測結果



#### 4. まとめ

ESPR プロジェクトにて開発された部品の機能確認としてターボエンジン騒音試験、高温コアエンジン試験を成功裏に完了することができた。

低騒音化技術の実証のため、吸音材付きミキサーエジェクタ排気ノズルをターボエンジンに搭載し、高品質の騒音データを取得すると共に、目標の18dB 騒音低減が確認された。

CO<sub>2</sub>排出抑制では、新しい軽量材料、耐熱材料に関し、材料データの蓄積、リグ試験による耐久性確認や強度確認、製造工程の最適化等のプロセスを経て、高温コアエンジンへ供試可能な部品を設計・製作し、実エンジン環境下での高温・高圧ガス流下において、適用技術の機能確認を完了することができた。また、分散制御系の構成要素である高速電子制御装置、スマートセンサについても高温コアエンジンに搭載し、その機能を確認することができた。

以上により、次世代の SST 開発に向け、騒音低減、燃料消費率向上を鑑みたジェットエンジンの構成要素の基盤技術を実証することができ、将来の環境適合型推進システムの開発へ向けて見通しを得ることができた。

#### 参考文献

- (1) 岡尚志, 他 7 名, ターボエンジン低騒音実証試験, 第 2 回 ESPR 国際シンポジウム, A-4, 2004.6., Tokyo.
- (2) 篠崎正治, 他 1 名, ロータダイナミクスの研究, 第 2 回 ESPR 国際シンポジウム, C-4, 2004.6., Tokyo.
- (3) 村上立人, 他 6 名, 高温コアエンジン実証試験, 第 2 回 ESPR 国際シンポジウム, F-5, 2004.6., Tokyo.
- (4) M.Shinozaki, T.Natsumura, K.Kobayashi, M.Arai and T.Nakajima, "Research on Advanced Technologies for CO<sub>2</sub> Reduction using High Temperature Demonstrator Engine," ASME Turbo Expo 2004, Vienna, Austria, June 14-17, 2004.
- (5) 丸山昌利, 他 5 名, 大規模分散制御の研究, 第 2 回 ESPR 国際シンポジウム, C-1, 2004.6., Tokyo.

#### 謝辞

本研究は、経済産業省・産業技術環境局・研究開発課の新規産業創出型産業科学技術研究開発制度による「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発」の一環として、独立行政法人・新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) から委託を受けて実施したものです。本研究の実施に当たり、ご指導とご協力をいただいた NEDO および多くの関係各位のご厚誼に対し、深く感謝の意を表します。

# 遺伝的アルゴリズムによる 複合型インピンジメント冷却構造最適化の試み

## An Attempt to Optimize an Integrated Impingement Cooling Structure Using Genetic Algorithm

カルロスフェリーペ・フェレーラ・ファバレット\*<sup>1</sup>

CF, F, Favaretto

船崎 健一\*<sup>2</sup>

FUNAZAKI Ken-ichi

キーワード：Genetic Algorithm, Impingement Cooling, Optimization, CFD  
Total Pressure Loss, Three-Dimensional Flow

### Abstract

This paper demonstrates the development of an optimizing technique based on Genetic Algorithm (GA), which is then applied to the optimization of an internal cooling structure for turbine nozzles or combustor liners. An impingement cooling structure combined with pins and air-discharging holes is selected as target cooling system to be optimized using the single-objective GA code developed in this study. The optimization is performed by maximizing a target function that is simply defined as the ratio of the averaged heat transfer coefficient multiplied by the wetted area to the pressure loss. Several design parameters such as the impingement and discharging hole diameters, pin diameter and pin height are varied in the optimizing process. A commercial CFD code is used to evaluate the target function under the boundary conditions prescribed. A hybrid FORTRAN/UNIX shell script program enables fully automatic control of the whole process, including the grid generation process. It turns out that the tool developed in this study successfully find an optimum configuration of the cooling structure concerned.

### 1. 緒言

タービン冷却技術の進展により、ガスタービンでのタービン入口温度は著しく上昇し、航空エンジン用では1700℃にまで達するようになってきた<sup>(1)</sup>。また、構造は異なるが、水素燃焼タービン試験装置においても1700℃を達成している<sup>(2)</sup>。今後の冷却技術の開発目標としては、より少ない冷却空気量で現在のレベルの冷却性能を達成することが挙げられている。そのためには、さらなる新技術の開発とともに、既存技術をベースとした冷却手法、冷却構造の最適化が必要である。

著者の一人は、インピンジメント冷却とピンフィン冷却技術とを組み合わせた複合型冷却構造の実験的・数値解析的研究を行い、主にオフセット距離（インピンジメント板とターゲット板との距離）やピン配置の効果を明らかにしてきた<sup>(3-5)</sup>。これらの研究の結果として、現在のCFDのレベルで、複雑な冷却構造内の流れ解析や熱

伝達率の予測がある程度可能であることが明らかになってきた。従って、前述の冷却構造の最適化においてCFDの活用が現実味を帯びてきている。しかし、CFDを用いたとしても、経験的にパラメータを変化させていく従来型の手法では、それ自体が必ずしも系統的な冷却構造の探索とは言えず、最適解を得られる可能性も低い。そこで、CFDと最新の最適化技法の組み合わせによる合理的な最適冷却構造探索手法が必要となってきた。

本研究では、最適化技法として遺伝的アルゴリズム(GA)<sup>(6)</sup>を取り上げる。GAは局所最適解への収束を避けることができ、また、プログラミングも比較的容易であるなどの特徴がある。そのためGAは、翼等の空力設計<sup>(7-9)</sup>やガスタービン関連の設計<sup>(10-14)</sup>などをはじめとして、多パラメータシステムの最適化に近年多く用いられている。しかし、冷却構造の最適化への応用例はまだ少ない。これは、翼まわり流れなどの場合と異なり、CFDによる予測精度自体が十分に検証されていないこと、及び計算負荷が膨大であることが原因となっている。これらの制約があるものの、GAによる最適化冷却構造の探索は、冷却構造に係るパラメータが多岐にわたる場合でも経験に依らない探索が可能であり、また、PCクラス

原稿受付 2003年6月2日

校閲完了 2004年7月30日

\*1 岩手大学大学院(現 株式会社 電力・社会システム社)

\*2 岩手大学 工学部 機械工学科

〒020-8551 岩手県盛岡市上田4丁目3-5

タなどの安価な並列計算機の普及により、今後十分に将来性のある手法であると考えられる。

本研究は、遺伝的アルゴリズムを適用して複合型インピンジメント冷却構造の最適化を試みた。本来ならば多目的遺伝的アルゴリズム (MOGA: Multi-Objective Genetic Algorithms) を導入すべきであるが、それに至る第一歩として、単目的遺伝的アルゴリズム (SOGA: Single-Objective Genetic Algorithms) を展開した。続いて、伝熱面上平均熱伝達率、伝熱面積と圧力損失で定義される目的関数を導入し、同目的関数を最大化することで与えられた条件下における最適な冷却構造の探索を試みた。

## 2. 問題の設定

### 2.1 計算領域の設定

図1に最適化の対象となるインピンジメント・ピンフィン複合冷却構造を示す<sup>(3)</sup>。なお、本論文では、既存の実験との比較のため、実験で用いたスケールモデルを実際の計算対象とする<sup>(4)</sup>。この構造は、タービン翼の精密鑄造の際に、インピンジメント冷却構造およびピンを同時鑄造することで成形される。そのため、ピンの直径、ピッチや高さ、インピンジメント孔直径に精密鑄造での成形限界が存在する。本論文では、これらの寸法を冷却構造最適化のパラメータとして選択した。図2には、計算領域と領域定義パラメータを示す。この計算領域は、図1に示すピン、インピンジメント孔および噴き出し孔の配置の対称性を考慮して切り出した必要最小限の領域である。領域定義パラメータおよびその可変範囲を表1に示す。ここでは、簡単のためインピンジメント孔の半径  $R_I$  と噴き出し孔の半径  $R_D$  は同じであるとする。

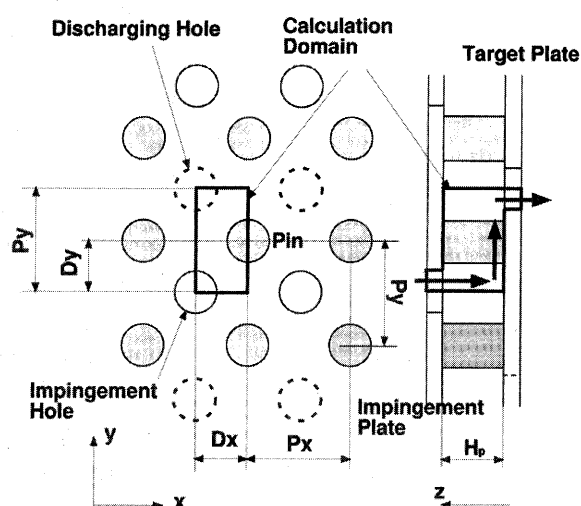


Figure 1 Combined cooling system to be optimized

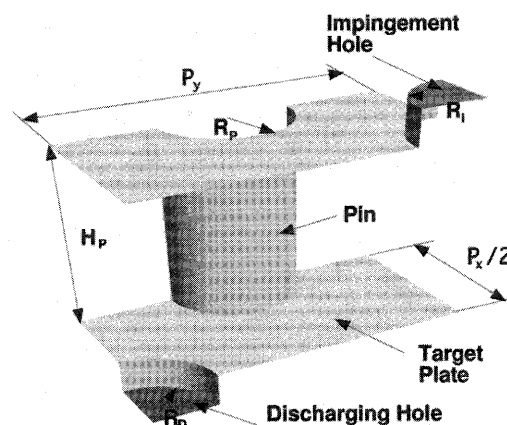


Figure 2 Computation domain and its defining parameters

Table 1 Parameter range (unit in mm)

Parameter	Range
Impingement, discharging hole radius	$10 \leq R_I = R_D \leq 20$
Pin radius	$10 \leq R_p \leq 20$
Pin height	$10 \leq H_p \leq 80$
Pin pitch (Fixed)	$P_x, P_y = 100$

### 2.2 目的関数の設定

本研究では、次式で定義される熱交換器性能を最適化における目的関数 (target function)  $\eta$  とする。

$$\eta = h (A_w)^a / (\Delta P)^b \quad (1)$$

ここで、 $h$ ; ターゲット板表面及びピンの表面での平均熱伝達率、 $A_w$ ; 伝熱面積、 $\Delta P$ ; インピンジメント孔と噴き出し孔との間の圧力損失。本論文では簡単のため指数  $a$  及び  $b$  は 1 と置いており、また、フィン効果<sup>(19)</sup>なども無視している。

## 3. 最適化手法

### 3.1 遺伝的アルゴリズム

遺伝的アルゴリズム (GA) は、生物の進化の過程を模擬した最適化手法である。「進化」の捉え方は様々であるが<sup>(15)</sup>、与えられた環境に適した性質を獲得した個体群が、結果として生存する確率が最も高くなり、それらが有する生存に有利な情報 (遺伝子) を主に生殖という方法で次世代に伝達し、世代を重ねることにより、環境に対して最も適した性質を獲得する、と理解することができる。これを本研究での最適化手法に読み替えると、所与の条件 (目的関数を最大化すること) に適した冷却構造についてのパラメータの組を、他のパラメータの組よりも有利な形でパラメータを次世代に伝達していくことにより、最適なパラメータの組を探索していくことになる。図3には遺伝的アルゴリズムによる最適化の流れを示す。以下に詳述する。

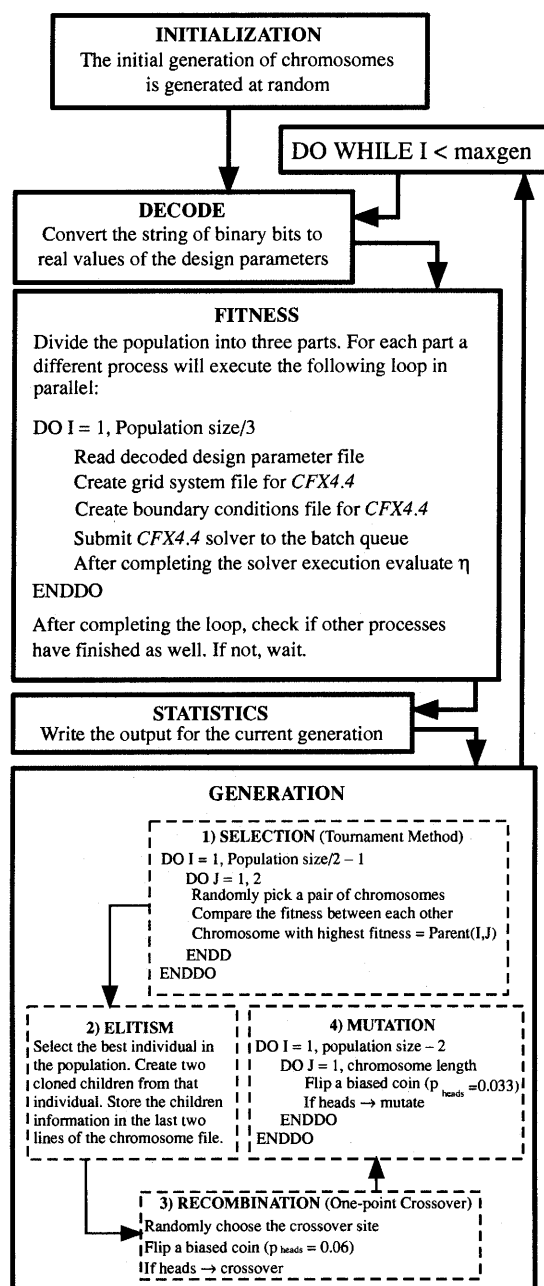


Figure 3 Flowchart of GA-based optimization

**染色体 (chromosome)** 最適化にあたり、まず冷却構造の形状パラメータを遺伝情報として「染色体」にコード化する。各パラメータは6ビットのバイナリにコード化され、染色体内にはめ込まれる。なお、染色体（ここでは宿主そのもの。以下個体と称す）の数は30に固定する。個体数が多いほど多様な探索が可能となり、また、各パラメータに用いられるビット数が多いほどパラメータ空間の解像度は向上する。しかし、同時に計算時間が指数関数的に増大することから、適切なビット数の選択が重要となる。なお、例えばピン高さに関する6ビット表示の解像度は、探索範囲の上限値、下限値をそれぞれ80mm, 10mm とすると、6ビットで表しうる整数は0から  $63 (=2^6 - 1)$  であり、結果、 $(80 - 10) / (2^6 - 1) = 1.11\text{mm}$  となる。

**初期化 (Initialization)** 計算開始時に各染色体（第一世代）が有する遺伝情報は、擬似乱数を発生させることにより決定する。なお、最終的に得られる解はこの初期値にほとんど影響されないことが示されている<sup>9)</sup>。

**適合度 (Fitness)** 各世代における個体の遺伝情報が、所与の目標にどの程度適しているかを示す指標が適合度である。本研究の場合には、式(1)の熱交換効率をそのまま適合度として用いている。適合度の計算には、後述する CFX-4.4 という汎用流体解析コードを用いる。なお、実際の計算では、計算負荷軽減を図りかつ汎用コードのライセンス数を考慮して、人口を3分割し、3つのバッチジョブにして処理を行っている。

**再生 (regeneration)** ある世代における個体の適合度が評価された後、その結果に基づいて次世代の個体を再生する。ここでは、両性生物における交配 (mating) を模した形で、適合度の高い遺伝情報を有する擬似的な「雄雌」が、有利な形で遺伝情報を交換できる仕組みを導入している。具体的な再生の過程は以下の通りである。

- 1) 淘汰 (selecton) すべての染色体からその半分の個体を、適合度に応じて選ぶ。選択方法には、適合度に応じた確率を割り振るルーレット板方式がよく利用されるが、初期の世代の段階で適合度の低い個体が早期に絶滅する可能性があり、探索の範囲が狭められる危険性がある。そこで、本研究ではトーナメント方式による選択法を採用する。この方法は、無作為に二つの個体を選び、両者の適合度を比較し、適合度の高い方（勝者）のみが交配可能なグループに組み入れられる、というものである。
- 2) 交叉 (crossover) 淘汰の過程で生き残った個体群から親を二つ選び、両者の遺伝情報の交換を行うことで、次世代の個体（子）2つを作り出す。遺伝情報の交換には、1点交叉法を用いる。これは、遺伝情報を交換するビットを無作為に選び、そのビットを含む下位ビットを入れ替えるものである。この時、遺伝情報交換の確率を0.6<sup>6)</sup>として、親の遺伝情報がそのまま次世代に伝わる（クローン）可能性も残しておく。
- 3) エリート主義 (elitism) 適合度の最も高い個体をそのまま次世代に残す方法である。実際には、1)の淘汰で述べたように、個体総数を半分（15個）にした後、適合度の最も高いものを選び、クローンを2体作り、残りの14個の個体から28の個体を作ること、合計30体の次世代の個体を得る。
- 4) 突然変異 (mutation) 偏った最適解探索を避けるために、突然変異を導入する。これは、任意に選んだ個体内の遺伝情報の1ビットまたは複数ビットをある確率（ここでは Goldberg<sup>6)</sup>が提案した値0.0333を用いる）で0または1に変更するものである。

### 3.2 最適化のプログラミング

本研究では、市販のアプリケーション CFX-4.4 を用いて適合度の判定（熱流体解析）を行う。この機能を組み込んだ GA のプログラムを、こ Fortran と UNIX シェルスクリプトとの組み合わせで実現している。なお、後述するように、適合度の判定に関係する全ての作業は完全自動化されている。

最適化プロセスの中で最も時間を要する部分は、熱流体解析である。そこで、30の個体群を3つの部分に分け、3つの CPU で熱流体解析を並列に行い、計算時間の短縮を図った。なお、3つに分割するのは、単にアプリケーションのライセンスの関係であり、利用可能なライセンス数が増える場合には、分割数を増やすことは可能である。シェルスクリプトは、この3つの計算プロセスをモニターし、3つのプロセスの同期も取っている。

### 3.3 数値解析手法

**3.3.1 格子生成** ピン直径やピン高さなどを自在に変更した計算を可能にするため、自作の格子生成プログラムを導入した。この格子によって作成された格子例を図4に示す ( $R_I=R_D=R_P=20\text{mm}$ ,  $H_P=50\text{mm}$ )。格子生成のポイントは、計算負荷を最小限に留め、かつ、適合度の評価精度を十分に保てるような格子点数を選ぶことにある。工藤の研究<sup>(20)</sup>では、格子点数30万点前後の計算格子が用いられているが、1ケースの計算に約1日を要しており、実際的ではない。そこで、後述するように、格子点数を十分に大きく取った場合の解析結果及び実験結果<sup>(20)</sup>に十分一致するような格子点数を選定した。

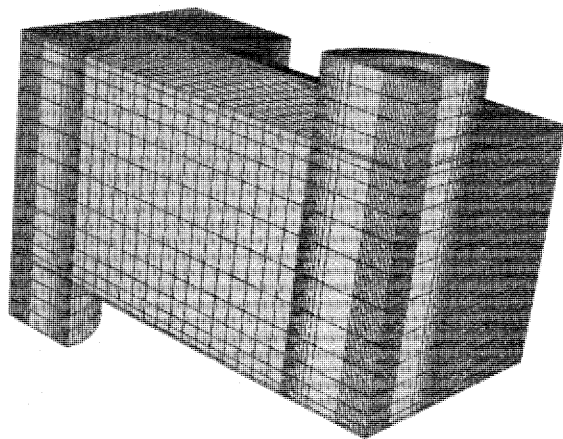


Figure 4 Example of grid system

**3.3.2 計算コード** 使用した計算コードは、有限体積法ベースの CFX-4.4 (CFX-ANSYS) である。流れ場は非圧縮として扱い、SIMPLEC<sup>(16)</sup> 及び Rhie-Chow のアルゴリズム<sup>(17)</sup>を用いて、非スタガード格子系で支配方程式を解いている。乱流モデルには、Menter による  $k-\omega$  モデル<sup>(18)</sup>を用いた。このモデルでは、壁近傍で  $k-\omega$ 、壁から離れた領域で  $k-\varepsilon$  モデルが自動的に用いられる。なお、著者の一人が先に行った研究<sup>(4)</sup>で、今回採用した

乱流モデルが実験結果と最もよい一致を与えることを確認している。

計算の反復回数は、計算時間に大きく影響するため、予備的な計算を通じて適切と思われる回数を選定した (500回)。計算時間は、岩手大学総合情報処理センター origin3800 の 1CPU (MIPS R14000 500MHz) で約 1 時間である。

**3.3.3 境界条件** 冷却空気流量は一定する。具体的には、入口領域（インピンジメント孔）では、 $R_I=20\text{mm}$  の時のピン直径に基づくレイノルズ数が 10000 になるような流量を与えた。なお、入口領域では一様流速分布を与えている。その他の条件は以前の研究例<sup>(9)</sup>を参考にした。入口での温度、乱れ度、散逸長さスケールは、それぞれ 323K、3.7%、及び 0.01 に設定した。壁面は等温 ( $=303\text{K}$ ) で、滑りなし条件を与えた。出口境界は勾配なしの条件を、それ以外の境界は対称境界条件を与えた。なお、上記の条件は先に報告した計算例<sup>(4)</sup>に準拠したものである。

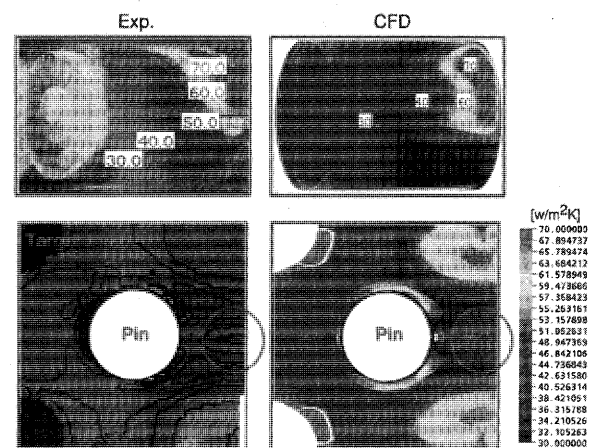


Figure 5 Comparisons of heat transfer distributions between the experiment (Kudo (20)) and CFD (Left column : Experiment, Right column : CFD / Top : Pin, Bottom : Target plate)

**3.3.4 適合度評価法の精度検証** 図5にピン高さ50mm、ピン直径40mmの場合について、感温液晶を用いた実験結果<sup>(20)</sup>と計算結果（格子点数は59,520点）の比較例を示す。なお、実験と計算とで若干表示方法等が異なることに注意されたい。ここでの比較から、熱伝達率の分布パターンに関しては、噴流衝突面、ピン根元部や隣り合う噴流が衝突しあう箇所（図中○で囲まれた部分）での高熱伝達率などの出現が予測できているが、定量的には実験と計算とで若干の差異が生じている。平均熱伝達率に関しては、CFDによる解析結果は実験値に対してターゲット板表面で3.6%の過大評価、ピン表面では16.7%の過小評価という結果になっている。また、圧力損失に関しては、基本冷却構造 (datum) についてのみであるが、計算では27.56Pa (表2参照のこと)、実験では26.6Pa

という結果を得ており、十分な予測精度を有していると言える。以上、精度面（特に熱伝達率の評価）での改善の必要性はあるものの、使用した計算格子は計算負荷を軽減するための最低限の格子点数である点を勘案すると、今回採用した手法は、今後更なる検証・改善は必要ではあるものの、適合度の評価方法としては概ね妥当なものと考えられる。そこで、以下の解析では格子点数を59,520点とし、この点数を全ての場合に維持しながら、形状パラメータが変化する度に格子を作成していく。なお、熱伝達率の予測に影響する壁面近傍の格子密度はほぼ一定に保たれる<sup>(4)</sup>。

#### 4. 結果

本研究では、29世代まで計算を行った。計算に要した日数は11.5日であった。計算履歴を図6に示す。今回の計算では、各世代での最大適合度が22世代目に極大に達したことが分かる。その後、最適化コードは別のパラメータ空間の探索を続けていくが、そこでの最大適合度はほとんど変化せずほぼ飽和している。

表2に、今回得られた最適化冷却構造（optimized）と基本冷却構造（datum）での熱交換性能、平均熱伝達率、圧力損失及び制御パラメータを示す。図7には、最適化構造及び基本構造での表面熱伝達率分布を示す。今回の探索の結果、適合度最大（即ち熱交換効率最大）を与える冷却構造は、インピンジメント孔直径（＝噴き出し孔直径）が探索範囲の上限値、ピン直径は下限値、そしてピン高さは、ほぼ上限値の時である。得られた熱流体的特性値を見ると、最適化された場合の平均熱伝達率は基本形での値と同程度であるが、圧力損失に関しては、最適化された場合の値が基本形の70%程度の値になっている。圧力損失低減の原因としては、基本形とインピンジメント孔、噴き出し孔の直径が同じであることから、ピン直径の減少に伴う流路抵抗の減少が原因と考えられる。一方、熱伝達率分布を見ると、ピン高さの増加に伴

い、インピンジメント噴流内ではポテンシャルコアが完全に消滅し、さらにその空間的広がりも増した状態で噴流がターゲット板に衝突している<sup>(4)</sup>。ピン直径が基本形よりも小さいため、噴流が広がり易くなり、ターゲット板上でのインピンジメント効果が拡大している。ただし、噴流がターゲット板に衝突した後に発生する壁面噴流は、ピン高さの増加とともに弱まり、ピン表面及びピン根元部での高熱伝達領域の広がり減少している。

今回得られた「最適構造」は、探索範囲の上・下限またはそれらに近いパラメータ値を有するものであり、探索範囲を更に広げた場合には、別の最適構造が得られる可能性はある。また、使用した目的関数次第でも最適構造が変わりうる。しかし、本論文で展開した手法は、与えられた条件下で妥当と思われる解（冷却構造）を探索していると考えられる。

Table 2 Values of the target function, averaged heat transfer, pressure loss and control parameters before and after the optimization

	Optimized	Datum
target function ( $\eta$ )	0.010946	0.007448
$h$	28.46 W/m <sup>2</sup> ·K	28.51 W/m <sup>2</sup> ·K
$\Delta P$	19.46 Pa	27.56 Pa
$R_i = R_D$	20 mm	20 mm
$R_P$	10 mm	20 mm
$H_P$	77.7 mm	50 mm

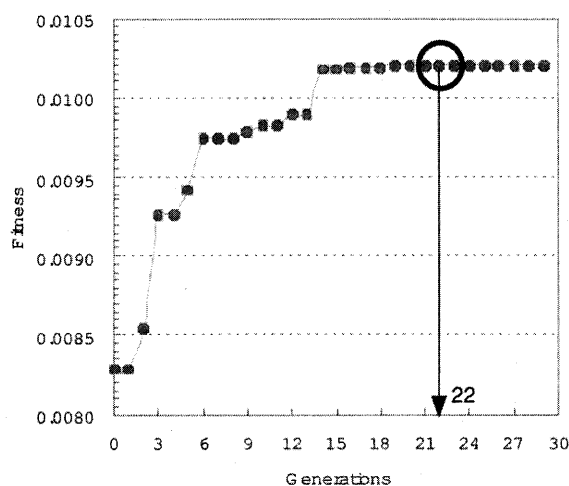


Figure 6 Convergence history

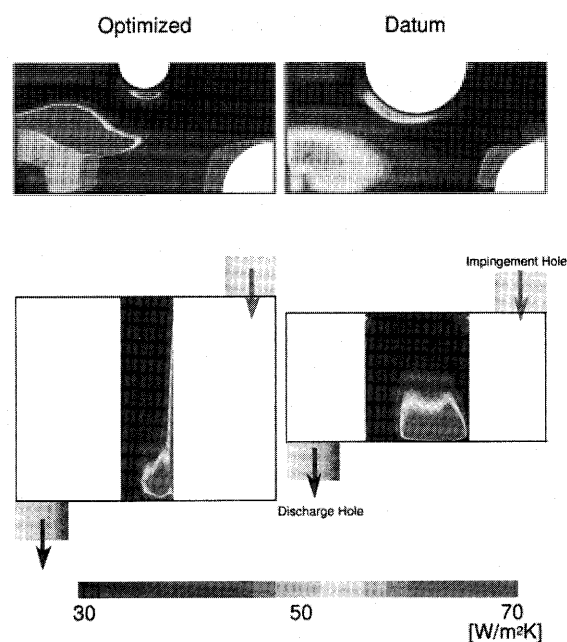


Figure 7 Heat transfer distribution for optimized configuration in comparison with that of the datum

本論文では、複合型インピンジメント冷却構造の最適化を試みた。CFDを援用し冷却構造最適化問題に遺伝的アルゴリズムを適用した研究例がほとんどないことから、最適冷却構造探索手法の一つを提示できたと言える。一方で、本論文で展開した手法に関しいくつかの課題も明らかとなった。今後は、目的関数の適正化、計算時間の短縮及び計算精度の改善、探索範囲の拡大等を行うとともに、適合度評価法の誤差が最適解探索に及ぼす影響の解明や多目的問題への拡張、など、高精度で実用性の高い最適化手法の開発を進める予定である。

## 5. 結言

単目的遺伝的アルゴリズムを用いて、複合型インピンジメント冷却構造の最適化を試みた。熱流動解析には3次元流れ解析コードを用い、また、計算効率を考慮した計算格子系を用いた。最適化プログラムはFortranとUNIX Shell Scriptで作成されており、全ての処理が完全自動化されている。目的関数の設定や解析モデル等に改良の余地はあるが、与えられた条件やパラメータ空間から、妥当と思われる最適構造を探索することに成功した。

## 参考文献

- (1) 山脇, 河野, 清水, 可変サイクル・ターボファン・エンジン要素の研究開発, 日本ガスタービン学会誌, Vol.28, pp.16-27, 2000.
- (2) 毛利, 水素燃焼タービン試験装置, 日本ガスタービン学会誌, Vol.31, pp.121-124, 2003.
- (3) Funazaki, K., Tarukawa, Y., Kudo, T., Matsuno, S., Imai, R. and Yamawaki, S., Heat Transfer Characteristics of an Integrated Cooling Configuration for Ultra-High Temperature Turbine Blades: Experimental and Numerical Investigations, ASME Paper 2001-GT-148, 2001
- (4) 船崎, 工藤, 八屋, 高温タービン用複合型インピンジメント冷却構造の伝熱特性に関する数値シミュレーション (計算手法の実験的検証), 日本ガスタービン学会誌, Vol.30, pp.109-115, 2003.
- (5) Funazaki, K., Hachiya, K., Systematic Numerical Studies on Heat Transfer and Aerodynamic Characteristics of Impingement Cooling Devices Combined with Pins, ASME Paper GT2003-38256, 2003
- (6) Goldberg, D.E., Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning, Addison-Wesley, 1989.
- (7) Vicini, A., Quagliarella, D., Inverse and Direct Airfoil Design Using a Multiobjective Genetic Algorithm, AIAA Paper, Vol. 35, No. 9, pp.1499-1505, 1997.
- (8) Obayashi, S., Multiobjective Evolutionary Computation for Supersonic Wing Design, J., Degrez, G., Deconinck, H., editors, Genetic Algorithms for Optimisation in Aeronautics and Turbomachinery, Lecture Series 2000-07, von Karman Institute for Fluid Dynamics, Rhode Saint Genese, Belgium, 2000.
- (9) Trigg, M.A., Tubby, G.R., Sheard, A.G., Automatic Genetic Optimization Approach to Two-Dimensional Blade Profile Design for Steam Turbines, ASME J. Turbomachinery, Vol. 121, pp.11-17, 1999.
- (10) Akmandor, I.S., Olsuz, O., Gokaltun, S., Bilgin, M.H., Genetic Optimization of Steam Injected Gas Turbine Power Plants, ASME Paper GT-2002-30416, 2002.
- (11) Benini, E., Toffolo, A., Towards a Reduction of Compressor Blade Dynamic Loading by Means of Rotor-Stator Interaction Optimization, ASME Paper GT-2002-30396, 2002.
- (12) Elliot, L., Ingham, D.B., Kyne, A.G., Mera, N.S., Pourkashanian, M., Wilson, C.W., The Optimisation of Reaction Rate Parameters for Chemical Kinetic Modelling Using Genetic Algorithms, ASME Paper GT-2002-30092, 2002.
- (13) Sampath, S., Gulati, A., Singh, R., Fault Diagnostics Using Genetic Algorithm for Advanced Cycle Gas Turbine, ASME Paper GT-2002-30021, 2002.
- (14) Ferreira, S., Pillidis, P., Widell, H., Optimization of Biomass Fuelled Gas Turbines Using Genetic Algorithms, ASME Paper GT-2002-30131, 2002.
- (15) 例えば, 河田雅圭, はじめての進化論, 講談社現代親書, 講談社, 1990
- (16) Van Doorman, J.P., and Raithby, G.D., Enhancements of the SIMPLE Method for Predicting Incompressible Fluid Flow, Heat Transfer, 7, pp.147-163, 1984.
- (17) Rhie, C.M. and Chow, W.C., A Numerical Study of the Turbulent Flow past an Isolated Airfoils with Trailing Edge Separation, AIAA Journal, 21, pp.1525-1532, 1983.
- (18) Menter, F.R., Zonal Two Equation  $k-\omega$  models for Aerodynamic Flows, AIAA paper 93-2906, 1993
- (19) 仲俣, 山脇, 吉田, 三村, 松野, 今井, 複合型インピンジメント冷却構造の研究, 第31回ガスタービン定期講演会講演論文集, pp.155-160, 2003
- (20) 工藤, 複合型インピンジメント冷却構造の熱流体的特性に関する研究, 岩手大学修士論文, 2002





## ガスタービン事始め I

佐藤 豪\*1  
SATO Takeshi

第二次大戦中にガスタービンに係った者としてその頃のことを書き留めておくのも、「ガスタービンが熟成した」と語っておられる現在のガスタービン関係者にそのバックグラウンドを知ってもらうのに役立つと考える。

月刊誌「機械と電気」(養賢堂発行)の巻末に「内燃機関邦訳文献集」があり、その中にBBCがヌーシャテルに設置した地下非常発電用3000KWのガスタービンや、スイス国鉄用のガスタービン機関車の記事が散見した。また、「機械と電気」には棚沢泰先生の「液体微粒化」の講座が連載されていた。

さらに、単行本では「フリウゲル：蒸気タービン、柴山東八、高橋安人訳、コロナ社、1938」(ガスタービンにかなり言及している。),「フックス：ガスタービン、古賀善雄訳、コロナ社、1943」が発行された。

一方、航空朝日などの航空雑誌にカンピニー(伊)のジェット推進の機体の写真が載り、驚かされた。また、航空知識の山本峰雄先生：滞独雑記にもジェット推進を推測できる記事があった。

1939年から1944年9月を学生として過ごし、自ら張っていたアンテナに係ったガスタービン関係の情報が以上のようなものであり、その将来性に関心を深めていた。

しかし、私は航空用ピストンエンジンに興味があり、書籍や講義だけでなく、実地で理解を深めるために、ダブルスクールで学生航空連盟技術部でエンジンの整備を習熟し、インストラクターの資格を入手していた。

1944年5月から就職先へ動員となり、中島飛行機発動機設計部に配属となった。先ず製図の実習があったが、出身校の藤原工大でテーマ毎にその企業の設計課長から製図を習っていたので、特に新しいことはなく、ただ一人実施部隊へ配属になった。この課のテーマがTR(Turbine Rocket)即ち後のジェットエンジンであった。

上述のように、私のアンテナには、ガスタービンやジェットエンジンの知識の断片があり、また排気ターボ過給機にも関心があったので、課の扱う新しいテーマがTRということで、嬉しかったがさほど驚くこともなく、課の先輩達と同じスタートラインで仕事を始めた。

担当の一つの性能計算は、計算式を作成し機速と高度の組み合わせで、80以上ある式の繰り返し計算である。動員学徒10人が手回計算機を使い、三交代で一月以上掛

かった。今の電子計算機では、数分で答えがでる。

ここで困ったことが起こった。「動員先の仕事をレポートで提出し、それを卒業論文とする。」ということになっていたが、私のやった膨大な計算書や図面には全て「軍極秘」の印が押してあり、提出できない。「卒業させない」という学校当局に「それで結構でございます」と返事をせざるをえなかった。結局は、学部長が会社に関いを合わせて無事卒業することができた。

TR10、後のネ10は遠心圧縮機と軸流タービンの組み合わせで、圧縮機の翼車の強度がやや不足で、海軍で試験中に破損した。この翼車には翼が16枚付いていて、後に振動試験をすると、共振する回転数が多数あることが分かり破損の起因は振動とわかった。

10月に中島でも試作機が出来上がり、鉄板と土嚢で囲い鏡で中の様子がわかるようにして試運転を始めた。しかし、これでは詳細が分からないので、運転経験のある私が中にはいった。その時、燃焼器が溶損し、大量の混合気が噴出した。燃料はガソリンであったので、火炎が噴出しなかったのは幸運であった。

当時、有名な理工学著書の復刻判が発行され、軍や航空関係者に優先して販売された。その中にA. Stodola: Die Dampf- und Gasturbinen, 1924の英訳本があった。これは、タービンのバイブルのような本で後に韋編三絶の状態になった。

10月頃、潜水艦によりBMW003の縦断面の写真と、ジェット機ME262の取扱説明書が入手できた。

BMW003の縦断面からは、自己開発の経験を基に色々のことが読みとれた。一番大きな影響は、排気ターボ過給機を基にした遠心圧縮機と軸流タービンの組み合わせの基本設計には限界があると感じていたことを確認できたことである。(この写真は、Stodolaのドイツ語の原本と共に、金沢工大の「工学の歴史を変えた貴重本」室に収めてある。)

大学を出たばかりなので、ドイツ語に最も近いということで、Me262取扱説明書の翻訳も任された。空気噴流機関(Luftstrahltriebwerk)という語も新鮮だったし、性能図表にohne Machの印が押されているのが印象的であった。表紙に「軍極秘」の印が押してあるので、ドイツ語の先生に質問もせず、技術的に新語を作成することも必要で、非常に難航したが自力でなんとか翻訳した。この経験は後にドイツ留学へつながることになった。

原稿受付 2004年7月8日

\*1 慶応義塾大学名誉教授

〒150-0001 東京都渋谷区神宮前3-12-1

## 川崎重工業(株)技術研究所におけるガスタービン関連研究

北嶋 潤一\*<sup>1</sup>

KITAJIMA Junichi

キーワード：セラミック複合材料，コンテインメント，CFD，燃焼器

### 1. はじめに

川崎重工業(株)技術研究所は1957年（昭和32年）に神戸工場において発足，その後の分離統合を経て，2001年に「技術研究所」として再発足し，全社の基盤技術の中核として研究開発を実施している。ここではガスタービンに関連する主要な研究開発について紹介する。

### 2. ガスタービン関連研究開発の概要

#### 2.1 高温材料技術

ガスタービンの効率向上のために燃焼ガス温度の向上が図られており，燃焼器，動・静翼をはじめとする高温部品の耐熱性，耐久性向上の要求が高い。当社では，セラミックス本来の耐熱性を維持しつつ，脆さを克服した繊維強化セラミックス基複合材料（Ceramic Matrix Composites；CMC）の開発，及び冷却構造部材の表面に低熱伝導性セラミックスを施して，部材温度を低減させる遮熱コーティング（Thermal Barrier Coating；TBC）の高性能化に関する研究を行っている。図1にCMC製燃焼器ライナモデルを示す。CMC適用による

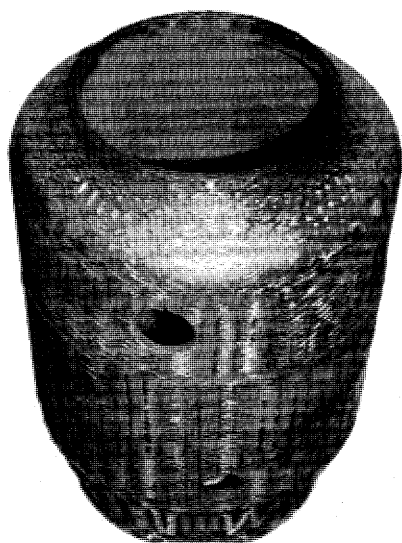


図1 CMC製燃焼器ライナ

無冷却化により，高温化のみならずNO<sub>x</sub>排出量の低減が期待される。これまでに強度と破壊靱性を両立させる繊維／母材界面構造，成形加工技術等の基礎研究を終え，現在は実環境下での耐久性を高めるためのマトリックス改質及びコーティング技術の開発を行っている。一方，高温部品の耐久性向上を図るためのTBCが燃焼器，動・静翼に適用されており，当社ではセラミック遮熱層および金属下地層の改良等によるTBCの更なる耐久性向上をめざした技術開発はもとより，新しい技術として放射光を利用した非破壊損傷評価技術開発などにも取り組み，当社ガスタービンの信頼性向上に努めている。

#### 2.2 強度評価技術

高温に曝されるガスタービン動翼の寿命を制限する要因の1つとして，回転による持続的な遠心力によるクリープ損傷が考えられる。クリープ損傷は時間と温度，応力に依存した損傷であるが，コーティングに覆われた動翼の温度計測は困難であり，従ってクリープ損傷を推定することも難しい。そこで，当社では使用済みの動翼からミニチュア試験片を採取，試験することによって動翼実体の残寿命を推定する方法を開発し，余寿命評価に適用している。

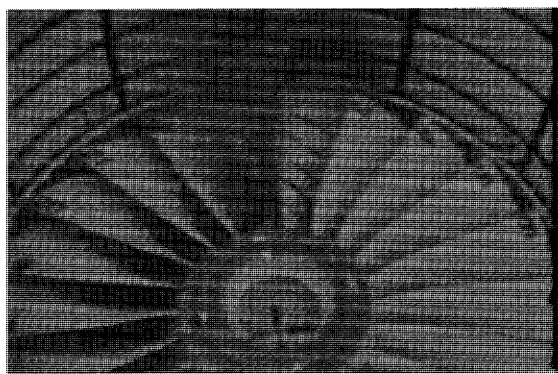
航空機用エンジンのケーシングには，鳥吸い込み時などに生じる可能性のあるブレード破損に対してブレードをケーシングから飛散させないコンテインメント性が要求される。これを証明するために定格回転中のブレードを爆薬により切り離しケースに衝突させるコンテインメントリグ試験が義務付けられている。最近はこのコンテインメント性を試験の前に評価できるようにするために，数値シミュレーション技術の確立が求められている。当社では図2に示すコンテインメントリグ試験の結果と数値シミュレーションの結果を比較し，モデル化技術の向上などを行って技術を確認し，各種エンジンの開発に適用している。

#### 2.3 空力技術

圧縮機，タービンの空力性能向上・最適設計には複雑な現象（三次元性，衝撃波，衝撃波と境界層・渦との干渉，多数の段落の相互干渉など）を克服しなければならず，これらの複雑な現象の解明にはCFD技術の活用が

原稿受付 2004年7月14日

\*1 川崎重工業(株) 技術研究所 熟技術研究部  
〒673-8666 明石市川崎町1-1



(a) コンテインメント試験結果

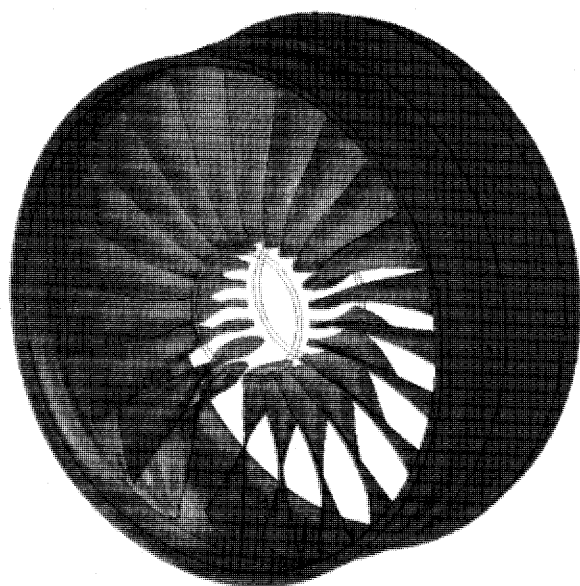
(b) ブレード衝突時のケースの変形挙動  
(数値シミュレーション結果)

図2 ブレードコンテインメントの数値シミュレーション

不可欠である。技術研究所では設計部門と協力してCFD技術の高度化・検証・適用性向上に取り組み、ガスタービンの設計に不可欠な手段となっている。また、ガスタービンシステム全体性能向上には空気取り入れ口や排気ディフューザ等の高性能化も不可欠であるが、設計データベースが必ずしも十分でないことから、CFD技術を活用して高性能化に取り組んでいる。図3に排気ディフューザの性能最適化の例を示す。排気ディフューザはシステム全体の性能を向上させる重要な空力要素であるが、上流、下流の流路形状との兼ね合いで最適化が難しい要素でもある。ディフューザの空力設計は実験データベースに基づき、断面積比や等価拡大角などを参考にして最適な圧力回復率を得られるように形状を設計するが、CFD技術を活用することにより、ディフューザ入口流速分布やストラットの影響など従来のデータベースに無い要因を考慮した最適設計を実施している。

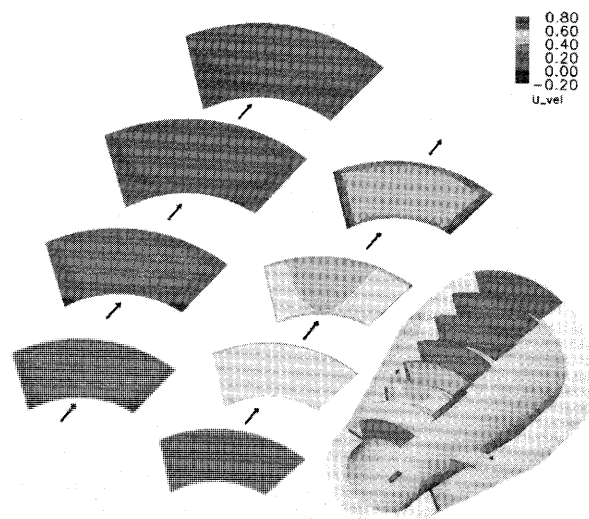


図3 排気ディフューザのCFD解析例

## 2.4 伝熱技術

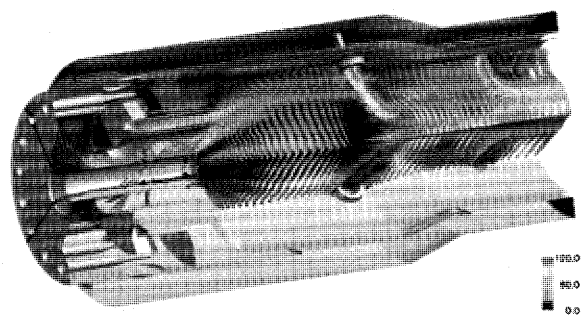
タービン冷却翼設計技術のより一層の高度化を図るために、モデル試験による各種伝熱実験を実施し、翼外面の熱伝達率、フィルム冷却効率、および内部冷却通路の熱伝達率などのデータを取得、蓄積し、冷却翼伝熱設計時に使用する解析ツールの精度検証や伝熱特性値の予測精度向上のための解析ツールの改良を実施している。近年は従来から実施している定常時における伝熱特性の把握に加え、実機ガスタービン運転時の非定常的な伝熱特性を実験的に把握することに注力している。

## 2.5 燃焼技術

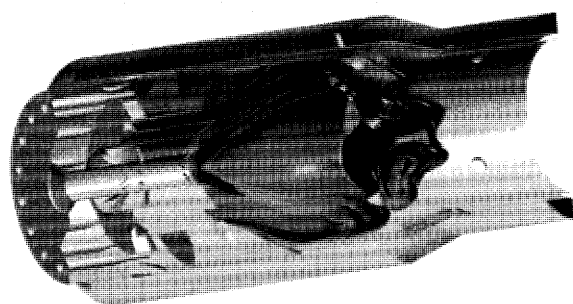
高温・高圧化、低NO<sub>x</sub>化等の厳しい要求に対応する燃焼器の開発を効果的に行うために、CFDや燃焼計測技術の適用が必要となって来ている。空気の流れや、空気と燃料の混合など非燃焼場におけるCFDは既に設計ツールとして有効に利用されているが、燃焼場におけるCFDも将来的には最適設計のツールとして有効になると期待されており、技術研究所においても燃料の微粒化や燃焼解析の研究を実施している。図4にガスタービン燃焼器の燃焼解析結果を示す。また、燃焼計測技術についても、レーザを使った燃焼器内部の流れ計測、燃料・空気混合計測技術等を開発して、燃焼器開発の効率化を図っている。一方、技術研究所では基盤技術研究だけでなく、要素開発も実施しており、加圧流動層を用いたバイオマスガス化炉で発生する低発熱量ガス(約4.2 MJ/m<sup>3</sup>N)を燃焼させる燃焼器の開発を行っている。

## 2.6 システム技術

ガスタービンの用途は非常用発電、分散型電源・コージェネレーション、事業用発電など多岐にわたり、ガスタービン本体に関する技術の他に、ガスタービンプラントとして最適にまとめるシステム化技術が重要である。



(a) 速度ベクトル



(b) 燃焼反応率

図4 ガスタービン燃焼解析

当社では、計算機上で要素機器を組み合わせる全体システムをシミュレートする熱サイクル CAE 技術によりプラント各部の状態量を把握し、出力、効率、部分負荷特性、設備費、運用メリットなども含めて系統的にシステム検討を実施している。さらに、ガスタービンと高温型燃料電池とのハイブリッドなど、将来型エネルギーシステムに関する研究開発も実施している。

### 3. おわりに

以上、技術研究所におけるガスタービン関連研究開発の概要を紹介した。今後も設計部門と連携を取りながら技術の高度化を図り、社会のニーズに応えて行きたい。

# カワサキ PU6000非常用ガスタービン (M1T-33)

川西 月波<sup>\*1</sup>

KAWANISHI Tsukinami

キーワード：カワサキ M1T-33, KHI M1T-33

## 1. はじめに

川崎重工業(株) (以下当社と呼ぶ) は、非常用発電設備としては国内最大級の PU6000 (発電出力6000kVA) に搭載される M1T-33型ガスタービンを新規開発した。これは、最近の設備容量の大型化に対応するとともに、さらに40秒起動が可能なることから、非常用だけでなく、防災用発電設備にも適用できる特長を持っている。

当社では非常用ガスタービン発電設備として1976年にその初号機を納入したのを皮切りに、約25年間で累計6000台を超える納入実績がある。M1T-33型ガスタービンは、これらの実績と経験を生かし、大型化とともに信頼性と保守・整備性の向上をめざしたもので、2000年より設計を開始し、その後各種の性能・耐久試験を通じて、完成に至ったものである。

本報では、M1T-33型ガスタービンの概要を紹介する。

## 2. 概要と特長

M1T-33型ガスタービンは、新規開発のシングル機の M1T-33型×2台を減速機にオーバーハングして装着し、一体化したものである。図1に外観を、表1に主要目を示す。その主な特長は下記の通りである。

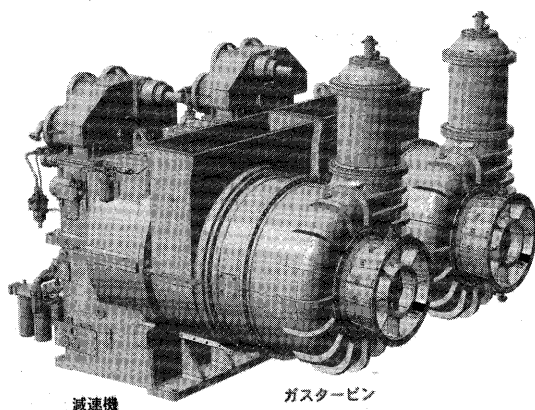


図1 M1T-33ガスタービン外観

原稿受付 2004年7月5日

\*1 川崎重工業(株) ガスタービン・機械カンパニー  
ガスタービンビジネスセンター 産業ガスタービン技術部  
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1番1号  
川崎重工業(株) 明石工場

表1 M1T-33ガスタービン主要目

発電装置	機種	PU6000
	定格出力	6,000kVA (4,800kW)
	周波数	50/60Hz
	始動時間	40秒以内
	使用燃料	灯油・軽油・A重油
ガスタービン	燃料消費量(注1)	2,020L/h
	型式	M1T-33 単純開放1軸式
	定格出力	5,200kW
	回転速度	18,000rpm
	圧縮機	2段遠心式
	タービン	3段軸流式
	燃焼器	単筒缶形
	減速機	遊星歯車+平行歯車

出力条件；周囲温度40℃，大気圧0.09964MPa (高度150m)  
(注1)；A重油での値，密度0.85g/cm<sup>3</sup>，LHV 42,300kJ/kg

1) 遠心式圧縮機を使用したガスタービンとしては世界最大級

2) 高い信頼性

当社の数多くの非常用ガスタービンの実績と経験を生かし、さらに最新の設計技術および加工技術を導入して開発したもので、各種耐久試験により、高い信頼性を実証している。

3) 容易な保守点検

一軸式ガスタービン及び単筒缶形燃焼器を採用し、構成部品点数が少ない単純な構造で容易な保守点検を実現している。

4) 優れた始動性

二重噴射ノズルにより、始動時に適切な燃料噴霧を形成することにより着火ミスがなく、優れた始動信頼性が得られている。

また出力が増大したにもかかわらず、発電設備として40秒起動が可能である。一般的には、出力の増大に伴ってガスタービンが大型化すると、起動時間が長くなるといった問題が生じてくる。この問題に対しては、設計段階において起動トルクミュレーション検討で確認を行い、実機運転でも良好な結果を得ている。

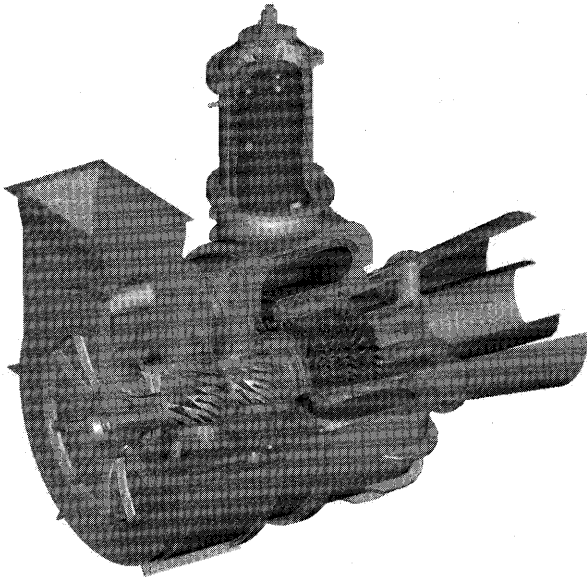


図2 M1T-33ガスタービンの構造

### 3. 主要部構造

図2にガスタービンの構造を示す。形式は、当社で多数の実績がある2段遠心式圧縮機、3段軸流式タービンおよび単筒缶形燃焼器より構成される単純開放1軸式ガスタービンである。

#### 1) 遠心式圧縮機

インペラは、従来のM1A型で実績のあるチタン合金の鍛造材から削り出して製作する。

出力の増大に伴いインペラは大型化しているが(1段インペラ外径φ555mm)、これは従来の実績に加え最新の設計技術および加工技術を投入し、達成したものである。

#### 2) 軸流式タービン

タービンの動翼は、高温でクリープ強度の優れたニッケル基の耐熱合金、静翼は熱衝撃特性や耐酸化性に優れたコバルト基の耐熱合金を採用し、それぞれ精密鑄造に

よって製作したものである。

また、1段の動・静翼には冷却構造を採用している。2段目以降は、段負荷配分の調整により2段入口ガス温度を下げ、無冷却構造を採用して構造の簡略化を計っている。

#### 3) 燃焼器

燃焼器は従来より実績のある拡散燃焼型で、燃焼器ライナーの壁面は二重壁を採用し、フィルム冷却を行う構造となっている。さらに内壁面には熱遮蔽コーティング(TBC)を施行して燃焼器ライナー本体(コバルト基合金)の温度上昇をおさえ耐久性を高めている。

燃焼器ライナーを保持している外筒は、メインケーシングと独立しているため、エンジンを開放することなしに短時間で燃焼器の保守点検が可能である。

#### 4) 軸系

圧縮機インペラ、タービンロータはカービックカップリングを介してシャフトで締め付けられている。本構造は、高精度の芯出しができ、かつ運転時のロータの熱膨張による偏心も防止され、安定した運転を可能にしている。

ロータ全体は、両端部に配置された2ヶの軸受(吸気側はボールベアリング、排気側はローラーベアリング)により支持される。軸受は、弾性を持つ軸受ハウジングに納められ、軸受ハウジングの外周部はスクイズフィルム構造とする事により、適切な振動減衰効果を得ており、危険速度通過時もロータ振動は安定している。

### 4. おわりに

当社は、1970年代に独自の設計によるガスタービンの開発に成功して以来、常に信頼性と環境に配慮したガスタービンならびにシステム開発に努めてきた。現在、非常用発電設備としては187.5kVA(150kW)から4500kVA(3600kW)まで全19機種を揃えている。これに、今回新規開発したM1T-33ガスタービンを追加してラインアップの拡充をはかっていく。

# 船舶用 2 MW ガスタービン向け高速永久磁石発電機の設計と開発

高瀬 謙次郎\*1

TAKASE Kenjiro

キーワード：船用ガスタービン、永久磁石発電機、高速発電機

## 1. はじめに

英海軍は Advanced Cycle Low Power Gasturbine の Alternator (ACL-GTA) 技術の評価する開発計画に着手している。この発電機はガスタービン (GT) と直結駆動され、小型でエミッション特性が良く、保守容易の利点があり、船用ディーゼル発電機を打ち負かす技術を実証するものである。

共通台上に纏められたシステムの主要コンポーネント；Turbomeca 社の GT、熱交換器 Recuperator、高速発電機、電力調整用電子制御装置が一体となっている (図 1)。従来の低速同期発電機に必要な増速機を使わないのがこの ACL-GTA の特色の一つである。

2 MW 永久磁石発電機の設計特質をレビューし、電磁石設計、熱的設計及び構造設計概念と、高速発電機の開発、開発リスクの軽減対策を論じた Calnetix の技術を、参考文献を中心にして紹介する。

## 2. ガスタービン発電機の特徴

高速発電機はロータの表面に埋め込まれた永久磁石同期機で GT とは可撓機械継手で直結される。GT の始動時にはモータとして作動し、高速になると発電モードに切り換わる。表 1 は発電機の主要仕様で、概観図 2 と断面図 3 に示す如く、ロータの一端に冷却ファンが一体に取付けられ、ロータへの冷却空気を供給する。固定子はハウジング内の液体冷却閉回路で冷却される。以下本発電機の特徴を述べる。

### i) グラファイト複合材スリーブ

金属製スリーブに比べて比強度が高く、厚みが薄く出来るので磁石性能が高く、コンパクトな設計が出来る。らせん状繊維のため渦損失が極端に減る。このスリーブのデメリットは定格温度と熱低導度が低いことである。ロータの冷却と曲げ剛性を適宜に設計した。

### ii) 一体冷却ファンと冷却空気の配分

ロータと同一軸に一体化した冷却ファンはロータのシーリング空気にも使用されるので、GT からの抽気とか、別置駆動冷却ファン設置に比較して効率、コンパクトに優っている。欠点のオーバーハングはロータ動力学的設計により解決出来た。冷却空気をハウジング中央の固定子積層に導入する革新的設計により圧力

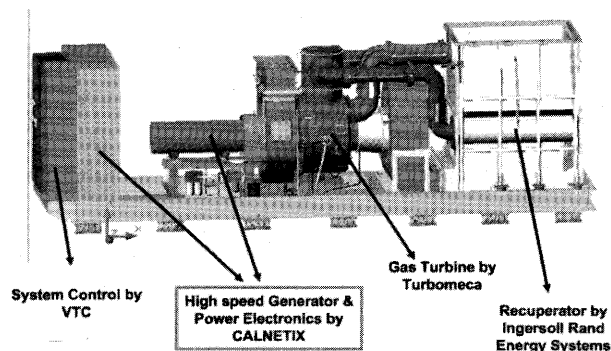


図 1 Turbomeca ガスタービン 2 MW パッケージ

表 1 高速発電機主使用

最高発電電力	2,030kW
運転速度範囲	19,000~22,500rpm
形式	永久磁石発電機
出力電圧	800VDC (電子制御盤を通して)
Duty Cycle	連続
大気温度	-20℃~60℃
冷却	水/グリコールと空気
発電機効率	98% (風損含む)
発電機重量	204kg (ロータと固体子のみ)

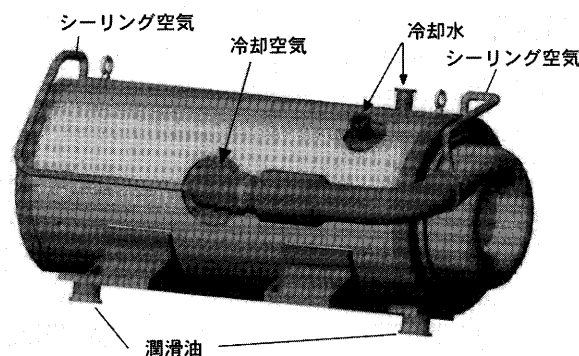


図 2 2 MW 発電機/モータ概観

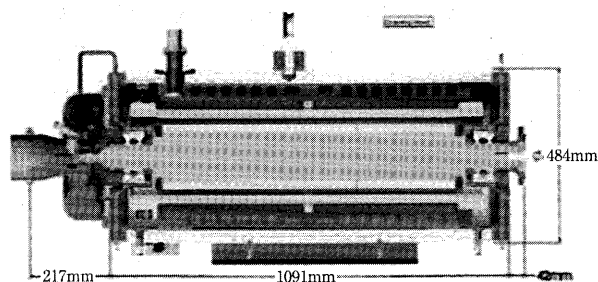


図 3 高速発電機/モータ断面図

原稿受付 2004年 6月21日

\* 1 Calnetix Inc. Adviser (日本)

〒162-0056 東京都新宿区若松町35-1-503



損失を大幅に減らし、高い効率とロータ長さ方向の空気温度勾配の改善を齎した。

### iii) サマリウム・コバルト磁石

このサマコバ磁石材は高温特性、温度による安定性、消磁効果が優れている。低価格のネオジウム・鉄・ボロン材に比べ強度が低い点も、保持するスリーブの設計により磁石を圧縮状態にして頑丈なロータにした。

## 3. 設計考察

設計プロセスで次の3種の繰り返し設計が行われた。電磁石設計では有限要素等を使い極数、固定子構造、材料選択、ロータ直径対長さ割合等のパラメータを対象にトレードオフが行われた。図4はその一例でロータ剛性、磁石を保持するスリーブ厚さ、風損の点から重量、効率のトレードオフが行われた。熱的設計では運転の諸条件でコンポーネント例えば銅巻線、複合材スリーブ、永久磁石にかかる温度を一定温度以下になる様に繰り返し計算が行われた。構造及びロータダイナミクス設計で一番の関心事は磁石の保持であった。過速度条件、運転温度範囲、熱的解析によるロータ内部温度分布、ロータ製作の公差をパラメータにして検討した。ロータ特性と、軸受とハウジングの支持構造、減衰特性を考慮に入れた固有振動を図5に示す。10,000rpm以下の剛性振動モードと一次曲げ振動モードは最高運転速度22,500rpmに対して充分余裕を持っている。不釣合いを加えた数種類のシナオリに対する軸受荷重と、多年経過の安全係数が確認された。

## 4. 開発リスクの軽減と製作・テスト

今迄にない直径200mm以上で20,000回転数範囲の永久磁石発電機の製作可能性とロータ剛性の確認のため直径は実物通りで長さは1/3のモデルが作られスピントスターで実証した。磁石の消磁効果は高温で、短絡事故発生を想定したテストが180℃の恒温室で行われた。

本発電機の製作を完了し、1台はモータ、1台は発電機を組合してBack-To-Backの性能テストは2004年6月に完了する。

## 5. むすび

ここに紹介した2 MW 高速発電機は従来の低速発電機と増速歯車付との比較を表2に示す。発電機の高効率、設置面積少、組立て簡単、高信頼性、維持費安の特長を持つ永久磁石発電機は今後船用以外に列車、蓄エネルギー、ターボコンプレッサ等への応用が期待される。

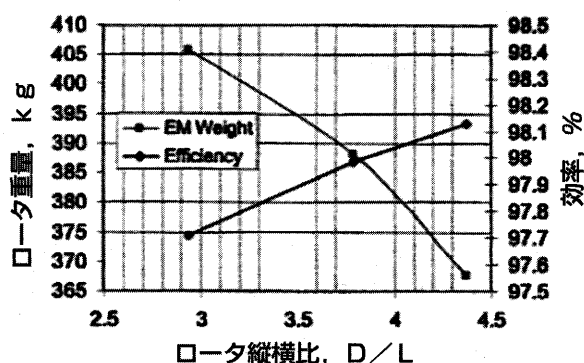


図4 発電機ロータ長さ／直径比の適正化

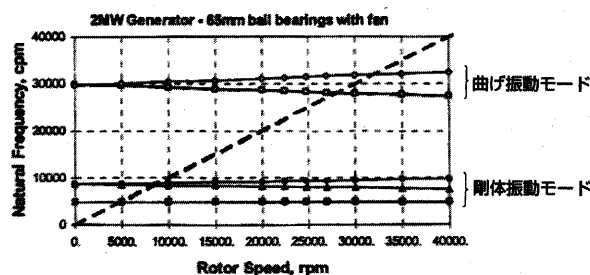


図5 減衰支持を持つ固有振動

表2 従来の発電機と Calnetix 発電機との比較

	従 来	Calnetix
発 電 電 力	2,000kW	2,000kW
シ ス テ ム	パッケージ	パッケージ
定 格 速 度	1,800rpm	19,000～22,500rpm
効 率	96.3%	98%以上
重量(パッケージ)	5,130kg	750kg
長 さ	2.29m	1.35m
直 径	1.85m	0.72m
体 積	6.26m <sup>3</sup>	0.57m <sup>3</sup>
電 力 密 度	321kW/m <sup>3</sup>	3,500kW/m <sup>3</sup>

## 参考文献

Co Huynh\*\*, Larry Hawkins\*\*, Ali Farahani\*\* and Patrick McMullen\*\* : "DESIGN AND DEVELOPMENT OF A 2MW, HIGH SPEED PERMANENT MAGNET ALTERNATOR FOR SHIP-BOARD APPLICATION" *Electric Machines Technology Symposium*, Philadelphia, Pennsylvania, January, 2004

\*\*Calnetix Inc., Cerritos in California, USA

この文献は養賢堂出版「機械の研究」平成16年11月号に邦訳される。

# 2004年第49回 ASME 国際ガスタービン会議

## 1. 全 般

杉本 隆雄<sup>\*1</sup>

SUGIMOTO Takao

2004年の ASME 国際ガスタービン会議は6月14日から17日までの4日間、オーストリアのウィーン郊外のドナウ河畔に近い Austrian Center in Vienna で開催された。ウィーンの6月は緑にあふれたベストシーズンであり、EU 加盟後のウィーンの街では由緒ある多くの建物について修復工事が行なわれており、数年後には更に美しい街に変貌することであろう。

オーストリアはドイツ語圏であるが、外国からの観光客が多く英語も理解されるので不自由は少ない。市内のドナウ河畔にはガスタービンや蒸気タービンを動力源とするパワー・ステーションがあり、電力と温水を市街地へ送るための太い配管がドナウ川をまたいでいる。

会場の Austrian Center は、ウィーン市街の中心部から U-Bahn と呼ばれる地下鉄で約15分の郊外にあり、交通の便も良好である。会議には1階と地下1、2階の3つのフロアーが使用された。展示会場は会議場に隣接して十分な広さがあり、セッションの合間に訪れるのは好適であった。

なお、来年の第50回 ASME 国際ガスタービン会議は2005年6月6～9日にネバダ州 Reno 市で開かれる。

(詳細は <http://www.asme.org/events/> による。)



会場の Austrian Center 付近からウィーン市街を望む  
手前はドナウ河の旧流

原稿受付 2004年7月1日

\*1 川崎重工(株) ガスタービン・機械カンパニー  
ガスタービンビジネスセンター  
〒673-8666 兵庫県明石市川崎町1-1

### 1. Keynote Speech

大会議長の Sigmar Witting 教授の挨拶のあと、OMV Erdgas 社 Otto Musilek 氏による欧州のガスエネルギー供給状況に関する基調講演があった。続く Keynote Session のテーマは “New Benchmarks for Gas Turbine and Jet Engine Advancements” で以下の3氏が行った。

- a. August Henningsen 氏：Lufthansa Technik AG 会長  
民間航空機のビジネス、特に9.11テロ以降の乗客の減少と昨今の燃料高騰の影響、環境問題への対応の観点などから、航空エンジン開発への提言がなされた。
- b. Klaus Steffens 氏：MTU Aero Engines GmbH 社長  
航空業界のビジネス展望と開発資金回収の長期化、2020年に向けての航空エンジンの技術目標が示され、特に NOx 排出量は8割減が提示された。
- c. Hans-O. Jesk 氏：MAN Turbomaschinen AG 取締役  
産業用ガスタービンについての情報、特に最新の大型ガスタービンによるコンバインド発電プラントの効率が60%を超えたこと、天然ガス用の遠心圧縮機に関する技術などが紹介された。

### 2. 一般セッション

三要素として Technology, Education, Networking が謳われている。参加登録者は約3000名、論文数は732編で漸増している。うち212編が ASME の Journal へ掲載するよう推薦されており登録論文数の21%である。また一部の論文は、11月末の Gas Turbine Users Symposium 2004で再度発表することが推奨される。

分野別の論文数では Turbomachinery 関係が153編で最多、Combustion85編、Structures64編がこれに続く。2003年度に比べて増加数が著しいのは、航空エンジン、石炭・バイオマス・代替燃料、制御・計測・診断の各分野が目立った。

### 3. 展示

展示のテーマは “Turn On The Gas Turbine Power” で出展数は171団体であった。部品メーカ、ソフトウェア、計測器、出版物など、研究開発者向けの展示が多かったのは近年の傾向と同様である。ガスタービンのユーザ向けを目的とした POWER-GEN International との役割分担が進みつつある。

(<http://pgi04.events.pennnet.com/>)

## 2. 航空用ガスタービン

佐藤 篤\*<sup>1</sup>  
SATO Atsushi

キーワード：エンジンと機体の統合、砂吸込み、確度評価、健全性管理

今年の航空エンジン委員会主催のセッションは、13セッション、51講演で、昨年から数だけでなく全体に占める割合も増加傾向にある。内容はエンジンと機体の統合、エンジンモデルとシミュレーション、全般、性能、ライフサイクル、エミッションなどのほか、砂吸込みに関するセッションが開催された。パネルセッションではエンジンと機体の統合に関するセッションのほか、異国間の共同開発の取り組みと課題、超小型ガスタービン、先進タービンエンジンにおける感知と故障診断の将来の展望に関するセッションがあった。昨年は VAATE (Versatile Affordable Advanced Turbine Engine) や UEET (Ultra-Efficient Engine Technology) 等ジェットエンジンの開発プログラムに関するセッションが開催されたが、今年は全般のセッションの中で黎明期におけるジェットエンジンやガスタービンの分析結果、概要などと共に X-31 のプログラムが紹介された程度であり、主役不在の感がある。ただし、第50回記念で米国開催となる来年は VAATE のセッションが予定されており、その中で多用途コア、知的エンジン、耐久性などの取り組みが紹介されるとのことなので期待したい。

航空エンジンのセッションは、一部2つのセッションが同時並行して開催されたものがあり、全てに出席することができなかったが、出席したセッションの概要について以下に記述する。

エンジンと機体の統合については論文講演とパネルセッションの2セッションが開催され、特にインレットディストーションに関するこれまでの取り組みや地面の影響、温度分布、排気ガスの吸込み、翼振動や高サイクル疲労寿命に与える影響などの課題に関する紹介(54210など)が多かった。また、ロッキード社からはUCAV など特殊用途の軍用機の紹介があったが、こうした航空機ではエンジンと機体の切り分けが難しく、機体メーカーであるロッキード社が行っている超小型・短小、機械的複雑さの除去を図ったエンジン入口部と排気部の設計の取り組みに関する紹介があった。

今回の会議では戦争の影響があるのか砂吸込みだけで1つのセッションがあり、6つの論文が講演された。大

別すると、耐エロージョン性に優れた材料やコーティングに関するもの(54336など)と粒子が翼に衝突する頻度分布の解析的な推定に関するもの(54328など)の2種類となる。

エンジンモデルとシミュレーションのセッションで特に印象深いものに UEET の開発における確度評価の取り組みの紹介(53485)がある。ここでは、先進低 NOx 燃焼器、高負荷圧縮機などのキーとなる技術課題を洗い出し、それぞれの実現性の確度分布を定量的に設定した上でエンジンシステムとしての感度解析を行い、注力すべき技術課題の抽出、より高い開発目標(燃料消費=15%減、NOx=70%減)の達成、ロバスト設計化を図っている。同じような概念設計段階での確度評価の取り組みについてロシアからの講演(53504)もあり、確度評価を概念設計に取り入れることが主流になりつつあることを伺わせる。

航空エンジンの全般に関するセッションは2つあり、1つは3つの基礎研究とともに AEDC から“Smart Sensor”と呼ばれるエンジン計測システムの紹介(53601)があった。これはエンジン試験設備のコストダウン、エンジンのセルへの搭載期間短縮、計測不具合削減を目的とした新しいエンジン計測システムの提案である。もう1つのセッションでは X-31 の紹介があった。X-31 は一通りの評価を終え、今後は博物館に行くことになるが、適用した様々な技術を紹介したほか、24度の角度で超短距離着陸した際のデモビデオなどを上映するなどインパクトのあるものであった。X-31 は機能確認飛行試験に加え2フェーズの飛行試験を実施し、飛行時間は計70時間以上に達している。

ライフサイクルのセッションでは、エンジンの改善が民間航空機のライフサイクルコストに与える影響を定量的に計算するモデルの紹介(53221)などがあった。

感知と故障診断の将来の展望に関するパネルセッションでは、米国で重点的に取り組まれている HCF 対策の一環として開発された動翼振動計測システムに関する紹介、VAATE における計測技術および検査技術に関する紹介、AEDC における健全性モニタリングの取り組みに関する紹介があった。今後は計測技術の向上はもちろんのこと、それを含めた健全性管理システムの構築についてエンジンメーカーと計測器メーカーが共同で取り組む必要性を感じた。

原稿受付 2004年7月20日

\*1 石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部  
防衛システム事業部 F7プロジェクト部  
〒188-8555 東京都西東京市向台町3-5-1

### 3. 産業用ガスタービン

幡宮 重雄<sup>\*1</sup>

HATAMIYA Shigeo

産業用ガスタービンに関係した5つの Committee が開催したセッションはペーパーセッション37, パネルセッション6, チュートリアルセッション2の計45。論文発表106件, 講演発表28件 (チュートリアル7件含む) で昨年と同程度であった。

#### 1. 全般

新しい機種や新技術の発表よりも, 開発中の機種開発進捗状況, 実機運転実績, 大学の研究者によるシステム過渡特性解析といった報告が多く行われた。今回の会議で著者は主としてサイクルイノベーション, 産業用およびコージェネレーションのセッションに出席したのでその内容を中心に報告する。

#### 2. サイクルイノベーション

サイクルイノベーションは13セッション54件の論文発表があった。内容は多岐にわたっているが, Solid Oxide Fuel Cell (SOFC) を中心とした燃料電池とガスタービンのハイブリッドシステムに関するセッションが3, 高温分ガスタービンに関するセッションが2開催されたのが目を引いた。

ハイブリッドシステムでは Rolls-Royce が提案する SOFC システムの開発状況報告 (GT-53350), 燃料組成や境界条件に注目したパラメータ解析 (GT-53304, GT-53853, GT-53933), 3件の連続講演からなるジェノア大の SOFC システム過渡解析 (GT-53716, GT-53842, GT-53845) 等が報告された。

高温分サイクルでは, HAT サイクル増湿塔の動特性解析 (GT-53315, GT-53415), 日立の AHAT サイクル (GT-54031), EvGT サイクルのバイオ燃料への適用 (GT-53901), HAT サイクルの最適化検討 (GT-53734) 等が報告された。

原子力に関連したシステムとして, CO<sub>2</sub>の超臨界ガス炉ガスタービンの提案 (GT-54242), 原子力商船の推進ユニットとしてのガスタービンシステム (GT-53795), 日本原研からヘリウム冷却高温ガス炉ガスタービンの概念設計 (GT-53540) の報告があった。

最適システムに関し, 電中研の革新的ガスタービンコンバインドサイクル (GT-54177), 産総研の夜間とピーク時の2重の運転モードを有する水素燃焼ガスタービン

システム (GT-53510), 早大の低温域の熱回収に優れたアンモニア-水混合システム (GT-53733), 産総研の小型再熱ガスタービンシステム (GT-53837) 等が報告されそれぞれ高い注目を集めていた。

#### 3. 電力事業用ガスタービン

論文発表が4セッションで14件あり, 運転保守管理・監視診断に関して, センサー指示値の検証プログラム (GT-54079), 三菱による大型ガスタービンの信頼性向上への取り組み (GT-54196), 電中研のガスタービン高温部品の管理支援システム (GT-53669) 等の報告があった。吸気冷却による性能向上の評価検討 (GT-53101, GT-53765) が行われた。また, パネルセッションとして Alstom, Siemens-WH, 三菱, GE から最近の大型ガスタービン開発状況に関する講演発表があった。

#### 4. 産業用およびコージェネ用ガスタービン

一方, 産業用およびコージェネ用ガスタービンの分野では8セッション29件の論文発表, パネルセッションとチュートリアルセッションがそれぞれ1回ずつあった。

産業用ガスタービンの運転実績として川崎重工から L20A (GT-53411), MAN から THM1304 (GT-53785) の報告があった。夏季の高温時の出力増加策として注目されている吸気冷却に関し, 圧縮機入口までに蒸発が完了する吸気冷却の報告が2件 (GT-53122, GT-53717), 圧縮機内部でも液滴が蒸発するウェットコンプレッションの特性検討の報告が4件 (GT-53042, GT-53788, GT-54018, GT-54020) あった。

システム最適化に関する検討も多く, コージェネプラントの最適化に関し4件, (GT-53678, GT-53715, GT-53744, GT-54317), マイクロタービンシステムの最適化に関し4件 (GT-53481, GT-53683, GT-53793, GT-53909) の報告があった。また, 圧縮機洗浄時における噴霧条件の評価 (GT-53551), 洗浄時に圧縮機内に形成される二相流の検討 (GT-53141) が報告された。

#### 5. その他

マリンおよびオイル&ガスの分野では吸気フィルタシステムによる海塩粒子の除去 (GT-53984, GT-53113), ガス圧縮システムにおけるサージ回避 (GT-53066), 圧縮機の動特性解析 (GT-53416), 圧縮機の汚れによる性能低下の評価 (GT-53085, GT-53760) といった運用や保守管理に関するテーマの報告があった。

原稿受付 2004年8月18日

\*1 (株)日立製作所 電力・電機開発研究所  
ガスタービンプロジェクト

〒312-0034 茨城県ひたちなか市堀口832番地の2

## 4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

磯村 浩介<sup>\*1</sup>

ISOMURA Kousuke

キーワード：マイクロタービン，超小型ガスタービン，熱交換器，SOFC，ハイブリッド，セラミックス，CMC，EBC

小型ガスタービンおよびセラミックスの分野では，両分野の合計では昨年の13セッションから今年の10セッションに減り，昨年，一昨年のフィーバーが過ぎた感があるが，米国 NASA およびエネルギー省（DOE）の主導により着実に成果を挙げている。

小型ガスタービンの分野では今年も  $\mu$  タービンが中心的話題である。 $\mu$  タービンのパネルセッションでは，運用側からはインストール費用が高くて経済的にメリットが出ているケースが少ないとの問題点が昨年同様指摘されたが，信頼性の低さを指摘する声は聞かれなかった。一方開発側からは GE 社における175～250kW 機（効率35%～40%）の開発，UTRC からは CHP システム開発や，ランキンサイクルとの複合システム（発電効率40%）の開発，Honeywell 社からはセラミックプリスクのオイルレス，ギャレス APU の開発が紹介され，システムが高度化してきている状況が伺われた。

熱交換器は  $\mu$  タービンの重要な要素であるが，これに関するセッションは昨年同様2つであった。このうちの半数の論文は DOE のプロジェクトで，現有の熱交換器の材質である347ステンレスを，より高温耐久性が優れ，かつ低価格化が可能な Nb 安定化 Fe-20Cr-25Ni あるいは Fe-20Cr-20Ni に置き換える研究に関するもの（GT2004-53627，53917，54239，54252），あるいは熱交換器のセラミック化に関するもの（GT2004-54205）である。347ステンレスを含む各種の金属の750℃での一連の比較試験結果が報告された。また，347ステンレスでは760℃における500時間の試験でクリープ変形を起こしたのに対し，Fe-20Cr-25Ni+ Nb では，760℃で1万時間の試験後も顕著な酸化消耗が無く，湿り空気中でも良い耐酸化特性を示すことを確認した。熱交換器のセラミック化の検討では，許容熱応力範囲で設計することは困難であった事が報告された。

近年話題の SOFC と  $\mu$  タービンのハイブリッド化では，今年もサイクル分野セッションで12件の発表があった。そのうち6件はトランジェントの性能解析に関するもので，SOFC と GT の反応時間の差に起因するトランジェントでの GT のサージおよび SOFC への過大な流入温度

変化とそれらのための運転制限の問題を指摘していた（GT2004-53845，53892，53898）。

超小型の分野では，東北大学から MEMS 技術で作る  $\mu$  ターボチャージャの試験結果（GT2004-53565）および，MIT より MEMS 圧縮機における壁からの熱や粘性による損失の評価（GT2004-53332，53877）が報告されたほか，米国 MiTi 社からは，軸直径15mm および6mm の超小型 GT 用フォイル軸受の開発が紹介され（GT2004-53647，53870），それぞれ15万rpm および60万rpm での安定運転を達成したことが報告された。また，航空エンジン分野のセッションで，超小型エンジンに関するパネルが開催され，超小型分野の研究開発の活発化が伺えた。

セラミック分野の発表の傾向は昨年同様で，CMC および EBC/TBC コーティングが話題の中心である。CMC 分野では殆どが米国 NASA の UEET（Ultra Efficient Engine Technology）プログラムあるいは EPM（Enabling Propulsion Materials）プログラムの成果の発表であった。SiC/SiC タービンノズルの製作法（GT2004-53974），試験の詳細（GT2004-53970），高温環境での FOD 評価試験結果（GT2004-53910），FOD 損傷モニター法，損傷評価法（GT2004-54233，54013）が NASA-Glenn 研究所から報告されたほか，Goodrich 社から Melt-infiltration 法で作る SiC/SiC 複合材の特性データが報告された（GT2004-53196）。

このほか，SNECMA 社と P&W 社の共同研究で SiC あるいは C 繊維を Si，C，B からなるマトリクスで固めた，自己シール性のある複合材を F100 エンジンのフラップに適用し，1000時間のエンジン地上試験後にも性能の劣化が無い結果を得たことが報告された（GT2004-53976）。Solar 社からは，Mercury50 エンジンの燃焼器の耐久性向上を目的として，ライナーの TBC 材料および，燃料ノズル先端の材料を各種比較する試験の中間報告がなされた。また，宇部興産から MGC（Melt Growth Composite）材が1700℃における1000時間の耐久試験後も寸法，重量に変化が発生せず，1500℃における5時間の試験後も約330Mpa の曲げ強度を示したことが報告された。（GT2004-53573）

EBC では米国オークリッジ研究所および UTRC から Barium-Strontium-Aluminosilicate (BSAS) ベースの EBC を Centaur50S エンジンに適用して14000時間以上の運転試験をしたところ，細かなクラックにより多くの EBC が剥がれたことが報告された（GT2004-53863）。

原稿受付 2004年7月8日

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

## 5. ターボ機械の性能と流れ

### 5.1 軸流関係

園田 豊隆<sup>\*1</sup>

SONODA Toyotaka

#### 1. ターボ機械全般

ASME の分類に従えば、ターボ機械分野に関する論文数は155編であり、これは全体論文数(約750編)の20%以上に相当し、伝熱関係(約140篇)と並んで、例年、最大の論文数が集まる分野である。このターボ関係の論文数(155編)の内訳は、軸流関係が88編と最も多く、次に非定常&CFD関係(43編)、遠心関係(14編)、その他(10編)となっている。昨年のターボ機械関連の論文数(116編)と比べると、今年は30%以上増えており、これはほとんどが軸流関係の論文増加によるものである。一方、ターボ機械関連論文の国別内訳は、米国が最も多く(46編)、つぎにドイツ(20編)、イギリス(19編)そして日本(12編)の順であり、国内から発表のあった論文12編のうち6編が軸流関係であった。

Turbomachinery Committee では、昨年に引き続き、今年も追悼講演が行われたので、最初に、その会場の雰囲気・概要をお伝えし、その後、同 Committee 企画の論文に焦点をあて、軸流圧縮機・軸流タービンの研究動向について述べる。尚、低圧タービンで技術的ポイントとなる境界層の遷移については Heat Transfer Committee 企画の論文にも関連論文が含まれているので、ご参照したい。

#### 2. 追悼講演

軸流の圧縮機やタービンの空力分野で多大な実績を残し、2002年6月21日に突然逝去された、ドイツの Leonhard Fottner 教授(Federal Armed Forces in Munich 大学)を偲ぶセッションが開催された。聴衆は100名以上で、最初から満席となり、立見も見受けられた。司会は、MTU Aero Engines 時代に Fottner 教授と一緒にあった Jean Hourmouziadis 教授(Technical University of Berlin)が担当し、Fottner 教授の家族(妻・息子・娘)の紹介を行ない、GE Aircraft Engines の David Wisler 氏(ASME Vice President)の追悼の言葉の後、5つの講演がスタートした。最初は、“論文なし”の“発表のみ”であったが、MTU の過去から未来までの圧縮機技術を鮮やかに紹介した(内容的には初日の Keynote Session(MTU) とほぼ同じ)。続いて、過去から現在

までの翼型設計手法についての報告があり(GT-53742)、さらに低圧タービン(以後、LPT と称す)翼列内における上流側 wake の非定常挙動を LDV で調べたもの(GT-53061)や低レイノルズ数条件下での LPT 翼の剝離渦特性に及ぼす周期的 wake の影響を実験的に調べたもの(GT-53929)、最後に、市販 CFD ソフトによる翼腹面の剝離・最付着領域における効果的冷却内部構造の提案(GT-54067)等の発表が行われた。特に印象に残ったのは、三番目の講演(GT-53061)で、上流側 wake が翼列内を通過する際、wake そのものの変形により、その乱れのレベルが増加することであった。

#### 3. 軸流圧縮機

軸流圧縮機・ファンについては、流れの安定性や性能向上のキーとなるローター TIP からの漏れ渦やストールマージン拡大に関する報告が多かった。例えば、漏れ渦の非定常流れ現象を数値的に評価したもの(GT-53745)、前進翼の漏れ渦特性を実験的かつ数値的に調べたもの(GT-53867)、低速ではあるが旋回失速に及ぼす Tip クリアランスや軸方向隙間の影響を調べたもの(GT-53354)等があり、一方、効果的なストール検知手法に関する報告(GT-53292)もあった。ストールマージン拡大に関しては、ケーシング面での再循環流れ(GT-54295)やエアークセパレータによるもの(GT-53663)があり、またケーシングトリートメントによるストールマージン改善理由を、流れのメカニズムに着目し報告したもの(GT-53903)もあった。ケーシングトリートメントは、通常、効率とマージンとのトレードオフと考えられているが、双方を満足すべきトリートメントの研究も行われている(GT-53390)。

最近の傾向であるが、フローコントロールに関する報告も目だってきている。例えば、衝撃波制御のための動翼表面からの境界層吸い込み(GT-53758)、静翼の高 Df 化(具体的には0.98)を狙った再循環噴出し&吸い込み(GT-53089)、静翼からの吸い込みによる超低ソリディティ翼の開発(GT-53012)等の報告があった。極めつけは、動・静翼の双方の翼面から吸い込みを行い、通常使用される TIP 周速度(1500f/s)で圧力比3.1の単段ファンの研究を試みたものがあり(GT-53679)、これらは、フローコントロールによる極限性能を狙った、いわゆる、米国の次世代技術として、将来、実機に反映され

原稿受付 2004年8月5日

<sup>\*1</sup> 本田技術研究所(株) 和光西研究所

〒351-0193 埼玉県和光市中央1丁目4番1号

る可能性が高いと推察する。

その他、ユニークな研究としては、翼間の壁面上に設けられたブリード孔からのブリード量やその位置および形状が翼列性能に及ぼす影響を調べたもの (GT-54197 & 54331)、前縁球根形状やフィレットによる二次流れ制御に関する報告 (GT-53433)、エンジンの経年変化による性能劣化を意識した、いわゆる表面粗さの三次元剝離に及ぼす影響を調べたもの (GT-53619) があった、今後、この方面の研究も加速されるであろう。

#### 4. 軸流タービン

軸流タービンに関しては、ここ数年、低レイノルズ数条件下における低圧タービンの境界層剝離制御・性能向上に関する報告が見られたが、今年も、多くの発表があった。初めに紹介した追悼講演の2件を除けば、トリッピングワイヤーと非定常 wake が境界層遷移に及ぼす影響を調べたもの (GT-53081 & 53822)、翼面噴出しによる層流剝離の防止 (GT-53646)、あるいは種々の境界層遷移促進体の影響を調べたもの (GT-54103) 等があった。

空力設計に関しては、遺伝的アルゴリズムを用いた最適化研究により、遷音速タービン後縁からの衝撃波損失を低減するための設計コンセプトを提案したもの (GT-53773)、空力性能に及ぼす翼面負荷分布の影響とその性能改善理由 (流れのメカニズム) を、昨年に引き続き、考察したもの (GT-53087) があった。また、遷音速タービン段の動静翼干渉の低減を目的として、遺伝的ア

ルゴリズムとニューラルネットワークの組み合わせにより、静翼出口の周方向静圧分布の一樣化を行ない、動翼の非定常空気を50%程度小さくできたとの報告もあった (GT-53520)。

クロッキングに関しては、1.5段遷音速タービンの静翼の相対位置の影響を調べたもの (GT-53463 & 53477)、2段タービンの静翼の相対位置のみに着目したもの (GT-53511)、あるいは静翼および動翼の双方について調べたもの (GT-53612) があるが、流れの三次元性がより強くなるような低アスペクト翼の損失低減に、関心が集まりつつある。

二次流れ制御に関しては、タービン段における壁面付近での静翼と動翼の干渉を、実験的かつ数値的に調べたもの (GT-53743)、直線翼列風洞により、二次流れに及ぼすインシデンスの影響を調べたもの (GT-53786)、圧縮機と同様、前縁形状を球根形状にしたり、フィレットをつけたりして二次流れ損失減を狙ったもの (GT-53964)、スターガ角やソリディティの影響を、低速から高速まで調べたもの (GT-54083)、転向角160度をもつ超高負荷タービンの全体損失に対する二次流れの影響に関する報告 (GT-53429) があった。またユニークなところでは、非軸対称コンタリングの二次流れ制御に対する限界性の報告 (GT-53589) があったが、今後、更にこの方面の研究を進める必要がある。

最後になったが、ホイットルのデントン先生が、各国の研究者・技術者に対して盛んに有益なコメントを行い、教育・啓蒙している姿が、印象的だった。

## 5.2 遠心関係

東森 弘高<sup>\*1</sup>

HIGASHIMORI Hirotaka

遠心ターボ機械の空力性能に関するセッションは、3セッション、合計14編 (キャンセル1編含む) の講演が行われた。設計手法とCFDのセッションで報告された遠心関連のアイテム4編を含めて報告する。これらの遠心関連のセッションは初日の午後に1セッション、2日目の午前に2セッション、午後にCFDに関する1セッションが行われた。各セッションとも数十人の参加を得て活発な討議が行われた。

遠心関係の報告を技術分野で分類すると、①サージと非定常流動 (9編)、②内部流動と性能 (4編)、③CFDと最適化技術 (4編)、であり、市販CFDによる動静翼干渉・非定常解析と非定常流動の計測評価に研究

の重点がおかれていた。また機種で分類すると、遠心圧縮機・プロワ (12編)、ラジアル・斜流タービン (3編)、遠心ポンプ (1編)、遠心、横断流ファン (2編) であった。

#### ① 遠心圧縮機のサージと失速、非定常流動

サージの一次元解析に関して、過給機用遠心圧縮機に燃焼器とタービンを含めた閉ループのサージ特性を評価したもの (GT2004-53036)、インペラの失速に関して、リサーキュレーション通路の設置位置に注目してCFDによる翼端漏れ流れ解析と試験検証を行ったもの (GT2004-53400)、遷音速インペラのケーシングに新コンセプトのシュラウドベーンを設置しCFDによりインペラ失速限界拡大効果を評価したもの (GT2004-53400)、が報告された。

ディフューザの失速限界に関して、ベアードディフュー

原稿受付 2004年8月2日

\*1 三菱重工業(株) 長崎研究所 ターボ機械研究室  
〒851-0392 長崎県長崎市深堀町5-717-1



る可能性が高いと推察する。

その他、ユニークな研究としては、翼間の壁面上に設けられたブリード孔からのブリード量やその位置および形状が翼列性能に及ぼす影響を調べたもの (GT-54197 & 54331)、前縁球根形状やフィレットによる二次流れ制御に関する報告 (GT-53433)、エンジンの経年変化による性能劣化を意識した、いわゆる表面粗さの三次元剝離に及ぼす影響を調べたもの (GT-53619) があった、今後、この方面の研究も加速されるであろう。

#### 4. 軸流タービン

軸流タービンに関しては、ここ数年、低レイノルズ数条件下における低圧タービンの境界層剝離制御・性能向上に関する報告が見られたが、今年も、多くの発表があった。初めに紹介した追悼講演の2件を除けば、トリッピングワイヤーと非定常 wake が境界層遷移に及ぼす影響を調べたもの (GT-53081 & 53822)、翼面噴出しによる層流剝離の防止 (GT-53646)、あるいは種々の境界層遷移促進体の影響を調べたもの (GT-54103) 等があった。

空力設計に関しては、遺伝的アルゴリズムを用いた最適化研究により、遷音速タービン後縁からの衝撃波損失を低減するための設計コンセプトを提案したもの (GT-53773)、空力性能に及ぼす翼面負荷分布の影響とその性能改善理由 (流れのメカニズム) を、昨年に引き続き、考察したもの (GT-53087) があった。また、遷音速タービン段の動静翼干渉の低減を目的として、遺伝的ア

ルゴリズムとニューラルネットワークの組み合わせにより、静翼出口の周方向静圧分布の一樣化を行ない、動翼の非定常空気を50%程度小さくできたとの報告もあった (GT-53520)。

クロッキングに関しては、1.5段遷音速タービンの静翼の相対位置の影響を調べたもの (GT-53463 & 53477)、2段タービンの静翼の相対位置のみに着目したもの (GT-53511)、あるいは静翼および動翼の双方について調べたもの (GT-53612) があるが、流れの三次元性がより強くなるような低アスペクト翼の損失低減に、関心が集まりつつある。

二次流れ制御に関しては、タービン段における壁面付近での静翼と動翼の干渉を、実験的かつ数値的に調べたもの (GT-53743)、直線翼列風洞により、二次流れに及ぼすインシデンスの影響を調べたもの (GT-53786)、圧縮機と同様、前縁形状を球根形状にしたり、フィレットをつけたりして二次流れ損失減を狙ったもの (GT-53964)、スターガ角やソリディティの影響を、低速から高速まで調べたもの (GT-54083)、転向角160度をもつ超高負荷タービンの全体損失に対する二次流れの影響に関する報告 (GT-53429) があった。またユニークなところでは、非軸対称コンタリングの二次流れ制御に対する限界性の報告 (GT-53589) があったが、今後、更にこの方面の研究を進める必要がある。

最後になったが、ホイットルのデントン先生が、各国の研究者・技術者に対して盛んに有益なコメントを行い、教育・啓蒙している姿が、印象的だった。

## 5.2 遠心関係

東森 弘高<sup>\*1</sup>

HIGASHIMORI Hirotaka

遠心ターボ機械の空力性能に関するセッションは、3セッション、合計14編 (キャンセル1編含む) の講演が行われた。設計手法とCFDのセッションで報告された遠心関連のアイテム4編を含めて報告する。これらの遠心関連のセッションは初日の午後に1セッション、2日目の午前に2セッション、午後にCFDに関する1セッションが行われた。各セッションとも数十人の参加を得て活発な討議が行われた。

遠心関係の報告を技術分野で分類すると、①サージと非定常流動 (9編)、②内部流動と性能 (4編)、③CFDと最適化技術 (4編)、であり、市販CFDによる動静翼干渉・非定常解析と非定常流動の計測評価に研究

の重点がおかれていた。また機種で分類すると、遠心圧縮機・プロワ (12編)、ラジアル・斜流タービン (3編)、遠心ポンプ (1編)、遠心、横断流ファン (2編) であった。

#### ① 遠心圧縮機のサージと失速、非定常流動

サージの一次元解析に関して、過給機用遠心圧縮機に燃焼器とタービンを含めた閉ループのサージ特性を評価したもの (GT2004-53036)、インペラの失速に関して、リサーキュレーション通路の設置位置に注目してCFDによる翼端漏れ流れ解析と試験検証を行ったもの (GT2004-53400)、遷音速インペラのケーシングに新コンセプトのシュラウドベーンを設置しCFDによりインペラ失速限界拡大効果を評価したもの (GT2004-53400)、が報告された。

ディフューザの失速限界に関して、ベアードディフュー

原稿受付 2004年8月2日

\*1 三菱重工業(株) 長崎研究所 ターボ機械研究室  
〒851-0392 長崎県長崎市深堀町5-717-1

ザ翼前縁に設置したハブインジェクションの効果を試験評価したもの (GT2004-53618), 少弦節比ディフューザの翼設計パラメタの影響を試験評価したもの (GT2004-54146), が報告された。

また, 非定常流動に関して, 高圧力比遠心圧縮機の遷音速インペラとディフューザについて衝撃波を伴う流動を PIV 計測したもの (GT2004-53268), ポンプのインペラ/スクロールの連成非定常解析を実施したもの (GT2004-54099), ベーンディフューザ, スクロール付き遠心ファンにおいて干渉解析結果と PIV による比較検証を行なったもの (GT2004-53068), が報告された。

## ② 内部流動と性能

マッハ数1.6の高圧力比遠心圧縮機遷音速インペラについて, LDV による衝撃波境界層干渉の実測と CFD 検証を行ったもの (GT2004-53435), 一人乗り VTOL 軽飛行機の推力用に開発された横断流ファン内部流動の実測と CFD 評価を行ったもの (GT2004-53468), 産業

用串型多段インペラの実機性能評価用に 5 孔プローブを適用したもの (GT2004-53375), が報告された。

## ③ 斜流タービンの定常・非定常流動

往復動エンジンのパルス流動を模擬したモデル試験装置によるタービン内部計測結果を非定常 CFD により評価したもの (GT2004-53143), Q3D および F3D CFD による斜流タービンの高性能化設計と試作試験結果について (GT2004-53737), が報告された。

## ④ CFD と最適化技術

逆解析手法を適用してマイクロタービン用遠心圧縮機設計例 (GT2004-53431) とラジアルタービン設計例 (GT2004-53583) が報告された。ディフューザインジェクションに関してインジェクションを含むインペラディフューザの全周非定常解析結果について (GT2004-53657), また, 遠心圧縮機のインペラとディフューザの境界面における平均化手法についての提案 (GT2004-53702), が報告された。

# 5.3 非定常流れと数値流体力学

太田 有\*1

OHTA Yutaka

ターボ機械の非定常流れおよび CFD Modeling に関する論文は合わせて31編であり, 昨年の発表数をやや下回る結果となっている。しかし, 「軸流圧縮機とファン」, 「軸流タービン」, 「遠心」, 「ターボ機械と環境」の各分野において100編を越える論文が発表されており, その中の大多数が非定常流れに関する内容を含んでいる。また, 約 6 割に相当する65編の論文が何らかの形で CFD を援用しており, 計算法, コード, 乱流モデルの検証やモデリングを対象とした論文に加え, 解析手法の一つとして現象の模擬に CFD を利用している報告は数多い。

非定常流れに関する論文は, 翼列干渉, 圧縮機およびタービンの 3 セッションで計13編であった。翼列干渉に関するセッションでは, 多段軸流タービンを対象として, 静翼列で形成された通路渦と動翼後流との干渉を計測し, 流れ場の特徴を示した報告 (GT-53915), シュラウドやラビリンスの形状が翼端漏れ流れに与える影響を調査し, 性能との関連を示した報告 (GT-53869) が発表された。近年注目を浴びているクロッキングに関しては, 性能に関する一連の議論が一段落し, 微細な流れ構造に及ぼす影響や, クロッキングが誘起する他の非定常現象の把握に研究の焦点が移ってきている。4 段低速軸流圧縮機を対象とした非定常圧力変動の詳細な計測結果 (GT-

53098) と非定常空気力に与えるクロッキングの影響 (GT-53099) が報告された。軸流タービンでは, クロッキング位置が翼壁面上の境界層や壁面せん断応力, 剝離泡などに与える影響が実験計測と CFD により詳細に調査された (GT-54055)。

圧縮機やタービンの非定常流れに関するセッションでは, 欧米の各大学や研究機関が保有する高速多段試験装置を用いた計測結果が報告された。軸流圧縮機上流段で形成された後流や二次流れが, 下流段で重畳・干渉する機構の調査 (GT-53100), 圧縮機の動静翼列干渉に伴う周方向モーダル成分, いわゆる Lobe パターンの振幅が, 一定の時間周期で変動することを示し, 有名な Tyler-Sofrin モデルとの不一致を指摘した報告 (GT-53764, 53778) が発表された。軸流低圧タービンシール部の流れが静翼後流と干渉する過程 (GT-53899) や, 高圧タービンにおける衝撃波とポテンシャル場との干渉 (GT-53607) についても詳細な実験結果が報告された。また, 実験と CFD により高圧 3 段タービンの非定常圧力場を詳細に調査し, 支配的因子の選定を試みた論文 (GT-53626) には会場から質問や討論が殺到し, 参加者の注目を浴びていた。

CFD Modeling に関する論文は, 3 セッションで計18編であった。モデリングに主眼を置いた論文としては, 遺伝的アルゴリズムとニューラルネットを応用した圧縮機およびタービン動翼形状の最適設計 (GT-53110,

原稿受付 2004年 7月21日

\*1 早稲田大学 理工学部 機械工学科

〒169-8555 東京都新宿区大久保 3-4-1

ザ翼前縁に設置したハブインジェクションの効果を試験評価したもの (GT2004-53618), 少弦節比ディフューザの翼設計パラメタの影響を試験評価したもの (GT2004-54146), が報告された。

また, 非定常流動に関して, 高圧力比遠心圧縮機の遷音速インペラとディフューザについて衝撃波を伴う流動を PIV 計測したもの (GT2004-53268), ポンプのインペラ/スクロールの連成非定常解析を実施したもの (GT2004-54099), ベーンディフューザ, スクロール付き遠心ファンにおいて干渉解析結果と PIV による比較検証を行なったもの (GT2004-53068), が報告された。

## ② 内部流動と性能

マッハ数1.6の高圧力比遠心圧縮機遷音速インペラについて, LDV による衝撃波境界層干渉の実測と CFD 検証を行ったもの (GT2004-53435), 一人乗り VTOL 軽飛行機の推力用に開発された横断流ファン内部流動の実測と CFD 評価を行ったもの (GT2004-53468), 産業

用串型多段インペラの実機性能評価用に 5 孔プローブを適用したもの (GT2004-53375), が報告された。

## ③ 斜流タービンの定常・非定常流動

往復動エンジンのパルス流動を模擬したモデル試験装置によるタービン内部計測結果を非定常 CFD により評価したもの (GT2004-53143), Q3D および F3D CFD による斜流タービンの高性能化設計と試作試験結果について (GT2004-53737), が報告された。

## ④ CFD と最適化技術

逆解析手法を適用してマイクロタービン用遠心圧縮機設計例 (GT2004-53431) とラジアルタービン設計例 (GT2004-53583) が報告された。ディフューザインジェクションに関してインジェクションを含むインペラディフューザの全周非定常解析結果について (GT2004-53657), また, 遠心圧縮機のインペラとディフューザの境界面における平均化手法についての提案 (GT2004-53702), が報告された。

# 5.3 非定常流れと数値流体力学

太田 有\*1

OHTA Yutaka

ターボ機械の非定常流れおよび CFD Modeling に関する論文は合わせて31編であり, 昨年の発表数をやや下回る結果となっている。しかし, 「軸流圧縮機とファン」, 「軸流タービン」, 「遠心」, 「ターボ機械と環境」の各分野において100編を越える論文が発表されており, その中の大多数が非定常流れに関する内容を含んでいる。また, 約 6 割に相当する65編の論文が何らかの形で CFD を援用しており, 計算法, コード, 乱流モデルの検証やモデリングを対象とした論文に加え, 解析手法の一つとして現象の模擬に CFD を利用している報告は数多い。

非定常流れに関する論文は, 翼列干渉, 圧縮機およびタービンの 3 セッションで計13編であった。翼列干渉に関するセッションでは, 多段軸流タービンを対象として, 静翼列で形成された通路渦と動翼後流との干渉を計測し, 流れ場の特徴を示した報告 (GT-53915), シュラウドやラビリンスの形状が翼端漏れ流れに与える影響を調査し, 性能との関連を示した報告 (GT-53869) が発表された。近年注目を浴びているクロッキングに関しては, 性能に関する一連の議論が一段落し, 微細な流れ構造に及ぼす影響や, クロッキングが誘起する他の非定常現象の把握に研究の焦点が移ってきている。4 段低速軸流圧縮機を対象とした非定常圧力変動の詳細な計測結果 (GT-

53098) と非定常空気力に与えるクロッキングの影響 (GT-53099) が報告された。軸流タービンでは, クロッキング位置が翼壁面上の境界層や壁面せん断応力, 剝離泡などに与える影響が実験計測と CFD により詳細に調査された (GT-54055)。

圧縮機やタービンの非定常流れに関するセッションでは, 欧米の各大学や研究機関が保有する高速多段試験装置を用いた計測結果が報告された。軸流圧縮機上流段で形成された後流や二次流れが, 下流段で重畳・干渉する機構の調査 (GT-53100), 圧縮機の動静翼列干渉に伴う周方向モーダル成分, いわゆる Lobe パターンの振幅が, 一定の時間周期で変動することを示し, 有名な Tyler-Sofrin モデルとの不一致を指摘した報告 (GT-53764, 53778) が発表された。軸流低圧タービンシール部の流れが静翼後流と干渉する過程 (GT-53899) や, 高圧タービンにおける衝撃波とポテンシャル場との干渉 (GT-53607) についても詳細な実験結果が報告された。また, 実験と CFD により高圧 3 段タービンの非定常圧力場を詳細に調査し, 支配的因子の選定を試みた論文 (GT-53626) には会場から質問や討論が殺到し, 参加者の注目を浴びていた。

CFD Modeling に関する論文は, 3 セッションで計18編であった。モデリングに主眼を置いた論文としては, 遺伝的アルゴリズムとニューラルネットを応用した圧縮機およびタービン動翼形状の最適設計 (GT-53110,

原稿受付 2004年 7月21日

\*1 早稲田大学 理工学部 機械工学科

〒169-8555 東京都新宿区大久保 3-4-1

53520) や, 3D 逆解法と CFD および FEM による構造解析を組み合わせた圧縮機, タービンの最適設計法 (GT-53431, 53583), 格子形成と 2D 流れ解析を含む新しい統合設計システムの提案 (GT-53631~53633), 汎用コードを援用した軸流タービン三次元翼列形状の最適化 (GT-53830) などが報告された。

また, CFD を援用した流れ場の解析例として, 軸流圧縮機の入口不均一流れに対する応答を汎用コードを用いて調査した報告 (GT-53846), 軸流タービンの段落解析 (GT-53379), 高速遠心圧縮機羽根車内の全翼間解析とジェット噴射による失速制御 (GT-53657), 遷音速タービン IGV における損失発生メカニズムの解明 (GT-53699), 高圧タービン初段の翼端漏れ流れと熱伝達の把

握 (GT-53448), 低圧タービンにおける非定常翼・後流干渉の調査 (GT-53630) などが報告されている。

乱流モデルの検討も積極的に行われ, 前方スweep翼を有する軸流ファンの翼端漏れ流れの正確な予測を志向した各種乱流モデルの検討 (GT-53403) が報告されている。Spalart-Almaras モデルに代表される 1 方程式乱流モデルの適用例が 6 編,  $k-\epsilon$ ,  $k-\omega$  など 2 方程式モデルが 4 編, Baldwin-Lomax などの代数モデルが 2 編, 残りは非粘性あるいは層流解析であった。ターボ機械の全セッションを通しては, 2 方程式乱流モデルの適用例が顕著であり, その中でも特に, 大規模な剝離や再付着を伴う流れ場に対して  $k-\omega$  SST (Shear Stress Transport) モデルの有効性を示す結果が幾つか報告されている。

## 6. 伝熱関係

桑原 正光<sup>\*1</sup>

KUWABARA Masamitsu

伝熱関係の論文は General として 95 件, Transition として 19 件, Internal air & seals として 29 件の発表が行われた。

翼面の伝熱に関する研究で, Dunn らのグループが 1.5 段タービンでの空力及び伝熱の基礎データ取得を目的に非定常での計測を行っている (GT2004-53478) ものがある。2D-UNSFLO (2 次元の非定常計算コード) で 50% 高さの静圧分布は非定常計測結果とよく合っている, すなわち, 静圧変化の最大値, 最小値がよく一致している。時間平均の熱流束は Re 数により変化するが, 静翼ではその変化が小さく, 動翼背側で大きくなり乱流平板式による近似には従わないとしている。

内部冷却通路に関しては, Lattice work (vortex) (GT2004-54147), In-wall network (Mesh) (GT2004-54260) など, いわゆる微細構造による冷却の研究がある。これまでも微細構造に関する研究はしばしば見られたが, 鋳造技術の進歩してきた今こそこういった研究を進める価値がある, と強調していた。GT2004-53361 では, リブ付き通路において完全発達流れとなったかどうかを見るために摩擦係数, 通路中心での流速及び乱れ強さをそれぞれ調べ, それぞれ安定するまでにリブ 3 個分, 6 個分及び 12 個分を要したとし, 12 個目のリブ以降で熱伝達係数の計測を行っている。しかし, 6 個目と 12 個目でどの程度熱伝達に影響があるかは示されなかった。

回転通路については, 翼後縁付近の内部冷却通路を模

擬した低アスペクト比の通路における実験, 解析が多く見られた。その中で GT2004-54073 は  $AR=1/4$  の後縁部付近の流路において, 異なるリブ形状に対して伝熱特性を調べている。過去の研究から, Thermal performance  $(= (Nu/Nu_0)/(f/f_0)^{1/3})$  は, V-shaped, 斜め,  $90^\circ$  の順に大きい, 更に W 型 (V 型リブを 2 つ並べたもの) についても比較している。また, リブの配置による違いとしては, リブを分割して流れ方向にずらしたとき (discrete) の方が, リブが通路幅全体に連続のもの (continuous) よりも良い Thermal performance を示すとしている。結果的に Thermal performance は discrete V shape が最もよいと結論付けている。

V2-F モデルを使用した数値解析による熱伝達係数予測の研究 (GT2004-53572) では解析結果を翼列試験の結果と比較しており, 50% 高さでの熱伝達係数はよく一致しているが, 10% 高さ背側で 2 次流れが巻き上がってくる領域では熱伝達係数を低く見積もるとしている。

膜冷却に関する研究では, 燃焼器出口温度を上げるために燃料を増やした場合, 未燃燃料がタービンに入り膜冷却域などで燃焼する可能性があるとし, その影響を調べた研究がある (GT2004-53259)。平板上及び静翼後の段差を模擬した後向き段差において, 膜冷却下流の壁面への入熱を実験及び数値計算で比較しており, 燃焼により入熱が 25% 上昇したとしている。端壁上の膜冷却についての研究として, GT2004-53326 があり, 膜冷却効率の変化は Momentum flux ratio によりよく整理されたとしている。また, GT2004-54106 では, ホットストリークによる翼面上膜冷却効率への影響を実験的に調べている。膜冷却効率を計算する際の主流温度をホットス

原稿受付 2004年7月5日

\*1 三菱重工業(株) 高砂製作所 タービン技術部  
翼開発グループ

〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

53520) や, 3D 逆解法と CFD および FEM による構造解析を組み合わせた圧縮機, タービンの最適設計法 (GT-53431, 53583), 格子形成と 2D 流れ解析を含む新しい統合設計システムの提案 (GT-53631~53633), 汎用コードを援用した軸流タービン三次元翼列形状の最適化 (GT-53830) などが報告された。

また, CFD を援用した流れ場の解析例として, 軸流圧縮機の入口不均一流れに対する応答を汎用コードを用いて調査した報告 (GT-53846), 軸流タービンの段落解析 (GT-53379), 高速遠心圧縮機羽根車内の全翼間解析とジェット噴射による失速制御 (GT-53657), 遷音速タービン IGV における損失発生メカニズムの解明 (GT-53699), 高圧タービン初段の翼端漏れ流れと熱伝達の把

握 (GT-53448), 低圧タービンにおける非定常翼・後流干渉の調査 (GT-53630) などが報告されている。

乱流モデルの検討も積極的に行われ, 前方スweep翼を有する軸流ファンの翼端漏れ流れの正確な予測を志向した各種乱流モデルの検討 (GT-53403) が報告されている。Spalart-Almaras モデルに代表される 1 方程式乱流モデルの適用例が 6 編,  $k-\epsilon$ ,  $k-\omega$  など 2 方程式モデルが 4 編, Baldwin-Lomax などの代数モデルが 2 編, 残りは非粘性あるいは層流解析であった。ターボ機械の全セッションを通しては, 2 方程式乱流モデルの適用例が顕著であり, その中でも特に, 大規模な剝離や再付着を伴う流れ場に対して  $k-\omega$  SST (Shear Stress Transport) モデルの有効性を示す結果が幾つか報告されている。

## 6. 伝熱関係

桑原 正光<sup>\*1</sup>

KUWABARA Masamitsu

伝熱関係の論文は General として 95 件, Transition として 19 件, Internal air & seals として 29 件の発表が行われた。

翼面の伝熱に関する研究で, Dunn らのグループが 1.5 段タービンでの空力及び伝熱の基礎データ取得を目的に非定常での計測を行っている (GT2004-53478) ものがある。2D-UNSFLO (2 次元の非定常計算コード) で 50% 高さの静圧分布は非定常計測結果とよく合っている, すなわち, 静圧変化の最大値, 最小値がよく一致している。時間平均の熱流束は Re 数により変化するが, 静翼ではその変化が小さく, 動翼背側で大きくなり乱流平板式による近似には従わないとしている。

内部冷却通路に関しては, Lattice work (vortex) (GT2004-54147), In-wall network (Mesh) (GT2004-54260) など, いわゆる微細構造による冷却の研究がある。これまでも微細構造に関する研究はしばしば見られたが, 鋳造技術の進歩してきた今こそこういった研究を進める価値がある, と強調していた。GT2004-53361 では, リブ付き通路において完全発達流れとなったかどうかを見るために摩擦係数, 通路中心での流速及び乱れ強さをそれぞれ調べ, それぞれ安定するまでにリブ 3 個分, 6 個分及び 12 個分を要したとし, 12 個目のリブ以降で熱伝達係数の計測を行っている。しかし, 6 個目と 12 個目でどの程度熱伝達に影響があるかは示されなかった。

回転通路については, 翼後縁付近の内部冷却通路を模

擬した低アスペクト比の通路における実験, 解析が多く見られた。その中で GT2004-54073 は  $AR=1/4$  の後縁部付近の流路において, 異なるリブ形状に対して伝熱特性を調べている。過去の研究から, Thermal performance  $(= (Nu/Nu_0)/(f/f_0)^{1/3})$  は, V-shaped, 斜め,  $90^\circ$  の順に大きい, 更に W 型 (V 型リブを 2 つ並べたもの) についても比較している。また, リブの配置による違いとしては, リブを分割して流れ方向にずらしたとき (discrete) の方が, リブが通路幅全体に連続のもの (continuous) よりも良い Thermal performance を示すとしている。結果的に Thermal performance は discrete V shape が最もよいと結論付けている。

V2-F モデルを使用した数値解析による熱伝達係数予測の研究 (GT2004-53572) では解析結果を翼列試験の結果と比較しており, 50% 高さでの熱伝達係数はよく一致しているが, 10% 高さ背側で 2 次流れが巻き上がってくる領域では熱伝達係数を低く見積もっている。

膜冷却に関する研究では, 燃焼器出口温度を上げるために燃料を増やした場合, 未燃燃料がタービンに入り膜冷却域などで燃焼する可能性があるとし, その影響を調べた研究がある (GT2004-53259)。平板上及び静翼後の段差を模擬した後向き段差において, 膜冷却下流の壁面への入熱を実験及び数値計算で比較しており, 燃焼により入熱が 25% 上昇したとしている。端壁上の膜冷却についての研究として, GT2004-53326 があり, 膜冷却効率の変化は Momentum flux ratio によりよく整理されられている。また, GT2004-54106 では, ホットストリークによる翼面上膜冷却効率への影響を実験的に調べている。膜冷却効率を計算する際の主流温度をホットス

原稿受付 2004年7月5日

\*1 三菱重工業(株) 高砂製作所 タービン技術部  
翼開発グループ

〒676-8686 兵庫県高砂市荒井町新浜 2-1-1

トリークなしの温度とすると、ホットストリークの影響を受けた部分の膜冷却効率は当然低くなるが、ホットストリークを考慮した翼面各部での温度 (Adjusted main stream temperature) を用いて膜冷却効率を評価している。その結果、シャワーヘッド、背側ともほとんど膜冷却効率への影響はなく、膜冷却効率自体は主流温度の影響をほとんど受けないことが分かったとしている。

Blade tip studies のセッションが2つ設けられ、従来、Metzger, Han などによるものがあるのみだった動翼端部の膜冷却に関する発表が多く行われた。GT2004-53249はE<sup>3</sup>の翼型を使った高速翼列で、動翼端部の膜冷却効率を、感圧塗料を用いて計測している。GT2004-53250, 53251, 53254では、翼端の塵抜き孔、さらには腹側吹き出しによる、翼端面の冷却効果を実験及びCFDにより調べている。熱伝達係数は膜冷却空気追加で一部上昇するが、全熱流束は低減するとしている。また、GT2004-53226では腹側吹き出しによる翼端面の膜冷却効率を  $x/Ms$  について整理し、良い相関が得られたとしている。翼型は異なるがいずれも静止翼列での試験

であったため、いくつかの発表で回転の効果をどう考えるかについて質問があったが、チップクリアランス流れは背腹の圧力差支配なので影響は小さいというのが発表者の一致した見解であった。これに対し Session chair の Michael Dunn 教授から、最近 Ohio state university で行った試験では、未発表ながら高速翼列では翼端面の伝熱に対する回転の効果は大きく、熱伝達が上昇するとコメントがあった。

また、Conjugate heat transfer と題したセッションが2つ開催されたが、いずれも日本及び欧州からの発表で、アメリカからの発表は無かった。その中でGT2004-53719は実機で感温塗料を用いて得られた膜冷却動翼表面の温度分布と解析結果を比較していた。感温塗料との比較は定性的にはある程度一致していたが、定量的にどう評価していくかが課題であろう。

他には、欧州の研究所や大学と主要ガスタービンメーカーが参加して実施されている AITEB (Aerothermal Investigations on Turbine Endwalls and Blades) プログラムが紹介された (GT2004-53078)。

## 7. 燃焼および燃料関係

斉藤 武雄\*<sup>1</sup>  
SAITOU Takeo

### 1. 全般

燃焼および燃料関係 (Combustion & Fuels) のセッションは、ペーパーセッションが20、パネルセッションが1の合計21セッションが催され、発表件数としては論文発表が87編、パネル講演が7編で全体としては94編であった。発表論文を国別に見ると、アメリカの33編を筆頭に、ドイツ12編、イギリス11編、イタリア8編、スウェーデン5編、スイス4編と続き、日本からは3編の発表があった。発表テーマを分野ごとに分けると、燃焼の不安定性およびその制御に関するものが32編と最も多く、次いで数値モデリングに関する22編、燃料ノズルや低 NO<sub>x</sub> 燃焼器の開発に関する19編、マイクロガスタービン用燃焼器に関する6編と続く。また燃料多様化、煤塵低減、レーザ計測、燃料の自発火等に関する研究も、それぞれ4編ずつ報告されている。

### 2. 燃料の不安定性およびその制御

燃焼振動に関する発表では、連日満員の聴講者が廊下まであふれており質疑も活発に行なわれていた。各研究

者とも多種多様な手法を用いて、何とか燃焼振動を低減させようとしている状況が伺えた。

この燃焼振動に関する報告は、数値解析による研究と実験の評価による研究の2つに大別される。

数値解析手法に関しては、熱音響方程式をベースとした燃焼振動評価ツールに関する研究が盛んに進められており、解析手法に関する研究 (GT-54245, GT-53943, GT-53945)、およびその適用事例 (GT-54161, GT-53977) が報告された。またそれに並行して解析手法で必要となる火炎の音響的な応答特性、いわゆる火炎伝達関数を導出する研究も進められており、実験的にこれを求めたもの (GT-53831) に加え、CFDを用いた火炎挙動の非定常解析の結果から伝達関数を求めた研究 (GT-53808, GT-53776, GT-53820) が報告されている。

他方、実験的评价に関しては、これまでに多数報告されているヘルムホルツ共鳴器の設置による燃焼振動低減 (GT-54139)、バーナの出口部に渦発生器を備えることによる高周波領域の振動低減 (GT-53587)、ノズル中心軸から高運動量の空気噴流を一定の周波数で噴射することによる燃焼振動制御 (GT-53989) や、アクチュエータを用いた燃料流量制御による燃焼振動低減 (GT-53872) などが報告された。

原稿受付 2004年7月12日

\*1 (株)日立製作所 電力・電気開発研究所  
新火力プロジェクト 燃焼器グループ  
〒312-0034 茨城県ひたちなか市堀口832-2

トリークなしの温度とすると、ホットストリークの影響を受けた部分の膜冷却効率は当然低くなるが、ホットストリークを考慮した翼面各部での温度 (Adjusted main stream temperature) を用いて膜冷却効率を評価している。その結果、シャワーヘッド、背側ともほとんど膜冷却効率への影響はなく、膜冷却効率自体は主流温度の影響をほとんど受けないことが分かったとしている。

Blade tip studies のセッションが2つ設けられ、従来、Metzger, Han などによるものがあるのみだった動翼端部の膜冷却に関する発表が多く行われた。GT2004-53249はE<sup>3</sup>の翼型を使った高速翼列で、動翼端部の膜冷却効率を、感圧塗料を用いて計測している。GT2004-53250, 53251, 53254では、翼端の塵抜き孔、さらには腹側吹き出しによる、翼端面の冷却効果を実験及びCFDにより調べている。熱伝達係数は膜冷却空気追加で一部上昇するが、全熱流束は低減するとしている。また、GT2004-53226では腹側吹き出しによる翼端面の膜冷却効率を  $x/Ms$  について整理し、良い相関が得られたとしている。翼型は異なるがいずれも静止翼列での試験

であったため、いくつかの発表で回転の効果をどう考えるかについて質問があったが、チップクリアランス流れは背腹の圧力差支配なので影響は小さいというのが発表者の一致した見解であった。これに対し Session chair の Michael Dunn 教授から、最近 Ohio state university で行った試験では、未発表ながら高速翼列では翼端面の伝熱に対する回転の効果は大きく、熱伝達が上昇するとコメントがあった。

また、Conjugate heat transfer と題したセッションが2つ開催されたが、いずれも日本及び欧州からの発表で、アメリカからの発表は無かった。その中でGT2004-53719は実機で感温塗料を用いて得られた膜冷却動翼表面の温度分布と解析結果を比較していた。感温塗料との比較は定性的にはある程度一致していたが、定量的にどう評価していくかが課題であろう。

他には、欧州の研究所や大学と主要ガスタービンメーカーが参加して実施されている AITEB (Aerothermal Investigations on Turbine Endwalls and Blades) プログラムが紹介された (GT2004-53078)。

## 7. 燃焼および燃料関係

斉藤 武雄\*<sup>1</sup>  
SAITOU Takeo

### 1. 全般

燃焼および燃料関係 (Combustion & Fuels) のセッションは、ペーパーセッションが20、パネルセッションが1の合計21セッションが催され、発表件数としては論文発表が87編、パネル講演が7編で全体としては94編であった。発表論文を国別に見ると、アメリカの33編を筆頭に、ドイツ12編、イギリス11編、イタリア8編、スウェーデン5編、スイス4編と続き、日本からは3編の発表があった。発表テーマを分野ごとに分けると、燃焼の不安定性およびその制御に関するものが32編と最も多く、次いで数値モデリングに関する22編、燃料ノズルや低 NO<sub>x</sub> 燃焼器の開発に関する19編、マイクロガスタービン用燃焼器に関する6編と続く。また燃料多様化、煤塵低減、レーザ計測、燃料の自発火等に関する研究も、それぞれ4編ずつ報告されている。

### 2. 燃料の不安定性およびその制御

燃焼振動に関する発表では、連日満員の聴講者が廊下まであふれており質疑も活発に行なわれていた。各研究

者とも多種多様な手法を用いて、何とか燃焼振動を低減させようとしている状況が伺えた。

この燃焼振動に関する報告は、数値解析による研究と実験の評価による研究の2つに大別される。

数値解析手法に関しては、熱音響方程式をベースとした燃焼振動評価ツールに関する研究が盛んに進められており、解析手法に関する研究 (GT-54245, GT-53943, GT-53945)、およびその適用事例 (GT-54161, GT-53977) が報告された。またそれに並行して解析手法が必要となる火炎の音響的な応答特性、いわゆる火炎伝達関数を導出する研究も進められており、実験的にこれを求めたもの (GT-53831) に加え、CFDを用いた火炎挙動の非定常解析の結果から伝達関数を求めた研究 (GT-53808, GT-53776, GT-53820) が報告されている。

他方、実験的评价に関しては、これまでに多数報告されているヘルムホルツ共鳴器の設置による燃焼振動低減 (GT-54139)、バーナの出口部に渦発生器を備えることによる高周波領域の振動低減 (GT-53587)、ノズル中心軸から高運動量の空気噴流を一定の周波数で噴射することによる燃焼振動制御 (GT-53989) や、アクチュエータを用いた燃料流量制御による燃焼振動低減 (GT-53872) などが報告された。

原稿受付 2004年7月12日

\*1 (株)日立製作所 電力・電気開発研究所  
新火力プロジェクト 燃焼器グループ  
〒312-0034 茨城県ひたちなか市堀口832-2



### 3. 数値モデリング

数値解析を主テーマとした論文は22編だが、何らかの形で間接的に数値解析に関連した発表は30件以上数え上げられる。開発のスピードアップを図るため、燃焼器開発にもデジタルエンジニアリングの波が押し寄せていることが伺える。

燃焼器内で生じる種々の現象の評価にCFDを適用した例として、気体燃焼を対象とした研究 (GT-53496, GT-53112, GT-53967, GT-53276)、噴霧燃焼に関する研究 (GT-53313, GT-53225, GT-53290, GT-54093)、煤塵生成に関する研究 (GT-54165, GT-53440) が報告された。また燃焼振動の現象説明 (GT-53738) や、音響的攪乱の影響評価 (GT-54149) にもCFDが用いられている。

### 4. 燃料ノズル/低 NOx 燃焼器開発

新しい低エミッション燃焼技術や燃料ノズル構造についても進展が見られる。

低エミッション燃焼技術としては、燃料噴流の貫通力を利用した拡散/予混合兼用ノズル (GT-53338)、部分

的に予蒸発予混合方式を採る低 NOx 燃焼器 (GT-53341)、無炎酸化バーナの研究結果 (GT-53790)、排ガス再循環による NOx 低減効果 (GT-53410)、同軸噴流ノズルを採用した DME 焚き低 NOx 燃焼器 (GT-53689)、リッチリーリーン触媒燃焼 (GT-54101) などの報告があった。

燃料ノズルに関しては、高圧場における圧力噴射弁の噴霧特性 (GT-53524) やプラストノズルの流動特性 (GT-53961) という基礎的ではあるが重要な研究成果が報告される一方、新たなコンセプトに基づく燃焼方式 (GT-53263, GT-53203) も提案されている。

### 5. マイクロガスタービン用燃焼器

メーカーからの発表として、20kW-MGT 用低 NOx 燃焼器の燃焼特性 (GT-53200)、部分予混合燃焼方式の 175kW 用 DLN 燃焼器 (GT-53150) が報告され、また大学からも 60kW-MGT の燃料ノズル改良 (GT-54039)、異なる燃焼室の燃焼特性 (GT-53286) が報告された。今後成長していくと思われるマイクロガスタービンに対して、大学側の関心度も高いという事が伺えた。

## 8. 制御と診断

森永 雅彦<sup>\*1</sup>

MORINAGA Masahiko

制御と診断の分野では、11のペーパーセッションが開かれ、その内訳は制御3セッション9件、診断5セッション21件、計測3セッション14件という構成となっており、合計44件と昨年を上回る件数の発表がなされていた。Cranfield 大 (英) が5件発表しているのが目立ったが、各分野とも昨年を上回る件数であった。しかし、年々メーカーによる開発成果の報告は公表されなくなり、大学からの研究報告比率が増えているように感じられた。

制御に関しては、米国6件、欧州2件、他国1件で、メーカー4件、研究機関2件、大学3件という構成であった。予測制御のセッションでは、ガスタービンエンジンの NARMAX とニューラルネットワークを用いたガスタービン (以下 GT) エンジンの非線形モデル予測制御の評価 (GT-53146) ほかに2件のモデル予測制御の報告が、また航空機エンジンの制御および状態監視に要求されるセンサ仕様の集約結果 (GT-54324)、2軸 GT である GE10-2 の制御手法 (GT-53888)、LM2500 等の航空転用 GT のネットワーク制御 (GT-53946) 等に関する発表がなされていた。

診断に関しては、米国6件、欧州11件、他国4件で、メーカー5件、研究機関5件、大学11件という構成であった。昨年度に引き続きガスパスアナリシス (GT-53080, 53498, 53995, 53801, 53862)、カルマンフィルタ (GT-53539, 53541, 53640)、ニューラルネットワーク (GT-53638, 53649, 53914) 等の発表が主流であり、他にタービン性能試験時の湿分凝縮効果 (GT-53839)、GT エンジンベアリング寿命予測のためのアプローチ (GT-53965) 等の発表があった。

計測14件に関しては、米国5件、欧州7件、他国2件で、メーカー2件、研究機関6件、大学6件という構成であった。このうち Cranfield 大 (英) から4件の発表があり、内3件がターボ機械の2D、3D 流れ計測用小型多穴圧力プローブに関する研究で、実験および数値解析に基づく特性把握と迅速なキャリブレーション方法について (GT-53240, 53241, 53434)、もう1件は静電容量チップクリアランスプローブを利用して、翼先端の通過タイミングを解析することで翼振動が検出可能という報告 (GT-53563) であった。その他としては、TBC の遮熱性能劣化状態と GT 運転時間から TBC の曝露温度を推定し、更には GT 基材の温度を推定する手法 (GT-53267, 筆者)、光学的にアクセス可能な測定対象に対して高分

原稿受付 2004年8月16日

\*1 財電力中央研究所 エネルギー技術研究所  
〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂2-6-1

### 3. 数値モデリング

数値解析を主テーマとした論文は22編だが、何らかの形で間接的に数値解析に関連した発表は30件以上数え上げられる。開発のスピードアップを図るため、燃焼器開発にもデジタルエンジニアリングの波が押し寄せていることが伺える。

燃焼器内で生じる種々の現象の評価にCFDを適用した例として、気体燃焼を対象とした研究 (GT-53496, GT-53112, GT-53967, GT-53276)、噴霧燃焼に関する研究 (GT-53313, GT-53225, GT-53290, GT-54093)、煤塵生成に関する研究 (GT-54165, GT-53440) が報告された。また燃焼振動の現象説明 (GT-53738) や、音響的攪乱の影響評価 (GT-54149) にもCFDが用いられている。

### 4. 燃料ノズル/低 NOx 燃焼器開発

新しい低エミッション燃焼技術や燃料ノズル構造についても進展が見られる。

低エミッション燃焼技術としては、燃料噴流の貫通力を利用した拡散/予混合兼用ノズル (GT-53338)、部分

的に予蒸発予混合方式を採る低 NOx 燃焼器 (GT-53341)、無炎酸化バーナの研究結果 (GT-53790)、排ガス再循環による NOx 低減効果 (GT-53410)、同軸噴流ノズルを採用した DME 焚き低 NOx 燃焼器 (GT-53689)、リッチリーリー触媒燃焼 (GT-54101) などの報告があった。

燃料ノズルに関しては、高圧場における圧力噴射弁の噴霧特性 (GT-53524) やプラストノズルの流動特性 (GT-53961) という基礎的ではあるが重要な研究成果が報告される一方、新たなコンセプトに基づく燃焼方式 (GT-53263, GT-53203) も提案されている。

### 5. マイクロガスタービン用燃焼器

メーカーからの発表として、20kW-MGT 用低 NOx 燃焼器の燃焼特性 (GT-53200)、部分予混合燃焼方式の175kW用DLN燃焼器 (GT-53150) が報告され、また大学からも60kW-MGTの燃料ノズル改良 (GT-54039)、異なる燃焼室の燃焼特性 (GT-53286) が報告された。今後成長していくと思われるマイクロガスタービンに対して、大学側の関心度も高いという事が伺えた。

## 8. 制御と診断

森永 雅彦<sup>\*1</sup>

MORINAGA Masahiko

制御と診断の分野では、11のペーパーセッションが開かれ、その内訳は制御3セッション9件、診断5セッション21件、計測3セッション14件という構成となっており、合計44件と昨年を上回る件数の発表がなされていた。Cranfield大(英)が5件発表しているのが目立ったが、各分野とも昨年を上回る件数であった。しかし、年々メーカーによる開発成果の報告は公表されなくなり、大学からの研究報告比率が増えているように感じられた。

制御に関しては、米国6件、欧州2件、他国1件で、メーカー4件、研究機関2件、大学3件という構成であった。予測制御のセッションでは、ガスタービンエンジンのNARMAXとニューラルネットワークを用いたガスタービン(以下GT)エンジンの非線形モデル予測制御の評価 (GT-53146) ほかに2件のモデル予測制御の報告が、また航空機エンジンの制御および状態監視に要求されるセンサ仕様の集約結果 (GT-54324)、2軸GTであるGE10-2の制御手法 (GT-53888)、LM2500等の航空転用GTのネットワーク制御 (GT-53946) 等に関する発表がなされていた。

診断に関しては、米国6件、欧州11件、他国4件で、メーカー5件、研究機関5件、大学11件という構成であった。昨年度に引き続きガスパスアナリシス (GT-53080, 53498, 53995, 53801, 53862)、カルマンフィルタ (GT-53539, 53541, 53640)、ニューラルネットワーク (GT-53638, 53649, 53914) 等の発表が主流であり、他にタービン性能試験時の湿分凝縮効果 (GT-53839)、GTエンジンベアリング寿命予測のためのアプローチ (GT-53965) 等の発表があった。

計測14件に関しては、米国5件、欧州7件、他国2件で、メーカー2件、研究機関6件、大学6件という構成であった。このうちCranfield大(英)から4件の発表があり、内3件がターボ機械の2D、3D流れ計測用小型多穴圧力プローブに関する研究で、実験および数値解析に基づく特性把握と迅速なキャリブレーション方法について (GT-53240, 53241, 53434)、もう1件は静電容量チップクリアランスプローブを利用して、翼先端の通過タイミングを解析することで翼振動が検出可能という報告 (GT-53563) であった。その他としては、TBCの遮熱性能劣化状態とGT運転時間からTBCの曝露温度を推定し、更にはGT基材の温度を推定する手法 (GT-53267, 筆者)、光学的にアクセス可能な測定対象に対して高分

原稿受付 2004年8月16日

\*1 財電力中央研究所 エネルギー技術研究所  
〒240-0196 神奈川県横須賀市長坂2-6-1

解能 (0.001K) 赤外線カメラ (Deltatherm 1550) を用いた翼表面の熱伝達係数を算出する手法に関する研究で、層流、乱流の遷移点が分かることより CFD 計算結果との比較にも有効との報告 (GT-53538), GT 静翼での熱流束測定において、再現性  $\pm 4.4\%$  と単層ゲージの約半分のばらつきでの測定が可能なポリアミド (接着層) とニッケル 2 層の薄膜ゲージの紹介 (GT-53437)。また、DOE (米) からは、より低 NOx 燃焼を狙った研究が 3 件あり、予混合ノズル先端部に取り付けた 2 つの電極を使用した燃焼制御・診断のためのセンサ (CCADS) による逆火、自動点火、吹き消え、動圧および定性的な当量比の検出 (GT-53392), 乱流条件の希薄予混合大気圧燃焼において CCADS による火炎イオン化信号を用いた燃焼器の動圧監視 (GT-53881), 加圧 (760kPa) 希薄予混合燃焼器において失火や燃焼振動を起こさず空気過剰率を低く抑えるために酸化ジルコニウム製 O<sub>2</sub> センサを適用した実証結果 (GT-53784) が、CESI (伊) からは、Fiat-Westinghouse 製 GT 初段動翼の寿命管理システム (LMS) と渦流探傷法による非破壊検査の適用例報告として、WSS 運用、DSS 運用、異常運用 (設計 + 50℃) の各運用条件での評価事例 (GT-54217) が報告されていた。

最後に本会議の開催地ウィーンの影響についてであるが、6 月のウィーンはとても心地よい気候であった。街は、非常にコンパクトで機能的な都市であり、インフラ整備や社会のシステムにおいて、効率化、省力化が進められていた印象を強く受けた。

表 制御と診断分野の構成一覧

	制御	診断	計測	小計
米国	6	6	5	17
英国	1	2	4	7
ギリシャ		4		4
イタリア	1		2	3
ベルギー		1	1	2
スウェーデン		2		2
ノルウェー		1		
ポーランド		1		
ロシア		1		
サウジアラビア			1	1
リビア	1			1
インド		2		2
カナダ		1		1
日本			1	1
小計	9	21	14	44

大学	3	11	6	20
研究機関	2	5	6	13
メーカー	4	5	2	11
小計	9	21	14	44

## 9. 材料・構造および製造技術

吉岡 洋明<sup>\*1</sup>

YOSHIOKA Yomei

本分野は、4 つの技術セッション、3 つのパネルセッション、2 つの教育セッションの 9 つのセッションで構成され、技術セッションは 18 件の、パネルセッションは 11 件の講演が行われた。

技術セッションは、「製造・補修技術」、「材料評価・新材料の接合」、「き裂進展・損傷と寿命」、「コーティングの性能・劣化・寿命」に分かれて行われた。製造技術では、Ti-6Al-4V 合金にローリングボールで表面に圧縮の残留応力を形成させる低塑性ひずみバーニシングプロセスの数値解析結果および 5 軸ボールエンドミルラフミーリングの切削効率改善のためのアルゴリズム開発および 12 翼インペラー加工での検証結果の発表が、また、補修技術では、ガスタービン 2 段動翼の寿命延伸技術として熱間等方圧プレス (HIP) を用いた再生処理技術の開発および実機検証試験結果の発表が行われた。材料評価では、タービン動翼材 GTD111 の強化析出相  $\gamma'$  の成長速度の解析を古典的な LSW 理論に基づき行い従来材

との比較も行った結果および Hastelloy X, Waspaloy 等既存の鍛造合金から 12 種類の固溶強化型合金と 6 種類の析出強化型合金を抽出し溶接性を中心に材料特性比較を行った結果の発表が、また、新材料の接合では、Neomet MI 2100/2200 およびタービン動静翼材 IN939 の溶接性を改善した開発材 CM939<sup>weldable</sup> の物性値、機械的性質の評価および前者は金属ハニカムシール、後者はガスタービン静翼等への製品化検証を行った結果の発表が行われた。き裂進展では、供用中の劣化・損傷を考慮した評価法を提案する発表が 2 件あった。一件は、炭化物析出により劣化した HA230, HA188 等のオーステナイト系材料の熱疲労寿命評価で、高温より低温でその劣化による寿命低下が顕著に現れることから供用最高温度で評価する低サイクル疲労試験では安全サイドの評価にならないとし、In-Phase の熱疲労試験による寿命評価の提案が、他の一件は、蒸気タービンの CrMoV 鋼ロータ材のクリープ・疲労き裂進展速度の評価で、クリープあるいは疲労の予損傷を受けるとクリープき裂の加速が生じることを示し、この予損傷を考慮した C\* および  $\Delta J$  を用いた評価の提案が行われた。損傷と寿命では、ジェットエンジンのシールテスト装置に用いる Mar-M247 製

原稿受付 2004 年 8 月 16 日

\*1 ㈱東芝 電力・社会システム社

電力・社会システム技術開発センター

〒230-0045 神奈川県横浜市鶴見区末広町 2-4

解能 (0.001K) 赤外線カメラ (Deltatherm 1550) を用いた翼表面の熱伝達係数を算出する手法に関する研究で、層流、乱流の遷移点が分かることより CFD 計算結果との比較にも有効との報告 (GT-53538), GT 静翼での熱流束測定において、再現性  $\pm 4.4\%$  と単層ゲージの約半分のばらつきでの測定が可能なポリアミド (接着層) とニッケル 2 層の薄膜ゲージの紹介 (GT-53437)。また、DOE (米) からは、より低 NOx 燃焼を狙った研究が 3 件あり、予混合ノズル先端部に取り付けた 2 つの電極を使用した燃焼制御・診断のためのセンサ (CCADS) による逆火、自動点火、吹き消え、動圧および定性的な当量比の検出 (GT-53392), 乱流条件の希薄予混合大気圧燃焼において CCADS による火炎イオン化信号を用いた燃焼器の動圧監視 (GT-53881), 加圧 (760kPa) 希薄予混合燃焼器において失火や燃焼振動を起こさず空気過剰率を低く抑えるために酸化ジルコニウム製 O<sub>2</sub> センサを適用した実証結果 (GT-53784) が、CESI (伊) からは、Fiat-Westinghouse 製 GT 初段動翼の寿命管理システム (LMS) と渦流探傷法による非破壊検査の適用例報告として、WSS 運用、DSS 運用、異常運用 (設計 + 50℃) の各運用条件での評価事例 (GT-54217) が報告されていた。

最後に本会議の開催地ウィーンの影響についてであるが、6 月のウィーンはとても心地よい気候であった。街は、非常にコンパクトで機能的な都市であり、インフラ整備や社会のシステムにおいて、効率化、省力化が進められていた印象を強く受けた。

表 制御と診断分野の構成一覧

	制御	診断	計測	小計
米国	6	6	5	17
英国	1	2	4	7
ギリシャ		4		4
イタリア	1		2	3
ベルギー		1	1	2
スウェーデン		2		2
ノルウェー		1		
ポーランド		1		
ロシア		1		
サウジアラビア			1	1
リビア	1			1
インド		2		2
カナダ		1		1
日本			1	1
小計	9	21	14	44

大学	3	11	6	20
研究機関	2	5	6	13
メーカー	4	5	2	11
小計	9	21	14	44

## 9. 材料・構造および製造技術

吉岡 洋明<sup>\*1</sup>

YOSHIOKA Yomei

本分野は、4 つの技術セッション、3 つのパネルセッション、2 つの教育セッションの 9 つのセッションで構成され、技術セッションは 18 件の、パネルセッションは 11 件の講演が行われた。

技術セッションは、「製造・補修技術」、「材料評価・新材料の接合」、「き裂進展・損傷と寿命」、「コーティングの性能・劣化・寿命」に分かれて行われた。製造技術では、Ti-6Al-4V 合金にローリングボールで表面に圧縮の残留応力を形成させる低塑性ひずみバーニッシングプロセスの数値解析結果および 5 軸ボールエンドミルラフミーリングの切削効率改善のためのアルゴリズム開発および 12 翼インペラー加工での検証結果の発表が、また、補修技術では、ガスタービン 2 段動翼の寿命延伸技術として熱間等方圧プレス (HIP) を用いた再生処理技術の開発および実機検証試験結果の発表が行われた。材料評価では、タービン動翼材 GTD111 の強化析出相  $\gamma'$  の成長速度の解析を古典的な LSW 理論に基づき行い従来材

との比較も行った結果および Hastelloy X, Waspaloy 等既存の鍛造合金から 12 種類の固溶強化型合金と 6 種類の析出強化型合金を抽出し溶接性を中心に材料特性比較を行った結果の発表が、また、新材料の接合では、Neomet MI 2100/2200 およびタービン動静翼材 IN939 の溶接性を改善した開発材 CM939<sup>weldable</sup> の物性値、機械的性質の評価および前者は金属ハニカムシール、後者はガスタービン静翼等への製品化検証を行った結果の発表が行われた。き裂進展では、供用中の劣化・損傷を考慮した評価法を提案する発表が 2 件あった。一件は、炭化物析出により劣化した HA230, HA188 等のオーステナイト系材料の熱疲労寿命評価で、高温より低温でその劣化による寿命低下が顕著に現れることから供用最高温度で評価する低サイクル疲労試験では安全サイドの評価にならないとし、In-Phase の熱疲労試験による寿命評価の提案が、他の一件は、蒸気タービンの CrMoV 鋼ロータ材のクリープ・疲労き裂進展速度の評価で、クリープあるいは疲労の予損傷を受けるとクリープき裂の加速が生じることを示し、この予損傷を考慮した C\* および  $\Delta J$  を用いた評価の提案が行われた。損傷と寿命では、ジェットエンジンのシールテスト装置に用いる Mar-M247 製

原稿受付 2004 年 8 月 16 日

\*1 ㈱東芝 電力・社会システム社

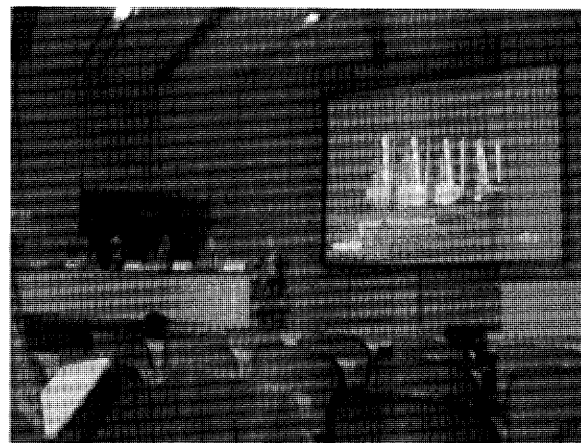
電力・社会システム技術開発センター

〒230-0045 神奈川県横浜市鶴見区末広町 2-4

ディスクの疲労寿命評価を Halford-Nachtigall 法と疲労試験データから求め点検インターバルを求めた結果と、CFD と FEM の両解析を行い165MW ガスタービン静翼の熱疲労寿命解析を行うとともに実機事象と照合し検証した結果の発表が行われた。最後のコーティングでは、遮熱コーティング (TBC) の熱サイクル寿命に及ぼすその前処理あるいは基材、ボンド層の影響、拡散処理コーティング RT22 および真空プラズマ溶射コーティング Amdry997 の引張り裂発生ひずみを超音波を用いたき裂検出法により行った評価法およびその結果、コーティング時の環境規制物質排出をなくすため開発した圧縮機用耐食コーティングの特性・製造法の検証試験結果、現用動翼コーティング GT33 相当材と PWA286 の繰返し酸化試験を行い SWRI 社で開発したコーティング寿命評価プログラム COATLIFE を用いてコーティングの寿命評価を行った結果の4件の発表があった。

パネルセッションでは、ガスタービンメンテナンスに関する「補修技術戦略」、「リバーシエンジニアリング部品」「高温用コーティング」の3テーマに関する討議が行われた。最初のセッションでは、ガスタービン製造メーカ (OEM) である GE が自社の最新鋭発電用ガスタービンの高温部品補修技術開発への取り組みとその現状を紹介した。これに対して、補修会社は航空機では Lufthansa、発電用ガスタービンでは Liburdi が各社の特徴とする技術あるいは取組みに焦点を当て紹介を行った。リバーシエ

ン지니어リングのセッションでは、自社の補修経験あるいは損傷解析の結果から OEM の設計から一歩踏み込み設計改善を施したリエン지니어リングへの取り組みが Pratt & Whitney 他3社のパネラーにより紹介された。また、高温用コーティングのセッションでは、EB-PVD TBC 技術の開発の現状について DLR-ドイツ航空宇宙センターの U.Schulz 氏より、メタルコーティングについては D.Boone 氏より、また、スラリーおよびアブレードのコーティング技術とその実績については、前者は Liburdi 社、後者は Sermatec 社より紹介された。



「補修技術戦略」のパネルセッションの講演前の風景

## 第33回ガスタービンセミナー開催のお知らせ

第33回ガスタービンセミナーを下記の通り開催いたします。

今回は、「ガスタービンの最新開発動向と将来展望」をテーマとしています。

最前線で活躍されている方々の講演を通して、最新のガスタービン開発状況、関連技術の新たな展開および保守管理技術を学ぶと共に、今後のガスタービン開発の将来展望について知見を高める内容としました。

(詳細につきましては、11月号学会誌、ホームページ等で後日お知らせいたします)

1. 日 時：2005年1月27日(木) 9:30~17:00  
28日(金) 9:30~17:00
2. 場 所：東京ガス(株) 本社2階大会議室
3. テー マ：「ガスタービンの最新開発動向と将来展望」
4. 参加要領：11月号学会誌、当学会ホームページに掲載いたします。  
(<http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/>)

## 10. 展 示

渡辺 啓悦\*1

WATANABE Hiroyoshi

展示は会議会場である Austria Center Vienna の地下 1 階にある大ホールで 6 月 14 日の午後から 16 日 14:30 まで行われた。昨年と同様に会議最終日には展示は撤去されていた。参加登録時には論文の CD-ROM やプログラムの他に A5 のカラー冊子の展示案内も配られた。展示に参加した企業は年々減少しており、今年の参加企業は約 100 社と昨年の展示参加数約 150 から大幅に減少している。また、最近の傾向ではあるが、本展示に参加した代表的なガスタービンメーカーは P&W のみでガスタービン関連装置、制御系装置、メンテナンスと運転に係わる企業が多く、その他には CFD 等の設計、解析、計測あるいは教育といった分野の展示も多かった。

そのような状況の中、今年は韓国の SAMSUNG TECHWIN 社が大規模なブースを出展し、タンデム翼型の羽根

付きディフューザを採用した空気圧縮機等を展示していた。同社は今回が ASME TURBO EXPO への初めての出展と思われるが大規模ブース部門の Best Display Award を受賞した。小規模ブース部門の Best Display Award は NASA が受賞したが、NASA の展示ブースでは最近の研究成果に関するパネル展示のみの簡素なものだった。

今回はヨーロッパでの開催ということもあってか、オランダのガスタービン関連メーカー 10 社が集めた Holland booth も大規模な展示ブースで賑わいを見せていた。KLM Engineering & Maintenance や Air New Zealand Engineering といった航空会社系のメンテナンス会社の展示もあった。

日本の関係ではアイコクアルファ社、Advanced Design Technology 社のみの参加だった。

今年は出展数の減少にもかかわらず、展示場は昨年よりも賑わっていると感じた。あるブース関係者の話でも今回は非常に忙しかったとのことであった。



写真 1 SAMSUNG TECHWIN 社の Booth

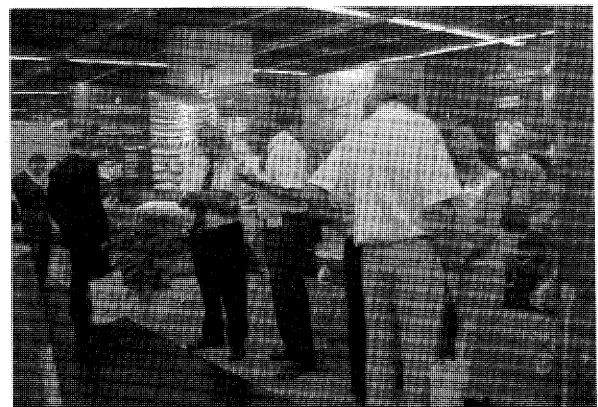


写真 3 Air New Zealand Engineering 社の Booth

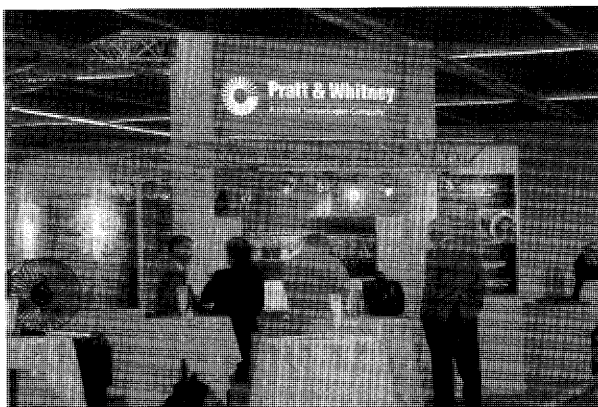


写真 2 Pratt & Whitney 社の Booth

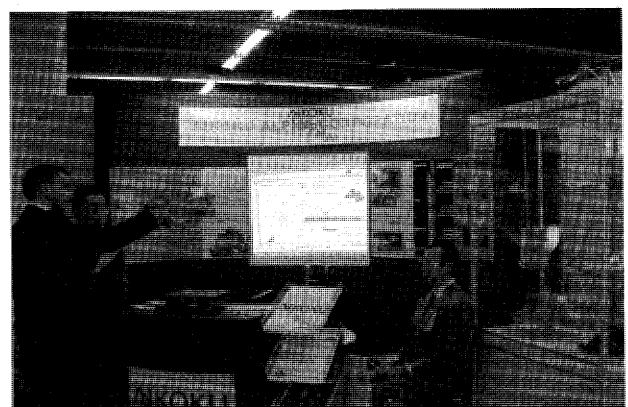


写真 4 アイコクアルファ社の Booth

原稿受付 2004年 7 月 9 日

\* 1 株荏原総合研究所

〒251-8502 神奈川県藤沢市本藤沢 4-2-1

## 2003年ガスタービン及び過給機生産統計

### ガスタービン統計作成委員会

ガスタービン統計作成委員会（委員11名，アドバイザー1名）は，関係各社の協力を得て2003年1月から12月の間におけるガスタービン及び過給機を生産状況を調査・集計し，生産統計資料を作成した。資料提供は，陸船用ガスタービンについては14社，航空用ガスタービンは4社，過給機は12社に依頼した。過給機はすべて排気タービン方式のターボチャージャであり，機械駆動によるものではない。

#### 1. 2003年陸船用ガスタービン生産統計概要

- (1) 総台数は前年の512台に対し472台と2年連続して減少した。出力区分別では小型が27台，中型が6台，大型が7台と全ての区分において減少し，合計で40台の減少となった。出力ベースでは前年の3,893MWに対し1,997MWと前年と比べて実にマイナス49%という大幅な減少となった。これは主に大型物件の減少に寄るもので，小型・中型に比べて大型の落ち込みが顕著であり，前年から継続している国内外，世界にまたがる経済の低迷等によるものと推測される。
  - ア) 小型（735kW以下）は，台数が前年と比べて10%減少の254台，これに対して出力は前年比2%増の76MWになった。
  - イ) 中型（736～22,064kW）は，台数が前年と比べて3%減少の201台，出力も5%減の529MWになった。
  - ウ) 大型（22,065kW以上）は台数が前年と比べて29%減の17台，出力も前年比57%減の1,391MWになった。出力ベースでは1,897MWの減少である。これは，輸出处の大型物件が前年よりさらに減少したためと推察される。
- (2) 用途別にみると，台数では65%が非常用発電用，出力では78%がベースロード発電用である。この傾向は前年と同じであるが，出力でベースロード発電用が約11%減少している。
  - ア) 非常用は前年に比べ台数で7台減の305台で2%程度の減少となっており，出力でも同様の傾向を示している。各区分では小型で1%弱の微減，中型では4%程度の減少と中型の方の減少幅が若干大きくなっている。
  - イ) ベースロード発電用は，全体では台数で14%増，出力で55%減と大幅な落ち込みとなった。区分別にみると小型が台数で86%増，出力で261%増と大幅な増加となっている。これは主に小型の常用機種（50kW及び300kWクラス）の実績によるものである。一方で中型では台数，出力とも23%の減少，大型では台数で

29%，出力で57%の減少となっており，特に大型の急激な減少が全体としての落ち込みの原因となっている。また前年は実績無しであったピークロード発電用は，本年は5台，20MWの実績となっている。

ウ) その他の用途では，ポンプ駆動用が，台数で前年に比べて69%減の10台となっている。

- (3) 燃料の種類別にみると，台数ではガス燃料が前年比19%増の111台，液体燃料が前年比14%減の360台となっている。出力ではガス燃料が前年比50%減の1,525MW，液体燃料が3%減の469MWとなっている。構成比率はガス燃料が全体の24%に対し液体燃料が76%，出力ではガス燃料が76%に対し液体燃料が24%となっている。この傾向に変化は無い。

ア) 液体燃料では，台数で多いのが重油1種であり194台。全体の41%を占めている。出力では軽油が一番多く211MWで全体の11%を占めている。重油1種は前年に比べて台数，出力とも16%の減少となっている。逆に軽油は台数で1%，出力で5%と微増を示した。

イ) ガス燃料では，台数で多いのが都市ガスで65台。全体の14%を占めている。出力では天然ガスが一番多く1,342MWで全体の67%を占めている。天然ガスは前年と比べて台数で420%，出力で70%と大幅な増加。これは輸出の大型物件の影響が大きい。逆に前年最も多かった液化天然ガスは台数で86%，出力で99%と大幅な減少となっている。

ウ) 燃料別比率を区分別にみると，台数の多い順に，小型は重油1種（42%），灯油（25%），都市ガス（17%），中型は重油1種（44%），軽油（22%），灯油（16%），大型は天然ガス（82%），都市ガス（6%），石油プラントオフガス（6%）となっている。全体では重油1種（41%），灯油（20%），軽油（15%）の割合になった。出力でみると，小型は重油1種（53%），灯油（21%），都市ガス（15%），中型は軽油（34%），重油1種（27%），都市ガス（16%），大型では天然ガス（93%），都市ガス（3%），石油プラントオフガス（2%）となっている。全体では天然ガス（67%），軽油（11%），重油1種（9%）の割合になった。前年に比べると小型での都市ガスの伸びと大型でのガス燃料の減少が特徴である。小型の都市ガスは前年比269%増と伸びているが，これは用途別のところでも述べたとおり都市ガスを燃料とする小型の常用機種の実績によるものである。また大型のガス燃料は出力で前年比58%の減少となっており，これが全体を出力でみた場合のガス燃料の減少の要因となっている。



(4) 地域別納入でみると、台数では国内が前年比34台減の448台、輸出が6台減の24台、出力では国内が前年比328MW減の690MW、輸出が1,569MW減の1,307MWとなっている。

ア) 国内向けは総台数の95%、全出力の35%を占めているが、前年より34台(7%)、328MW(32%)の減少となっている。区分別でみると、小型は台数で27台の減少となったが、出力では1MW強の増加となった。中型では台数、出力それぞれ8台、47MWの減少となった。大型では台数で1台の増加となったが、出力では282MWの減少となっており、大型物件における低出力化がみられる。さらに国内の地域別にみると、台数では関東で14台、中部で13台、北海道で4台の増加、九州で21台、東北で8台の減少となっている。出力では近畿で58MW、沖縄で10MWの増加、関東で329MW、中国で29MWの減少となっているが、近畿は中型及び大型物件の増加によるもので、関東の減少は大型物件の減少によるものである。全体的にみても国内の減少は大型の減少がほとんどを占めているが、前年に大きな減少をみた中型は8.8%の減少にとどまっている。地域別のシェアは台数、出力ともに関東が40%強を占めている。全体的なシェアの傾向は前年とほとんど変わっていない。

イ) 輸出は総台数の5%、全出力の65%を占めているが、前年より6台(20%)、1,569MW(55%)の減少となっている。区分別でみると、中型では2台、21MWの増加となったが、大型では8台、1,590MWの減少となっており、前年同様大型物件の減少傾向がみられる。これは国内外ともにみられる傾向である。輸出仕向先別にみると、台数ではアジア(46%)、アフリカ(29%)、欧州(13%)の順になっており、出力ではアフリカ(51%)、アジア(42%)でほとんどを占めている。アジア向けは前年同様好調であるとともにアフリカ向が急激な増加を示しているのが特徴である。前年好調だった中南米向については、今年は低調で、前年比12台、1,731MWの減少となっている。また北米向けは前年同様低調である。もっとも好調なアジアも、前年比で見ると台数で3台(21%)、出力で426MW(44%)の減少となっているのであるが、逆に世界的な減少傾向の中での前年から引き続く好調は、ここ数年のアジア経済の活況ぶりが伺える結果ともいえる。

(5) 被駆動機械別ではこれまでと同様に、台数、出力とも発電機がほとんどを占め、台数、出力ともに93%となっている。前年好調だった水ポンプが台数で16台、出力で5MWの減少となったが、台数の減少に比べて出力の減少幅が少なく、水ポンプ向の大出力化傾向が見られる結果となっている。

(6) 出力区分別では、全ての出力区分で減少傾向を示しているが、大型で22,065~44,129kWのクラスが前年比11台、303MWの増加となっているのに対し、44,130kW以上の

クラスは前年比18台、2,175MWの減少となっているのが大きな特徴である。台数の多い順では、736~4,412kW、368~735kW、147~367kWとなっておりこれは前年の傾向とはほぼ変わらないが、出力の多い順では44,130kW以上、22,065~44,129kW、736~4,412kW、となっており、22,065~44,129kWの増加により前年に比べて若干の変動がみられる。

(7) 発電用ガスタービンの台数と出力を前年と比較すると、事業用では国内は7台/113MW→7台/144MWと前年比31MW増となったが、輸出では11台/1,174MW→3台/93MWと台数で8台、出力で1,081MWの大幅な減少となった。自家用では国内が426台/772MW→394台/417MWで台数、出力とも減少。特に出力は前年比46%減という大幅な減少を示した。輸出は19台/1,701MW→21台/1,214MWと出力で487MW減となった。これは前年比29%の減少である。

## 2. 2003年航空用ガスタービン生産統計概要

- (1) ターボジェット／ターボファン・エンジンは、前年に比べて合計台数で約8%減少したが、合計推力で約16%増加した。この台数の減少はターゲットドローン用のTJM3の減少による。合計推力の増加はF-2支援戦闘機用エンジンであるF110の増加による。
- (2) ターボシャフト／ターボプロップ・エンジンは、前年に比べて合計台数で約22%減少し、合計出力でも約43%減少した。台数は小型の補助機関駆動エンジンであるT62以外軒並み減少しており、その結果合計出力も大幅減となった。
- (3) 5ヶ国共同開発エンジンであるV2500ターボファン・エンジンのファン部(日本担当部分)は、216台生産され、1988年の生産開始以来の累計は2,321台になった。前年比で見れば15台の減少である。GEとの共同開発エンジンであるCF34シリーズの生産台数は前年に比べ65台増加の174台となった。なお、V2500、CF34はエンジン組立ではないため、生産統計には加えていない。

## 3. 2003年過給機生産統計概要

- (1) 圧縮機翼車外径100mm以下の過給機の実生産台数は前年比5%増加した。
- (2) 圧縮機翼車外径100mm以上の過給機の実生産台数は前年とほぼ同数であった。また、各圧縮機翼車外径区分に対する生産台数の分布も前年とほぼ同様であった。
- (3) 生産されている型式は前年に比べ21型式増加し207型式であった。内訳は圧縮機翼車外径100mm以下の過給機が3型式増加し(2003年87型式・2002年84型式)、圧縮機翼車外径100mm以上の過給機が18型式増加した(2003年120型式・2002年102型式)。また、生産実績はないものの圧縮機翼車外径1,000mm以上の過給機がラインナップされた。

## Ⅱ. 統計

## 1. 最近6年間のガスタービン生産推移

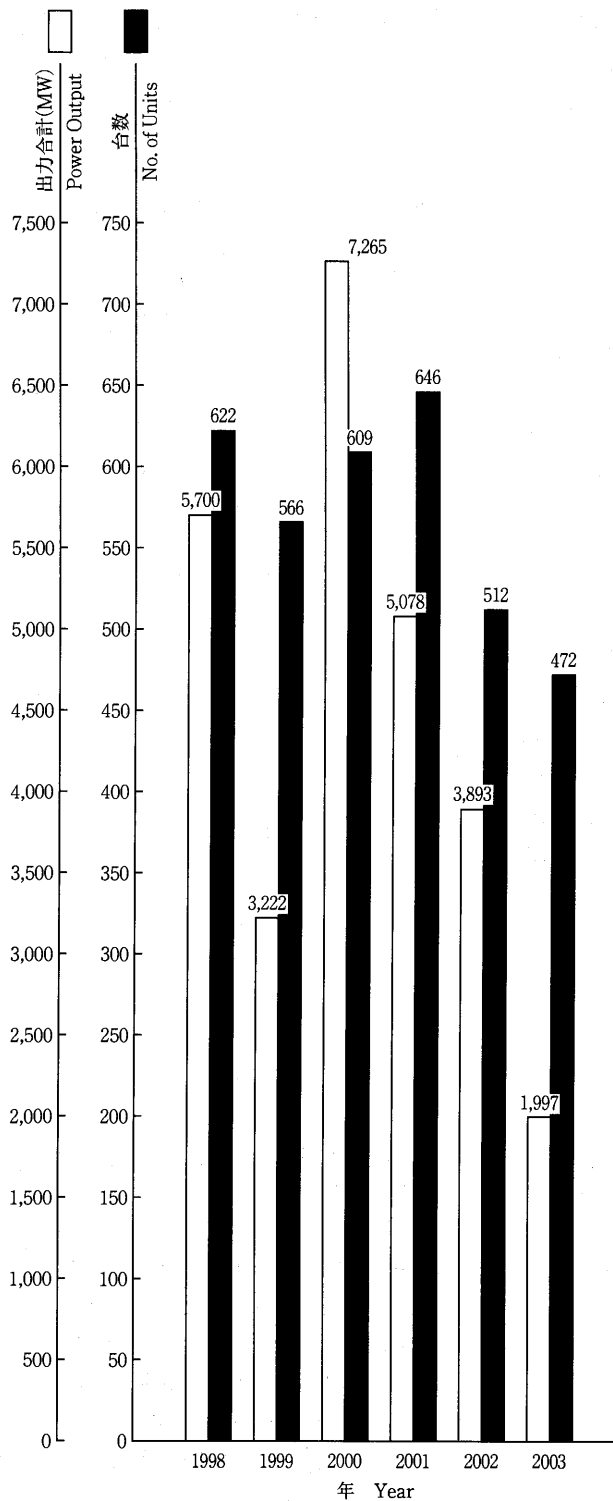


図1 陸船用ガスタービン

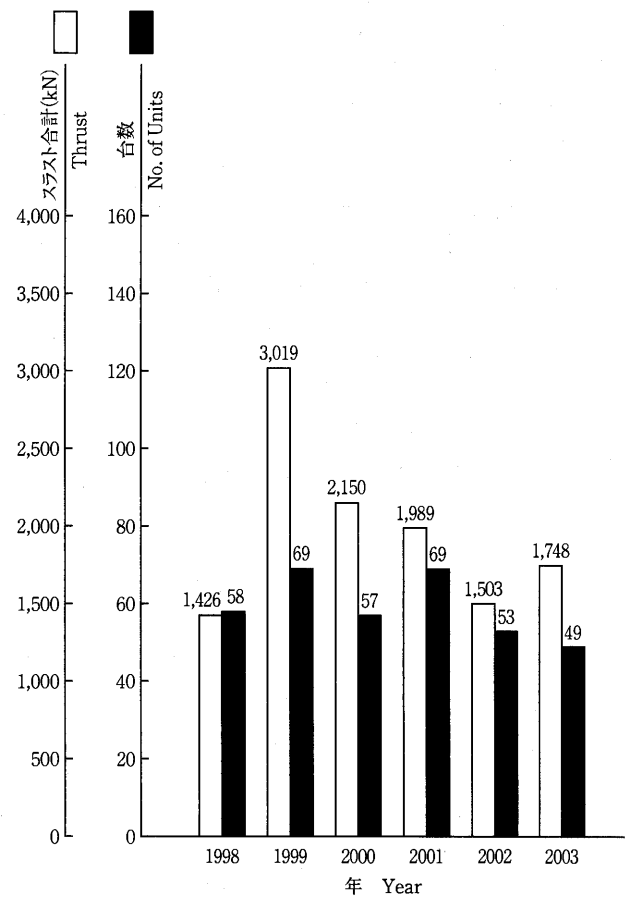


図2 ターボジェット／ターボファン・エンジン

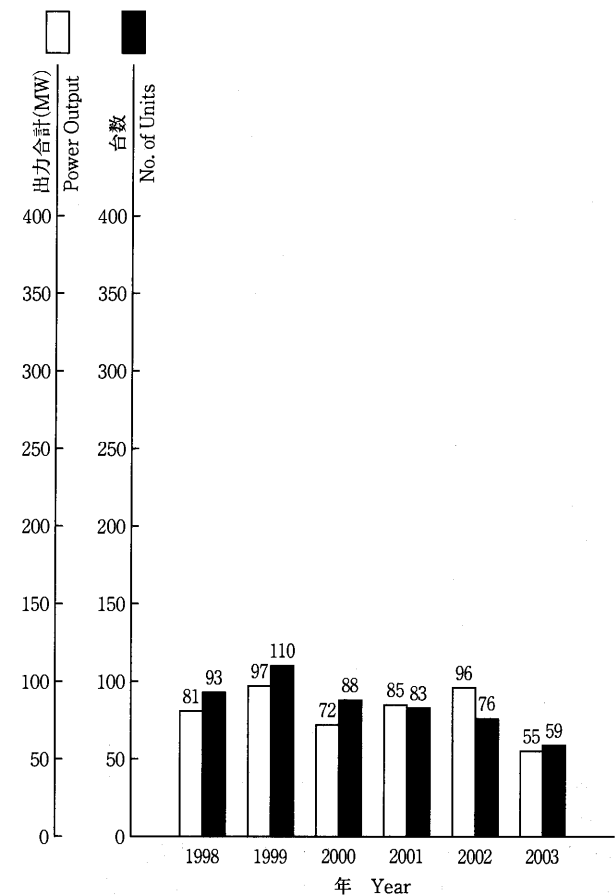


図3 ターボジェット／ターボプロップ・エンジン

## 2. 陸船用ガスタービン

表1 2003年用途別生産台数及び出力 (kW)

用途 Application	コード Code	区分 Size		小型 Small Unit 0~735kW		中型 Medium Unit 736~22,064kW		大型 Large Unit 22,065kW~		全出力 Total	
		台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)
ベースロード発電用 Generator Drive for Base Load	BL	69	15,341	33	143,610	17	1,391,350	119	1,550,301		
ピークロード発電用 Generator Drive for Peak Load	PL	0	0	5	20,350	0	0	5	20,350		
非常用発電用 Generator Drive for Emergency	EM	162	59,910	143	238,978	0	0	305	298,888		
商船用 Merchant Marine	M	0	0	0	0	0	0	0	0		
艦隊用 Military Marine	MM	0	0	13	114,600	0	0	13	114,600		
その他のプロセス用 Miscellaneous Chemical Process	PR	0	0	0	0	0	0	0	0		
教育用 Education	XP	0	0	0	0	0	0	0	0		
空調用 Air Conditioning	ACD	0	0	1	2,000	0	0	1	2,000		
その他 Miscellaneous	MC	23	1,057	6	9,663	0	0	29	10,720		
合計 Total		254	76,308	201	529,201	17	1,391,350	472	1,996,859		

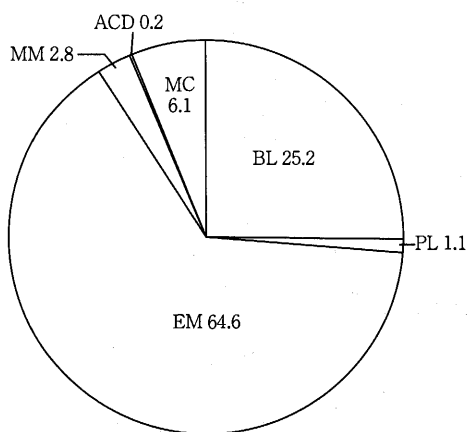


図4 2003年用途別生産台数割合 (%)

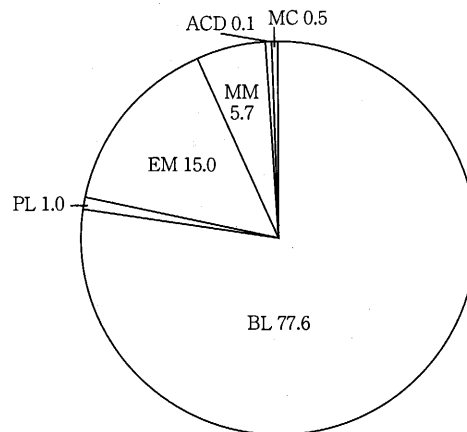


図5 2003年用途別出力割合 (%)

表2 2003年燃料別生産台数及び出力 (kW)

区分 Size		小型 Small Unit 0~735kW	中型 Medium Unit 736~22,064kW	大型 Large Unit 22,065kW~	全出力 Total	
燃料種類 Kind of Fuel	コード Code	台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units
ガス燃料 Gaseous Fuel	液化天然ガス Liquefied Natural Gas	LNG	0	3	15,240	0
	天然ガス Natural Gas	GNG	1	11	40,500	14
	液化石油ガス Liquefied Petroleum Gas	LPG	16	0	0	0
	都市ガス Town Gas	GTW	43	21	86,770	1
	石油プラントオフガス Plant-off-gas	GOG	0	0	0	1
	ガス燃料 小計 Sub Total	60	13,296	35	142,510	16
液体燃料 Liquid Fuel	灯油 Kerosene	T	63	33	61,307	0
	軽油 Gas Oil	K	25	44	181,315	1
	重油1種 Heavy Oil No.1	H1	106	88	141,319	0
	液体燃料 小計 Sub Total	194	63,012	165	383,941	1
その他の燃料 Miscellaneous Fuel		MF	0	1	2,750	0
合 計 Total		254	76,308	201	529,201	17

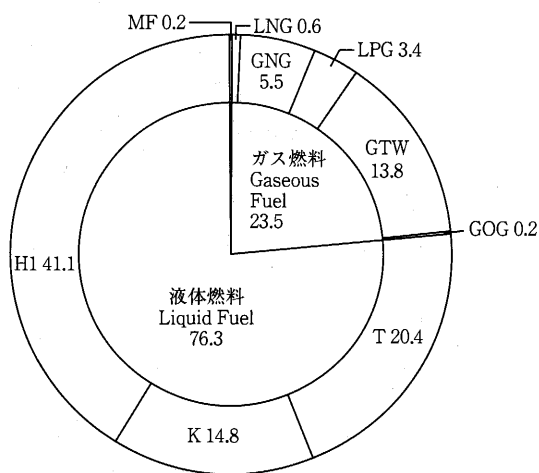


図6 2003年燃料別生産台数割合 (%)

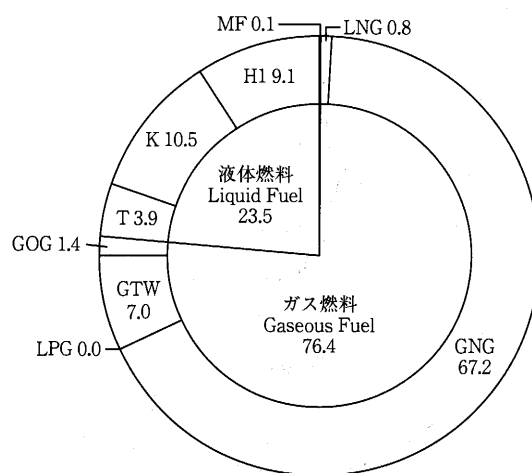


図7 2003年燃料別出力割合 (%)

表3 2003年地域別生産台数及び出力 (kW)

区分 Size 地域 Location		小型 Small Unit 0～735kW	中型 Medium Unit 736～22,064kW	大型 Large Unit 22,065kW～	全 出 力 Total				
		台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)		
国内向け Domestic Use	北 海 道 Hokkaido	3	1,060	7	8,800	0	0	10	9,860
	東 北 Tohoku	14	5,931	10	14,165	0	0	24	20,096
	関 東 Kantoh	85	30,376	94	180,902	3	87,900	182	299,178
	中 部 Chuubu	75	19,374	20	44,868	0	0	95	64,242
	近 畿 Kinki	26	6,724	30	78,471	1	41,000	57	126,195
	中 国 Chuugoku	11	4,701	3	6,800	0	0	14	11,501
	四 国 Shikoku	6	2,540	1	1,400	0	0	7	3,940
	九 州 Kyuushuu	14	5,263	9	19,595	0	0	23	24,858
	沖 縄 Okinawa	1	300	3	15,000	0	0	4	15,300
	船用主機 Marine Propulsion	0	0	6	86,250	0	0	6	86,250
	船用補機 Marine Auxiliaries	0	0	7	28,350	0	0	7	28,350
	未 定 Unknown	19	40	0	0	0	0	19	40
国内向け 小計 Sub Total		254	76,308	190	484,601	4	128,900	448	689,809
輸出向け For Export	北 米 North America	0	0	0	0	0	0	0	0
	中 南 米 South and Central America	0	0	0	0	2	49,480	2	49,480
	ア ジ ア Asia	0	0	7	9,800	4	542,920	11	552,720
	大 洋 州 Oceania	0	0	0	0	0	0	0	0
	欧 州 Europe	0	0	3	14,200	0	0	3	14,200
	旧 ソ 連 Fomer Soviet Union	0	0	0	0	0	0	0	0
	中 東 Middle East	0	0	1	20,600	0	0	1	20,600
	アフリカ Africa	0	0	0	0	7	670,050	7	670,050
輸出向け 小計 Sub Total		0	0	11	44,600	13	1,262,450	24	1,307,050
合 計 Total		254	76,308	201	529,201	17	1,391,350	472	1,996,859

表 4 2003年被駆動機械別生産台数及び出力 (kW)

区分 Size		小型 Small Unit 0～735kW		中型 Medium Unit 736～22,064kW		大型 Large Unit 22,065kW～		全 出 力 Total	
被 駆 動 機 械 Driven Machinery	コード Code	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)	台数 Units	出 力 Output (kW)
発 電 機 Electric Generator	G	241	71,385	182	404,938	17	1,391,350	440	1,867,673
推 進 機 Propeller	PRR	0	0	6	86,250	0	0	6	86,250
水 ポ ンプ Water Pump	W	13	4,923	12	35,218	0	0	25	40,141
その他のポンプ Miscellaneous Pump	MP	0	0	1	2,795	0	0	1	2,795
合 計 Total		254	76,308	201	529,201	17	1,391,350	472	1,996,859

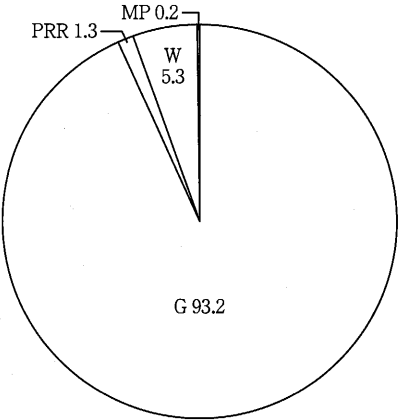


図 8 2003年被駆動機械別生産台数割合 (%)

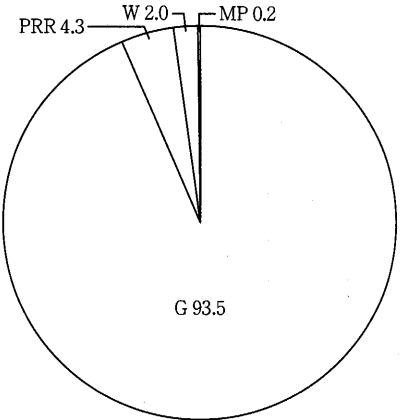


図 9 2003年被駆動機械別出力割合 (%)

表 5 2003年出力区分別生産台数及び出力 (kW)

出 力 区 分 (kW) Unit Output		台数 Units	出力 Output (kW)
小 型 Small Unit 0～735kW	0～146	64	2,998
	147～367	87	22,475
	368～735	103	50,835
	小計 Sub Total	254	76,308
中 型 Medium Unit 736～22,064kW	736～4,412	168	279,391
	4,413～10,296	26	142,960
	10,297～16,180	2	25,500
	16,181～22,064	5	81,350
	小計 Sub Total	201	529,201
大 型 Large Unit 22,065kW～	22,065～44,129	12	327,230
	44,130～	5	1,064,120
	小計 Sub Total	17	1,391,350
合 計 Total		472	1,996,859

表6 2003年発電用ガスタービン用途別生産台数及び出力 (kW)

区分 Size			小型 Small Unit 0~735kW		中型 Medium Unit 736~22,064kW		大型 Large Unit 22,065kW~		全出力 Total	
用途 Application		コード Code	台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)	台数 Units	出力 Output (kW)
国内事業用	ベースロード発電用	BL	0	0	0	0	4	128,900	4	128,900
	ピークロード発電用	PL	0	0	3	15,000	0	0	3	15,000
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
Domestic/Public Use 国内事業用 小計 Sub Total			0	0	3	15,000	4	128,900	7	143,900
国内自家用	ベースロード発電用	BL	69	15,341	26	105,410	0	0	95	120,751
	ピークロード発電用	PL	0	0	2	5,350	0	0	2	5,350
	非常用発電用	EM	158	57,850	139	232,578	0	0	297	290,428
Domestic/Private Use 国内自家用 小計 Sub Total			227	73,191	167	343,338	0	0	394	416,529
国内合計 Domestic Use Total			227	73,191	170	358,338	4	128,900	401	560,429
輸出事業用	ベースロード発電用	BL	0	0	0	0	3	93,160	3	93,160
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	0	0	0	0
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
For Export/Public Use 輸出事業用 小計 Sub Total			0	0	0	0	3	93,160	3	93,160
輸出自家用	ベースロード発電用	BL	0	0	7	38,200	10	1,169,290	17	1,207,490
	ピークロード発電用	PL	0	0	0	0	0	0	0	0
	非常用発電用	EM	0	0	4	6,400	0	0	4	6,400
For Export/Private Use 輸出自家用 小計 Sub Total			0	0	11	44,600	10	1,169,290	21	1,213,890
輸出合計 For Export Total			0	0	11	44,600	13	1,262,450	24	1,307,050
事業用	ベースロード発電用	BL	0	0	0	0	7	222,060	7	222,060
	ピークロード発電用	PL	0	0	3	15,000	0	0	3	15,000
	非常用発電用	EM	0	0	0	0	0	0	0	0
Public Use 事業用 合計 Total			0	0	3	15,000	7	222,060	10	237,060
自家用	ベースロード発電用	BL	69	15,341	33	143,610	10	1,169,290	112	1,328,241
	ピークロード発電用	PL	0	0	2	5,350	0	0	2	5,350
	非常用発電用	EM	158	57,850	143	238,978	0	0	301	296,828
Private Use 自家用 合計 Total			227	73,191	178	387,938	10	1,169,290	415	1,630,419
総計 Grand Total			227	73,191	181	402,938	17	1,391,350	425	1,867,479

Note : Code Explanation BL : for Base Load PL : for Peak Load EM : for Emergency



## 3. 航空用ガスタービン

表7 2003年ターボジェット／ターボファン・エンジン  
生産台数及び出力 (kN)

生産台数 No. of Units	49 <sup>*1</sup>	スラスト合計 <sup>*2</sup> Thrust	1,748
----------------------	------------------	--------------------------------	-------

※1 V2500シリーズ (216台), CF34シリーズ (174台) は含まない。  
Excluding 216 Units of V2500 Modules and 174 Units of CF34 Modules.

※2 海面上静止最大スラスト  
Maximum Thrust at Sea Level Static Condition

表8 2003年ターボシャフト／ターボプロップ・エンジン  
生産台数及び出力 (kW)

区 分 Size	0～735kW		736kW～		全出力(kW) Total Output	
用 途 Application	台数 Units	出 力 <sup>*3</sup> Output	台数 Units	出 力 <sup>*3</sup> Output	台数 Units	出 力 <sup>*3</sup> Output
固定翼機用 Fixed Wing Aircraft	0	0	0	0	0	0
ヘリコプタ用 Helicopter	4	2,636	38	51,287	42	53,923
補助機関駆動 Aux. Drive Units	17	1,088	0	0	17	1,088
合 計 Total	21	3,724	38	51,287	59	55,011

※3 海面上静止常用出力  
Normal Output at Sea Level Static Condition

※6 圧縮機翼車外径100mmを越す分を示す  
The figure shows the total number of superchargers  
over 100 mm in impeller diameter.

## 4. 過給機

表9 2003年過給機生産台数および型式数

区 分 Class	Size 圧縮機翼車外径(mm) Outside Diameter of Compressor Impeller	台 数 No. of Units	型 式 数 <sup>*4</sup> No. of Models
Class 1	0～ 100	2,874,414	87
Class 2	101～ 200	14,381	29
Class 3	201～ 300	447	21
Class 4	301～ 400	214	19
Class 5	401～ 500	84	14
Class 6	501～ 600	191	13
Class 7	601～ 700	156	10
Class 8	701～ 800	23	3
Class 9	801～ 900	126	10
Class 10	901～1,000	0	0
Class 11	1,000～	0	1
合 計 <sup>*5</sup> Total		15,622	120
資料提供社数 No. of Companies which supplied Data		12	

※4 型式はいずれも排気タービンである。  
Every model is an exhaust turbine type supercharger.

※5 合計数は、圧縮機翼車外径100mmを越す分を示す。  
The figure shows total number of superchargers over 100mm in  
impeller diameter.

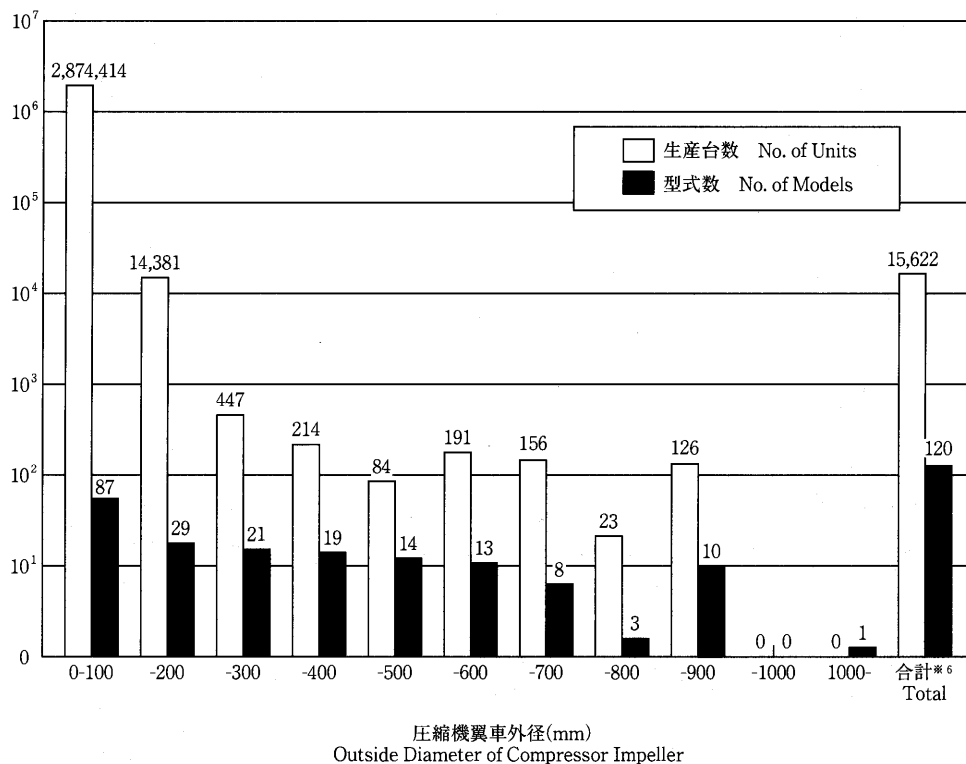


図10 2003年過給機生産台数及び型式数

## 第10回 ガスタービン教育シンポジウム報告

橋本 良作

HASHIMOTO Ryosaku

2004年7月1日、2日の2日間にわたり、「第10回ガスタービン教育シンポジウム」が東京都三鷹市の(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)航空宇宙技術研究センター飛行場分室にて開催された。JAXA 航空宇宙技術研究センターでの開催は旧航空宇宙技術研究所の時代を含め3回目であり、社会人36名、学生39名の計75名の参加であった。

本シンポジウムは、ガスタービンの初心者を対象に、ガスタービンの基礎知識を学んで頂く目的で、実際のガスタービンとその関連の製造及び研究開発施設等の見学と、第一線で活躍されている各専門家による講義を併せた企画であり、年1回開催している。今回は1日目に講義2テーマとJAXAにおけるガスタービン研究に関する特別講義及び航空宇宙技術研究設備の見学会、2日目に講義4テーマを実施した。

1日目は、企画委員会の佐藤幹夫委員長による開会の挨拶に引き続き、(1)ガスタービン概論(渡辺紀徳先生)の講義が行われ、昼食後、(2)ガスタービンと流体工学(濱崎浩志氏)、JAXAにおける航空用エンジン研究の現況(柳良二氏)について講義が行われた。その後バスにて航空宇宙技術センター本部に移動し、4班に分れて見学した。ガスタービン関連の研究設備としては最大推力5トンまでのジェットエンジンを地上状態で運転可能なエンジン運転設備、小型超音速エンジンを高空状態で運転試験が実施出来る超音速エンジン運転施設(写真)の見学を行った。ガスタービン以外の研究施設としては極超音速風洞と超音速フラッター風洞の見学を行った。研究施設見学後、展示室においてJAXAの研究全般について見学した。見学終了後、JAXA 航空宇宙技術研究センター厚生棟で懇親会が開催された。

懇親会は、JAXA 航空環境技術開発センターの林茂センター長の歓迎の挨拶、企画委員会の高木俊幸理事の

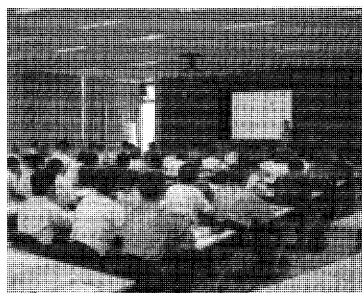
挨拶、渡辺紀徳先生の乾杯と続きはじめられた。今年は近年になく猛暑が続き、連日の暑さをいやすビールの味はまた格別であった。懇親会の出席者はシンポジウム参加の半数であったが、各所で議論の輪が出来、真剣な議論や相互交流が図れ、盛り上がり、当初の予定を30分以上超過してしまったが、良い交流が出来たようである。

2日目は、前日に引き続きガスタービン関連の4テーマの講義、(3)ガスタービンと伝熱工学(船崎健一先生)、(4)ガスタービンと燃焼工学(山中矢氏)、(5)ガスタービンと材料工学(桜井茂雄氏)、(6)ガスタービンと制御工学(木村敏春氏)が行われた。講義はガスタービンの基礎だけではなく、最新の技術動向も専門家の立場からの説明が含まれ、受講者にとっては、盛り沢山の内容であったが皆熱心に耳を傾けていた。

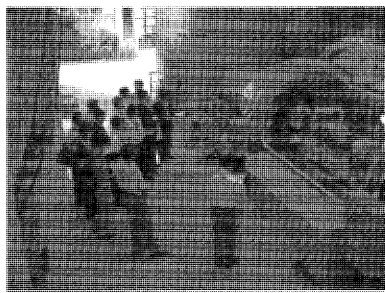
今回、本シンポジウムも10回目を迎え、教科書としてのテキスト作成等を考慮に入れ実施した。テキストについては「ガスタービン技術継続教育教材作成委員会」が発足し、ガスタービンの教科書作成についての活動が開始されたのを機会に、教科書を執筆なさる先生方にテキストの作成及び講師をお願いした。教科書作成の参考とするために、講義の終わりに練習問題を配り、講義の理解度のチェックも行った。また、参加者に当シンポジウム及びテキストに関するアンケートに協力をいただいた。シンポジウムのアンケートは次回以降の企画に反映するとともに、テキストに関するアンケートは今後作成されるガスタービンの教科書に反映したい。

最後に、講義、資料等の準備に貴重な時間をさいて頂いた講師の先生方々に感謝すると共に、会場の提供、見学会及び懇親会についてご協力を頂いた(独)宇宙航空研究開発機構の関係者各位に深く感謝します。

(企画委員)



講義風景



施設見学の様子



懇親会風景

## 第32回ガスタービン定期講演会(高知市)・見学会のお知らせ

日本ガスタービン学会と日本機械学会の共催による第32回ガスタービン定期講演会・見学会を以下のように開催します。会員の皆様多数ご参加下さい。

### 開催日:

- ・講演会 2004年10月20日(木), 21日(木)
- ・見学会 2004年10月22日(金)

### 開催場所:

- ・高知市文化プラザ かるぽーと  
高知県高知市九反田2番1号 Tel: 088-883-5011(代) <http://www.bunkaplaza.or.jp/>

### 講演会:

- ・一般講演 空力, 燃焼・燃焼器, 材料等50件
- ・特別講演  
「いろは丸事件における危機管理」  
講師: 小椋克己氏 (高知県立坂本龍馬記念館館長)
- ・オーガナイズドセッション「技術伝承」  
「機械試験所から産総研のガスタービン研究(仮題)」  
筒井康賢氏 (独立行政法人産業技術総合研究所 中部センター 所長)
- 「IHIにおける航空エンジンの技術開発について」  
渡辺康之氏 (石川島播磨重工 航空宇宙事業本部 副本部長)

### 参加登録費:

- ・共催学会正会員 13,000円
  - ・学生会員 4,000円
  - ・会員外 18,000円
- ただし学生に限り, 論文集無しで1,000円(会員), 4,000円(非会員)

### 懇親会:

- ・第1日目の講演会終了後, 講演会場にて開催いたします。
- なお, 懇親会参加費として2,000円を徴収させていただきます。

### 見学会:

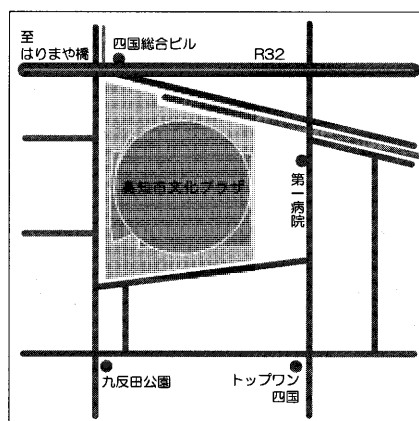
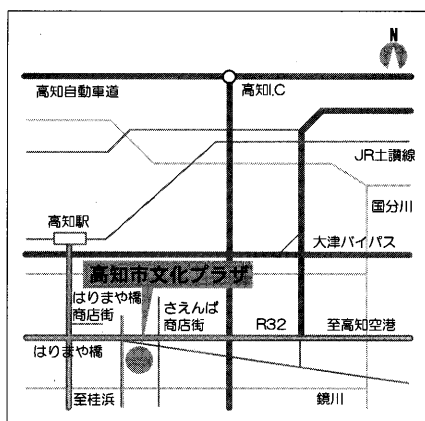
- ・日時: 10月22日(金)
- ・見学先: ニッポン高度紙工業㈱, 海洋深層水関連施設を予定しています。
- ・定員45名程度, 先着順, 講演会登録者に限ります。
- ・参加費6,000円

### 参加申込方法:

講演会, 見学会に参加をご希望の方は, 参加申込書に必要事項をご記入の上, 学会事務局宛にお申し込み下さい。参加登録は, 受付の混乱を避けるため, 事前登録をお願いします。講演者も参加登録をお願いします。また今回, 学会ホームページ上 (<http://www.soc.nii.ac.jp/gtsj/>) から参加申込ができますので, そちらもご覧ください。

### 講演会場への交通等:

- ・JR 高知駅より車で5分, 高知空港より車で30分, はりまや橋より徒歩5分の位置にあります。



## 第32回ガスタービン定期講演会 (2004年10月20, 21日)

## 参加申込書

(社)日本ガスタービン学会 行

FAX: 03-3365-0387

TEL: 03-3365-0095

会社/大学等名称	
所在地	〒
TEL	
FAX	

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

フリガナ 氏 名	所 属	TEL FAX	所属学協会 (GTSJは会員番号)	会員資格	見学会 (6千円)	懇親会 (2千円)
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席
					参加 不参加	出席 欠席

## 【事務局への連絡事項】

払込方法 (○印をつけてください) 参加費等入金予定日 月 日

1. 銀行 (みずほ銀行 新宿西口支店 普通 1703707)

2. 郵便振替 (00170-9-179578)

3. 現金書留

送金金額 円 (内訳: )

当日支払いは原則として受け付けません。(当日不参加の場合でも参加費はお支払いいただきますのでご了承下さい。)

## \* 請求書の発行について

1. 要 宛名 ( ) 2. 不要

## \* 領収書の発行について

1. 要 宛名 ( ) 2. 不要

# 第32回ガスタービン定期講演会 (高知) プログラム

## — 第1日 —

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

第1室		第2室	
10:10	<p>《一般講演》燃焼・燃焼器 I A-1 多段化による筒状火炎希薄予混合燃焼器の超低 NOx 作動範囲の拡大 *高木秀幸 (法大院), 山田秀志, 林茂 (JAXA), 川上忠重 (法大)</p> <p>A-2 “LL 2 燃焼” による液体燃料焚き燃焼器の超低 NOx 作動範囲拡大の実現 *山田秀志, 林茂, 牧田光正 (JAXA)</p> <p>A-3 高温水・重油混合燃料の燃焼特性 *林明典 (日立), 石橋洋二 (弓削高専), 稲毛真一, 西田浩二, 穂刈信幸, 横田修, 山岸雅彦, 高橋宏和 (日立)</p> <p>A-4 デュアル燃料焚き低 NOx 燃焼バーナに関する研究 *平田義隆, 吉田正平, 小林成嘉, 井上洋 (日立)</p>	10:10	<p>《一般講演》空力 I B-1 亜音速圧縮機翼列流れの安定化に及ぼす前方スライプの効果 *杉浦秀幸, 今枝元広 (早大院), 加藤大, 今成邦之 (石川島播磨), 大田英輔 (早大理工)</p> <p>B-2 遠心圧縮機のサージ限界流量低減法に関する研究 内田博, *岩切雄二, 柏本昭信 (豊田中研)</p> <p>B-3 超高負荷タービン翼列内の流れの数値解析 *松岡圭二, 石原幸治 (法大院), 辻田星歩, 水木新平 (法大), 山本孝正 (JAXA)</p> <p>B-4 ねじり振動する翼まわり流れの動的剝離特性について (渦法による数値シミュレーション例) *大塚啓明 (拓大院), 平野孝典, 藤本一郎 (拓大), 石井進 (日大), 田中英穂 (東大名誉教授)</p>
11:30		11:30	
昼休み (11:30~13:00)			
13:00	《特別講演》「いろは丸事件における危機管理」		
14:00	講師: 小原克己氏 (高知県立坂本龍馬記念館館長) 座長: 白鳥敏正 (都立科技大)		
14:15	<p>《一般講演》燃焼・燃焼器 II A-5 強旋回流を用いた拡散燃焼器の燃焼特性 *鈴木真弘, 矢嶋準 (慶大院), 川口修 (慶大理工), 廣光永兆, 細井潤, 藤秀実 (石川島播磨)</p> <p>A-6 ESPR プロジェクトにおける超低 NOx 燃焼器用プレミキサーの開発 *林茂, 山田秀志, 下平一雄 (JAXA), 小田剛生, 二宮弘行 (川崎重工), 吉田征二 (JAXA)</p> <p>A-7 熱音響的能動制御による燃焼騒音及び振動燃焼の抑制 井亀優, *岸武行, 春海一佳, 平岡克英, 岡秀行 (海技研)</p> <p>A-8 燃焼振動の低減法に関する研究 — 高圧下での共鳴器による燃焼振動低減 *山中矢 (東芝), 前田福夫 (元 東芝), 土屋利明 (東京電力)</p>	14:15	<p>《一般講演》空力 II B-5 ジェット VTOL 輸送機用リフトファンの動翼先端マッハ数の低減検討 白鳥敏正 (都立科技大), *中嶋正浩 (都立科技大院), 齊藤喜夫 (JAXA)</p> <p>B-6 失速域近傍における圧縮機翼列の非定常空力特性に関する数値解析 *渡辺紀徳 (東大), 中西啓太郎 (本田技術研究所), 姫野武洋, 嶋沢聖治 (東大)</p> <p>B-7 船用ガスタービン (SMGT) 用遠心圧縮機の研究開発 西原昭義, *室田光春, 濱地康之 (ヤンマー)</p> <p>B-8 高負荷ディフューザパッセージ圧縮機の技術検討 *室岡武, 今成邦之, 加藤大, 後藤信也, 児玉秀和 (石川島播磨)</p>
15:35		15:35	
15:50	調査研究委員会・学術講演会委員会 合同企画 《オーガナイズドセッション》 「ガスタービン技術の歴史とその継承」		
17:20	「機械試験所から産総研でのガスタービン研究」 「IHI における航空エンジンの技術開発について」 簡井康賢氏 (産業技術総合研究所) 渡辺康之氏 (石川島播磨重工) オーガナイザー: 渡辺紀徳 (東大), 船崎健一 (岩手大)		

# 第2日

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

第1室		第2室	
9:00	<p>《一般講演》燃焼・燃焼器Ⅲ 座長:井亀 優 (海技研)</p> <p>A-9 ガス燃料の自動分配機構を備えた産業用ドライ低NOxガスタービン燃焼器の改良</p> <p>*若林努, 守家浩二, 古賀祥之助 (大阪ガス), 下平一雄, 黒澤要治, 鈴木和雄 (JAXA), 岡崎康英, 津村淳一 (日立造船), 川口修 (慶大理工)</p> <p>A-10 低カロリーガス焚き Dual Fuel 型燃焼器の開発</p> <p>*小山西道, 藤原弘 (新潟原動機)</p> <p>A-11 筒状火炎の既燃ガス中に予混合気を噴射する MGT 用 2 段燃焼器の試作</p> <p>*岩本厚, 金子智彦 (東大院), 山田秀志, 林茂 (JAXA), 金子成彦 (東大)</p> <p>A-12 モデル消化ガスを燃料とするガスタービン燃焼器の燃焼安定性</p> <p>*杉山涼太 (慶大院), 桐山泰拓, 川口修 (慶大理工)</p>	9:00	<p>《一般講演》空力Ⅲ・ガスタービンシステム 座長:今成邦之 (石川島播磨)</p> <p>B-9 単動翼列多段チップタービン駆動ファン (第二報)</p> <p>*岩瀬識, 齊藤喜夫, 松田幸雄 (JAXA)</p> <p>B-10 連伝的アルゴリズムによる蒸気注入用スワローの最適設計</p> <p>*船崎健一, 山田和豊 (岩手大工), Carlos Felipe, F. Favaretto, 田沼唯士 (東芝)</p> <p>B-11 マイクロタービン用発電機の開発</p> <p>*佐々木学, 木村守, 小村昭義, 松信隆, 井出一正, 井上知昭, 坪内邦良 (日立)</p> <p>B-12 超小型ガスタービン用発電機の開発</p> <p>*内田竜朗, 長尾進一郎, 岡田恭一, 伊東哲也 (東芝), 石濱正男 (神奈川工大)</p>
10:20	<p>A-13 《一般講演》燃焼・燃焼器Ⅳ 座長:山本武 (JAXA)</p> <p>A-13 ガスタービン燃焼器小型化の燃焼特性への影響</p> <p>*中村健二, 高松正周 (慶大院), 川口修 (慶大理工)</p> <p>A-14 超小型希薄予混合プロパン燃焼器の排気特性</p> <p>*栗野領介, 上原麻美子 (都立科技大院), 湯浅三郎 (都立科技大)</p> <p>A-15 超小型ガスタービン用強旋回環状燃焼器の燃焼特性</p> <p>*室田慎介 (慶大院), 小林裕, 川口修 (慶大理工)</p> <p>A-16 MGC 部材適用燃焼器パネルの研究開発 (1)</p> <p>高温雰囲気中におけるパネル表面温度計測結果</p> <p>*松本匡史, 葉狩智子, 西浦健夫, 木下康裕 (川崎重工)</p>	10:20	<p>《一般講演》ガスタービンシステム 座長:須田祐志 (荏原製作所)</p> <p>B-13 コージェネレーションシステムとしての小型リヒートガスタービンの改良</p> <p>*壹岐典彦, 高橋三餘, 古谷博秀 (産総研)</p> <p>B-14 メンテナンス費用を考慮したマイクロガスタービンの経済性評価</p> <p>土屋利明, 外内裕子, *岡本正範 (東京電力)</p> <p>B-15 蒸気噴射によるマイクロガスタービンの性能改善効果に関する研究</p> <p>- 第1報:蒸気噴射による性能改善効果と安定運転性の実証 -</p> <p>*土屋利明, 外内裕子 (東京電力), 久保田孝, 望月健一郎 (タクマ)</p> <p>B-16 マイクロガスタービンによる消化ガスコージェネレーション</p> <p>*浜野信彦, 大橋洋一, 児玉直樹 (荏原製作所)</p>
11:55		11:55	

昼休み (11:55~13:25)

第1室		第2室	
13：25	《一般講演》燃焼・燃焼器V 座長：湯浅三郎（都立科技大） A-17 小型発電機用ガスタービンに用いる環状燃焼器の燃焼特性 * 荒木進（慶大院），尾崎隼平，川口修（慶大理工） A-18 小型ジェットエンジン用圧力噴射弁による液体燃料の微粒化状態 * 清水大輔（工学院大院），壹岐典彦，江原拓未（産総研） A-19 マイクロガスタービンによるDME燃料の適用可能性評価研究 * 土屋利明，岡本正範（東京電力） A-20 再生サイクルMGT用液体燃料焚きDLE燃焼器の開発 * 藤原弘，小山西道（新潟原動機）	13：25	《一般講演》システム 座長：古谷博秀（産総研） B-17 1700℃級仮想タービンの構築 佐伯祐志（東芝），* 松下政裕，福山佳孝（JAXA）， 吉田豊明（東京農工大），横川忠晴， 原田広史（物質・材料研究機構） B-18 コンパインドサイクル発電プラントの制御設計支援シミュレーション・ツールの開発 * 白川昌和，中井昭祐，保坂俊二（東芝） B-19 排熱を利用したデシカント空調システムの検討 * 栗津尚登，頭島康博，杉浦匠，高橋稔（日立プラント） B-20 酸素燃焼セミクローズドガスタービンサイクル-MCFCハイブリッド発電システム * 幸田栄一，高橋徹（電中研）
14：45		14：45	
15：00	《一般講演》材料・計測 座長：圓島信也（日立） A-21 高熱応力印加CMSX-2単結晶材の組織変化 * 松下政裕，福山佳孝，藤沢良昭，陳錦祥（JAXA），日野武久， 吉岡洋明（東芝） A-22 1100℃級ガスタービン初段動翼コーティング材の劣化・損傷解析 * 吉岡洋明，斎藤大蔵，岡本浩明，石橋和利，和泉敦彦（東芝） A-23 船用過給機の性能計測試験と「計測の不確かさ（ISOによる）」 * 小池利康（石川島播磨），岩城史典，平田豊， 円山豪人（石川島播磨），小口幸成（神奈川工大） A-24 非接触回転翼先端変位計測の実用化研究 （ねじれ変形量の計測及び計測デバイスの実用化設計） * 松田幸雄，小河昭紀，橋本良作（JAXA） A-25 浮動ブッシュ軸受を適用した過給機の軸受周辺部温度と軸振動の関係 * 岩城史典，三堀健（石川島播磨），小池利康， 酒井勉（石川島汎用機械），小幡正一（金沢工大）	15：00	《一般講演》伝熱 座長：白鳥敏正（都立科技大） B-21 複合型インピンジメント冷却構造に関する研究 （流れ場の計測と数値シミュレーション） 船崎健一，山田和豊（岩手大工），*Hamidon Bin Salleh（岩手大院） B-22 複合型インピンジメント冷却構造体の開発 * 福山佳孝，山根敬，松下政裕， 三村富福雄（JAXA），仲俣千由紀，大北洋治（石川島播磨）， 吉田豊明（東京農工大） B-23 GT動翼前縁冷却流路を模擬したリブ付き三角流路における熱流動特性の実験的検討 * 渡辺和徳，高橋俊彦，大貝宣雄（電中研） B-24 LESを用いた乱流促進リブ付き矩形流路における伝熱促進現象の解明 * 堀内康広，木塚宣明，圓島信也（日立） B-25 TBC表面粗さが熱伝達率に及ぼす影響の実験的検討 * 久芳俊一，恒吉雄三（日立エンジニアリング），児島慶享（日立）
16：40		16：40	



## 平成16年度シンポジウム及び見学会・技術懇談会のお知らせ

平成16年度のシンポジウム及び見学会・技術懇談を下  
記の要領で開催致します。

今回はシンポジウム及び見学会・技術懇談会を同時に  
開催します。奮ってご参加下さい。

### 1. 日時

平成16年11月12日(金) 9:00~16:00

### 2. シンポジウム

#### (1) 講演内容

エンジン試験設備とガスタービンの応用事例  
航空エンジンの保守管理技術  
産業用ガスタービンの保守管理技術 等

#### (2) 開催場所

北海道千歳市 千歳市民文化センター

### 3. 見学会

#### (1) 見学先

防衛庁技術研究本部札幌試験場  
(空力推進研究施設)  
北海道千歳市駒里1032

### (2) 見学内容

- ①エンジン高空性能試験装置
- ②燃焼風洞装置
- ③三音速風洞装置
- ④その他, GT 使用設備
- ⑤技術懇談会

### 4. スケジュール

9:00~12:00 シンポジウム  
13:30~16:00 見学会  
研究設備の見学  
技術懇談会  
16:00 解散

### 5. 参加要領

- (1) 定 員 30名程度
- (2) 参加費 ￥5,000
- (3) 申込方法 下記の申込用紙にご記入のうえ10月12日  
(火)までに FAX, 郵送または E-mail に  
て学会事務局にお送り下さい。

なお, 航空券と宿泊等については格安のパックツアーを  
用意しています。詳細は学会ホームページをご覧ください。  
(<http://wwwsoc.nii.ac.jp/gtsj/index.html>)

## シンポジウム・見学会参加申込書

申込締切日 (平成16年10月12日(火)) 開 催 日 (16年11月12日(金))

(社)日本ガスタービン学会 行 FAX. 03-3365-0387 TEL. 03-3365-0095 E-mail : gtsj@pluto.dti.ne.jp

氏 名	G T S J 会員番号		(会員の方は記入して下さい)
勤 務 先			
勤 務 先 住 所	〒		
T E L		F A X	
連 絡 先	〒		
E-mail			

## ○ 本会協賛・共催行事 ○

会合名	開催日・会場	詳細問合せ先
第272回講習会 熱応力による変形・破壊の評価方法と対策事例 －デモ展示付き－	H16/10/19-20 大阪科学技術センター 8階中ホール	日本機械学会関西支部 TEL：06-6443-2073, FAX：06-6443-6049 E-MAIL：jsme@soleil.ocn.ne.jp URL：http://www.kansai.jsme.or.jp/
第72回マリンエンジニアリング 学術講演会	H16/10/19-21 神戸大学 深江キャンパス	日本マリンエンジニアリング学会 TEL：03-3539-5920, FAX：03-3539-5921, E-MAIL：staff@jime.jp URL：http://www.jime.jp/
創立20周年記念コージェネレーション シンポジウム2004	H16/11/10-11 経団連会館 「14F 経団連ホール」	日本コージェネレーションセンター 担当 岩本敏昭 TEL：03-3433-5044, FAX：03-3433-5673, E-MAIL：iwamoto@cgc-japan.com
第42回燃焼シンポジウム	H16/12/1-3 ホテルグランヴェール 岐山	日本燃焼学会第42回燃焼シンポジウム事務局 TEL, FAX：052-789-4506, E-MAIL：sympo42@combustionsociety.jp Web：http://www.combustionsociety.jp/sympo42/
文部科学省 IT プログラム 第3回「戦略的基盤ソフトウェアの 開発」シンポジウム	H16/12/8-9 経団連ホール	東京大学生産技術研究所 計算科学技術連携研究センター事務局 TEL：03-5452-6661, FAX：03-5452-6662 E-MAIL：office@fsis.iis.u-tokyo.ac.jp URL：http://www.fsis.iis.u-tokyo.ac.jp
第18回数値流体力学シンポジウム	H16/12/15-17 国立オリンピック記念 青少年センター	第18回数値流体力学シンポジウム 実行委員長 姫野龍太郎（理化学研究所） TEL：048-462-4634, FAX：048-467-9321
第45回航空原動機・宇宙推進講演会	H17/1/27-29 北九州国際会議場	日本航空宇宙学会 E-MAIL：propcom@jsass.or.jp, URL：http://jsass.or.jp/propcom/AJCPP/index.html
VSTech2005 振動・音響新技術国際シンポジウム	H17/6/1-3 宮島観光会館	日本機械学会：中川紀壽 (広島大学大学院工学研究科) TEL：0824-24-7574, FAX：0824-22-7193 URL：http://dezima.ike.tottori-u.ac.jp/vstech2005

本号では、特集として平成11年から5年間の研究で多くの成果を得た ESPR プロジェクトを取り上げ、関係された方々に関連記事の執筆をお願いしております。

まず随筆では、ESPR プロジェクトを技術面で指導された高田浩之先生（東大名誉教授）に「ESPR 特集号の発行によせて」と題して成果を総括していただくとともに、それが垂直音速航空エンジンや産業用ガスタービンに展開され、早期実用化につながることへの期待を述べていただきました。

また、特集記事としてプロジェクトの遂行をコントロールされた NEDO および ESPR 研究組合の立場でプロジェクトの背景、研究開発の概要、成果について概括していただきました。研究成果としては「低騒音化技術の研究開発」、「LPP 低 NO<sub>x</sub> 燃焼器の研究開発」、「軽量・複合材料技術の研究開発」、「耐熱材料・冷却技術の研究開発」、「エンジンシステムの研究開発」のそれぞれについて、研究を遂行された各社・各団体の担当者に執筆をお願いしました。

喫茶室は、佐藤豪先生（慶應大学名誉教授）に「ガスタービン事始め」と題して、本号から3回にわたり、ガスタービンの創生期の思い出についてご執筆いただくことになりました。

見聞記として、本年6月にウィーンで開催された第49回 ASME 国際ガスタービン会議の概要を、例年どおり分野別に掲載しました。

7月号にて予告させていただきましたガスタービン生産統計資料は、新体制によるガスタービン統計作成委員会の活動の成果を本号に掲載しました。

最後になりますが、本号刊行にあたり、執筆者の方々にはご多忙中のところを、快く原稿をお引き受け下さり、編集委員一同、厚くお礼申し上げます。

本号の企画編集は、木下茂樹委員（ダイハツディーゼル）、刑部真弘委員（東京海洋大学）、服部学明委員（三井造船）、山本政彦委員（IHI）、杉本（川崎重工）が担当しました。（杉本隆雄）

#### 〈表紙写真〉

#### 低騒音排気ノズル付きターボエンジン

説明：この写真は、2003年5月に石川島播磨重工業（株）・瑞穂工場で運転したターボエンジンの搭載状況を示す。研究開発した低騒音排気ノズルを装着して、エンジン運転を行い、エンジンシステムの機能を確認した。その後、このエンジンを米国ユナイテッド・テクノロジーズ社に輸送して、屋外騒音試験を実施し、目標のジェット騒音低減を実証できた。

（提供：独立行政法人 新エネルギー・産業技術  
総合開発機構（NEDO））

だより

## ♣事務局 ☒ ♣

今年の夏は全国的に猛暑だったのですが、梅雨がなく6月から既に暑かった東京は7月20日にはなんと39.5度。ここ事務局のある新宿は40度になったとのこと。体温より高いこの温度に生きているのが不思議！と感じたことでした。

昔は30度と聞くと「暑い！」と思ったものですが、最近は30度と聞くと「おっ、今日は涼しい」と思う始末。慣れというのは恐ろしいものです。

“猛暑、猛暑”の連呼で聞いているだけでも暑くなる毎日でしたが、ここへ来て、日差しは照りつけるものの一時の暑さには到らずいぶん過ごしやすくなってきました。事務局も、鋭気を養うには少々短かった3日間の夏休みを終え、また平常の業務に戻りました。

夏休みに入る前に年会費未納の方に納入お願いの葉書をお出しました。お手元に葉書が届いた方で、まだお送りいただいていない方は速やかにお送りくださいますようお願いいたします。

この夏の間にも委員会が開催され、委員の皆さんは活発に活動なさっていらっしゃっていました。これからの学会活動にいろいろ反映されてくることでしょう。

学会の行事は、10月開催の高知での定期講演会ははじめ、11月のシンポジウム・見学会など学会誌会告とともにホームページにも掲載しております。

申し込み期日を過ぎてからの問い合わせなど多いのですが、くれぐれもお見逃しなく期日内にお申し込みください。

[A]

本号では、特集として平成11年から5年間の研究で多くの成果を得た ESPR プロジェクトを取り上げ、関係された方々に関連記事の執筆をお願いしております。

まず随筆では、ESPR プロジェクトを技術面で指導された高田浩之先生（東大名誉教授）に「ESPR 特集号の発行によせて」と題して成果を総括していただくとともに、それが垂直音速航空エンジンや産業用ガスタービンに展開され、早期実用化につながることへの期待を述べていただきました。

また、特集記事としてプロジェクトの遂行をコントロールされた NEDO および ESPR 研究組合の立場でプロジェクトの背景、研究開発の概要、成果について概括していただきました。研究成果としては「低騒音化技術の研究開発」、「LPP 低 NO<sub>x</sub> 燃焼器の研究開発」、「軽量・複合材料技術の研究開発」、「耐熱材料・冷却技術の研究開発」、「エンジンシステムの研究開発」のそれぞれについて、研究を遂行された各社・各団体の担当者に執筆をお願いしました。

喫茶室は、佐藤豪先生（慶應大学名誉教授）に「ガスタービン事始め」と題して、本号から3回にわたり、ガスタービンの創生期の思い出についてご執筆いただくことになりました。

見聞記として、本年6月にウィーンで開催された第49回 ASME 国際ガスタービン会議の概要を、例年どおり分野別に掲載しました。

7月号にて予告させていただきましたガスタービン生産統計資料は、新体制によるガスタービン統計作成委員会の活動の成果を本号に掲載しました。

最後になりますが、本号刊行にあたり、執筆者の方々にはご多忙中のところを、快く原稿をお引き受け下さり、編集委員一同、厚くお礼申し上げます。

本号の企画編集は、木下茂樹委員（ダイハツディーゼル）、刑部真弘委員（東京海洋大学）、服部学明委員（三井造船）、山本政彦委員（IHI）、杉本（川崎重工）が担当しました。（杉本隆雄）

#### 〈表紙写真〉

#### 低騒音排気ノズル付きターボエンジン

説明：この写真は、2003年5月に石川島播磨重工業（株）・瑞穂工場で運転したターボエンジンの搭載状況を示す。研究開発した低騒音排気ノズルを装着して、エンジン運転を行い、エンジンシステムの機能を確認した。その後、このエンジンを米国ユナイテッド・テクノロジーズ社に輸送して、屋外騒音試験を実施し、目標のジェット騒音低減を実証できた。

（提供：独立行政法人 新エネルギー・産業技術  
総合開発機構（NEDO））

だより

## ♣事務局 ☒ ♣

今年の夏は全国的に猛暑だったのですが、梅雨がなく6月から既に暑かった東京は7月20日にはなんと39.5度。ここ事務局のある新宿は40度になったとのこと。体温より高いこの温度に生きているのが不思議！と感じたことでした。

昔は30度と聞くと「暑い！」と思ったものですが、最近は30度と聞くと「おっ、今日は涼しい」と思う始末。慣れというのは恐ろしいものです。

“猛暑、猛暑”の連呼で聞いているだけでも暑くなる毎日でしたが、ここへ来て、日差しは照りつけるものの一時の暑さには到らずいぶん過ごしやすくなってきました。事務局も、鋭気を養うには少々短かった3日間の夏休みを終え、また平常の業務に戻りました。

夏休みに入る前に年会費未納の方に納入お願いの葉書をお出しました。お手元に葉書が届いた方で、まだお送りいただいていない方は速やかにお送りくださいますようお願いいたします。

この夏の間にも委員会が開催され、委員の皆さんは活発に活動なさっていらっしゃってました。これからの学会活動にいろいろ反映されてくることでしょう。

学会の行事は、10月開催の高知での定期講演会ははじめ、11月のシンポジウム・見学会など学会誌会告とともにホームページにも掲載しております。

申し込み期日を過ぎてからの問い合わせなど多いのですが、くれぐれもお見逃しなく期日内にお申し込みください。

[A]

## 学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

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

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会では原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

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

## 技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
  - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
  - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
  - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

### 日本ガスタービン学会誌 Vol.32 No.5 2004.9

発行日 2004年9月20日  
発行所 社団法人日本ガスタービン学会  
編集者 望月貞成  
発行者 住川雅晴  
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13  
第3工新ビル402  
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387  
郵便振替 00170-9-179578  
印刷所 ニッセイエブロ(株)  
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4  
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (社)日本ガスタービン学会

#### 複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(社)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の方でない限り、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル  
(中法) 学術著作権協会  
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619  
E-mail: jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

## 学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

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

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会では原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

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

## 技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
  - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
  - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
  - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

### 日本ガスタービン学会誌 Vol.32 No.5 2004.9

発行日 2004年9月20日  
発行所 社団法人日本ガスタービン学会  
編集者 望月貞成  
発行者 住川雅晴  
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13  
第3工新ビル402  
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387  
郵便振替 00170-9-179578  
印刷所 ニッセイエブロ(株)  
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4  
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (社)日本ガスタービン学会

#### 複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(社)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の方でない限り、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル  
(中法) 学術著作権協会  
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619  
E-mail: jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。

## 学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

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

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会では原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

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

## 技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
  - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
  - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
  - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

### 日本ガスタービン学会誌 Vol.32 No.5 2004.9

発行日 2004年9月20日  
発行所 社団法人日本ガスタービン学会  
編集者 望月貞成  
発行者 住川雅晴  
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13  
第3工新ビル402  
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387  
郵便振替 00170-9-179578  
印刷所 ニッセイエブロ(株)  
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4  
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (社)日本ガスタービン学会

#### 複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(社)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の方でない限り、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル  
(中法) 学術著作権協会  
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619  
E-mail: jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。



## 学会誌編集規定

2003.8.29改訂

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

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

3. 執筆者は編集委員会が定める原稿執筆要領に従って原稿を執筆し、編集委員会事務局まで原稿を送付する。事務局の所在は付記1に示す。
4. 会員は本学会誌に投稿することができる。投稿された原稿は、編集委員会が定める方法により審査され、編集委員会の承認を得て、学会誌に掲載される。技術論文の投稿に関しては、別に技術論文投稿規定を定める。
5. 依頼原稿および学会原稿についても、編集委員会は委員会の定める方法により原稿の査読を行う。編集委員会は、査読の結果に基づいて執筆者に原稿の修正を依頼する場合がある。
6. 依頼原稿には定められた原稿料を支払う。投稿原稿および学会原稿には原則として原稿料は支払わないものとする。原稿料の単価は理事会の承認を受けて定める。
7. 学会誌に掲載された著作物の著作権は原則として学会に帰属する。

但し、著作者自身または著作者が帰属する法人等が、自ら書いた記事・論文等の全文または一部を転載、翻訳・翻案などの形で利用する場合、本会では原則としてこれを妨げない。ただし、著作者本人であっても学会誌を複製の形で全文を他の著作物に利用する場合は、文書で本会に許諾を求めなければならない。

8. 著作者は、学会または学会からの使用許諾を受けた者に対し著作者人格権を行使しない。

9. 本会発行の著作物に掲載された記事、論文などの著作物について、著作権侵害者、名誉毀損、またはその他の紛争が生じた場合、当該著作者の著作者自身又は著作者の帰属する法人等を当事者とする。

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

## 技術論文投稿規定

2003.8.29改訂

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
  - 1) 主たる著者は本学会会員であること。
  - 2) 投稿原稿は著者の原著で、ガスタービンおよび過給機の技術に関連するものであること。
  - 3) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものであること。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 使用言語は原則として日本語とする。ただし、第一著者が日本語による論文執筆が困難な場合、および本学会主催の国際会議で発表した論文は英語による投稿を認める。なお、原稿執筆は日本語の場合に準拠するものとする。
3. 投稿原稿の規定ページ数は原則として図表を含めてA4版刷り上がり6ページ以内とする。ただし、1ページにつき12,000円の著者負担で4ページ以内の増ページをすることができる。
4. 図・写真等について、著者が実費差額を負担する場合にはカラー印刷とすることができる。
5. 投稿者は原稿執筆要領に従い執筆し、正原稿1部副原稿(コピー)2部を学会編集委員会に提出する。原稿には英文アブストラクトおよび所定の論文表紙を添付する。
6. 原稿受付日は原稿が事務局で受理された日とする。
7. 投稿原稿は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で採否を決定する。
8. 論文内容についての責任は、すべて著者が負う。
9. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権に関しては、学会誌編集規定7.および8.を適用する。

### 日本ガスタービン学会誌 Vol.32 No.5 2004.9

発行日 2004年9月20日  
発行所 社団法人日本ガスタービン学会  
編集者 望月貞成  
発行者 住川雅晴  
〒160-0023 東京都新宿区西新宿7-5-13  
第3工新ビル402  
Tel. 03-3365-0095 Fax. 03-3365-0387  
郵便振替 00170-9-179578  
印刷所 ニッセイエブロ(株)  
〒105-0004 東京都港区新橋5-20-4  
Tel. 03-5733-5157 Fax. 03-5733-5168

©2004, (社)日本ガスタービン学会

#### 複写される方へ

本誌に掲載された著作物を複写したい方は、(社)日本複写権センターと包括複写許諾契約を締結されている企業の方でない限り、著作権者から複写権等の行使の委託を受けている次の団体から許諾を受けて下さい。

〒107-0052 東京都港区赤坂9-6-41 乃木坂ビル  
(中法) 学術著作権協会  
TEL: 03-3475-5618 FAX: 03-3475-5619  
E-mail: jaacc@mtd.biglobe.ne.jp

著作物の転載・翻訳のような、複写以外の許諾は、直接日本ガスタービン学会へご連絡下さい。