

ジェットエンジンとサーモプレッサー回顧

日本大学工学部 一色尚次

1. はじめに

日米技術・経済摩擦がさわがれている近頃である。とくに昨1991年12月の真珠湾攻撃50周年記念日以来、毎日がかつての第2次大戦の日日の50周年のような気もすることもある。

さて、このガスタービン学会誌に随筆を書けとの御依頼に対し、私は大戦中の学生時代に見せられた一枚のジェットエンジンの写真を始めとする、幾つか若い日のガスタービンとの出会いについて述べ、その中から今も生きている未来への夢について語りたい。

2. ジェットエンジンとの出会い

それはまだ戦争もたけなわで、空襲をうけて炎上する東京の煙がたなびく、昭和20年の春であった。あと半年と卒業の迫った我々航空原動機学科学生の約半数は、立川の陸軍航空技研から命からがら引き揚げて、しばしの授業と卒業教科を千葉の第二工学部ですることとなった。

さて何を設計しようかと私が迷っていた時、海軍航空本部に関係のあった実吉金郎教授が、我々を教授室に招いて、一枚の大型白黒写真を見せられた。そこには潜水艦が持ち帰ったドイツのハインケルの試作ジェットエンジンの断面図が示されていた。それは今から考えると極めて簡単な、多段軸流、一段タービンのジェットエンジンであったが、専らレシプロしか知らなかった私には、まさに電撃的なショックとなるガスタービンとの出会いであった。

コピー機もフィルムも無い時代であり、私は穴のあくように写真を見つめて脳裏に納め、すぐジェットエンジンを卒業設計に選ぶことにきめた。

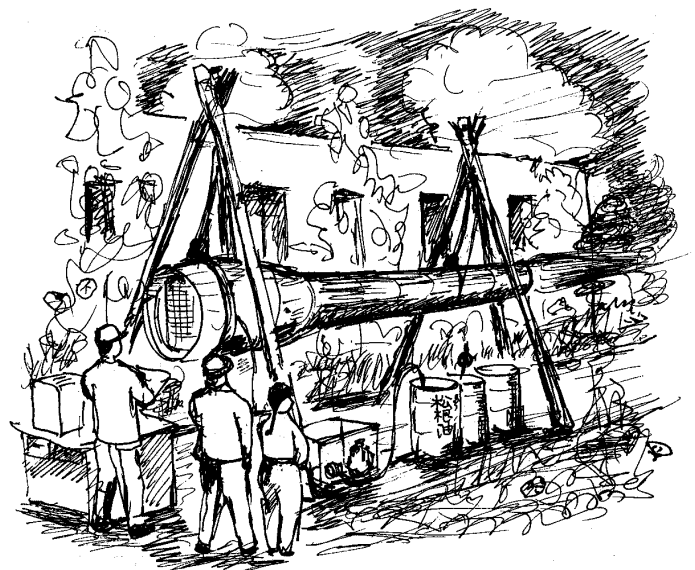
ほぼ同じ頃、陸軍航空本部から出向の互理厚助教授は、アメリカのマークをつけたジェット機の写真を我々に見せ、今にジェット機時代が来ると

述べ、また日本陸軍でもやってるぞと強がりと言われた。これも我々に大いに力を与えるものであった。また後に東北大学教授となった大塚由郎君もジェットエンジンを設計することにきめている。

3. ジェットエンジンの卒業設計

さてジェットエンジンを設計するとなると、何を基準にしてよいかわからないので、製図用紙の大きさを実物の最大直径にきめて初段送風機とし、あとは計算まかせであった。送風機は非圧縮流体で設計のものを逐次8段まで重ねて行き、またタービンは石川政吉教授のスチームタービンの衝動タービン設計法をそのままに使用して画いた。推力は地上で約1200kgであった。

それこれしているうちに、我々は東大航空研究所でのV-1号ロケットの開発に動員された。その屋外には第1図のように、鉄板を巻いて作ったV-1号が三またの木の枠にぶらさげられてあり、松根油を燃料にして、バタバタという大音響とともにV-1号が火と煙を吐くすさまじい、実験が



第1図 1945年夏東大航研敷地の一隅に置かれたV-1号パルスジェットの実験スケッチ。松根油ドラム缶や動員女子学生の姿も見える

(平成4年6月8日原稿受付)

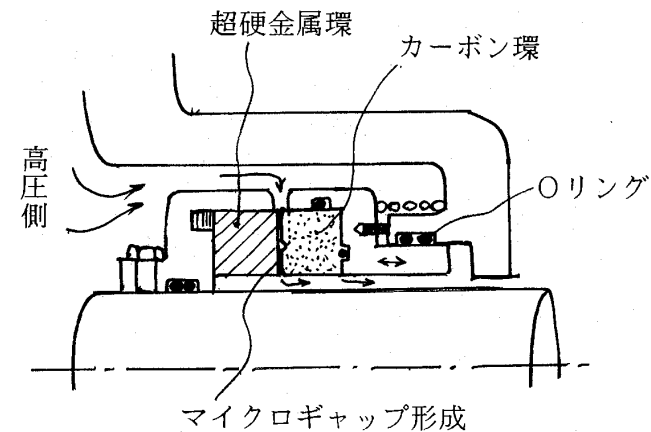
くり返されており、頭上にはしばしばB29爆撃機の飛行機雲が通りすぎて行った。その下で我々は、富塚清、中西不二夫、田中敬吉、西脇仁一、粟野誠一、海部一郎、平尾収、水野長生らの諸先生と会うことができ、さし迫ったふんい気の中で生きるか死ぬるかの最後の日米航空技術決戦の一端とともに体験することができたのを今でも限りなくなつかしく思うのである。

夏が近づいて航研の研究室で机を重ねたベッドの上で寝ながら暗い灯の下で、私は計算尺を使って、私のジェットエンジンの推力を計算した。そして平尾収先生の御指摘で、地上ではなく一万米までの各高度での性能を計算した。またエンジンのスターターとしては、丁度V-1号の燃料ポンプ用に使われていた小さい2ストロークガソリンエンジンを使うこととして、私のジェットエンジンのヘッド内にそのスケッチを画きこんで図面は完了した。それは終戦直前の8月上旬であった。

私の図面は高月龍夫助教授に提出した。先生は大へん喜ばれたが、その後の終戦のドサクサと大学の大変革の波の中に私の図面は永久に失われたようである。ああ私の青春のジェットエンジンはどこへ飛んで行ったのであろう。

4. 遊動パッキンの研究

終戦後、航空研究とその産業を失った日本で、私は国鉄に入り、連絡船の船用スチームタービンプラントの研究をすることとなった。そこで私は無接触微小ギャップの遊動パッキンとなるタービンパッキンを考え⁽¹⁾、従来のラビリンスパッキンに代えるべく研究を開始した。ギャップは約0.02



第2図 マイクロギャップシール（遊動パッキンの現代改良形）の概念図

mmであった。この研究はとびとびではあるが40年経た今にいたるまで続けている。最近ギャップは0.0005mmにいたり、材料と工作技術も上って、やっと幾つかの蒸気タービンに使用されている⁽²⁾。研究には何といても情熱とねばりが必要である。最後まで信ずるものは救われる。私はこの40年の遊動パッキン研究が近い将来ガスタービンにも利用されることを信ずるものである。

第2図に、今はマイクロギャップシール（MGシール）と呼ばれる、無接触遊動パッキンシールの概念図を示して御参考としたい。

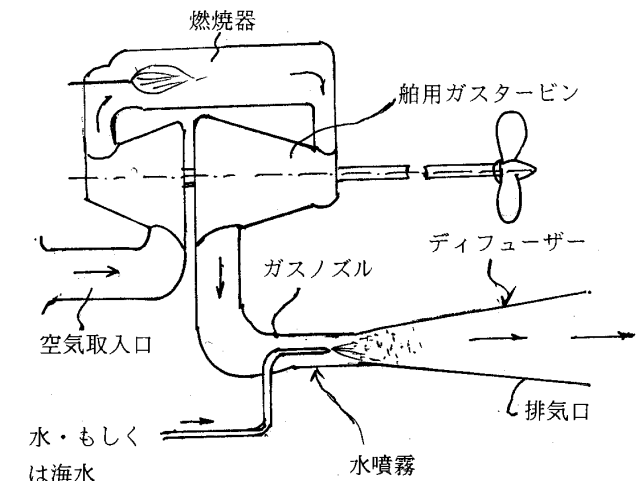
5. サーモプレッサーの研究

私は1955年、アメリカのMITに留学したが、それはそのサーモプレッサーの研究助手に拾われたからである。

サーモプレッサーは、熱流体力学の教科書で有名なR. Shapiro教授の提案によるガスタービンの出力増装置である。いまガスタービンの高温排気力を、まずノズルでマッハ1.2くらいに増速させた後そこに水を噴射して急冷し、速度が保存されたままで密度を増大すればベルヌイの定理で動圧が上昇する。よってあとはデیفューザーで減速噴出させれば、全圧が上昇し、ガスタービンの脊圧がより下降できて、よってガスタービンの出力が増す、というものである。第3図に原理図を示す。

このサーモプレッサーは、水を自由に使える船用ガスタービンに向くとされ、船用機関を研究していた私には大きな魅力であった。

MITのガスタービンラボには大きな実験装置



第3図 サーモプレッサーの原理

が作られ幾多の実験がくり返されていたが、私が到着したところには、水の噴霧形成の抵抗損失が大きいこと、同一断面内の流速不均一が大きいこと、デیفューザー損失が大きいこと、等の理由によって、期待するほどの圧力上昇が得られないことがすでにわかって来ていた。

私はそのため、特に水の噴霧の研究チームにまわされ、スローンラボの K.ワドレイ教授の下でアトマイゼーションの実験をすることとなった。

その時の研究結果についてはすでに別報告⁽³⁾があるのでここでは述べないが、極めて基礎的な研究であって、その後の多くの噴霧研究は熱焼器の研究のさいの大きな助けとなっている。

サーモプレッサーの研究はその一年で打ち切りとなり、私は沸騰の研究に回った。それが、その後の私の伝熱研究への転進の大きな理由となった。

さてサーモプレッサー自体は、ガスタービンでは日の目を見なかったが、その後沸騰水原子炉の炉内循環ポンプの動力補助として同じ原理のものが出ており、また MHD の流動補助にも提案がある。とくに後者は水噴射の代りに放射冷却を利用するので抵抗損失が小さいが、かなり大型の場合しか考えられない。

いずれにせよ、シャピロの流れの基礎方程式による速度一定、密度増大、全圧上昇なる考え方は、いつかは世に出ることがあると私は信ずるものである。

6. おわりに

以上のように、私の実に50年前のジェットエン

ジンとの出会いから MIT 留学に到るまでの15年間の、いわば私の青春時代におけるガスタービンとの出会いについて述べた。

その後私は主として過給ボイラやヒートポンプボイラのスーパーチャージャーを中心としてガスタービンの一端に参加し⁽⁴⁾、とくにガスタービン学会とは、その創生時代からのつき合いは永く、また国際会議での多くの外国友人を得たことは誠に有り難いことであった。

しかし今でも私の夢をかり立てるのは、あのジェットエンジンやパルスジェットとの出会いであり、またいつまでもがんばれと自ら激励されるのは、40年も研究し続けて来た無接触遊動パッキンの実用への前進である。また未来へのアイデアの源となるのはシャピロのサーモプレッサーに示されるベルヌイの基礎方程式の中にかくされた夢である。

私はこのように、すでに歴史の過去へ流れ去ったと思われる過ぎた日のガスタービンを語ることによって、若い人々が確実に未来への種をつかんで行かれることを希望するものである。古いものの中には常に新しいものが潜んでいる。

参考文献

- (1) 馬杉 (一色) ; 遊動パッキンの研究, 運輸技術報告1-12 (1952)
- (2) 炭研精工; カタログ MG シール (1992)
- (3) 一色; Theoretical Study on Atomization etc, 運輸技術報告 (英文) No. 35 (1959)
- (4) 一色, 玉木; 試作超臨界ボイラ, 日機誌65-519(1962)



日本ガスタービン学会賞（第6回）報告

学会賞審査委員会委員長 高田 浩之

日本ガスタービン学会賞は本会創立10周年を記念して昭和57年に制定され、以後2年毎にガスタービン及び過給機に関する優れた論文ならびに技術に対し賞を贈って来ましたが、今回はその第6回になるわけですが、とくに今年が本学会の設立20周年に当たることから、20周年記念行事の一環として、今年度からは従来の論文賞・技術賞のほかに、あらたに奨励賞を設けて新進の研究者・技術者の活動を奨励することになりました。

これに従い、学会では昨年12月号の会誌に会告を掲載して候補論文と候補技術の募集を行いました。これは、学会誌に昭和62年11月以降平成3年12月までに掲載された論文および1991年国際ガスタービン会議横浜大会のプロシーディングに掲載された論文、または同上期間に完成した新技術を対象として募集したものでありますが、その結果、編集委員会その他からの推薦あるいは応募のあった件数は、論文賞に対して25件、技術賞に対して2件、奨励賞に対して10件にのぼりました。

学会ではこれに対して、大学・研究所・企業からの適任者20名から成る学会賞審査委員会を設け、同委員会によって候補論文・技術の慎重かつ公正な審査が行われました。そして、その結果が理事会に報告され、その議を経て下記の通り論文賞5件、技術賞2件、奨励賞3件の受賞が決定されました。

なお、受賞者に対する表彰状および賞牌の授与は平成4年6月19日開催された本会20周年記念式典の席上行われました。

論文賞

タービンの動静翼の干渉によって生ずる非定常二次流れ

航空宇宙技術研究所 山本孝正, 三村富嗣雄, 臼井弘
 早稲田大学 大田英輔
 日本工業大学 松木正勝

日本ガスタービン学会誌19巻74号 (平成3年)

ターボ機械内の流れは回転翼列と静止翼列どうしの干渉により元来、非定常かつ三次元流である。しかしながら、翼列内部の非定常三次元流の詳細な挙動については殆んど明らかにされていない。一方、最近のガスタービンの開発をはじめ各種新形態のエンジンの研究開発に際して、ターボ機械要素に対しより一層の性能向上が要求されており、この要求に対処するには、要素内の非定常な流動メカニズムを正しく理解することが必要となっている。

本論文は上流に位置するタービン動翼によって引き起された非定常流が、下流に位置する静止翼列内の三次元流れをいかに変動させるかを、ホットワイヤを用いて計測、詳しく調べたものである。回転翼列の動きと共に時々刻々と複雑に変化する三次元内部流動模様を視覚的にとらえるべく、計測結果を動画や非定常二次流れベクトルとして表示、考察している。主な結果は次のとおり。

- (1) 回転翼列の下流に位置する翼列の流れは極度に複雑な非定常流動を呈する。しかし、この複雑な流動模様も回転翼列によって起された非定常な変動成分と、流れの時間平均成分とに分離することによって、より明確に理解できる。
- (2) 上流で生じた非定常流は、下流の翼列の入口、翼間はもとより出口の流れをも大きく変動させる。特に出口での流出角の周期変動は、下流の翼列を設計する際には考慮すべき量である。
- (3) 上流の流れの非定常性は下流の翼列の翼先端漏れ渦の強さ、大きさを周期的に変化させるなど、下流の翼列の二次流れのメカニズム、従って翼列性能を左右する重要なファクターである。

乱流促進リブの形状が伝熱・流動特性に及ぼす効果

日立製作所 安齊俊一, 川池和彦, 竹原勲
 東北電力 松崎裕之

日本ガスタービン学会誌19巻75号 (平成3年)

エネルギー事情と広域環境問題の観点から発電プラントの一層の高効率化が必要で、ガスタービンを利用したコンバインドサイクルの高温化が追求されている。このためには高温化によるサイクル上のメリットを損なわないよう、極力少ない空気量でタービン翼を冷却する技術がキーテクノロジーとなる。

本論文は、動翼のリターンフロー冷却方式を対象に乱流促進リブを配置した冷却流路に関し、その伝熱促進のさらなる改善を目的にリブ形状が伝熱促進効果に及ぼす影響を実験的に検討したものである。供試リブはリブ後流に三次元的な乱流渦を発生させることを意図した形状とした。実験装置には供試体寸法が実機タービン翼と同一寸法レベルで実機相当のレイノルズ数条件を満足でき、比較法を原理としたことを特徴とする実験実施効率の高い熱伝達率測定装置を開発し、熱伝達率と圧力損失とを測定した。その結果、供試リブの範囲内では冷却面中央側のリブ先端を冷却空気流の上流側に向けた谷形スタックガード配置構造の伝熱促進効果が優れ、平滑面及び直交リブに比較して各々5.9倍、2.4倍熱伝達率が向上する効果を示した。また、最新の報告に見られる直交スタックガード配置リブに対しても1.6倍熱伝達率が高い。圧力損失を考慮したポンピング動力一定の場合の熱交換性能評価においても、優位性を確認した。

論文賞

タービンの動静翼の干渉によって生ずる非定常二次流れ

航空宇宙技術研究所 山本孝正, 三村富嗣雄, 臼井弘
 早稲田大学 大田英輔
 日本工業大学 松木正勝

日本ガスタービン学会誌19巻74号 (平成3年)

ターボ機械内の流れは回転翼列と静止翼列どうしの干渉により元来、非定常かつ三次元流である。しかしながら、翼列内部の非定常三次元流の詳細な挙動については殆んど明らかにされていない。一方、最近のガスタービンの開発をはじめ各種新形態のエンジンの研究開発に際して、ターボ機械要素に対しより一層の性能向上が要求されており、この要求に対処するには、要素内の非定常な流動メカニズムを正しく理解することが必要となっている。

本論文は上流に位置するタービン動翼によって引き起された非定常流が、下流に位置する静止翼列内の三次元流れをいかに変動させるかを、ホットワイアを用いて計測、詳しく調べたものである。回転翼列の動きと共に時々刻々と複雑に変化する三次元内部流動模様を視覚的にとらえるべく、計測結果を動画や非定常二次流れベクトルとして表示、考察している。主な結果は次のとおり。

- (1) 回転翼列の下流に位置する翼列の流れは極度に複雑な非定常流動を呈する。しかし、この複雑な流動模様も回転翼列によって起された非定常な変動成分と、流れの時間平均成分とに分離することによって、より明確に理解できる。
- (2) 上流で生じた非定常流は、下流の翼列の入口、翼間はもとより出口の流れをも大きく変動させる。特に出口での流出角の周期変動は、下流の翼列を設計する際には考慮すべき量である。
- (3) 上流の流れの非定常性は下流の翼列の翼先端漏れ渦の強さ、大きさを周期的に変化させるなど、下流の翼列の二次流れのメカニズム、従って翼列性能を左右する重要なファクターである。

乱流促進リブの形状が伝熱・流動特性に及ぼす効果

日立製作所 安齊俊一, 川池和彦, 竹原勲
 東北電力 松崎裕之

日本ガスタービン学会誌19巻75号 (平成3年)

エネルギー事情と広域環境問題の観点から発電プラントの一層の高効率化が必要で、ガスタービンを利用したコンバインドサイクルの高温化が追求されている。このためには高温化によるサイクル上のメリットを損なわないよう、極力少ない空気量でタービン翼を冷却する技術がキーテクノロジーとなる。

本論文は、動翼のリターンフロー冷却方式を対象に乱流促進リブを配置した冷却流路に関し、その伝熱促進のさらなる改善を目的にリブ形状が伝熱促進効果に及ぼす影響を実験的に検討したものである。供試リブはリブ後流に三次元的な乱流渦を発生させることを意図した形状とした。実験装置には供試体寸法が実機タービン翼と同一寸法レベルで実機相当のレイノルズ数条件を満足でき、比較法を原理としたことを特徴とする実験実施効率の高い熱伝達率測定装置を開発し、熱伝達率と圧力損失とを測定した。その結果、供試リブの範囲内では冷却面中央側のリブ先端を冷却空気流の上流側に向けた谷形スタックガード配置構造の伝熱促進効果が優れ、平滑面及び直交リブに比較して各々5.9倍、2.4倍熱伝達率が向上する効果を示した。また、最新の報告に見られる直交スタックガード配置リブに対しても1.6倍熱伝達率が高い。圧力損失を考慮したポンピング動力一定の場合の熱交換性能評価においても、優位性を確認した。

Numerical Analysis of Separated Flows through Stalled Cascade

航空宇宙技術研究所 西澤敏雄
東海大学 高田浩之

Proceedings of the 1991 Yokohama International Gas Turbine Congress, Vol. I

著者らは、圧縮機等の回転機械の作動の不安定や翼の破損を招く原因として重要な旋回失速や失速フラッタ等の問題に関し、有限ピッチの2次元翼列を通る激しい剥離を伴った流れ場を、離散渦の分布によって表した上でその対流と乱流拡散を考慮して解く数値解析法を示し、この方法によって旋回失速の流れの挙動やその諸特性を定性的かつ定量的に明らかにしてきた。本論文は著者らの一連の研究を更に発展させたもので、旋回失速伝播時の剥離流れの挙動と翼の非定常空力特性との関係、大変動の旋回失速が微小擾乱から発生・成長する過程やヒステリシスの性質、および失速セル数の変化の様子などを明らかにした。特に本研究により、(1)旋回失速の流れにおいては失速渦と回復渦の周期的放出が特徴的な現象であるが、これらの渦が翼面上で成長しながら移動するため、翼面非定常圧力に大きな変動と翼面上各点間の変動に位相差が生じ、これが翼に働く非定常空気力やモーメントの変動の支配的な要因となること、(2)従来の理論解析では分からなかった単独翼列におけるセル数変化の現象に関して、失速点近傍の流入角において旋回失速が発生・成長する場合、変動の振幅がまだ微小な成長初期にはセル数の多いパターンが発生するが、変動が増幅するにつれてセル数は減少し、最終的には1セルのパターンが伝播するようになる性質があること、などが明らかにされた。

Characteristics of NO_x Formation in a Pre-chamber Type Vortex Combustor

豊田中央研究所 野村佳洋, 大久保陽一郎
井戸田芳典, 大澤克幸

Proceedings of the 1991 Yokohama International Gas Turbine Congress, Vol.III

ガスタービン燃焼器の課題の一つに NO_x 排出量の低減がある。実験・計測による解析は、形状が複雑な実用燃焼器に対しては限界がある。本研究では数値計算を実用的な燃焼器の一つである大型バス用ガスタービンの副室付渦巻燃焼器に適用することを試みた。

開発した計算コードでは、噴霧燃焼、すす生成、ふく射を考慮し、拡大 Zeldovich 機構により NO_x 生成量を3次元で計算することができる。この計算による NO_x 排出量の傾向は実験結果と良く一致することを確認した上で供試燃焼器の NO_x 生成について検討した。

副室付渦巻燃焼器では燃空比を大きくしても NO_x 排出指数が大きくなる特徴を持つ。計算結果から、これにはふく射損失により火炎温度が上がらないこと、また、燃焼器内の高温部分が主室の中心軸付近にあり、そこでの滞在時間が長くなることが影響していることがわかった。

Numerical Analysis of Separated Flows through Stalled Cascade

航空宇宙技術研究所 西澤敏雄
東海大学 高田浩之

Proceedings of the 1991 Yokohama International Gas Turbine Congress, Vol. I

著者らは、圧縮機等の回転機械の作動の不安定や翼の破損を招く原因として重要な旋回失速や失速フラッタ等の問題に関し、有限ピッチの2次元翼列を通る激しい剥離を伴った流れ場を、離散渦の分布によって表した上でその対流と乱流拡散を考慮して解く数値解析法を示し、この方法によって旋回失速の流れの挙動やその諸特性を定性的かつ定量的に明らかにしてきた。本論文は著者らの一連の研究を更に発展させたもので、旋回失速伝播時の剥離流れの挙動と翼の非定常空力特性との関係、大変動の旋回失速が微小擾乱から発生・成長する過程やヒステリシスの性質、および失速セル数の変化の様子などを明らかにした。特に本研究により、(1)旋回失速の流れにおいては失速渦と回復渦の周期的放出が特徴的な現象であるが、これらの渦が翼面上で成長しながら移動するため、翼面非定常圧力に大きな変動と翼面上各点間の変動に位相差が生じ、これが翼に働く非定常空気力やモーメントの変動の支配的な要因となること、(2)従来の理論解析では分からなかった単独翼列におけるセル数変化の現象に関して、失速点近傍の流入角において旋回失速が発生・成長する場合、変動の振幅がまだ微小な成長初期にはセル数の多いパターンが発生するが、変動が増幅するにつれてセル数は減少し、最終的には1セルのパターンが伝播するようになる性質があること、などが明らかにされた。

Characteristics of NO_x Formation in a Pre-chamber Type Vortex Combustor

豊田中央研究所 野村佳洋, 大久保陽一郎
井戸田芳典, 大澤克幸

Proceedings of the 1991 Yokohama International Gas Turbine Congress, Vol.III

ガスタービン燃焼器の課題の一つに NO_x 排出量の低減がある。実験・計測による解析は、形状が複雑な実用燃焼器に対しては限界がある。本研究では数値計算を実用的な燃焼器の一つである大型バス用ガスタービンの副室付渦巻燃焼器に適用することを試みた。

開発した計算コードでは、噴霧燃焼、すす生成、ふく射を考慮し、拡大 Zeldovich 機構により NO_x 生成量を3次元で計算することができる。この計算による NO_x 排出量の傾向は実験結果と良く一致することを確認した上で供試燃焼器の NO_x 生成について検討した。

副室付渦巻燃焼器では燃空比を大きくしても NO_x 排出指数が大きくなる特徴を持つ。計算結果から、これにはふく射損失により火炎温度が上がらないこと、また、燃焼器内の高温部分が主室の中心軸付近にあり、そこでの滞在時間が長くなるということが影響していることがわかった。

The Effect of Tip Clearance on Vibration Characteristics of Cascaded Blades

東京農工大学 渡 辺 紀 徳
東京大学 梶 昭次郎

Proceedings of the 1991 Yokohama International Gas Turbine Congress, Vol.III

翼端間隙は翼列の3次元流れ場を支配する主要な因子であり、間隙漏れ流れや翼端渦が翼列性能に及ぼす影響を及ぼすかについて、近年活発な研究が行われているが、従来の研究はほとんどが定常問題を扱ったものであり、翼端間隙が振動翼列の非定常空力特性に対してどのような効果を持つかは全く未解明であった。本研究ではこの効果を実験と理論の両面から初めて明らかにした。実験では平板翼から成る直線翼列風洞で翼1枚を振動させ、非定常圧力分布を振動翼とその両側隣接翼で計測し、影響係数法で合成して非定常空気を求めた。その結果、定常負荷のない翼列では間隙の増大に伴って空力減衰力が大幅に減少すること、定常負荷が働くと間隙による影響は抑制されること、間隙の影響は隣接する2枚の翼の漏れ流れが一つの翼間流路に同位相で出入りする際に最も顕著であること、翼端渦が生じると翼端における非定常空気が急に増加すること等がわかった。一方、理論解析は渦格子法を用いて行った。計算した空力減衰力は実験結果と良く一致した。但し間隙が小さい場合には、翼端で有限な循環が保持されるモデルを用いた。定常負荷が働く場合の結果からは、間隙が存在すると翼振動が安定化されることが明らかになった。また空力減衰力と90°位相がずれた空気力成分については、薄翼の計算では実験値との一致が不十分だが、翼厚を考慮することにより一致の度合が大幅に改善されることがわかった。

技術賞

セラミックラジアルタービンロータの試作研究

三菱自動車工業 小 林 芳 人
三菱重工業 松 尾 栄 人
稲 垣 登 治
日本ガイシ 小 澤 理 夫

高効率、低公害、多種燃料対応性に優れた次世代の自動車用エンジンとして期待されているセラミックガスタービンの実用化には、1400°Cレベルの高温ガス中で高回転速度の運転に耐え得るセラミックタービンロータの開発が最重要課題である。

そのため、性能解析、3次元流れ解析、温度・応力解析、信頼性解析を組み合わせた設計システムを開発し、セラミックラジアルタービンの最適化設計を図った。タービン材については、窒化ケイ素の粒界相の耐熱性を向上させ、従来の課題であった高温領域での強度低下を克服し、1400°Cまで室温と同等の高強度を保持する新材料を開発した。また、負荷の調整ができて、タービン入口ガス温度最高1450°C、タービン周速最高900m/sまでのテストが可能なホットガススピントリグおよび試験方法を新たに開発し、試験結果をタービンの設計および製造方法の改善に反映させた。

これらの成果として、タービン入口ガス温度1410°C、タービン周速700m/sの条件で、窒化ケイ素製ラジアルタービンロータのホットガススピントリグに成功し、実用レベルの運転条件での信頼性を実証した。この試作研究で開発された種々の新技術は、自動車用セラミックガスタービンの実用化開発に大いに生かされるものと期待される。

The Effect of Tip Clearance on Vibration Characteristics of Cascaded Blades

東京農工大学 渡 辺 紀 徳
東京大学 梶 昭次郎

Proceedings of the 1991 Yokohama International Gas Turbine Congress, Vol.III

翼端間隙は翼列の3次元流れ場を支配する主要な因子であり、間隙漏れ流れや翼端渦が翼列性能に及ぼす影響を及ぼすかについて、近年活発な研究が行われているが、従来の研究はほとんどが定常問題を扱ったものであり、翼端間隙が振動翼列の非定常空力特性に対してどのような効果を持つかは全く未解明であった。本研究ではこの効果を実験と理論の両面から初めて明らかにした。実験では平板翼から成る直線翼列風洞で翼1枚を振動させ、非定常圧力分布を振動翼とその両側隣接翼で計測し、影響係数法で合成して非定常空気を求めた。その結果、定常負荷のない翼列では間隙の増大に伴って空力減衰力が大幅に減少すること、定常負荷が働くと間隙による影響は抑制されること、間隙の影響は隣接する2枚の翼の漏れ流れが一つの翼間流路に同位相で出入りする際に最も顕著であること、翼端渦が生じると翼端における非定常空気が急に増加すること等がわかった。一方、理論解析は渦格子法を用いて行った。計算した空力減衰力は実験結果と良く一致した。但し間隙が小さい場合には、翼端で有限な循環が保持されるモデルを用いた。定常負荷が働く場合の結果からは、間隙が存在すると翼振動が安定化されることが明らかになった。また空力減衰力と90°位相がずれた空気力成分については、薄翼の計算では実験値との一致が不十分だが、翼厚を考慮することにより一致の度合が大幅に改善されることがわかった。

技術賞

セラミックラジアルタービンロータの試作研究

三菱自動車工業 小 林 芳 人
三菱重工業 松 尾 栄 人
稲 垣 登 治
日本ガイシ 小 澤 理 夫

高効率、低公害、多種燃料対応性に優れた次世代の自動車用エンジンとして期待されているセラミックガスタービンの実用化には、1400°Cレベルの高温ガス中で高回転速度の運転に耐え得るセラミックタービンロータの開発が最重要課題である。

そのため、性能解析、3次元流れ解析、温度・応力解析、信頼性解析を組み合わせた設計システムを開発し、セラミックラジアルタービンの最適化設計を図った。タービン材については、窒化ケイ素の粒界相の耐熱性を向上させ、従来の課題であった高温領域での強度低下を克服し、1400°Cまで室温と同等の高強度を保持する新材料を開発した。また、負荷の調整ができて、タービン入口ガス温度最高1450°C、タービン周速最高900m/sまでのテストが可能なホットガススピントストリグおよび試験方法を新たに開発し、試験結果をタービンの設計および製造方法の改善に反映させた。

これらの成果として、タービン入口ガス温度1410°C、タービン周速700m/sの条件で、窒化ケイ素製ラジアルタービンロータのホットガススピントストリグに成功し、実用レベルの運転条件での信頼性を実証した。この試作研究で開発された種々の新技術は、自動車用セラミックガスタービンの実用化開発に大いに生かされるものと期待される。

自動車用ボールベアリング式ターボ過給機の実用化

日産自動車 会 田 昌 弘
川 西 康 治
後 藤 勉

乗用車用エンジンに搭載されているセラミックターボ過給機は、一般にすべり軸受が採用されている。軸受の摩擦トルクの比較実験により、低回転域において、すべり軸受よりも玉軸受(ボールベアリング)が性能上優れていることを見出した。このため、乗用車エンジン用ターボ過給機にボールベアリングを採用することを検討した。

軸径 8 mm, 回転数12万 rpm の回転軸系に十分な制振効果を与えるため軸受部にオイルフィルムダンパを設定し、微小間隙部の幅およびクリアランスの最適化を行ない、回転体のアンバランスに起因する作動音を低減し、乗用車で要求の高い静粛な運転を可能とした。

また、良好な潤滑状態と十分な摩擦損失低減効果を同時に得られるジェット潤滑方式を確立し、加速応答性向上と実用上十分な軸受寿命の両立を実現した。

この機構の採用により、エンジンの高回転域での高出力性能を維持しながら低速域での加速応答性を改善することが可能となり、市街地走行、渋滞走行から高速クルージングまであらゆる運転領域で滑らかな運転性能を確保することを可能にした。本ボールベアリング式セラミックターボ過給機は、1989年発売の乗用車に初めて採用され、以来今日まで複数の車種に採用されるに至っている。

奨励賞

発電機用可変案内翼付 2 軸再生式ガスタービン制御系の開発

日産自動車 熊 倉 弘 隆

日本ガスタービン学会誌17巻67号(平成元年)

防災用非常電源は、商用電源と同じ電源品質を要求されることがますます多くなってきている。この電源の高品質化に対応すべく、大型バス用ガスタービン技術を応用し、新たに非常用発電装置を開発した。

従来、周波数変動に対する要求が厳しい仕様では軸慣性モーメントが大きい1軸式ガスタービンが多く用いられてきたが、本発電装置では部分負荷燃費に優れた2軸再生式エンジンを用い出力タービン部の可変案内翼(VN)を積極的に出力制御に利用することで優れた周波数特性を実現した。

先ず厳しい周波数制御を行なう際の1軸式ガスタービンと2軸式との得失を検討した。1軸式には制御経験を持っていないため、2軸式エンジンにおける制御ゲインのゲイン余裕及び位相余裕から1軸式エンジンのコントローラを設計した。これを用いたシミュレーション結果より、フィードバック制御のみでは軸の慣性モーメントが大きい1軸式が有利であるが、高速なセンサを用いてフィードフォワード制御を組み入れると2軸式も優れた制御性能を得られることがわかった。

また燃費特性に対する2軸VN式のポテンシャルを評価し、ガスジェネレータ回転数を負荷に対して適切に設定することで、1軸式に対し有利となる領域があることがわかった。

自動車用ボールベアリング式ターボ過給機の実用化

日産自動車 会 田 昌 弘
川 西 康 治
後 藤 勉

乗用車用エンジンに搭載されているセラミックターボ過給機は、一般にすべり軸受が採用されている。軸受の摩擦トルクの比較実験により、低回転域において、すべり軸受よりも玉軸受(ボールベアリング)が性能上優れていることを見出した。このため、乗用車エンジン用ターボ過給機にボールベアリングを採用することを検討した。

軸径 8 mm, 回転数 12 万 rpm の回転軸系に十分な制振効果を与えるため軸受部にオイルフィルムダンパを設定し、微小間隙部の幅およびクリアランスの最適化を行ない、回転体のアンバランスに起因する作動音を低減し、乗用車で要求の高い静粛な運転を可能とした。

また、良好な潤滑状態と十分な摩擦損失低減効果を同時に得られるジェット潤滑方式を確立し、加速応答性向上と実用上十分な軸受寿命の両立を実現した。

この機構の採用により、エンジンの高回転域での高出力性能を維持しながら低速域での加速応答性を改善することが可能となり、市街地走行、渋滞走行から高速クルージングまであらゆる運転領域で滑らかな運転性能を確保することを可能にした。本ボールベアリング式セラミックターボ過給機は、1989年発売の乗用車に初めて採用され、以来今日まで複数の車種に採用されるに至っている。

奨励賞

発電機用可変案内翼付 2 軸再生式ガスタービン制御系の開発

日産自動車 熊 倉 弘 隆

日本ガスタービン学会誌17巻67号(平成元年)

防災用非常電源は、商用電源と同じ電源品質を要求されることがますます多くなってきている。この電源の高品質化に対応すべく、大型バス用ガスタービン技術を応用し、新たに非常用発電装置を開発した。

従来、周波数変動に対する要求が厳しい仕様では軸慣性モーメントが大きい 1 軸式ガスタービンが多く用いられてきたが、本発電装置では部分負荷燃費に優れた 2 軸再生式エンジンを用い出力タービン部の可変案内翼(VN)を積極的に出力制御に利用することで優れた周波数特性を実現した。

先ず厳しい周波数制御を行なう際の 1 軸式ガスタービンと 2 軸式との得失を検討した。1 軸式には制御経験を持っていないため、2 軸式エンジンにおける制御ゲインのゲイン余裕及び位相余裕から 1 軸式エンジンのコントローラを設計した。これを用いたシミュレーション結果より、フィードバック制御のみでは軸の慣性モーメントが大きい 1 軸式が有利であるが、高速なセンサを用いてフィードフォワード制御を組み入れると 2 軸式も優れた制御性能を得られることがわかった。

また燃費特性に対する 2 軸VN式のポテンシャルを評価し、ガスジェネレータ回転数を負荷に対して適切に設定することで、1 軸式に対し有利となる領域があることがわかった。

噴流旋回型環状高負荷燃焼器の研究

石川島播磨重工業 米澤克夫

日本ガスタービン学会誌19巻74号 (平成3年)

ガスタービン、特に航空用ガスタービン燃焼器において重要な性能である燃焼負荷率は年々増加しており、西暦2000年代には現状の1.5倍に達すると予想される。そこで、現状の1.5倍の燃焼負荷率の達成を目標に高負荷燃焼器（その設計思想から噴流旋回型燃焼器と呼ぶ）を設計試作した。

噴流旋回型燃焼器は、燃焼器ライナ内に螺旋状の旋回流を形成し、その混合促進および燃焼促進効果を利用することにより現状の1.5倍という高負荷燃焼を実現する燃焼器である。

噴流旋回型燃焼器の設計に当たっては、燃焼器内の複雑な3次元フローパターンを最適化し、流れによる燃焼促進効果を定量的に評価する必要がある。そこで、フローパターンの燃焼促進効果を評価するパラメータを考案し、数値解析を利用して燃焼器の試設計を行った。

試設計した燃焼器を製作し、加圧燃焼試験に供試した結果、現状の1.5倍という高い目標燃焼負荷率において燃焼効率が低下せず99%以上の高い燃焼効率が維持できることを確認した。さらに、燃焼器ライナ内ガス分析を実施した結果、1次燃焼領域の燃焼効率が90%以上で従来型燃焼器より30%以上高い燃焼効率であることがわかった。

これらの結果から、噴流旋回型燃焼器の概念、設計手法の妥当性を検証することができた。

A Fundamental Study on the Application of FGM to Gas Turbine Members

航空宇宙技術研究所 瀧 将 展

Proceedings of the 1991 Yokohama International Gas Turbine Congress, Vol. II

タービンへの傾斜機能材料 (FGM) 適用に向け、熱および荷重の連成環境下での遮熱特性・機械特性の実験的評価を中心に、TBC用途としてFGMの実環境適用の検討を行なった。なお、これに先立ちKernerの方法を応用した数値解析コードにて物性値を求め、実環境でのFGMの応力緩和の状態を推定した。

本研究では、NiCoCrAlY、YSZを用いた従来型TBCと、この両者の組成を多段階に変化させた段階的FGMについて温度落差引張試験を試みた。試験はプラズマコートした円筒形状試験片に対し、イメージ炉で外周より加熱すると同時に内部を水冷却することにより温度落差を発生、さらに遠心力を模擬する軸方向引張負荷をかけ、熱と荷重の連成環境下での強度特性を評価した。

従来型TBCが低温度落差で剝離破壊することが多いのに対し、FGMは熱応力のみでは全く破壊しない。ただし、遮熱性能のばらつきがかなり多く、製造時の欠陥層も確認されている。また、引張破壊応力は160MPa以上であるが、これは、従来型TBCと同等であり、予想値を下回っている。熱膨張係数の大きな金属相を含むため残留応力が発生しやすく比較的低温環境下でこの影響が現れているためと思われるが、今後、焼鈍技術の向上により回避可能と考えている。将来的には理論強度余裕に近い強度が達成され、従来型TBCでは熱応力的に厳しい場面での遮熱構造部材として有望であると期待される。

噴流旋回型環状高負荷燃焼器の研究

石川島播磨重工業 米澤克夫

日本ガスタービン学会誌19巻74号 (平成3年)

ガスタービン、特に航空用ガスタービン燃焼器において重要な性能である燃焼負荷率は年々増加しており、西暦2000年代には現状の1.5倍に達すると予想される。そこで、現状の1.5倍の燃焼負荷率の達成を目標に高負荷燃焼器（その設計思想から噴流旋回型燃焼器と呼ぶ）を設計試作した。

噴流旋回型燃焼器は、燃焼器ライナ内に螺旋状の旋回流を形成し、その混合促進および燃焼促進効果を利用することにより現状の1.5倍という高負荷燃焼を実現する燃焼器である。

噴流旋回型燃焼器の設計に当たっては、燃焼器内の複雑な3次元フローパターンを最適化し、流れによる燃焼促進効果を定量的に評価する必要がある。そこで、フローパターンの燃焼促進効果を評価するパラメータを考案し、数値解析を利用して燃焼器の試設計を行った。

試設計した燃焼器を製作し、加圧燃焼試験に供試した結果、現状の1.5倍という高い目標燃焼負荷率において燃焼効率が低下せず99%以上の高い燃焼効率が維持できることを確認した。さらに、燃焼器ライナ内ガス分析を実施した結果、1次燃焼領域の燃焼効率が90%以上で従来型燃焼器より30%以上高い燃焼効率であることがわかった。

これらの結果から、噴流旋回型燃焼器の概念、設計手法の妥当性を検証することができた。

A Fundamental Study on the Application of FGM to Gas Turbine Members

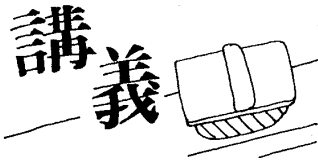
航空宇宙技術研究所 瀧 将 展

Proceedings of the 1991 Yokohama International Gas Turbine Congress, Vol. II

タービンへの傾斜機能材料 (FGM) 適用に向け、熱および荷重の連成環境下での遮熱特性・機械特性の実験的評価を中心に、TBC用途としてFGMの実環境適用の検討を行なった。なお、これに先立ちKernerの方法を応用した数値解析コードにて物性値を求め、実環境でのFGMの応力緩和の状態を推定した。

本研究では、NiCoCrAlY、YSZを用いた従来型TBCと、この両者の組成を多段階に変化させた段階的FGMについて温度落差引張試験を試みた。試験はプラズマコートした円筒形状試験片に対し、イメージ炉で外周より加熱すると同時に内部を水冷却することにより温度落差を発生、さらに遠心力を模擬する軸方向引張負荷をかけ、熱と荷重の連成環境下での強度特性を評価した。

従来型TBCが低温度落差で剝離破壊することが多いのに対し、FGMは熱応力のみでは全く破壊しない。ただし、遮熱性能のばらつきがかなり多く、製造時の欠陥層も確認されている。また、引張破壊応力は160MPa以上であるが、これは、従来型TBCと同等であり、予想値を下回っている。熱膨張係数の大きな金属相を含むため残留応力が発生しやすく比較的低温環境下でこの影響が現れているためと思われるが、今後、焼鈍技術の向上により回避可能と考えている。将来的には理論強度余裕に近い強度が達成され、従来型TBCでは熱応力的に厳しい場面での遮熱構造部材として有望であると期待される。



材料の破壊の基礎(1)

東京大学 塩谷 義

1. はじめに

材料の破壊現象の理解、および、強度評価の考え方をすることはガスタービンなどの機械の要素の設計者、技術者にとって必須のことであり、また、材料を提供する側の技術者にとっても非常に重要なことであることは従来から広く認識されている。しかし、実際には材料を提供する側は、各材料についての一般的な（しばしば特長的な）強度評価データを示し、設計技術者はその評価データの持つ意味を十分な理解しないまま用いることもあった。このため、材料が本来の適切な使われ方をされないこともしばしばあり、極端な場合には重大な事故につながる場合もあった。本講義では、材料強度の専門でない技術者のため、材料の破壊の基本的な考え方を平易に解説しようとするものである。

材料のもつ諸特性はその内部の微視的構造に敏感なもの（構造敏感性）とあまり依存しないものがある。例えば、電気抵抗などは前者に属し、密度、比熱、線（熱）膨張係数などは後者に属する。力学的特性をとってみれば、弾性係数などは構造に敏感でないのに対し、材料の破断強度など破壊特性は僅かの成分差、熱処理、加工処理などによる内部構造の差に非常に敏感である。従って、構造設計で応力解析を行なう場合、弾性係数は同種材料であれば大差はなく、応力の評価はできるが、材料強度（破断応力など）に関しては著しく異なる場合があるので注意が必要となる。

材料の破壊現象は、理論的にある程度説明できる部分と、経験的、実験的なものから導かれる部分があり、一般的に体系立てて論ずるのは難しいし、また、その必要性、メリットもあまりない。ここでは、はじめに理解を容易にするため、材料の破壊の分類を行なってみる。まず、破壊形態の

視点で分類すると、一般に、材料の破壊は、

- 1) 延性破壊
- 2) 脆性破壊

に分けられる。また、負荷・環境条件による各種の破壊を挙げてみると、

- ・単軸引張り破断
- ・多軸組み合わせ応力による破壊
- ・繰返し疲労による破壊
- ・クリープ荷重による破壊
- ・高速変形・衝撃荷重による破壊
- ・応力腐蝕割れ
- ・熱応力・熱衝撃破壊
- ・特殊環境（放射線、宇宙空間など）による材料の劣化・破壊

などがある。さらに、材料による分類をみれば、金属、セラミックス、高分子、複合材料などが考えられる。これらの分類は具体的にはそれぞれ深く関連している場合が多いが、特に統一して体系づけられるものではない。本講義においては、上記に述べた諸項目のなかから、主なテーマについての解説を行なう。

2. 延性破壊と脆性破壊

まず、延性破壊、脆性破壊の観点から述べる。延性破壊とは破壊に至るまでの変形量（塑性変形）が大きい破壊形態であり、一方、脆性破壊は、部材内部のほとんどが弾性変形のままで破壊する形態を言う。実際の材料は、延性、脆性の中間の性質を有するが、おおまかに延性材料、脆性材料の分類がなされる。例えば、銅、金、銀、軟鋼などの軟らかい金属は一般に延性材料とされ、ガラス、セラミックス、鋳鉄など硬くて脆い材料は脆性材料とみなされている。しかし、同種材料であっても成分比により、延性—脆性が変化することも多く、また、同一材料であっても、一般に温度、変形速度、応力集中の度合い、寸法・形状により、延性—脆性が遷移する。例えば、高温で延性、低

(平成4年7月9日原稿受付)

温で脆性の場合の遷移温度は延性-脆性遷移温度として知られている。ガスタービンの高温部に用いられる候補材料の多くは低温時にかなり脆性となる欠点が指摘されている。

材料が延性破壊を起こすか脆性破壊を起こすかは機械要素の設計に当たり重要な差をもたらす。延性破壊のみを想定すればよい場合には、材料強度は破断応力や降伏応力を基準に用いればよく、従来の応力解析に基づく設計法でよい。また、応力と弾性係数の次元が同じであるので、基本的に相似則が成立し、小型の規模による破壊試験で大型構造物の強度を確かめることができる。しかし、一般に、より高い強度や厳しい環境条件を要求されるときは、材料の選択や環境条件により脆性破壊を考慮する必要が生じてくる。脆性破壊の場合は、材料の破断応力や降伏応力のみではなく、破壊靱性をも考慮する必要がある。破壊靱性は材料が破壊に至るまでに要するエネルギーに対応する指標であり、材料が脆性であるほど小さい。破壊靱性には「応力」のほかに「長さ」を含む次元があり、破壊現象は要素や構造物の大きさの影響を受ける。このため、脆性破壊を考慮する場合には、模型による破壊実験をそのまま用いることはできない。また、きずや不連続部などの影響を受けやすく、設計や保守にあたってはより細心の注意を必要とする。

3. 延性破壊

延性破壊の過程は一般に、部材全体の塑性変形→形状変化による局所的な塑性変形の集中→微視ポイド（空孔）の発生→ポイド生長→ポイド合体→前面破断の各段階からなる（図1）。棒状試験片の引張り試験の場合には局所的な塑性変形の集中は「くびれ」となって現われる。この塑性ひずみの局在化は、断面減少による応力増加と材料の加工硬化との関係によるもので、くびれが生じると荷重がピークとなる一種の塑性不安定として知られる。以下に簡単にその原理を説明する。（図2）引張り荷重 P 、応力 σ 、断面積 A とすると、

$$P = \sigma A \quad (1)$$

であり、荷重の変化は(1)式を微分して

$$dP = \sigma dA + A d\sigma \quad (2)$$

で表わされる。塑性不安定が起こるのは、荷重がピークとなる $dP=0$ のときであり、(2)式を零と置き、

$$d\sigma/\sigma = -dA/A \quad (3)$$

となる。塑性変形の場合、一般に変形に伴う体積変化はないものと近似できるので、(ポアソン比0.5)

$$-dA/A = dl/l = d\varepsilon \quad (4)$$

の関係がある。従って(3)、(4)式より、

$$d\sigma/d\varepsilon = \sigma \quad (5)$$

が得られる。一般に加工硬化関係数 $d\sigma/d\varepsilon$ が小さいと低い応力でくびれが生じると言える。例えば、

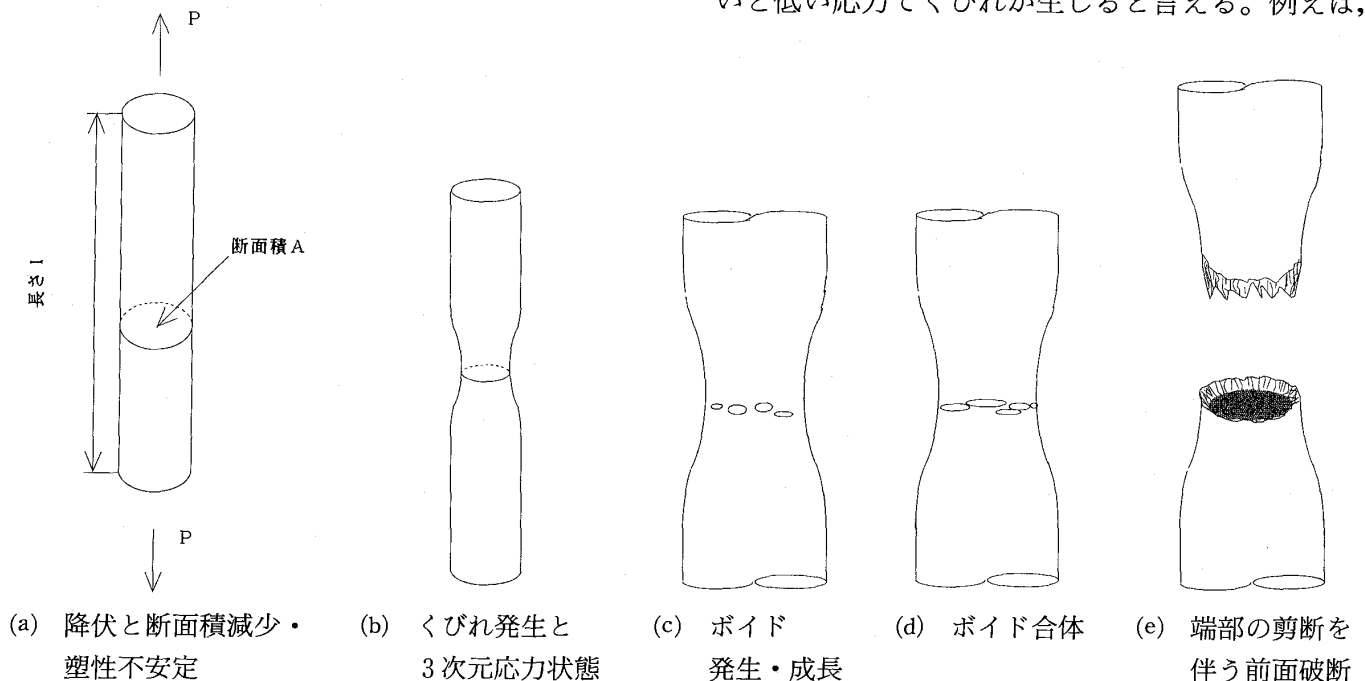


図1 延性破壊の過程

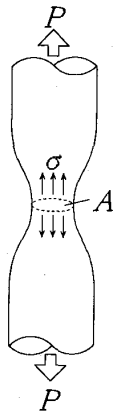


図2 くびれと塑性不安定
引張り荷重 P , 応力 σ , 断面積 A

延性材料に関してよく用いられる構成方程式

$$\sigma = C\epsilon^n \quad (6)$$

の場合には, (5)式に代入し,

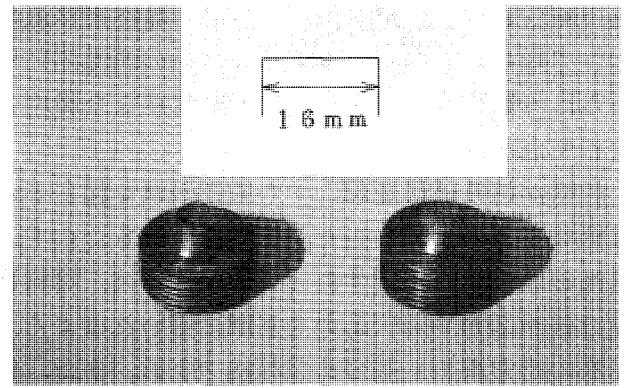
$$\epsilon = n \quad (7)$$

が, 塑性不安定の条件となる。上記(6)の構成方程式の場合, 加工硬化指数 n の小さい材料ほどくびれを生じやすいと言える。

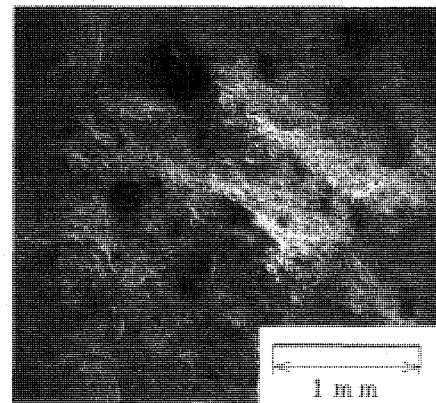
くびれを生じたあとは, 形状変化により3次元応力状態となり, くびれの部分には等軸引張り(負の静水圧)成分が大きくなる。この等軸引張り応力は材料内部に空孔(ポイド)を発生・成長させる主因となる。ポイドの発生点は結晶内に析出しているは第2相粒子や結晶三重点などである。従ってこれらに影響を及ぼす材料の不純物成分比, 熱処理などがポイド密度に影響する。ポイドの成長過程は一種の塑性変形の進行であり, 応力状態および材料の構成方程式により決まる。しかし, 変形量および変形速度が大きいので通常の実験から構成方程式を求めることは難しい。ポイドの発生から成長・合体・最終破断に至るまでは材料の成分や負荷条件に依存するが極めて短時間に行なわれる¹⁾。

延性破壊の破断面はポイドの成長・合体結果としての多数の窪み(ディンプル)が中央部を占め, 表面付近ではすべり剪断となる。典型的な延性破壊を生じた低炭素鋼試験片および破面の電子顕微鏡写真を図3に示す。

延性破壊に関する研究としてはポイドの含有率などを破壊の基準として経験則により一般的な理論を立てようとするもの, 個々のポイドの発生・



(a)



(b)

図3 (a) 延性破壊を生じた低炭素鋼試験片, および, (b) 破面の電子顕微鏡写真

成長の過程のモデル化と解析, 集団ポイドの発生・成長の解析などがある。また, 成分比や, 諸条件により, どのように脆性破壊に移行するかは重要な課題である。

4. 脆性破壊の理論 I (クラックの力学)

実際の高負荷を受け持つ構造用部材が, 完全に延性破壊のみであることはほとんどないが, 逆に完全に脆性破壊という場合もほとんどない。しかし, 脆性破壊の理論の展開上, 完全に脆性の場合を基に脆性破壊の基本であるクラックの伝播の説明を行なう。

一般に材料の破壊は物質の分離である。従って, 固体の破壊に要する力を見積もろうとするならば, 物質が2つに分離するとき, その分離面に生ずる応力を調べればよいことになる。分離面を境に上下の物質に少しの乱れ(原子レベルの)も生じないと仮定する場合, この応力は物質を構成する原子間ポテンシャルから見積もることができ, 簡単な概算式を用いて, およそ弾性係数の1オーダー

下の値であることが知られる。弾性係数の1オーダー下の値というのは材料強度のデータとしては見当たらないほど非常に大きな値であり、一般に理想強度と呼ばれている値である。上下の物質に少しの乱れも生じないという条件は、結晶の劈開面に沿った破壊（劈開破壊）といった特殊な場合のみ当てはまるが、原子構造の乱れ（転位の動きなど、巨視的には塑性変形）の起きにくい脆性材料の場合は、かなり大きな応力を要すると見積もることができる。

脆性材料において実際に部材に負荷される公称応力が大きくなくとも破壊に至ることがあるのは、部材内部にクラックが存在し局所的に（クラックの先端で）応力の値が大きくなり、上記の材料の破断応力に達するからである。このためクラックに関する研究は脆性破壊の研究の主要なテーマであり、「破壊力学」とは狭い意味ではクラックの力学を指している。

4.1 クラック先端近傍の応力場と応力拡大係数

クラックが存在する部材内の応力場は脆性材料においては弾性学の知識により求められる。まず、最も単純な場合を考える。無限弾性体中に1軸方向(y)に一様引張り応力 σ_{yy}^0 がかり、その軸に垂直な平面(xz面)上にx方向の長さ2cのクラックが存在する2次元問題を解析する。この場合のようにクラック面に垂直方向に負荷がかかる場合を一般にモードIと呼ぶ(図4)。弾性解析の方法としては、楕円孔の短軸を零の極限にとる方法、写像法、連続分布転位法など数種あるが、破

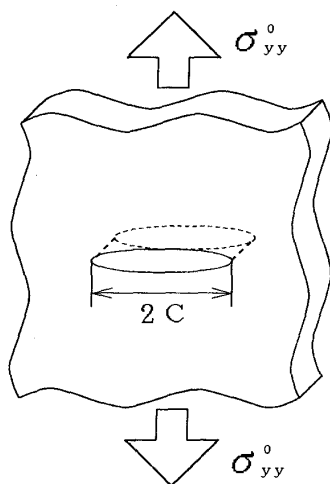


図4 一様引張り応力がかかる無限弾性体中にある長さcのクラックの2次元問題（モードI）

壊にとって最も重要なクラック先端近傍の場合は、クラック先端を原点にとり、次式で近似される²⁾。

(図5)

$$\begin{aligned} \sigma_{xx} &= \{K_I / (2\pi r)^{1/2}\} \times \cos(\theta/2) \{1 - \sin(\theta/2) \sin(3\theta/2)\} \\ \sigma_{yy} &= \{K_I / (2\pi r)^{1/2}\} \times \cos(\theta/2) \{1 + \sin(\theta/2) \sin(3\theta/2)\} \\ \sigma_{xy} &= \{K_I / (2\pi r)^{1/2}\} \times \sin(\theta/2) \cos(\theta/2) \sin(3\theta/2) \end{aligned} \quad (8)$$

$$\sigma_{zz} = 0 \quad (\text{平面応力 のとき})$$

$$\sigma_{zz} = \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{yy}) \quad (\text{平面ひずみ のとき}) \quad (9)$$

ただし、上記の境界条件、負荷条件の場合、

$$K_I = \sigma_{yy}^0 (\pi c)^{1/2} \quad (10)$$

である。(8)式は、モードIであれば他の境界条件、負荷条件の場合であっても一般的に成立し、これらの条件の相違は全て(10)式の表現の差で示される。(8)式は、各応力成分がクラック先端からの距離rの平方根に逆比例していることが示している。これは、連続体線形弾性論による鋭い先端（曲率半径が零）を有するクラックの応力解がクラック先端（原点）に近づけば無限に大きくなる特異性を有することを示している。従って上述の物質分離に要する高い応力の存在が可能となる。現実にはクラック先端の曲率半径はある程度の（少なくとも原子間距離以上の）値があり、また、先端付近の高応力部は塑性変形など線形弾性でなくなるので応力は無限大とはならない(図6)。しかし、この非線形域は小さく、先端付近から少し離れたところでは距離rの平方根に逆比例する特異性は依然、存在する。(逆に、このような条件が成立するとき脆性クラックといえる。)

K_I はこの特異性の係数で応力拡大係数 (Stress

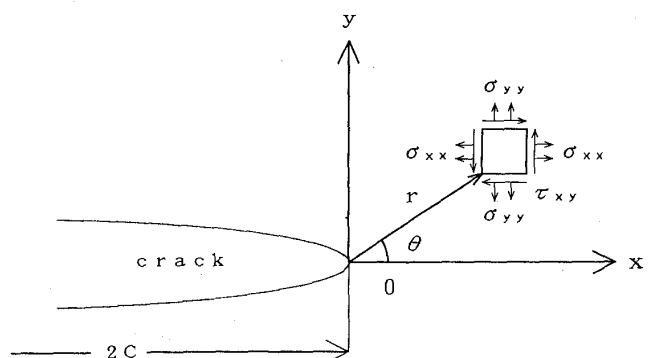


図5 クラック先端近傍の座標

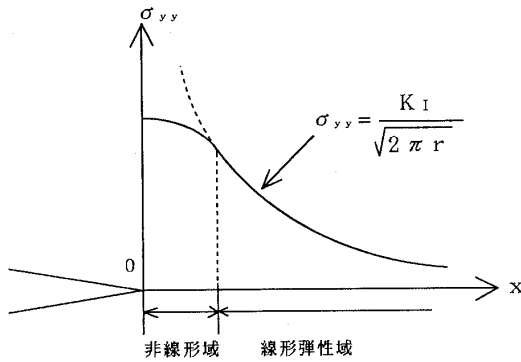


図6 クラック先端近傍の応力場，非線形域

Intensity Factor) と呼ばれ、クラック先端近傍の局所応力状態の程度を示している。実際の破壊(クラックの拡大)は上述の非線形域で起こるのであるが、この領域の詳細な破壊のメカニズムは未解明な部分が多く、また、材料によっても異なる。しかし、同じ材料で、応力拡大係数が同じであれば(非線形域を取り巻く弾性場が同じ)、この非線形域の状態も同じと見做すことができる。従ってこの応力拡大係数をクラック拡大の基準(破壊基準)として用いる考え方が成立する。言いかえると、線形破壊力学は応力拡大係数をもってクラックの状態を評価し、実際に破壊の微視過程の進行する微小の非線形域はブラックボックスとして立ち入らないという考え方に立っている。破壊の基準となる応力拡大係数は臨界応力拡大係数(Critical Stress Intensity Factor)と呼び、破断応力、降伏応力などと同様に材料の強度を示す材料定数である。一般に臨界応力拡大係数には K_{Ic} の記号が用いられ、破壊靱性値と呼ばれることもあり、単位は [応力] × [長さ]^{1/2} である。

(10)式は、応力拡大係数 K_I が負荷応力 σ_{yy}^0 に比例し、クラックの長さ $2c$ の平方根に比例する関係を示している。負荷応力 σ_{yy}^0 が σ_F のときクラックが拡大を始め破壊をすれば、

$$K_{Ic} = \sigma_F(\pi c)^{1/2} \tag{11}$$

と表現でき、脆性材料を用いて部品を設計する場合の考え方の基本となる。すなわち、クラック長さ $2c$ に関しては検査、保守法などにより決められる許容最大クラック長さ(例えば非破壊検査法などで検知可能な最小クラック長さ)を想定し、 K_{Ic} に関しては候補材料の値を材料実験データから用意し、(11)式により破壊負荷応力 σ_F を求め、構造計

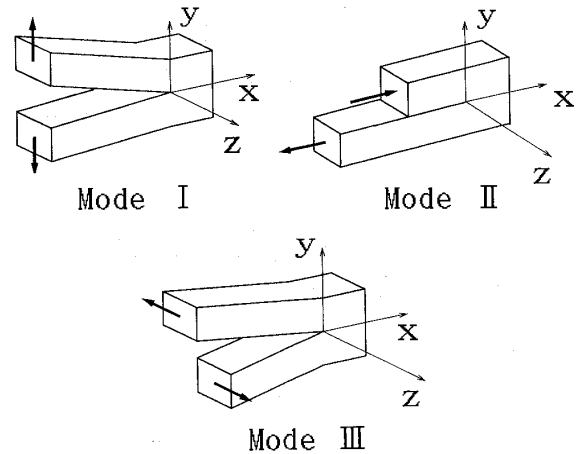


図7 クラックの3モード

- (a) 面内引張りモード (モード I)
- (b) 面内剪断モード (モード II)
- (c) 面外剪断モード (モード III)

算上の応力はこれに必要十分な安全率をかけたものになるよう設計するのである。

上に述べた関係式は負荷とクラック面が直交している2次元の場合(モード I)の場合であった。現実のクラックは一般に荷重軸に対し傾斜しており、面内剪断モード(モード II)、面外剪断モード(モード III)(図7)も混在し、それぞれに対応する応力拡大係数 K_{II} , K_{III} も定義されている。さらに、部材やクラック形状の3次元性を考慮すればより複雑な解析が展開される。ここでは、基本的考え方の理解に重点を置くためこれらの説明は省略する。

4.2 エネルギー・バランスの考え方

前節で述べたことは、クラック先端近傍の応力場の相似性より破壊基準を論じるものであるが、同じことが、クラック拡大に伴うエネルギーの変化を調べることにより示される。

これは、破壊力学の基礎をつくった Griffith の理論³⁾ と呼ばれるもので以下にその概略を説明する。

前節と同じく無限弾性固体中に1軸方向(y)に一様引張り応力 σ_{yy}^0 がかかり、その軸に垂直な平面(xz面)上にx方向の長さ $2c$ のクラックが存在する2次元問題を考える(図8)。このクラックが長さ $2c$ から $2c+2\Delta c$ に拡大すると仮定するときこの系のエネルギー変化を考察する。ここで考慮するエネルギー(単位板厚当たり)は、ポテンシャル・エネルギー U (この場合、固体中に蓄えられて

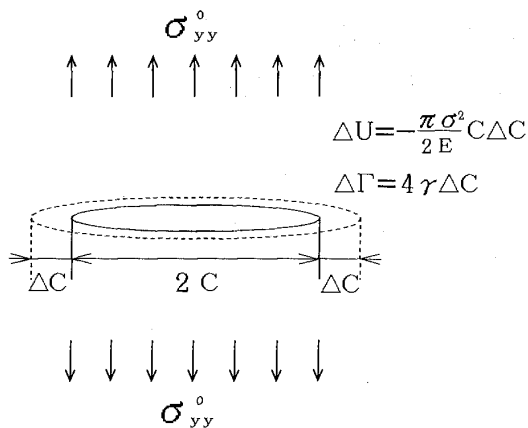


図8 クラックの成長に伴うエネルギー変化

いる弾性エネルギー), および, クラックが生成されることに伴う固体の表面エネルギー Γ (単位面積あたり γ) である。長さ $2c$ のクラックの表面エネルギーは, 上下, 左右合わせて $\Gamma = 4\gamma c$ であり, クラックが長さ $2c$ から $2c + 2\Delta c$ に拡大するとき, 新たな表面を生成するのに必要なエネルギーは,

$$\Delta\Gamma = 4\gamma\Delta c \tag{12}$$

である。一方, 長さ $2c$ のクラックが存在するときの弾性ポテンシャル・エネルギーはクラックがないときに比べて $\pi c^2 \sigma^2 / (4E)$ だけ小さい (弾性解析)。ここで, E は縦弾性係数である。従って, クラックが長さ $2c$ から $2c + 2\Delta c$ に拡大すると,

$$\begin{aligned} \Delta U &= -\Delta\{\pi c^2 \sigma^2 / (4E)\} \\ &= -\{\pi c \sigma^2 / (2E)\} \Delta c \end{aligned} \tag{13}$$

の変化を生じる (ポテンシャル・エネルギーの減少)。このポテンシャル・エネルギーの減少分が, 新たな表面を生成するのに必要なエネルギーに費やされるとすれば, クラック拡大の条件は,

$$-\Delta U > \Delta\Gamma \tag{14}$$

となる。(11), (12)式より, $-\Delta U = \Delta\Gamma$ のクラック拡大の臨界条件は, 応力で表わせば,

$$\sigma_{crit} = \{2E\gamma / (\pi c)\}^{1/2} \tag{15}$$

となり, 臨界クラック長さで表わせば,

$$c_{crit} = 4E\gamma / (\pi\sigma^2) \tag{16}$$

となる。クラック長さが上式の値より大きければ, 常に(14)式の条件が成り立つことは(12), (13)式より明らかである。

上述の Griffith の理論では本来クラックが生成するのに必要なエネルギー γ として, 固体の真の表面エネルギー (化学的結合エネルギー) γ_s を考えてい

た。これは, のちにクラック先端での塑性変形エネルギー γ_p を含む

$$\gamma = \gamma_s + \gamma_p \tag{17}$$

と拡大解釈され, さらに, 実際の材料では $\gamma_p > \gamma_s$ であることから,

$$\gamma \doteq \gamma_p \tag{18}$$

として扱われる。ただし, この場合でも γ_p がクラックの長さ (クラックの拡大) に依らず一定であることが条件である。 γ は(15), (16)式に示されるように材料のクラック拡大に対する抵抗を表わすパラメーターである。すなわち弾性エネルギー解放率を

$$G = -\delta U / \delta c \tag{19}$$

で定義すれば, G が材料固有の靱性値

$$G_c = 2\gamma \tag{20}$$

に達することが破壊条件となる。さきに述べたようにこのエネルギー・バランスの考え方は, 前節の応力拡大係数の考え方と等価であり, 両者のあいだには

$$G = K^2 / E \text{ (平面応力のとき)}$$

$$G = K^2(1-\nu) / E \text{ (平面ひずみのとき)} \tag{21}$$

の関係がある。

破壊力学に関する研究はさらに塑性変形を含む場合の一般的表現法 (J 積分) や, J 積分を用いた靱性値 J_{Ic} の定義, および試験方法の基準制定などと拡張発展している。このことが一部の人間には, 破壊力学による靱性値が延性破壊にも一般的に適用できる, との誤解を与えている。しかし, 破壊力学は本来脆性破壊を前提とした理論であり, 問題とする破壊様式がこの範疇にはいるかどうかの吟味は常に必要である。

以上, 材料の破壊について, 主に, 延性破壊と脆性破壊の基本的考え方を述べた。次回以降, 材料の破壊に関して異なった条件, 角度からの議論を進めていく予定である。

参考文献

- (1) Shioya, T., Morimoto, T. and Satoh, K., Proc. 34th Japan Congr. Materials Research, Kyoto, (1991), 257-261.
- (2) G. R. Irwin: J. Appl. Mech., Trans. ASME, Vol. 24, No. 3, 361-364 (1957).
- (3) A. A. Griffith: Phil. Trans. Roy. Soc. London, ser. A, Vol. 221, 163-198 (1921).



ガスタービン用燃料供給源としての 水素吸蔵合金—水素系の水素放出特性

東京都立科学技術大学 湯 浅 三 郎
後 藤 登

Abstract

In the prospect of using metal hydrides as a fuel storage tank for hydrogen gas turbines, a fundamental study was performed experimentally on the properties of hydrogen desorption under the isothermal condition at pressures and temperatures of practical interest using a mass flow meter system. A hydrogen storage alloy selected was $MmNi_{4.15}Fe_{0.85}$, because of having high equilibrium plateau pressures over wide ranges of hydrogen concentration in its metal hydride. It was found that the alloy could be easily activated at low temperatures and short incubation times. The hydrogen release rates from the hydride increased with an increase in ambient temperature and a decrease in ambient pressure. The rates could be represented as a function of equilibrium hydrogen concentration in the hydride, and the activation energy of the hydrogen desorption reaction was obtained. From the release rate data, a storage tank volume of the alloy was estimated to be comparable with those of liquid hydrogen tanks.

1. はじめに

著者らは、水素を現実のガスタービン燃料として実用化する一つの試みとして、自動車用のターボチャージャを圧縮機・タービンに転用し、新たに製作した高負荷燃焼器を具備した超小型水素ガスタービンシステムの開発を行い、高負荷燃焼器の燃焼特性やシステム全体の特性を調べてきた^{(1)~(3)}。その結果、水素燃料ガスタービンを実用化の上では水素燃料の高密度貯蔵・供給システ

ムの開発が最も重要かつ早急な課題の一つであるとの認識を持つに至った。この点を解決するには小型で簡便な水素燃料供給システムを開発する必要がある、その水素供給源としては液体水素あるいは水素化された水素吸蔵合金（金属水素化物）が有望である。液体水素はロケットや航空機のように短時間に大量の水素を消費するエンジンに適しているが、長期間保存したり比較的少量の水素を長時間にわたって供給することが要求されるエンジンには水素化物の方が適している。そこで筆者らは、後者の用途を想定して水素吸蔵合金を用いた燃料供給システムの開発を試みることにした。

水素吸蔵合金による燃料供給システムの例としては、水素自動車用に開発されたシステムが報告されてはいるが^{(4),(5)}、ガスタービン用はまだ開発されておらず、明らかにすべき事柄は多い。特に燃料供給システムを設計する上で欠くことの出来ない、金属水素化物からの水素の放出速度のデータは非常に少ない。本研究では水素ガスタービン用水素吸蔵合金燃料供給システム開発の第一段階として、各種水素吸蔵合金の特性の比較検討に基づいて、筆者らの開発した超小型水素ガスタービンの燃料貯蔵源に適した吸蔵合金を選定し、その水素化物の水素放出特性を調べた。続いてこの結果を基に、水素吸蔵合金を用いた燃料供給タンクのサイズについて検討を加えた。

2. 水素吸蔵合金—水素系の一般的特性と水素ガスタービン用合金の選定

水素吸蔵合金は、加圧・冷却すると多量の水素ガスを吸収する合金であって、最終的には水素化物に変化する。逆にこの水素化物を減圧・加熱すると水素ガスを放出して元の水素吸蔵合金に戻ることができる。可逆的なこの過程は以下の反応式で表される。

(平成4年1月21日原稿受付)

吸蔵 (加圧・冷却)

水素吸蔵合金 + 水素ガス ⇌ 水素化物 + 反応熱 (1)

放出 (減圧・加熱)

水素吸蔵合金-水素系の静的な特性は、一般的に平衡圧力-組成等温線図によって知ることができる。図1(a)はこの線図を模式的に示したもので、温度が T_1 と T_2 の二つの等温下での金属水素化物中の水素濃度(横軸の濃度は合金を構成する元素の総原子数と水素の原子数との比で表される⁽⁶⁾)と平衡水素圧との関係を示したものである。これより水素圧力が水素濃度によらずほぼ一定となる領域(プラトー領域と呼ばれる)が存在すること、吸蔵・放出時にヒステリシスが存在し吸蔵時の方が平衡圧が高いこと、温度が高いほど平衡圧が高くなることがわかる。このような平衡圧力-組成等温線図から、平衡状態に達しているときの水素化された吸蔵合金の水素の吸蔵量や放出圧力が予測できる。図1(b)は平衡圧の温度依存性を示したもので、温度の逆数に対する勾配から(1)の反応のエンタルピーの変化、すなわち反応熱を求めることができる⁽⁵⁾。

水素吸蔵合金を構成する成分元素としては、水素の吸蔵能力が優れた希土類金属(La, Ce, Pr, Nd等)やMg, Ni, Fe, Ti等が有望であり、これらを組み合わせた数多くの種類の水素吸蔵合金が知られている。高圧水素ガスを一定圧力で供給する必要があるガスタービン燃料供給源としての吸蔵合金を考えた場合、①水素吸蔵量が多いこと、②水素化物のプラトー領域における等圧性が良く、またその領域が広いこと、③常温でのプラトー圧

が高いこと、④水素化物の水素放出速度が早いこと、⑤活性化が容易なこと、⑥水素化物の生成熱が低いことが要求される。特に④は、直接的に水素吸蔵合金タンクの容量に関係するばかりでなく、④の場合には温度・圧力制御に関する水素供給システムの構築が容易になる点からも重要である。

市販されている各種の水素吸蔵合金において、①の特性の違いはそれほど大きくはなく、また④は不明であるため、特に②と③に重点を置いて超小型水素ガスタービン用燃料供給源に適した吸蔵合金を調査した。調査は5社、26種の水素吸蔵合金に対して行い、イ) 常温におけるプラトー圧が0.8MPa以上あること、ロ) (プラトー領域の圧力差/平均的なプラトー圧) で定義した等圧度が0.3以下であること、を選定基準とした。その結果、日本重化学工業社製の $MmNi_{4.15}Fe_{0.85}$ (Mm: ミッシュメタル。希土類金属の合金で、比重は8.2, 組成は質量パーセントでLa: 27.6%, Ce: 51.8%, Pr: 15.8%, Nd: 4.6%である。)⁽⁷⁾が、少なくとも著者らの知る限りでは最も優れている合金であるとの結論に達した。図2に30°Cにおけるこの合金-水素系の平衡圧力-組成等温線図⁽⁷⁾を示す。([H/M] = 1.0におけるこの合金の水素吸

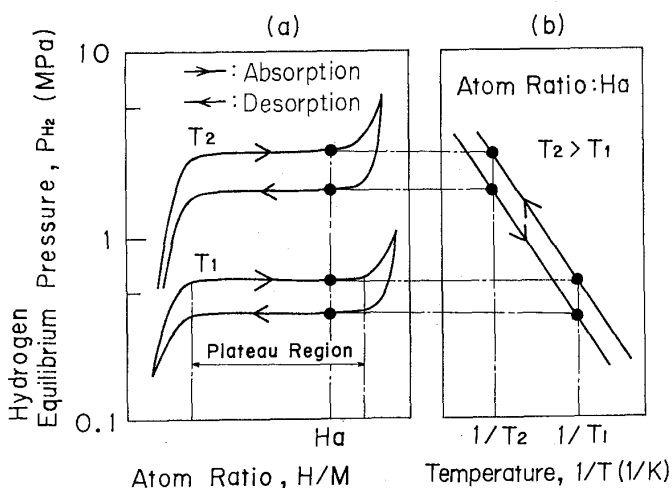


図1 金属水素化物の平衡特性

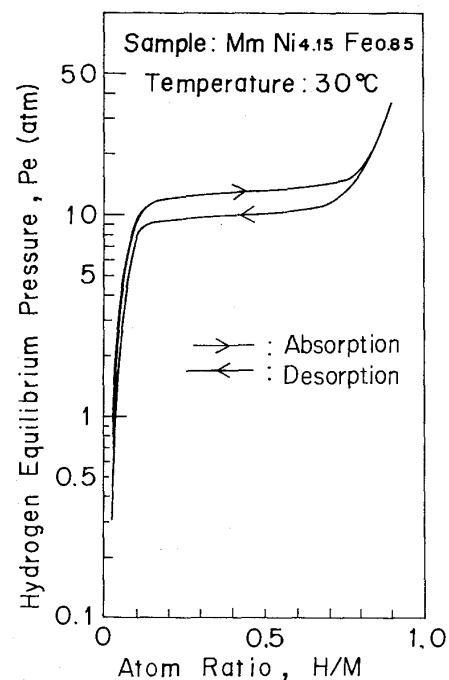


図2 $MmNi_{4.15}Fe_{0.85}$ -水素系の平衡圧力-組成等温線図⁽⁷⁾

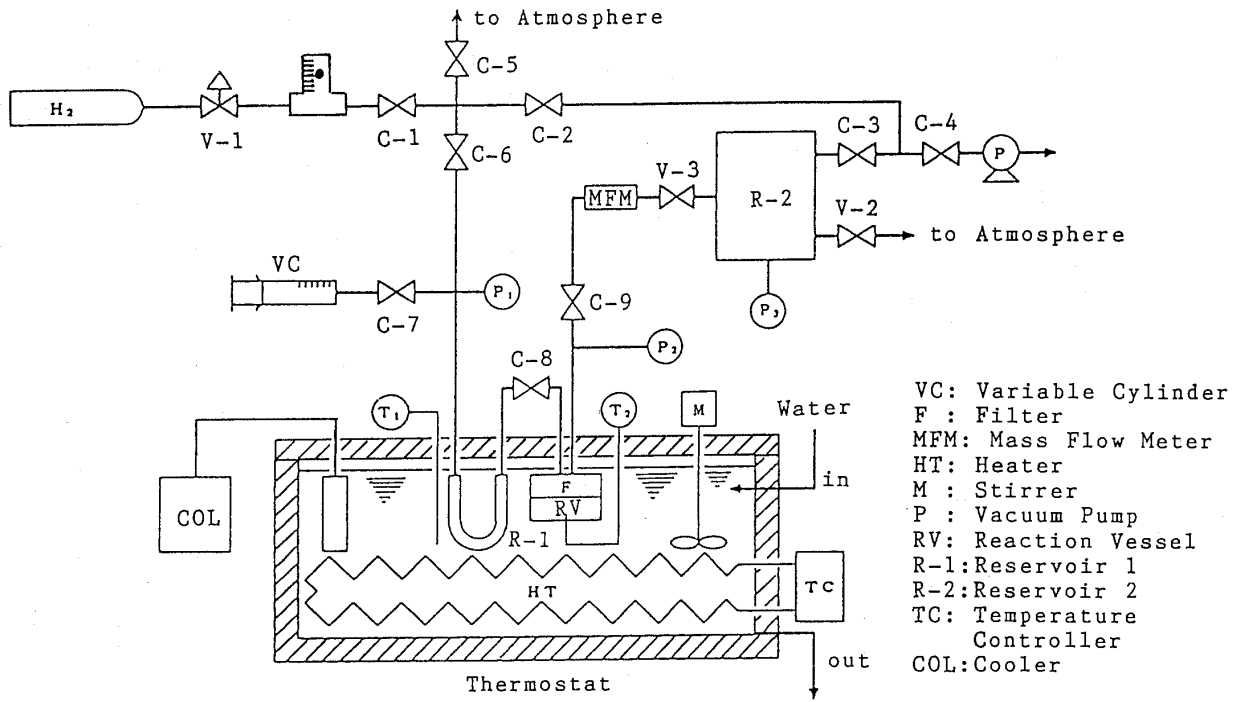


図3 実験装置系統図

蔵量は 1.39×10^{-2} [gH₂/g Metal]である。) この合金の水素化物の場合、雰囲気温度によってプラトー領域の平衡圧力は大きく変化するものの、例えば0°Cの時の放出プラトー圧は3~4気圧に低下するが、プラトー圧よりも高い圧力で吸蔵したときの水素吸蔵量そのものは殆ど変わらず、水素の吸蔵能力に及ぼす雰囲気温度の影響は少ない⁽⁷⁾。この合金を使い、機関仕様に見合った大きさの燃料供給システムを実際に開発する上では、平衡時の静的な性能以外に活性化の容易さや水素化物の水素放出の速度などの動的な性能を知る必要があるが、これらのデータはこれまでに報告されていない。

3. 実験装置と方法

図3に水素吸蔵合金を活性化し、水素の放出速度などの測定を行うための実験装置の系統図を示す。本装置は大別して水素ガス加压供給系、反応容器と恒温水槽、質量流量計と排気系とから成っている。水素吸蔵合金は図4に示す反応容器(RV; 銅製、内径30mm、深さ5mm)内に入れて恒温水槽内に設置する。一度に試験する合金量は、水素化による体積膨張を考慮して約4gとした。水槽の温度は0~100°Cの範囲で制御できるようになっており、合金の温度は試料層内に挿入した熱電対で測定した。リザーバー1(R-1)は平衡

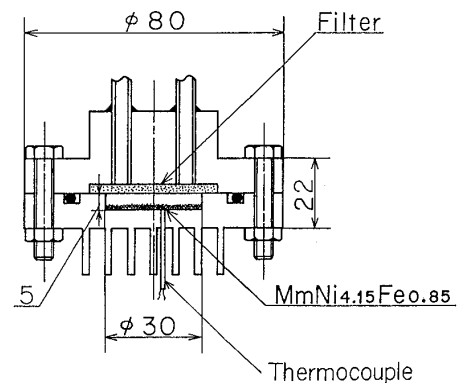


図4 反応容器

圧力—組成等温線図を求める際に必要な水素タンクであり、配管部も含めてその容積は厳密に計測されている。リザーバー2(R-2)は放出速度測定時の放出圧力設定用のタンクで、水素ポンベからの配管のバルブの開度を操作することによって、タンク内の圧力を真空から0.6MPaの範囲内で設定できる。このタンクの容積は反応容器の容積に比べて十分に大きくとってある。また反応容器からリザーバー2までの配管は極力短くして圧力損失が少なくなるように注意を払った。ここで水素放出速度は、従来よく利用されていた容積法や定圧法による間接測定ではなく、放出される水素流量を質量流量計(MFM)で直接測定することにより求めた。この方法は、反応容器内圧力ある

いは試料合金の質量の変化の精密な測定を要すことなく、ほぼ理想的な等温・等圧の条件下で水素の放出速度を比較的簡単かつ直接的に測定できるところに利点がある。

製造された水素吸蔵合金は空气中で粉碎されて使用に供されるが、この過程で合金表面に酸化物や水酸化物、吸着ガス層が形成され、これらが水素と合金との反応を阻害する。従って、合金の水素化を促進させるためには、前処理としてこれらを除き、合金表面を活性化させる必要がある。本実験では16メッシュパス（1 mm 以下）の粒子径に粉碎された $\text{MmNi}_{4.15}\text{Fe}_{0.85}$ を用い、以下の手順で活性化処理を行った。すなわち、反応容器に入れた試料をまず 80°C に加熱した状態で1時間真空に引き、続いて 0°C 近くまで冷却したのち水素で約 5 MPa に加圧し12時間程度放置する。この一連の操作を、反応容器内の水素の明かな吸蔵が認められるまで数回繰り返して活性化処理を完了させる。続いて活性化した合金試料に、所定の雰囲気温度のもとで反応容器内の圧力を1.8MPa に保って、平衡状態が達成されるまで水素を吸蔵させる。最後にリザーバー 2 の圧力を所定の圧力に設定する。これらの操作終了後、ある時刻においてコック C-9 を開け、金属水素化物からの水素の放出速度の時間的変化を調べる。一般的に、放出速度に影響を与える因子としては水素化物の温度、放出雰囲気圧力、合金内の熱伝導の速さ、吸蔵水素ガス中に含まれる不純物ガスの濃度、吸蔵・放出の繰り返し回数等がある。今回は市販の高圧ボンベ水素ガス（純度：99.99%以上。露点： -60°C 以下。含有他ガス濃度： $\text{O}_2 < 3 \text{ ppm}$, $\text{N}_2 < 80 \text{ ppm}$, $\text{CO} < 1 \text{ ppm}$, $\text{CO}_2 < 1 \text{ ppm}$, $\text{HC} < 1 \text{ ppm}$) を用い、雰囲気温度（測定開始時の反応容器内温度）と圧力（リザーバー 2 の圧力）をそれぞれ $4 \sim 30^\circ\text{C}$, $0.1 \sim 0.6 \text{ MPa}$ の範囲で変えて、放出速度に及ぼす温度と圧力の影響を調べた。

4. 実験結果と考察

4.1 活性化特性

$\text{MmNi}_{4.15}\text{Fe}_{0.85}$ の活性化の進行状況を知るために、3.の実験方法の節で述べたような加熱・減圧と冷却・加圧の操作を繰り返す際の水素吸蔵過程における圧力の時間変化を調べた。図5に、活性化達成時における反応容器内の水素ガス圧の時間

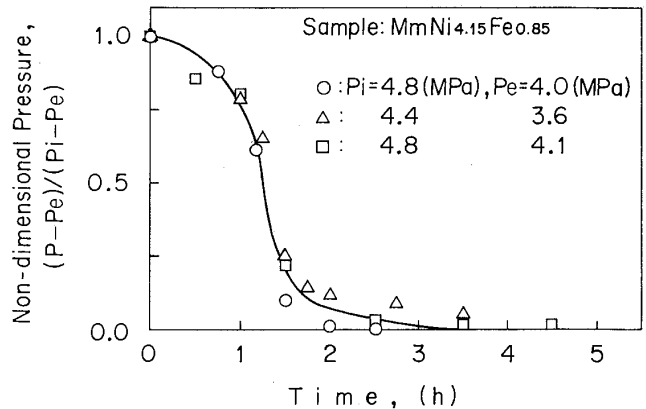


図5 $\text{MmNi}_{4.15}\text{Fe}_{0.85}$ の活性化時の圧力変化

(p_i : 反応容器内の初期水素圧,

p_e : 活性化達成時の反応容器内の平衡水素圧)

的变化を示す。この図のような圧力変化は活性化操作を2～3回繰り返した後に初めて起った。その時には図に示すように加圧1時間後あたりから水素の吸蔵が開始されて容器内の水素圧が低下し始め、2時間後にはほぼ平衡に達するのが観察された。この後の繰り返し操作では、加圧後数分間で容器内圧力が平衡値まで急激に低下するようになった。従って図5に示した様な圧力低下が認められる時点で合金の活性化が完了することがわかった。すなわち $\text{MmNi}_{4.15}\text{Fe}_{0.85}$ の場合、活性化処理のための吸放出操作は比較的簡単で、数回で済むことがわかった。またこの合金の活性化前後の試料の形状を比較観察したところ、明らかに粒径が微細になっているのが認められた。これより活性化処理によって合金は表面層が除去されるばかりでなく、微細化も促進され水素との接触表面積が増大することが明らかになった。

4.2 水素放出時の諸特性

本実験における放出速度測定は、原理的には等温の条件下で行われることを前提としている。このことを確かめるために、水素化された $\text{MmNi}_{4.15}\text{Fe}_{0.85}$ の水素放出時の反応容器内の温度変化を測定し、容器内に水素吸蔵合金を入れずに水素ガスのみを貯えた場合と活性化していない合金を入れた場合の温度変化の結果と比較した。図6は反応容器内の温度の時間変化の代表的な例である。常温の水素ガスが、放出開始時の圧力である1.8MPaから大気圧まで可逆断熱膨張した場合には、理論上は

温度が約170°C低下する。しかし図6からわかるように、この反応容器内の水素ガスのみの場合の温度降下は約1°Cであり、また活性化していないMmNi_{4.15}Fe_{0.85}を入れた場合には反応容器内からの水素の放出による温度降下は殆ど認められなかった。これは反応容器の表面積/容積比が大きくかつ熱伝導率の大きい銅製反応容器であるために周囲との熱交換が速やかに行われるためと考えられる。従って放出反応が起こらない場合には、この反応容器内はほぼ等温状態が保持されることが確認された。一方、水素化されたこの合金から水素が放出される場合には、最初大きく温度が低下した後、水素を放出している間中1~2°Cの温度低下が観測された。このことは水素放出反応は明らかに吸熱反応であることを示しているが、反応容器を通して水素化物試料へ周囲から熱が速やかに供給されるため、放出過程の初期の段階を除いてはその温度低下は少なく、本実験では等温条件

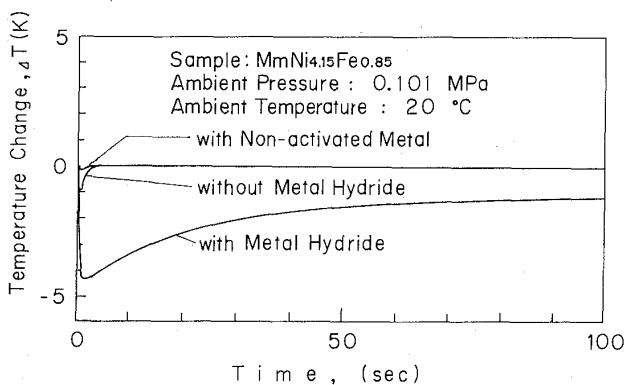


図6 反応容器内温度の時間的变化

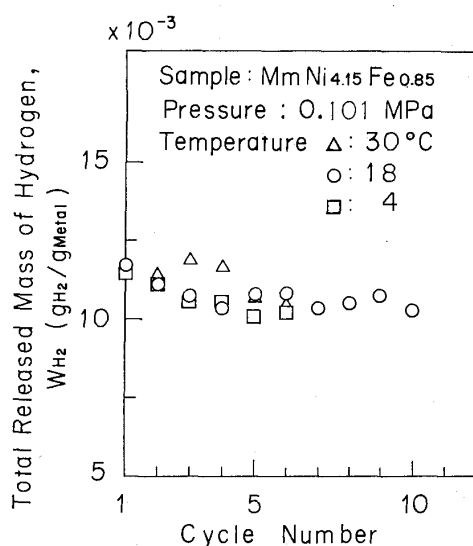


図7 放出回数による総放出水素質量の変化

がほぼ満足されていると見なせる。

金属水素化物は水素の吸蔵、放出を繰り返すことによって粒径が微細になることが知られている^{(5),(8)}(4.1参照)。この現象の放出特性に及ぼす影響を把握する一つの目安として、図7に示すように放出回数に対するMmNi_{4.15}Fe_{0.85}単位質量当りの水素の総放出量の変化を、雰囲気温度をパラメータにして調べた。この図より放出回数が増えるにつれて総放出量は減少する傾向が見られるが、5回前後でほぼ落ち着くことがわかる。このことは、活性化後の合金では総放出量に及ぼす表面積の増加の効果は見られず、むしろ最初の数回の放出の間に水素ガス中に含まれる酸素などの不純物ガスによって水素吸蔵合金表面が“被毒”⁽⁵⁾され放出量が減少した可能性すら示唆しているが、詳細な原因については現時点では不明である。また雰囲気温度が高いほど総放出量が多い傾向が認められるが、顕著ではない。いずれにせよここで得られた総放出量の値は、平衡圧力-組成等温線図(図2)から求められる値とほぼ同じであり、質量流量計を用いた本実験の放出水素質量測定方法が妥当であることを示している。

図8と9に、MmNi_{4.15}Fe_{0.85}単位質量当りの金属水素化物の水素放出速度と総放出量の時間的変化の代表的な例を示す。放出過程においてはコックC-9を開けた瞬間に反応容器内に貯っていた水素ガスがまず放出されるが、その時間は約3秒間であり、金属水素化物から水素が放出される時間に比べて十分に短い。従って図8と9にはその後からの変化を示してある。またこれら曲線は、総放出量が回数によって変化しなくなった後の、同一合金試料の4回分の放出結果の軌跡の幅を示したものであるが、反応容器内の合金試料を取り替えて新たに活性化した試料を用いた場合には、雰囲気温度・圧力が同じであっても実験によっては絶対値の再現性が悪い場合も観察された。従って図7や以下における同一図面のデータはすべて同一合金試料に対して比較したものである。さて図8より、水素化されたこの合金からの水素の放出速度は最初の約20秒の間は比較的高い値を示すものの、時間とともに終始単調に減少するのがわかる。そして平衡圧と雰囲気圧との圧力差がほぼ一定となるプラトー領域に対応した組成になっ

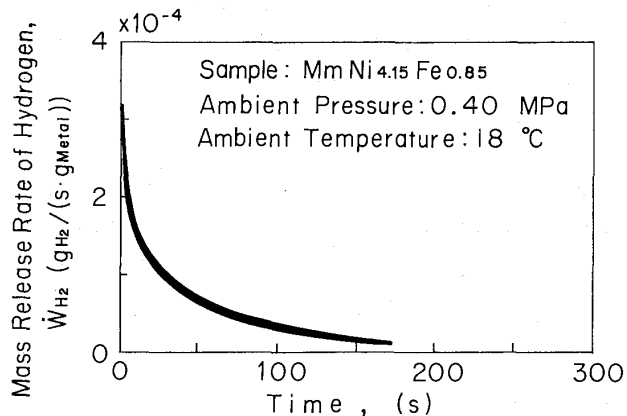


図8 水素放出速度の時間的变化

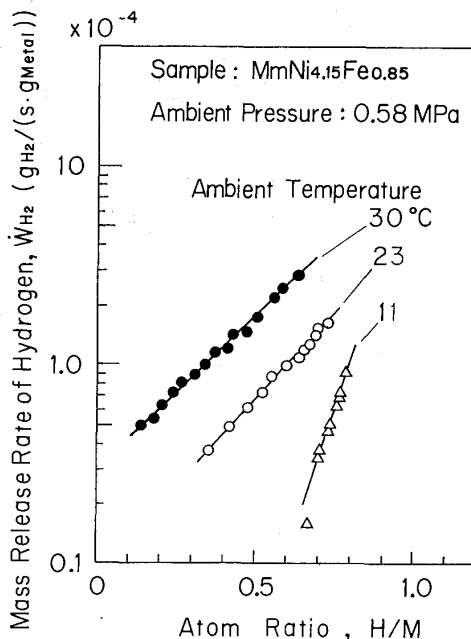


図10 水素放出速度と平衡組成との関係: 雰囲気温度による影響

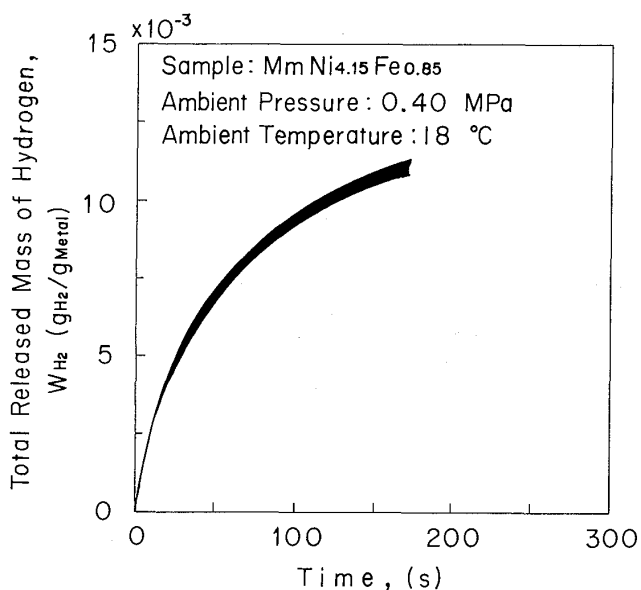


図9 総放出水素質量の時間的变化

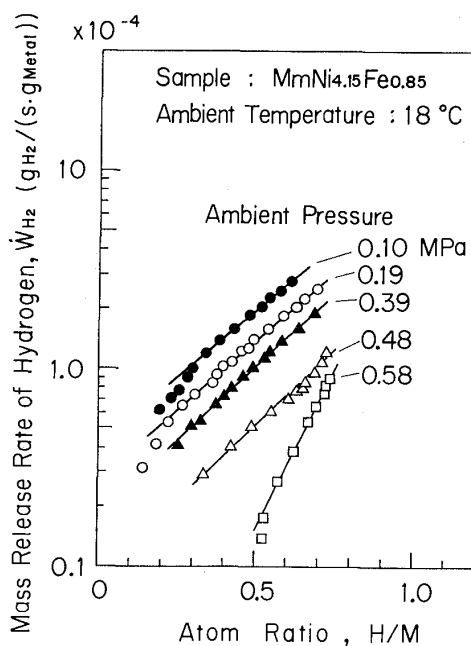


図11 水素放出速度と平衡組成との関係: 雰囲気圧力による影響

たときにおいても放出速度は時間に対して一定値をとらない。この傾向は、実験した全ての雰囲気温度と圧力のもとで同じであった。図8を時間積分して求めた図9の水素の総放出量は時間とともに単調に増加し、最終的には雰囲気温度と圧力によって決まる平衡水素組成にほぼ等しい水素量を放出するのが確認された。

4.3 放出速度に及ぼす温度と圧力の影響

平衡組成の状態から水素化された $MmNi_{4.15}Fe_{0.85}$ が水素の放出を開始すると仮定すれば、合金単位質量当りの水素放出速度および総放出量の時間変化のデータを用いて水素放出速度と平衡組成との関係を求めることができる。この様にして求めた時間とともに変化する水素放出速度と平衡組成との関係を、雰囲気圧力と温度とをパラメータにして図10と11に示す。これらの図より

$MmNi_{4.15}Fe_{0.85}$ —水素系の放出速度は

$$\dot{W}_{H_2} = a \cdot \exp(b \cdot [H/M]) \tag{2}$$

なる速度式で表すことが出来ることがわかった。ここで \dot{W}_{H_2} は吸蔵合金単位質量当りの水素化物の水素放出速度、 a と b はそれぞれの温度と圧力によって決まる定数、 $[H/M]$ は水素化された吸蔵合金中の水素の平衡組成である。(2)の速度式は、

ゼルドビッチ-ロジンスキーの式として知られているニッケル線や金属酸化物への水素の化学吸着あるいは脱離速度式⁽⁹⁾と同じ関数の形をしている。このことは、金属水素化物からの水素の放出過程は貯気槽からの気体の噴出のような単純な物理過程ではなく、気体水素と水素吸蔵合金表面との複雑な化学反応過程によって支配されていることを示唆している。さらにこれらの図より明らかのように、放出速度は雰囲気温度が高いほど、また圧力が低いほど大きくなる。次に図12と13に、

放出速度定数 a と b の雰囲気温度および圧力に対する変化を示す。これらの図は、定数 a が一般の反応速度定数と同じくアレニウス型の関数、すなわち

$$a = A[(p_p - p_a)/p_o]^n \cdot \exp(-E/RT) \quad (3)$$

で表せることを示している。ここで A は定数、 p_p はプラトー圧、 p_a は雰囲気気圧力、 p_o は標準圧力、 n は圧力指数、 E は見かけの活性化エネルギー、 R はガス定数である。雰囲気気圧力が $0.1 \sim 0.48$ MPa の範囲では定数 b は温度と圧力によらずほぼ

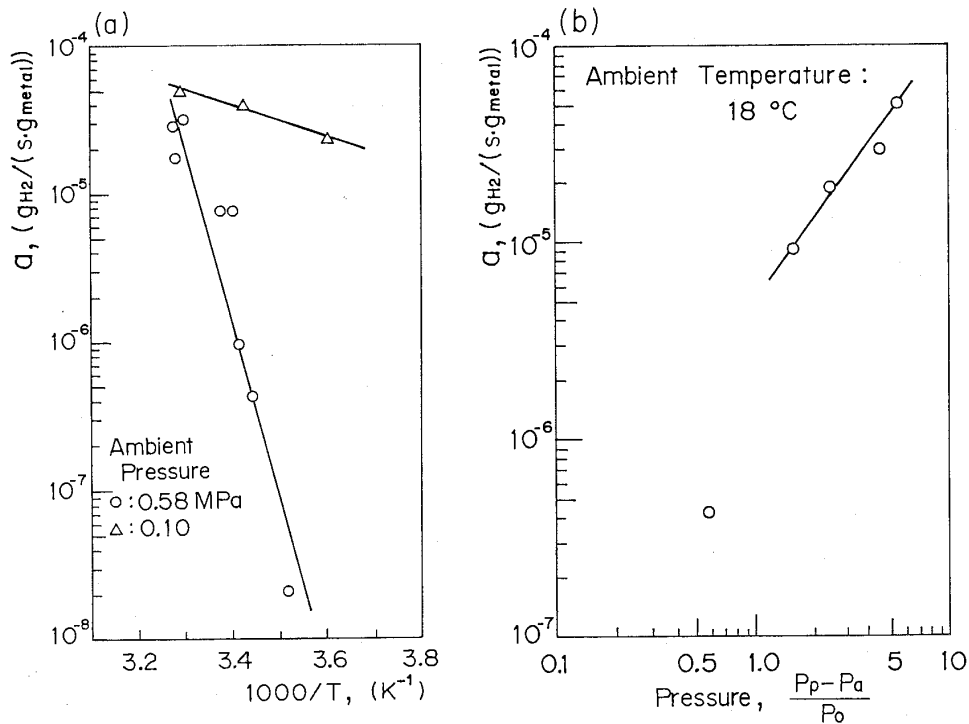


図12 放出速度定数 a の温度及び圧力依存性

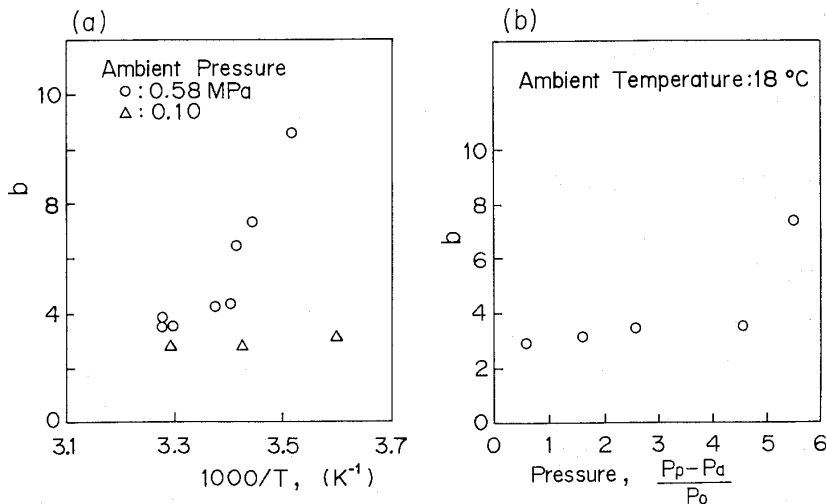


図13 放出速度定数 b の温度及び圧力依存性

一定であり、 n は約1.35、 E は約8.5kJ/molである。この活性化エネルギーの値はこれまでに知られているMmNi系の金属水素化物の放出時の活性化エネルギーの値とオーダーが一致していることがわかった⁽⁶⁾。しかし雰囲気圧力が0.58MPaと高くなると定数 b が温度の上昇とともに減少する様になり、活性化エネルギーも約100kJ/molと非常に大きくなった。このことは雰囲気圧力が高いところでは水素放出の反応機構が変化することを示唆しているが、詳細は現時点では不明である。

これらの放出速度の測定より、雰囲気温度と圧力とを一定に保っている限りでは単位合金質量当りの水素放出速度は時間とともに変化してしまうが、温度あるいは圧力を適当に変化させることによって放出速度を一定に保つことが原理的には可能であることが明らかになった。現実の供給装置を想定した場合には、温度を制御する場合の方が得策であると考えられる。

4.4 水素吸蔵合金タンクの容積の評価

MmNi_{4.15}Fe_{0.85}を使った実際の水素吸蔵合金燃料供給システムの大きさを検討するため、得られた放出速度のデータに基づいて合金貯蔵タンクの容積を見積ってみた。見積りにあたって第一に、雰囲気温度と圧力はそれぞれ18°Cと0.58MPaで一定に保たれ、金属水素化物は水素の放出によって平衡水素組成が[H/M]=0.9から0.5に変化するまで使用するものとした。また4.3の実験で明らかになったように、温度と圧力を一定に保つとすれば、水素が放出されて組成が最も低くなる[H/M]=0.5において、放出速度は最も小さくなる。その速度は、データのばらつきを考慮して最も小さい値を選ぶとすれば 0.2×10^{-4} [gH₂/(gMetal·s)]程度である。(図11参照)。従って第二に、MmNi_{4.15}Fe_{0.85}-水素系が常にこの放出速度を保つと仮定し、供給水素流量として超小型水素ガスタービンの自立時と最大出力時の流量に対応した0.2~0.4g/sの範囲を想定する^{(1)~(3)}。これらの条件下での試算結果を図14に示す。図中の横軸には水素化された吸蔵合金に含まれる水素と同質量の液体水素の容積を比較のため併せて示している。

これより、上述の範囲の水素流量を得るのに必要な最も少ない合金の質量は10~20kgなり、それぞれの流量で約4.6分間水素を放出できることが

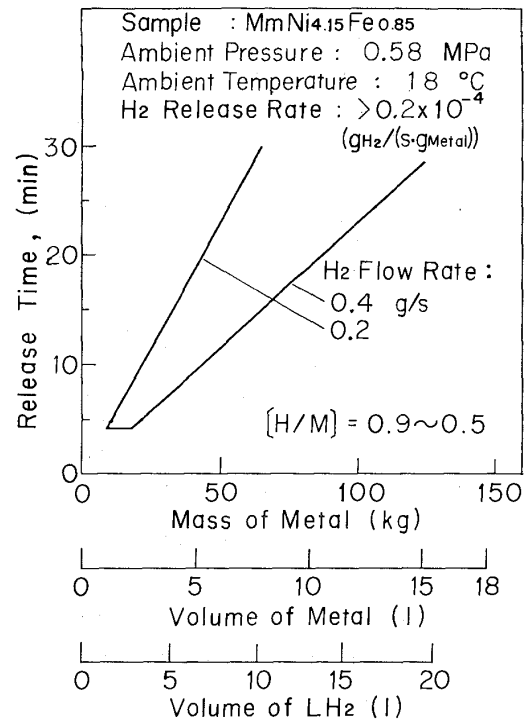


図14 水素吸蔵合金燃料タンクの容積評価

わかった。より実際的には、例えば水素化されたMmNi_{4.15}Fe_{0.85}が10l(合金質量で82kg)である場合には、0.4と0.2g/sの水素流量に対してそれぞれ19及び38分間に渡って超小型水素ガスタービンを運転できることになる。(この貯蔵タンク容量の場合、放出初期の短時間であれば10g/s以上の速度で水素ガスを放出することが可能である。)この間にこの容積から放出される全水素流量は460gであり、この放出量は液体水素の体積に換算すると6.5lに相当する(この時点でも水素化された吸蔵合金内には[H/M]=0.5に相当する水素がまだ貯蔵されているので、横軸の液体水素の体積はその分も含んで換算してある)。このことは、この水素吸蔵合金を用いた燃料供給システムは同質量の水素を貯蔵する液体水素と容積的にほぼ同じであり、質的には不利ではあるものの十分に実用的な大きさに納まると言える。

実際にこのような貯蔵タンクから水素を供給するときには、放出時の吸熱反応による合金の温度低下やタンク内の圧力変動に伴う放出速度の変化が予想される。従って水素吸蔵合金による現実の水素ガス供給システムを構築する際には、水素化物内の熱交換を促進する工夫とともに温度・圧力を一定、場合によっては所定のプログラムに沿っ

て制御することが必要となると考えられる。

5. まとめ

水素吸蔵合金による水素ガスタービン用燃料供給システム開発の第一段階として、筆者らが開発した超小型水素ガスタービンを対象にこのガスタービンに最適な水素吸蔵合金の選定およびその水素化物の水素放出特性を調べる実験を行い、以下のことが明らかになった。

- (1) プラトー特性の点からは $MmNi_{4.15}Fe_{0.85}$ が、市販されている最も有望な水素吸蔵合金の一つである。
- (2) $MmNi_{4.15}Fe_{0.85}$ は活性化処理が比較的容易で、冷却・加圧と加熱・減圧による水素の吸放出を2～3回繰り返すと活性化できる。
- (3) 水素化された $MmNi_{4.15}Fe_{0.85}$ の単位質量当りの水素放出速度 \dot{W}_{H_2} は、雰囲気温度が高く、圧力が低いほど速くなる。この水素化物の平衡水素組成 $[H/M]$ を用いると、 a と b を雰囲気温度と圧力に依存する定数としてその放出速度は、

$$\dot{W}_{H_2} = a \cdot \exp(b \cdot [H/M])$$
 なる速度式で表すことができる。また定数 a はアレニウス型の反応速度定数の形で整理することができる。
- (4) $MmNi_{4.15}Fe_{0.85}$ の水素化物を用いる燃料供給装置は、雰囲気温度を10～30°Cの間で変えることによって容易に放出速度を制御することが可能であるばかりでなく、貯蔵水素質量が同じで

あるならば液体水素とほぼ同容積を占め、十分に実用的である。

上記の実験結果に基づき、筆者らは超小型水素ガスタービン用の水素吸蔵合金燃料供給システムを現在製作中であるが、今後はガスタービンと供給システムとのマッチング、水素供給時の金属水素化物内の温度や圧力の変化など、実際の供給装置を用いて吸蔵合金による水素燃料供給上の問題点を明らかにしていく予定である。

本研究を遂行するに当たって平成2～4年度の東京都特定学術研究費の補助を受け、また実験に際しては本学学生田村 穂、山村健一君両君の協力を得た。ここに記して謝意を表します。

参考文献

- (1) 湯浅三郎他5名, 日本ガスタービン学会誌, 15-59 (1987), 122.
- (2) 湯浅三郎他6名, 東京都立科学技術大学研究報告, 5 (1991), 131.
- (3) 湯浅三郎・後藤登, 日本機械学会論文集 (B編), 58-551 (1992), 2288.
- (4) Hama, J. et al., SAE Paper 880036 (1986)
- (5) 大角泰章, 金属水素化物—その物性と応用—, (1986), 化学工業社.
- (6) 中村泰・鈴木良一・鉄と鋼, 72-2 (1980), 10.
- (7) 日本重化学工業社資料, ハイドマック, (1987)
- (8) Van H. H., "Stability of Ternary Hydrides and Some Applications," Philips Research Reports Supplements, (1976).
- (9) 慶伊富長, 吸着, (1973), 共立出版.



改良型 $k-\epsilon$ 乱流モデルを使用した 遷移境界層の数値解析 (第2報: 実用問題への適用性の検討)

(株)東芝総合研究所 デバシス・ビスワス
〃 福山佳孝
武蔵工業大学 荒木達雄

Abstract

In the fully turbulent region after transition, the low Reynolds number functions used in the different models are evaluated on the basis of comparison with the experimental data. Also, since the acceleration results in some important phenomena like reduction in the Reynolds number and thickening of the sublayer, the model performance is tested by considering the transitional boundary layer data with favorable pressure gradient and heat transfer. Finally, the present model along with the other considered models are applied to predict the distribution of external heat transfer on the gas turbine rotor and stator blade for two different inlet Reynolds number conditions in each blade case, respectively. The comparison of experimental data with the predictions by present model and other considered models showed that the present model produced the best overall agreement with the experimental distribution of heat transfer coefficient on the blade surface under different flow Reynolds number and free stream turbulence intensity conditions.

1. 序論

前報⁽¹⁾では低レイノズル数バージョン $k-\epsilon$ 乱流モデルの相互比較と問題点の把握に次いで改良型モデルを提唱し、比較的単純な系であるゼロ圧力勾配下の平板層流境界層の乱流遷移解析を行い実験データと各モデルによる解析結果の比較を

行った。結果として提案したモデルにより境界層の流れ方向変化(乱流遷移)と発達した乱流境界層の厚さ方向変化(壁効果)の両方を良好に模擬できる事を示した。

本報では引き続き低レイノズル数バージョン $k-\epsilon$ 乱流モデルによる境界層解析結果と実験データの比較を行い改良モデルの有効性をより現実に近い場合について評価する。まずゼロ圧力勾配下の発達した乱流域における境界層内乱流諸量の分布を Patel⁽²⁾ の実験データに従って比較する。次に少し複雑な系, Blair と Werle⁽³⁾ により実験が行われた正圧力勾配下の境界層遷移と熱伝達の問題にモデルを適用し比較を試みる。最後に現実の問題としてガスタービン翼外面熱伝達率分布の予測を試みる。ガスタービン翼周りでは流れ場の大部分は比較的低レイノズル数に支配され境界層は急激な加減速を受ける。よって低レイノズル数バージョン $k-\epsilon$ 乱流モデルによる層流と乱流の中間的な流れの予測に非常に大きな期待が寄せられるテーマである。このガスタービン翼外面熱伝達率分布の予測解析には2つのケースを選定した。一つは Daniels と Browne⁽⁴⁾ の動翼翼列試験結果, もう一つは Hylton, Mihelc による C3X 静翼翼列試験結果⁽⁵⁾ で, 主流レイノズル数と主流乱れ度の熱伝達率分布に対する影響及びモデルによる結果の相違を評価する。

2. 解析モデル

数値解析手法と使用した乱流モデルの詳細は前報⁽¹⁾と同様であるので省略する。

本報では熱伝達を解析するためエネルギー式を解く。エネルギー式は次のように書ける。

(平成3年12月20日原稿受付)

$$\rho U \frac{\partial H}{\partial x} + \rho V \frac{\partial H}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left[\frac{k \partial h}{c \partial y} - \overline{\rho h'v'} + U(-\overline{\rho u'v'}) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{U^2}{2} \right) \right] \quad (1)$$

ここで、Hは全エンタルピ、 $H = h + U^2/2$ 、hは静エンタルピである。又、kは熱伝導率、cは比熱、xが流れ方向、yが境界層厚さ方向の座標で、それぞれの方向の速度成分がU、Vである。変動成分の相関項は次のように定義する。

$$-\overline{\rho u'v'} = \mu_t (\partial U / \partial y) \quad (2)$$

$$-\overline{\rho h'v'} = \mu_t / Pr_t (\partial h / \partial y) \quad (3)$$

ここで μ_t は乱流粘性係数、 Pr_t は乱流プラントル数であり Kays-Crawford のモデルを使用して次のように与えた。

$$Pr_t = \left[\frac{a^2}{2} + acPe_t - (cPe_t)^2 \{1 - \exp(-a/cPe_t)\} \right]^{-1} \quad (4)$$

$$\text{乱流ペクレ数: } Pe_t = (\varepsilon_m / \nu) Pr \quad (5)$$

$$\varepsilon_m = \mu_t / \rho \quad (6)$$

$$a = \sqrt{1/PRT} \quad (7)$$

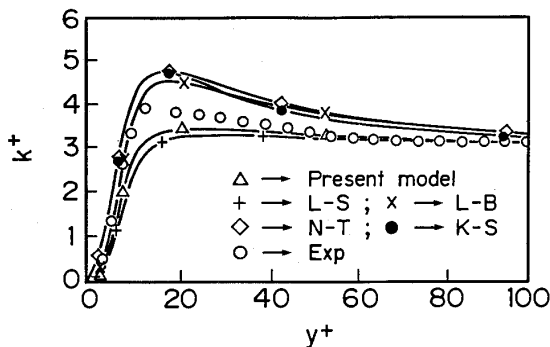


図1(a) 境界層内の乱流運動エネルギー分布

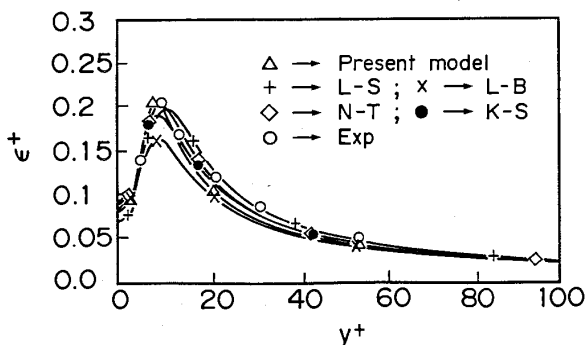


図1(b) 境界層内の散逸率分布

PRTは乱流プラントル数 Pr_t の主流への漸近値であり今回は0.87を使用した。 α は定数で0.2である。

エネルギー式の境界条件として壁では壁温度 T_w を主流では主流温度 T_e を実験条件に合わせて規定した。熱伝導率 h_o は壁面での熱流束 q_w を使用して次式で定義する。

$$h_o = q_w / (T_w - T_e) \quad (8)$$

比較計算には Launder-Sharma モデル (以下LS)⁽⁶⁾、Lam-Bremhorst モデル (以下LB)⁽⁷⁾、Nagano-Tagawa モデル (以下NT)⁽⁸⁾、Kasagi-Sikasono モデル (以下KS)⁽⁹⁾ の4種類のモデルを使用した。

3. 解析結果と検討

3.1 ゼロ圧力勾配の発達した乱流境界層

ゼロ圧力勾配下の発達した乱流域における境界層内乱流諸量の分布を Patel⁽²⁾ の実験データに従って比較する。

図1は発達した乱流境界層 (運動量厚さレイノルズ数 $Re_\theta = 5000$) について次の無次元乱流諸量の分布を比較したものである。 U_τ は摩擦速度である。

$$k^+ = k / U_\tau^2 \quad (9)$$

$$\varepsilon^+ = \varepsilon \nu / U_\tau^4 \quad (10)$$

$$-\overline{uv}^+ = -\overline{uv} / U_\tau^2 \quad (11)$$

図中のシンボル Δ , $+$, \times , \diamond , \bullet はそれぞれ本モデル、LS, LB, NT 及び KS モデルの計算結果を示し、 \circ は実験データを示す。実験データはかなりの分散を持つためにここでは平均値を図示した。発達した乱流域の乱流諸量 (k^+ , ε^+ , $-\overline{uv}^+$) の境界層内分布は何れのモデルを使用しても比較的良好に実験結果を説明する。モデルによって若干値は異なるものの k^+ が最大となる場所、 ε^+ の

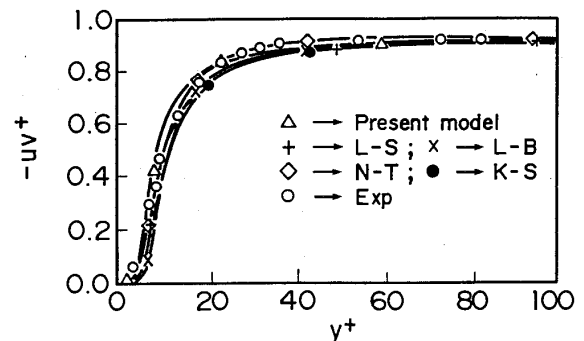


図1(c) 境界層内のレイノルズ応力分布

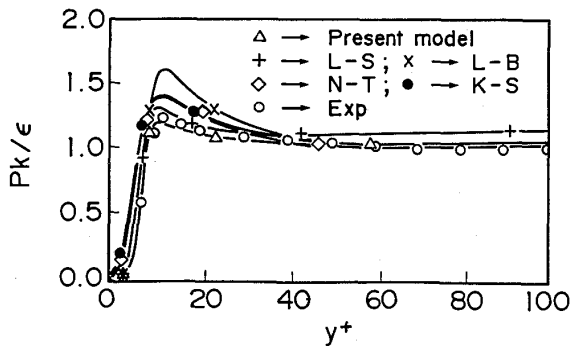


図1(d) 境界層内の P_k/ϵ 分布

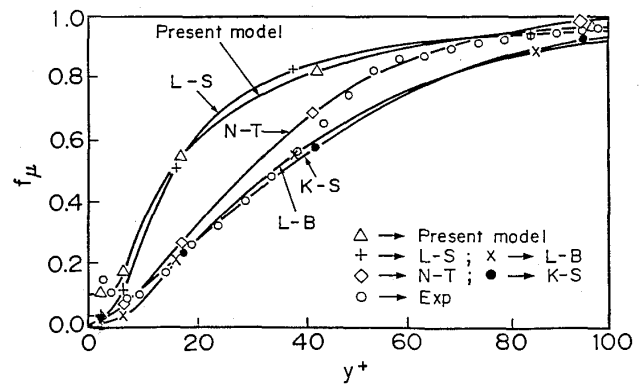


図3 境界層内の f_μ 分布

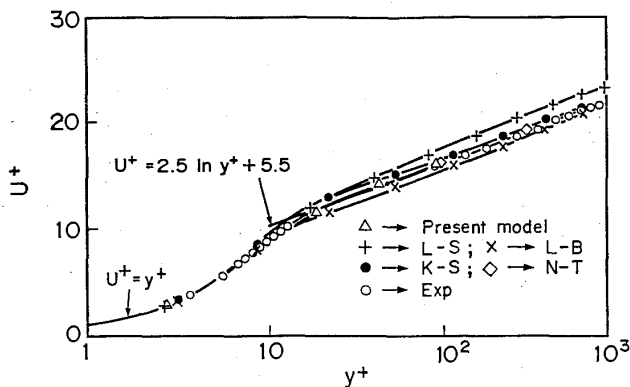


図2 境界層内の平均速度分布

値はほぼ同程度であり、さらにレイノルズ応力分布の一致は極めて良いことが分かる。

図1(d)は乱流運動エネルギー P_k の散逸率 ϵ に対する割合 (P_k/ϵ) を比較したものである。実験結果から壁面の極近傍では散逸率 ϵ が非常に強く、 P_k/ϵ は0に近づく事、バッファー領域では P_k が増加し P_k/ϵ は1.2程度の最大値を持つ事、対数領域 ($40 < y^+ < 100$) では P_k は ϵ とほぼバランスし $P_k/\epsilon \sim 1$ となることが示されている。本モデルはこの傾向を非常に良く模擬していることが分かる。他のモデルでは P_k/ϵ のピークが若干高く計算されLSモデルでは対数領域において P_k を若干高く見積もることが分かった。

図2は境界層内平均速度分布 ($Re_\theta = 5000$) を比較したものである。図中には次式の普遍速度分布を併記する。

$$U^+ = 2.5 \ln(y^+) + 5.5 \quad (12)$$

図中のシンボルは図1と同様である。LSモデルのみ速度を若干高く見積っており、これは、前報⁽¹⁾ 図2, 3でLSモデルが c_f を低く見積もっていることと対応する。本モデルも含めてその他のモデルはほぼ同程度良好に速度分布を解析できる。

境界層内の ν_t のダンピング関数 f_μ の分布も低レイノルズ数バージョン乱流モデルに要求される重要な評価点である⁽²⁾。図3は各モデルで計算された f_μ の分布を実験データと比較したものである。 f_μ に関してはNTモデルが全領域で最も良く分布を表現する。LBとKSモデルは $y^+ < 40$ の壁面近傍で f_μ の分布を非常に良く表現しているが $y^+ > 40$ の対数領域で f_μ を低く見積る傾向がある。逆に本モデルとLSモデルは壁近くでは f_μ を高く予測するものの、 $y^+ > 60$ 以上の分子粘性の影響が減少する領域で f_μ の分布を良く表現している。

以上の様に本モデルはゼロ圧力勾配下の発達した平板乱流境界層に関して乱流諸量の分布も従来モデルと同程度以上に予測することができる。

3.2 正圧力勾配下の遷移境界層の熱伝達率分布の予測

各乱流モデルのもう少し複雑な流れ場への適用性を見るために加速境界層の熱伝達率分布の解析を実験に基づいて行い比較した。

本乱流モデル化に際して直接には圧力勾配の影響は考慮せず、 k と ϵ の方程式は共に通常の勾配拡散型に仮定されている。 k 方程式における圧力歪相関項の影響は壁に非常に近い領域に限られる ($y^+ < 1$) 為、一般には粘性拡散項に比較して無視し得ると考える。また ϵ 方程式では ϵ の生成と再配分間のバランスを関数 f_1, f_2 を通して適切に表現する様に考慮している。但し、壁近傍の剪断力は圧力変動から圧力歪相関項を通して減少すると言われている⁽²⁾。このプロセスは、粘性の影響は受けず、例えば、乱流レイノルズ数 R_x, R_y 等で表現できないものである。しかし、壁近くで生じる圧力歪相関項と粘性拡散項の影響を分布、モ

デル化する事は非常に困難である。よって、本報では関数 f_μ を使用してこれらを合わせた効果をモデル化した。Blair と Werle⁽³⁾ の実験は一定の加速係数 $[K = (\nu/Ue^2) (dUe/dx) = 0.2 \times 10^{-6}]$ のもとで行われたもので、主流流速分布は流れ方向座標を x として次式で表わされる。この速度分布を図4に示す。

$$Ue = 89.9144 \times (5.08 - x)^{-1.066} \quad (13)$$

解析開始点 $x = 0$ に於ける主流速度と乱れ度はそれぞれ 15.9m/s , 2.1% , 壁温度と主流流体温度の温度比 T_w/T_e は 1.03 , T_e は 297K である。図5に流れ方向のスタントン数 ($St = Q_w / \rho U_e c_p \Delta T$) 分布を解析と実験を比較して示す。

実験では $x = 0.25$ 辺りで乱流遷移が生じスタントン数が上昇し $x = 0.6$ 程度で発達した乱流に達している。ここでも NT と KS モデルは遷移を速く予測し、本モデル LS, LB モデルは遷移を比較的良く予測する。但し、LS, NT, KS の各モデル

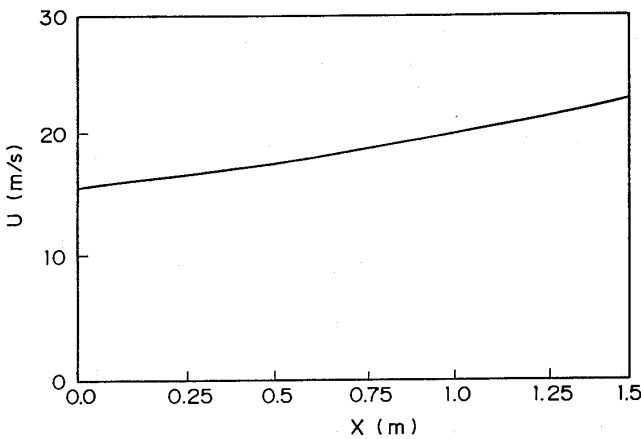


図4 主流速度の流れ方向変化

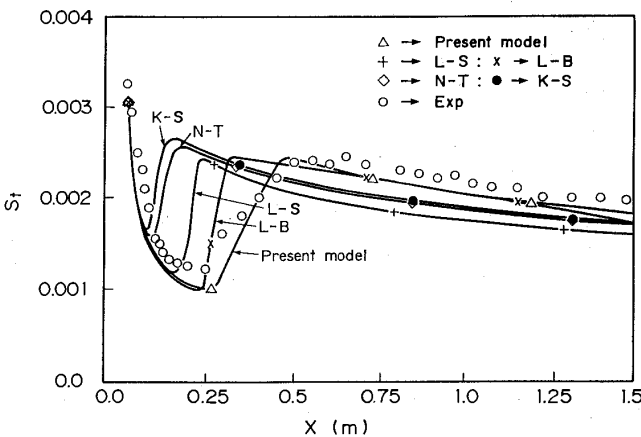


図5 スタントン数の流れ方向変化

では乱流域のスタントン数をかなり低めに計算し、本モデルと LB モデルは同程度に良い予測値をスタントン数変化を他のモデルに比較して緩やかに計算する特徴がある事が明らかである。

3.3 ガスタービン翼外面熱伝達分布解析

実際問題としてガスタービン翼外面熱伝達率分布解析を行った。選定したデータは Daniels と Browne の動翼翼列⁽⁴⁾ と Hylton と Mihlic の C3X 静翼翼列⁽⁵⁾ である。図6, 7 にこれら試験翼の形状を示す。

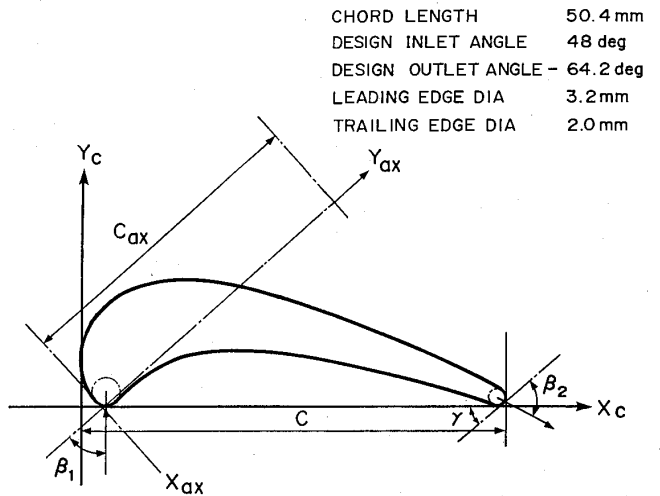


図6 Daniel 翼の形状

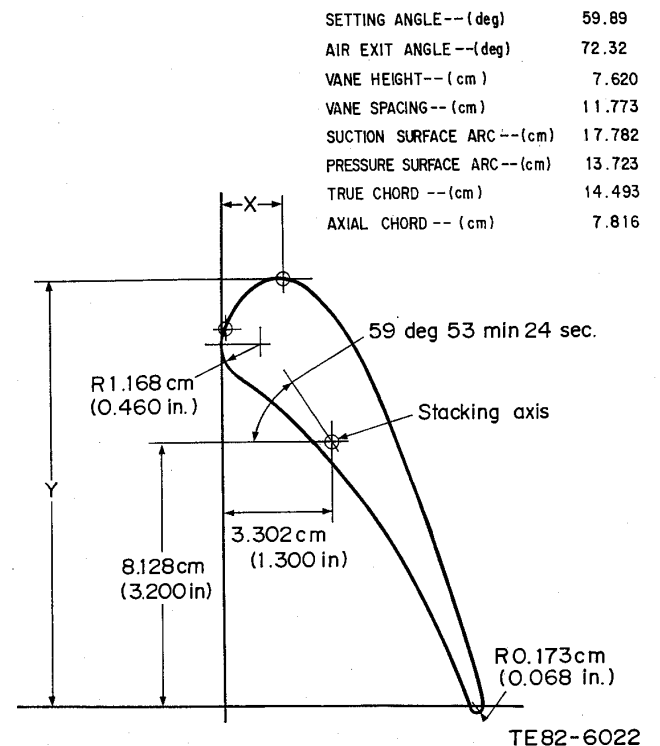


図7 NASA C3X 翼の形状

それぞれの場合についてレイノルズ数の異なる2種類の実験データを選定し解析した。レイノルズ数 (Re_c) は翼列入口状態と軸方向コード長で定義し, Daniels の実験は $Re_c=6.7 \times 10^5$ と 1.3×10^6 の比較的高レイノルズ数条件, Hylton の実験は $Re_c=3.9 \times 10^5$ と 6.4×10^5 の中程度のレイノルズ数条件である。これら解析条件は表1にまとめる。

図8, 9に Daniels の実験, $Re_c=6.7 \times 10^5$ と 1.3×10^6 に対応する解析と実験の熱伝達率分布を比較する。図の縦軸は熱伝達率, 横軸は無次元翼表面距離で中央が前縁, 図の左右がそれぞれ翼面腹側と背側に対応する。

図8から翼面背側の乱流遷移に関して本モデルが最も実験データに近い予測を与えることがわかる。翼面背側無次元距離0.35以上の乱流域ではいずれのモデルも, 実験の不確かさを考えれば, 精

度良く熱伝達率レベルを与えている。翼面腹側では, ほぼ全領域が層流と乱流の中間的な流れになっているとも考えられるが, NTモデルを除くモデルはかなり良く熱伝達率分布を与えることが分かる。

より高いレイノルズ数の図9の場合 NTモデルは層流域を全く表現せず前縁から乱流状態の熱伝達率を与える。翼面背側では本モデルはLSモデルと同程度, LB及びKSモデルに比較して下流で遷移を予測し, 実験との一致は良い。発達した乱流と考えられる無次元翼表面距離0.3以上の領域ではすべてのモデルがほぼ妥当なレベルの熱伝達率を与えている。翼面腹側ではNTモデルは熱伝達率を高く表現する。また, 翼前方(無次元距離0.1~0.5)では他の全てのモデルが熱伝達率を低く見積もる中で本モデルは実験値に比較的近

表1 翼外面熱伝達率分布解析に用いた流れの条件

Data	Case	M_1	M_2	P_0 (Mpa)	T_0 (K)	T_w (k)	Re_c	Tu (%)
Daniel	1	0.35	0.94	0.292	432	288	6.7×10^5	4%
Daniel	2	0.33	0.94	0.581	432	288	1.3×10^6	4%
NASA	1	0.17	0.92	0.245	795	644	3.9×10^5	6.5%
NASA	2	0.16	0.91	0.395	792	642	6.4×10^5	6.5%

M_1 : 入口マッハ数; M_2 : 出口マッハ数
 P_0 : 入口全圧; T_0 : 入口全温
 T_w : 壁面温度; Re_c : 入口レイノルズ数($U_1 \rho_1 C / \mu_1$)
 Tu : 主流乱れ度

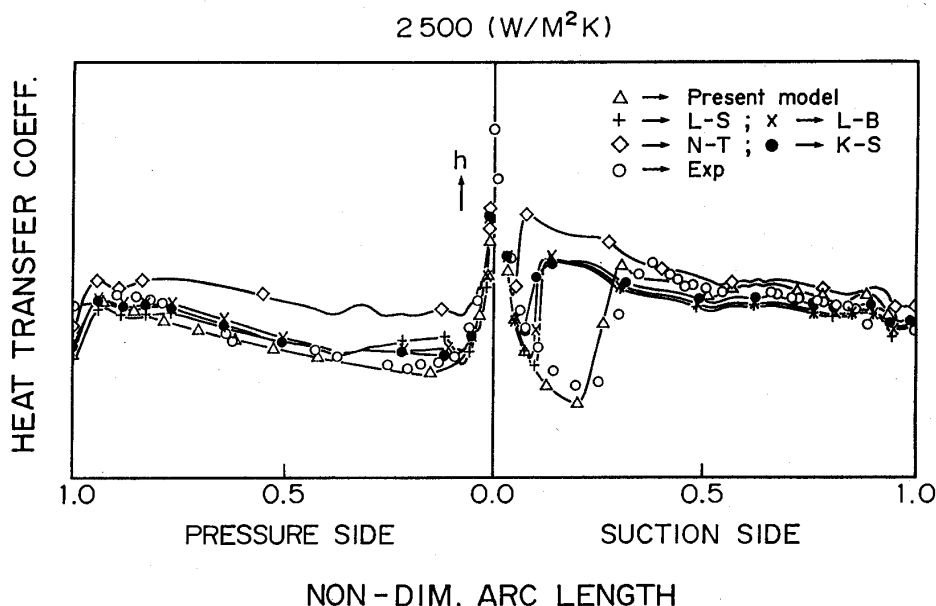


図8 Daniel 翼外面の熱伝達率分布 ($Re_c=6.7 \times 10^5$)

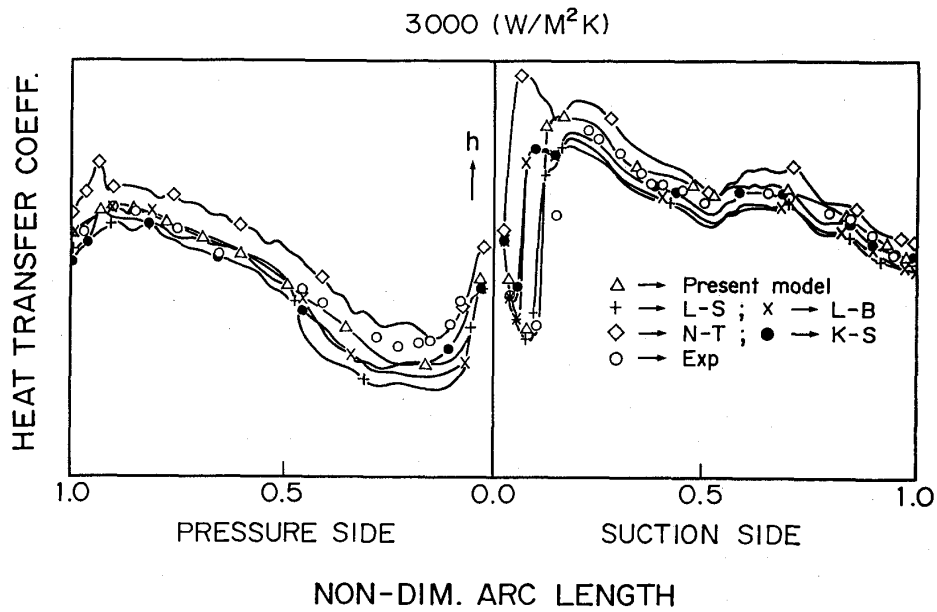


図9 Daniel 翼外面の熱伝達率分布 ($Re_c=1.3 \times 10^6$)

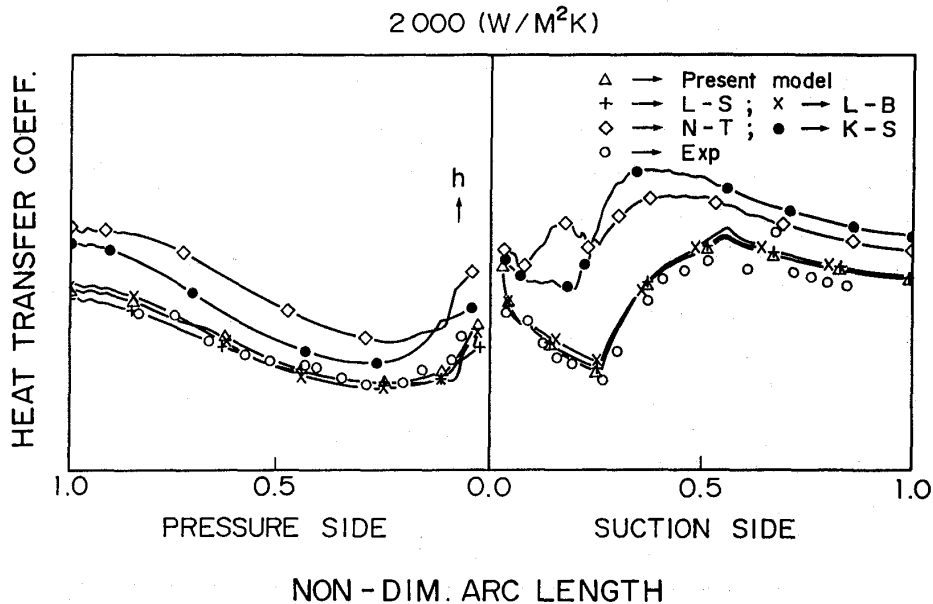


図10 NASA C3X 翼外面の熱伝達率分布 ($Re_c=3.9 \times 10^5$)

い値を示している。

図10,11に Hylton の実験, $Re_c=3.9 \times 10^5$ と 6.4×10^5 のに対応する解析と実験の熱伝達率分布を比較する。図10から、この低レイノルズ数データでは NT, KS モデルは乱流遷移を非常に早く予測するとともに層流に近い領域の熱伝達率を高く予測する事が分かる。LS, LB と本モデルは互いに非常に近い予測値を示し、実験データとの一致も非常に良い。図11のより高いレイノルズ数の場合、翼面背側の熱伝達分布は本モデル, LS, LB モデルでほぼ同程度に予測されることが分かる。

但し、翼中間部分で実験と解析の誤差が大きく、解析に与えた境界条件に何らかの不確かさがあつたとも考えられる。翼面腹側では NT モデルでは熱伝達率をかなり高く、LS モデルでは若干低く予測する。その他のモデル, LB, KS, 本モデルは前縁近くを除いてほぼ同程度の熱伝達率を予測し、この値は実験データと良好に一致する。

以上の様に実際問題に近い翼面熱伝達率の予測解析において、翼形状、レイノルズ数にかかわらず本モデルによって流れと熱伝達率の変化を良好に解析する事ができる事が分かった。

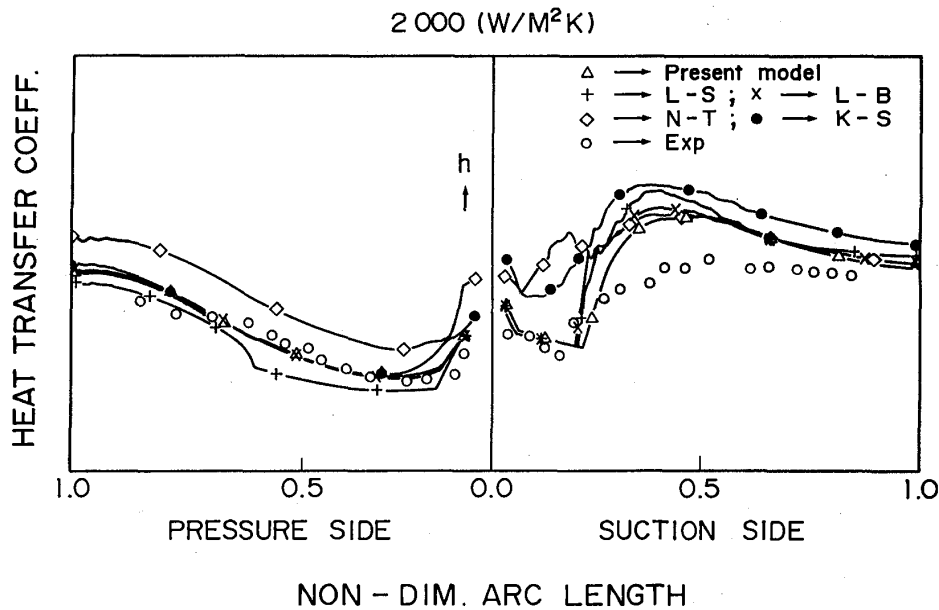


図11 NASA C3X 翼外面の熱伝達率分布 ($Re_c = 6.4 \times 10^5$)

5. 結論

改良モデルを含めて5種類の低レイノルズ数バージョン $k-\varepsilon$ 乱流モデルを使用し、境界層遷移を含む流れと熱伝達率の変化を解析し実験データとの比較による評価検討を行った。

平板加速境界層の遷移と熱伝達率分布の解析では遷移点と遷移領域の幅をかなり良く予測できることが分かった。また、より実用に近いガスタービン翼外面熱伝達率分布解析では2種類の翼形状、それぞれ2種類の主流レイノルズ数において比較検討を行ったが本モデルは全ての条件で良好な熱伝達率分布の予測値を与えることが分かった。

本モデルはこれら検討の範囲では流れ方向の境界層の変化(乱流遷移)と発達した乱流域の境界層厚さ方向の性格の変化(壁効果)をいずれも良好に反映するモデルである。

謝辞

本報及び前報に報告した乱流モデル開発研究では、東京大学笠木研究室の方々から多くの御助言、御指導をいただきここに謝意を表す。特に、笠木

教授と庭園氏には開発途上の乱流モデルに関して貴重な情報をいただいた事を特記して深謝する。

参考文献

- (1) 前報
- (2) Patel, V. C., Rodi, W. and Scheuerer, G., AIAA Journal, 23 (1985), 1308-1319.
- (3) Blair, M. F. and Werle, M. J., UTRC Report, R81-914388-17 (1981).
- (4) Daniels, L. C. and Browne, W. B., Int. Journal of Heat and Mass Transfer, 24 (1981), 871-879.
- (5) Hylton, L. D., Mihelc, M. S. 他, NASA CR-168015, (1983)
- (6) Launder, B. E. and Sharma, B. I., Letters in Heat and Mass Transfer, 1 (1979), 131-138.
- (7) Lam, C. K. G. and Bremhorst, K., Trans. ASME Journal of Fluid Eng., 103 (1981), 456-460.
- (8) Nagano, Y. and Tagawa, M., Trans. ASME Journal of Fluid Eng., 112 (1990), 33-39.
- (9) Personal Communication with Prof. N. Kasagi Tokyo University.

東京電力(株)	原	之	義
〃	古	瀬	裕
〃	土	屋	利
(株)東芝	古	屋	富
〃	芳	根	俊
〃	山	中	矢
〃	山	田	正
			彦

Abstract

Catalytic combustion method has been offering the potential of meeting SCR emissions levels and cost reduction. One of the main problems in developing a catalytic combustor is the durability of catalysts at high temperature operating conditions. The hybrid catalytic combustion concept has advantages concerned with durability of catalyst, because the catalyst can be operated within its tolerable temperature utilizing gas phase combustion occurred at the downstream of the catalyst. This paper describes the full-scale hybrid catalytic combustor designed for a 200MW (1300°C) class gas turbine and its atmospheric pressure test results using natural gas fuel. The combustor consisted of a precombustion zone, a premixing zone, a catalyst zone and a gas phase combustion zone with a bypass valve. The catalyst was 450mm in diameter, consisted of Pd/alumina washcoat on cordierite honeycomb. The hybrid catalytic combustor has experimentally demonstrated the capability of ultra low NO_x emission during atmospheric pressure testing. In addition, a pressurized small-scale combustion test and estimations of the combustor characteristics using a mathematical model were also carried out. These results have

predicted that NO_x levels and catalyst pressure loss will be within the goals at full-pressure condition.

1. 緒言

近年、発電プラントとしてコンバインドサイクル発電が注目され、高効率化のためのガスタービン入口温度の上昇が進められている。タービン入口温度の上昇は燃焼器のNO_x増加の要因であり、その対策は従来にも増して重要になってきている。図1に発電用ガスタービンのNO_x対策の進展を示した。最新鋭のLNG 焚コンバインドサイクル発電プラントでは、燃焼器への蒸気噴射と接触還元方式の排煙脱硝装置とを組み合わせることによりNO_xを10ppm (16%O₂)以下にすることが可能となっている。しかし、排煙脱硝装置の設置による発電コストの上昇と蒸気噴射によるプラント効率の低下を余儀無くされており、本質的な低NO_x化技術の確立が望まれている。そこで近年、NO_x

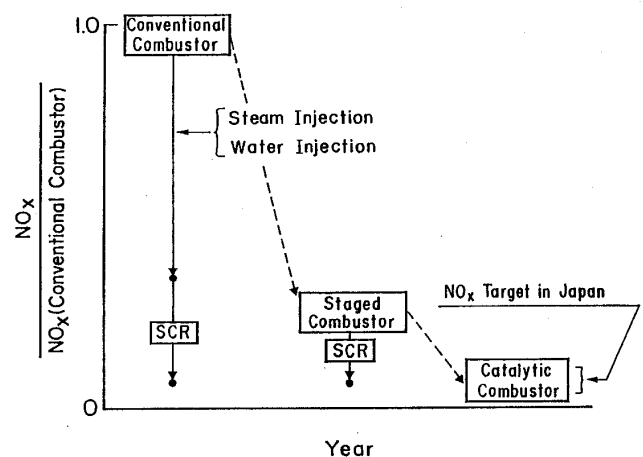


図1 低NO_x化技術の進展

(平成3年4月19日原稿受付)

の発生が極めて少ない触媒燃焼法が注目され、国内外で研究開発が行なわれている^{(1),(2)}。著者らも、1300°C級ガスタービンをを用いるコンバインドサイクル発電プラントの thermal NO_x を排煙脱硝装置が不要となるレベルまで削減することを目的として触媒燃焼器の開発を進めている。

著者らは、触媒の下流域での気相燃焼を併用することにより触媒の熱負荷を軽減することを特徴とするハイブリッド触媒燃焼器を提案し、100~200MW 級ガスタービンへの適用性について検討を進めてきた^{(3)~(8)}。今回、実サイズの触媒燃焼器を製作し大気圧下での燃焼試験を行なうとともに、小規模試験と計算機シミュレーションにより加圧下での特性を検討し実機圧力での性能を推定したので報告する。

2. ハイブリッド触媒燃焼器の構成

図2にハイブリッド触媒燃焼器の概念図を示した。燃焼器は、予燃焼部 (PRE-COMBUSTION ZONE)、予混合部 (PRE-MIXING ZONE)、触媒部 (CATALYST)、気相燃焼部 (GAS PHASE COMBUSTION ZONE)、バイパスバルブ (BYPASS VALVE) から構成される。この燃焼器は触媒層の下流域での気相均一系燃焼を積極的に利用することにより、触媒の使用温度の低下と燃焼器出口温度の上昇を狙ったものである。1300°C級の LNG 焚ガスタービンに適用することを目的としているが、触媒の使用温度は1000°C以下を考えている。気相燃焼部と希釈空気用のバイパスバルブを設けたことが構造上の特徴である。また、燃料は予燃焼部、予混合部(触媒用)、気相燃焼部の各々に供給される。予燃焼部では触媒反応が開始する温度まで空気が予熱され、触媒部では燃料の一部が燃焼してガス温度が上昇する。気相燃焼部では触媒部からの未燃燃料と追加される燃料とが

混合されると共に完全燃焼される。気相燃焼部の燃焼温度は thermal NO_x の抑制と燃焼安定性を考慮して設定される。出口ガス温度はガスタービンの負荷に応じてバイパスバルブによって制御される。

今回の大気圧燃焼試験用に製作したハイブリッド触媒燃焼器本体を図3に示した。また、図4に試験に供した触媒を示した。触媒は直径450mm、長さ90mmのコーディエライト製ハニカム担体にパラジウムを主成分とする触媒成分をウオッ

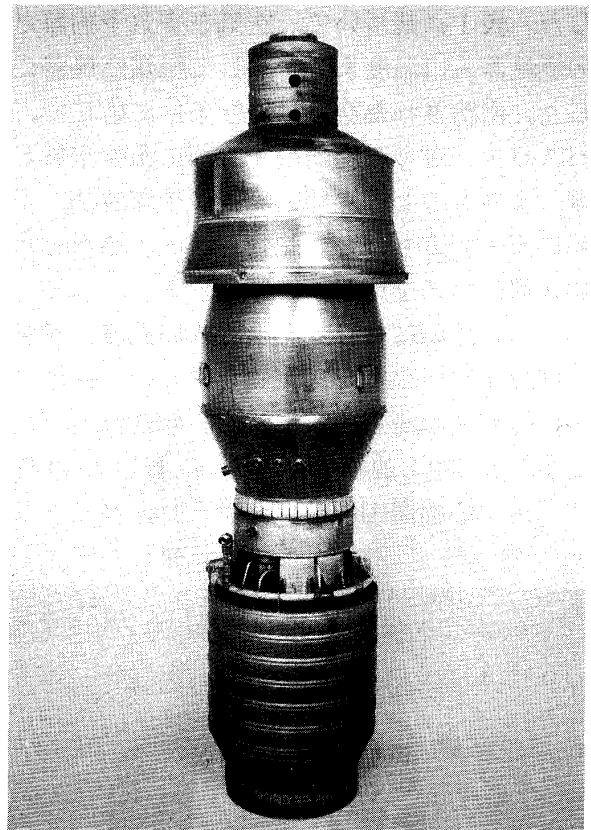


図3 ハイブリッド触媒燃焼器 (本体)

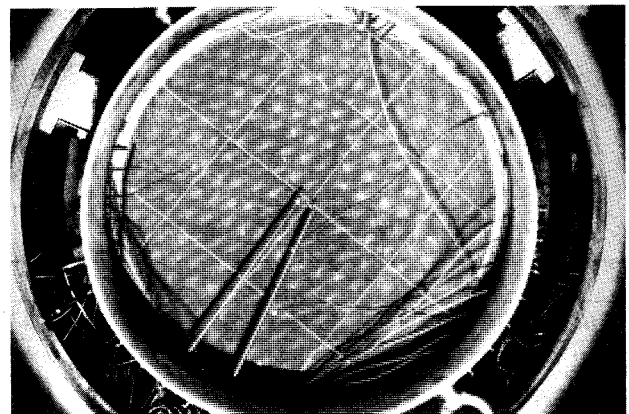


図4 触媒

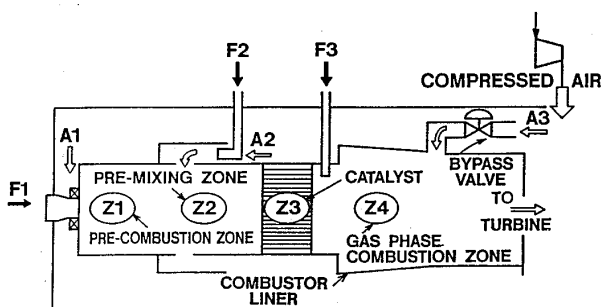


図2 ハイブリッド触媒燃焼器の概念図

シュコートしたものである。なお、ハニカム担体は16個のセグメントを接着して直径450mmのものを得た。気相燃焼部は燃料噴射ノズルとライナーから構成されている。燃料噴射ノズルは直径300mmの触媒を用いた大気圧燃焼試験で良好な燃焼性能を示したマルチノズルタイプ⁽⁹⁾のものを採用した。図5に試験に用いた気相燃焼部を示した。点火器は予燃焼部、気相燃焼部の各々に設置されている。

3. 大気圧燃焼試験

表1に大気圧下での燃焼器運転条件の設定値を示した。表1に基づいて、空気を空気予熱器で所定の燃焼器入口温度まで予熱して触媒燃焼器に供給した。供給された空気は運転条件に応じて、バイパスバルブから燃焼器の尾筒部に希釈空気として流入するものと触媒部上流側の予燃焼部、予混合部に流入するものとに配分される。燃料としては13A都市ガスを用いた。

図6に各負荷における燃焼器入口温度、触媒温度、燃焼器出口温度の測定値を示した。同様に、図7に排ガスの測定値を示した。触媒温度（最高測定値）が800°C前後と低いにもかかわらず1300°C級の燃焼器出口温度が得られ、ハイブリッ

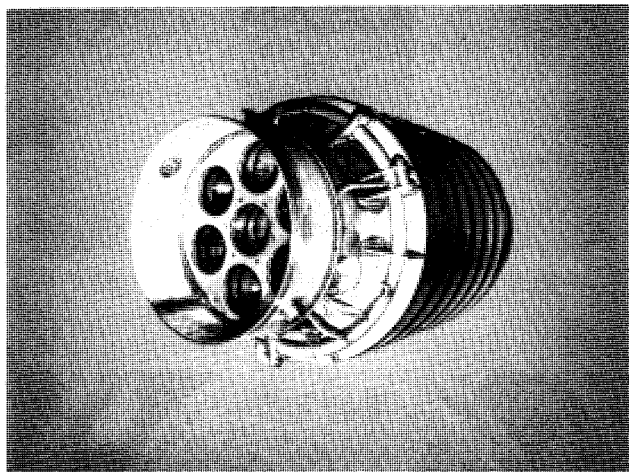


図5 気相燃焼部

表1 燃焼器運転条件の設定値 (大気圧)

LOAD	%	37.5	50.0	62.5	75.0	87.5	100.0
TOTAL AIR FLOW	NM ³ /H	6174	5759	5522	5286	5236	5186
TOTAL FUEL FLOW	NM ³ /H	141	161	181	200	204	208
INLET TEMPERATURE	°C	322	329	335	341	359	377
EXIT TEMPERATURE	°C	925	1050	1163	1275	1314	1352

ド触媒燃焼器の特徴が示されている。排ガス中の未燃成分はやや多いが、従来方式の触媒燃焼器の試験結果⁽¹⁰⁾に比較して大幅に低くなっている。これは、触媒部下流域の気相燃焼部の構造が保炎効果を有していること⁽⁹⁾、気相燃焼部の燃焼温度が負荷にかかわらず高く維持されていること⁽⁶⁾に起因している。また、未燃成分濃度も今後充分改善できるレベルに達していると考えている。NO_xは数ppmであり、大気圧下の試験であることを考慮しても従来方式の燃焼器より低NO_xである。今回の試験で、NO_xが生成するのは予燃焼部と気相燃焼部である。NO_x生成が少ないのは、予燃焼部では通常の燃焼方式を採用しているものの温度上昇が100°C以下と少ないこと、気相燃焼部では燃料が良く混合され予混合稀薄燃焼が行なわれて局所的な高温域が少ないことが考えられる。

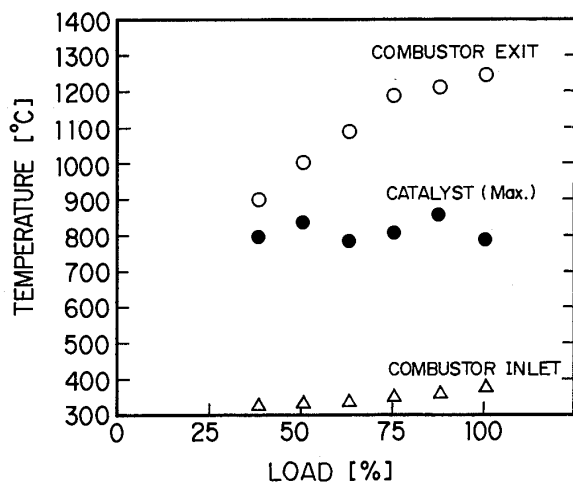


図6 燃焼器各部の温度設定値

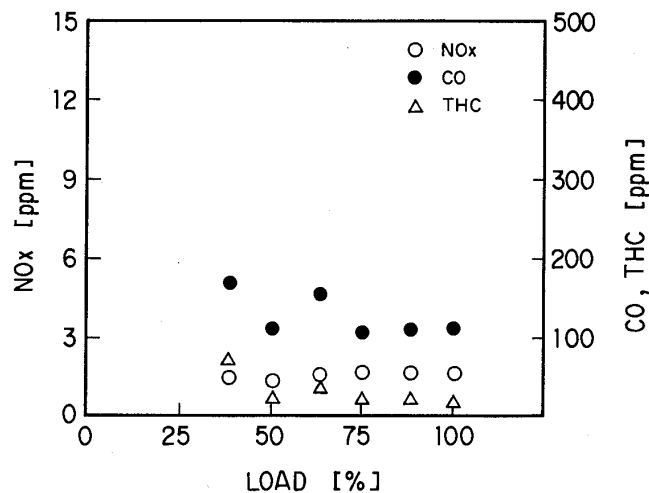


図7 排ガス測定値

図8に各負荷相当における圧力損失を示した。圧力損失は燃焼器出入口、触媒部入口に設けた水冷圧力プローブの全圧差から算出した。ハイブリッド触媒燃焼部では圧力損失(%)が負荷の上昇とともに増加することが特徴である。これは、気相燃焼部での燃焼温度を負荷にかかわらず1500°C程度に設定した結果、触媒部を通過するガス流速が負荷上昇に対応して増加するためである。また、圧力損失のほとんどが触媒部で発生しており、触媒部が燃焼器全体の圧力損失特性を支配している。今回の試験では100%負荷相当で6%前後であり、ほぼ満足できる値であった。

4. 実機性能の推定

今回の大気圧燃焼試験の結果が実機相当の圧力下ではどの様に変化するのかわかるため、小規模試験および計算により加圧下での特性を検討した。

ハイブリッド触媒燃焼器の燃焼性能は、触媒部

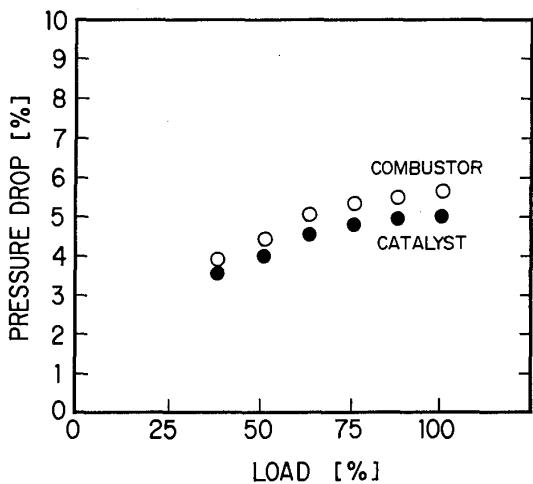


図8 圧力損失測定値

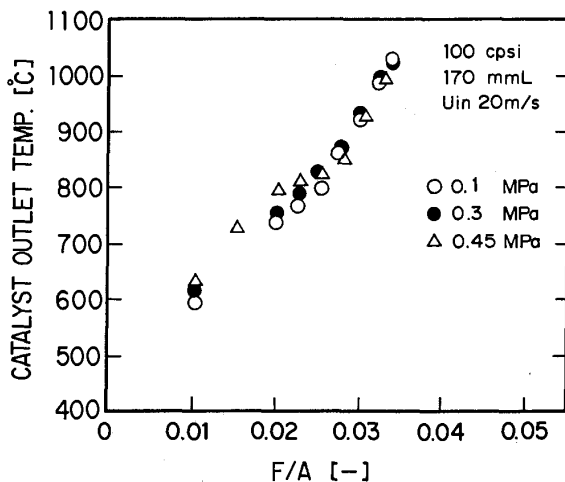


図9 触媒出口温度の圧力依存性 (実験値)

出口の触媒およびガス温度、気相燃焼部の燃焼温度、気相燃焼部の形状などに依存する⁽⁹⁾。これらの因子の内、触媒部出口の触媒およびガス温度は圧力の影響が予想されるため、小口径触媒(直径30 mm)を用いた試験を行なった。図9に各圧力での触媒温度とF/A(容積流量比)との関係を示した。触媒温度は出口のセル内に熱電対をセラミックセメントで埋め込んで測定した。試験を行なった圧力範囲では、圧力が上昇しても触媒温度の変化は少ないことが分かる。触媒出口ガス温度に関しても同様な試験結果であった。そこで、さらに圧力が実機相当まで上昇するときの触媒およびガス温度のプロファイルについて、計算機シミュレーションによって検討した。計算モデルにおいて、①ハニカム触媒のセル形状は円形であり、セル内の流れはプラグフローで主流中では半径方向の温度・濃度・流速分布は無い、②燃焼は触媒表面上での不均一系反応(触媒反応)とセル内気相での均一系気相反応から成り、均一系気相反応はセル内半径方向で一定である、③不均一系反応の反応速度式では燃料濃度に対して1次、酸素濃度に対して0次とし、均一系気相反応は総括速度式として燃料濃度と酸素濃度に対して各々1次である、④触媒固体内の熱伝導はガス側の熱移動に比較して小さいため無視する、などの仮定を設けている^{(4),(6)}。また、不均一系反応においては、使用した触媒の主成分であるPdが高温側でPdOからPdに可逆的に解離して活性低下⁽¹¹⁾することを考慮して速度式の頻度因子を触媒表面上の酸素分圧と温度で補正した。図10に触媒出口での触媒温度

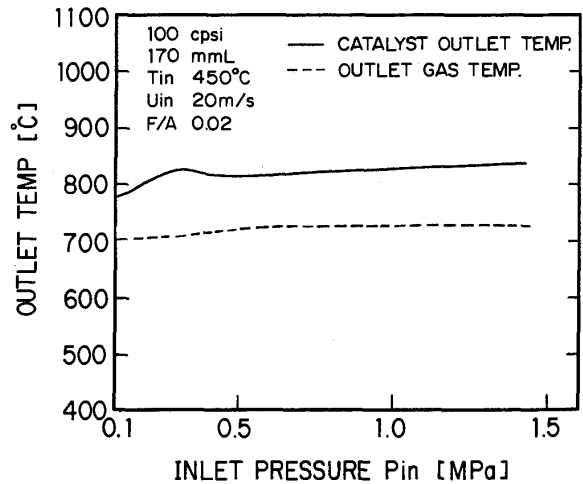


図10 触媒出口温度の圧力依存性 (計算値)

とガス温度の計算結果例を示した。触媒およびガス温度とも圧力による変化が少なく、0.45MPa程度の試験結果から実機圧力下の触媒およびガス温度を予測できることが分かる。これらのことから、実機圧力下でも触媒部の燃焼性能が低下せず、気相燃焼部の燃焼性能を維持することが可能であると考えられる。

図11に小口径触媒を用いてハイブリッド触媒燃焼を行なったときのNO_x測定値を示した。圧力に対する依存性はほとんどないことが分かる。また、図12に気相燃焼部のNO_x生成に関する計算機シミュレーション結果を示した。計算では一次元流れを仮定して、Gearの方法⁽¹²⁾を用いた。計算に用いた素反応を表2に示した。また、計算条件は気相燃焼部での滞留時間を10msec.、流入する予混合気の温度を800°C、予混合気の組成はメタンと空気のみとした。燃焼温度が高いケースではNO_x

濃度は圧力のほぼ0.5乗に比例し、通常の燃焼器と同様な圧力依存性プロファイルを示している。燃焼温度がハイブリッド触媒燃焼器で想定している程度に低いケースでは、図11に示した試験結果と同様に圧力依存性はほとんどないことが分かる。これらのことから、実機圧力でも実サイズ燃焼器の気相燃焼部で生成するNO_xは大気圧燃焼試験と同様に低く、数ppmのレベルであると推定される。予燃焼部は基本的には通常の燃焼方式を採用しているので圧力上昇に伴って増加すると予想されるが、大気圧燃焼試験での生成濃度がもともと少ないため実機圧力でも数ppmのレベルにあると考えられる。したがって、実機圧力でもハイブリッド触媒燃焼器には排煙脱硝装置が不要となるレベルの低NO_x化が期待できると考えている。

表2 計算に用いた素反応

1	CH ₄	=	CH ₃	+ H
2	CH ₄ + OH	=	CH ₃	+ H ₂ O
3	CH ₄ + O	=	CH ₃	+ OH
4	CH ₄ + H	=	CH ₃	+ H ₂
5	CH ₃ + O ₂	=	CH ₂ O + OH	
6	CH ₃ + O	=	CH ₂ O + H	
7	CH ₃ + OH	=	CH ₂ O + H ₂	
8	CH ₂ O + O	=	CHO + OH	
9	CH ₂ O + OH	=	CHO + H ₂ O	
10	CH ₂ O + H	=	CHO + H ₂	
11	CH ₂ O	=	CO + H ₂	
12	CHO + O	=	CO + OH	
13	CHO + H	=	CO + H ₂	
14	CHO + O ₂	=	CO + HO ₂	
15	CHO + OH	=	CO + H ₂ O	
16	CHO	=	CO + H	
17	CO + OH	=	CO ₂ + H	
18	CO + O	=	CO ₂	
19	H + O ₂	=	O + OH	
20	O + H ₂	=	H + OH	
21	O + H ₂ O	=	OH + OH	
22	H + H ₂ O	=	H ₂ + OH	
23	H + OH	=	H ₂ O	
24	O + O	=	O ₂	
25	H + H	=	H ₂	
26	H + HO ₂	=	OH + OH	
27	H + O ₂	=	HO ₂	
28	O + N ₂	=	NO + N	
29	N + O ₂	=	NO + O	
30	N + OH	=	NO + H	
31	NO ₂	=	NO + O	
32	CH ₃ + H	=	CH ₂ + H ₂	
33	CH ₃ + OH	=	CH ₂ + H ₂ O	
34	CH ₂ + O	=	CH + OH	
35	CH ₂ + OH	=	CH + H ₂ O	
36	CH ₂ + O ₂	=	CHO + OH	
37	CH ₂ + N ₂	=	HCN + NH	
38	HCN + OH	=	CN + H ₂ O	
39	CN + O ₂	=	CO + NO	
40	CN + O	=	CO + N	
41	NH + OH	=	N + H ₂ O	

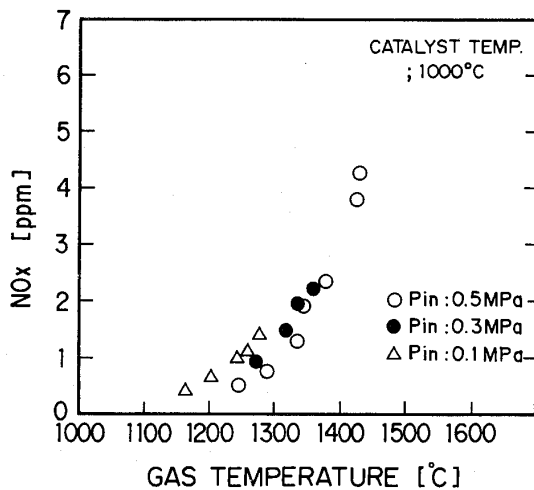


図11 NO_x生成(気相燃焼部)の圧力依存性(実験値)

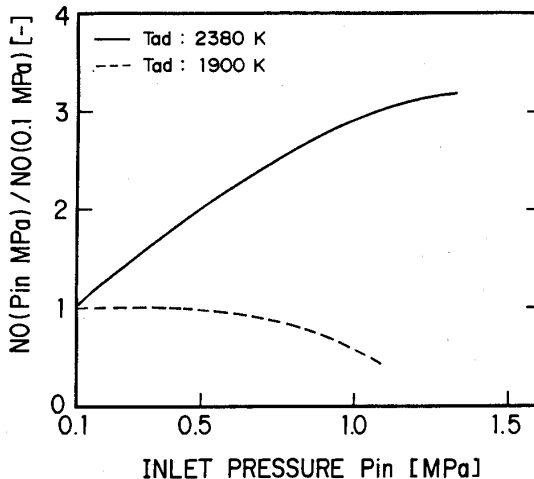


図12 NO_x生成(気相燃焼部)の圧力依存性(計算値)

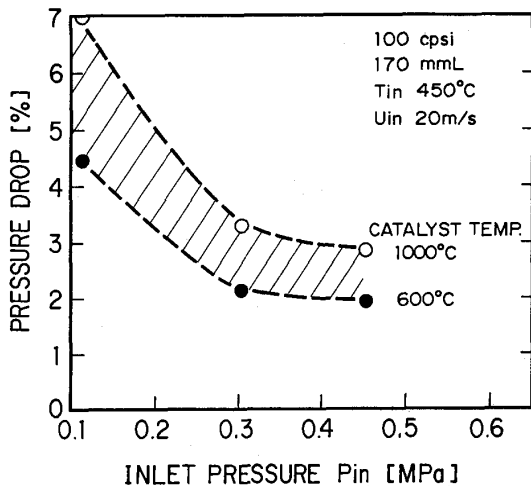


図13 圧力損失（触媒）の圧力依存性（実験値）

図13に圧力損失の圧力依存性を小口径（直径30 mm）触媒を用いた燃焼試験で測定した結果を示した。圧力の上昇に伴って圧力損失（%）が減少し、高圧側ではほぼ一定値となっている。これは燃焼触媒のようにセル径が小さい場合は、圧力が低い領域ではセル内の流れが層流状態であるため圧力上昇に伴って圧力損失（%）が低下するが、更に圧力が上昇するとセル内の流れが層流から乱流に変化して、圧力損失（%）が一定値に近づくものと考えられる。使用した触媒のセル数は100セル/インチ²であるため、計算上では0.4MPa程度からセル内で乱流域になっており、試験における圧力依存性のプロファイルと一致している。また、このことは触媒部の計算機シミュレーションからも確かめられている⁽⁴⁾。図13に試験時の触媒温度（出口）測定値を示した。ハイブリッド触媒燃焼器では触媒温度が1000°C以下であることを考慮すれば、触媒部圧力損失は目標値（5%）以下になっている。これらのことから、燃焼器全体としても圧力損失が小さいハイブリッド触媒燃焼器の設計が可能であると判断している。

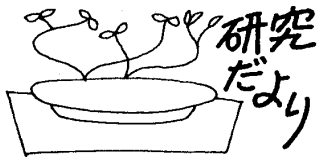
5. 結言

大型のガスタービンを想定した実サイズのハイブリッド触媒燃焼器を設計・製作し、大気圧下での燃焼試験を行った。製作した燃焼器は燃焼性、

NO_x生成、圧力損失に関して良好な性能を示した。また、小規模試験および計算により加圧下での特性を検討した結果、実機圧力下でも低NO_x、低圧力損失、高燃焼効率が期待できることが分かった。今後は、これまでの成果に基づき実機圧力下での性能検証を計画している。

参考文献

- (1) Beebe, K., Ohkoshi, A., Radak, L. and Weir, A. Jr., Proceedings of the 1987 Tokyo International Gas Turbine Congress, III-53 (1987)
- (2) 小沢靖, 山中亨, 雑賀幹夫, 岡畑征弘, 第10回触媒燃焼シンポジウム, 27 (1990)
- (3) 伊東正道, 古屋富明, 芳根俊行, 山中矢, 前田福夫, 肥塚淳次, 第13回ガスタービン定期講演会講演論文集, 115 (1985)
- (4) Furuya, T., Hayata, T., Yamanaka, S., Koezuka, J., Yoshine, T. and Ohkoshi, A., ASME Paper 87-GT-99, (1987)
- (5) 大越昭男, 山中矢, 古屋富明, 芳根俊行, 早田輝信, 肥塚淳次, 日本ガスタービン学会誌, 15, (60), 83 (1988)
- (6) Yoshine, T., Furuya, T., Yamanaka, S., Hara, Y. and Hoshino, M., Proceedings 18th International Congress on Combustion Engines, Tianjin China, T15, 210 (1989)
- (7) 原之義, 土屋利明, 山中矢, 古屋富明, 早田輝信, 芳根俊行, 山田正彦, ガスタービン学会金沢地区講演会講演論文集, 33 (1989)
- (8) Kawakami, T., Furuya, T., Sasaki, Y., Yoshine, T., Furuse, Y. and Hoshino, M., ASME Paper 89-GT-41, (1989)
- (9) 原之義, 土屋利明, 山中矢, 古屋富明, 早田輝信, 芳根俊行, 熱工学講演会講演概要集, 155 (1989)
- (10) Pillsbury, P. W., Scheihing, P. E., Toof, J. L. and Burns, K. R., Proceedings of the EPA 5th Workshop on Catalytic Combustion, San Antonio, Texas, 368 (1981)
- (11) 古屋富明, 芳根俊行, 原之義, 土屋利明, 第9回触媒燃焼シンポジウム, 23 (1990)
- (12) Gear C. w, Numerical Initial Value Problems in Ordinary Differential Equations, Prentice-Hall, Inc. Englewood Cliffs, New Jersey, (1971)



川崎重工業(株)明石技術研究所の紹介

川崎重工業(株)明石技術研究所 森 建 二

1. 明石技術研究所の概要

川崎重工業(株)明石技術研究所の歴史は、1948年9月に現在の神戸工場内に技術研究室として発足したときにさかのぼる。現体制に整ったのは1957年に技術研究所と改称された時であり、この時に現在の明石技術研究所の礎が築かれたといえる。その後時流の変化に合わせ、組織の拡充と人員の増強がはかられ、1975年には手狭になった神戸工場から明石工場内に機能、人員の主体を移して現在に至っている。

明石技術研究所では、主として以下のような専門技術分野の研究を行っているが、それぞれの複合技術や各分野の境界領域の研究にも柔軟に取り組んでいくこととしている。

- (1)超電導・粒子ビーム関連技術
- (2)各種エンジン関連基盤技術
- (3)エネルギー関連技術
- (4)新材料技術
- (5)設計・製造技術の高度化、信頼性向上
- (6)バイオ・化学工業技術
- (7)光技術

2. ガスタービン関連研究について

明石工場内には、汎用ガスタービン事業部、ジェットエンジン事業部があることから、明石技研におけるガスタービン関連研究は、製品を支える重要な基盤技術と位置づけられる。近年は、近隣の神戸工場の原動機事業部での発電用大型ガスタービン(ABB社との技術提携)の生産も本格化しており、ますますその重要性が高まっている。

以下に、広範囲に亘る研究の中からいくつかをひろって紹介する。

2.1 低NO_x燃焼器の研究

水、水蒸気を用いる湿式法(Wet)に代わって、希薄燃料等の乾式法(Dry)の実用化研究を精力的

に進めており、図1に示すような予混合希薄燃焼器が開発され、Dryで37ppm(O₂=16%)の低NO_x化を達成している。また、超低NO_xを目指した触媒燃焼器についてもエンジン運転試験を含めた検討が続けられている。

2.2 高温タービンの研究

図2は3次元冷却翼設計プログラムの温度分布計算例で、HiCODEと呼ばれるものである。翼端

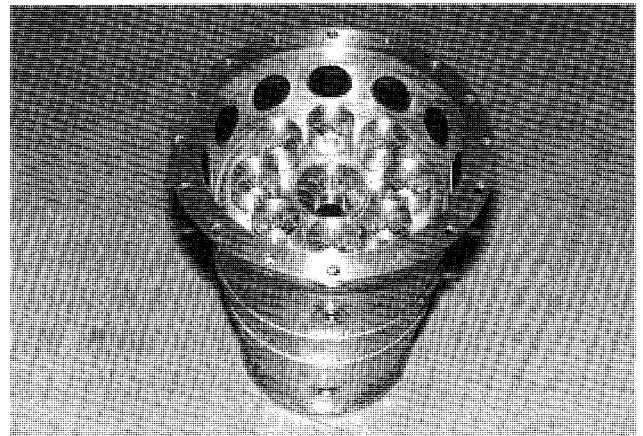


図1 低NO_x予混合燃焼器(MIA-13)

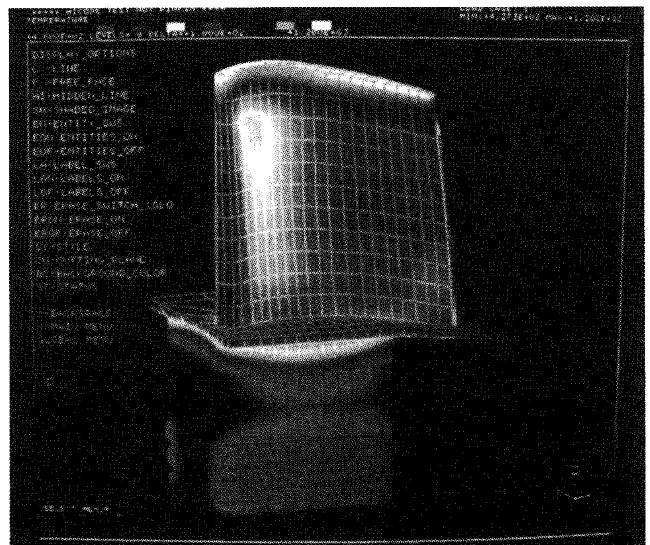


図2 3次元冷却翼設計プログラム(HiCODEの計算例)

(平成4年7月9日原稿受付)

部の複雑な流れ場の熱伝達の詳細な研究が進められプログラムの改良が図られている。更に、高温タービンロータディスクの冷却に関して、高温ガスの巻き込み特性やシール特性に関しても重要なキー技術として先端的な研究が行われている。

高温材料については、耐食性に優れたDS, SC翼の実用化研究が進められている。図3は、当社のMIA-23ガスタービン用DS翼の鋳型写真である。又、TBC（耐熱コーティング）翼については、独自の減圧溶射装置を用いて耐久性の向上を図っている。

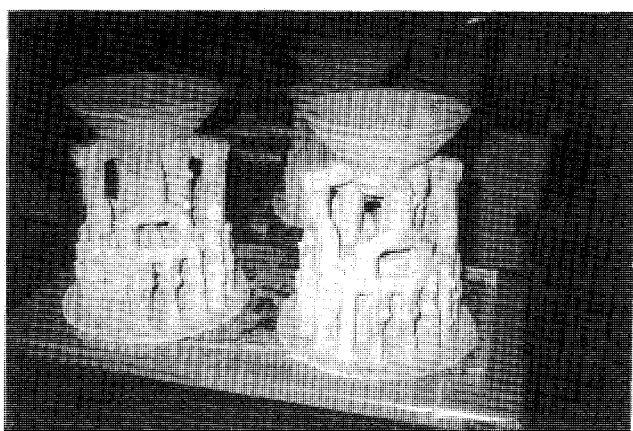


図3 DS翼用鋳型（MIA-23ガスタービン）

2.3 高性能翼の研究

3次元粘性流れ解析コードの開発が進み、翼列内部流れの詳細な検討が行われている。図4は、圧縮機直線翼列流路の3次元粘性流れ解析の例で、入口、翼列後縁及び下流の3断面での全圧損失分布を示したものである。側壁（写真下面）に起因する二次流れによる損失増大の様子がよく判る。また、中小型ガスタービンで多用される遠心圧縮機の高効率化、高圧力比化の研究についても3次元粘性流れ解析による検討に加えて試作モデルによる回転試験が精力的に行われている。

2.4 信頼性向上の研究等

ガスタービンの用途は、コージェネレーションを初めますます増大している。当社の中小型ガスタービンでは年間200台以上の生産販売がなされており、高性能化に加えて信頼性向上は重要な研究課題である。明石技研では、切欠き部、保持時間等の影響を含むロータディスクの寿命評価の研究さらには回転翼の加振装置を用いた翼の減衰応答の研究等を実施し信頼性向上に努めている。

また、ガスタービンに関する計測技術も信頼性と性能向上に大きく寄与するものと考えており、テレメトリシステムやレーザ計測技術の研究に力を入れている。図5は、火炎の光学計測の例で予

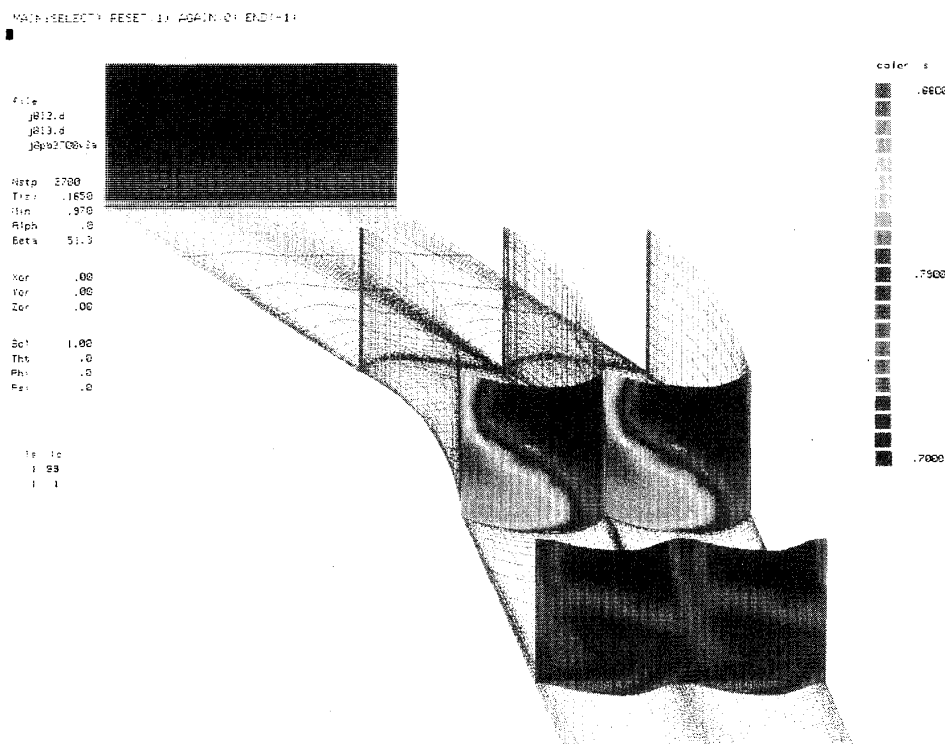


図4 圧縮機翼列の3次元粘性流れ解析

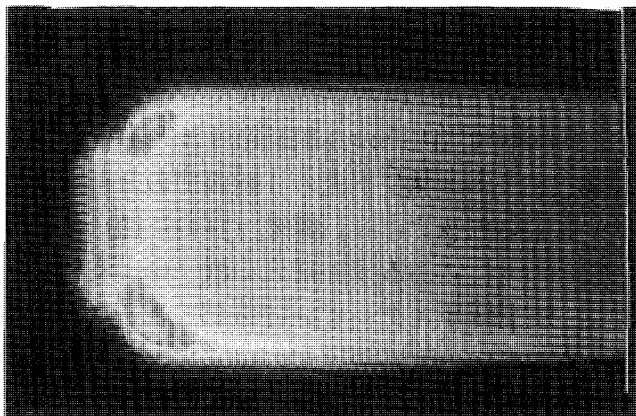


図5 予混合火炎のOH発光分布計測

混合希薄燃焼火炎のOH発光分布を示したものである。この他に、レーザによる燃料噴霧過程、LIFによる燃焼反応過程の解明等の先進的研究を進めている。

3. あとがき

以上、明石技研のガスタービン関連研究を中心とした紹介を行ったが、研究所における技術研究は着実に当社事業部製品に活用されている。最近では、図6に示すような6000KW級高効率ガスタービン(XMシリーズ)が研究所の基盤技術を

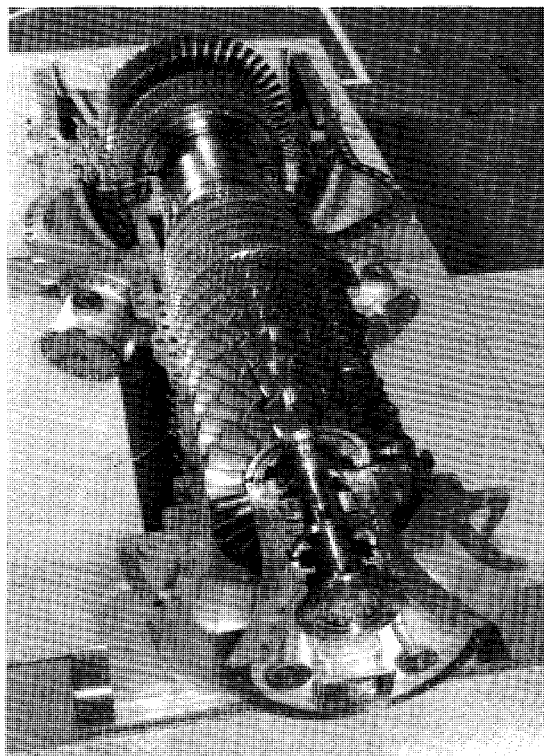


図6 6000KW級XMガスタービン

基に開発されている。今後共にガスタービン技術の育成向上に一層の努力を傾注する所存である。



1992 第37回 ASME 国際ガスタービン会議

1. 全 般

航空宇宙技術研究所 蓑田光弘

1992 ASME TURBO Expo-Land, Sea & Air は再統一なったドイツ連邦共和国のケルンで、6月1日～4日の日程で開催された。5月31日に歓迎レセプション、表彰等があり、登録受付もこの日から始まった。また6月5日には見学会（DLR他4社）が企画され、実質的には6日間の会期であった。

開催地ケルンは Köln と Cologne と二つの名を持ち、二本の尖塔をもつ Dom（大聖堂）の街である。ライン川左岸にそびえる Dom は、街中で道を見失った旅行者には灯台の役割を果す。13世紀に着工され、600年以上を経た1880年に完成した Dom は、この街のシンボルで、塔の高さは157m余ある。正面向って右の西南塔には階段があつて、高さ97mの展望台まで509段を登ることができる。このケルンの誇る Dom にも酸性雨による被害が現われているようである。

歓迎レセプションは、大会事務局のおかれた Hyatt Regency Hotel で午後6時から開かれた。



ライン川対岸を Dom の展望台より見る。橋の左側がケルンメッセ、右の建物が会議事務局、歓迎レセプション会場の Hyatt Regency Hotel。

(平成4年7月10日原稿受付)

参加者は会場入口で IGTI の Hill 氏と握手することで会が始り、豊富な飲物とおつまみを手におしゃべりを楽しみ、ビール、ワインを足元にしたブラスバンドを伴奏に時が過ぎた。

講演初日の6月1日午前に基調講演「定置型ガスタービン」が、アイルランドの Dillon 教授、ドイツの Beyer 氏によって行われた。千名近くを収容できる会場は八分通りの入りで盛会であった。講演に先立つ主催者側の挨拶の中で、27ヶ国からの参加があり、論文数は1980年の2倍、展示ブースも500に及ぶとその成長振りが報告された。

一般講演は1日午後から始まり、17室を用いて、7パネルセッション、107一般セッションが行われた。付表に各部門毎のセッション数、発表件数等をまとめた。基調講演を含めると115セッション、472件の発表があり、これはいずれも前回を越えるものである。今回はパネルが7と例年より少なく、いずれもユーザー主体のもののみであった。またユーザー主体セッションの比率は44%であったが、51セッションと前回とほぼ同数であり、ユーザー参加は引続き高いレベルである。ユーザー主体



会場への入口、ここに入ってエスカレーターで2階へ上ると登録受付などがあり、展示会場、セッションルームへと続く。

付 表

部 門	パネル数 ユーザー 主体	セッション数			論 文 数						
		合計	一般	ユーザー 主体	合計	印刷 論文	口頭 発表	国別論文数			
								米	日	独	他
基調講演		1	1		2	0	2	0	0	1	1
航空エンジン	1 (1)	12 (1)	5	7 (1)	52	40	12	23	5	8	16
セラミック	1	6 (5)	3 (2)	3 (3)	11	9	2	7	1	1	2
クローズドサイクル		1	0	1	5	5	0	1	1	0	3
石炭利用		5 (1)	0	5 (1)	18	17	1	11	1	3	2
燃焼・燃料		8 (1)	3	5 (1)	38	38	0	23	4	2	9
制御・診断	2 (1)	5	2	3	15	15	0	7	0	0	8
教育	1	1	0	1	5	2	3	3	0	0	2
電力事業用コージェネ	2 (1)	5	2	3	24	24	0	10	3	2	9
熱伝達		8 (2)	8 (2)	0	31	31	0	16	3	1	11
産業用・コージェネ	1 (1)	4	0	4	16	16	0	10	0	1	5
法令・法規	1 (1)										
製造・材料	2 (2)	7 (3)	2 (1)	5 (2)	25	19	6	14	0	8	3
船用	1 (1)	4	0	4	15	13	2	11	0	0	4
パイプライン	1 (1)	4 (1)	2 (1)	2	18	18	0	5	0	1	12
構造		9	9	0	41	39	2	21	1	4	15
ターボ機械		28 (2)	28 (2)	0	136	136	0	46	6	16	68
車両小型ターボ機械		5 (2)	1 (1)	4 (1)	16	16	0	9	6	0	1
合 計	7 (3)	107 (9)	62 (5)	43 (4)	470	438	32	221	31	47	171

註 1. Joint Session 数は夫々の部門に算入し、() 内に相当分を記した。
2. 論文数は夫々の部門に算入した。
3. 合計は実数を表している。

セッションが多数であったのは、航空エンジン、石炭利用、制御・診断、電力事業用・コージェネ、産業用・コージェネ及び船用の各部門が前回に続いて、燃焼・燃料、製造・材料及び車輛・小型ターボ機械が今回その仲間となった。熱伝達、構造及びターボ機械は前回同様一般講演のみであった。

国別の分布をみると、米国が221件と半数近くを占め、続いて英国50、ドイツ47、日本31、カナダ22となって、日本のガスタービン界の進展を裏付けるものとなっている。また米国が全17部門で発表しているのはさすがであり、英国12、ドイツ11、日本10、カナダ9の部門数となっていて、各国のガスタービン界の実力を表しているように思われる。

部門別にみると、ターボ機械が、セッション数

(28)、発表件数(136)共に断然多い。航空エンジン(12セッション、52件)、構造(9、41)、燃焼・燃料(8、38)がこれに続く。また車輛・小型ターボ機械部門では20件中米国13件、日本6件となっているのが目立つ。この他、パイプライン部門では18件中カナダが7件、製造・材料部門では25件中米国が14件、構造部門でも41件中米国が21件の発表とそれぞれの国の特色を反映しているようである。その意味では、セラミックス部門11件中米国7件、日本1件はやや意外な感がある。

日本からの参加者の感想では、今回日本からの参加者が多いとのことであった。我が国のグローバルな活動が注目されている昨今故、今後も日本からのより多くの参加が期待される。

2. 航空用ガスタービン

川崎重工業 多々良 篤 輔

昨年の幾分軍事色の強い内容から一変して、今年の会議はキーノートセッションでも「定置式ガスタービン」が採り上げられるなど、明らかに民需に重点が移っている。このことは、今年の開催国がドイツであったことも理由の一つであろうが、国際情勢の変化が敏感に学会の雰囲気にも影響していることが感じられる。

航空エンジン委員会の企画になるセッションは、他の委員会との共催を含めて13あり、発表件数も招待講演を除いて50件と例年に比べて特に多いわけではなかったが、今年の会議で特筆すべきことは、「極超音速への挑戦」と題するセッションがはじめて採り上げられ、しかも3つのセッションにわたって17件と航空エンジン関連の発表件数の1/3を占めたことである。これはひとえに、航空エンジン委員会で長年議長をつとめて来たP&WのS. C. Kuo氏のタイムリーな企画と、非常な熱意の賜であるといえる。彼は、日本のSST/HST推進システムの大型プロジェクト(HYPRプロジェクト)に参加しているP&Wの技術責任者であり、このプロジェクトの関係者を中心にセッションを組もうと意図して委員会に提案した経緯があり、欧州で最も熱心に宇宙用の極超音速機の研究開発を進めているドイツで開催されたことも幸いして、彼の予想をもはるかに上廻る件数の発表が集まったものである。

以下この一連の極超音速エンジンのセッションをはじめ、筆者が聴講したセッションを中心に、若干の感想を述べる。なお、航空エンジン部門の招待講演は、今年度のTom Sawyer賞を受賞したMITのW. R. Hawthorne教授が行なった。彼は英国で最初の実用エンジンを開発したWhittle郷のチームのメンバーであり、自ら携わってきた英国における航空用ガスタービンの歴史の一端が紹介された。

「極超音速への挑戦」と題するセッションは、

3日にわたって開催され、口頭のみでの発表も含めて17件が報告されたが、その内訳は日本のHYPRプロジェクト関連が7件を占め、NASPその他の米国の発表が5件、Sängerを中心としたドイツが4件、その他フランスから1件であった。しかしながら、日本以外は周知のプロジェクトの単なる紹介や計算結果を示しただけのものが殆んどで、発表件数のわりには内容の乏しい感がぬぐい切れず、もう一つ盛り上がり欠ける結果となったのは残念である。

また17件の発表の配列にも疑問があった。第1日目に米国やドイツのプロジェクトの概要の紹介が続いた後に、日本のHYPRプロジェクトの各論であるIHIの渡辺氏のコンバインドサイクルエンジン用のターボジェットエンジンの概念設計の発表(GT-253)があり、工技院の市丸氏によるHYPRプロジェクトの概要紹介(GT-252)や航技研の坂田氏による航技研における極超音速推進システム関連の研究の紹介(GT-256)が第2日目にまわされたことである。

米国の発表では、NASPプロジェクトの進捗状況の紹介(口頭発表)が期待されたが、マッハ数25で飛行するSSTO(単段式スペースプレーン)のコンセプトのデモンストレーションを目的としたこのプロジェクトのすでに公表されている内容の通り一ぺんの説明に終始し、離陸からラムジェットエンジンが作動するまではどんなエンジンを用いるのかといった具体的な質問には一切ノーコメントを通し、何も明らかにされなかった。

一方ドイツのSängerプロジェクトについては、その中心的役割を果たしているMBBから完全再使用型のTSTO(二段式スペースプレーン)の飛行径路の検討を中心とした概念研究の発表があった(口頭発表)。しかしながら、詳細についてはNASP同様明らかにされず、将来はESA(欧州宇宙機構)のプロジェクトとして発展させたいとの希望を表明したところから推察すると、予算不足で所期の計画が思い通りに進んでいないのではな

(平成4年7月10日原稿受付)

いかとの印象を受けた。

日本の HYPR プロジェクト関連では、前記の他に P&W 等によるコンバインドサイクルエンジンの概念検討 (GT-409), SNECMA からのラム燃焼器の3次元 CFD による NO_x の解析研究 (GT-255), 航技研の極超音速インテークの研究 (GT-349), KHI のラム燃焼に関する実験的研究 (GT-413) の各発表があり、それぞれ他の発表に比べれば多くの具体的内容を含んでおり、かなりの注目を集めた。

その他のセッションでは、「新型および発展型エンジンの開発」と題して5件の発表があり、それぞれエンジン開発の経緯や特徴について報告された。その中でも P&W および GE は、ピッチおよびヨーの偏向可能な丸形推力偏向ノズルを装備した F100-PW-229 および F110-GE-129 のそれぞれについて、互いに優秀性を誇示する発表を競い合った(口頭発表)。特に GE の発表で、ノズルの偏向によってエンジンの排気で GE のロゴマークを描いたビデオを紹介したのが大いに受けていた。

また「高高度飛行エンジンの実用化」のセッションでは、偵察、監視、大気調査等の目的で高い高度で使用される無人機のエンジンについて4件の発表があった。この種の無人機は60,000フィート

の高度で100時間以上の飛行が要求され、HALE ミッションと呼ばれるが、そのエンジンには低燃費が不可欠であり、中間冷却サイクルのガスタービンの採用等の検討結果が報告された (GT-405/GT-401)。

他に、「航空エンジンの艤装」、「計算シミュレーション」、「設計および解析」、「エンジンシステムの試験」、のそれぞれのテーマのセッションがあり、他の委員会との共催で「民需エンジンにおける環境問題」と題するセッションも持たれた。これらの中で注目されたのは、 NO_x 低減についての GE の発表で (GT-415)、当面の規制値として現在の ICAO の規制値より20%程度厳しい値が提案されており、これに適合する燃焼器の開発がすでに行なわれていることが報告され、超音速機についてはさらに厳しい規制が要求されるであろうと述べたことである。

最後に今回の会議での全般的な印象を述べれば、本来 ASME 主催の国際会議であるから米国が中心であることは当然として、従来米国以外では欧州のみが重要な役割を果たして来たが、ようやく日本も無視し得ない存在となりつつあるということが実感されたことである。今後一層の充実した内容の研究発表による我国の貢献を期待したい。

3. 産業用ガスタービン

石川島播磨重工業(株) 古屋正宏

産業用ガスタービン関連の Session, Paper, 及び Panel の内訳は、

- (1) Electric Utilities & Cogeneration:
7 Sessions, 24 Papers, 2 Panels.
- (2) Industrial & Cogeneration:
4 Sessions, 16 Papers,
- (3) Pipeline & Applications:
5 Sessions, 18 Papers, 1 Panel

であり、内容的には、新規納入ガスタービン発電プラントの紹介、ガスタービン単体に関する最

新技術の紹介、周辺機器の新技術紹介、Emission, 経済性、信頼性、O&M など、ほぼ全般的に網羅されている。今回の特徴を一言でいうならば、環境条件を考慮しつつ、ガスタービン単体の高効率化、コンバインドサイクル導入によるプラント高効率化、大容量化に向けて本格的な実施段階に入ったという感じがする。

大容量コンバインドサイクルプラント実績の代表的なものとしては、東京電力—GE にて一列当たり165MW、全体で2000MW が既に稼働しているが、今回は更に単機出力の増加、高効率化(タービン入口温度1300°C級)、Dry Low NO_x Combustion

(平成4年7月9日原稿受付)

いかとの印象を受けた。

日本の HYPR プロジェクト関連では、前記の他に P&W 等によるコンバインドサイクルエンジンの概念検討 (GT-409), SNECMA からのラム燃焼器の3次元 CFD による NO_x の解析研究 (GT-255), 航技研の極超音速インテークの研究 (GT-349), KHI のラム燃焼に関する実験的研究 (GT-413) の各発表があり、それぞれ他の発表に比べれば多くの具体的内容を含んでおり、かなりの注目を集めた。

その他のセッションでは、「新型および発展型エンジンの開発」と題して5件の発表があり、それぞれエンジン開発の経緯や特徴について報告された。その中でも P&W および GE は、ピッチおよびヨーの偏向可能な丸形推力偏向ノズルを装備した F100-PW-229 および F110-GE-129 のそれぞれについて、互いに優秀性を誇示する発表を競い合った(口頭発表)。特に GE の発表で、ノズルの偏向によってエンジンの排気で GE のロゴマークを描いたビデオを紹介したのが大いに受けていた。

また「高高度飛行エンジンの実用化」のセッションでは、偵察、監視、大気調査等の目的で高い高度で使用される無人機のエンジンについて4件の発表があった。この種の無人機は60,000フィート

の高度で100時間以上の飛行が要求され、HALE ミッションと呼ばれるが、そのエンジンには低燃費が不可欠であり、中間冷却サイクルのガスタービンの採用等の検討結果が報告された (GT-405/GT-401)。

他に、「航空エンジンの艤装」、「計算シミュレーション」、「設計および解析」、「エンジンシステムの試験」、のそれぞれのテーマのセッションがあり、他の委員会との共催で「民需エンジンにおける環境問題」と題するセッションも持たれた。これらの中で注目されたのは、 NO_x 低減についての GE の発表で (GT-415)、当面の規制値として現在の ICAO の規制値より20%程度厳しい値が提案されており、これに適合する燃焼器の開発がすでに行なわれていることが報告され、超音速機についてはさらに厳しい規制が要求されるであろうと述べたことである。

最後に今回の会議での全般的な印象を述べれば、本来 ASME 主催の国際会議であるから米国が中心であることは当然として、従来米国以外では欧州のみが重要な役割を果たして来たが、ようやく日本も無視し得ない存在となりつつあるということが実感されたことである。今後一層の充実した内容の研究発表による我国の貢献を期待したい。

3. 産業用ガスタービン

石川島播磨重工業(株) 古屋正宏

産業用ガスタービン関連の Session, Paper, 及び Panel の内訳は、

- (1) Electric Utilities & Cogeneration:
7 Sessions, 24 Papers, 2 Panels.
- (2) Industrial & Cogeneration:
4 Sessions, 16 Papers,
- (3) Pipeline & Applications:
5 Sessions, 18 Papers, 1 Panel

であり、内容的には、新規納入ガスタービン発電プラントの紹介、ガスタービン単体に関する最

新技術の紹介、周辺機器の新技術紹介、Emission, 経済性、信頼性、O&M など、ほぼ全般的に網羅されている。今回の特徴を一言でいうならば、環境条件を考慮しつつ、ガスタービン単体の高効率化、コンバインドサイクル導入によるプラント高効率化、大容量化に向けて本格的な実施段階に入ったという感じがする。

大容量コンバインドサイクルプラント実績の代表的なものとしては、東京電力—GE にて一列当たり165MW、全体で2000MW が既に稼働しているが、今回は更に単機出力の増加、高効率化(タービン入口温度1300°C級)、Dry Low NO_x Combustion

(平成4年7月9日原稿受付)

torの使用(30-40ppmvd @16%O₂)等を盛り込んだ、いわゆるACC(Advanced Combined Cycle)の最適サイクルの検討結果の紹介があり、1998年中までに4系列×2グループ、総計2800MW、効率54%のプラントが実現されるとしている(GT-351)。もう一つの例として、九州電力における日立/GE-MS7001Eのコンバインドサイクルの実績紹介(1991年より商用運転開始)があり、1系列115MW、総計690MWの規模でプラント効率42.7%(HHV)を示している。更にLOW NO_x Combustorにより62.5PPM(16%O₂)を達成したとしている(GT-354)。上記2例はいずれもHeavy Typeガスタービンのものであるが、航空機用エンジン転用型のコンバインドサイクルの適用例として、現在計画中で1994年稼働予定のJFK Airport(New York)向、LM6000ガスタービン使用の100MW級Combined Cycle Cogeneration Plantの紹介がある(GT-40)。これによれば、LM6000単機効率では8200BTU/KWHであるが、3圧排ガスボイラーを組み合わせることにより7000BTU/KWHを出せるとしており、NO_x対策はガスタービンへの水噴射およびHRSG内設置のSCRにより9ppmvd(15%O₂)になっている。

ガスタービン排ガス中のNO_xについては、以前より、蒸気噴射、水噴射を行わない、DRY LOW NO_x Combustor(DLNC)の開発が要素ベースから実機ベースでの検証に移行中であつたが、いよいよ商用運転の実績が出るに至っている。ABBが、Midland U.S.A納入済GT11Nの燃焼器、バーナを新型のEV-Silo Combustorに37個のEVバーナを組み込んで、3500時間の実機実証試験の結果、燃焼器本体に異常無く、NO_xは25ppmv(15%O₂,天然ガス)以下、UHCが5ppmv、COは8ppmv以下の結果を得たとしている(GT-322)。またGE-MS-6001Bでは従来Steam InjectionにてNO_x42ppmvd(15%O₂)であつたものが、Injection Steamの量を増すことにより25ppmvdまで下げられる事が実証できた。さらにDLNCにて25ppmvdが達成可能との見込みをつけたとしている(GT-373)。LM-6000ガスタービンは既に発電用として1990年Brussels大会に於いて紹介されているが、現在Optionを含め70台

のオーダー取得済で、初号機の商用運転開始が1992年秋にカナダで予定されている。今回、本エンジンの特性上、圧縮機駆動用としてもマッチングするとの紹介があつた(GT-102)。

Combined Cycle計画の際、各種ガスタービンの単体の排ガス状態をも含めた特性によりHRSGでの最適発生蒸気条件がコンバインされるべきSteam Turbine条件より決まってくるが、通常、単圧式Boilerでは十分排ガスエネルギーを吸収しきれなく、排ガススタックより相当量のエネルギーが逃げていってしまう。一方、圧力レベルを複数にするとプラントコストが増大してしまう。この様な問題を解決しつつプラント効率を上げる一方策の検討結果が紹介されている(GT-331)。すなわちHRSGを単圧にしエコノマイザ出口の流れをドラムに導くと同時に、余剰分を3段のFlash Vesselを通し低圧蒸気をタービンに入れるシステムとしており、この新しいシステムをLM-2500(GE)、GT-10(ABB)、FT8(P&W)の3種類のコンバインドサイクルプラントにて比較検討しているものである。それによれば、総合効率は各エンジンケース毎に64.9→66.3%、62.0→63.2%、62.1→62.6%改善され、発電出力は各々17.8%、14.3%、7.1%と増加するとしている。

夏場のピーク対策として、Off Peakの安価な電力で氷を造り貯めておき、その氷にてガスタービン入口空気温度を下げることにより出力増加を計るプロジェクトの紹介があつた(GT-265)。GE-MS-7001Bを供試エンジンとし1989年計画開始、1991年実機テストを実施した。この結果、当エンジンのPeak Rating出力65.2MWが大気温度37.8°Cには53.1MWまで下がる特性を持っていたものが、入口空気温度を4.4°Cまで下げることにより67.1MW出力が出せることとなったというもの。製氷装置に要する追加コストは\$165/KWであり、新プラントを建設するより経済的であるとしている。

ガスタービンプラント周辺機器に関しても種々論文が出されているが、中でもユニークなものとして、NO_x水あるいはボイラ給水用の純水製造装置につき、リースした場合とPermanentにプラントの一部として設置する場合との比較検討した

紹介がある (GT-37)。比較対象プラントは LM6000 Combined Base プラントと LM5000 Steam Injected Cogeneration プラント (ピーク用) の 2 つのケースについて実施している。リース型は化学薬品のプラント貯蔵不要故, 排水処理についてユーザーは考慮不必要, 日常の保守点検作業制限等のメリットがある反面, 運用のかなりの部分がリース業者に依存するため, プラント全体のコントロールが思うとおりにならないなどの

デメリットがある。結論的には, プロジェクト毎にコスト, 環境規制条件等を十分吟味した上で選択すべきとしている。

今回の Conference に於いては, 全般的にガスタービン関連ユーザー, メーカーともに環境条件を守りながら, エネルギーを如何に有効に使うか腐心しており, また確実に実行されている。今後, さらに発展, 拡大の方向に推移していくものと考ええる。

4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

川崎重工業株式会社 巽 哲 男

小型ガスタービンについて 5 つ (内 2 つはセラミックスとのジョイントセッション), セラミックスについて 5 つ, 計 10 のセッションが開催された。両セッションの発表は, 論文の無いものを含めて 38 件あったが, この内 33 件がセラミックスおよびその応用に関するものであった。発表数からは, 小型ガスタービンについてはセラミックスを抜きに語れないほど研究が白熱しているように見えるが, ドイツをはじめとするヨーロッパ勢の意欲減退や, アメリカの ATTAP 計画の今後の課題としてセラミック部品のコストを大きく取上げている点が気になる点である。

セラミックス関連以外の小型ガスタービンについては, 湾岸戦争で活躍した米軍の M1 タンク用再生式ガスタービン AGT1500 とその後継機についての発表が 4 件 (GT-436, -411, 口頭発表, -391) あり, 実績を基に発電用などの陸上用およびマリン用に PR していた。セラミックス関連以外の発表はこの 2 機種 4 件のみで, 展示会場での「OPRA」をはじめとする熱心な PR とは対象的であった。

セラミック材料関係では,
・「部品の設計技術および寿命評価関連」で, 3 パラメータワイブル分布を用いたターボポンプブレードの信頼性解析 (GT-296), CARES プログラ

ムのアップグレードの解説 (GT-383), タービンホイールの開発と試験結果およびラーソンミラーパラメータを用いたクリープ破断特性の解析 (GT-295), 多軸破壊確立分布関数を用いた多軸応力下での即時破壊強度の評価 (GT-384), 窒化ケイ素および炭化ケイ素のクリープ・静疲労・動疲労特性評価 (口頭発表), 窒化ケイ素および炭化ケイ素の高温酸化・コロージョン特性 (GT-434) 等の発表があり,

・「製造技術関連」で 888MPa の室温強度を持つガスタービン用サイアロン材料 (口頭発表), ガスタービン部品の製造技術および MITI の CGT 部品の紹介 (口頭発表), スリップ鑄込み窒化ケイ素および HIP 窒化ケイ素の成形と焼成プロセスの概説 (GT-385), 炭化ケイ素材料 Generation-1 SX-SiC の材料特性と強度に影響する因子の説明 (GT-410) 等があった。

・「コンポジット材料関連」では, ロケットエンジンのターボポンプ用 Fiber Reinforced Ceramic Matrix Composite について, 材料特性と今後の可能性, 熱衝撃試験, 部品化技術の現状などの紹介 (GT-394, 316), C/C コンポジットの微構造制御と特性の関係 (GT-435), SiC を CVI 法でマトリックス化した FRC の製法と材料特性の説明 (GT-348) 等の発表があった。

・「その他」, セラミックコーティング関連では (GT-203, 317, 318, 319), DOE による産業用コー

(平成 4 年 7 月 21 日原稿受付)

紹介がある (GT-37)。比較対象プラントは LM6000 Combined Base プラントと LM5000 Steam Injected Cogeneration プラント (ピーク用) の 2 つのケースについて実施している。リース型は化学薬品のプラント貯蔵不要故, 排水処理についてユーザーは考慮不必要, 日常の保守点検作業制限等のメリットがある反面, 運用のかなりの部分がリース業者に依存するため, プラント全体のコントロールが思うとおりにならないなどの

デメリットがある。結論的には, プロジェクト毎にコスト, 環境規制条件等を十分吟味した上で選択すべきとしている。

今回の Conference に於いては, 全般的にガスタービン関連ユーザー, メーカーともに環境条件を守りながら, エネルギーを如何に有効に使うか腐心しており, また確実に実行されている。今後, さらに発展, 拡大の方向に推移していくものと考ええる。

4. 小型ガスタービンおよびセラミックス

川崎重工業株式会社 巽 哲 男

小型ガスタービンについて 5 つ (内 2 つはセラミックスとのジョイントセッション), セラミックスについて 5 つ, 計 10 のセッションが開催された。両セッションの発表は, 論文の無いものを含めて 38 件あったが, この内 33 件がセラミックスおよびその応用に関するものであった。発表数からは, 小型ガスタービンについてはセラミックスを抜きに語れないほど研究が白熱しているように見えるが, ドイツをはじめとするヨーロッパ勢の意欲減退や, アメリカの ATTAP 計画の今後の課題としてセラミック部品のコストを大きく取上げている点が気になる点である。

セラミックス関連以外の小型ガスタービンについては, 湾岸戦争で活躍した米軍の M1 タンク用再生式ガスタービン AGT1500 とその後継機についての発表が 4 件 (GT-436, -411, 口頭発表, -391) あり, 実績を基に発電用などの陸上用およびマリン用に PR していた。セラミックス関連以外の発表はこの 2 機種 4 件のみで, 展示会場での「OPRA」をはじめとする熱心な PR とは対象的であった。

セラミック材料関係では,
・「部品の設計技術および寿命評価関連」で, 3 パラメータワイブル分布を用いたターボポンプブレードの信頼性解析 (GT-296), CARES プログラ

ムのアップグレードの解説 (GT-383), タービンホイールの開発と試験結果およびラーソンミラーパラメータを用いたクリーブ破断特性の解析 (GT-295), 多軸破壊確立分布関数を用いた多軸応力下での即時破壊強度の評価 (GT-384), 窒化ケイ素および炭化ケイ素のクリーブ・静疲労・動疲労特性評価 (口頭発表), 窒化ケイ素および炭化ケイ素の高温酸化・コロージョン特性 (GT-434) 等の発表があり,

・「製造技術関連」で 888MPa の室温強度を持つガスタービン用サイアロン材料 (口頭発表), ガスタービン部品の製造技術および MITI の CGT 部品の紹介 (口頭発表), スリップ鑄込み窒化ケイ素および HIP 窒化ケイ素の成形と焼成プロセスの概説 (GT-385), 炭化ケイ素材料 Generation-1 SX-SiC の材料特性と強度に影響する因子の説明 (GT-410) 等があった。

・「コンポジット材料関連」では, ロケットエンジンのターボポンプ用 Fiber Reinforced Ceramic Matrix Composite について, 材料特性と今後の可能性, 熱衝撃試験, 部品化技術の現状などの紹介 (GT-394, 316), C/C コンポジットの微構造制御と特性の関係 (GT-435), SiC を CVI 法でマトリックス化した FRC の製法と材料特性の説明 (GT-348) 等の発表があった。

・「その他」, セラミックコーティング関連では (GT-203, 317, 318, 319), DOE による産業用コー

(平成 4 年 7 月 21 日原稿受付)

ジェネレーションガスタービンへのセラミックスの適用について (GT-393), セラミックファイバー強化 FRM SiC-Al (GT-369) および SiC-Ti (GT-342), Ti-Al 合金のガスタービンへの適用 (口頭発表) 等について発表があった。

セラミックスガスタービン関係では日本の300 kwCGT について航技研の橋本氏 (GT-3) および 100kWC GT について JARI の伊藤氏 (GT-2) から, 米国の ATTAP 計画 AGT-101 について Garrett Ceramic Component Division の Smyth 氏 (GT-381), AGT-5 について GM の Haley 氏 (GT-292) および Hitzelberger 氏 (口頭発表) から, それぞれの概要と現状について発表があった。米国側から日本の CGT のセラミック部品の材質やメーカー等について活発な質問が有り, 関心の高さがうかがわれた。

以上の論文発表の中で, ATTAP 計画は5年間の研究期間のほぼ最終段階にあり, 実績や問題点についての説明があったので, 少し詳しく紹介する。

AGT-101では, Taguchi Analysis という設計手法を用いて, タービンの Impact Design を行い, ブレード厚さ・角度・付け根のアル等を変更したこと, 静止部品について最悪ケースを想定したトランジェント熱応用を計算したこと等の他, ローターのバーストテスト, 高温静止部品のリグテスト, Low Carbon Combustor の改良, エンジンテストハイライト等の実績紹介の後, 今後の耐久試験の予定について説明があった。

熱交換器は1800°F, 100hr のリグテストを完了したが, シールの耐久性に課題が残っている。タービンジュラウドの最大応力は269MPa, ローターはハブで319MPa。

エンジンテストは, 5台の金属製エンジンで38.7hr, 2台のセラミックロータ組込み金属エンジンで1.7hr, 2台のオールセラミックエンジンで13.3hr の試験を完了している。最高運転データ

は, 1304°C, 90,000rpm, 26.3hp で6hr とのことです, 出力はまだ目標に達していないが, ほぼ定格の温度と回転数 (タービンの Impact Design により, 周速は当初計画より下がっている) を達成している。

AGT-5は2軸式で軸流タービンを採用している。AGT101と同様にタービンの形状設計で FOD 対策を行っている。最初に極端に厚肉でブレード枚数の少ない設計で信頼性を確認した後, 性能向上のため段階的に枚数を増加する試験を行い, 最長1,000hr の試験実績があるとのこと。燃焼器は Wide range stability と Carbon free stability を要求されるとのことで, AGT101同様, 燃焼器で発生するカーボンによる FOD が問題となっている。また, 熱交換器が大きすぎて, 発電用には使えませんが自動車用には適用できないとの発言もあった。

エンジンテストは3台実施しており, やはり金属から開始してオールセラミックで1,372°C, 100%rpm, 100hr の実績があるとのこと。この間に3回の損傷を経験したそうであるが, セラミック部品がすべて損傷したのは1回のみとは意外であった。この他に1,734hr の Hot rig test 等も実施している。今後は300hr の耐久試験を実施する予定とのこと。

1979年に始った AGT 計画から数えて通算14年で, 両エンジンとも実機での目標温度と回転数を達成したわけで, その苦勞がしのばれる。その間, ATTAP 計画への移行時には多方面で日本製品の排斥運動があったにもかかわらず, 現在も重要部品に日本のメーカーのものを両社共に使用していることは, 日本のセラミック材料の優秀性を示すものであろう。

おわりに, 本稿を書くに当り, Kyocera Industrial Ceramic Corp.の松中雅史氏よりセラミックス関連の資料を提供していただいたことに感謝いたします。

5. ターボ機械の性能と流れ

5.1 軸流関係

航空宇宙技術研究所 坂田 公夫

軸流圧縮機、ファンおよびタービンに関しては、全体の107セッション約470件の研究発表のうち、以下に示す7セッション、36件の発表があった。

番号	セッション名	発表件数
(軸流圧縮機)		
14	Axial Flow Fan and Compressor, Aerodynamics	6
47	Axial Flow Compressors, Cascade Flow Studies	5
80	Axial Flow Fan & Compressor, Design & Performance	7
(軸流タービン)		
30	Axial Flow Turbine, Aerodynamics I	5
46	Axial Flow Turbine, Aerodynamics II	5
63	Axial Flow Turbine, Aerodynamics III	4
95	Axial Flow Turbine, Aerodynamics IV	4

講演はその内容により、多段軸流圧縮機およびタービンの設計法に関するもの、ティップクリアランスの流れを含む翼間あるいは段間流れに関するもの、および、CFDや流れ解析法の検証に関するものなどに大別出来る。特に、ティップクリアランスにおける漏れ流れや流れのスパン方向の混合、あるいは、冷却空気の影響等の内部の三次元流れの詳細な把握解析に関する発表が印象に残った。また、空力設計法も三次元流を詳細に考慮したものに発展しており、CFDの設計への発展も間近いものと感ぜられた。

圧縮機あるいはファンに関する発表では、内部

流、設計法どちらに関しても、ティップクリアランス流れを取り扱ったものが多く見られ、2次元翼列試験や3次元的な模型試験で、5孔ピトー管または3次元LDVを用いて詳細に計測した実験(92-GT-32, 169, 211, 300)や、可視化法により渦を観測する(92-GT-215, 432)などの内部流れの詳細な計測を行った例、あるいは、CFDによる計算の試みと実験検証(92-GT-299, 388)などが特に印象に残った。また、数値設計法や解析的な手法を用いた設計法の発表(92-GT-13, 64, 186, 275, 279)も多く、旧ソ連から最適設計法の研究が紹介されていたことも注目された(92-GT-163, 424)。これらの研究動向は、軸流圧縮機の高流量化、高負荷化あるいは数値設計法の開発などが今後の圧縮機技術の重要課題であることを物語っていると言えよう。

タービンに関しては、非定常現象を含む内部流動の詳細な把握あるいは予測計算(92-GT-1, 12, 156, 157, 184)、または境界層挙動に関する実験的研究(92-GT-154, 155)などの発表が目立った。また、燃焼器出口温度分布あるいは上流段の冷却空気の影響等によって生ずる高温スポットや低温スポットがタービン動静翼に与える熱伝達および空力的影響に関する実験的研究(92-GT-75, 76, 157)も興味をひくものであった。設計法あるいは性能については、ロケットエンジン用ターボポンプタービンの試験(92-GT-12, 280)や蒸気タービン設計法についての研究(92-GT-225)などガスタービン技術を他分野に用いた波及的研究、あるいは、低アスペクト比タービンの試験研究(92-GT-31-224)などが注目できる。

(平成4年7月21日原稿受付)

5.2 遠心関係

九州大学機能物質科学研究所 速水 洋

遠心関係では、ラジアルタービン(6編)、遠心圧縮機流れ場解析(4)、ディフューザとポリュート(6)、遠心圧縮機の設計と性能(5)の四つのセッションがあり、他に、CFD、非定常流れ、トピックス、失速・サージ、パイプライン応用技術にも関連論文があり、計27編であった。国別では、アメリカ9、ドイツ7、日本・イギリス各3、イタリア2、スイス、フランス、ベルギー各1であった。ケルンでの開催でヨーロッパ勢が多い。

今年の特徴の一つはラジアルタービン関係の論文が多く、セッションが一つ設けられたことである。斜流タービンの翼数を変え(GT-92)、エクスデューサの形状を12種類変えての(GT-91)ロータ負荷に関する研究、三次元流れに基づくロータ空力設計手法の適用(GT-74)、遷音速可変ノズル(GT-90)、新しいノズル形状の開発(GT-94)やポリュートを含めたノズルに関する研究(GT-93)など著名な研究者を集めて活発であった。

遠心圧縮機の設計と性能では圧縮機は全圧比が3.9から9.8の羽根車が対象であり高圧力比化の傾向が現れている。全圧比3.9のタンデム形ロータでは周方向相対位置の効率への影響は1%以下であった(GT-218)。広流量域化は重要な課題の一つである。全圧比6の斜流羽根車では圧力比は達成できたもののチョーク流量でのみ運転可能であった(GT-73)。むしろ、全圧比9.8の遠心羽根車の運転範囲が広がった(GT-183)。また予旋回を考慮した設計法が圧力比4を例として報告された(GT-11)。産業用多段遠心圧縮機性能に及ぼす入口可変案内羽根の影響(GT-17)、単段遠心圧縮機上流の整流装置の評価(GT-16)も報告された。

遠心ポンプの羽根車およびディフューザ内の流れ(GT-284)、NASAの低速遠心圧縮機の羽根車内の流れ(GT-213)をいずれも二次元LDVで計測して三次元理論結果と比較している。

羽根なしディフューザでは、絞り形の側壁形状を種々変えての実験的研究(GT-18)およびジェット/ウェークの混合過程を三次元NS方程式で詳細に解析して従来モデルの妥当性を示している(GT-418)。小弦節比円形翼列ディフューザに関して、可変形(GT-19)、遷音速機の翼負荷および衝撃波の挙動(GT-34)の2編が報告された。3年前には「unusual」のセッションであったが、来年にはオーガナイズドセッションが予定されるなど「usual」となってきた。また翼付ディフューザの翼の三次元性を考慮にいたった粘性数値解析を行い、実験結果との比較を行っている(GT-48)。ポリュートに関しては、遠心ポンプ二重ポリュートの圧力分布計測(GT-20)、羽根車との干渉による半径力の変化の解析(GT-285)、遠心圧縮機楕円形ポリュート内の三次元流れを5孔管で詳細に計測して、損失を推定するモデルの提案(GT-30)がなされた。

失速・サージ(GT-66)あるいはアクティブ制御(GT-182)に関する研究は例年より少なかった。遠心羽根車内の二次流れを静止系において部分的にシミュレートできる三次元曲がり流路の提案がなされた(GT-278)。

計測も精力的に行われている。L2Fによる羽根車内流れ計測(GT-218)の他に、低速機を対象に2次元LDV(羽根車)、傾斜熱線(ポンプ水車のポンプ運転時の羽根車出口(GT-212))、5孔管(ポリュート)を用いた三次元速度成分の計測が詳細に行われている。羽根車翼負圧面の変動圧力(GT-152)、ポリュート圧力分布、ディフューザ翼面圧力分布などの計測もなされた。羽根車内流れについては三次元粘性流れ計算結果との比較が注目される。それでも実際の設計に際しては、非粘性流れ解析(GT-183)がなお主流のようである。

論文数が増え時間的にきびしかったが、全体的に討論は活発であった。「有意義であった」「実用化には疑問の論文もあるがメーカーとして興味ある

(平成4年7月21日原稿受付)

論文も少なくなかった」、反面「聴衆の数に比べて部屋が広くかつ設備が不十分で討論が聞きとれな

かった」との意見もあった。

5.3 非定常流れと数値流体力学

石川島播磨重工業(株) 児玉秀和

1. 非定常流れ

非定常流れに関するものは Structures and Dynamics Committee 主催で4セッション, Turbomachinery Committee 主催で4セッション組まれており40編近くの論文発表があった。

通常翼の翼列後流は構造が複雑であるため線形理論で用いられている渦度型擾乱の正弦波ガストによってモデル化することはできないことが示され (GT-174), このことが線形理論による非定常応答予測の精度を落とす原因になっているとしている (GT-175)。また圧縮機とタービンについて動翼列の後流を受ける下流静翼の翼面非定常圧力が計測され, 5種類の非定常計算結果と比較してそれぞれの解析手法の有効性が論じられた (GT-422)。その結果高負荷翼列の場合でも線形化による解析が十分に有効であることが示された。さらに上流の非定常擾乱としてタービン翼の後縁から出る衝撃波によって誘起される下流翼列の非定常空気力は後流によるものより約3倍大きいという結果も計算によって示されている (GT-172)。

アクティブコントロールについての今年のセッションではサージや旋回失速の発生メカニズムに関係した現象に対する新しい見解も示されたりして全体的に内容豊富であったが, それに比べると今年は一休憩といった感じであった。しかしながら実機パワーユニットの遠心圧縮機へアクティブコントロールを適用した例 (GT-88) や, センサー及びアクチュエーターの形態や取付位置がサージの安定化に与える影響を理論的に示した例 (GT-182) のように実用面の議論が現われてきたというのが今年の特徴と言える。

フラッターに関しても, 3次元非定常オイラー

計算と有限要素法による振動計算を組み合わせた空力弾性解析の紹介 (GT-171) や, 複数のタービン翼が連結された要素に対するフラッター解析の紹介 (GT-227) などが示すように実用的な解析システムの発表が多くなっている。

その他非定常流れに関しては, 単独動翼の翼先端隙間を変えたときのケーシング壁面圧力変動を調べた貴重なデータも紹介されている (GT-33)。

2. 数値流体力学

Turbomachinery Committee 主催で4セッション生まれ16編の論文が出されていたが, 他のセッションにおいてもCFDに関係した論文は数多く見られ論文の総数を決めることは困難である。

翼端隙間流れに注目したものには, 非粘性計算と粘性計算の両方で翼端隙間流れの解析を行い粘性を考慮することの重要性を示したもの (GT-299), 超音速軸流圧縮機の翼端隙間流れを調べるために Dawes Code で解析したもの (GT-388) などがある。またケーシングトリートメントも含めた数値解析を行い翼端付近の流れを調べ, ストール抑制のメカニズムに言及しているが, これまで実験的に得られてきた解釈を裏付ける結果を得ている (GT-300)。

乱流モデルを議論したものには, Baldwin-Lomax 乱流モデルと $k-\epsilon$ 乱流モデルで Wennerstrom Fan の粘性解析を行い, 衝撃波位置の予測精度の点から $k-\epsilon$ 乱流モデルの優位性を示し (GT-308), 複数の遷音速ファンの試験結果との比較によりその有効性が確認されている (GT-309)。しかしながら2次流れのような複雑な流れの予測に対しては, 乱流モデルの改善の必要性を説くもの (GT-62) や, 渦粘性モデルそのものにも否定的な見方をするもの (GT-60) もあり, これ

(平成4年7月9日原稿受付)

論文も少なくなかった」、反面「聴衆の数に比べて部屋が広くかつ設備が不十分で討論が聞きとれな

かった」との意見もあった。

5.3 非定常流れと数値流体力学

石川島播磨重工業(株) 児玉秀和

1. 非定常流れ

非定常流れに関するものは Structures and Dynamics Committee 主催で4セッション, Turbomachinery Committee 主催で4セッション組まれており40編近くの論文発表があった。

通常翼の翼列後流は構造が複雑であるため線形理論で用いられている渦度型擾乱の正弦波ガストによってモデル化することはできないことが示され (GT-174), このことが線形理論による非定常応答予測の精度を落とす原因になっているとしている (GT-175)。また圧縮機とタービンについて動翼列の後流を受ける下流静翼の翼面非定常圧力が計測され, 5種類の非定常計算結果と比較してそれぞれの解析手法の有効性が論じられた (GT-422)。その結果高負荷翼列の場合でも線形化による解析が十分に有効であることが示された。さらに上流の非定常擾乱としてタービン翼の後縁から出る衝撃波によって誘起される下流翼列の非定常空気力は後流によるものより約3倍大きいという結果も計算によって示されている (GT-172)。

アクティブコントロールについての今年のセッションではサージや旋回失速の発生メカニズムに関係した現象に対する新しい見解も示されたりして全体的に内容豊富であったが, それに比べると今年は一休憩といった感じであった。しかしながら実機パワーユニットの遠心圧縮機へアクティブコントロールを適用した例 (GT-88) や, センサー及びアクチュエーターの形態や取付位置がサージの安定化に与える影響を理論的に示した例 (GT-182) のように実用面の議論が現われてきたというのが今年の特徴と言える。

フラッターに関しても, 3次元非定常オイラー

計算と有限要素法による振動計算を組み合わせた空力弾性解析の紹介 (GT-171) や, 複数のタービン翼が連結された要素に対するフラッター解析の紹介 (GT-227) などが示すように実用的な解析システムの発表が多くなっている。

その他非定常流れに関しては, 単独動翼の翼先端隙間を変えたときのケーシング壁面圧力変動を調べた貴重なデータも紹介されている (GT-33)。

2. 数値流体力学

Turbomachinery Committee 主催で4セッション生まれ16編の論文が出されていたが, 他のセッションにおいてもCFDに関係した論文は数多く見られ論文の総数を決めることは困難である。

翼端隙間流れに注目したものには, 非粘性計算と粘性計算の両方で翼端隙間流れの解析を行い粘性を考慮することの重要性を示したもの (GT-299), 超音速軸流圧縮機の翼端隙間流れを調べるために Dawes Code で解析したもの (GT-388) などがある。またケーシングトリートメントも含めた数値解析を行い翼端付近の流れを調べ, ストール抑制のメカニズムに言及しているが, これまで実験的に得られてきた解釈を裏付ける結果を得ている (GT-300)。

乱流モデルを議論したものには, Baldwin-Lomax 乱流モデルと $k-\epsilon$ 乱流モデルで Wennerstrom Fan の粘性解析を行い, 衝撃波位置の予測精度の点から $k-\epsilon$ 乱流モデルの優位性を示し (GT-308), 複数の遷音速ファンの試験結果との比較によりその有効性が確認されている (GT-309)。しかしながら2次流れのような複雑な流れの予測に対しては, 乱流モデルの改善の必要性を説くもの (GT-62) や, 渦粘性モデルそのものにも否定的な見方をするもの (GT-60) もあり, これ

(平成4年7月9日原稿受付)

からの議論を呼ぶ問題となりそうである。

その他将来的に多段解析を計算時間等の面で実用的なものにするため非定常成分を線形化して扱

う方法が示され、定常解に対する非定常成分の時間平均的な影響が定式化されている (GT-282)。

6. 伝熱関係

川崎重工業(株) 浜 辺 謙 二

伝熱関係ではターボ機械とのジョイントセッションの分も合わせ、34の論文が発表された。一般的には熱伝達率 (以下 α と記す) の推定法の高精度化を目指して、伝熱機構の詳細説明が実験的、解析的に行われているが、翼冷却に関するものがやはり多い。翼冷却の伝熱研究の方向としては、翼外面については翼面やプラットフォーム面の局所的な α 、あるいは静翼ウエークとの干渉による動翼の非定常 α や主流乱れの影響などを考慮したもの、また翼内面については回転の影響を考慮した局所的な α に関するものなど、高度の計測技術を必要とするものが多くなってきている。また、新しい計測法や解析法の開発が並行して行われており、翼伝熱性能の実験的把握のために実機相当のレイノルズ数およびガスと冷却空気の温度比などを模擬した衝撃風洞を用いるものが増えている。以下、各セッション毎に論文概要を述べる。

1. 回転場における翼冷却

冷却動翼の回転流路の熱伝達率に関する研究として、四角形断面のサーペンタイン流路の α に与える回転の影響 (GT-190)、流路壁に設けられた乱流促進リブが流れ方向に角度がついている場合の影響 (GT-191)、また4壁面で異なる加熱条件が局所 α に与える影響を調べたもの (GT-188) や、 α の計測を感温液晶で行ったもの (GT-189) の他、ラジアルタービンの冷却通路の流れと α の3次元のNS解析結果に関する報告 (GT-193) があった。

2. 翼外面非定常熱伝達

翼ハブとチップにおける2次流れと表面粗さの翼表面 α に与える影響を実験的に調べ、STAN

5による計算値と比較したもの (GT-195)、衝撃風洞を用いて遷音速タービンの翼列干渉に起因するフィルム冷却効率の変化を調べたもの (GT-201)、2段タービンの動静翼の時間平均 α と翼面静圧の計測値を解析値と比較検討したもの (GT-194)、および後流による非定常性の影響を円柱淀み点の α について実験的に調べたもの (GT-196) が報告された。その他、 α の推定法に関するものでは、2次元物体の淀み点における時間平均 α の理論値 (GT-197) や、主流の乱れと後流を考慮した層流境界層に対するもの (GT-377) が報告された。

3. 翼冷却

冷却通路内流れを数値解析し、乱流促進リブ、コリオリ力、浮力の影響を調べたもの (GT-239)、実機相当レイノルズ数で乱流促進リブ付き凸面の α を感温液晶で測り CFD の結果と比較したもの (GT-187)、またダクト内のピンフィンと壁が平均 α に与える影響 (GT-242)、イジェクション孔があるピンフィン付ダクトの α がナフタリン昇華法により調べられた (GT-178)。その他、フィルム孔入口周辺の α が感温液晶を用いた実験と CFD で調べられ局所値は管内流れの場合の数倍達すること (GT-241) が報告された。

4. フィルム冷却

気体の熱伝導率が濃度によって異なる事を利用したセンサーを開発し平板面上のフィルム冷却効率を従来のデータと比較したもの (GT-222)、フィルム空気の流れ特性を5孔ピトー管とシュリーレン法を用いて平板 (GT-181) と凹面 (GT-247) について調べたもの、また主流に直交し表面に傾斜して吹き出されるフィルム空気の速度分布、温度分布と感温液晶で調べたフィルム効率の

(平成4年7月15日原稿受付)

からの議論を呼ぶ問題となりそうである。

その他将来的に多段解析を計算時間等の面で実用的なものにするため非定常成分を線形化して扱

う方法が示され、定常解に対する非定常成分の時間平均的な影響が定式化されている (GT-282)。

6. 伝熱関係

川崎重工業(株) 浜 辺 謙 二

伝熱関係ではターボ機械とのジョイントセッションの分も合わせ、34の論文が発表された。一般的には熱伝達率 (以下 α と記す) の推定法の高精度化を目指して、伝熱機構の詳細説明が実験的、解析的に行われているが、翼冷却に関するものがやはり多い。翼冷却の伝熱研究の方向としては、翼外面については翼面やプラットフォーム面の局所的な α 、あるいは静翼ウエークとの干渉による動翼の非定常 α や主流乱れの影響などを考慮したもの、また翼内面については回転の影響を考慮した局所的な α に関するものなど、高度の計測技術を必要とするものが多くなってきている。また、新しい計測法や解析法の開発が並行して行われており、翼伝熱性能の実験的把握のために実機相当のレイノルズ数およびガスと冷却空気の温度比などを模擬した衝撃風洞を用いるものが増えている。以下、各セッション毎に論文概要を述べる。

1. 回転場における翼冷却

冷却動翼の回転流路の熱伝達率に関する研究として、四角形断面のサーペンタイン流路の α に与える回転の影響 (GT-190)、流路壁に設けられた乱流促進リブが流れ方向に角度がついている場合の影響 (GT-191)、また4壁面で異なる加熱条件が局所 α に与える影響を調べたもの (GT-188) や、 α の計測を感温液晶で行ったもの (GT-189) の他、ラジアルタービンの冷却通路の流れと α の3次元のNS解析結果に関する報告 (GT-193) があった。

2. 翼外面非定常熱伝達

翼ハブとチップにおける2次流れと表面粗さの翼表面 α に与える影響を実験的に調べ、STAN

5による計算値と比較したもの (GT-195)、衝撃風洞を用いて遷音速タービンの翼列干渉に起因するフィルム冷却効率の変化を調べたもの (GT-201)、2段タービンの動静翼の時間平均 α と翼面静圧の計測値を解析値と比較検討したもの (GT-194)、および後流による非定常性の影響を円柱淀み点の α について実験的に調べたもの (GT-196) が報告された。その他、 α の推定法に関するものでは、2次元物体の淀み点における時間平均 α の理論値 (GT-197) や、主流の乱れと後流を考慮した層流境界層に対するもの (GT-377) が報告された。

3. 翼冷却

冷却通路内流れを数値解析し、乱流促進リブ、コリオリ力、浮力の影響を調べたもの (GT-239)、実機相当レイノルズ数で乱流促進リブ付き凸面の α を感温液晶で測り CFD の結果と比較したもの (GT-187)、またダクト内のピンフィンと壁が平均 α に与える影響 (GT-242)、イジェクション孔があるピンフィン付ダクトの α がナフタリン昇華法により調べられた (GT-178)。その他、フィルム孔入口周辺の α が感温液晶を用いた実験と CFD で調べられ局所値は管内流れの場合の数倍達すること (GT-241) が報告された。

4. フィルム冷却

気体の熱伝導率が濃度によって異なる事を利用したセンサーを開発し平板面上のフィルム冷却効率を従来のデータと比較したもの (GT-222)、フィルム空気の流れ特性を5孔ピトー管とシュリーレン法を用いて平板 (GT-181) と凹面 (GT-247) について調べたもの、また主流に直交し表面に傾斜して吹き出されるフィルム空気の流れ分布、温度分布と感温液晶で調べたフィルム効率の

(平成4年7月15日原稿受付)

実験結果 (GT-180) や、流れ方向に傾斜してあげられたフィルム孔の流量係数の実験結果 (GT-192)、およびフィルム孔の上流に渦発生体を設けて渦の回転方向と位置が α に与える影響 (GT-199) が報告された。

5. ガスパスの伝熱

平板上の乱流剝離域近くの α の特性 (GT-198) や、主流の乱れスケールが乱流平板境界層の α に与える影響 (GT-244)、および圧力勾配と主流の乱れが境界層の遷移の開始位置に与える影響 (GT-245) が調べられ、一定の圧力勾配があるときの2次元層流境界層の流れと α に対して近似式が提案された (GT-246)。また、実験的に翼前縁その他の α を求める方法 (GT-248)、ロータ車室内の空気と冷却空気との干渉の熱流動解析およびディスクの熱伝導解析を行ったもの (GT-358) の他、軸流タービンのチップクリアランスの大きさがシュラウドの局所 α とチップクリアランスからの漏れに与える影響についての実験結果

(GT-200)や、主流と静翼がある円管内で回転する円筒面上の α が実験的に調べられ数値解析結果と比較された (GT-249)。また、ライトピストン式衝撃風洞を用いて、翼プラットフォーム面と翼負圧面の α に与える馬蹄形渦と流路渦の影響が3種類のプラットフォーム形状について調べられた (GT-243)。

6. 内部エアースystem

コンプレッサーやタービン車室内部の気体の流れが主流との干渉も含めて多数報告された。そのうち回転体表面の α に関しては、ステータ側から旋回速度成分を持つ冷却空気が吹き付けられたロータ表面の α を感温液晶で測り CFD の結果と比較したもの (GT-378) や、内部に貫流がある回転車室のシュラウド面の α の実験結果 (GT-69)、および回転管内に誘起される流れと α について最近の論文レビューも含めて (GT-305) 報告された。

7. 燃焼及び燃料関係

三菱重工業(株) 谷村 聡

1. 全般

4日間の会期中、Combustion & Fuel Committee の主催で開催された Session 数は7で、発表された論分数は38編であった。これを発表国別で見ると、

米国	23
イギリス, 日本	各 4
ドイツ, カナダ, オーストラリア	各 2
その他	3

であり、例年どおり米国が圧倒的に多く、イギリス、日本がそれに続いている。それに対して、開催国のドイツ及び近隣のヨーロッパ諸国からの発表数が以外と少ない。

発表機関別に見ると、

企業	メーカー	23
	電力会社	2
大学		16
国立研究機関		9

であり、例年大学からの発表が最も多いが、今年にはメーカーからの発表が大学を上回った。

- また、発表内容をテーマによって大別すると、
- ① 燃焼, 流動のモデル化に関するもの 6
 - ② 低 NO_x 燃焼に関するもの 13
 - ③ 燃料噴射弁, 微粒化に関するもの 7
 - ④ 噴霧燃焼に関するもの 4
 - ⑤ 燃焼安定性, 混合に関するもの 4
 - ⑥ 燃料に関するもの 4

であった。以下に主要な論文の概要を述べる。

2. モデル化

モデル化の流れとして、燃焼器内の流動の解析に排気性状予測のモデルを乗せるもの (GT-138,

(平成4年7月14日原稿受付)

実験結果 (GT-180) や、流れ方向に傾斜してあげられたフィルム孔の流量係数の実験結果 (GT-192)、およびフィルム孔の上流に渦発生体を設けて渦の回転方向と位置が α に与える影響 (GT-199) が報告された。

5. ガスパスの伝熱

平板上の乱流剝離域近くの α の特性 (GT-198) や、主流の乱れスケールが乱流平板境界層の α に与える影響 (GT-244)、および圧力勾配と主流の乱れが境界層の遷移の開始位置に与える影響 (GT-245) が調べられ、一定の圧力勾配があるときの2次元層流境界層の流れと α に対して近似式が提案された (GT-246)。また、実験的に翼前縁その他の α を求める方法 (GT-248)、ロータ車室内の空気と冷却空気との干渉の熱流動解析およびディスクの熱伝導解析を行ったもの (GT-358) の他、軸流タービンのチップクリアランスの大きさがシュラウドの局所 α とチップクリアランスからの漏れに与える影響についての実験結果

(GT-200)や、主流と静翼がある円管内で回転する円筒面上の α が実験的に調べられ数値解析結果と比較された (GT-249)。また、ライトピストン式衝撃風洞を用いて、翼プラットフォーム面と翼負圧面の α に与える馬蹄形渦と流路渦の影響が3種類のプラットフォーム形状について調べられた (GT-243)。

6. 内部エアースステム

コンプレッサーやタービン車室内部の気体の流れが主流との干渉も含めて多数報告された。そのうち回転体表面の α に関しては、ステータ側から旋回速度成分を持つ冷却空気が吹き付けられたロータ表面の α を感温液晶で測り CFD の結果と比較したもの (GT-378) や、内部に貫流がある回転車室のシュラウド面の α の実験結果 (GT-69)、および回転管内に誘起される流れと α について最近の論文レビューも含めて (GT-305) 報告された。

7. 燃焼及び燃料関係

三菱重工業(株) 谷村 聡

1. 全般

4日間の会期中、Combustion & Fuel Committee の主催で開催された Session 数は7で、発表された論分数は38編であった。これを発表国別で見ると、

米国	23
イギリス, 日本	各 4
ドイツ, カナダ, オーストラリア	各 2
その他	3

であり、例年どおり米国が圧倒的に多く、イギリス、日本がそれに続いている。それに対して、開催国のドイツ及び近隣のヨーロッパ諸国からの発表数が以外と少ない。

発表機関別に見ると、

企業	メーカー	23
	電力会社	2
大学		16
国立研究機関		9

であり、例年大学からの発表が最も多いが、今年にはメーカーからの発表が大学を上回った。

- また、発表内容をテーマによって大別すると、
- ① 燃焼, 流動のモデル化に関するもの 6
 - ② 低 NO_x 燃焼に関するもの 13
 - ③ 燃料噴射弁, 微粒化に関するもの 7
 - ④ 噴霧燃焼に関するもの 4
 - ⑤ 燃焼安定性, 混合に関するもの 4
 - ⑥ 燃料に関するもの 4

であった。以下に主要な論文の概要を述べる。

2. モデル化

モデル化の流れとして、燃焼器内の流動の解析に排気性状予測のモデルを乗せるもの (GT-138,

(平成4年7月14日原稿受付)

129)と、燃焼器を混合、反応等の数個の反応容器としてモデル化し、化学反応を主体に排気性状を予測するもの(GT-115,130)があり、いずれも実験結果との比較を行っている。また、今回唯一の触媒燃焼に関する発表として、触媒モノリスの一つの通路内での流れの解析と実験を行ったもの(GT-118)がある。

3. 低 NO_x 燃焼

本 Committee 中最も発表件数の多いのが、低 NO_x 燃焼に関するものであり、13編すべてがメーカーまたはメーカーとの共著による発表で、企業での研究の活発さを反映している。

内容については、燃焼器開発に関するものが多く、航空転用エンジン用のもの(GT-133)、航空エンジンの燃焼器の改良設計(GT-198)、大型バス用の Pre-chamber Vortex 燃焼器(GT-119)、自動車用セラミックガスタービン用(GT-109)、小型の産業用ガスタービン用(GT-112,116)、大型の産業用ガスタービン用として石炭ガス化ガス焚きの Rich-Lean 燃焼器(GT-234)、1500°C級で蒸気冷却を採用したもの(GT-123)などが発表された。また、フィールドテストのデータ(GT-105,314,373)も発表された。これらは、ドライ低 NO_x 燃焼器ではなく、水または蒸気噴射によるものである。

このほかにも基礎的な研究として、予混合気の不均一さと NO_x の関係を調べたもの(GT-121)、保炎方式と NO_x の関係を調べたもの(GT-120)がある。

4. 燃料噴射弁と微粒化

燃料噴射弁、微粒化、噴霧燃焼に関する発表では、Phase Doppler 流速計を用いて計測したものが多く、5編にもものぼっている。

基礎的な研究としては、エアブラストノズルの微粒化の過程を詳細に調査したもの(GT-107)、エアブラストノズルの設計に関するものとして、燃料供給部の形状を実験的に調査したもの(GT-235)、空気通路の影響を調べたもの(GT-110)がある。また、最新の航空エンジン用の燃料噴射弁として、燃料のコーキングを防ぐために、周囲の空気による燃料の加熱を防ぐ設計手法(GT-132)についても紹介された。この他に、噴霧の粒径、粒子速度、空気流速を計測し、スケールの

影響(GT-207)、周囲の空気の流れの影響(GT-113)、解析との比較(GT-137)についても報告された。

5. 噴霧燃焼

噴霧燃焼を行う燃焼器内の温度、温度変動の分布を CARS を用いて計測したもの(GT-134)がある。これも、Phase Doppler 流速計を用いたものであるが、GT-124では、粒径、粒子速度を燃焼場で測定し、スワラー、希釈空気の影響について調べている。GT-117では、油滴の蒸発、燃焼速度調べるために、液面に旋回流を吹き付ける実験を行っている。

6. 燃焼安定性、混合

このテーマについては、基礎的な研究がほとんどであり、すべて大学からの発表であった。

燃焼器の空気導入孔を模擬し、円筒内の空気流中に周囲から噴流を入れたときの流動状況の計測と流動解析(GT-111)、予混合燃焼器での燃料と空気の混合の過程を調べるために水流中で燃料のトレーサーとして食塩水を用いて燃料濃度の分布と時間的変動を計測(GT-346)などが発表された。

7. あとがき

1992 ASME Turbo Expo での燃焼及び燃料関係の発表論文を簡単に紹介した。ここ数年来大きな変化はないが、低 NO_x 化については、大型の産業用ガスタービンに加えて、自動車用、小型産業用とその適用先の幅が広がっている。さらに、LDV, PDA (PDPA), CARS などレーザーを利用した計測技術を用いた研究が多く見られ、各研究分野でデータの質が向上し、多くのデータが採れるようになりつつある。特に、噴霧燃焼、微粒化の分野では、今後、これらの計測技術を生かして研究が加速する事が期待される。

一方、会期中、各企業がブースで各種展示を行い華やかな宣伝合戦が展開され、大型の産業用ガスタービンのメーカーのブースではドライ低 NO_x 燃焼器を展示し、人気を博していた。しかし、これらのメーカーから展示した燃焼器に関する論文の発表が少なく、今後これらの燃焼器のフィールドテスト結果、NO_x 発生機構等の論文が発表される事を期待する。

8. 制御と診断

石川島播磨重工業(株) 中村良也

1. 制御技術

制御関係については、圧縮機のサージ制御に関するものが多く、アクティブ制御やデバイスについての発表が目についた。アクティブ制御の可能性については既に実験室的な成果が報告されているが、実機を用いた試験や制御特性の向上など、実用化に向けた研究が行なわれるようになってきている。ケンブリッジ大の Ffowcs Williams 教授等は APU の遠心圧縮機に対しラウドスピーカを用いてサージ余裕を拡大し、10%の出力増が得られることを示した (GT-88)。MIT の Greitzer 教授等は制御系の入力対象 (流量, プレナム圧, 圧縮機入口全圧あるいは静圧) とアクチュエータ対象 (出口絞り, プレナムブリード, プレナム可動壁) のそれぞれの組合せに対して解析的に調べ、流量を入力として出口絞りを制御する方式が効果的としている (GT-182)。米海軍研究所の Hansen 等はサージ・ストールの他, ラム燃焼器やアフターバーナの振動燃焼等のアクティブ制御について研究の動向をレビューしている (GT-35)。ケンブリッジ大は米海軍が, MIT は米陸軍がそれぞれスポンサとなっている。

クランフィールド大では単段ファンの動翼端部のケーシングに Vane 付のくぼみを設けて壁近くの流れを活性化し, ストール余裕を増大させている (GT-36)。くぼみの深さは直径の10%もありケーシングトリートメントとは様子の違うもの。効率の落ちは1~3%と意外と少ないが, 供試ファンの周速は40M/S とかなり低速。スポンサは RR。

ガスタービンの過渡特性の改善に関する論文も数編出ている。インタクーラトリジェネレータ付艦艇用エンジンに対しパワータービン回転数をステップ状に増加させる要求に対し偏差を最小とする最適制御系の解析的研究を米海軍が (GT-43), 遠心圧縮機リグにロバスト制御系を設計適用し, 作動点のステップ変化を安定に行なえるよ

うにした実験的研究をグラスゴー大 (GT-231) でそれぞれ行なっている。後者は H_2 や H° 制御の適用にも言及している。

実機の話としては Westinghouse ガスタービンに取付けた高速デジタル制御システムの紹介が Woodward Governor 社からあった (GT-230)。

2. 診断技術

診断技術関係は全般に低調で, エンジンコンディションモニタリング (ECM) に限らず計測技術関係を含めても発表数は多くなかった。

8回目を数えるというパネルセッションは, 今年は特に金属検査に焦点をあてるというふれこみであったが SNECMA や INCO など話題提供者が欠席し, 代りに北海オイルリグの発電用ガスタービンの腐蝕対策用フィルターの話や, 洗浄の話で, ECM とはやや趣きの異なるものであった。一般講演では P&W からオンボードの ECM について概説した発表があった (GT-416)。ガスパス, 2次空気, ロータダイナミクスの各モデル化を行ない, カルマンフィルタを用いた適応制御系を構成し, 最近のマイクロチップの進歩を取入れることにより, 現在地上で実施している ECM の部分を機上搭載型で行なえるようになり, 飛行中の異常探知に有益であるだけでなく, 地上のデータ量や解析作業の削減による低コスト化, エンジンメーカーにとってエンジン毎のデータベースをまとめてモニタできること, 等のメリットがあるとしている。

計測関係では, 特に目新しいものは無かったが, レーザを用いたタービン翼の振動計測 (IHI 飯沼等, GT-159), 動翼端研磨の際の翼長検出をキャパシタンス型センサを用いて高精度化し, 且つ全動翼のモニタを実現したもの (Rotadata 社, GT-365), ロータベアリングシール系の特に低次の剛性特性を, 周波数を変化させた外乱を加えて調べるもの (Bentley Rotor Dynamics Research 社, GT-176), Rotadata 社の放電型チップクリアランスセンサを小型化したものの (体積で18%) 実機での試験結果 (GT-50), などが目についた。

(平成4年7月22日原稿受付)

9. 材料, 構造および製造技術

(株)日立製作所 児玉英世

1. 材料および製造技術

今回の Manufacturing Materials and Metallurgy Committee 主催のセッションは、以下の6つであった。

- (1) 補修プロセスと材料
- (2) 部品製造技術
- (3) 航空用エンジン材料の問題
- (4) 機械的及び環境に対する材料の性質
- (5) ガスタービン材料とコーティング
- (6) 先進材料と応用

この中で、(3)はパネル討論であった。

また、これらのセッション以外にも、Aircraft Engine, Combustion & Fuels Committee との共催で Environmental Factors in Commercial Aircraft Engine Operation というセッションや、Aircraft Engine, Controls & Diagnostics Committee との共催によるパネル討論 (Engine Condition Monitoring As It Relates to Life Extension of Aircraft Engine Components), Ceramics Committee との共催による Ceramic Coatings のセッションが開かれていた。

発表論文の内訳は、補修プロセスと金属材料4編、TBC 9編、材料寿命予測8編、部品製造技術7編、新材料10編、金属間化合物1編、その他であり、前回(1991年、米国フロリダ州オーランド)と比較して、TBCと動翼、静翼、ロータの寿命予測が大幅に増加したのが特徴である。

以下に発表論文の概略を述べる。

動翼、静翼の補修技術として、合金粉末をチップやクラックに充てんし、溶融合体化する技術 (GT-312)があり、粉末中にシリコンやボロンを含んでいないので良好なマイクロ組織が得られるとしている。また、ガスタービンに広く用いられているワスパロイ合金のレーザや高速酸素利用溶射による表面改質技術 (GT-368) がある。

耐環境性付与技術では、コンプレッサの動静

翼にイオン反応を利用して窒化チタンをコーティングする技術 (GT-417) や、航空機エンジンの低 NO_x 化技術の現状と動向に関する報告 (GT-415) などがあった。

TBCについてみると、イットリア部分安定化ジルコニアを電子ビーム蒸着によりエンジンタービン部動静翼にコーティングした結果、寿命が大巾に延びた事例が従来のプラズマ溶射法との比較で報告 (GT-203) された。TBCではこれ以外にも、プラズマ溶射法による部分安定化ジルコニア層のマイクロ組織や高温酸化メカニズム (GT-317)、セラミック層の割れ発生と伝播を応力解析により検討したもの (GT-318)、エンジンタービン部動翼にセラミック溶射をする場合に動翼内部を冷却すると、コーティング層の耐熱サイクル性が向上する報告 (GT-319) があった。

次に機械的性質では、発電用ガスタービンのコバルト基超合金製初段静翼の割れを金属組織的に詳細に検討した報告 (GT-311) があった。それによれば、炭化物とマトリックスの境界を通過して割れが進行するとともに、炭化物の析出が一層進行し材料の硬度が増加する。同時に応力解析結果との比較も行っており、著しく割れが発生している位置は最大熱応力の位置と一致していること、割れを低減するためには静翼をひとつずつ製造してつくる方が良いとしている。このほかには、最終段動翼の結晶微細化と残留応力の非破壊検査方法 (GT-340)、高強度低熱膨張合金の機械的性質と耐酸化性 (GT-341)、軸受用の新しい鋼 (GT-338) などが報告された。

材料とコーティングでは、一方向凝固及び単結晶製エンジン動翼表面にアルミ化合物を各種プロセスでコーティングし、安定性を比較した報告 (GT-140)、インコネル617の各種環境下における安定性を調べた報告 (GT-142)、シール用繊維金属 (GT-141) などがあった。

先進材料のセッションでは、金属間化合物 TiAl のガスタービンへの応用に関する報告 (論文なし)

(平成4年7月21日原稿受付)

やAl基複合材料, Ti基複合材料の性質 (GT-369, GT-342), セラミックスの高温酸化と腐食 (GT-434) などがあり, ひき続いて活発な研究開発が行われていることが明らかになった。

2. 構造

Structure and Dynamics Committee主催のセッションは, 次の9つであった。

- (1) 耐熱複合材と金属構造材
- (2) 非定常空力, 振動と騒音測定技術
- (3) 破壊, 疲労, 寿命予測
- (4) 非定常空力
- (5) ロータ動力学 I
- (6) ロータ動力学 II
- (7) フラッタと強制応答 I
- (8) フラッタと強制応答 II
- (9) 構造: 計算技術

発表論文の内訳は, 翼振動関連6編, フラッタと強制応答関連10編, 計算技術に関するもの4編, 材料の破壊や疲労と寿命予測に関するもの5編, ロータ振動関連10編であった。

翼振動に関するものとしては, 動翼振動のモニタリングシステム (GT-159), サージによる振動励起 (GT-149), 非対称回転による振動 (GT

-148), 振動測定 (GT-8, 438) の発表があった。

フラッタと強制応答に関するものとしては, 動翼強制応答の解析システム (GT-172), 翼列の空力弾性の安定性解析 (GT-170, 171), 動翼列のフラッタ (GT-227), 非対称動翼列の振動解析 (GT-125, 226) などが報告された。

材料関連では, 動翼の疲労寿命評価 (GT-78), 単結晶動翼の疲労 (GT-95), 疲労寿命の向上方法 (GT-77), 産業用大型タービンのロータ設計法 (GT-273), 燃焼器の損耗のモデリング (GT-47) など, 全般的にみて, 実用面に裏付けられた興味ある発表が多かった。

ロータ動力学の分野では, ベアリングに欠陥があった場合の振動 (GT-164), 安定性に及ぼすトルクの効果 (GT-165), 振動のモニタリングシステムの選択 (GT-421), ベアリングのクリアランスや側面荷重のロータ安定性に及ぼす影響 (GT-177, 7) などが報告された。

その他計算技術としては, タービンの確率解析 (GT-167), ロータとベアリング系設計の最適化技術 (GT-307), 共振領域での翼とディスクの振動解析 (GT-438) が発表された。

10. 展 示

(株)荏原総合研究所 原田 英 臣

ガスタービン学会の発表会場となったケルンメッセの1階で, 6月1日から6月4日まで200以上のガスタービン関連会社の製品やモデル等の展示が写真1に示したように行われた。今回の展示全般で感じたことは, 航空転用の高性能ガスタービンがコージェネ等の産業用に広く展開されてきたこと, 環境問題を重視して, ドライ低NO_xのコンバスターが開発されてきていること, セラミック化を含め, 高温で高強度材料の開発を行い, タービン入口温度を高め効率を上げようとしていること, 最新のCFD技術を用いて3次元的に振れた

形状の高効率翼型の採用をしてきていることなどであった。



写真1

(平成4年7月6日原稿受付)

やAl基複合材料, Ti基複合材料の性質 (GT-369, GT-342), セラミックスの高温酸化と腐食 (GT-434) などがあり, ひき続いて活発な研究開発が行われていることが明らかになった。

2. 構造

Structure and Dynamics Committee主催のセッションは, 次の9つであった。

- (1) 耐熱複合材と金属構造材
- (2) 非定常空力, 振動と騒音測定技術
- (3) 破壊, 疲労, 寿命予測
- (4) 非定常空力
- (5) ロータ動力学 I
- (6) ロータ動力学 II
- (7) フラッタと強制応答 I
- (8) フラッタと強制応答 II
- (9) 構造: 計算技術

発表論文の内訳は, 翼振動関連6編, フラッタと強制応答関連10編, 計算技術に関するもの4編, 材料の破壊や疲労と寿命予測に関するもの5編, ロータ振動関連10編であった。

翼振動に関するものとしては, 動翼振動のモニタリングシステム (GT-159), サージによる振動励起 (GT-149), 非対称回転による振動 (GT

-148), 振動測定 (GT-8, 438) の発表があった。

フラッタと強制応答に関するものとしては, 動翼強制応答の解析システム (GT-172), 翼列の空力弾性の安定性解析 (GT-170, 171), 動翼列のフラッタ (GT-227), 非対称動翼列の振動解析 (GT-125, 226) などが報告された。

材料関連では, 動翼の疲労寿命評価 (GT-78), 単結晶動翼の疲労 (GT-95), 疲労寿命の向上方法 (GT-77), 産業用大型タービンのロータ設計法 (GT-273), 燃焼器の損耗のモデリング (GT-47) など, 全般的にみて, 実用面に裏付けられた興味ある発表が多かった。

ロータ動力学の分野では, ベアリングに欠陥があった場合の振動 (GT-164), 安定性に及ぼすトルクの効果 (GT-165), 振動のモニタリングシステムの選択 (GT-421), ベアリングのクリアランスや側面荷重のロータ安定性に及ぼす影響 (GT-177, 7) などが報告された。

その他計算技術としては, タービンの確率解析 (GT-167), ロータとベアリング系設計の最適化技術 (GT-307), 共振領域での翼とディスクの振動解析 (GT-438) が発表された。

10. 展 示

(株)荏原総合研究所 原田 英 臣

ガスタービン学会の発表会場となったケルンメッセの1階で, 6月1日から6月4日まで200以上のガスタービン関連会社の製品やモデル等の展示が写真1に示したように行われた。今回の展示全般で感じたことは, 航空転用の高性能ガスタービンがコージェネ等の産業用に広く展開されてきたこと, 環境問題を重視して, ドライ低 NO_x のコンバスターが開発されてきていること, セラミック化を含め, 高温で高強度材料の開発を行い, タービン入口温度を高め効率を上げようとしていること, 最新のCFD技術を用いて3次元的に振れた

形状の高効率翼型の採用をしてきていることなどであった。



写真1

(平成4年7月6日原稿受付)

展示ブースの中で最大の広さのブースを占めていたのは例年のごとく GE 社で、9F の実物圧縮機翼列と、燃焼器、タービン翼列を写真 2 の様に、ずらりと並べていた。その他、350MW 総合効率 55% の VEGA109F のコンバインドサイクル発電プラントの模型、LM1600 のパワータービン及びドライ低 NO_x コンバスター等を展示していた。

その次に大きなスペースを取っていたのは WH/Fiat/三菱のブースで、150MW の 501F ガスタービンの実物 4 段のタービン動翼とドライ低 NO_x コンバスター、写真 3 に示した 3 次元的に振れた静翼及び 220MW の 701F のモデル等を展示していた。

ABB 社では 164.3MW で効率 35.7% の GT13E2 ガスタービンの模型と、写真 4 に示したドライ低 NO_x コンバスターと、流れにスワールを与えながら燃料を供給するノズルを展示していた。

RR/Cooper Rolls のブースでは写真 5 に示し

た RB211 ガスタービンの実物と、これにギアを介して発電機を駆動する RB211-24G のドライ低エミッションの 1/5 の発電装置のモデルを展示していた。この他 SPEY ガスタービンの 1/3 モデル、535E4 の 1/5 モデルを展示していた。

Siemens 社では KWU の V64.3 と V94.3 のモデルと、1350MW で総合効率 52.5% のパワープラントの 1/100 モデル及び 600MW の 1/200 モデルを展示していた。

TPM 社では写真 6 に示した 25MW で効率 38.1% という非常に高性能な FT8 ガスタービンのモデルと、パワータービンの実物を展示していた。また、同じ UTC の傘下の P&WC 社では 777KW の ST6 の実物カットモデルを展示していた。

MAN GHH 社は TPM 社の FT8 ガスタービンの高速パワータービンの実物を展示していた。

IHI 社は GE の LM6000 を用いた 52MW で総合効率 51% のコンバインドサイクルの模型及びセラミックのタービン翼を展示していた。

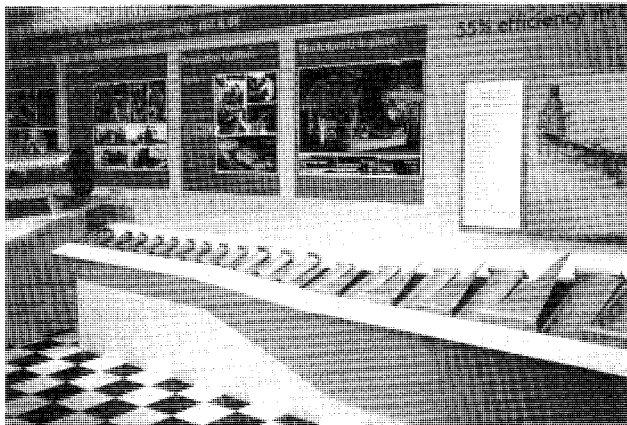


写真 2

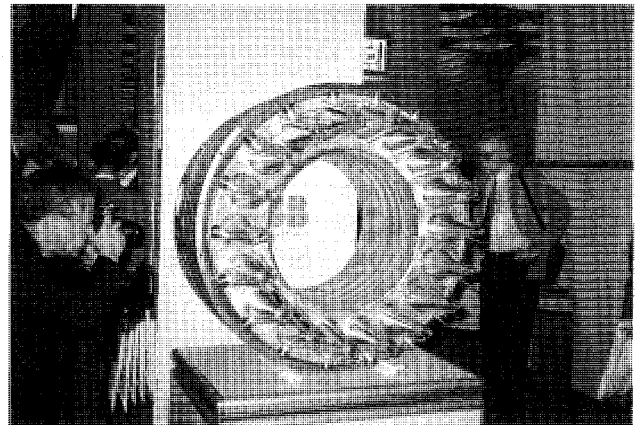


写真 4

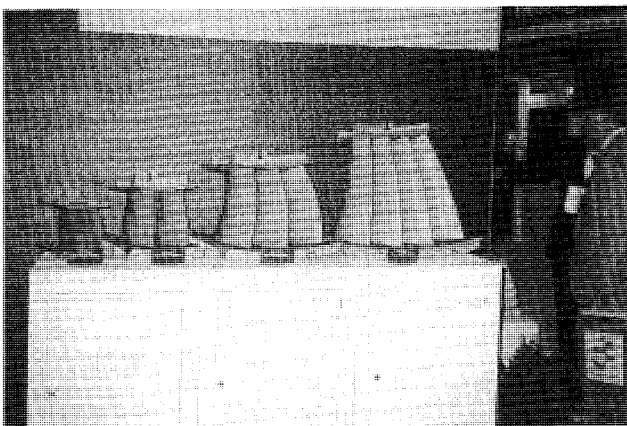


写真 3

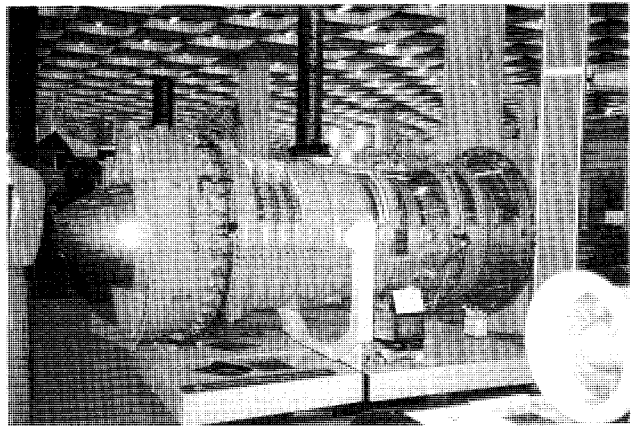


写真 5

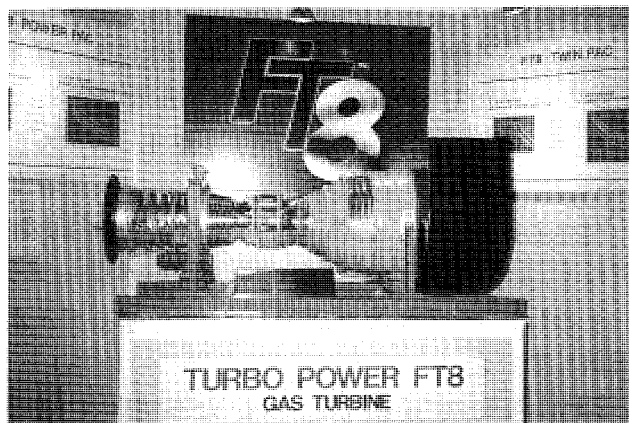


写真6



写真7

日立製作所は自社開発したH25ガスタービンに関するパネルとタービン翼を展示していた。

今回の展示の中でChairman's Awardを受賞したのは写真7に示したオランダのOPRA社で、2軸の遠心圧縮機とラジアルタービンを組み合わせて、高性能でしかもユニークな形状のガスタービンを展示していた。

以上紙面の都合で紹介できなかった展示が多かったが、ガスタービン関連の各種先端の計測機器、センサー類、材料、加工技術、周辺パーツ部品、解析ソフトウェアなど広範囲にわたる展示が行われていた。また、各社のコンパニオンとも素敵な人が多く、聴講と見学で疲れた頭をレフレッシュするのを助けてくれた。

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場・参加費	詳細問合せ先
パネルディスカッション “企業は大学の機械工学の教育に 何を望んでいるか”	平成4年11月12日 梅田センタービル	日本機械学会関西支部 TEL 06-3443-2073
第1回微粒化シンポジウム	平成4年12月21日～22日 慶大理工学部	慶大理工学部徳岡研究室付微 粒化シンポジウム事務局 TEL 045-563-1141
第6回数値流体力学シンポジウム	平成4年12月21日～23日 中央大理工学部	千葉大学工学部本間研究室シ ンポジウム実行委員会 TEL 043-251-1111
コージェネレーションシンポジウム'92	平成4年11月25日～26日 経団連会館	日本コージェネレーション研 究会 TEL 03-3433-5044
第10回燃焼の基礎に関する講習会	平成4年11月26日～27日 東京ガス技研講堂	日本エネルギー学会 TEL 03-3834-6456
第33回航空原動機・宇宙推進講演会	平成5年1月25日 沖縄グランドキャッスル	日本航空宇宙学会 TEL 03-3501-0463
第2回基礎研究の振興と工学教育シンポジウ ム	平成4年10月12日 鹿島建設KIビル	日本工学会 TEL 03-3475-4621
第18回国際会議のための準備セミナー	平成4年10月15日～16日	日本工学会 TEL 03-3475-4621

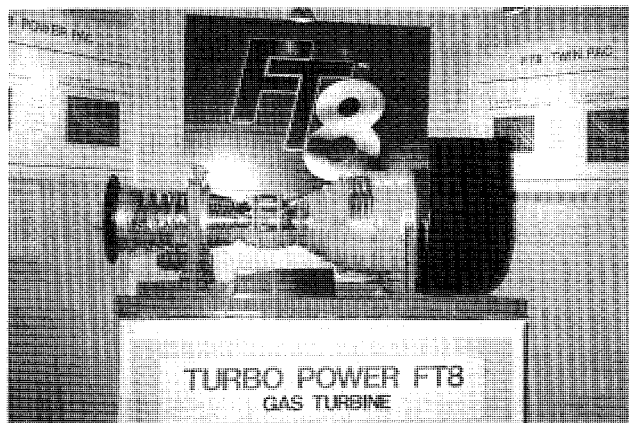


写真6



写真7

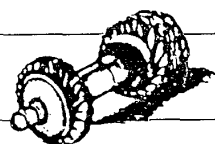
日立製作所は自社開発したH25ガスタービンに関するパネルとタービン翼を展示していた。

今回の展示の中でChairman's Awardを受賞したのは写真7に示したオランダのOPRA社で、2軸の遠心圧縮機とラジアルタービンを組み合わせて、高性能でしかもユニークな形状のガスタービンを展示していた。

以上紙面の都合で紹介できなかった展示が多かったが、ガスタービン関連の各種先端の計測機器、センサー類、材料、加工技術、周辺パーツ部品、解析ソフトウェアなど広範囲にわたる展示が行われていた。また、各社のコンパニオンとも素敵な人が多く、聴講と見学で疲れた頭をレフレッシュするのを助けてくれた。

本会協賛・共催行事

会 合 名	開催日・会場・参加費	詳細問合せ先
パネルディスカッション “企業は大学の機械工学の教育に 何を望んでいるか”	平成4年11月12日 梅田センタービル	日本機械学会関西支部 TEL 06-3443-2073
第1回微粒化シンポジウム	平成4年12月21日～22日 慶大理工学部	慶大理工学部徳岡研究室付微 粒化シンポジウム事務局 TEL 045-563-1141
第6回数値流体力学シンポジウム	平成4年12月21日～23日 中央大理工学部	千葉大学工学部本間研究室シ ンポジウム実行委員会 TEL 043-251-1111
コージェネレーションシンポジウム'92	平成4年11月25日～26日 経団連会館	日本コージェネレーション研 究会 TEL 03-3433-5044
第10回燃焼の基礎に関する講習会	平成4年11月26日～27日 東京ガス技研講堂	日本エネルギー学会 TEL 03-3834-6456
第33回航空原動機・宇宙推進講演会	平成5年1月25日 沖縄グランドキャッスル	日本航空宇宙学会 TEL 03-3501-0463
第2回基礎研究の振興と工学教育シンポジウ ム	平成4年10月12日 鹿島建設KIビル	日本工学会 TEL 03-3475-4621
第18回国際会議のための準備セミナー	平成4年10月15日～16日	日本工学会 TEL 03-3475-4621



学会設立20周年記念行事を終えて

有賀 一郎, 大田 英輔

本学会の設立20周年を祝う記念行事が、平成4年6月19日(金)午後1時半より、早稲田大学国際会議場井深大記念ホールにおいてとりおこなわれた。前日18日(木)および当日午前中に開催された第20回ガスタービン定期講演会(日本機械学会との共催)に引き続き催しで、名誉会員や元会長の方々13名も参加されて、300名を超える同好の志の集まる賑やかな行事であった。

記念式典は20周年記念事業委員長平山直道前会長の経過報告に始まり、奨励賞新設の主旨、功労賞の意義、学会誌特別号の発行企画などが紹介された。ついで、丹羽高尚会長の挨拶では、設立以来20年間の学会の発展とガスタービン技術への寄与が述べられた。また、会員の学会に対する貢献に謝意を表すために功労賞を贈ることとし、会員を代表して134名の方々に賞状が贈られた。

この式典を祝うために文部省および関係の深い学協会から来賓を迎えたが、嶋野英彦学術国際局学術情報課長、日本機械学会大橋秀雄会長、日本航空宇宙学会辛島桂一会長、ターボ機会協会大桑武夫会長および日本内燃機関連合会佐伯謙会長より、次々に丁重な祝辞と親密な激励の言葉を頂戴した。また、過去5回にわたって主催した国際ガスタービン会議等の国際協力の実績も反映されて、米国 ASME および ASME-IGTI、中国工程熱物理学会、フランス S.F.T. および S.F.M., 英国 IMechE そしてドイツ VDI より祝辞と一層の連携を期待するとのメッセージが届けられた。それらは、記念事業委員会永野三郎委員より、邦文にて紹介された。

記念事業の大きな柱である学会賞授与式では、20周年を記念して若手研究者、技術者を対象に奨励賞が新たに設けられたが、まず、高田浩之学会賞審査委員長より、論文賞5件、技術賞2件と共に、

(平成4年8月10日原稿受付)

この奨励賞3件について、選考審査の経過が報告された。それらの受賞者と論文・技術は本号会誌に紹介されているのでご覧頂きたい。これらの優れた論文、技術、奨励研究のそれぞれについて、受賞者が登壇し、丹羽会長より賞状が読み上げられメダルが手渡された。

以上により、約1時間におよぶ記念式典が終了し、暫時休憩の後、記念講演会に移った。

設立20周年記念講演の一環として、前日の定期講演会特別講演を含めて、4講演を予定した。まず、定期講演会では東京電力(株)技術開発本部小林繁鋪氏より、将来のエネルギー利用の動向をにらんで、「石炭ガス化複合発電の現状と将来」についての講演があった。

この日の記念講演は、有賀一郎委員の司会により、本会名誉会員で三菱重工業(株)会長の飯田庸太郎氏の「ガスタービン開発をめぐる思い出と今後の課題」に始まった。高効率ガスタービン開発に関わるエピソードも交え、ガスタービン技術の歴史そのものの興味ある講演であった。ついで航空エンジンに関して、「民間機用ガスタービンの国際共同事業」の全貌が石川島播磨重工業(株)伊藤源嗣氏により紹介された。超音速輸送機用推進システムの開発を進める中で、国際協調のあり方が解説された。最後の講演は、青木千明委員の司会で、「次世代先進材料の研究開発動向と展望」について、(財)次世代金属・複合材料研究開発協会坂本昭氏による講演であった。スペースプレーン用エンジンなどのキーを握る超耐環境性材料の開発に関わる展望であった。

記念行事最後の祝賀パーティは、会場を大隈ガーデンハウスに移し、渡部一郎初代会長のお元気なご挨拶のあと、入江正彦名誉会長による乾杯の発声があって、珍しく豊富な料理を囲んで和やかに進められた。途中、奨励賞を授与された3名の

若手会員から抱負が述べられ、また丹羽会長より3名の事務局員へ日頃の労をねぎらい記念品が贈られた。(株)ニッセイエプロには、学会誌の印刷など学会業務への支援に対し感謝状が贈られた。終わりに近く稲葉興作元会長も駆けつけられ、午後8時過ぎ、平山直道実行委員長の音頭で、佐藤豪、

田中英穂、松木正勝、稲葉興作、谷村輝治氏などの歴代元会長に丹羽会長も加わって三本締めで閉会とした。

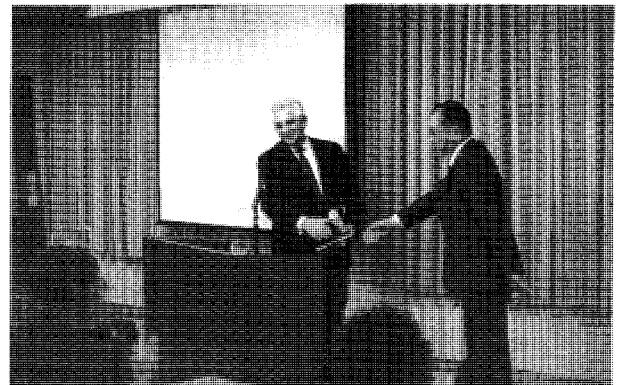
なお、この記念行事の詳細は記念講演概要などと共に学会誌12月特別号に掲載予定です。

平成4年度・特別講演会

高 原 北 雄

HOWMET 社の前社長 Joseph L. Mallardi 氏に、「From Teeth to Jet Engine」という題名で、2時間にわたって精密鑄造の最新技術について平成4年6月5日に講演して頂きました。雨にもかかわらず、参加者は全国から多数参加して頂き、Mallardi 氏の講演を興味深く聞かせていただきました。

Mallardi 氏は、長年にわたって精密鑄造の最先端技術の問題を現場で解決してこられた技術者でもあり、研究者でもあります。講演は、高度な技術内容を多くのスライドを用いて、極めて判りやすく解説して頂きました。ジェットエンジン部品に無くてはならない高度な精密鑄造技術も、最初は義歯から始まったとのことで題名にされたようです。鑄造技術も、初期には中実の多結晶製品からセラミック中子の冷却タービン翼となり、現在では航空用のみならず産業用ガスタービンまでが柱状晶、単結晶翼が採用されるまでになり、極めて高度な技術に成熟してきたことを解説して頂きました。この、歴史的現場で世界の最高技術を確



立して来られた世界最高峰の方に話をして頂いたことは、私にとっても強い感動を覚えました。私も日本で初めて冷却タービン翼の開発に携わり、小松ハウメット社の近江敏明現社長と中子のある真空精密鑄造技術について、詳細な打ち合せをした25年前のことを思い出しました。会場にはその頃の関係者も何人か来ておられました。講演の中で新しい鑄造技術である、スプレィキャストイングという製造技術について知り、薄板軽量構造が多いエンジン部品製造には極めて有用なものと感じました。

この講演は長文の講義録の形で残されていますので、学会誌に掲載することは遠慮させていただくことになりました。当学会は英文で書かれた講演内容と共に多くのスライドの写真もいただいています。

希望者には貸出をしておりますので、個別的に学会事務局までご連絡いただきたいと思います。何人かの方にすでに対応しております。

この特別講演会は、小松ハウメット社の近江社長のご尽力で実現出来たことをお伝えして、お礼の代りにさせていただきます。



(平成4年8月3日原稿受付)

若手会員から抱負が述べられ、また丹羽会長より3名の事務局員へ日頃の労をねぎらい記念品が贈られた。(株)ニッセイエプロには、学会誌の印刷など学会業務への支援に対し感謝状が贈られた。終わりに近く稲葉興作元会長も駆けつけられ、午後8時過ぎ、平山直道実行委員長の音頭で、佐藤豪、

田中英穂、松木正勝、稲葉興作、谷村輝治氏などの歴代元会長に丹羽会長も加わって三本締めで閉会とした。

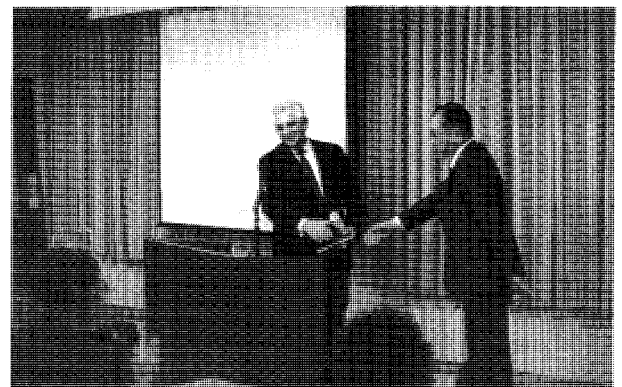
なお、この記念行事の詳細は記念講演概要などと共に学会誌12月特別号に掲載予定です。

平成4年度・特別講演会

高 原 北 雄

HOWMET 社の前社長 Joseph L. Mallardi 氏に、「From Teeth to Jet Engine」という題名で、2時間にわたって精密鑄造の最新技術について平成4年6月5日に講演して頂きました。雨にもかかわらず、参加者は全国から多数参加して頂き、Mallardi 氏の講演を興味深く聞かせていただきました。

Mallardi 氏は、長年にわたって精密鑄造の最先端技術の問題を現場で解決してこられた技術者でもあり、研究者でもあります。講演は、高度な技術内容を多くのスライドを用いて、極めて判りやすく解説して頂きました。ジェットエンジン部品に無くてはならない高度な精密鑄造技術も、最初は義歯から始まったとのことで題名にされたようです。鑄造技術も、初期には中実の多結晶製品からセラミック中子の冷却タービン翼となり、現在では航空用のみならず産業用ガスタービンまでが柱状晶、単結晶翼が採用されるまでになり、極めて高度な技術に成熟してきたことを解説して頂きました。この、歴史的現場で世界の最高技術を確



立して来られた世界最高峰の方に話をして頂いたことは、私にとっても強い感動を覚えました。私も日本で初めて冷却タービン翼の開発に携わり、小松ハウメット社の近江敏明現社長と中子のある真空精密鑄造技術について、詳細な打ち合せをした25年前のことを思い出しました。会場にはその頃の関係者も何人か来ておられました。講演の中で新しい鑄造技術である、スプレィキャストイングという製造技術について知り、薄板軽量構造が多いエンジン部品製造には極めて有用なものと感じました。

この講演は長文の講義録の形で残されていますので、学会誌に掲載することは遠慮させていただくことになりました。当学会は英文で書かれた講演内容と共に多くのスライドの写真もいただいています。

希望者には貸出をしておりますので、個別的に学会事務局までご連絡いただきたいと思います。何人かの方にすでに対応しております。

この特別講演会は、小松ハウメット社の近江社長のご尽力で実現出来ましたことをお伝えして、お礼の代りにさせていただきます。



(平成4年8月3日原稿受付)



後記

今期の学会誌編集委員長を仰せつかりました。理事7名、委員12名合計19名の態勢で魅力的な学会誌をお届けするよう努力致します。

学会誌の使命は会員相互の情報交換と研究成果公表の場を提供することにあります。現在ある程度この使命は達成されていると思います。しかし将来を見通すとき、より一層の国際化、国際交流の視点をもつことが必要になって来るのではないのでしょうか。

9月号には毎年ASMEガスタービン会議の報告が載せられており、これが“有効な情報”であるのは厳然たる事実ですが、外国の会議報告が大きな顔をする学会誌というのもあまり恰好の良いものではありません。逆に、定期的に国際会議を主催する本学会としては、もっと外国人会員に入会してもらい、外国からの論文投稿があっても良い筈です。

本年は本会設立20周年ですが、我国のガスタービンの実力も成人に達しました。10年後の30周年の頃には、学会誌から赫赫たる情報発信が外国に向けてもなされることが望まれます。そのためには何をどうすべきかを編集委員会で考えて行きたいと思います。

会員の皆様のご批評、ご助言など暖いご支援と、ご協力をお願い致します。

(梶 昭次郎)

本年も9月号の編集メンバーの一員として参加させて頂きましたが、気になって今迄の学会誌のバックナンバーを見たところ、唯一の特集号が今迄発行されたことの無い月であることが解りました。やはり、敢えて言えば例年の如くASME国際ガスタービン会議の見聞記が毎号掲っているのが9月号であると云えるでしょうか。

今年も、ここ5～6年続けてこの国際ガスタービン会議に出席しましたが、今年は展示が筆者の知る限り、最大の規模であり、日本からの参加者はメーカー関係を中心に、50名は下らないと思われる程で、毎年増加する傾向にあるようです。大学関係者が少ないのが残念ですが、6月に開催と云うのが災いしているのかも知れません。見聞記はそれぞれの分野の第一線の方々に御願いしましたが、前以て参加予定の方を知り、各分野にバランスして居るわけでないことがやや頭の痛いところでした。参加された方は勿論、参加されなかった方も、ケルンの大聖堂と、側を流れるライン河に加えてビールの味でも思い浮べて頂けば楽しく見聞記が御読みにになれるのではないかと考えて居ります。

(水木新平)

〔事務局だより〕

夏休みもアツという間に終わり、あの暑かった夏もいつの間にか過ぎ去り、いよいよ少し落ち着いて物事に取り組める季節となりました。

当学会でも9月17、18日に鈴鹿での特別講座を皮切りに見学会、秋季講演会(長崎)、シンポジウム、セミナーと行事が次々に予定されています(ブルーの会告の頁をご覧ください)。最近は行事参加者も増えてきておりますので、切が過ぎない内にお早目にお申し込み下さい。

また今年度には名簿も発行予定です。会費振込や行事参加のお申し込み時に会員番号を書いていただくことが多くなってきておりますので、その会員番号もつけた名簿にしようと思っています(ちなみに会員番号はGTSJからお送りする封筒のお名前の下の数字です)。近々皆様のお手元へ調査用紙が届くことと思いますので、より正確な名簿を作る為、出来るだけ詳しくそして速やかにご返送下さいますようお願い致します。

これからの秋の夜長にこのガスタービン学会誌、じっくりお読み下さい。 [A]



後記

今期の学会誌編集委員長を仰せつかりました。理事7名、委員12名合計19名の態勢で魅力的な学会誌をお届けするよう努力致します。

学会誌の使命は会員相互の情報交換と研究成果公表の場を提供することにあります。現在ある程度この使命は達成されていると思います。しかし将来を見通すとき、より一層の国際化、国際交流の視点をもつことが必要になって来るのではないのでしょうか。

9月号には毎年ASMEガスタービン会議の報告が載せられており、これが“有効な情報”であるのは厳然たる事実ですが、外国の会議報告が大きな顔をする学会誌というのもあまり恰好の良いものではありません。逆に、定期的に国際会議を主催する本学会としては、もっと外国人会員に入会してもらい、外国からの論文投稿があっても良い筈です。

本年は本会設立20周年ですが、我国のガスタービンの実力も成人に達しました。10年後の30周年の頃には、学会誌から赫赫たる情報発信が外国に向けてもなされることが望まれます。そのためには何をどうすべきかを編集委員会で考えて行きたいと思います。

会員の皆様のご批評、ご助言など暖いご支援と、ご協力をお願い致します。

(梶 昭次郎)

本年も9月号の編集メンバーの一員として参加させて頂きましたが、気になって今迄の学会誌のバックナンバーを見たところ、唯一の特集号が今迄発行されたことの無い月であることが解りました。やはり、敢えて言えば例年の如くASME国際ガスタービン会議の見聞記が毎号掲げているのが9月号であると云えるでしょうか。

今年も、ここ5～6年続けてこの国際ガスタービン会議に出席しましたが、今年は展示が筆者の知る限り、最大の規模であり、日本からの参加者はメーカー関係を中心に、50名は下らないと思われる程で、毎年増加する傾向にあるようです。大学関係者が少ないのが残念ですが、6月に開催と云うのが災いしているのかも知れません。見聞記はそれぞれの分野の第一線の方々に御願いしましたが、前以て参加予定の方を知り、各分野にバランスして居るわけでないことがやや頭の痛いところでした。参加された方は勿論、参加されなかった方も、ケルンの大聖堂と、側を流れるライン河に加えてビールの味でも思い浮べて頂けば楽しく見聞記が御読みにになれるのではないかと感じて居ります。

(水木新平)

〔事務局だより〕

夏休みもアツという間に終わり、あの暑かった夏もいつの間にか過ぎ去り、いよいよ少し落ち着いて物事に取り組める季節となりました。

当学会でも9月17、18日に鈴鹿での特別講座を皮切りに見学会、秋季講演会(長崎)、シンポジウム、セミナーと行事が次々に予定されています(ブルーの会告の頁をご覧ください)。最近は行事参加者も増えてきておりますので、切が過ぎない内にお早目にお申し込み下さい。

また今年度には名簿も発行予定です。会費振込や行事参加のお申し込み時に会員番号を書いていただくことが多くなってきておりますので、その会員番号もつけた名簿にしようと思っています(ちなみに会員番号はGTSJからお送りする封筒のお名前の中の数字です)。近々皆様のお手元へ調査用紙が届くことと思いますので、より正確な名簿を作る為、出来るだけ詳しくそして速やかにご返送下さいますようお願い致します。

これからの秋の夜長にこのガスタービン学会誌、じっくりお読み下さい。 [A]

第7回ガスタービン秋季講演会・見学会（長崎）

共催 (社)日本ガスタービン学会（幹事学会）、(社)日本機械学会
期日 平成4年11月5日(木)、6日(金)
☆講演会 会場: ルネサンス長崎・伊王島（会場が変更になりました）
長崎県西彼杵郡伊王島町（長崎港大波止ターミナルから連絡船約30分）
TEL 0958-98-2331 FAX 0958-98-2233
日時: 11月5日(木) 9:40～17:40
内容については次のページのプログラムをご参照下さい。

☆懇親会

講演会終了後、立食形式の懇親会を開催します。お気軽にご出席下さい。

日時: 11月5日(木) 18:00～20:00
会場: ルネサンス長崎・伊王島ラルゴホール
参加費: 講演会参加登録者は無料

☆見学会（講演会参加登録者に限る）

期日: 11月6日(金)
見学先: 三菱重工業(株)長崎造船所・長崎研究所
午前 香焼地区（ドック、風車、風洞、水槽等）
午後 飽の浦地区（タービン工場、資料館）
参加費: 5,000円（昼食代および空港までのバス代を含む）

☆オプション・ツアー

期日: 11月7日(土)
見学先: 長崎オランダ村ハウステンボス コージェネレーションシステム
参加費: 実費（入場料3,900円ほか）

《参加登録について》

☆講演会参加登録費

共催学会正会員 9,000円（講演論文集代を含む）
ただし、下記期限までに申込および送金された方に限り、8,000円とします。
学生会員 4,000円 会員外 12,000円

☆参加申込方法

往復はがきに「秋季講演会参加申込」と明記し、(1)氏名、(2)所属学会・会員番号、(3)会員資格、(4)勤務先、(5)連絡先、(6)参加される行事（懇親会、見学会、オプション・ツアー）、(7)送金額、送金方法および送金予定日を記入し、10月2日(金)までに下記宛にお送り下さい。講演者も参加登録をお願いします。

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル (社)日本ガスタービン学会
なお、当日も入会申し込み、講演会参加登録を受け付けますが、準備の都合上なるべく上記期日までにお申込み下さい。

☆送金方法

現金書留、郵便振替（東京7-179578 (社)日本ガスタービン学会）、または
銀行振込（第一勧業銀行西新宿支店 普通No.067-1703707 (社)日本ガスタービン学会）

☆講演論文集配布

上記期限内に申込および送金をされた方には、論文集を事前にお届けします。論文集のみご希望の方には、講演会終了後に残部がある場合にのみ実費にて頒布します。

☆宿泊について

往復航空券および宿泊の予約については下記旅行社に一括委託します。予約を希望される方は9月末日までに直接下記にご連絡下さい。

連絡先: 長崎ダイヤモンドスタッフ(株)（担当）松本泰秀、鎌田富子
〒850-91 長崎市飽の浦町三菱重工業(株)長崎造船所本館1F
TEL 0958-28-7640 FAX 0958-28-7644

団体設定便:

11/4 ANA663（東京11:50→長崎13:35） 11/6 JAL186（長崎17:25→東京18:55）

※往復運賃 ¥42,000（15名以上）

宿泊ホテル:

あじさいイン3（長崎市恵美須町4-5、JR長崎駅徒歩10分）シングル¥5,300、ツイン¥8,000
あじさいイン1（長崎市大黒町11-4、JR長崎駅前）シングル¥6,500、ツイン¥8,300
アネックス長崎シティホテル（長崎市中町4-1、JR長崎駅徒歩4分）シングル¥7,000
（料金は一泊朝食付、税別、サービス料込み）

なお、ルネサンス長崎・伊王島に宿泊希望の方は直接学会事務局にお申込み下さい。（先着順）
シングル¥7,000、ツイン¥9,500（税・サービス料別）の予定。

第7回ガスタービン秋季講演会（長崎）プログラム

（一般講演 講演時間15分，討論10分 ※印 講演者）

第1室		第2室		第3室	
9:40	<p>《一般講演》燃焼 I</p> <p>A-1 低 NO_x 化のための短縮予混合火炎バーナの研究 ※山田秀志，林 茂《航技研》</p> <p>A-2 自動車用100kWセラミックガスタービンにおける低公害燃焼器の開発（第1報） ※佐々木正史，熊倉弘隆，鈴木大志，杉山勝彦，大久保陽一郎（自動車研）</p> <p>A-3 液体燃料の予混合気濃度測定法の研究 吉田祐作，※林 誠司（自動車研）</p>	9:40	<p>《一般講演》空力 I</p> <p>B-1 断面変形を伴って振動する三次元翼列翼に働く非定常空気力（理論） ※小林孝雄（東芝），高田浩之（東海大工）</p> <p>B-2 失速迎角近辺における動的剥離特性（後流剪断層の変動） ※平野孝典，藤本一郎（拓大工），石井 進（日大生工）</p> <p>B-3 振動する遷音速翼列の非定常空力特性と衝撃波挙動 ※白鳥敏正（都科技大），Y. Noguchi (Univ. of Salford)，桜井忠一（都科技大）</p>	9:40	<p>《一般講演》システム・性能</p> <p>C-1 タービン内再熱水素燃焼ガスタービンの研究（第1報） ※森下輝夫，菅 進，平岡克英，井亀 優（船研）</p> <p>C-2 水素吸蔵合金による超小型ガスタービン用燃料供給システムの作動特性 ※湯浅三郎，後藤 登（都科技大），西田幸一（都科技大院）</p> <p>C-3 等温圧縮過程を利用した高効率ガスタービンの応用 ※西 亮（宮崎大工）</p>
10:55	<p>10:55</p>	10:55	<p>10:55</p>	10:55	<p>10:55</p>
11:00	<p>《一般講演》燃焼 II</p> <p>A-4 メタンを燃料とする RAM 燃焼器の性能一拡散燃焼と予混合燃焼の比較一 ※鈴木和雄，下平一雄（航技研）</p> <p>A-5 ATR 燃焼器の基礎研究 ※柏木 武，大北洋治，小幡正一（石川島播磨），棚次巨弘，成尾芳博（宇宙研）</p> <p>A-6 燃料噴出型保炎器周りの流れに関する数値模擬 ※山本 武，黒沢要治，田丸 卓（航技研）</p>	11:00	<p>《一般講演》空力 II</p> <p>B-4 後流の影響を受ける非定常平板境界層に関する研究（特にレイノルズ数効果について） ※船崎健一（岩手大工），山下嘉宏（岩手大院），山脇栄道（石川島播磨）</p> <p>B-5 強い主流乱れの中に置かれた翼特性の研究 第3報 乱れ度可変風洞の改良とその特性 阿部裕幸，※筒井康賢（機械技研），吉識晴夫（東大生研）</p> <p>B-6 強い主流乱れの中に置かれた翼特性の研究 第4報 乱れ度可変風洞を用いた実験 ※阿部裕幸，筒井康賢（機械技研），吉識晴夫（東大生研）</p>	11:00	<p>《一般講演》材料・構造 I</p> <p>C-4 カーボン/カーボン複合材の回転強度試験（第1報） ※小河昭紀，橋本良作，松末勝利（航技研）</p> <p>C-5 窒化ケイ素タービン翼の FOD 損傷評価 ※田北勝彦，紀 博徳（三菱重工），小林芳人（三菱自工），小澤理夫（日本ガイシ）</p> <p>C-6 セラミックラジアルタービンロータの寿命評価 小林芳人（三菱自工），松尾栄人，※西村宣彦，稲垣登治（三菱重工），小澤理夫（日本ガイシ）</p>
12:15	<p>12:15</p>	12:15	<p>12:15</p>	12:15	<p>12:15</p>
13:30					
14:30					

《特別講演》 「長崎の文化と歴史」 越中哲也（純心女子短期大学教授）

<p>14:40</p> <p>《オーガナイズドセッション》 「コージェネレーションおよびコンバインドサイクルシステムとその運転上の諸問題」 オーガナイザ: 大槻幸雄 (川崎重工)</p> <p>A-7 新橋・ソーラガスタービンによるコージェネレーション ※浜 篤 (新潟鉄工)</p> <p>A-8 航空型転用ガスタービンによるコージェネレーション ※宇治茂一, 荻原重雄 (石川島播磨)</p> <p>A-9 長崎オランダ村ハウスステンボスコージェネレーションシステム 種市幸男 (日本設計), 佐々維典, ※立川忠司 (川崎重工)</p> <p>A-10 ガスタービンコンバインドサイクルの運用実績と今後の課題について ※六山亮昌 (三菱重工)</p> <p>A-11 コンバインドサイクルプラントの特徴と試運転実績 ※小松秀明 (日立), 斉藤 誠 (中国電力), 新屋健剛 (九州電力)</p> <p>A-12 二酸化炭素回収型高効率コンバインドサイクルの研究 竹矢一雄, ※高谷拓也 (徳島大工)</p>	<p>14:40</p> <p>《一般講演》燃焼Ⅲ/伝熱Ⅰ B-7 高温ガスタービン用セラミック燃焼器の研究開発(第4報 1500°C級燃焼器の実圧燃焼試験結果) ※百合 功, 久松 暢, 森 則之, 渡辺和徳 (電中研)</p> <p>B-8 水噴霧衝突噴流を伴うしみ出し冷却に関する研究 ※吉川進三, 千田 衛 (同志社大工), 杉山貴之 (川崎重工)</p> <p>B-9 アドバンスト空冷動翼の冷却性能試験 福山佳孝, ※大友文雄, 松浦麻子 (東芝), 青木久彦, 門脇 真 (東北電力)</p>	<p>14:40</p> <p>《一般講演》材料・構造Ⅱ C-7 セラミックガスタービン部品の1400°C評価 比叡 淳 (トヨタ自動車)</p> <p>C-8 自動車用100kW CGTのタービンコンポーネントの開発 ※中沢則雄, 稲葉志津雄, 和泉隆夫, 宗清正幸, 佐々木祥二, 藤森功吉 (自動車研)</p> <p>C-9 ガスタービン動翼コーティングの劣化シミュレーション ※村上 格, 藤山一成, 吉岡洋明, 岡部永年 (東芝)</p>	<p>14:40</p> <p>《一般講演》空力Ⅲ/要素性能ほか C-10 タービン段下流の非定常乱れについて ※山本孝正(航技研), 西川博志, 水木新平 (法大工), 白井 弘, 三村富嗣雄 (航技研), 小幡正一 (石川島播磨)</p> <p>C-11 超高バイパス比ファンモデルの空力試験 ※菅原 昇, 山本一臣, 松田幸雄, 野崎 理, 武田克己, 斉藤喜夫, 遠藤征紀 (航技研), 石田良一 (石川島播磨)</p> <p>C-12 過給機用遠心式羽根車の信頼性と性能向上について 今給黎孝一郎, ※木村昌敬, 白石啓一, 松尾栄人, 永田文一 (三菱重工)</p> <p>C-13 ターボファンエンジンの始動特性 (第2報 圧縮機ストールについて) ※佐々木誠, 関根静雄, 柳 良二, 森田光男 (航技研)</p>
<p>15:55</p> <p>16:00</p> <p>16:00</p> <p>17:15</p>	<p>15:55</p> <p>16:00</p> <p>17:40</p>	<p>15:55</p> <p>16:00</p> <p>17:15</p>	<p>15:55</p> <p>16:00</p> <p>17:40</p>

平成4年度シンポジウム

平成4年度のシンポジウムを下記のように開催致しますので奮ってご参加下さい。

日時: 平成4年11月25日(水)

場所: 日本航空(株)成田工場

テーマ: ガスタービンの保守・点検・整備

スケジュール: 8:30 貸し切りバスにて東京駅発

10:30～12:00 講演 (IHI, JAL)

13:00～16:30 日本航空及び日本タービンテクノロジー見学

18:30 東京駅解散

- 参加要領**
- 1) 定員50名 (申込超過の場合は抽選, 結果は応募者全員にご連絡します。)
 - 2) 参加ご希望の方は往復ハガキに「シンポジウム」と書き, 氏名, 会員番号, 所属, 連絡先住所 (返信用ハガキにも) TELを明記の上, 学会事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受けつけかねますのでご注意ください。
(〆切 平成4年10月30日(金)消印有効)
 - 3) 参加費7000円 (バス代3000円・昼食代1000円含む。当日受付にてお払い下さい。)

第三回見学会・技術懇談会のお知らせ

下記の要領で今年度の第三回見学会と技術懇談会を開催致します。参加要領をよくお読みの上, お申し込み下さい。

記

日時: 平成4年10月21日(水) (学会誌6月号予告と日が変わりました。)

見学先: 小松ハウメット(株) (枚方市上野3-1-1 TEL0720-49-3123)

技術懇談会: 「精密鋳造品への凝固解析の適用」那智雅博氏 (小松ハウメット)

交通の便: JR「大阪」又は「京都」より所要60分

- 参加要領**
- 1) 定員50名 (申込超過の場合は抽選, 応募者全員にご連絡致します。)
 - 2) 参加ご希望の方は往復ハガキに「小松ハウメット見学」と書き氏名, 会員番号, 所属, 連絡先住所 (返信用ハガキにも) TELを明記の上, 学会事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受けつけかねますのでご注意ください。尚, 同業者の方はご遠慮下さい。(〆切 平成4年9月30日(水)消印有効)
 - 3) 参加費3000円 (当日受付にてお払い下さい。)

平成4年度シンポジウム

平成4年度のシンポジウムを下記のように開催致しますので奮ってご参加下さい。

日時: 平成4年11月25日(水)

場所: 日本航空(株)成田工場

テーマ: ガスタービンの保守・点検・整備

スケジュール: 8:30 貸し切りバスにて東京駅発

10:30～12:00 講演 (IHI, JAL)

13:00～16:30 日本航空及び日本タービンテクノロジー見学

18:30 東京駅解散

- 参加要領**
- 1) 定員50名 (申込超過の場合は抽選, 結果は応募者全員にご連絡します。)
 - 2) 参加ご希望の方は往復ハガキに「シンポジウム」と書き, 氏名, 会員番号, 所属, 連絡先住所 (返信用ハガキにも) TELを明記の上, 学会事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受けつけかねますのでご注意ください。
(〆切 平成4年10月30日(金)消印有効)
 - 3) 参加費7000円 (バス代3000円・昼食代1000円含む。当日受付にてお払い下さい。)

第三回見学会・技術懇談会のお知らせ

下記の要領で今年度の第三回見学会と技術懇談会を開催致します。参加要領をよくお読みの上, お申し込み下さい。

記

日時: 平成4年10月21日(水) (学会誌6月号予告と日が変わりました。)

見学先: 小松ハウメット(株) (枚方市上野3-1-1 TEL0720-49-3123)

技術懇談会: 「精密鋳造品への凝固解析の適用」那智雅博氏 (小松ハウメット)

交通の便: JR「大阪」又は「京都」より所要60分

- 参加要領**
- 1) 定員50名 (申込超過の場合は抽選, 応募者全員にご連絡致します。)
 - 2) 参加ご希望の方は往復ハガキに「小松ハウメット見学」と書き氏名, 会員番号, 所属, 連絡先住所 (返信用ハガキにも) TELを明記の上, 学会事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受けつけかねますのでご注意ください。尚, 同業者の方はご遠慮下さい。(〆切 平成4年9月30日(水)消印有効)
 - 3) 参加費3000円 (当日受付にてお払い下さい。)

第4回見学会・技術懇談会のお知らせ

平成4年度の第4回見学会・技術懇談会を下記の要領で開催致しますので奮ってご参加下さい。

記

1. 日 時: 平成4年11月13日(金) 9:00～18:00
2. 見学先: 中部電力知多第二火力発電所 (ACT90 500KW 再生サイクル GTG)
中部電力川越火力発電所 (超々臨界圧70万 KW×2基)

3. スケジュール

- | | |
|---------------|-------------------------|
| 9: 20 | JR 名古屋駅集合 (チャーターバスにて移動) |
| 10: 20～13: 00 | 中部電力知多第二火力発電所見学及び昼食 |
| 15: 00～16: 30 | 中部電力川越火力発電所見学及び技術懇親会 |
| 18: 00 | JR 名古屋駅解散 |

4. 参加要領

- 1) 定員50名 (申し込み超過の場合は抽選, 応募者全員に連絡致します。)
- 2) 参加ご希望の方は往復ハガキに「中部電力見学」と書き, 氏名, 会員番号, 所属, 連絡先住所 (返信ハガキにも), TEL を明記の上, 事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受け付けかねますのでご注意ください。(〆切 平成4年10月20日(火)消印有効)
- 3) 参加費5,000円 (バス代, 昼食代含む。当日受付にてお払い下さい。)

第21回定期講演会開催案内

日時: 平成5年6月3日(木), 4日(金) (予定)

場所: 機械振興会館

講演論文募集は12月号に掲載します。

第4回見学会・技術懇談会のお知らせ

平成4年度の第4回見学会・技術懇談会を下記の要領で開催致しますので奮ってご参加下さい。

記

1. 日 時: 平成4年11月13日(金) 9:00～18:00
2. 見学先: 中部電力知多第二火力発電所 (ACT90 500KW 再生サイクルGTG)
中部電力川越火力発電所 (超々臨界圧70万KW×2基)

3. スケジュール

- | | |
|-------------|------------------------|
| 9:20 | JR名古屋駅集合 (チャーターバスにて移動) |
| 10:20～13:00 | 中部電力知多第二火力発電所見学及び昼食 |
| 15:00～16:30 | 中部電力川越火力発電所見学及び技術懇親会 |
| 18:00 | JR名古屋駅解散 |

4. 参加要領

- 1) 定員50名 (申し込み超過の場合は抽選, 応募者全員に連絡致します。)
- 2) 参加ご希望の方は往復ハガキに「中部電力見学」と書き, 氏名, 会員番号, 所属, 連絡先住所 (返信ハガキにも), TELを明記の上, 事務局へお申し込み下さい。記載不備の場合は受け付けかねますのでご注意ください。(〆切 平成4年10月20日(火)消印有効)
- 3) 参加費5,000円 (バス代, 昼食代含む。当日受付にてお払い下さい。)

第21回定期講演会開催案内

日時: 平成5年6月3日(木), 4日(金) (予定)

場所: 機械振興会館

講演論文募集は12月号に掲載します。

GTSJ ガスタービンセミナー（第21回）お知らせ

「21世紀へ向けてのガスタービン開発」をテーマに第21回ガスタービンセミナーを下記の通り開催致しますので奮ってご参加下さい。

記

1. 日 時: 平成5年1月21日(木), 22日(金) 9:40~16:50 (受付開始 9:00)
2. 場 所: 川崎産業振興会館 1階ホール (川崎市幸区堀川町66-20 Tel 044-548-4111)

3. 協賛予定:

日本機械学会	自動車技術会	日本航空宇宙学会
火力原子力発電技術協会	日本船用機関学会	ターボ機械協会
日本ガス協会	日本エネルギー学会	日本内燃機関連合会
日本航空技術協会	日本非破壊検査協会	日本品質管理学会
腐食防食協会	計測自動制御学会	日本金属学会
日本材料学会	日本鉄鋼協会	日本セラミックス協会
溶接学会	エネルギー・資源学会	日本コージェネレーション研究会

4. 仮題並びに講師予定

1月21日(木)

- (1) 21世紀へ向けてのエネルギー・環境問題 (工技院 本城 薫氏)
- (2) セラミックガスタービンの技術課題と開発動向 (川崎重工 巽 哲男氏)
- (3) ACT90におけるガスタービンによるコージェネレーションシステム
(ACT90研究組合 高木 俊幸氏・宮地 宏氏)
- (4) 超音速輸送機用推進システムの開発展望 (HYPR 研究組合 村島 完治氏)
- (5) 石炭ガス化複合発電システムの開発状況 (IGC 研究組合 天野 正一氏)

1月22日(金)

- (6) GE90—民間航空用エンジン開発における革新技術 (IHI 青野比良夫氏)
- (7) 航空および発電用ガスタービンの低 NOx 化技術 (航技研 田丸 卓氏)
- (8) ガスタービン燃料の多様化 (元名大 高原 北雄氏)
- (9) ガスタービンの蒸気冷却技術 (東芝 岡村 隆成氏)
- (10) 計測データの精度評価 (三菱重工 梅村 直氏)

5. 参加要領

- (1) 参加費 (資料代含む)

主催および協賛団体正会員

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

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

資料のみ 1冊 5,000円 (残部ある場合)

- (2) 申込方法: 所属・氏名・加入学協会名 (GT 学会の場合は会員番号) を明記の上, 参加費を郵便振替または現金書留にて, 下記事務局まで12月11日(金)までにお送り下さい。
- (3) 事務局: 〒160 新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402 (社)日本ガスタービン学会
TEL 03-3365-0095 FAX 03-3365-0387 郵便振替番号 東京7-179578

GTSJ 第17期委員

総務委員

赤池 志郎 (神工大)	秋山 算甫 (ファインセラミックス協会)	
荒木 達雄 (武蔵工大)	石野 寿生 (日立)	今井 鉄 (日立)
奥原 巖 (東芝)	川口 修 (慶大)	斎藤 正泰 (IHI)
中村 修三 (荏原)	真下 俊雄 (明大)	森田 光男 (航技研)
山根 隆一郎 (東工大)		

企画委員

熱田 正房 (日立)	石井 潔 (IHI)	岡村 隆成 (東芝)
加藤 利夫 (新潟鉄工)	小林 利充 (荏原)	杉村 章二郎 (三井造船)
鈴木 和雄 (航技研)	土屋 利明 (東電)	筒井 康賢 (機械技研)
益田 重明 (慶大)	南 芳弘 (三菱重工)	宮川 建男 (東ガス)

編集委員

相沢 善吾 (東電)	池上 寿和 (三菱重工)	和泉 敦彦 (東芝)
川池 和彦 (日立)	塩谷 義 (東大)	杉山 七契 (航技研)
中沢 則雄 (三菱自工)	高村 東作 (日産)	水木 新平 (法大)
宮地 宏 (川重)	宮下 和也 (IHI)	室田 光春 (ディンメル)

生産統計作成委員

本間 友博 (東芝)	青木 千明 (IHI)	臼井 俊一 (NKK)
清野 隆正 (日立)	駒形 正敏 (新潟鉄工)	杉浦 裕之 (川重)
須永 雅裕 (三菱重工)	西原 昭義 (ディンメル)	菱川 明 (三菱重工)
八島 聰 (IHI)	吉識 晴夫 (東大)	綿貫 一男 (IHI)

学術講演会委員

葉山 真治 (東大)	荒木 達雄 (武蔵工大)	石橋 洋二 (日立)
大田 英輔 (早大)	川口 勝之 (長崎大)	菅 進 (船研)
小森 豊明 (三菱重工)	酒井 俊道 (東理大)	佐々木 誠 (航技研)
佐々木 正史 (日産)	辻村 玄隆 (三菱重工)	永盛 和夫 (IHI)
原田 英臣 (荏原総研)	山根 隆一郎 (東工大)	

Bulletin 編集委員

藤川 泰雄 (日産)	池田 隆 (東芝)	池上 寿和 (三菱重工)
磯部 信一 (三井造船)	柏木 武 (IHI)	川池 和彦 (日立)
高村 東作 (日産)	中島 尚 (川重)	西澤 敏雄 (航技研)

入 会 者 名 簿

正 会 員

武 賢太郎 (I H I)	中 村 則 之 (I H I)	高 島 義 衛 (日 立)
鈴 木 米 男 (放電精密)	志 和 陽一郎 (防 衛 庁)	
丹 野 鼎 (石油産業活性化センター)		
渡 辺 誠 (")		
伊 藤 卓 爾 (")		
所 一 典 (三菱製鋼)	新 井 紀 男 (名 大)	小 林 敬 幸 (名 大)
日 高 昇 (防 衛 庁)	森 川 洋 (三菱重工)	下 村 慶 一 (東北電力)
村 田 頼 治 (東 芝)	塚 原 章 友 (三菱重工)	北 川 和 夫 (金 沢 大)
大 地 昭 生 (東 芝)	北 詰 滋 樹 (川 重)	衣 笠 一 郎 (川 重)
佐谷野 顕 生 (東 芝)	岡 部 永 年 (東 芝)	新 井 雅 隆 (群 大)
藤 山 一 成 (東 芝)	鎌 倉 寛 (I H I)	比 叡 淳 (I H I)
佐々木 亨 (川 重)	丸 山 和 之 (新潟鉄工)	
枅 谷 穰 (三菱重工)	本 城 正 信 (三菱重工)	梶 下 秀 昭 (三菱重工)
土 屋 一 雄 (明 大)		

学 生 会 員

片 岡 明 博 (名 大)	田 中 滋 樹 (東 海 大)	寺 澤 祐 治 (東 海 大)
竹 内 寛 (東 海 大)	木 島 基 博 (早 大)	恵 比 寿 幹 (早 大)
森 石 慶 久 (九州東海大)	富 永 純 一 (早 大)	細 川 茂 雄 (神 戸 大)
前 野 恵 司 (防 大)	斉 藤 武 雄 (慶 大)	小笠原 勝 明 (慶 大)

超音速輸送機用推進システム大型プロジェクト 大型工業技術国際シンポジウム プログラム

主催：超音速輸送機用推進システム技術研究組合、(財)日本産業技術振興協会、協議会
後援：通商産業省工業技術院、新エネルギー・産業技術総合開発機構
開催日：平成4年10月28日(水) - 29日(木) (9時開場)
会場：TEPIAホール (東京都港区北青山 2-8-44 TEL 03-5474-6119 *電話は当日限り有効)
交通：地下鉄銀座線 外苑前駅より徒歩5分(秩父宮ラグビー場となり)
参加登録費：無料 使用言語：日本語および英語(同時通訳)
問合せ先：超音速輸送機用推進システム技術研究組合
〒112 文京区小日向4-2-6 小石川 I S ビル2F TEL 03-5684-5180 FAX 03-5684-7540

1. October 28 (Wed.)

09:30 - 09:35 OPENING ADDRESS

09:35 - 09:50 GREETINGS

Deputy Director-General for Technological Affairs,
Agency of Industrial Science and Technology, MITI
and
Executive Director, New Energy and Industrial
Technology Development Organization

09:50 - 10:00 EXPLANATION OF THE OUTLINE ABOUT THE RESEARCH ITEMS AND ASSIGNMENT OF THE PARTICIPANTS' DUTIES

10:00 - 11:10 TOTAL SYSTEM - 1

- C-1. Progress Report on Hypersonic Transport Ramjet
(HYTRAM) R&D Program at UTC
Simion C. Kuo (UTC)
- C-2. Configuration Study on Combined-cycle Engine for
Hypersonic Transport
Hiroshi Miyagawa (IHI)
- C-3. Some Considerations on Ramjet Performance
Ryoji Yanagi (NAL)

11:20 - 12:30 RAMJET ENGINE

- R-1. Experimental Study on Methane-fuel Ram Combustor
Yasuhiro Kinoshita (KHI)
- R-2. Low NO_x Emission Ramburner Combustor Design for
Super/Hyper-Sonic Transport Propulsion System:
Preliminary Studies
Etienne David (SNECMA)
- R-3. Problems and Approaches in Designing Flame
Holder for a Ram Combustor
Takashi Tamaru (NAL)

12:30 - 13:10 TURBOJET COMPONENTS - 1

- T-1. Status of High Pressure Turbo Components
Research and Development
Kaoru Chiba (IHI)
- T-2. Research & Development of Low Pressure Turbo
Component Technologies
Masayuki Suzuki (MHI)

14:00 - 15:00 GUEST LECTURE - 1

- G-1. The Supersonic Challenge
*Mr. Robert A. Davis / Boeing
Commercial Airplane Group*

15:10 - 16:20 TURBOJET COMPONENTS - 2

- T-3. Research and Development Status of Turbo
Combustor
Yoshiki Enzaki (KHI)
- T-4. Core Engine Emissions Control Technology for
a HSST Combined Cycle Turbo-Ramjet Engine
Bryn Jones (R R)
- T-5. An Advanced Cooling System for Ultra High
Temperature Turbines
Toyoaki Yoshida (NAL)

16:20 - 17:20 CONTROL, MEASUREMENT and MECHANICAL SYSTEM

- M-1. Research and Development of Full Authority Digital
Electronic Control for Super/Hyper-Sonic Transport
Propulsion System
Makoto Endoh (IHI)
- M-2. Remote Sensing Flow Visualization Techniques
Using Laser and Optical Methods Applying to
the Flowfield of Extreme Conditions
Akira Ooiwa (NRLM)
- M-3. Machine Elements for Turbo-Jet Engines in
Super/Hyper-Sonic Transport
Takeo Yoshioka (MEL)

2. October 29 (Thurs.)

09:10 - 11:50 TOTAL SYSTEM - 2

- C-4. Development of Software System of
Three-Dimensional Cascade Flow Analysis
for HYPR Aerodynamic Components
Osamu Nozaki (NAL)
- C-5. Supersonic Air-Intake Study in NAL
Kimio Sakata (NAL)
- C-6. Research Status of Inlet and of Exhaust Nozzle
in HYPR Program
Hikaru Takami (MHI)
- C-7. Present Status of Noise Research
Yoshiya Nakamura (IHI)
- C-8. Basic Study for Fabrication of High-Performance
Thermal Barrier Coating
Satoshi Sodeoka (GIRI, Osaka)
- C-9. An Evaluation Study on Heat Resistant Advanced
Composites Materials
Akinori Ogawa (NAL)
- C-10. Research and Development Status of Demonstrator
Turbojet Engine
Hiroharu Itahara (IHI)

12:00 - 13:00 GUEST LECTURE - 2

- G-2. Concorde Successor: Mach 2 or Mach 5?
Mr. Philippe Picq / Aerospatiale

14:00 - 14:20 TOTAL SYSTEM - 3

- C-11. Lubrication System Design for Super/Hypersonic
Aircraft Engines
Jerry L. Cabe (G E)

14:30 - 17:10 PANEL SESSION

- Forecast on the Engines for Future SST/HST
*Mr. Hiroyuki Nouse (NAL)
Representatives of UTC, GE,
RR, SNECMA, HYPR and
Mr. Chikanori Noda (JAL),
Mr. Tsuruo Torikai (JADC),
Prof. Shojiro Kaji (University of Tokyo)*

17:10 CLOSING ADDRESS

学会誌編集規定

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

技術論文投稿規定

1. 本学会誌に技術論文として投稿する原稿は次の条件を満たすものであること。
 - 1) 投稿原稿は邦文で書かれた著者の原著で、ガスタービン及び過給機の技術に関連するものであること。
 - 2) 投稿原稿は、一般に公表されている刊行物に未投稿のものに限る。ただし、要旨または抄録として発表されたものは差し支えない。
2. 投稿原稿の規定頁数は原則として図表を含めて刷り上がり8頁以内とする。ただし、1頁につき15,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は原稿執筆要領に従って執筆し、正原稿1部、副原稿（コピー）2部を提出する。
4. 投稿原稿の採否は技術論文校閲基準に基づいて校閲し、編集委員会で決定する。
5. 本学会誌に掲載される技術論文の著作権は原則として本学会に帰属する。

日本ガスタービン学会誌

第20巻 第78号

平成4年9月10日

編集者 梶 昭次郎

発行者 丹羽 高尚

(社)日本ガスタービン学会

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル402

TEL (03) 3365-0095

FAX (03) 3365-0387

振替 東京7-179578

印刷所 ニッセイエプロ(株)

東京都港区西新橋2の5の10

©1988(社)日本ガスタービン学会

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

複写をされる方に

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

学協会著作権協議会内

日本複写権センター支部

〒107 東京都港区赤坂9-6-42-704

TEL 03-3475-4621・5618

FAX 03-3403-1738