



## ガスタービンマニアの独白

徳島大学工学部 竹矢一雄

再度の執筆依頼できてと、前回（昭和54年）の拙文を読み返しました。丁度ムーンライト計画発足の時期で、省エネルギー運動の尖兵としてのガスタービン複合サイクルの可能性を述べたものでした。それから10年余、発電分野でのガスタービン利用システムは要素技術の進歩にも支えられ、順調に発展し、待望久しい熱効率（LHV）50%の壁も突破し、大型化（150/200MW）、高温化（1300°C）が実現し、また数々の自主技術製品も誕生しました。ガスタービンOBとして感慨無量の思いです。でも生来“アマノジャク”な私は喝采を叫ぶ心の一隅で、この10年の進歩は本当に画期的な改革の成果かとの自問自答に、一寸言葉は悪いのですがもっぱら努力々々の賜、汗の結晶と映ります。“インプルーブメント”か“ブレイクスルー”か対照的に語られる二つの行動を、前者は低次元、後者は高次元と決めつけるのは見戯に類しますが、元来技術の進歩には両者の協調が必要で、“インプルーブメント”一本槍で来た産業用ガスタービンもそろそろ“ブレイクスルー”を試みても良い時期に来たのではないのでしょうか——何度かの“ブレイクスルー”を経て今日のジェットエンジンがあるように——。

成熟期に達すると共に性能改善は“労多くして効少なし”を多くの事例で体験してきました。育ち盛りだったシンプル・ガスタービンも成人の域に達し、事業としても十分に体質強化された今こそ、次なる飛躍に備えての挑戦を計ってほしいものだと外野席のアジテーターとして願っている次第です。

10年前のムーンライト・レヒート・ガスタービンは正に“ブレイクスルー”の小間物市のようなものでした。開発研究は一応成功した筈ですが、歌の文句にもあるように“……春は名のみ～時にあらず

……”で研究の完了と共に博物館へと皮肉な運命を辿りました。でも数々の遺産がこの10年、日本のガスタービン事業発展の支えとなったことで“もって瞑すべし”としましょう。

ところで昨今の地球温暖化や中東危機に伴う化石燃料の供給不安、更には幾何級数的な世界人口の増勢と、21世紀のエネルギー問題に対する万能の特効薬は見当たりません。技術者にできることは月並みな話ですが何よりも熱効率の改善で、その成果に人類の運命が掛かっている（一寸オーバーですが）。

50%突破の余勢を駆って、21世紀に向け60%に挑戦！ 掛け声は勇ましいのですが方法論が確立している訳ではなく、多くの選択肢から新しい方向、新しいシステムを模索し育成するしかないでしょう。自由な発想と広範な、そして長期的視野に立脚した勇氣ある発言を時代は求めていると思います。もっとも私にその資格があると思いがってはいませんが、一技術者として“独断と偏見”の誹りを恐れず、以下に私見の一端を述べさせていただきます。

熱力学の原点に立ち帰り“カルノーサイクルへの限りなき漸近”を目標にシステムの構築を試みますと、熱機関の性能向上の手段は次の三項目に集約されると思います。

第一は最高・最低温度比の拡大ですが、地上の機械では常温以下の領域は見かけの熱効率が上がってもグローバルに評価するとナンセンスであり、高温化以外の手段はありません。現在すでに1300°Cは実用化の域に達し、次世代の1500°Cも多分遠からず実現するでしょう。但しそれにはかなり多量の冷媒が必要で、等価サイクル温度（ガス温度と冷媒温度の加重平均）は200~300°Cは下る訳で、この温度の上限は材料上の制約に支配されて頭打ちに近づいています。

第二はシステムを構成する各要素の効率改善で

（平成2年10月11日原稿受付）

すが、特に圧縮機・タービンの断熱効率はガスタービン・システムの性能に対し、数倍の増幅効果があり、そのため初期には自立運転にさえ苦勞したものがいまや90%にも達するまでに成長し、先端技術の象徴のような完全三次元翼と称する複雑に振れた翼が出現しました。すばらしいことですが、反面もはや“パイ”の残りは後僅かだということも忘れてはなりません。

最後は第三の手段ですが、これはサイクル論的な立場からの可能性の追求です。これまでの複合サイクルはシンプル・ガスタービンの性能向上に便乗し、順調に効率改善を果たしてきましたが、前記第一・第二の手段はすでに先が見えたのですから、第三の手段であるガスタービン・サイクル自身に手を付ける時期に来たと思います。この種の発言にはまたしてもムーンライトの亡霊を持ち出すのかとの批難の声が聞こえそうですが、是非今一度 T-S 線図を睨んで見て下さい。温度比を固定し、カルノー・サイクルにできるだけ近づけるにはシステムの圧力比を極力大きくし、その間に数多くの中間冷却と再熱を付加すれば良いことは自明の理であります。例えば圧力比を100級に選ぶとすると、地上のガスタービンは元より、航空用にも実績のない新領域になりますが、同じ回転機械の蒸気タービン屋さんから見れば別に感激に値する数値ではありません（勿論温度レベルに違いはありますが）。中間冷却器は産業界に無数の実例がありますし、比較的目新しい再燃器にしてもムーンライト計画での一連の要素研究で低酸素燃焼技術等も一応解明されました。要するに個々の技術については基礎はすでに固まっているといえるでしょう。従って今最も必要なことは、新しいシステムを開発することに対する熱意と、総合調整機能であるといったら過言でしょうか。

この種の超高压力比・中間冷却・再熱・ガスタービンは単独熱効率もさることながら、比出力が非常に大きいため複合サイクル効率の改善が著しい訳ですが、ここで注目したいことは複合化の方法です。従来の標準的な複合サイクル即ちガスタービン・蒸気タービン方式以外に、排熱ボイラでの発生蒸気を直接ガスタービンに注入する蒸気混入サイクルのメリットを検討する必要があります。蒸気混入サイクルについては非再燃型でも圧力比の高い航空転用型（30級）の場合、複合サイクルの性能にかなり接近することは、すでに実証されています。更に圧力比の高い（100級）再燃型では両者の優劣は逆転し、蒸気タービン複合方式よりも熱効率、比出力共に高くなることはサイクル計算からも明らかです。同時に蒸気混入サイクルでは NO<sub>x</sub> の発生量が劇的に低減することも実証済みですし、設備投資の面では蒸気タービンが不要になり、かつユニットの最大出力の増加が寄与します。例えば次世代の大容量複合サイクルは（230/300MW…60/50Hz）と発表されていますが、ほぼ同規模の体格で蒸気混入サイクルにしますと（400/500MW）が可能となります。そして最後にこのシステムの最大の特徴は系の自由度が多く、熱効率60%にはまだ将来改善の可能性を多く含んでいることです。

我が国のガスタービン・メーカー各社ではかつてムーンライト計画レヒート・ガスタービンの研究開発を担当した多くの技術者が、現在も中核的立場で活躍中であり、このような優秀な得難い人材を多数抱えている日本こそが世界に先駆けて熱効率60%時代の幕開けの旗手たるべしと、若い学生を相手にガスタービン・サイクル論の講義の傍ら夢を描いている今日この頃であります。



電算機がその性能向上すなわち大容量化と演算の高速化により膨大な計算を必要とする流体力学や熱学の解析、応力・強度解析、燃焼現象解析などに活用され、ガスタービンの開発や設計にも有効な手段として盛んに利用されていることは、会誌1989年6月号(Vol.17 No65)の特集「数値解析・設計」に詳しく報告されている。一方マイクロエレクトロニクスの発展とタイアップしたマイクロコンピュータやマイクロプロセッサなど小型高性能の電算機応用技術の発展により、産業界においても、CNC工作機、産業用ロボット、無人搬送機器、CAD/CAM及びCATなど、広い分野で利用されてきており、さらにこれらを総合的に組み合わせた新しい生産システムが製造工場に導入され始めている。すなわち設計自動化・生産管理・搬送保管・加工自動化・試験検査自動化などをスルーして計画・運営・管理するFA(ファクトリーオートメーション)システムであり、さらに設計・製造・販売をスルーした製造活動の総合的な合理化を実現するCIM(コンピューター統合製造)システムである。品質の維持向上と生産合理化そして労働力不足に備えての省人化を目的に多(中)品種少量生産分野においても今後大きく発展するものと期待されている。

このような背景から編集委員会としてガスタービンに関係する設計・解析・製造・検査そして運転試験・保守と、広い分野での電算機利用の特集号を企画し、関係者のご努力の結果ここに発刊の運びとなった。

設計解析については既報の記事との重複を避け、先端CAD技術と構造設計での電算機利用を取り上げた。CADについては現状と将来、特にCIMの核として製品製造上の総合的Product Model, AI研究成果が導入されるインテリジェントCAD, Feature-based designや、オブジェクト指向データベース構築の必要性等を、またガスタービンにおけるCAD/CAMの実情とデータベースや、エ

キスパート機能の充実、シミュレーションPrgの高度化など将来像を述べて頂いた。構造設計では有限要素法及び非弾性設計の現状と、数値計算と経験則の総合システムとして最適自動設計を目指すエキスパートシステム化への将来展望、及び厳しい条件下で使用されるガスタービン高温部品の損傷許容設計の展望を述べて頂いた。

製造関係ではガスタービンの部品製造、組立ラインの生産技術部門において、図面やCADデータ入手後、DTCプランニングから工程設計&治具設計さらにNCデータ設計、自動機械の制御、計測そして物流と生産状況のリアルタイム管理など、電算機利用について述べて頂いた。

FAの具体例については、鉄鋼メーカーでの製品材料試験センターにおけるFAシステムを紹介頂き、また検査技術・手法の発展とタイアップして電算機が導入され、デジタル処理、画像処理や自動探傷・評価法が確立されて、今後とも信頼性&再現性向上と信頼性コスト低減が大きく期待されている非破壊検査分野について、及び重回帰分析・多変量解析の応用による材料開発における電算機利用につき述べて頂いた。

運転試験では五カ国共同で開発され需要が伸びているV2500エンジンの試験監視装置の高精度自動計測システムについて、並びに複数台のプロセッサを分散並行処理することにより演算を高速化し、エンジンの動特性解析を短時間に精度良く行える最新のダイナミック・シミュレーション技術について、さらにメンテナンスでは在庫17万点、月間処理数273万回にも及ぶ航空機整備での部品補給システムにおける電算機利用について紹介頂いた。

以上ガスタービン関連においても広い分野で電算機が利用されている現状と将来の拡大発展についてのご理解の一助とならんことを編集者一同願っております。ご多忙にもかかわらず快くお引き受け下さり、貴重な原稿を執筆戴いた著者の皆様、並びに関係者の皆様の多大のご協力に厚く御礼申し上げます。

# 1. 先端 CAD 技術

## 1.1 CAD 技術の現状と将来

大阪大学工学部 岩田 一 明  
〃 小野里 雅 彦

### 1. はじめに

CAD (Computer Aided Design) 技術は、機械、建築、土木、電気、電子、自動車、テキスタイル、化学などの、さまざまな産業分野で用いられ、設計の品質と効率を向上させる上で必要不可欠なものとなっている。CAD 技術は対象分野の設計対象や設計過程の特質に応じた発展をしてきており、そのため、CAD システムに要求される機能やその利用法は分野ごとに異なっている。ここでは、機械系の CAD をとりあげることとし、その発展の経緯と今後の研究開発の動向について述べる。

### 2. CAD 発展の経緯

CAD の歴史は、1963年、マサチューセッツ工科大学のサザランドが開発した SKETCHPAD<sup>(1)</sup> の登場により始まったとされる。SKETCHPAD は対話的に 2 次元図形を処理するシステムで、このシステムの普及により数年の内に設計室から製図板が姿を消すであろうと発表当時は予想された。しかし、当時の計算機は高価で、図形処理には性能が不十分であった。さらに多くの技術的課題も明らかになったため、結局のところ SKETCHPAD は実用化されるに至らなかった。しかし、SKETCHPAD により提示された CAD の考え方は、その後の計算機の発達を待って実用化され、現在広く用いられている 2 次元 CAD システム、あるいは製図 CAD システムの基本として継承されている。

2 次元 CAD システムにおいては、設計対象の形状は 2 次元図面の組で表現されるのに対し、形状を 3 次元の立体として表現するために考案されたのが形状モデルである。形状モデルを操作する形状モデラが発表されたのは、SKETCHPAD のちょうど 10 年後の 1973 年のことであり、代表的な

2 つの表現手法である、立体の境界を構成する形状要素を明示的に記述する境界表現<sup>(2)</sup>と、基本立体の組合せにより記述する CSG (constructive solid geometry)<sup>(3)</sup>が同時に発表された。これ以降、形状モデラを核とした 3 次元 CAD システムの開発が進められ、計算機能力の向上につれて普及するようになった。

1980 年代に入ると、人工知能研究によって得られた成果を、CAD へ適用する試みが盛んに行われるようになった。特に、設計者の持つ設計知識をルール形式で計算機化した設計エキスパートシステムの構築が数多く報告された<sup>(4)</sup>。人工知能の導入により、設計過程そのものに対して設計者を支援することが、一部ではあるが CAD システムにおいて可能となった。

このように、CAD は約 10 年を単位として大きな技術的進歩を遂げていると見ることができよう。そう考えると現在は次のステップへの過渡期と言え、CAD システムの次なる発展の可能性が様々な試みられている時期でもある。ここではそのような試みのうち、今後の CAD を考える上で鍵となると思われる、プロダクトモデル、インテリジェント CAD、Feature-based design、オブジェクト指向データベース、CAD データ交換の標準化の各項目を取り上げることとする。最後に、現在市販されている CAD システムの状況についても概観する。

### 3. プロダクトモデル

設計された機械を製造するには、製品の 3 次元の形状以外に、寸法、公差、表面性状、材質、組立、加工法といった、製品に関する技術的上方が必要となってくる。製品を製造する上で必要なあらゆる技術的上方を表現した統合的なモデルのことを製品モデル、あるいはプロダクトモデルと呼ぶ<sup>(5)</sup>。設計、製造上方に加えて、さらに企画、検

(平成 2 年 10 月 11 日原稿受付)

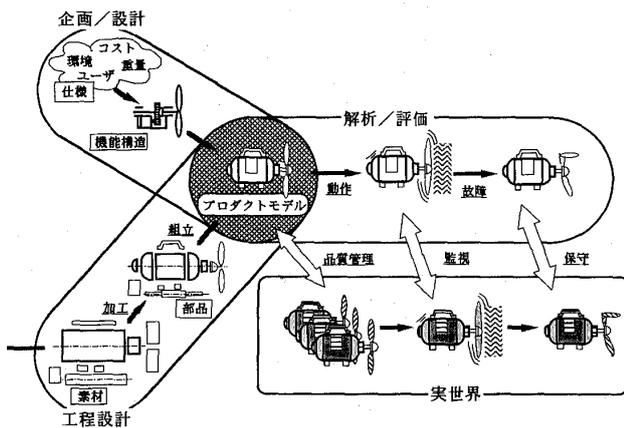


図1 設計生産とプロダクトモデル

査、保守に関する上方をプロダクトモデルに含めることで、製品のライフサイクル全般にわたる情報が保持されることになる。

プロダクトモデルには広く生産に関わる諸活動に必要な情報が網羅されており、CIM (Computer Integrated Manufacturing) の構築に際しての核となるべきものと考えられる(図1参照)。ここ1,2年, concurrent engineering や simultaneous engineering と呼ばれる, 製造の容易性を設計のより早い段階から評価し, 設計を改善していく考え方が関心を集めている。プロダクトモデルは, こういった製品設計と生産設計の融合に対して, 有効な実現手段となるものと期待されている。

#### 4. インテリジェント CAD

これまでの CAD システムは, 設計者から指示されたことのみを実施するのに対し, 次世代の CAD システムは, 適切な助言を与えたり, 間違いを正したりすることで, 設計者を積極的に支援することが望まれる。そのように設計者に対して高度なレベルでの支援をし, 協力して設計を行うことのできる CAD を称してインテリジェント CAD という。インテリジェント CAD の実現は, 従来行うことのできなかった設計の初期段階への計算機支援を可能にするものと期待されている。

インテリジェント CAD に関しては, ここ数年, 多くの研究報告<sup>(6)</sup>や解説<sup>(7)</sup>がなされているが, 真の意味でのインテリジェント CAD システムの実用化にはまだ遠く, 実現手法の検討がなされている段階である。これまで試みられている手法のほんの一部の例としては, 設計中の製品の挙動推論への定性物理の適用<sup>(8)</sup>, 設計の要求仕様記述に対

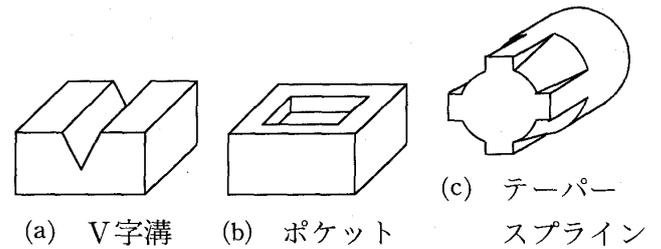


図2 形状特徴の例

する自然言語理解の手法の導入<sup>(9)</sup>, 設計制約の取扱いのための制約条件解法<sup>(10)</sup>, CAD データベースの整合性管理のための ATMS (Assumption-based Truth Maintenance System) の導入<sup>(11)</sup>など, 人工知能やソフトウェア工学の分野での最新の成果を CAD システムに取り入れようとする努力がなされている。

しかしながら, インテリジェント CAD システムの実現には先にあげたようなシステムの構築手法を開発する以上に, 設計に対する基礎的な考察と理論的な裏付けが必要である<sup>(12)</sup>。インテリジェント CAD の研究開発を行うことを通じて, 設計者の設計知識や設計行為そのものに対する理解が深まり, 工学の面から人間の知能の解明に貢献することが期待される。

#### 5. Feature-based design

設計や生産においては, 人間は製品の形状を純粹に幾何学的にとらえているのではなく, 形状の中に機能や製造に関する意味を有した部分を見だし, それらの集まりとしてとらえている。そのような, ある観点から見たときに特徴的な部分形状のことを, 形状特徴 (Feature, あるいは Form Feature) という。形状特徴の例を図2に示す。

形状特徴の考え方を CAD システムに取り入れることにより, 設計者が計算機内に製品の形状を定義していく際に, 不慣れな幾何表現ではなく, 「溝」や「ポケット」といった, 設計者にとって自然な形状表現を用いることが可能となる<sup>(13)</sup>。さらに, 設計段階において製造法に対応した形状特徴を用いることで, 工程設計に対して明示的に製造法を指定することができる。

形状特徴の考え方をを用いるに当たっては, どのような観点から, どのような形状特徴を考慮, 分類し, どのような定義を与えるか, が重要である。形状特徴の分類・定義の例としては, 工程設計の

観点から行った、CAM-I(Computer Aided Manufacturing-International, Inc.) プロジェクトの報告書<sup>(14)</sup>がある。

## 6. オブジェクト指向データベースの導入

CADシステムで取り扱われる製品モデルのデータには次のような特徴がある。

- (1) 実世界の対象を表現するために、データが膨大、多様でかつ相互に複雑な関係を持つ。
- (2) 機械の挙動に伴って変化する値を持つ。
- (3) 設計や生産の進行に伴いデータが変更される。

こういったデータを管理するには、既存の事務業務のために開発されたデータベースが必要である。

CADの製品モデルのような複雑な構造を表現するデータベースとして、近年、オブジェクト指向データベースが注目されている<sup>(15)</sup>。オブジェクト指向データベースの特徴<sup>(16)</sup>は、属性と手続きが一体化したオブジェクトと呼ばれるものを操作の基本としており、属性としてオブジェクトとして入れ子構造をもつ複合オブジェクトが表現できること、オブジェクト間の抽象-具体階層、全体-部分関係を表現できること、データと手続きのカプセル化、階層にもとづくオブジェクトの継承などがある。

オブジェクト指向データベースを用いることにより、複雑な製品の構造や製品や部品に対する様々な設計知識を、オブジェクトとして自然な記述を行うことが可能となり、データのライブラリ

化による再利用や編集も容易になる。

## 7. CADに関する標準化の動向

製品データの表現形式は、一般にCADシステムごとに異なり、あるCADシステムにおいて作られた製品データを、別のCADシステムで利用したり、CAM(Computer Aided Manufacturing)システムを用いて加工のNCテープを作成する、といったことが一般にはできない。

こういった問題点を解決するためには、異なるCAD/CAMシステム間で、製品の図面データを交換するための共通の様式を定める必要がある。1981年より米国の標準として用いられている、データ交換の中間ファイル形式の標準規格がIGES(Initial Graphics Exchange Specification)である。それぞれのCAD/CAMシステムはIGESファイルとシステムに固有の内部表現との間で変換を行うプリ/ポストプロセッサを備えることにより、異なるCAD/CAMシステムの間でデータ交換が可能となる(図3参照)。

IGESに基づいたデータ交換方式は、ほとんどのCAD/CAMシステムに採用されるようになったが、CAD/CAMシステムの高度化に伴い、機能的に不十分な点が増えてきた。このような問題点に対処し、かつ先に説明をしたプロダクトモデルを扱うCADシステムにも対応できるデータ交換標準を定めるため、ISOにおいて1984年より審議されている標準案がSTEP(Standard for The Exchange of Product model data)である。STEPにおいてデータ交換の対象となるのは、3

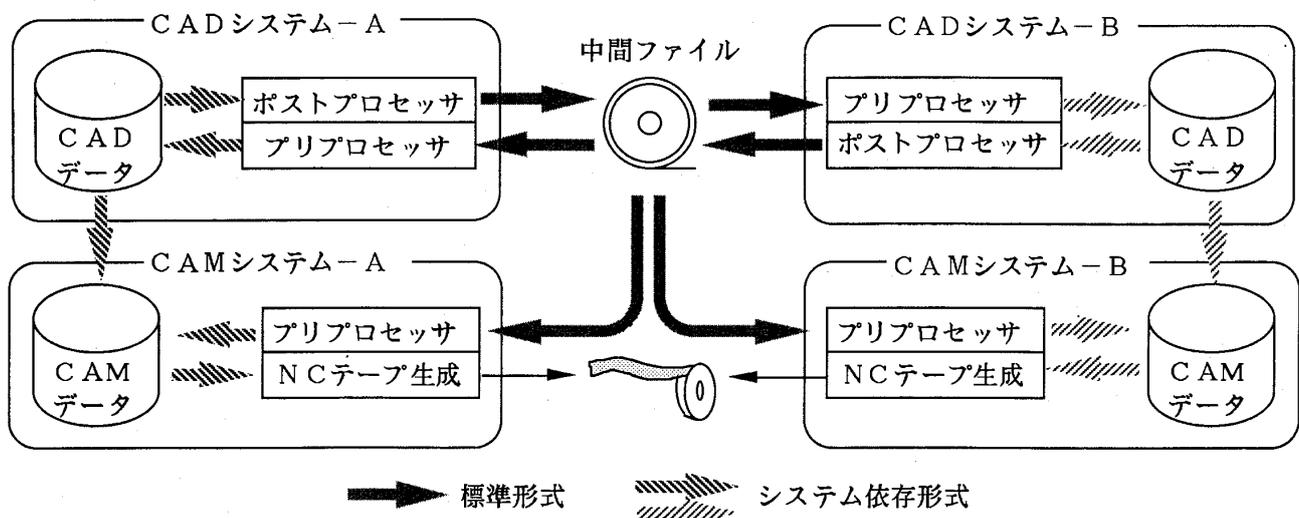


図3 CAD/CAMシステム相互のデータ交換の標準化

次元形状, 公差, 精度, 材質, 表示方法, ライフサイクル, 製品構造や, 各種の応用分野に依存した項目などがある。

現時点では, STEP を交換の対象となるプロダクトモデルを取り扱う CAD システムはほとんどなく, 将来の CAD システムの発展を見越した標準案といえる。

## 8. 多様化する市販 CAD システム

将来の CAD システムに向けての研究開発の動向を述べてきたが, 最後に市販の CAD システムの状況について簡単に触れることにする。

現在国内で入手可能な機械系 CAD システムの数は200近く<sup>(17)</sup>, 使用計算機, 機能, 価格の面で多岐にわたっている。その中で, ここ1,2年の傾向としては, 3次元形状のリアルタイム表示を可能とする高速なエンジニアリングワークステーション (EWS) が, 数百万円程度で入手できるようになり, EWS を用いた CAD システムが専用機に代わり主流になってきている。

ハードウェアの進歩に加えて, 3次元形状モデルを扱う技術の進歩により, 高速で安定した3次元形状の取扱いが可能となっており, これまで応答性や信頼性に問題のあった3次元 CAD システムも完全に実用化の段階に入っている。

それ以外には, 米国で開発された Pro Engineer のように, 形状特徴に基づいた優れたユーザインタフェースを持ち, 柔軟な形状操作が可能なシステムも現れてきている。こういったシステムは今後の CAD システムの一つの方向性を示したものといえる。

## 9. おわりに

以上, CAD 技術の現状と動向について, 特にプロダクトモデル関連の技術を中心に述べてきた。そのためここでは, CAD を構成する重要な技術で

ある曲面技術, グラフィックス, 入力装置などの現状と研究動向については触れることができなかった。

はじめにも述べたように, 現在は CAD システムの過渡期であるといえるが, 新たな技術的展開に向けて様々な試みが行われている。10年の区切りの3年後には CAD に新たな局面を開く新しい技術が登場するであろうか。CAD の分野がこれからのような展開を見せるのか, 楽しみである。

## 参考文献

- (1) Sutherland, I.E., Proc. SJCC IEEE/ACM (1963) 323
- (2) Braid, I.C. & Land, C.A., Proc. PROLAMAT'73 (1973)
- (3) Okino, N. 他, Proc. PROLAMAT'73 (1973)
- (4) 例えば, Gero, J.S. (ed.), Expert Systems in Computer-Aided Design, (1987) North-Holland.
- (5) Arai, E. & Iwata, K., Proc. CIRP MS Seminar, (1986) 528.
- (6) 例えば, Yoshikawa, H. & Gossard, D.C. (eds.), Intelligent CAD, I (1989) North-Holland
- (7) 例えば, 吉川・富山編著, インテリジェント CAD (上), (平1), 朝倉書店
- (8) Pu, P. & Badler, N.I., in (6) 201.
- (9) Iwata, K. & Onosato, M., CIRP 39-1 (1989) 137
- (10) 長澤他, 情報処理学会論文誌, 25-4 (1984) 606.
- (11) Inui, M. & Kimura, F., Proc. IFIP WG5.2 2nd Workshop on Intelligent CAD (1988) 214
- (12) Tomiyama, T. & Yoshikawa, H., Proc. MSET21 (1990) 401.
- (13) Dixon, J.R. et. al, in (6) 137.
- (14) CAM-I, Part Features for Process Planning (1986), CAM-I Inc.
- (15) 木村, 情報処理学会誌, 29-4 (1988) 368.
- (16) 例えば, 西尾・西尾, bit 22-8 (1990) 46.
- (17) 例えば, 日経メカニカル 8-20 (1990).

## 1.2 ガスタービンにおける CAD

三菱重工業(株) 青木素直

### 1. はじめに

この10年間、ガスタービン開発において、大きな飛躍があった。150MW級の大容量機では、国産技術による最新鋭高温ガスタービン501F(図1)が開発され、ガスタービンの本場、米国へ数台の輸出が決定している。10~20MW級では、同じく国産技術によるMF111を始めとした高温ガスタービンが開発され、既に10数台が商用運転されている。我国のガスタービン業界は本格的な自主技術時代に突入するとともに、GE社、ABB社、ジーマス社といった欧米の一流メーカーと技術開発で競合することとなった。このような状況の中で、CADシステムの重要性が改めて認識されている。(尚、ここで言うCADとは、今様の言葉で言うとCAE(Computer Aided Engineering)であり、製図機能(Drafting)を主体とした設計システムではない。)

ガスタービン開発において、CADシステムが最も威力を発揮するのは、ガスタービン翼設計作業における空力設計、冷却設計、振動設計、強度設計のトレードオフである。この最適化作業では、

差分法、有限要素法などの数値計算が用いられ、多量の入出力データの処理及びそれを伴う繰り返し作業に多大の労力と時間を必要とする。このため、ガスタービン翼の設計は常にガスタービン開発工程のクリティカルパスであり、効率的に設計作業をおこなうことができるCADシステムが不可欠である。

CADシステムは自主開発機をもち、高度な設計計算作業を数多く抱えるメーカーにおいて初めてその必要性が認識される。航空用ガスタービンのトップメーカーがしのぎを削る欧米、特に、米国では、1960年代中頃から航空用ガスタービンメーカーを中心としてCADシステム開発への取り組みが始まった。民間用航空エンジンのトップメーカーの一つであるプラットアンドホイットニー社では、1970年代中頃にCADシステムが実用化され、エンジン開発期間の短縮、設計コストの低減に大きな成果があったことが報告されている<sup>(1)</sup>。一方、我国では、過去ガスタービン事業自体がライセンス契約を主体としたため、CADシステムを駆使してガスタービン開発を行う必要性はなく、システム

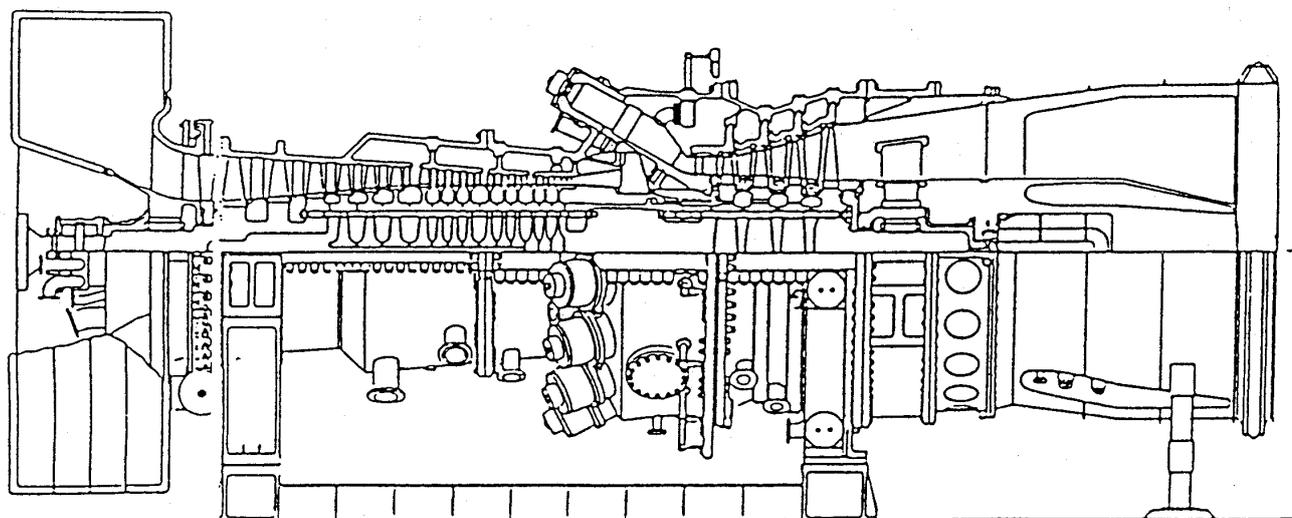


図1 501Fガスタービン(150MW)

(平成2年10月8日原稿受付)

開発は遅れをとった。

筆者は、12年前、我国で初めてのガスタービン対話形統合設計システム TDSYS を開発し<sup>(1),(2),(3)</sup>、それを用いて高温ガスタービンの設計に従事してきた。TDSYS の開発当時、その価値を理解する人は少なかったが、今日、CAD システムなしのガスタービン開発は考えられない。

本稿では、TDSYS 開発のコンセプト、その概要を述べ、更に今後の CAD システムについて私見を述べることにする。

## 2. 設計者に使いやすい CAD システム

ガスタービン翼の設計に CAD システムを導入することによって期待される効果は、第一に設計作業の効率化、省力化である。しかし、CAD システムが設計ツールであるかぎり、設計者にとって使いやすいことが最も重要である。それ故、システム構築においては、

- 設計作業手順を詳細に分析し、個々の設計段階の作業内容及び特徴を分析
- 各設計段階のどの部分に設計者の創造的思考作業があり、どのように設計結果の是非を判断しているかを分析
- 各設計段階の計算作業をどのような形式で計算機に行わせ、その結果をどのように表現させれば効率的かを検討

することにより、システム構築をわかりやすく無駄のないものにすることが重要である。TDSYS の開発では、

- ① 入力データ作成作業の効率化
  - 入力データの少ないプログラムの開発
  - プログラムの有機的結合とファイルの大幅活用による計算結果のプログラム間伝達
  - 計算モデルの標準化を行い、格子形状、要素分割パターンを自動設定することで入力データ量の減少を図る
- ② 出力データ整理作業の効率化
  - グラフィック端末を大幅に活用し、入力によるグラフ化作業を最小限にする
  - 各種作画プログラムの開発
  - 設計結果の是非を判断するために必要十分で、かつ最少の出力量とする。
- ③ 繰り返し作業の効率化
  - TSS (タイムシェアリングシステム) の利用

- 対話形式プログラムの開発
- ④ システムメンテナンスの簡素化
  - 各プログラムを極力モジュール化し、新規プログラムと簡単に置換可能とする
- ⑤ その他
  - 設計基準をより明確にして、設計作業の単純化を図り、専門家以外でも設計作業が可能とする。

などシステムを使用する設計者の立場に立った構成とすることに重点を置いた。更に、TDSYS を用いた設計作業の精度向上に不可欠な、

- システムに組み込まれている解析計算プログラムの高度化
- 要素研究成果に基づく設計データの改良
- 実機運転結果との対比による設計データの改良

が容易に行えるよう工夫した。

## 3. 対話形統合設計システム TDSYS

### 3.1 TDSYS の概要

タービン設計作業は図2に示すフローチャートに沿って進められ、その内容は次の5段階に分けられる。

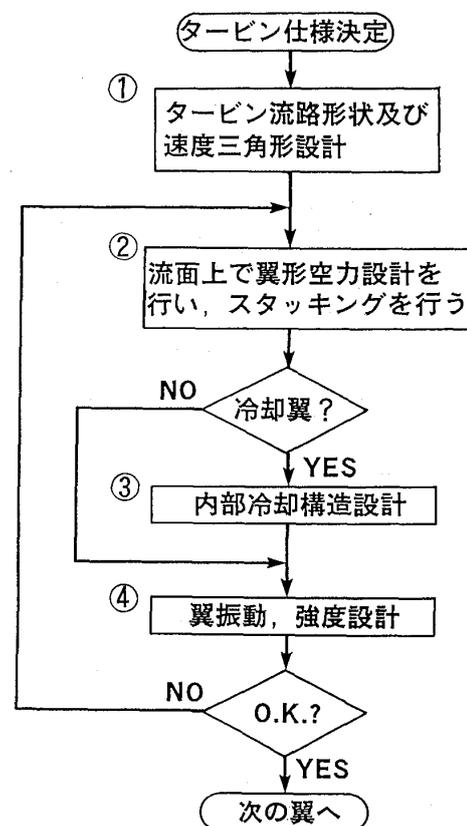


図2 タービン設計フローチャート

- ① タービン流路形状及び各段速度三角形設計
- ② 翼型空力設計
- ③ 内部冷却構造設計
- ④ 翼振動強度設計
- ⑤ 設計された翼のデータによるタービン性能計算

これらの設計作業は、各段階の計算結果がそれぞれの設計基準を満たすまで、繰り返される。

TDSYS はタービン翼設計の主要な作業段階に対応した、次の4つのサブシステムで構成されており、高温ガスタービン翼設計に必要なすべての計算作業を行うことができる。

GASPATH …… サイクル計算を含めたガスタービン全体の最適化設計及びタービン流路設計

BLDES …… 翼部の空力設計及び翼断面の積み重ね及びフラットフォーム、シャンクなどの翼部以外の部分の形状設計

TACOOL …… 内部冷却構造設計及び寿命評価

BLVIB …… 翼振動強度特性の解析

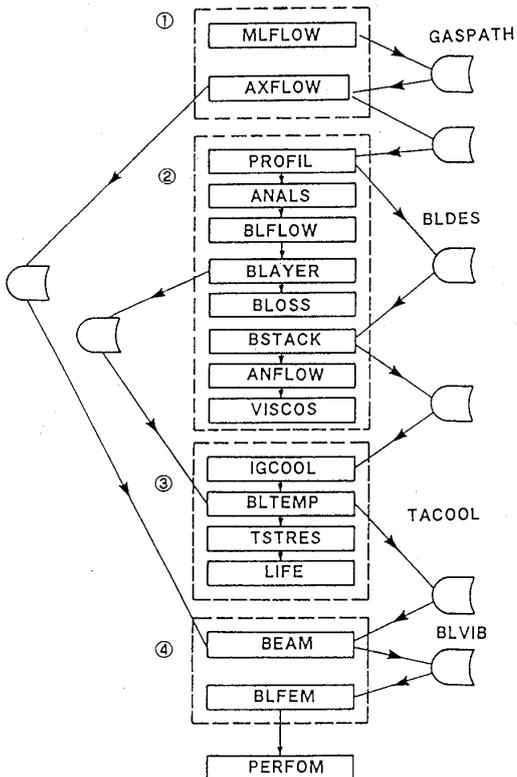
TDSYS の全体フローチャートと主要なプログラム

ラムを図3に示す。主要な設計データの入力作業はすべて対話形式で行われ、各サブシステム間、プログラム間のデータの伝達はファイルを介して行われる。各プログラムで計算された結果が設計基準を満たさない場合は、そのプログラムが属するサブシステムの先頭プログラムに戻るか、上流側に位置する他のサブシステムに戻ることで、設計作業をやり直すことができる。各プログラムの出力データはすべてグラフィック端末に図又はグラフ化されて出力される。データベースは設計精度向上のため、絶えず見直しが行われ、新しい要素研究結果が組み込まれる。

TDSYS には後述するエキスパート機能が備わっており、設計作業の一層の効率化が図られている。それに加え、CFD (Computational Fluid Dynamics) を始めとして、最新の技術に基づいて開発された数値解析プログラムが付け加えられ、TDSYS の機能、精度は年々拡大、向上している。

### 3.2 TDSYS の持つエキスパート機能

半径方向の各代表断面で設計される翼形は、後に続く冷却構造設計、振動強度解析の入力データとなる。このため、空力面だけでなく冷却、振動、強度面からくる制約を考慮して翼形を設計するこ



サブシステム	プログラム	機能
GASPATH (タービン流路形状設計)	MLFLOW AXFLOW	平均径速度三角形設計 軸対称流路設計
BLDES (翼形空力設計)	PROFIL ANALS BLFLOW BLAYER BLOSS BSTACK ANFLOW VISCOS	翼形設計 翼列幾何パラメータ解析 準三次元翼間流れ計算 翼面境界層計算 二次元翼列損失計算 翼断面スタッキング 翼間三次元非粘性流れ計算 翼間三次元粘性流れ計算
TACOOL (冷却構造設計)	IGCOOL BLTEMP TSTRES LIFE	冷却構造設計 翼メタル温度計算 弾性熱応力計算 寿命評価
BLVIB (振動・強度設計)	BEAM BLFEM	はり理論による翼振動解析 FEMによる翼振動解析
PERFORM	PERFORM	タービン性能解析

図3 TDSYS フローチャート

とは、試行錯誤的に行われるガスタービン翼最適設計作業の効率化を図る上で非常に重要である。この点を考慮し、BLDES(翼形空力設計サブシステム)には、幾何パラメータのデータを入力することにより翼形の創成と修正が簡単に行える機能と冷却、振動、強度面の制約条件から翼形を自動設計する機能を持つ PROFIL が組み込まれている。後者の機能は TDSYS を用いて設計された産業用高温ガスタービン翼の設計パラメータをデータベースとしたもので、空力、冷却、振動、強度面の制約を満たした翼形の初期創成に非常に有効である。本機能を用いると、ガスタービン翼設計経験がなくとも空力、冷却、振動、強度面からの要求を満たした翼を簡単に設計することができる。空冷、非空冷のいずれのタービン翼にも適用でき、最短の設計期間でガスタービン翼の設計が可能である。

#### 4. CAD システムの将来像

ここで、CAD システムの将来像について、私見を述べる。今後の CAD システムでは、引き続き“設計をより効率的に誤りなく行うこと”が追求され、下記の項目が進められるであろう。

- エキスパート機能の充実
- データベースの充実
- 数値シミュレーションプログラムの高度化
- 作画機能の高度化

しかし、これとともにシステムの“Black Box 化”が加速され、設計者は、インプット、アウトプットマシンになる恐れがある。設計は精神的充実感を与えるものでなければならない。CAD システム

の進歩は、この点において、必ずしも設計者に良いことづくめではない。計算結果の持つ物理現象を理解しながら作業を進める、言い換えると“設計者の教育”も合わせて行える CAD システムが必要と思う。“効率化”、“正確さ”に加え、“設計者の能力を高める”機能を持つことが、将来の CAD システムに要求される一つの条件と思われる。

#### 5. あとがき

CAD システムはガスタービン設計作業の飛躍的な効率化、省力化をもたらした。エキスパート機能や高度のシミュレーションプログラムを組み込んだ CAD システムを用いることで、設計経験の少ないエンジニアも簡単に高精度の設計作業を行うことができ、今や、“熟練設計者”の意味が変わりつつある。しかし、その反面、プログラムの“Black Box 化”も加速され、ユーザーである設計者が計算結果に対する判断能力を失うことが懸念される。このような事態に陥らぬためには、設計者が CAD システムを構成する各プログラムの内容、特に計算のモデルを良く理解し、計算結果の物理現象的な意味の理解に努めることが重要である。拙稿が会員諸氏の参考になれば幸いである。

#### 参考文献

- (1) Thomas, K.M., Piendel, J.J., ASME 74-GT-82, 1974
- (2) 青木, 間瀬, 村井, 三菱重工技報 vol.18 No.1, 1981, 26-30
- (3) 青木, 間瀬, 武石, 日本ガスタービン学会誌 vol.11 No.42, 1983, 29-36
- (4) Sato, T., Aoki, S., Mori, H., ASME 85-JPGC-GT-11, 1985

## 2. 構造設計と電算機利用

### 2.1 有限要素法による構造設計の現状と将来

I H I 大 鍋 寿 一  
// 船渡川 治

#### 1. 有限要素法の発展

ガスタービンの構造強度設計を電算機を使用し  
て行う場合その技術計算の代表的な手法として、  
図1の3つが考えられ、近年“計算力学  
(Computational mechanics)”と呼ばれる新しい  
学問分野を形成しつつある。



図1 計算力学を構成する三つの重要な手法

差分法は有限要素法の出現以前は完全に数値解  
析の世界を制覇していた。ガスタービンでは、ディ  
スクの応力解析で、S.S.Mansonの方法が良く知  
られている。

境界要素法は、流体力学の分野で、流体中を運  
動する物体の周りの流れや翼理論に適用されて来  
た。電子計算機の急速な発展に伴って、その数値  
解析法は飛躍的に進歩した。ガスタービンではボ  
ルトホールやコーナー部の応力集中問題、3次元  
問題の解析に使用されている。

しかし、現在ガスタービンの構造設計のための  
数値解析用ツールとして最も使用されているのは  
有限要素法である。これは、何もガスタービンに  
限ったことではなく、構造解析全般に言えること  
である。そこで、その発展の経過を振り返ってみ  
る。

1950年代初頭、世界の航空機産業はプロペラ機

からジェット機への一大転換期を迎えていた。そ  
の高速化にともない空力的要求から今のような後  
退翼構造をとらざるを得ず、その構造解析（特に  
フラッター解析）が構造技術者に荷せられた大き  
な課題であった。

そのような環境下で、有限要素法は、1950年代  
半ばに、欧米の航空機の構造技術者によって提案  
され、マトリックス構造解析法 (matrix method  
of structural analysis) として精力的に研究がな  
されてきた。

アメリカでは、機体メーカーであるボーイング  
社のTurner氏を中心とする開発チームが、一方、  
ヨーロッパでは、ロンドン大学航空工学科のJ.H.  
Argyrisを中心とする研究グループが中心であっ  
た。折からの宇宙開発競争と電子計算機の開発は  
この解析手法の開発に拍車をかけ、やがて、その  
主流となった変位法 (displacement method) の  
実用化がボーイング社を中心として展開されて  
いった。

この解析法はアメリカの航空機産業界の技術開  
発の結果、1969年のアポロ11号の月面着陸に大き  
く貢献することとなったのである。

この手法は間もなく、土木、建築、造船、機械  
などのほかの構造工学の分野に導入され、ついで  
“重みつき残差法 (method of weighted resid-  
uals)”の開発によって非構造分野すなわち流体力  
学、熱伝達、電磁気学、反応工学等の移動現象論  
(theory of transport phenomena) へ適用され  
るようになってきた。これまでに行われてきた研  
究成果を集大成して、有限要素法ハンドブック<sup>(1)(2)</sup>にまとめられている。

#### 2. ガスタービン構造設計への有限要素法の 適用例

ここでは、弾性設計への適用例を紹介する。

(平成2年10月22日原稿受付)

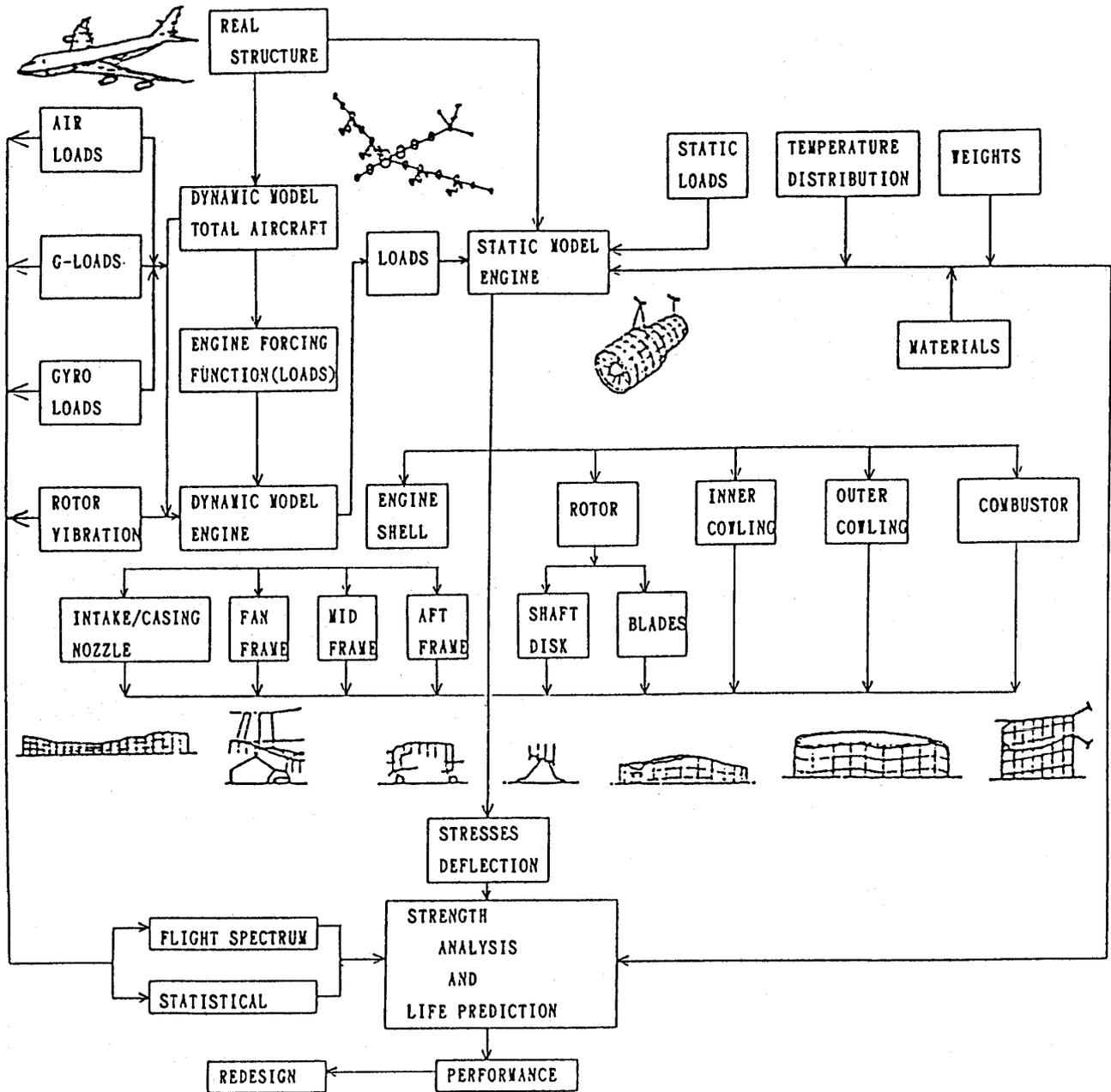


図2 PANSIP 構造健全性解析

(1) 推進システムへの適用

ジェット機の大型化・高効率化は推進システムの構造にも大きな影響を及ぼした。高効率化のためには、タービン入口温度の高温化を必要とする。ジェットエンジンにおいては推重比(推力/重量)をあげることが非常に重要であり、エンジンはできるかぎり軽くしなければならない。従って、エンジンは大型化にともない、柔構造となり、ロータブレードとケーシングの接触という剛性の問題や振動の問題が重要となる。

有限要素法によるエンジン全体剛性解析を行うことにより、運航荷重下でのケーシングの変形に

ともなうクリアランス変化の予測をすることができる。これによってエンジンの性能低下、燃料消費率の悪化をより正確に把握することができる。また、この全体剛性解析から各要素部材の詳細強度解析に必要な境界条件を得ることができる。

図2は、ボーイング社がエンジンと機体の構造強度上の整合性を検証するために開発したシステム(PANSIP-Propulsion and Airframe Structural-Integration Program)である<sup>(3)</sup>。このシステムで使用されている構造解析ツールはNASTRANなどの有限要素法汎用構造解析プログラムである。有限要素法を使用することによって、機体メー

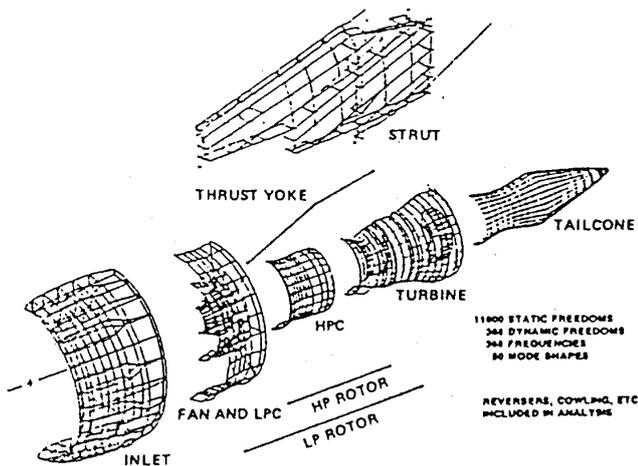


図3 JT9D/747推進システム構造

カーとエンジンメーカーという複数企業による統合解析が可能となった。この場合データの交換とインターフェースの設定に注意する必要があるが、NASTRANなどの汎用解析プログラムを使用すればこの点問題はなくなる。

ボーイング社とPWA社がB747に搭載するJT9D-7に関する固有振動解析の共同研究を行ったもの<sup>(4)</sup>を紹介する。

エンジンメーカーはエンジンの強度、耐久性、運転状態のクリアランスの検討を行うために推進システムの詳細な解析を行う。この場合機体メーカーからはエンジンに取りつけられるストラット、インレット、リバーサーなどの構造に関する情報及びミッション・プロファイル、飛行荷重に関する情報が与えられる。

図3には、8つのサブ・ストラクチャーにおいてモデル化したものを示す。自由度は約11000である。図4は、この約11000自由度のモデルを388自由度に縮小したものを示す。これにより388の固有振動数と50の固有振動モードを計算し、その結果を試験データならびに従来の解析結果と比較することにより有効性を確認している。ここでは、ロータをビームと集中質量で近似している。

(2) ガスタービン・ロータディスクへの適用  
航空機エンジン用ロータディスクの耐損傷設計や Retirement-for-Cause<sup>(5)</sup>においては、欠陥寸法を定量的につかむための精度のよい非破壊検査 (NDI) とともに、亀裂の進展を考慮するため、亀裂の進展解析が重要である。それには、材料特性 (破壊靱性値、亀裂進展データ) の収集とともに

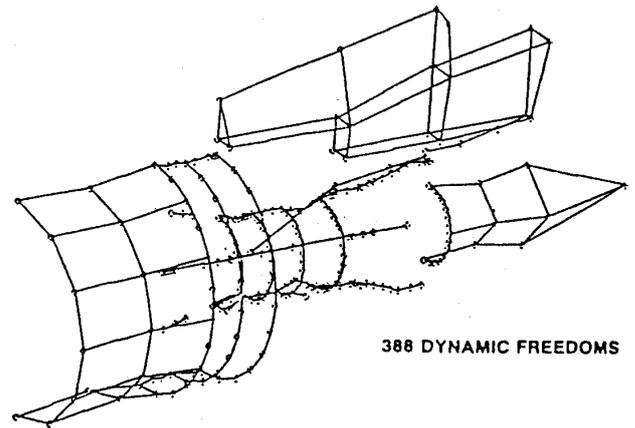


図4 統合推進システムのダイナミック・モデル

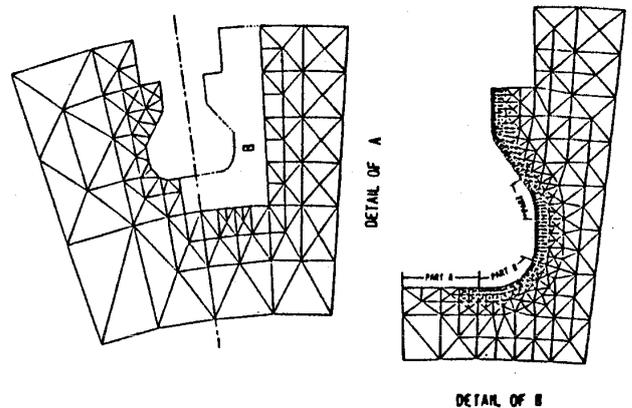


図5 ロータディスクの有限要素分割

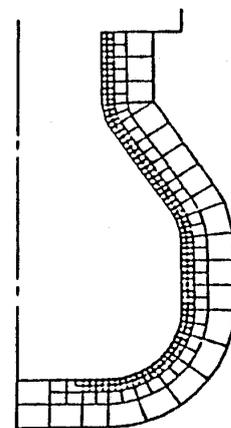


図6 応力マップ

に詳細な応力解析が必要である。

図5は、ディスクの翼植込部からの亀裂の進展解析を行うための有限要素分割図を示す。その計算結果から応力状態を応力マップとして記憶させておき、亀裂の進展解析に使用する。図6は、この応力マップでありマップの一つの領域は有限要素が何個か集まってできている。応力マップの一つの領域では応力は一定であるとし、その値は領

域を構成する何個かの有限要素の応力の平均値で与える。応力としては、主応力の値とその方向が用いられる<sup>(6)</sup>。

また、セラミックス製ガスタービンディスクの信頼性評価システムの開発が報告されている<sup>(7)</sup>。このシステムは有限要素法による詳細な応力解析結果をもとにセラミックス部品が任意の荷重をうける場合の

- (1) 即時破壊評価
- (2) 静疲労破壊評価
- (3) 動疲労破壊評価
- (4) 保証試験評価

を確率統計的に行うシステムである。

解析例として、図7の小型ガスタービンディスクが遠心力と高温ガス流の熱負荷を受ける場合の保証効果を検討している<sup>(8)</sup>。

高温セラミック・ターボチャージャ研究での有限要素法の応用例も宮下ら<sup>(9)</sup>によりなされている。図8はセラミック・タービンインペラーのTIT1050°Cにおける熱応力解析結果を示す<sup>(10)</sup>。

(3) 単結晶中空タービン翼の振動解析

ガスタービンの高効率化にともないタービン入口温度は上昇している。このような高温下での使用に耐える特殊合金の一つとして単結晶材が開発

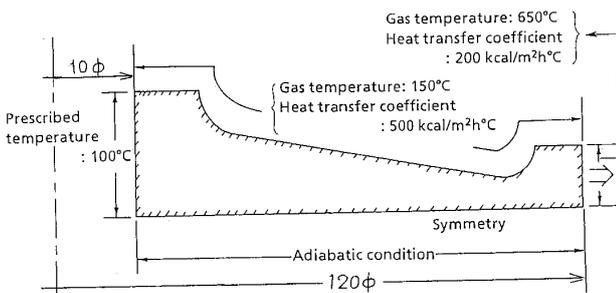


図7 小型ガスタービンの伝熱条件

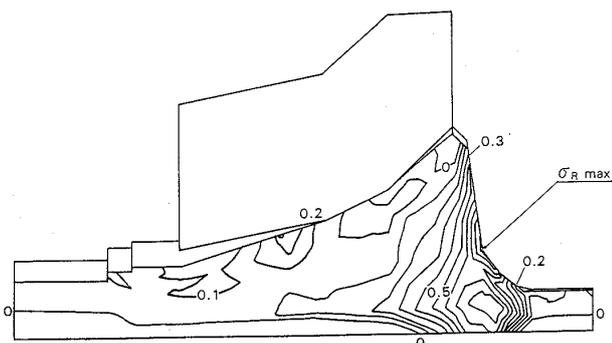


図8 タービン・インペラー熱応力分布

されている。この単結晶材でマルチパス内部冷却構造を有し、翼後縁付近にピンのあるタービン翼を有限要素法で解析している<sup>(11)</sup>。単結晶の方位は図9に示すごとく結晶主軸方向(001)が遠心応力と一致するように制御されており、φはヤング率が最小となる方向(100)までの角度をあらわしている。

3. 有限要素法とCAE

有限要素法は、差分法や境界要素法と共に計算力学という第三の学問分野を形成するに至ったことを1項で述べたが、さらに、現在ではコンピュータグラフィックスの発展に伴って計算機支援工学(Computer Aided Engineering: CAE)という新しい工学体系を創造しつつある。

製品開発プロセスの流れに沿ってCAD,CAMなどとのCAEの相対的位置づけを概念的に表すと図10のようになる。又CAEにおける有限要素

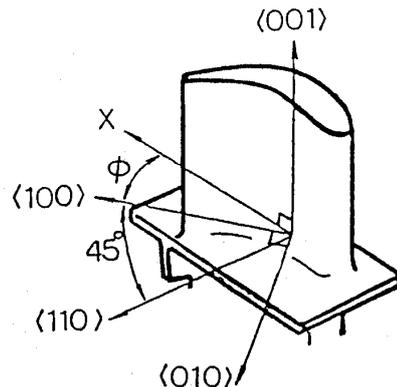


図9 単結晶翼の結晶方位

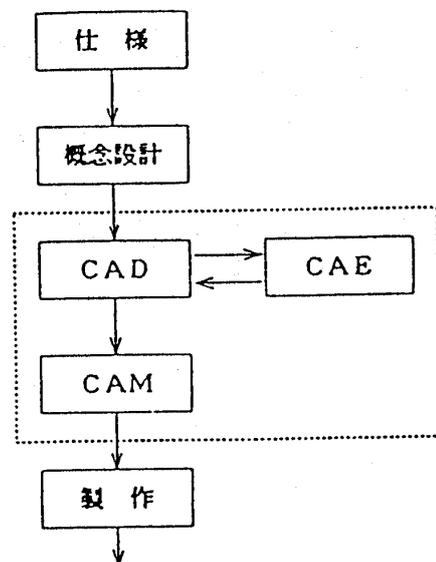


図10 CAD/CAM/CAE

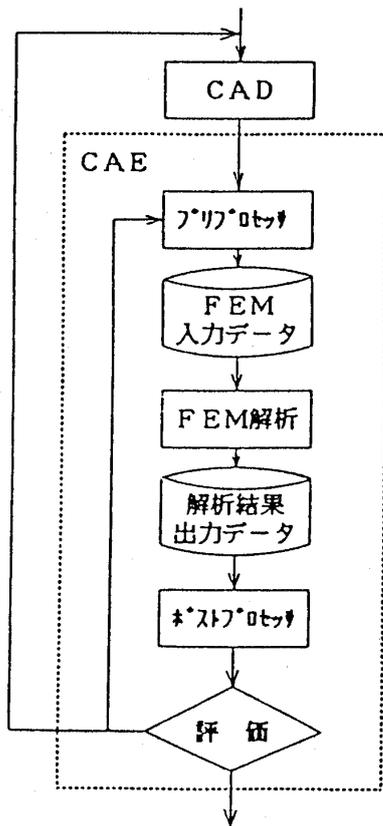


図11 有限要素解析の流れ

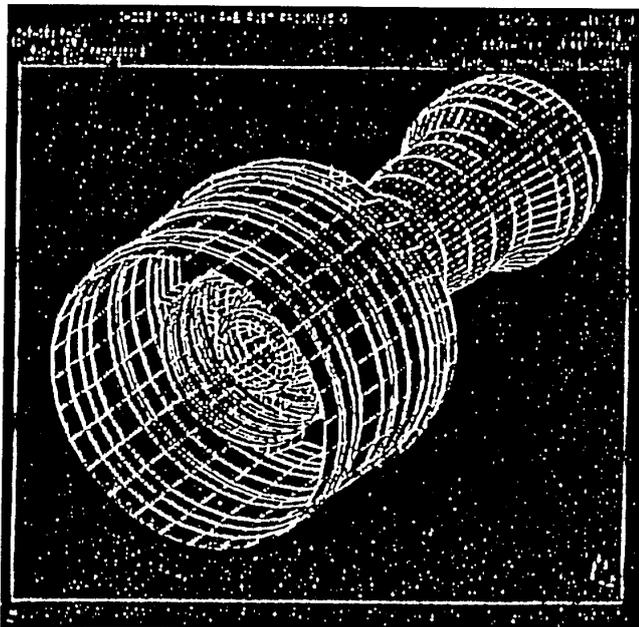


図12 剛性解析モデル

法 (FEM) の位置づけを図11に示す<sup>(12)</sup>。

CAEとして、I-DEAS, CAEDS<sup>(13)</sup> (I-DEASのIBM版) や PATRAN などがある。

応用例として、航空用エンジン全体剛性解析に使用したモデル図を図12に示す。

#### エキスパートシステム

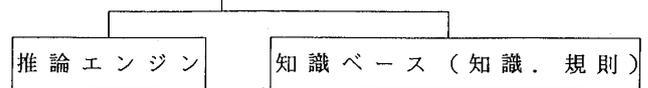


図13 エキスパートシステムの基本構成

#### 4. 有限要素法とエキスパート・システム

“計算機革命”ともいえる計算機の発展にともないCAEがますます発展し、その効率はいわゆる計算力学と総称される解析部の効率に強く依存する。

これらのツールを設計に効率良く使用していくには高度の技術と専門的知識を必要とし、これらの専門家を養成するには多大の時間と労力がかかる。一方、コンピュータ開発の分野では、コンピュータを人間の知能に近づけようという人工知能的試みから、非数値処理を可能にするコンピュータの研究・開発が進められている。計算力学手法の開発や使用環境の整備にも、この人工知能的アプローチを取り入れていくことが必要であろう。

非専門家が高度に専門的な問題を解くことを支援するために、専門家 (エキスパート) の問題解決能力をコンピュータ上に組織化したシステムとしてエキスパート・システムがある。その構成を図13に示す<sup>(14)</sup>。

エキスパート・システムを計算力学に適用した代表的な例に、汎用有限要素法コード MARC のための構造解析コンサルテーション・システム SACON<sup>(15)</sup>がある。

NASTRAN のためのエキスパート・システムも紹介されている<sup>(16)</sup>。特徴としては、単にマニュアルをシステム化しただけでなく、入出力ファイルを読み込んでエラー原因を絞り込む (確信度を表示する) 機能がある。

構造設計のエキスパートシステムとしては、設計感度解析、最適設計さらに自動設計という方向で有限要素法を中心とした数値計算と経験則とを統合するシステムが構築されている。有限要素法による最適設計技術としては、シェル要素における板厚の最適化という問題から、要素節点の移動も考慮できる形状最適化への適用が可能となった。さらにトポロジーの変化まで含めた最適化につい

でも扱うソフトも開発されており<sup>(17)</sup>、今後新材料を用いた構造物の設計に役立つと考えられる。

## 5. おわりに

将来スーパーコンピュータや EWS (Engineering Work Station) などハードウェアの飛躍的な性能向上を背景として有限要素法がガスタービンの研究・設計分野でもますます使用されるであろう。

ここでは、非弾性解析、非弾性設計にふれていないが、航空用ガスタービンにおいて、鳥や小石など異物を吸い込んだ場合のブレード、ペーンなどの強度設計や最大の飛散エネルギーを持つファン・ブレードが飛散した場合のファン・ケースを貫通しないようなケーシングの強度設計が重要である。それには衝撃破壊を含む大規模な非弾性シミュレーション解析が必要であり、これが可能となれば計算が実機モデルによる試験にとって代わることができ、開発費の大幅な削減と開発期間の短縮につながる。

航空用ガスタービンでは、高効率化と軽量化のために、将来ますます傾斜機能材などの新素材・新材料が使用されていくであろう。それらを使用するの構造設計には、材料設計あるいはその成形過程まで立ち入っていかなければならない。そのため数値シミュレーションが今後の課題の一つと考えられる。

これらの数値シミュレーションには有限要素法が大きな役割を果たしていくであろう。また、この数値シミュレーションによる構造設計には、コンピュータのハードやソフトに関する専門的な知識が十分でない設計技術者にも有益な解析設計

ツールとして役立つようなエキスパートシステムの開発が不可欠となる。

## 参考文献

- (1) 鷲津, ほか 4 名, 有限要素ハンドブック I 基礎編, (昭56), 培風館
- (2) 鷲津, ほか 4 名, 有限要素ハンドブック II 応用編, (昭58), 培風館
- (3) Aarnes.M.N. & White.J.L., J.Aircraft 12-4 (1975-4), 234
- (4) White.J.L., J.Aircraft. 15-1 (1978-1), 28
- (5) 日本機械学会, 機械・構造物の安全性—信頼性工学の実際的应用—, (昭63), 33
- (6) 三好, ほか 2 名, 機械学会論文集, 49-441 (昭58,5), 634
- (7) 浜中, ほか 5 名, 機械学会論文集, 55-516 (平1-8), 1935
- (8) 浜中, ほか 3 名, 機械学会論文集, 56-523 (平2-3), 90
- (9) 宮下, ほか 4 名, 自動車技術協会 学術講演会前刷集, 901 (1990-5)
- (10) Miyagi.Y., ほか 3 名 Proc. I Mech E. 4 th Int. Conf. Turbocharging & Turbochargers. London (1990-5), 309
- (11) 川嶋・服部, 第28回航空原動機に関する講演会, (昭63)
- (12) 機械学会, RC89 計算機援用機械設計のための有限要素法に関する研究分科会, 研究報告書・II, (H2), 36
- (13) CAEDS 導入・適用事例集, 機械設計 8 月別冊, (平1-8)
- (14) 矢川・吉村, 機械学会誌, 92-847 (H 1-6), 503
- (15) Bennet.J.S & Englemore.R.S., Proc. 6 th Int. Conf. Artificial Intelligence. Tokyo (1979), 47
- (16) 機械学会, RC89 計算機援用機械設計のための有限要素法に関する研究分科会, 研究報告書・II, (H 2), 115
- (17) 石井, ADUS NEWS. No.17 (1990-Spring), 82

## 2.2 非弾性設計の現状と将来

名古屋大学工学部 大野 信 忠

### 1. はじめに

原子力工学，航空機工学などにおける最近の高温機器の設計では，材料の非弾性挙動が問題となる場合が多い。

例えば，高速増殖炉（以下高速炉という）は液体金属ナトリウムを冷却材として500°C以上の高温で使用され，高温ガス炉では原子炉出口温度が900°C以上となる。このため，材料のクリープ挙動が問題となるだけでなく，運転状態の変動によって，塑性変形を伴う厳しい熱応力も生じやすい<sup>(1)(2)</sup>。航空機用ガスタービンでも，高出力化・高効率化とともに材料の使用温度が上昇している。この結果，高温部では，大きな温度勾配のため特に起動時には熱応力によって粘塑性変形が生じ，クリープ疲労損傷が問題となる<sup>(3)</sup>。

このような場合，設計において材料の非弾性挙動の影響を適切に考慮する必要があるから，種々の形で非弾性解析が利用される。非弾性解析は，一般に，非弾性構成式の組み込まれた有限要素法などの数値解析法により行われるが，非弾性解析の数値解析法自体は構成式に比べて十分に進んでいる。したがって，非弾性解析の精度および信頼性は構成式に依存する部分が多い。

本稿では，非弾性構成式に重点をおいて非弾性設計の現状と将来について述べる。なお，非弾性設計の特集が機械学会誌<sup>(4)</sup>に組まれており，わが国，米国，ヨーロッパおよびいくつかの分野における非弾性設計の現状などが紹介されている。

### 2. 非弾性設計における非弾性解析の役割

高温原子力機器の設計では非弾性挙動の考慮が不可避であり，非弾性設計はこの分野で最も早く進んだ。

原子力機器の高温設計基準としては，米国のASME Boiler and Pressure Vessel Code Case N-47<sup>(5)</sup>がよく知られている。わが国でも，これをベースとして「高速原型炉第1種機器の高温構造

設計方針」<sup>(6)</sup>が策定された。表1は，この設計方針で想定されている破損モードと規定の関係を示す。この表からわかるように，ひずみの制限，クリープ疲労損傷の制限および座屈の防止に関しては，弾性解析または非弾性解析を用いて評価することとなっている。弾性解析による評価法とは，弾性解析の結果を適当に補正して非弾性効果を簡易に評価する方法であり，通常はもっぱら費用のかからないこの評価法が用いられる。しかし，このような方法で設計が成立しない場合には非弾性解析が適用され，また弾性解析による評価法を検証する段階でも非弾性解析が活用される<sup>(1)(7)</sup>。さらに，高速実証炉の開発と関連し，非弾性解析による設計基準策定のための研究も始まっている<sup>(8)</sup>。

航空機用ガスタービンに関しては，非弾性解析の利用が，NASA ルイス研究所で高温設計法の改善を目的として1980年代初期に研究され始めた。このHOST (Turbine Engine Hot Section Technology) 計画の主課題は，過酷な熱的および機械的荷重の影響を評価するための三次元非弾性解析

表1 「高温構造設計方針」における防止すべき破損様式と規定，解析法との対応<sup>(7)</sup>

高温構造設計方針 防止すべき破損様式	弾性解析		弾性解析または非弾性解析		
	一 次 制 力 限	特 力 別 制 な 応 限	ひ 制 ず み の 限	ク 損 リ ー プ 制 疲 勞 限	座 屈 の 防 止
延 性 破 断	○	△	△		
過 大 な 塑 性 変 形	○	△	○		
疲 勞 破 損			△	○	
弾 塑 性 座 屈	◇		△		○
ク リ ー プ 破 断	○	△	△		
過 大 な ク リ ー プ 変 形	○	△	○		
ク リ ー プ 疲 勞 破 損			△	○	
ク リ ー プ 座 屈	△		△		○

○ 主要な規定 △ 補助的規定 ◇ 崩壊の防止

(平成2年10月15日原稿受付)

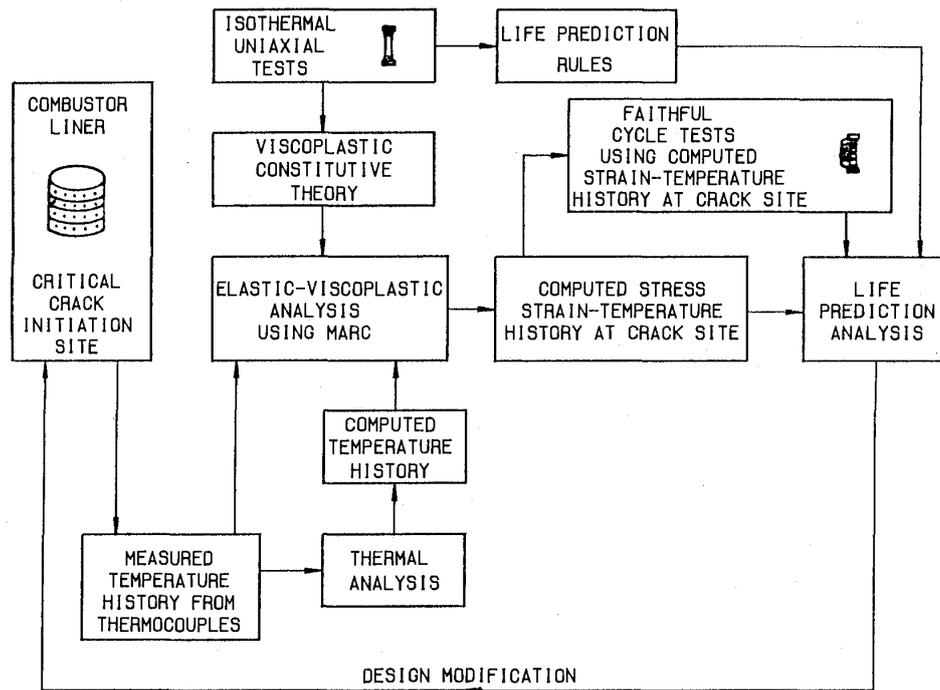


図1 燃焼器ライナの設計改善への非弾性解析の適用<sup>(3)</sup>

法の開発であり、材料の繰返し弾粘塑性変形を精度よく記述できる構成式の開発および非弾性解析のための数値解析手法の開発が含まれる<sup>(3)(9)</sup>。HOST 計画では、このように非弾性解析が本格的に取り入れられているから(図1に示す燃焼器ライナの設計改善のフローチャート<sup>(3)</sup>参照)、寿命予測法の精度に加えて、非弾性解析、特に用いる粘塑性構成式の精度が重要である。このため、10種類以上の粘塑性構成式が検討され、Bondner-Partom モデルおよび Walker モデルが取り上げられた<sup>(3)(10)</sup>。

### 3. 非弾性構成式の現状

古典的な構成式では、非弾性ひずみは塑性ひずみとクリープひずみに分離され、塑性ひずみに対しては等方硬化理論と線形移動硬化理論が、一方クリープひずみに対しては時間硬化理論あるいはひずみ硬化理論が仮定されている。このような古典理論は、ほとんどの汎用有限要素法プログラムに組み込まれている<sup>(1)(7)</sup>。しかし古典理論は、繰返し負荷下の塑性変形、応力符号の反転を伴うクリープ、塑性・クリープ相互作用などの材料挙動を適切に記述できず、したがって高温機器の非弾性解析のためには適用範囲が狭すぎる。

このため、米国 Oak Ridge 国立研究所の Corum ら<sup>(11)</sup>は、高温原子力機器の非弾性解析を目

表2 切欠付平板の繰返し曲げ試験における亀裂発生寿命の実験値と解析値の比較<sup>(13)</sup>

応力集中係数 $K_t$	実験値*	非弾性解析による推定値		
		大野モデル	ORNL モデル	移動硬化モデル
1.5	350	526	1090	1048
3.0	275	315	829	337

\* 切欠底表面での長さ 0.4 mm をもってき裂発生寿命と定義

的として、古典理論の修正を行った。これは ORNL モデルとしてよく知られており、実際的な解析に米国以外でもしばしば用いられる。しかし、ORNL モデルは古典理論の修正理論に過ぎず、応力ひずみヒステリシスループや多軸クリープの記述には依然として問題がある。このため、ORNL モデルの改良が提案された<sup>(1)(7)(12)</sup>。

ORNL モデルの問題点は表2に示す結果からもわかる。電力中央研究所は、非弾性解析の妥当性を検討するために、繰返し曲げを受ける切欠付平板の有限要素解析を行い、解析結果から予測される寿命を実験結果と比較した<sup>(13)</sup>。解析に用いられた塑性構成式は、線形移動硬化モデル、ORNL モデルおよび筆者のモデル<sup>(14)</sup>であり、図2はORNLおよび筆者のモデルによる切欠底での

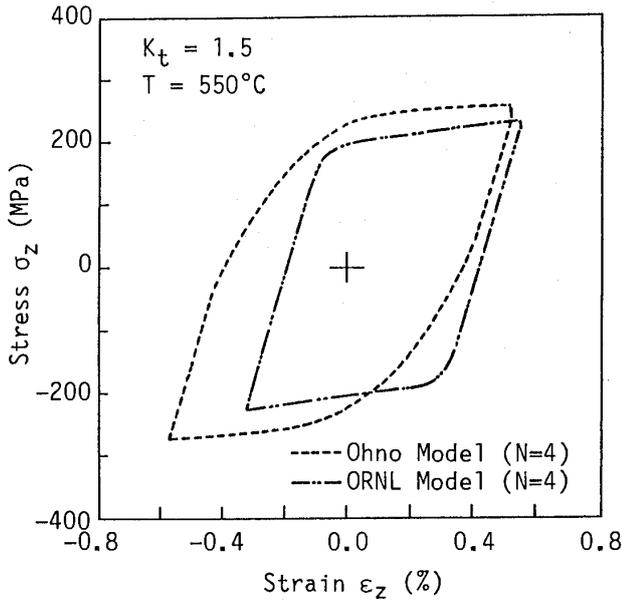


図2 切欠付平板の繰返し曲げにおける切欠底での応力ひずみ曲線<sup>(13)</sup>

応力ひずみ曲線（4サイクル目）を示す。表2からわかるように、線形移動硬化則およびORNLのモデルは実験結果とのよい一致を与えない。一方、筆者のモデルは、2曲面モデルと繰返し非硬化領域によって材料の繰返し硬化挙動を精度よく表現したものであり、かなりよい予測を与えている。

このように非弾性解析の結果は用いた構成式に依存し、構成式の適用範囲外の結果を非弾性解析に期待することはできない。したがって、繰返し変形を含む高温非弾性変形の構成式に対しても過去20年ほど精力的な研究がなされ、その定式化は著しく進歩した<sup>(15)</sup>。すなわち、繰返し変形に関しては、まず1970年前後に非線形移動硬化の表現法がいくつか提案され、続いて繰返し範囲依存性や多軸負荷の影響などが研究された。次に、高温非弾性変形に関しては、1970年代半ばから統一理論が提案され始めた。この理論では、塑性ひずみとクリープひずみが非弾性ひずみとして統一的に扱われ、したがって塑性・クリープ相互作用が自然に表現される。統一理論の提案を機に、高温非弾性変形の構成式に関する研究が一層進んだ。

このような研究の結果、最近の非弾性構成式は、高温機器の非弾性解析に必要と思われる非弾性現象の多くを記述できる(表3)。例えば、オステナイト系ステンレス鋼やハステロイXでは、転移と

表3 最近の非弾性構成式で対象とされる主な非弾性現象および記述の精度

非弾性現象の種類	構成式による記述の精度	備考
非線形移動硬化	◎	
繰返し硬化/軟化	◎	
繰返しひずみ範囲依存性	◎	
粘性・粘塑性	◎	
クリープ・応力緩和	◎	主に高温
硬化の回復(熱軟化)	○	高温
塑性-クリープ相互作用	○	主に高温
ひずみ時効	○	主に高温
時効	○	主に高温
交差硬化	○	多軸
非比例繰返し硬化/軟化	○	多軸
単軸ラチェット変形	△	
多軸ラチェット変形	△	多軸

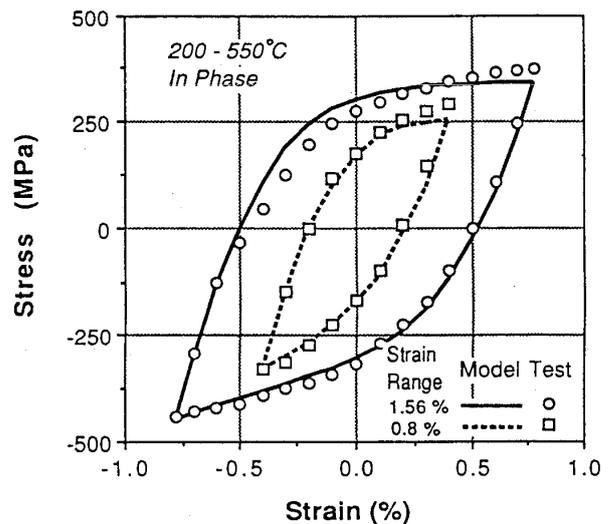


図3 温度変動付き疲労試験における定常状態での応力ひずみヒステリシスループの実験結果と予測結果の比較(同位相条件)<sup>(16)</sup>

欠陥の相互作用の結果としてひずみ時効と呼ばれる温度依存の現象が生じる。図3は、ひずみ時効の機構を考慮したモデルを温度変動付き繰返し塑性変形に適用した結果である<sup>(16)</sup>。

なお、ラチェット変形に関しては、種々の非弾性構成式のベンチマークテスト<sup>(17)(18)</sup>によって明らかになったように、最近の構成式でも実験結果を十分な精度で表現できない。したがって、構成式理論の新たな構築・改良が必要である。

以上で述べた構成式は、多結晶金属を対象とし

たものである。しかし最近では、ガスタービン動翼材料として、単結晶合金や一方向凝固合金が使用される。これらの合金の非弾性構成式に対しては、結晶のすべり面とすべり方向を陽に考慮した結晶すべり理論が有効であり、NASAのルイス研究所<sup>(19)(20)</sup>やフランスのONERA<sup>(21)</sup>などで研究が行われている。国内でも最近このような研究が始められた<sup>(22)(23)</sup>。

#### 4. 最近の非弾性構成式の利用

前節で述べたように非弾性構成式は著しく発展し、現在では、いくつかのモデルが実際に有限要素法プログラムに組み込まれ、非弾性解析に用いられている。例えば、NASAではすでに述べたようにWalkerモデルとBodner-Partomモデルが取り上げられており、ORNLではRobinsonモデルが用いられている<sup>(9)</sup>。フランスではChabocheモデルが有名である。わが国では、筆者のモデルなどをベースとして開発された電中研（電力中央研究所）モデル<sup>(16)</sup>が高速炉の非弾性解析に使用されている。また、筆者らの塑性モデルおよびクリープモデルが、動燃事業団とCRCによって開発された汎用有限要素法プログラムFINASに組み込まれている<sup>(1)</sup>。

#### 5. 非弾性解析の問題点

非弾性解析は、常に指摘されることではあるが、計算時間およびコストがかかる。また、解析結果の解釈には、数値計算法、材料および構造物の非弾性挙動、非弾性構成式などに関する専門的知識が必要である。このため、非弾性解析は弾性解析ほどにはルーティンなものとなっていない。しかし今後、計算機や解析コードはさらに進歩し、設計での非弾性解析の利用は増すであろう。

最後に、非弾性解析がより活用されるために、非弾性構成式の問題点および今後について述べる。

高温原子力機器や航空機ガスタービンの非弾性構造解析を詳細に行うためには、古典構成式では不十分であり、精巧で適用範囲の広い非弾性構成式が必要である。このような非弾性構成式は、一般に構造が複雑であるため、専門的な知識なしでは理解し難い。また、材料定数が多く、その決定にはかなりの時間がかかる。したがって、推奨構成式を材料定数とともに整備することが望まれる。その際、適用範囲や精度についても、十分な実験

的検証を行い、明らかにしておく必要がある。現在、いくつかの高温構造材料に対しては、推奨構成式が材料定数および適用範囲とともに準備されつつある<sup>(10)(16)</sup>。なお、ラチェット変形に関しては、すでに述べたように最近の構成式でも実験結果を精度よく表現できず、理論の新たな発展が期待される。

#### 6. おわりに

非弾性解析は高温機器の合理的な設計のために重要である。本稿が、非弾性設計の発展に少しでも寄与すれば幸いである。

#### 参考文献

- (1) 岩田, 原子力工業, 32-12 (昭61), 60.
- (2) 馬場・ほか7名, JAERI-M, 85-182, (昭60).
- (3) Walker, K.P., NASA CR-165533, (1981).
- (4) 機械学会誌, 90-826 (昭62), 1175.
- (5) ASME Boiler and Pressure Vessel Code, Code-Case N-47-23, (1986).
- (6) 「高速原型炉第1種機器の高温構造設計方針」PNC N241 81-25, (昭56); 動燃事業団.
- (7) 岩田, 機械学会誌, 90-826 (昭62), 1197.
- (8) 高橋・鹿島, 電中研報告 283066, (昭59).
- (9) Corum, J.M., 機械学会誌, 90-826 (昭62), 1181.
- (10) Chan, K.S., ほか2名, NASA CR-182132, (1988).
- (11) Corum, J.M., ほか4名, ORNL-5014, (1974).
- (12) 村上・大野, 機械学会論文集, 48-428, A (昭57), 431.
- (13) 桑原, 原子力施設の高温構造強度と設計法に関するシンポジウム資料, (昭62).
- (14) 大野・ほか2名, 機械学会論文集, 51-470, A (昭60), 2349.
- (15) Ohno, N., Appl. Mech. Rev., 43 (1990), (in print).
- (16) 高橋, 機械学会論文集, 56-527 (平2), 1630.
- (17) 「2 1/4 Cr-1Mo 鋼の高温における非弾性構成式と寿命評価に関する共同研究」第I部, 第II部, (昭61), 日本材料学会.
- (18) 「多軸応力を受ける2 1/4 Cr-1Mo 鋼の高温における非弾性構成式と寿命評価に関する共同研究」第I部, 第II部, (昭63), 日本材料学会.
- (19) Walker, K.P. & Jordan, E.H., ESS-SCDS-8512, (1985).
- (20) Sheh, M.Y. & Stouffer, D.C., NASA CR-182157, (1988).
- (21) Poubanne, P., These de Doctorat, (1989), ONERA.
- (22) 長谷部・ほか2名, 第26回高温強度シンポジウム前刷集, (昭63), 138.
- (23) 大野・ほか3名, 機械学会論文集, 56-531 (平2), (印刷中).

## 2.3 損傷許容設計の展望

三菱重工(株)高砂研究所 遠藤 忠良

損傷許容設計という言葉は、そもそも航空機機体構造（特に板骨構造）設計に用いられてきたもので、Damage tolerant design の訳である。

航空機機体構造のように、多数の板や桁から構成される構造体では、例え一部分に疲労亀裂などの発生があっても、使用中に予測される亀裂の進展量が小さく、また多数の桁部材が全体の強度を保つので非修理運転期間中に最小限の残留強度を保証することができれば、亀裂は許容されるのである。亀裂のような損傷を許容するという意味から上記の言葉が生まれている。

図1は航空機主翼構造モデルの疲労試験結果と計算による亀裂伝播の予測例である<sup>(1),(2)</sup>。リベット穴縁から発生した亀裂の伝播が極めて遅いことを示している。また、図中に示す亀裂伝播予測計算には線形破壊力学の理論を駆使する。

さて、目を転じてガスタービンの構造体にこのような狭義の意味で「損傷許容設計」を考え得るものが存在するであろうかと考えてみると、ほとんどないというのが実情であろう。強いて挙げるならば、ケーシングなどの静止構造物が挙げられる。蒸気タービンロータでは、古くから線型破壊力学を取り入れて、大型鍛造ロータ材中に存在する材料欠陥の定量評価を行ってきており、ガスタービンディスクやロータもこれに準じてきているが、蒸気タービンロータに比べて鍛造品が小さいので、実質的には材料は無欠陥となり損傷許容設計と呼ばれるほど破壊力学を駆使しているわけではない。

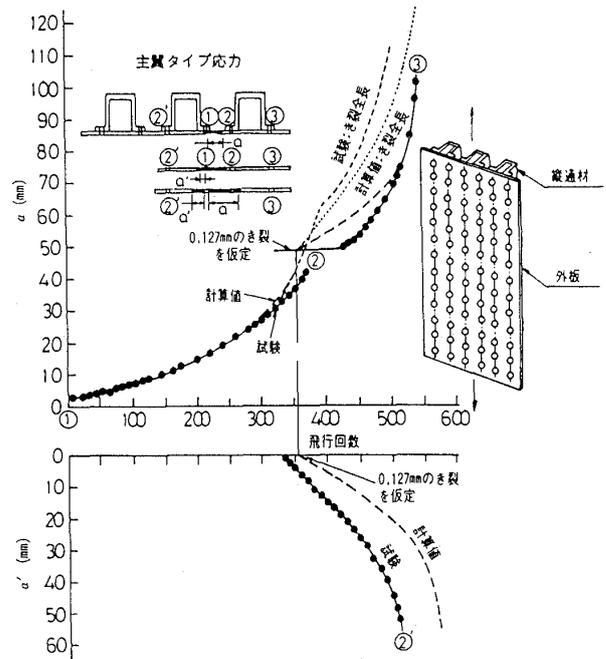
そこで、ガスタービン高温部、特に動・静翼、燃焼器における「損傷」というものをもっと広範囲にとらえて、広義の損傷の予測技術とその許容性について考えてみる。

### 1. ガスタービン動翼の損傷評価

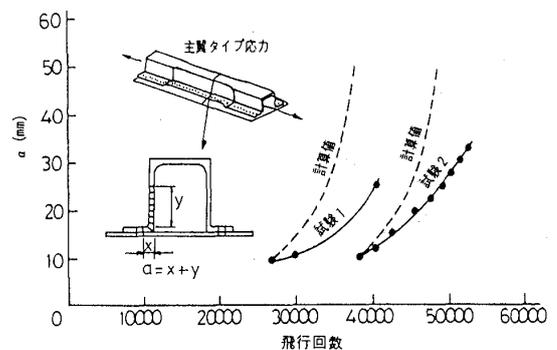
ガスタービン動翼は極めて高温にさらされ、破

壊形態もクリープと熱疲労の重畳に加えて、金属表面が燃焼ガスに触れるために、高温酸化や腐食が加わって極めて複雑な様相を呈する。

一般にガスタービン高温部（特に材料のクリープ領域）の部品は、構造的な redundancy は全くなく、部品の寿命についても有限寿命（つまり、ある限界時間又は起動停止サイクルを越えると必ず破損が起こる。）を対象にして設計せざるを得ないので、ある時間使用すれば必ず何らかの劣化や損



(a) 主翼下面パネル実大供試体



(b) 主翼下面縦通材

図1 航空機用部分構造要素による亀裂成長試験の例<sup>(1)</sup>

(平成2年10月19日原稿受付)

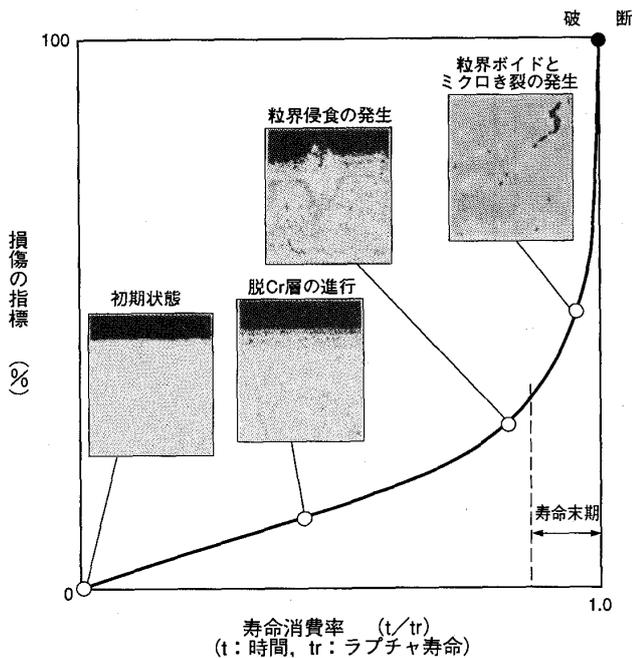


図2 超合金鋳物のクリープ試験中における損傷過程

傷が存在する。

図2は、高温でのクリープラブチャ試験途中で見られたNi基超合金鋳物の表面損傷の進行状態を模式的に示したものである。

ここで見られる表面の脱Cr層の進行および析出物の変化、それに続く粒界の酸化侵食 (Intergranular attack) は不可避的に生ずる材料の劣化であるが、部品全体の破壊に直ちに繋がらないという意味からすると“許容性の劣化”であると拡大解釈ができる。

このような材料自身の劣化に、機械的、熱的歪みの繰り返しが重畳することにより、粒界ポイドの発生、マイクロ亀裂発生といういわゆる“損傷”が拡大していく。このような損傷は全く許容できるものではなく、動翼では翼の飛散に極めて近い状態になる。

## 2. ガスタービン静翼の損傷評価

静翼の場合の材料劣化、損傷の進行は図2の動翼の場合と同様である。ただ、「静翼の寿命」というものを考える時、色々な定義があり得る。つまり、翼が遠心力により飛散してしまう動翼の場合と違って、小さな亀裂であればガスタービンの機能を損なうものではないから、静翼においては亀裂長さの許容性の議論が可能である。

ところで、ガスタービン静翼がその機能を損な

うとすれば、亀裂が大きく進展して破片となり後流へ飛散するのは論外としても、空冷翼の場合などでは亀裂が大きくなり多量の冷却空気を失うことにより翼のメタル温度上昇と焼損などに発展することではなかろうか。

したがって、亀裂の許容長さの定義は翼の形式などにより当然まちまちになるであろう。

こう考えてみると、静翼はこの節で扱う損傷許容設計に関係する構造体の一つとして挙げても良いように思われる。

## 3. 燃焼器の損傷評価

燃焼器における損傷評価は静翼のそれと似ているが、異なる点は燃焼による振動応力が微小ではあるが存在しており、亀裂の許容性評価に極めて微妙な影響を与えることが静翼の場合と大きく異なる。

さて、以上のような主要コンポーネント、特に静止構造物においては、微小な亀裂の発生までと、それらが限界となる亀裂長さに成長するまでにはある時間が要することは事実である。しかしながら、ガスタービン高温部に対する温度・熱応力、燃焼ガス効果などなど、亀裂の発生に及ぼす因子はもとより、亀裂伝播予測に必要な繰り返し応力範囲、静的熱応力を精度良く求めるのは容易なことではない。

静翼を例にとって熱応力計算から亀裂発生までを予測する手法のフローチャートを図3に示す<sup>(3)</sup>。

この図ではマイクロな亀裂が生じた時点を対象にして寿命としており、発生した亀裂が限界寸法に達するまでの時間のカウントはしていない。

何故ならば、静翼各部の温度分布と、これに基づく熱応力の値に推定精度上の問題が存在するからである。図4<sup>(3)</sup>には静翼の温度と熱応力の解析結果とモデルのFEMメッシュ図の例を示す。温度、応力のそれぞれの分布が極めて複雑な様相を呈していることの例である。このような理由で例えば亀裂の位置や形状が判明しても複雑な熱応力分布における静翼のクリープや熱疲労による亀裂の伝播を予測する技術は未完成である。

さらにこれに加えて、各部の応力-歪み関係はかなりの部分で塑性またはクリープ領域にあり、いわゆる非弾性挙動を示すことが問題をより複雑にする。

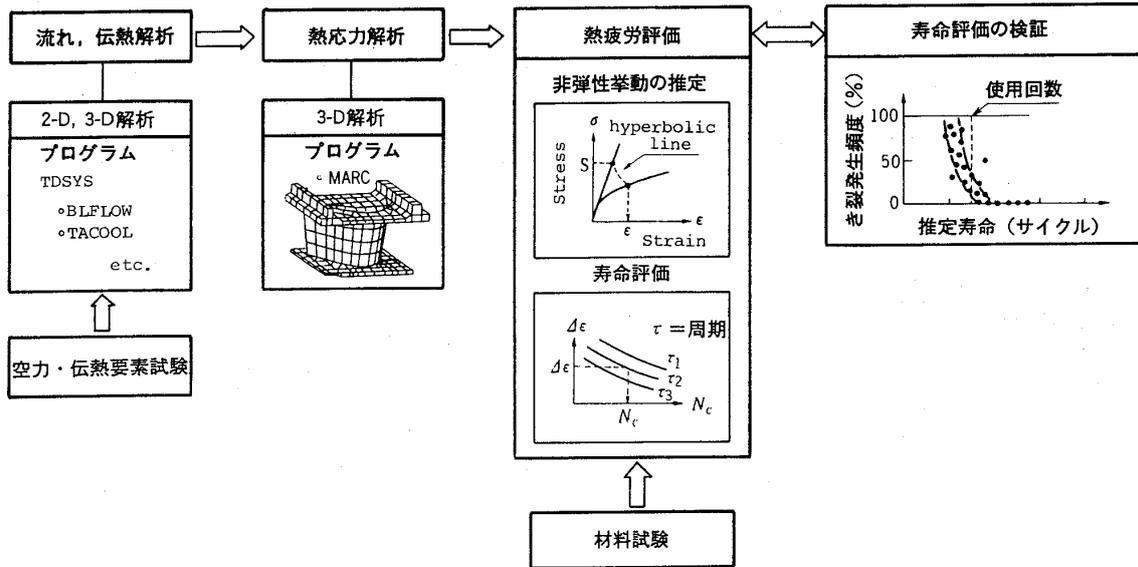


図3 ガスタービン静翼の熱疲労寿命推定手順の例<sup>(3)(4)</sup>

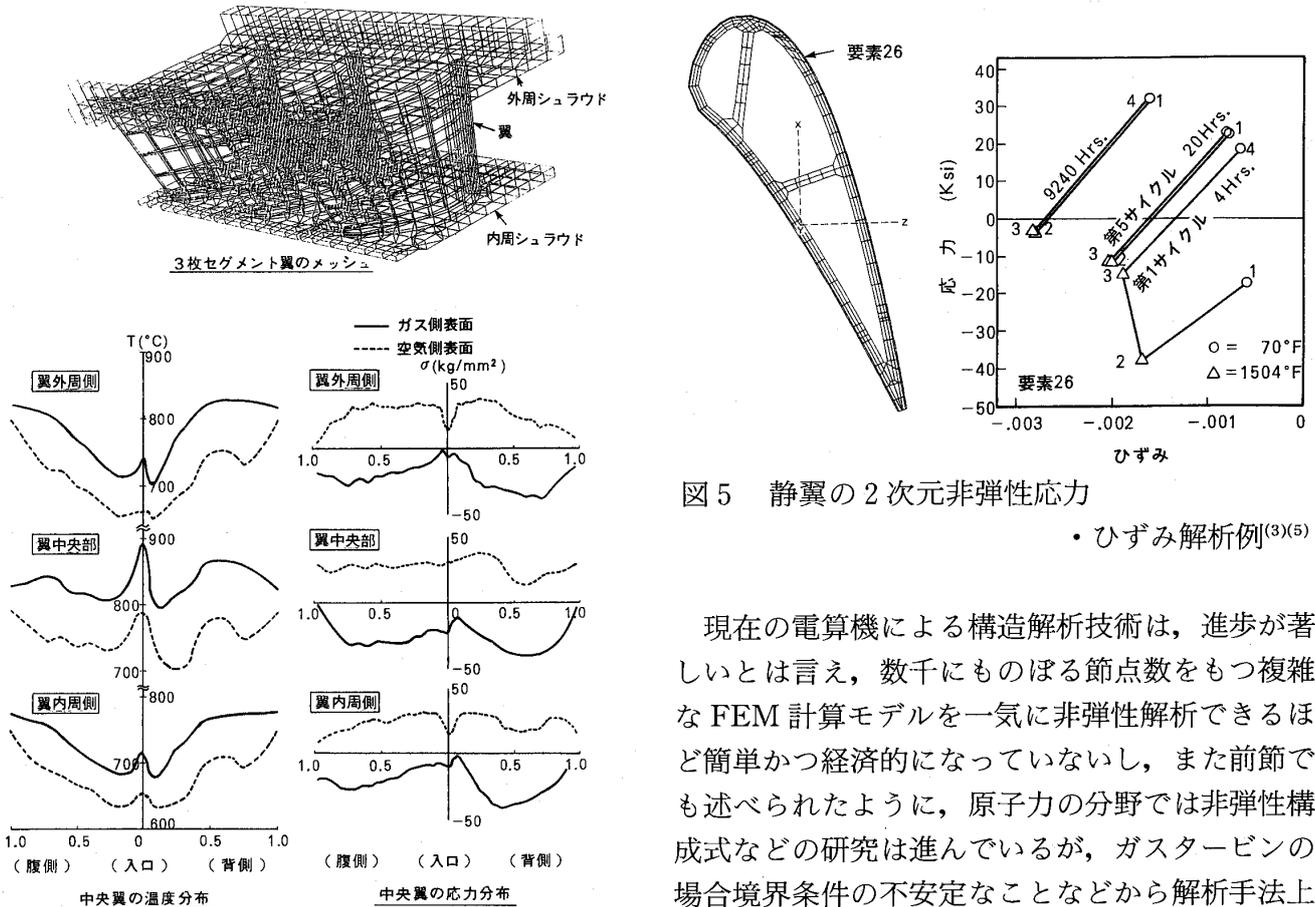


図4 静翼の温度・熱応力解析例<sup>(3)(4)</sup>

図5 静翼の2次元非弾性応力

・ひずみ解析例<sup>(3)(5)</sup>

現在の電算機による構造解析技術は、進歩が著しいとは言え、数千にもものぼる節点数をもつ複雑なFEM計算モデルを一気に非弾性解析できるほど簡単かつ経済的になっていないし、また前節でも述べられたように、原子力の分野では非弾性構成式などの研究は進んでいるが、ガスタービンの場合境界条件の不安定なことなどから解析手法上未解決な面が多分にある。したがって、何とか弾性計算に基づく非弾性挙動の簡易化が必要である。図6は簡易なモデルによる非弾性歪みの予測例である<sup>(4)</sup>。

もう一つの問題として材料のクリープ、熱疲労亀裂伝播速度データの充足が挙げられる。

図7は、各種の材料のクリープ亀裂伝播速度

図5は静翼プロファイル部でのある一つの要素の非弾性履歴挙動の例<sup>(5)</sup>であり、亀裂の発生のみならず、亀裂の伝播速度を知る上でもここに示したような応力-歪み履歴を広範囲に知る必要が生ずるのであろう。

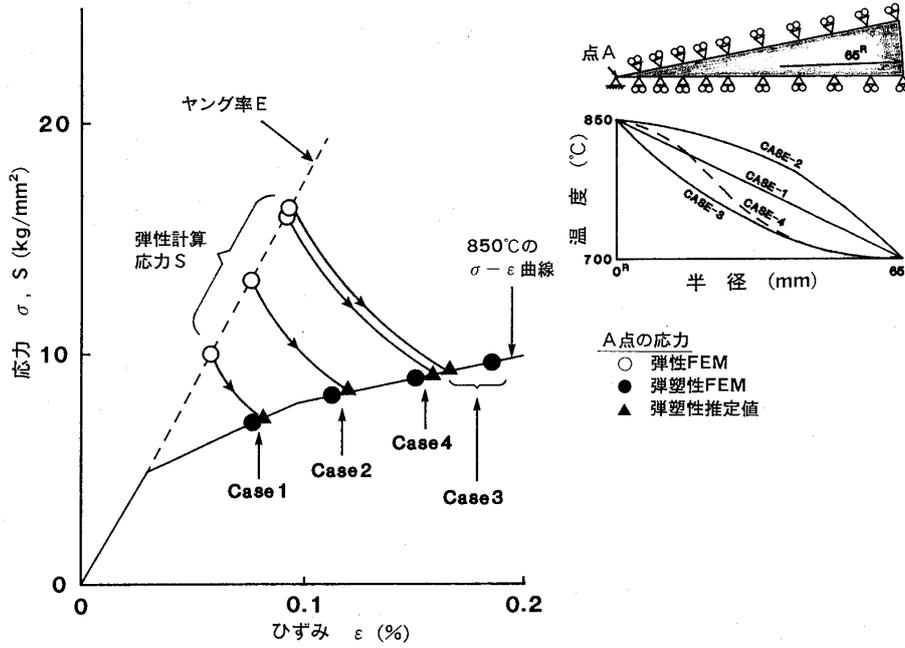


図6 簡易モデルにおける弾性応力からの塑性歪み推定例<sup>(4)</sup>

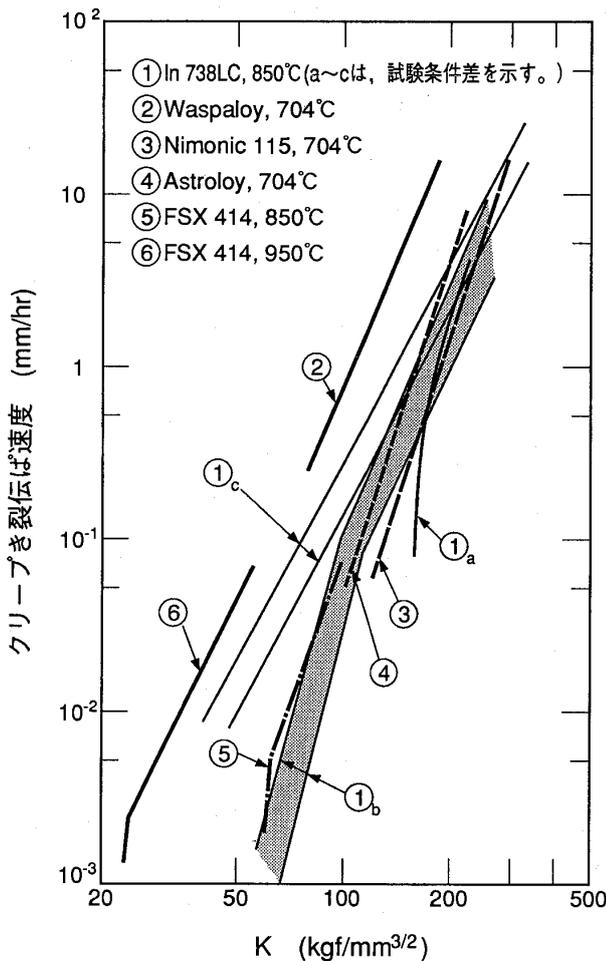


図7 各種超耐熱合金のクリープ亀裂伝播速度データの例

データを集めたもので、材質、温度、試験片の差異により大きなばらつきを示している。これらは、より系統的に整備される必要がある。特に、ガスタービン翼のような高温で複雑な応力場にある亀裂の評価パラメータとして図中に示すようなK値ではおそらく不適當と考えられるのでJ積分その他のパラメータの導入などの検討を含めた研究が必要である。

以上、ガスタービン高温部品を中心にして、損傷の許容性について現状技術レベルと今後に残された課題について触れた。ガスタービン静止部品に、航空機機体構造に使用されるような損傷許容設計が導入されるまでには未だ十分長い時間と研究努力が要ると言える。

参考文献

- (1) 塩原, ほか 6 名, 三菱重工技報, 20-6, (1983)
- (2) 遠藤, 材料, 39-436 (1990), 89
- (3) 佐近, 材料, 36-410 (1987), 1284
- (4) Sato, T., 他 2 名, Trans. ASME, J. of Engg. for Gas Turbine and Power, 108 (1986), 414
- (5) Levari, G.N., 他 2 名, ASME, Paper 84-GT-219 (1984)

### 3. 製造と電算機利用

#### 3.1 生産技術における電算機利用

川崎重工業(株) 田 川 秀 弘  
 // 春 日 裕 三  
 // 関 知 仁  
 // 田 口 道 夫  
 // 赤 信 彦  
 // 佐 藤 孝 行

##### 1. まえがき

生産技術におけるコンピューター利用は、技術計算、データ処理、工程設計、治工具設計、NC データ設計等の技術業務から生産設備の制御に至るまで広い範囲に渡る。

ここでは、これらのアウトラインを、川崎重工ジェットエンジン事業部での例で説明したい。

当事業部では、航空エンジン、船用ガスタービン、汎用ガスタービン等の部品製造、組立て、およびオーバーホールを行っている。

図1に部品例として、国際共同開発エンジンの分担部品の一部を示す。

製造する部品は、現在、社内製作品が約8000種類、保有設備は約1500台である。

その生産形態は、コンベヤーラインによる大量生産ではなく、部品毎に製造工程の流れが異なる多品種少量生産である。

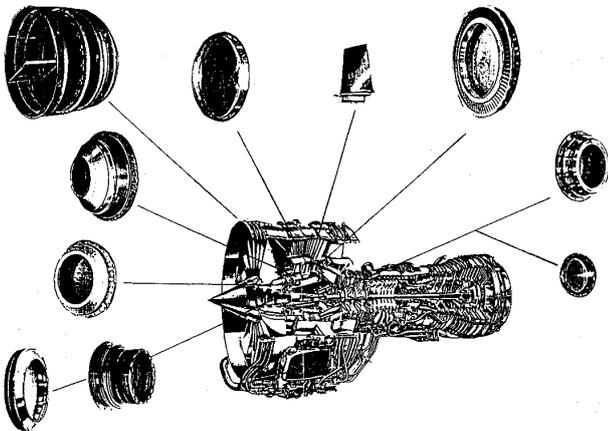


図1 部品例

(平成2年10月15日原稿受付)

これらの生産を、正確、迅速かつ、フレキシブルに行うには、コンピューターの利用が非常に有効である。

このため当事業部では、早期から積極的にコンピューター利用を進めて来た。

生産技術業務においては、CAD/CAM/CAE (Computer Aided Design/Manufacturing/Engineering) の導入、開発。

生産設備においては、最初の NC (Numerical Control) 旋盤を1966年に導入以来、現在では CNC (Computerized NC) 6軸マシニングセンターを含め約150台の NC 工作機械と、種々のコンピューター制御による自動機械、およびシステムを保有している。

また、最新の西神工場では、FA (Factory Automation) システムを開発し運用している。

以上のことを、生産技術とその前後の業務の流れに沿って説明する。

##### 2. 業務の流れ

生産技術とその前後の業務の流れを、図2に示す。

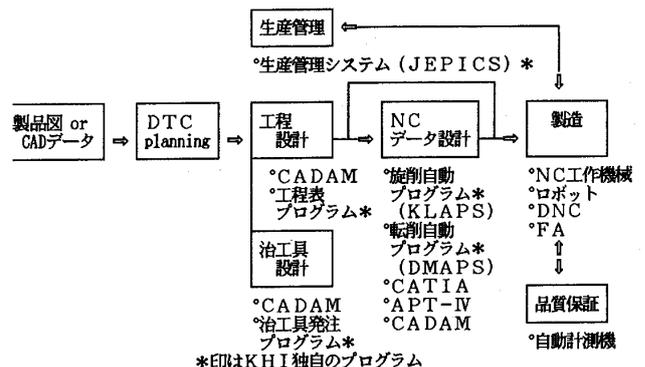


図2 業務の流れ

ライセンサーや、製品設計技術部門で作成された製品情報は、図面あるいはCADデータで生産技術部門に送られて来、ここで製造用にブレイクダウンされる。

まず、DTC (Design To Cost) planningにおいて、コストや加工性等の生産技術上の検討が行われる。

そのデータは、設計部門にフィードバックされ両者協議の上、性能、加工共に満足し得る最終デザインと加工スキームが定まる。

次に工程設計が行われ、具体的な製造手順と内容を表示した工程表が作成される。

同時に、製造に必要な治工具の設計、製作手配が行われる。

続いて、NC工作機械で加工されるものについては、NCデータ設計が行われる。

これらの生産準備が整うと、順次、工作部門に送られ、トライ、および製造が開始される。

製造においては、NC工作機械や、コンピュータ制御による各種の自動機械、およびシステムが使用されており、製造の要所には、品質保証部門によるチェックが設定されている。

また、LAN (Local Area Network) により、物流と生産状況をリアルタイムで管理している。

次に、これらの各業務において、コンピュータをどのように利用しているかを説明する。

### 3. 工程設計と治工具設計

前述のように、DTC planning を経て、最終デザインと加工スキームが定まる。

その結果に基づき、工程設計と治工具設計が行われる。

工程設計においては、工程のシーケンスと、各工程における作業内容を詳細に図示した工程図から成る工程表が作成される。

図3に、コンピュータを利用して作成した工程表の例を示す。

工程のシーケンスは、コンピュータデータベースに保管され、必要に応じ、オンラインでの出力が可能である。

工程シーケンスデータは、そのまま後述の生産管理システムにも使用される。

工程図においては、CAD → CAM の図形データの受け渡し、連携の強化を図るため、製品設計部

図3 工程表

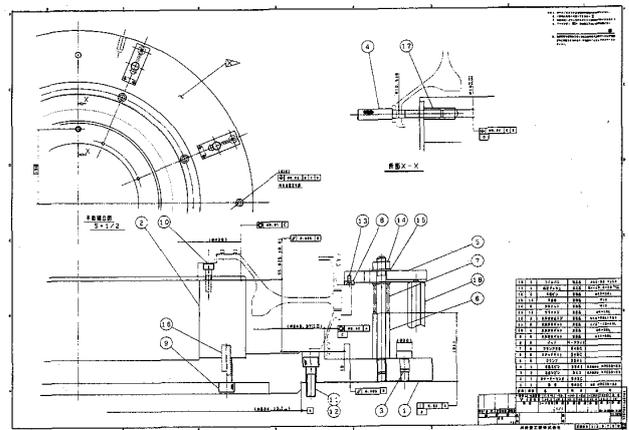


図4 治工具図

門がCADAM (米、ロッキード CADAM INC.社の商標) 等で作成した製品情報を利用し、工程計画、取りしる計画等を行い、工程図を作成している。

国際共同開発エンジンの場合では、製品情報がIGES (Initial Graphics Exchange Specification) フォーマットで送られて来ることがあり、その場合はCADAM データへの変換を行う。

治工具設計においても、製品情報、工程図等のCADAM データを活用して設計を行っている。

また、標準治工具部品ライブラリー、用途別標準治工具ライブラリー、パラメトリック作画機能等の利用により、設計の効率向上を図っている。

図4に、CADAM を用いた、治工具設計の例を示す。

治工具設計においては、上述のような技術分野だけでなく、治工具予算管理、設計、発注、入庫の日程管理等、事務分野でもコンピュータを利用し、事務手続きの簡略化、および管理水準の向

上を図っている。

#### 4. NC データ設計

NC データ設計には、以前から自動 NC プログラミングシステムを使用している。

これには、主として旋削用の KLAPS (Kawasaki Lathe Automatically Processing System) と、転削用の DMAPS (Drilling and Milling A.P.S.) を使用している。

これらは、生産技術者自身が開発したソフトであるため、市販ソフトに比べて、細部までロジックを理解した上でプログラミングができる利点があり、次のような機能を持っている。

パートプログラム(形状、切削条件、切削命令)を入力することによって、

- 1) 自動的に切削パスを創成する。
- 2) 部品と工具の干渉チェックを行う。

図5に、チェック作画例を示す。

- 3) NC データ管理、編集ができる。

今後、付加すべき条件としては、

- (1) 工程設計とのインターフェイス

KLAPS, DMAPS の使用にあたっては、最初に、ワークの加工前と加工後の形状を NC 言語で入力する必要がある。

ここで CADAM 等により CAD データ化された工程設計からの出力データをこれに利用できれば入力を省くことができるが、そのままではフォーマットの違い等により使用できない。

そこで、工程設計から自動プログラミングシステムへの形状受け渡しのインターフェイスを確立して、正確さと能率の向上を計りたい。

現在、CADAM とのインターフェイスを一部実

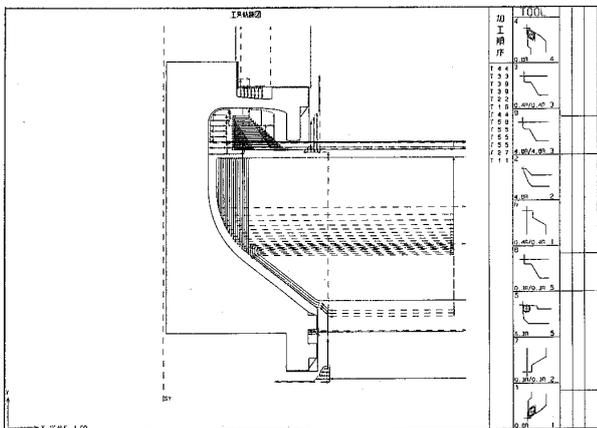


図5 工具軌跡チェック

用化しているが、円弧補間法の相違等の解決が必要である。

- (2) 自動プログラミングの質的向上

KLAPS, DMAPS は、カッターパスの自動創成を主体に開発された NC 言語であるため、今後、切削条件の決定、ツーリングの選択、加工プランニングといった加工技術面からの自動化レベルを付加して行きたい。

および、プログラミングが、より容易に行えるように会話型機能を付加したい。

この内、切削条件データベースと会話型機能の付加に、現在取りかかっている。

その他、自由曲面を持つブレード、ベーン等には、CATIA (仏、ダッソー社の CAD/CAM) や、APT-IV (米国で開発された自動 NC プログラミングシステム) 等も併用している。

次に、NC データの管理については、これを EDPS (Electronic Data Processing System) マスター化し、NC データ管理、編集を簡単にコンピュータ処理するシステムと、そのシステムとの NC 用端末である KIT-N55 (Kawasaki Interactive Terminal NC55) を開発して使用している。

図6に、KIT-N55 の構成を示す。

KIT-N55 は、従来、バッチ処理の対象であった NC パートプログラムのチェック作画、NC 紙テープの出力と入力等を、リアルタイムで可能としている。

NC データの運用に関しては、近年、機械側の NC 制御装置に、外部データ入力用のインターフェイスとして、RS232C が標準装備され始め、従来の紙テープ方式に変わって RS232C を通じて、

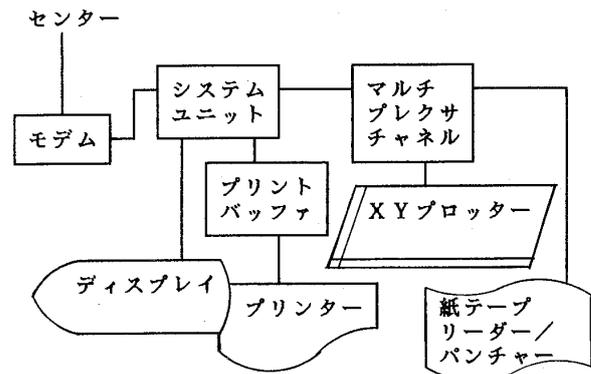


図6 KIT-N55 の構成

NC制御装置とコンピューターを直結して、NCデータを直接送り込めるようになって来ている。

紙テープの出力は、意外に時間がかかり（例えば、70characters/sec. のパンチャーで、250m出力するのに、約23分）、トライ時等修正テープを長時間待たなければならなかったが、この機能により紙テープは不要になりタイムリーに対応できるようになった。

これについては、スーパーミニコンを導入し、DNC (Direct NC) を実用化している。

図7に、DNCの構成を示す。

これは、センターコンピューターによるNCデータ管理システムと、RJE (Remote Job Entry) 接続し、KIT-N55端末でのNCデータ作成→チェック作画→登録→ダウンロード→加工、

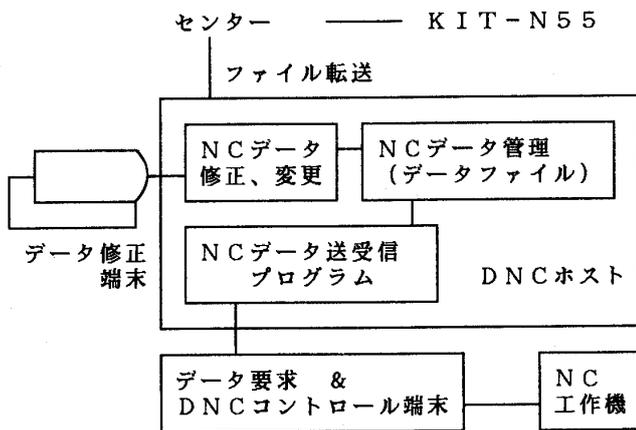


図7 DNCの構成

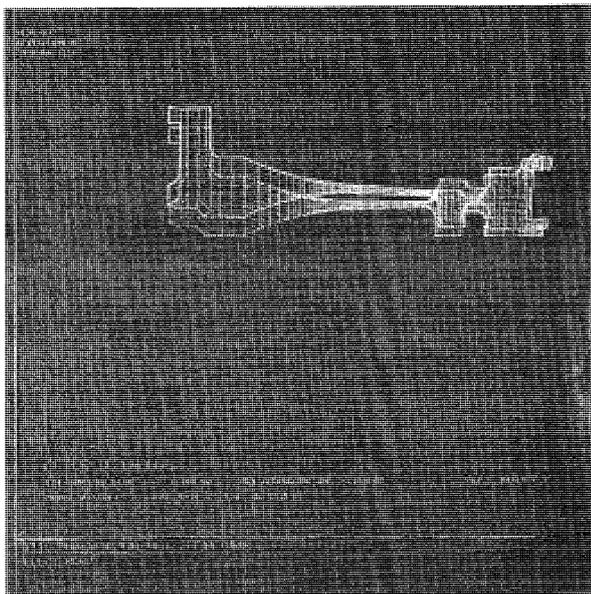


図8 旋削歪み解析

あるいは現場設置のDNC端末から登録済NCデータ要求→ダウンロード→加工、という紙テープレス運転ができるようになっている。

次に、CAEとしては、旋削歪みを有限要素法で解析するシステムを実用化している。

これは、材種毎にテストピース加工による残留応力データを、採って入れておけば、以後その材種の部品は、解析可能としたものである。

図8に、そのアウトプット例を示す。

NCデータの設計技術は、同時に切削技術でもあるので、今後CAEの分野での利用も広がっていくであろう。

### 5. 製造

製造においては、NC工作機械や、コンピューターを利用した各種の自動機械、およびシステムが使用されている。

まず、NC工作機械として代表的なNC旋盤、およびマシニングセンター、最近では研削盤、パンチプレス、歯切り盤、放電加工機等も、NCからCNC化されたものを使用している。

品質保証の分野では、三次元計測機等がCNC化されている。

三次元計測機では、コンピューターとも接続してデータ処理を行っている。

産業用ロボットについては、ティーチング機能を持つコンピューター制御電気サーボによる、6自由度の多関節型ロボットを中心としたシステムを、三次元曲面に添った複雑な動きが要求される、ピーニング、ブラスト、溶射等の表面処理工程に実用化している。

ロボットの使用例を、図9に示す。

次に、加工セル (バッチ処理) として、次のよ

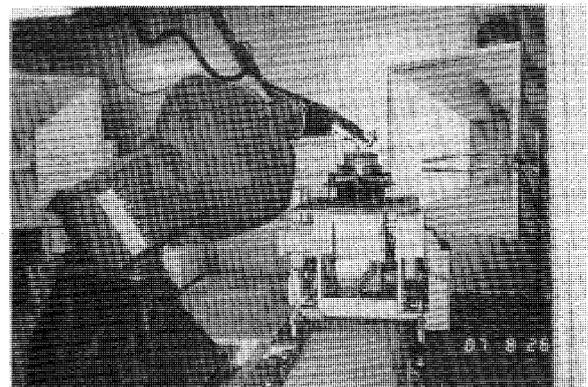


図9 ロボットの使用例 (溶射)

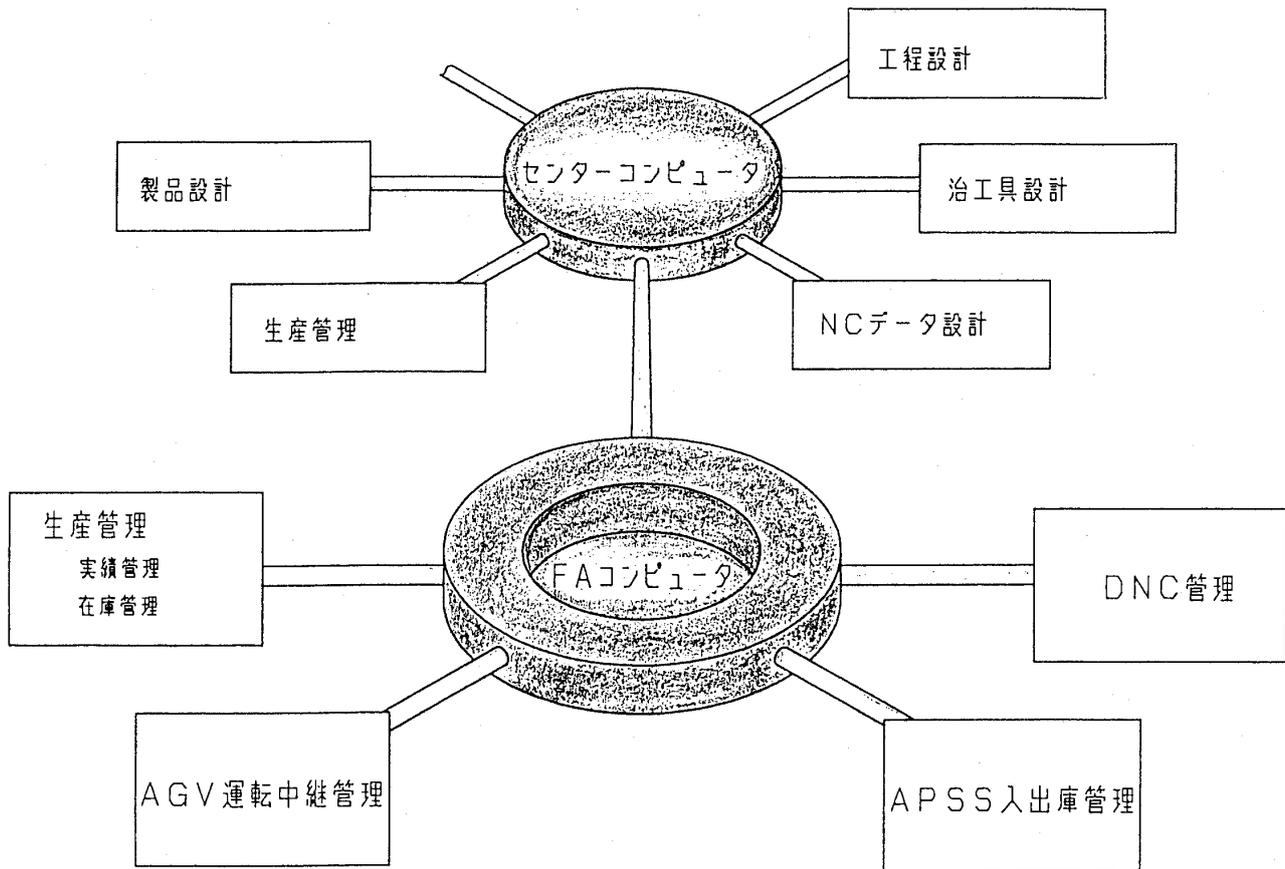


図10 FAシステム構成

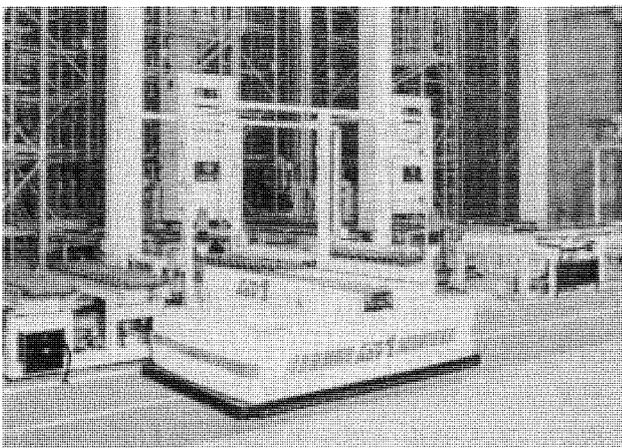


図11 APSSと、AGV

うなものを使用している。

(1) ブレード転削セル, 研削セル

各々, マシニングセンター, NC クリープフィード研削盤を中心に構成したセルで, セルコントロールコンピューターの制御によりブレードの翼根加工を行う。

(2) シャフト旋削セル, 研削セル

各々, NC 横形旋盤, NC 円筒研削盤を中心に構成したセルで, セルコントロールコンピューター

の制御によりスタブシャフトの加工を行う。

FA システムでは, 最新の西神工場において図10に示すようなシステムを開発し, 運用している。

これは, 次のような機能を持っている。

(1) 生産管理機能

従来の生産管理システム, JEPICS (Jet Engine Production Information Control System) に結合し, 工程の進捗管理, スケジュールの作成, 指示, 実績管理, 在庫管理等を行う。

(2) DNC

前述のDNC機能を結合。

(3) APSS (Automatic Parts Supply System)

立体自動倉庫で, 材料, 部品, 治工具の自動保管, 入出庫を行う。

(4) AGV (Automatically Guided Vehicle)

無人搬送車で, 材料, 部品, 治工具を, 自動搬送する。

APSS と AGV の例を, 図11に示す。

これらは, FA コンピューターを中心に工場内 LAN によって結ばれており, さらにセンターの

大型コンピューターにつながっている。

## 6. おわりに

以上、ガスタービン部品製造分野の生産技術について、コンピューター利用のアウトラインを実施例で紹介した。

紙面の都合で説明が不十分な点もあるが、これらの実施例が参考になれば、幸いである。

今後の見通しとしては、一般にも言われていることであるが、

1) 業務用ツールとしての、個々のソフトウェア、ハードウェアの拡充。

2) これらをつなぐネットワーク化。  
が進む、と考えられる。

ここ数年来、コンピューターは、操作性、価格面等で急速に身近になってきており、自然、利用拡充に向かって行くであろう。

また、異機種間をより容易に結合できるプロトコルも確立されるであろう。

この結果、以上に述べた生産技術業務や、生産設備の制御も、各々、独立したものではなく統合されたもの、即ち、コンピューターによる統合生産、CIM(Computer Integrated Manufacturing)の概念に近づいて行くであろう。

機械工作法に代表される、要素技術から出発した生産技術は、今、システム技術としての側面も合わせ持つようになって来ている。

## 3.2 鉄鋼メーカー材料試験センターのFAシステム

(株)東芝 京浜事業所 機器装置部 大塚俊平  
// 井上晃  
// 岡田晃

### 1. はじめに

昨今の人手不足と若者の製造業離れは、我々に製造工場の急速な変革を迫っている。特に労働集約形産業と言われている鉄鋼、造船、重電などの重厚長大製品を製造する工場には切実な問題となっており、各社様々な対応を行っているが、FA (Factory Automation) はその代表的施策の一つである。自動車工場の例を挙げるまでもなく、ロボットに代表されるメカトロニクスと計算機の技術を駆使し、人間に代わって機械が機械を作る工場が現実のものとなってきている。さらに設計・製造・販売をスルーした製造活動の総括的な合理化を提案する。CIM (Computer Integrated Manufacturing) へと発展しつつある。

重厚長大産業の典型例である電力機器製造業において、発電機器や変電機器製造ラインのFA化が近年積極的に進められているが、ガスタービン製造ラインの事例としては極めて少ない。その中でも'70年代の初めに、アメリカのウェスチングハウス社がテキサス州のオースチンに当時の最先端の技術を駆使したガスタービン製造の専用工場建設は、関係者の間で大きな話題となった。しかし、アメリカにおける電力産業の成長率低下から他製品の製造へ転用されたと聞いている。その後ガスタービン工場におけるFAの動きが活発でなかったのは、ガスタービンは成熟機種といっても、性能向上の強い要望に応え、新しい材料・部品形状の採用、高性能冷却翼、耐熱・耐蝕コーティングなど新しい製作技術も日進月歩で改良・開発が進められており、製造プロセスの機械化・自動化をおこなうことがむずかしいこともその一因となっているためと思われる。

(平成2年10月17日原稿受付)

以下、FAシステムの一例として、鉄鋼メーカーでの製品品質管理として重要な材料試験センターのFAシステムについて紹介する。

### 2. 鉄鋼メーカーのFA

従来より新日本製鐵(株)は、高炉、転炉、圧延設備などの製鉄プラントに、極めて高度な自動化技術を取り入れ、鉄鋼生産のリードタイムの短縮化、省人化、品質の向上などの生産合理化を積極的に推進し、世界に冠たる地位を築き上げてきている。

これをさらに発展させ、鉄鋼製品の受注から試験検査までの情報を一元化し、受注から出荷に至るトータルリードタイムの短縮を図るとともに、間接要因を含めた所内トータル要員の削減および品質保証の強化を担ったFAシステムを、当社が平成元年4月に八幡製鐵所に納入した。

これは総合試験センターと呼ばれ、従来の鉄鋼の自動化と異なり、ロボット、無人搬送車、自動倉庫、マシニングセンターなどFAの基本ツールを大幅に導入した、CIM指向の本格的なFAであり、この分野における世界最新鋭を目指したシステムである。

具体的には、所内の主要圧延プラントごとに分散していた、シームレスパイプ(SML)、ステンレス厚板、レール、鋼矢板、形鋼の試験室を集約統合し、素材から試験片の削り出しおよび各種試験までの一連の作業を、計算機によるオンラインの情報管理のもとに自動化を行い、要員効率の向上を図ったFAシステムである。

### 3. 試験センターにおける情報の流れ

八幡製鐵所の情報の流れは、図1<sup>(1)</sup>に示すように、既に本社からの受注情報から生産、試験までの情報一元化が図られている。しかし、所内の圧延プラントごとに分散設置されていた試験室における情報処理は、試験作業と同様に人手介入作業

が多いことが合理化の妨げとなっていた。

そこで試験センターの情報の基本を各試験片毎に採番される試験番号とし、その番号は全ての試験片にマーキングし認識できることとした。

この考え方により構築されたシステム構成図を図2<sup>(1)</sup>に示す。次に各々の機能分担を説明する。

(1)<sup>(3)</sup> システムはオンライン計算機, SSC (Sogo Shiken Center Shop Level Computer), セルコントローラ, ゾーンコントローラとからなる,

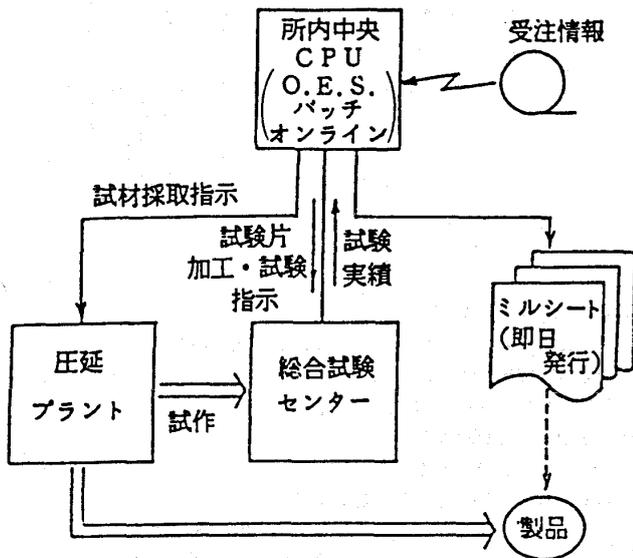


図1 所内概略構成

オンライン計算機は、八幡製鐵所全体の生産管理、品質管理を行うもので、SSC 以下が総合試験センター内のシステムである。

(2) SSC は、オンライン計算機より製品の試験スケジュール, 試験作業指示を受け, 試験センター内の物流管理, 自動運転制御, オペレーターガイダンスなどを行う中枢部であり, 試験実績データをオンライン計算機へ伝送することで, 一つの製番が完了する。

(3) セルコントローラは、SSC からの作業指示情報を受け, 各セル内の自動運転および試験片のトラッキングを行うが, 試験センター内の全試験片のトラッキングはSSCが行う。

このように、総合試験センター内システムは階層的構成を形成し、LAN (Local Area Network) の2層化、セル、ゾーン単位の分散化を行い、システムの信頼性を高めている。

#### 4. 試験片加工の自動化

機械加工ショップの自動化を成功させるためには、加工自体の自動化はもちろんのこと、それに付随する切屑処理、工具管理、段取り作業なども加工と同一レベルのポテンシャルになっていなければならない。

本センターの場合も、加工作業そのものは汎用

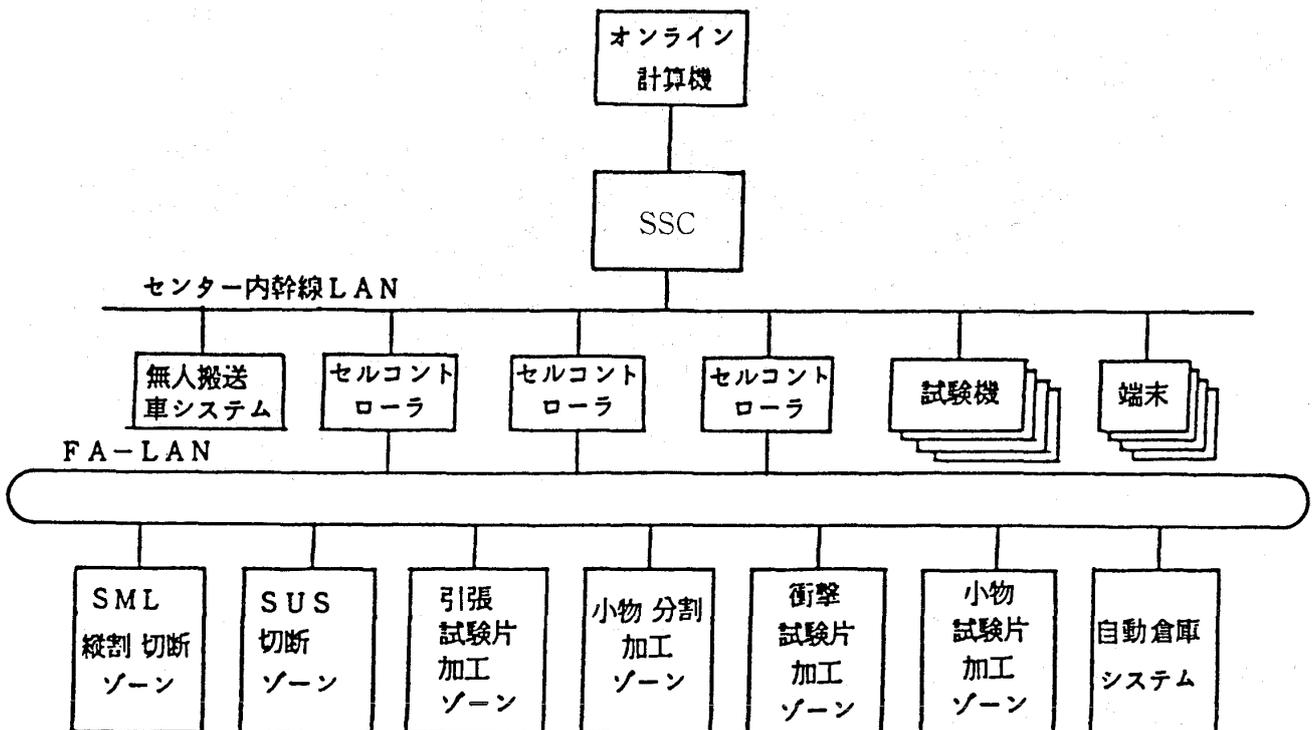


図2 システム構造概要図

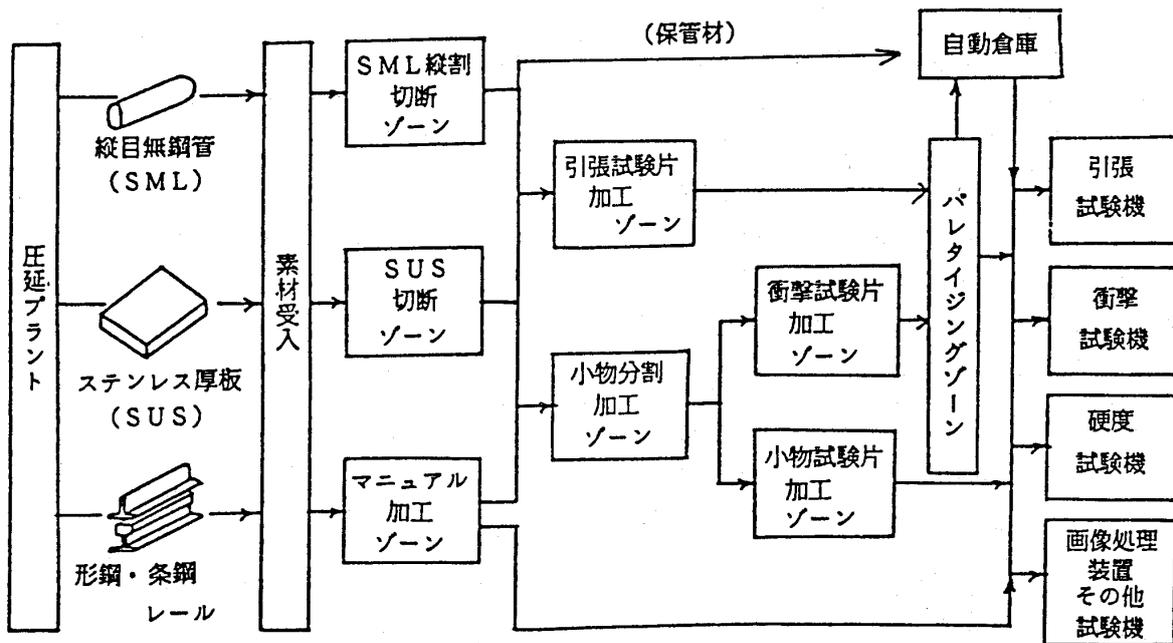


図3 物の流れの概要

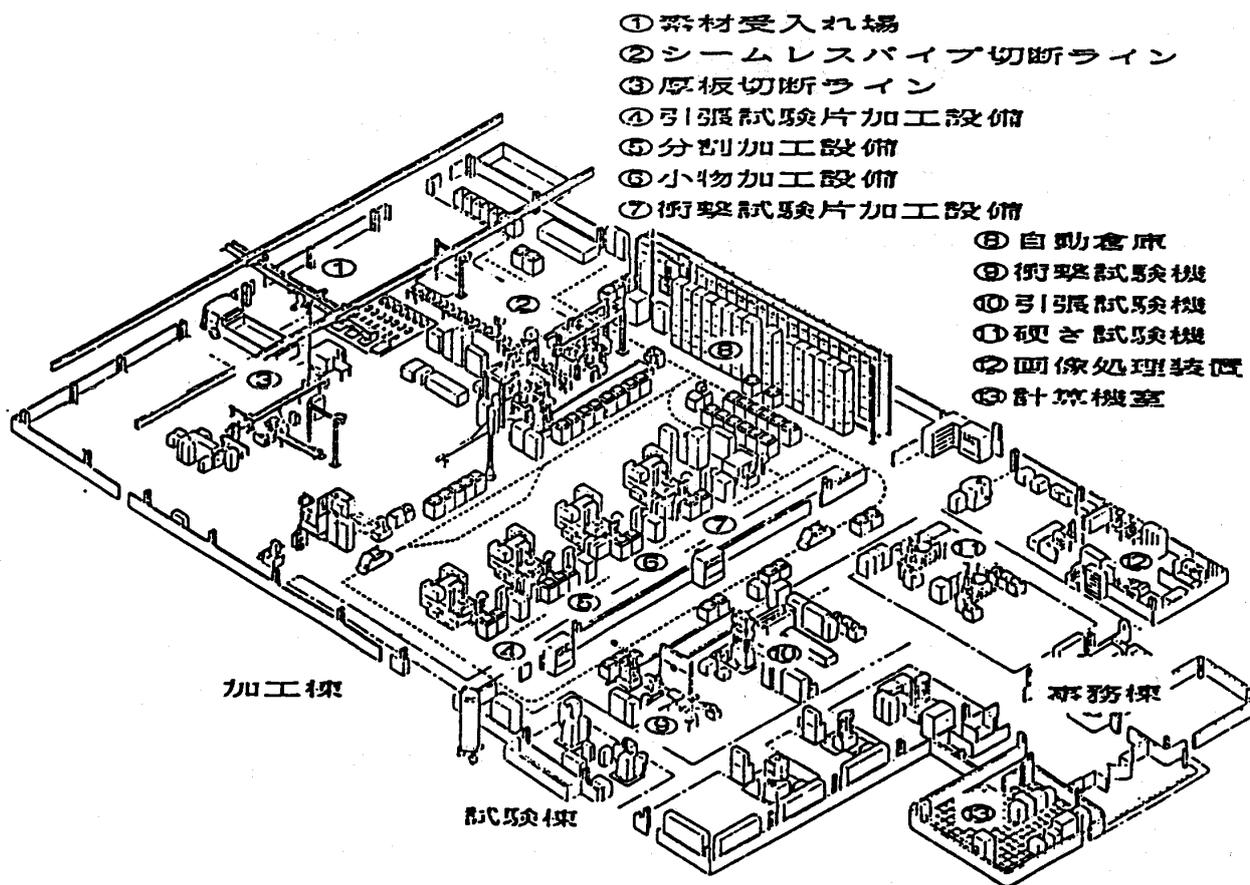


図4 レイアウト

のマシニングセンターや鋸盤が行うが、それらを無人運転するための、段取り治具、加工治具、ロボットハンドとロボットの制御などは、試験センターの実情に合わせ夫々工夫を重ねて、独自に開

発されたものである。図3<sup>(1)</sup>に物の流れ、図4<sup>(2)</sup>にレイアウトを示す。

(1) 自動切断セル

圧延プラントから運搬されてくる試材を受入れ、

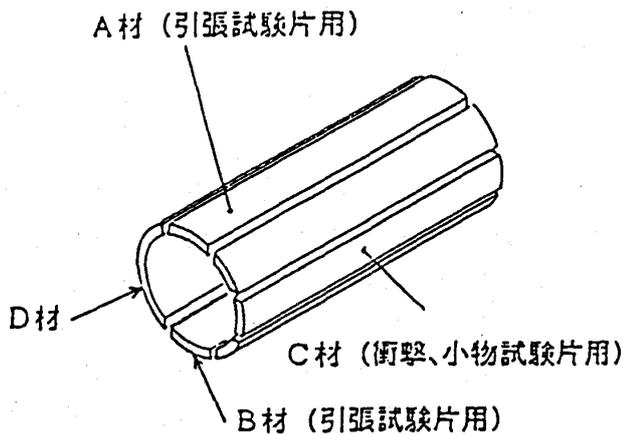


図5 パイプの切断

所定の寸法に自動切断するセルであり、SML 縦割切断ゾーンおよびSUS切断ゾーンで構成されている。

SML 試材は、図5<sup>(2)</sup>に示すようなパターンに切断されるが、径および肉厚が多種であり、切断後、引張試験片やシャルピー試験片への加工を全自動で行うため、切断寸法や面粗度を一定に保たなければならない。そこで、各試材の外径、肉厚、材質をパラメータとして、①切断条件の自動選定、②切断手順の自動設定、③段取り手順・クランプ力の最適化をゾーンコントローラが行い、常に最適な条件で加工が行えるよう配慮している。

ゾーン内のMH(マテリアルハンドリング)は、切断前のパイプはコンベアと空中ロードで行い、切断後は仕分け処理も含め水平走行式の垂直多間接形ロボットで行っている。

## (2) 自動機械加工セル

このセルは、加工形状により引張りTP加工ゾーン、分割ゾーン、小物加工ゾーン、シャルピーTP加工ゾーンとで構成されている。

ゾーンの構成は汎用の横形マシニングセンターと垂直多間接形ロボットが1台ずつのセットとなっている。これら同一構成単位が異なった加工を行うためには、治工具に夫々独自の工夫がされている。例えば、シャルピーTPは従来フライス加工後研削加工され、 $\pm 0.025\text{mm}$ の寸法精度を得ていた。今回のFA化に当たり、全てフライス加工により、高精度な加工が安定して行えないかを試験し、新たに開発した工具による加工方法を採用している。特に恒温室でない環境の下で安定した精度を得るためにマシニングセンターの静的・

動的精度や熱変形など総合された特性をつかみ、それに対し工具オフセット機能などにより、補正する方式をとっている。

このように、各装置が個々に独立したインテリジェントなコントローラを備え、分散処理ができるのが現代の装置の特徴と言え、CPUやメモリ素子の小型化、低価格化により比較的容易に高機能化が行えるようになった。そして従来自動化の基本技術とされていたカラクリ的メカの使用頻度は縮小の傾向にあり、それに比して安定した高速度の機構が求められつつある。

従来のFAが全て一つの計算機に情報と制御とが集中し、末端のセルやゾーンでは単独の自動運転などできないため、重たいシステム構成をとらざるを得なかったものが、分散処理形化することにより非常に動きやすい、システムダウン時でも単独の操作が可能なシステムにすることができている。

## (3) 自動マーキング設備

先にも述べたとおり、このシステムの根底には、試験片の個々が番号を持ち、計算機はもちろのこと作業員自身でも、いつでもトラッキング情報の検索、修正ができることにあり、これがひいては品質保証の信頼性を高めている。

この考え方を実現させるため、鉄鋼表面のどんな状態にもマーキングでき、そのマークは現在のアイカメラおよび画像処理技術のレベルで自動読み取りができるマーキング装置を開発した。

これはYAGレーザー発振機のパルスレーザーにより黒皮の厚さや加工面性状に応じたドット刻印を行うものである。黒皮面は窒素ガスでシールドし光沢のあるドットを、加工面は酸素ガスをアシストガスとし、黒色のドットを作り出している。またYAGレーザー光が光ファイバーで伝送できることから、マーカを各ゾーンに分散配置し、1台の発振器をタイムシェアリングで有効に活用しているのも特色の一つである。

## (4) 物流と保管

試験センター内の物の流れは、試材が切断・分割された後、加工セルを経て試験セルで試験される流れと、一旦倉庫で保管されるものとの2つの流れがある。

そこで加工セル間の物流はパレット単位の少

ロット管理とし、まとめ生産によるリードタイムが長くなることを避けている。このパレットの搬送は無人搬送車を採用し、FAシステムのフレキシビリティを狙っている。

また、試材および試験片の一時保管を行う自動倉庫は、セルフコントローラが棚情報を持つ以外にSSCにも同一の情報を持たせ、コントローラダウン時の復元が容易なシステムとしている。

## 5. 試 験

試験装置単体の自動化は従来より進められ、それ相当のレベルに達しており、試験データの処理もオンライン化されていた。

ただし、試験片の自動投入及び試験片のトラッキングを自動的に行う技術が伴わなかったため、試験ライン全体の自動化には至っていなかった。そこで、前述したマーキングの技術開発をベースにトラッキングの自動化をアイカメラと画像処理により達成し、投入は産業用ロボットを活用し自動化することができた。

これにより、加工から試験までの情報の流れに人手が介入する必要がなくなり、製品と試験デー

タとの完全な同一性が達成された。

## 6. おわりに

これまで自動化が困難とされていた多品種少量生産ラインにおいても、ここに示した事例のように、先進のメカトロ技術の活用と関係者の熱意により、大幅な省人化はもちろんのこと、工期短縮や品質保証体制の強化を図ることができた。

工場の自動化、省人化は時代の趨勢であり、そのための技術も計算機の発達に支えられ、急速に進歩しつつある。またこれまで人間性を無視した形で進められてきた合理化も、昨今の労働事情から様変わりしつつあることは喜ばしいことであり、このような動きが再び製造業の人気回復につながることを願っている。

## 参考文献

- (1) 田淵・平野・伊勢亀, ファクトリー・オートメーション ('90.7)
- (2) 土屋・前川・林・黒崎, 日本機械学会九州支部特別講演会要旨集 ('90.2.2) p53~61
- (3) 三原・松永, 計装学会主催次世代FAを考えるシンポジウム要旨集 ('89.11.28) p41~46

### 3.3 非破壊検査

石川島播磨重工業(株) 航空宇宙事業本部 細川 孝人

#### 1. 諸言

“非破壊検査”と“電算機の利用”との関係については、例えば検査装置の自動化や検査結果のデータ情報整理などに既に多くの非破壊検査の分野でも電算機が利用されている。さらに最近では画像処理にも急速に使用され、電算機の利用により非破壊検査技術水準の飛躍的な向上が見られるようになってきた。

ここでは今回は“ガスタービン”として主に航空エンジンに対して期待される高い信頼性の非破壊検査と電算機との関係について今までの歴史と現状および今後の動向について考察する。

戦後、わが国で製造が開始されたガスタービン部品に適用されてきた非破壊検査としては外観検査・X線検査・磁粉探傷検査・浸透探傷検査・超音波検査があり、少し経ってから渦流探傷検査も適用されるようになった。

これらのいずれの手法も従来、“ジェットエンジンという航空分野”以外の分野で適用されていた検査では対応できない厳しい欠陥検出感度が規定され、さらに作業標準の規定化や特殊工程管理として特別に設備・工程・検査員の検定を実施して検査技術修得および向上が図られてきた。

しかしながら、当時は厳しく高い検査レベルに懸命になって対処していたとはいっても、現在の検査レベルは更に遥かに厳しい検査レベルが要求されており各手法の欠陥検出感度も大幅に向上してきている。

例えば、超音波検査（垂直探傷法）では標準試験片の感度設定用欠陥の基準最小寸法は5/64 inch  $\phi$  (2 mm) から1/64 inch  $\phi$  (0.4mm) へ、浸透探傷検査では欠陥指示として判定すべき指示模様の長さは1.6mm から0.25mm へと厳しくなっている。

この変化は実用化エンジンの高性能化に伴ってエンジン部品に許容される欠陥寸法も微小になってきたためである。一方、微小欠陥を確実に検出する必要があり、従って検査結果の再現性・信頼性が要求されてきた。従来にも増して信頼性の高い検査を実施する必要が生じてきたのである。

#### 2. 損傷許容 (Damage Tolerance) の概念の導入<sup>(1)</sup>

信頼性の高い検査の必要性は“航空機構造中には発見できない初期欠陥が存在し運用中にこれが進展していくが、破壊に至る前に信頼性の高い検査を実施することにより発見、評価して除去できれば航空機は安全に運用できる。”という“損傷許容の概念”の導入と強い関係がある。

また、従来は検査レベルのターゲットとして“どの位の最小欠陥寸法まで検出可能か”を問題としていたが、損傷許容の概念の導入後は、“あるレベル以上の欠陥をいつでも検出できるか、また、欠陥寸法を定量的に評価できるか”つまり信頼性のある定量的非破壊検査が必要になった。

これに対応して米国では1970年の後半から検査の信頼性の調査を開始し、特に浸透探傷検査では必ずしも欠陥を検出し得ない場合があることや渦流探傷検査では検査員・検査位置などによって検査データのバラツキが大きすぎて信頼性がない状態にあることを指摘している。参考に当時の浸透探傷検査の欠陥検出効率の調査グラフ (Detection efficiency %) 図1と渦流探傷検査での欠陥検出の信頼性グラフ図2を示す。現在でも一般に実施している非破壊検査の結果には同様なバラツキがあるとの調査もなされている<sup>(1)</sup>。

信頼性のある定量的非破壊検査技術の実現のための実施事項としては現有技術の改善策と最新検査技術・手法の導入がある。現有技術の改善策としては検査員・作業者の教育とか検査状態や環境の改善なども行われたが、特に重点的に実施され

(平成2年10月23日原稿受付)

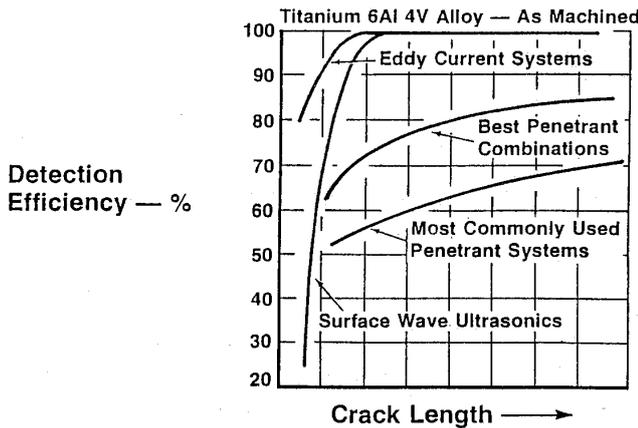


図1 亀裂検出効率例

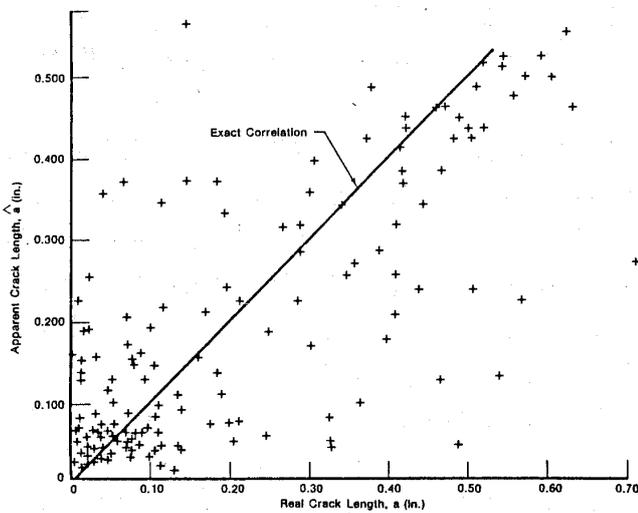


図2 亀裂検出信頼性 (渦流探傷検査)

た事項としては

a) 装置・治具の改良

経時変化減少, 性能向上とバラツキの抑制, 操作性改良, デジタル処理とデジタル評価, 画像表示・画像処理など

b) 検査方法・評価方法の見直し/改良

c) 自動探傷・評価システムの設定

などがある。

検査の自動化といえは、一義的に省力化とか時間短縮を目的にしていた考え方があったが、定量的非破壊検査の究極は自動探傷・評価であり、

- ①: 信頼性 (Reliability) の向上
- ②: 再現性 (Repeatability) の向上
- ③: 品質保証費 (Quality Assurance Cost) の節減

を目的としている。

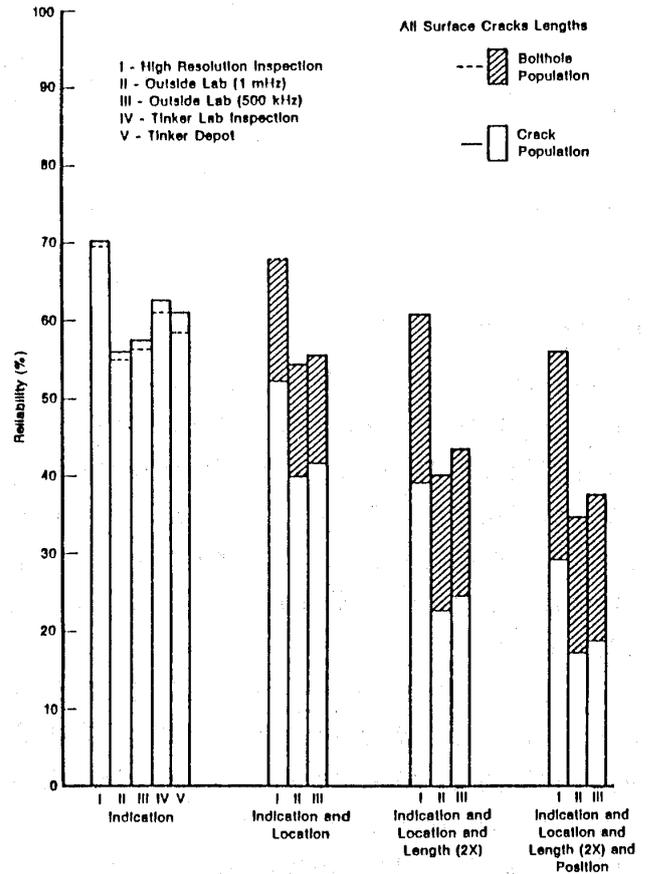


図3 検査実施部門別亀裂検出度合の相違

### 3. RFC (Retirement for Cause Inspection) 検査の導入<sup>(1)</sup>

従来は“対象部品に対してある長さの欠陥がある確率で発生するまでの期間を統計的にデータを解析して部品の寿命を決めて、その寿命に達した部品ロットは使用から外す”方式で不具合の発生を予防してきたが、“構造解析, 破壊力学, 定量的非破壊評価を基礎として個々の部品を検査してあるレベル以上の欠陥がなければその部品は使用できる”即ち、欠陥を生じて使用できなくなった部品を確実に除去し、安全に使用できる部品を確実に判別するための手段としての“RFC 検査”が導入されるようになってきた。同時に、これは経費節減 (Cost Saving) を目的としており、廃却品が少なくなり、また、検査間隔も長くなるなど有効な方式である。

RFC 検査開発の骨子として、

- ①: 部品の構造解析 (応力分布)
- ②: LCF (低サイクル疲労試験) による割れの発生と成長の解析
- ③: 定量的な非破壊検査の開発

がある。

#### 4. 定量的な非破壊検査の開発

ここでは、③の“定量的な非破壊検査の開発”の方法について述べる。

開発の進み方は次の3段階に分けられる。

第1段階：非破壊検査手法の選定

実験と解析による当時の検査の信頼性の把握

第2段階：従来手法の改善・自動化

第3段階：新しい非破壊検査手法の導入

非破壊検査の面から実施が進められた RFC システム設定のための事項として

①：従来手法の改善

- ・探傷器の改良 (含, デジタル処理化)
- ・プローブ (含む, コイル形状など) の改良
- ・解析モデルの検討
- ・信号解析手法の改善

②：自動化

- ・デジタルコントロール・デジタル出力による全自動探傷
- ・自己診断機能

③：新手法の検討

などがある。

1980年代に、各種の非破壊検査手法の欠陥検出の程度 (欠陥検出効率) の調査が行われ、検査効率の確認および比較がなされた。図1はその検出効率の比較データ例を示しており、渦流探傷システム (Eddy Current System) および超音波検査 (Ultrasonic Inspection) が比較的に高い効率で欠陥を検出できる検査手法であることがわかる。

しかしながら、例えば渦流探傷検査では図2で見られたように当時は実際の欠陥の大きさと渦流信号との間には相関関係がなく、信頼性の低い検査が行われていたことが判ったほか、検査技術者・検査員・検査実施場所 (研究所・工事現場など) によって信頼性が相違している状況が明確にされた。

その状態では“損傷許容”や“RFC 検査”に対応できないために、従来、検査の自動化や検査結果のデータ情報整理及び画像処理などに電算機を利用してそれなりの改善がなされていたが、非破壊検査の信頼性向上の面から“電算機の利用”なしには“非破壊検査”の改善が行うことができないまでになった。つまり、ジェットエンジン部品がより

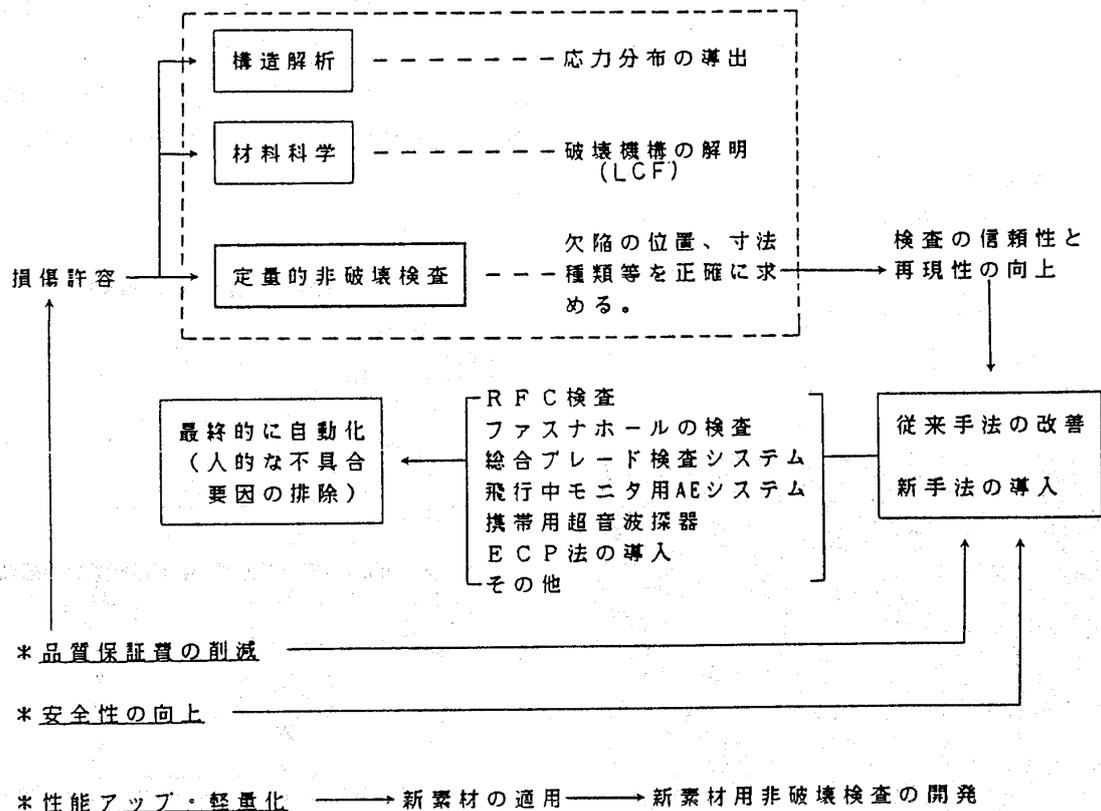


図4 RFC と非破壊検査との関係

高品質を要求され、また高価格になってきたために損傷許容やRFC検査の方式が導入され、信頼性のある定量的非破壊検査を行う必要が生じた。

### 5. 非破壊検査の技術革新

電算機を使用して、当初、特に改善が図られたのは、渦流検査と超音波検査であり、全自動のロボット動作と画像処理が飛躍的に改善された。

特に渦流探傷試験は改善され、重要部品 (critical part) である Disk の Bolt Hole や Dovetail Slot および Disk Bore 部などに多用され、信頼性のある検査手法として活用されている。

渦流探傷検査、超音波検査のほかに電算機を利用して改善された定量的非破壊検査手法としては、X線検査 (X ray-CT 断層)、浸透探傷検査、赤外線サーモグラフィ検査及び外観検査などの手法が既に全自動ロボット・画像処理システムとして実用化されている。そのほかに、新しい手法として検討され実用化されているものとして、

- ・マイクロ波渦流 (強磁性共鳴センサプローブ)
  - ・ECP 法 (Electric Current Perturbation)
- によるファスナーホール検査システムもある。

更に、応力分布解析などに使用されていたレーザーホログラフィ法も欠陥検査方法としても使用されるようになり、電算機の活用とともに最近ではデジタルレーザーホログラフィ法になり、さらに SHEAROGRAPHY 技法へと移り変わっている。

このように非破壊検査信頼性確保という製品ニーズに対応して電算機の利用が進み、技術革新がなされてきている。

この技術革新の概念が分かりやすく、実際に行われている典型的な事例として航空エンジンのブ

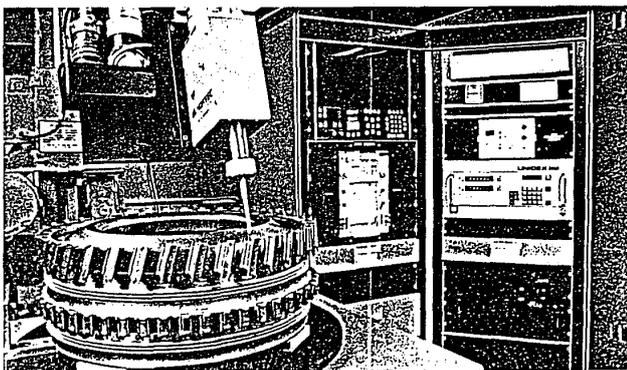


図5 ディスク穴部検査例 (渦流探傷検査)

レード・ベーンの各種非破壊検査手法による総合的な評価システムである IBIS (Integrated Blade Inspection System) 総合ブレード検査システムがあるので、その概略を記述する<sup>(2)</sup>。

IBIS は米国で1970年代後半から開発が行われ、電算機情報システムにより翼部品の1個1個を自動的に精密検査するもので、無人検査操作・評価判定までも行うことを目標としている。従って、検査の信頼性・再現性・完全性・および品質保証費用の低減 (新製時、オーバーホール O/H 時) を目的としている。

IBIS の基本構成は図6に示すように

- \* VIM (Visual Inspection Module) 外観検査モジュール
- \* FPIM (Fluorescent Penetrant Inspection Module) 蛍光浸透探傷検査モジュール
- \* AFPPM (Automated Fluorescent Penetrant Preprocessing Module) 自動蛍光浸透処理モジュール
- \* IRIM (Infrared Inspection Module) 赤外線検査モジュール
- \* XIM (X-ray Inspection Module) X線検査モジュール

◎ : ICS (Information Computer System) 情報管理コンピューターシステム

からなり、部品の搬入、検査、評価、判定、搬出および処置などのステップ操作を自動的に行う仕組みである。

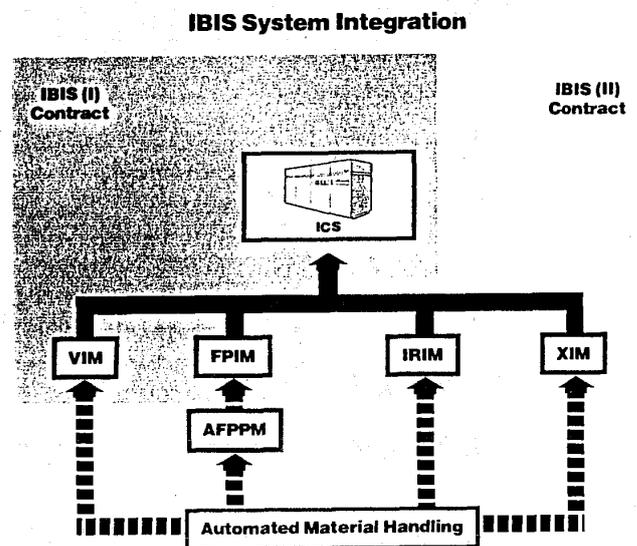


図6 IBIS システム構成

1例としてX線検査モジュールの機構を図7に示すが、電算機システムが全てのステップと関連

して機能していることが判る。図8にはX線断層(X ray-CI)検査の写真例を示す。

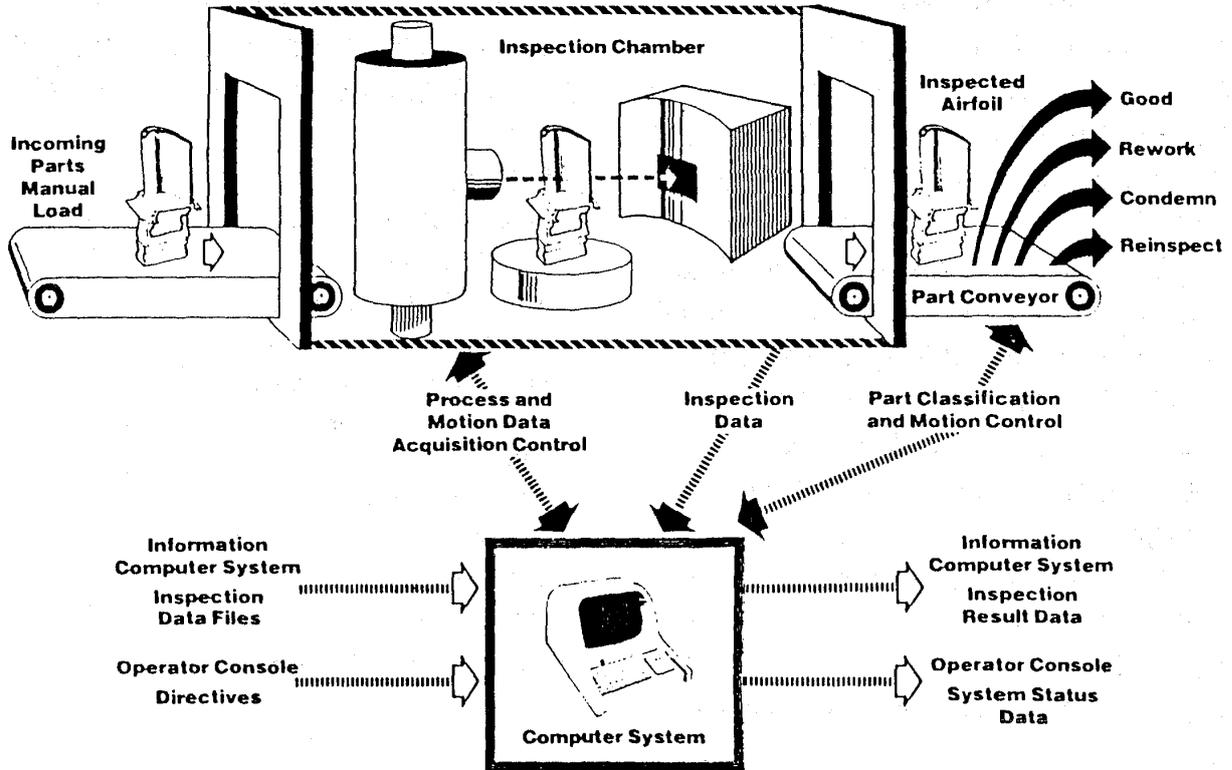


図7 X線検査モジュール

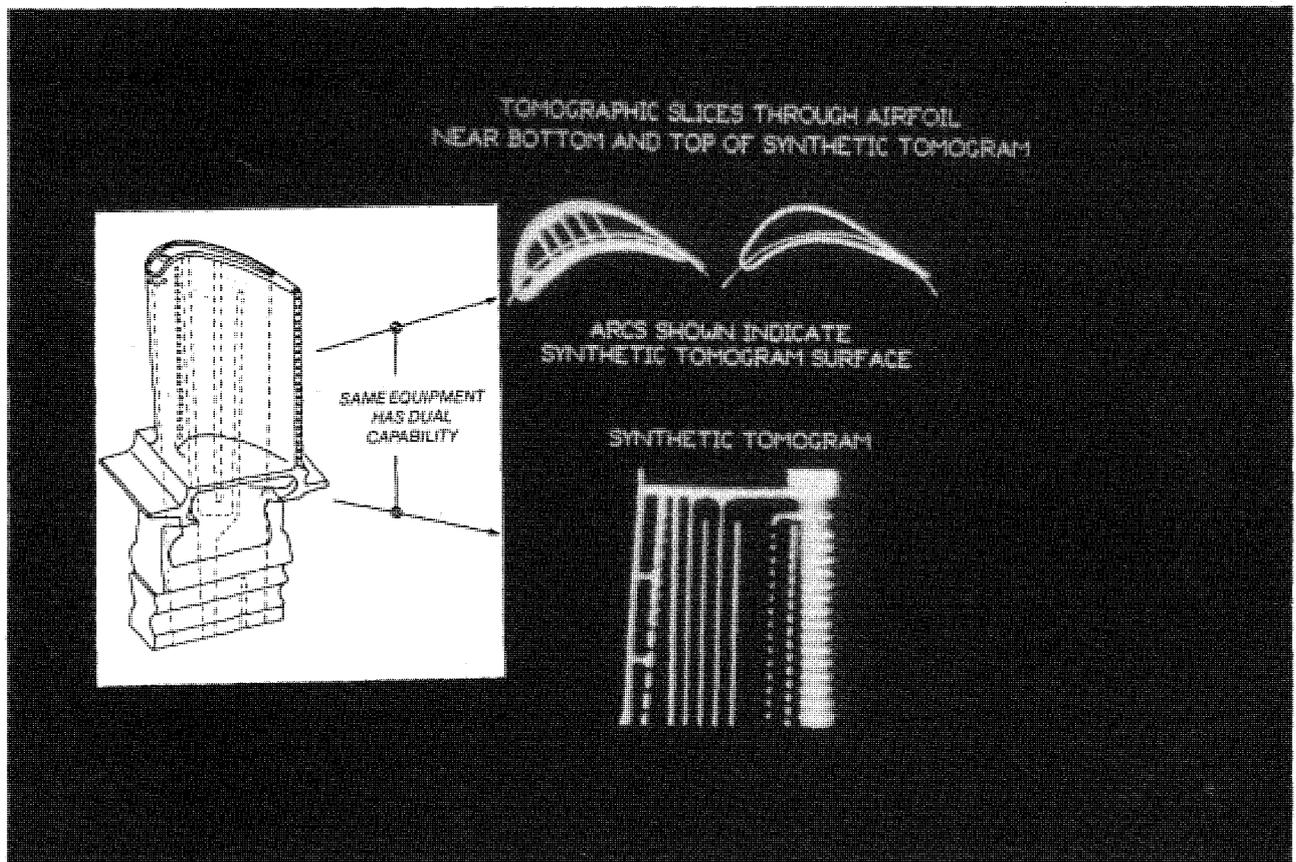


図8 X線検査断層写真例 (タービンブレード)

画像処理技術によって像の濃度差拡大や立体像など従来のX線検査像では得られない情報が得られ、正しい評価を行うことができている。

ここに示した検査機構と検査例は上記の全ての検査手法でも同様に実用に供されている。

これらの検査手法に共通していることは、搬入・搬出・検査操作は既にロボット機構による自動操作が行われ、また、検査情報のデータ表示・画像処理も行われ、それらの品質レベルも格段に向上してきている。しかしながら、データの評価・判定は比較的に大きな欠陥信号に対しては電算機を利用して自動的に実施できるが、現状は航空エンジン部品に要求される厳しい品質基準に対応するまでに至っていない。この点は今後の課題として対策をとる必要があるが、段階的ではあるが自動評価可能な欠陥サイズも小さくなってきているので検査データ・画像処理技術の今後の発展とともに改善されていく方向にある。

## 6. 結 言

今回は非破壊検査技術の発展の経過を電算機の

利用との関連から記述した。通常実施している非破壊検査の信頼性の問題点を認識し、航空エンジンの検査には特に必要な信頼性のある定量的非破壊検査にするために電算機の利用は不可欠であり、また今後、電算機の発展とともに自動化も進み、非破壊検査技術も加速的に向上していくものと期待される。

## 参考文献

- (1) Review of Progress in  
QUANTITATIVE  
NONDESTRUCTIVE  
EVALUATION  
Edited By Donald O.Thompson  
AND Dle E.Chimenti
- (2) IBIS  
INTERGRATED  
BLADE  
INSPECTION  
SYSTEM  
General Electric Company

### 3.4 材料開発における電算機利用 —金属材料技術研究所材料設計研究部に於ける コンピュータ利用の現状—

金属材料技術研究所 星本健一  
// 山崎道夫

#### 1. 緒言

1988年、金属材料技術研究所（金材研）に材料設計研究部が誕生した。この研究部は4研究室からなり、主としてコンピュータを活用して高性能材料を効果的に開発する手法の確立を目指している。以下に幾つかの実例を紹介する。

#### 2. 合金設計

##### 2.1 Ni基超耐熱合金の設計

金材技研では、最近の約10年の間に、著者の一人が所属する研究グループが開発し、かつ改良を重ねてきた合金設計プログラム<sup>(1),(2)</sup>を用いて各種の製造法に対応した、数々のNi基超合金を開発してきた。この合金設計手法の基本は吟味された

実験データの集積の上に成り立っている。すなわち、信頼性の高いデータに重回帰分析を適用することによって、相平衡の条件や各種の特性を高精度で推定することが可能なものである。

設計プロセスは図1に示すとおりであるが、各ステップについて以下に簡単に説明する。

(a) 近年タービンプレード等の高温部に使用される合金は殆どがNi基超耐熱合金であり、これは純Niを主体とする $\gamma$ と呼ばれる相と、金属間化合物Ni<sub>3</sub>Alを基本とする $\gamma'$ 相の2相が巧みに組み合わせられたものである。特に $\gamma'$ 相は高温になると強度が増加する特異な性質をもち、優れた合金が多数実現されている。

合金設計ではまず、 $\gamma'$ 相の組成を決める。この組成は任意に定めるものであるが、 $\gamma$ 相と平衡可能な組成であることと、各元素の濃度が固溶範囲を超えないように設計することは勿論である。平衡状態図を念頭に於くならば、ステップ(a)は $\gamma'$ 相領域と $\gamma+\gamma'$ 相領域とを隔てる $\gamma'$ 面上の一点を指定することに当たる。900°Cにおけるこの面は式(1)に示す回帰式により決定される。なお、式中で $X_i'$ は元素iの $\gamma'$ 相中における濃度をあらわす。

式(1)はCo, Cr, Mo, Wなど、Al以外の元素の組成を与え、全体組成が $\gamma'$ 面上の組成に適合するようにAlの濃度を調整することを意味している。

$$X'_{Al} = 23.4 - 0.03X'_{Co} - 0.55X'_{Cr} - 0.71X'_{Mo} - 0.74X'_{W} - 0.86X'_{Ti} - 0.96X'_{Nb} - 0.48X'_{Ta} - 1.08X'_{Hf} \dots\dots\dots(1)$$

式(1)による計算値と実測値との関係を図2に示す。重相関係数(MCC)は0.96と極めて高い。

(b) 上で決めた $\gamma'$ 組成と平衡する $\gamma$ 相の組成を計算する。 $\gamma$ 相中の各元素の濃度 $X_i$ は分配係数 $R_i$ を用いて  $X_i = X_i' / R_i$  により決定される。

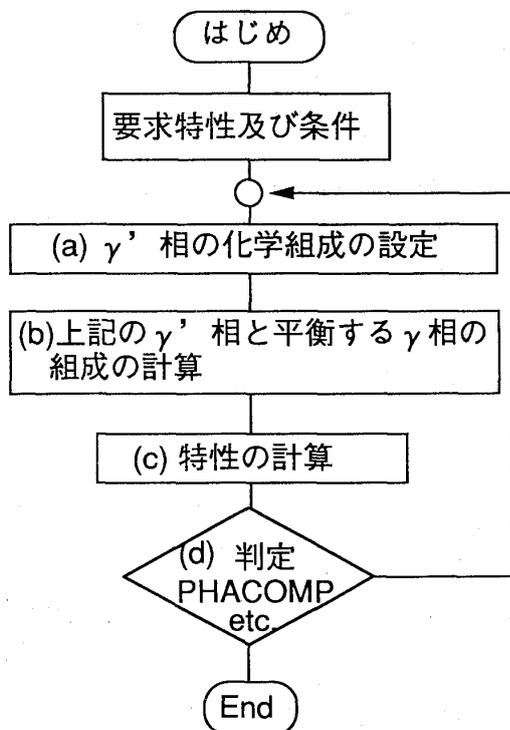


図1 合金設計の流れ

(平成2年10月29日原稿受付)

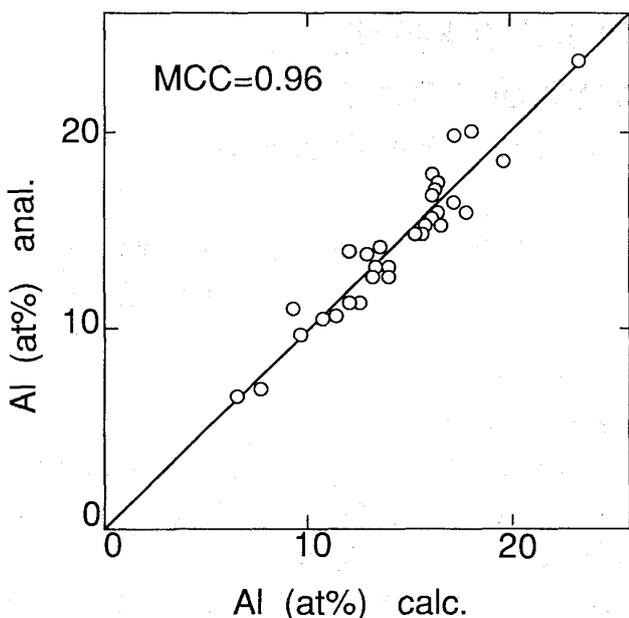


図2  $\gamma$ 相中の Al 濃度の計算値と実験値の相関

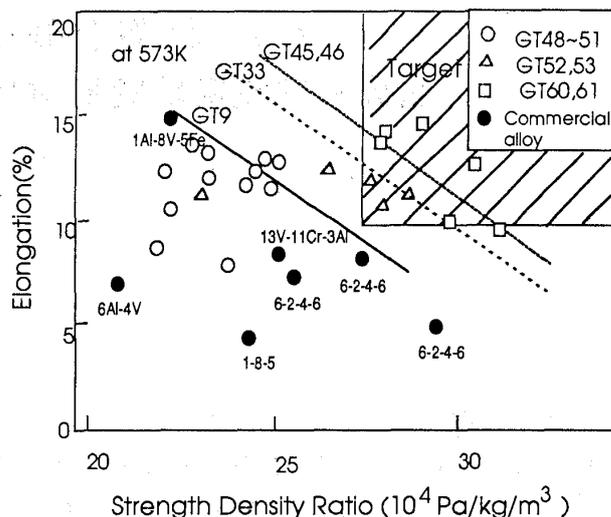


図4 合金設計手法を用いて開発した  $\alpha + \beta$  型 Ti 合金の特性

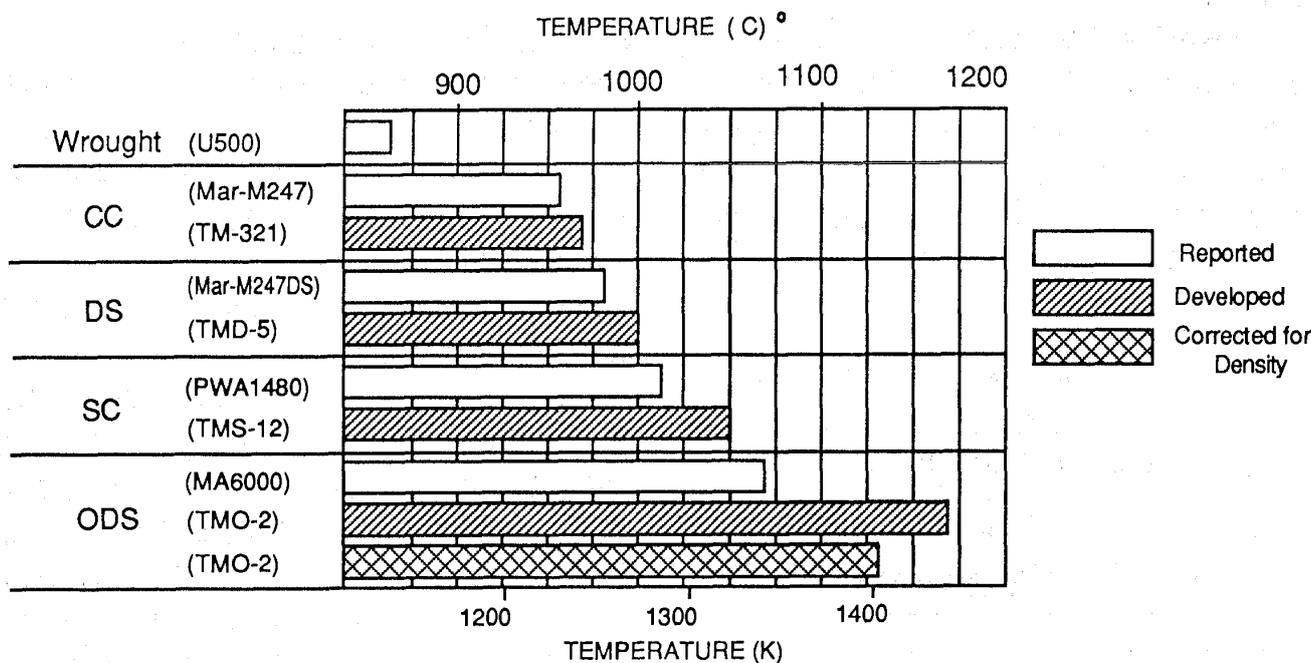


図3 合金設計手法により開発した各種合金と商用合金との耐熱性能比較。耐熱性は応力137.3MPaにおいてクリープ寿命が1000時間となる温度を示す。CC：普通鋳造合金，DS：一方向凝固合金，SC：単結晶合金，ODS：酸化物分散強化合金

一例として Co に対する分配係数決定の式を(2)に示す。

$$\log_{10}(R_{Co}) = 0.529 - 0.012X'_{Co} - 0.012 \\ - X'_{Cr} - 0.008X'_W + 0.005X'_{Ti} \\ \dots\dots\dots(2)$$

Cr, W及びAlについても類似の式が用意されている。それらの式は31組のデータの重回帰分析して得られたものである。他の元素については

データ数が少ないので  $R_i$  は一定として計算を行っている。

(c) 以上で決められた化学組成を基にして、様々な特性や性質を計算する。以前の研究結果<sup>(3)</sup>から、 $\gamma$ 相の体積比は約0.60~0.75の間で一定値に固定される<sup>(3)</sup>。計算は密度、格子常数、電子空孔数、変態温度、耐高温腐蝕性、耐力、引張り強さ、クリープ寿命など多岐に渡っている。計算には

各々に用意された経験式を用いている。特に重要なクリープ寿命は単結晶と、多結晶としてのものが別個に計算され、多結晶（普通鑄造）材に対しては粒界強化のための炭素、硼素等の添加とそれらの効果も計算中に取り入れられている。

(d)  $\sigma$  相の出現を防止するための PHACOMP の計算を行うと共に、最初のステップで規定した重要な特性値と設計結果とを比較し、不満足であれば組成の設定値を変更して計算をやり直す。

以上に述べた手法を用いて設計・開発した合金の例を図3に示す。ここに示した耐熱温度は合金が137.3MPaの応力下で破断寿命1000時間となる温度である。各種の製造法に応じて設計された合金<sup>2,4,5</sup>及び代表的な商用合金を比較のために示した。

同様の手法を用いて  $\alpha + \beta$  型の超組成加工用チタン合金の設計も行い、好結果を得ている<sup>(6)</sup>。一例を図4に示す。これらはいずれもわが国の大型プロジェクトの中で開発された物である。

## 2.2 相平衡の計算

以上に述べた手法は実用材料を開発する上で極めて優れているが、設計に必要な質的に優れたデータを収集するには多くの手間と時間を必要とし、新しい合金系への適用ばかりではなく、場合によっては新しい処理条件を選択する際にもまた新しいデータセットを必要とする。従って、理論的な手法をより多く取り入れ、データに依存する部分を減らす努力が必要である。以下にその幾つかの試みについて述べる。

### (1) Ti合金の相平衡計算

#### (a) 二元合金のデータによる多元系相平衡の計算<sup>(7)</sup>

相平衡計算を煎じ詰めれば  $\alpha$  または  $\beta$  面の方程式の算出と、各元素の分配係数の式を求めることにつぎ。ここに述べる方法は Ti-j 二元系の状態図における  $\beta$  変態点を組成の二次関数として表し、多元系における  $\beta$  面の方程式を、それらの重ね合わせで表せると仮定するもので、式(3)のように表現される。ここで  $T_c$  は変態点温度、 $X_j^\beta$  は j 元素の  $\beta$  相中での濃度、 $a_j$ 、 $b_j$  は Ti-j 二元系における  $\beta$  変態点を表す二次関数の係数である。

$$T_c = 1155 + a_{Al}(X_{Al}^\beta)^2 + b_{Al}(X_{Al}^\beta) + \sum \{ a_j(X_j^\beta)^2 + b_j(X_j^\beta) \} \dots\dots\dots(3)$$

分配係数についても二元系平衡状態図から求められた値または実測値を用いる。

### (b) 熱力学的手法<sup>(8)</sup>

Hillert による準正則溶体モデル<sup>(9)</sup>を用いて、多元系 Ti 合金の平衡についての熱力学的計算を行った。系の自由エネルギー  $G$  は式(4)で表される。

$$G = \sum X_i G_i + RT \sum X_i \ln X_i + \sum A_{ij} X_i X_j + \sum B_{ij} X_i X_j (X_i - X_j) \dots\dots\dots(4)$$

ここで  $G_i$  は i 番目の元素の自由エネルギー、添字付きの  $X$  は各元素の濃度、 $A_{ij}$ 、 $B_{ij}$  は相互作用パラメータである。各係数の値は文献から収集した。式(4)から導かれる化学ポテンシャルを等しくとることにより、 $\alpha$ 、 $\beta$  両相の平衡組成が計算できる。係数を十分に吟味することにより、最高8元素程度までの多元系の相平衡計算が可能であることが確かめられた。

### (2) クラスタ変分法の応用<sup>(10),(11)</sup>

Ni-Al-X の3元素合金について、Lennard-Jones ポテンシャルを用いてクラスタ変分法による計算を行い、 $\gamma'$  相中での合金元素の優先置換サイト、 $\gamma'/\gamma$  間の分配係数、準安定  $\gamma'$  から  $\gamma$  への規則不規則変態温度、格子常数等を計算した。

計算の対象とした元素  $X$  は Ti, Cr, Mn, Fe, Co, Cu, Nb, Mo, Hf, Ta, W の11種類であり、ポテンシャルの係数は純金属、二元合金あるいは金属間化合物におけるエンタルピーの熱化学的データと格子常数のデータとを用いて算出した。

$\gamma'$  相中における各種元素の置換挙動についての計算結果は、従来発表されている直接、間接のデータと良い一致を示した。さらに計算結果から、平衡状態図中における  $\gamma'/\gamma$  平衡境界の伸張方向、分配係数、規則-不規則変態温度への影響等はその元素の置換挙動と密接に関連していることが示された。

平衡状態図の計算も、現在ではいくつかの4元素合金まで成功している。近い将来に実用合金の領域にまで応用が期待できると思われる。

## 3. 多変量解析の合金設計への応用<sup>(12)</sup>

合金設計に対する効果的な手法を探究することを目的とし、二次硬化型超強力鋼の実験データに多変量解析の手法を適用して有効性を検討した。構造材料の材料設計において要求される特性として耐力、引張強さ、伸び、絞り、破断応力、衝撃

値、硬さの7種類を選び、主成分分析を行った。その結果、これらは強度、延性、靱性の3種類の基本特性に集約され、さらにこれらは強度は引張強さで、延性は伸びで、また靱性は衝撃値で代表されうる事がわかった。

変数減少法による重回帰分析の結果、全ての特性値にCo量と焼き戻し温度が影響することが明らかとなった。そこでCo量と焼き戻し温度の関数として3特性値を表示する式を導き、これを計算図表の形で表現した。既存の材料について、実験データと、計算図表から得られる値とはほぼ一致し、実用に耐えるものであることがわかった。

重回帰分析の結果と線形計画法を組み合わせ、経済的な二次硬化型強力鋼の設計を試みた結果、Moがコスト低減に有効な元素であることがわかった。さらにこのシステムによりPZ鋼と類似の合金組成と焼き戻し温度を与え、特性値を計算した結果、現実の合金データときわめて良い一致が得られ、合金設計のための基本指針を得る目的には、以上の手法がきわめて有効であると結論できた。

#### 4. 研究開発のための発想支援知識ベースシステム<sup>(13)</sup>

##### 4.1 概要

近年コンピュータ利用の一分野として、人工知能の応用が盛んになっている。この種の手法は化学物質設計等においては、知識の組合せから直接的に新物質の構造を探索したり、特性を推定するためのものとして有望視されており、活発な研究の対象となっている。しかし、この手法が適用可能である理由は、異なった分子の中でも共通の原子集団が存在し、それが類似の機能あるいは特性と関連づけられることによる。金属、合金の分野では異なったマトリクス中での元素の挙動に単純な共通性を見出すのは難しく、同じ手法を適用することは不可能である。そこで、一般の材料設計における知識ベースの利用形態を探るには、それがどんな形で役立つかをまず見極める必要がある。

著者らはまず最初の試みとして、合金知識検索システムのプロトタイプを構築した。このシステムは研究者の発想を支援するシステムとして位置づけられ、自然言語（日本語）による問い合わせに応じて、関連する知識を提示する。取り扱う知

識は研究報告から収集しコンピュータに入力したもので、著者、掲載誌等の書誌事項から対象合金、実験方法、実験結果及び結論までを収録している。

##### 4.2 システムの構成

システムの仕様は以下の通りである。

- 1) 知識は実験的な研究報告から収録したものを扱い、当面はNi基超耐熱合金に関連したものに限る。
- 2) コンピュータとユーザの対話は自然言語（日本語）によって行う。
- 3) コンピュータが受け付ける質問は次の6種類とする。
  - \* 特定の概念あるいは事柄、物質等の説明要求。
  - \* ある結果を得るための手段、方法、条件についての説明要求。
  - \* 結果に影響する条件の呈示要求。
  - \* 条件、方法、手段に対する結果の推論要求。
  - \* ある条件、方法、手段が影響する因子の推論要求。
  - \* 「ある条件、方法、手段に対する結果」についての命題が真実か否かの推論要求。

システムの概略を図5に示す。ユーザの自然言語による問い合わせは文法的及び意味論的に解析、分類され、それぞれのタイプの質問に対して用意されたシナリオに則って検索及び推論の結果が回答される。

知識はフレームの形で記憶されている。特に実験結果及び結論のコンピュータ内部の表現は「対

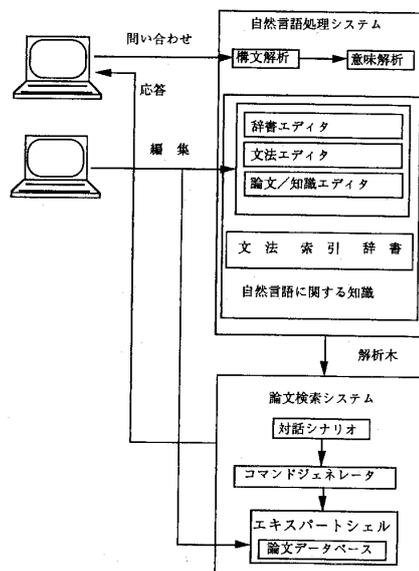


図5 発想支援知識ベースシステムの構成

象」,「属性」,「値」及びその実現の「条件」の4つの組合せによって記述されている。ユーザに対する回答用には自然言語のテキストが別に用意してある。

システムをさらに拡張,改良するために単語,文法及び知識のエディタが用意されている。

## 5. 新材料研究開発のためのファクトデータベース:新超電導材料データベース<sup>(14)</sup>

### 5.1 概要

本研究は新超電導材料の研究・開発に適したファクトデータベースの開発を目的としている。研究開発という仕事は,データに含まれる未知の情報に適合するような新しいモデルを構築する作業と考えることができる。従って,以下の点に留意したデータベースの構築を行った。

- \* データの処理はそれが最初に含んでいた未知情報を切り捨てる作業でもある。従って本研究のデータベースは生データを蓄積することを基本とする。
- \* 上記の点に鑑みて,データの様々な表現を可能とするため,マルチメディア型のデータベースとする。
- \* データベースのアクセスは,ユーザの自由な思考に適合できなければならず,新しいモデルを定義するためのツール類及びエディタを備えている必要がある。

### 5.2 データベースの構造

#### (1) データ管理部

テキストデータ部:ここでは文字または数字で表現されたデータを扱う。材料,その履歴,実験条件及び数値データなどが複数のテーブルに格納され,共通データ番号をキーとして管理される。

画像データ部:この部分では画像データを取り扱う。二つの量の関数関係を現す線グラフは一對の数値の列としてテキストデータ部に格納する。画像データも共通データ番号で管理される。

#### (2) データ処理部

統計処理:重回帰分析,主成分分析などの基本的なツール類が用意されている。

データ評価部:この部分の機能は種々のツール類を組み合わせた定義を用いて,生データから特定の特徴パラメータを計算することである。特に新超電導材料のごとく物理的モデルも明確でない

材料にあつては,それに見合ったデータモデルが構築できないばかりでなく,臨界遷移温度などでも,データの定義そのものが未確定である。そのため,研究者であるユーザが自己の考えに応じたモデルを自由にかつ容易に組み立て,検証できるような使いやすいユーザインタフェースの検討を現在行っている。

## 6. 結 言

以上にいくつかのシステムを紹介した。これらはまだ個別の研究段階にあるが,将来は全体が一つに統合された統合システムとならなければならないと考えられ,その方向への検討を進めると同時に,新しい手法あるいは新しい道具類の開発を常に念頭におきながら,新材料開発に最も適したシステムのあり方を探っていきたい。

なおここに述べた研究は材料設計研究部16名のメンバー及び金材技研の多くの研究者の成果の集積であり,以上の他にもスーパーコンピュータを利用した材料物性,プロセスのシミュレーション等,材料科学分野における多くの研究活動が行われている。

## 参考文献

- (1) 原田広史,山崎道夫:鉄と鋼,65(1979),1059
- (2) H.Harada et. al.:Superalloy '88, Metallurgical Soc.,(1988) 733
- (3) 山崎道夫,他:鉄と鋼,62(1976) S.199
- (4) M.Yamazaki et. al.:Proc. for 1983 Tokyo International Gas Turbine Congress, Gas Turbine Soc. of Japan, (1983) 757
- (5) 川崎要造,他:鉄と鋼,75(1989) 529
- (6) 小野寺秀博,山崎道夫:鉄と鋼,76(1990) 307
- (7) H.Onodera et. al.:Proc. of the 5th Conf. on Ti, Deutsche Gesell. fur Metallkunde, (1984) 1883
- (8) H.Onodera et. al.:Trans. of the Iron and Steel Inst. of Japan, 28(1988) 802
- (9) M.Hillart and M.Waldenstrom: Scand. J. Metall, 6(1977) 211
- (10) M.Enomoto and H. Harada: Metallurgical Trans., 20A(1989) 649
- (11) M.Enomoto et. al.: Calphad, 15(1991) 145
- (12) 栗原 豊,藤田充苗:材料科学,24(1988) 150
- (13) 星本健一:筑波ワークステーションフェア予稿集,(1988)
- (14) 浅田雄司:日本金属学会会報,29(1990) 754

## 4. 運転試験及びメンテナンス

### 4.1 運転試験での監視装置

#### (V2500 エンジン自動計測システムの概要)

石川島播磨重工業(株)航空宇宙事業本部 森下幸男

#### 1. 緒言

現在、中短距離路線に使われている民間旅客機及びエンジンは代替期を迎えつつあり、その代替需要はエンジンの場合5000~7500基(含スペアエンジン)に達すると見込まれている。V2500エンジンはこの新しい市場を目指し5ヶ国共同の合弁会社IAE(International Aero Engines AG)により開発されている燃料経済性に優れた、いわゆる第4世代の高性能、高バイパス比のターボファンエンジンである。IAE社はPratt & Whitney Aircraft(米)、Rolls-Royce(英)、日本航空機エンジン協会(以下、JAECと略称、日)、MTU-Motoren Und. Turbinen-union(西独)、Fiat Aviazione(伊)の5社により設立され、開発作業分担比率はPWA30%(燃焼器、高圧タービン)、RR30%(高圧圧縮機)、JAEC23%(ファン、低圧圧縮機)、MTU11%(低圧タービン)、Fiat6%(補機駆動用ギヤボックス)になっている。V2500エンジンの断面及び主要諸元を図1及び表1に示す。

JAECはIHI(60%)、KHI(25%)、MHI(15%)の3社(分担比率)により設立された財団法人である。V2500エンジンは1988年6月型式承認を取得し現在も引き続きPWAとRRを中心にV2500派生型を含め開発運転試験が実施されている。わが国ではJAECの委託を受け、IHI瑞穂工場M5テストセルで運転試験が行われており1990年7月現在で総運転時間が2793時間にも達し(V2500全体では12100時間)引き続きエンジンの安全性、耐久性及び信頼性の確認、向上のための各種試験が実施されている。V2500エンジンの機能および性能解析、評価のためには従来にない多点高精度、高速度計測及び解析能力が要求されると共に運転作業の安全性、能率向上が強く要求

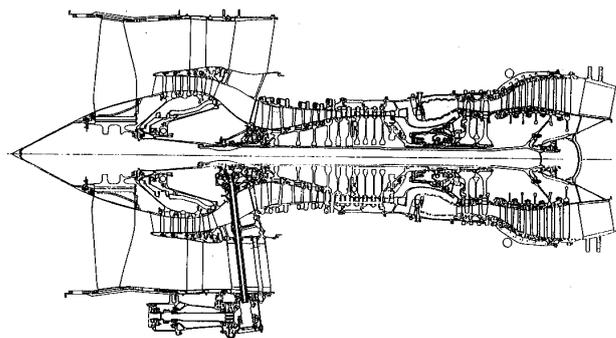


図1 V2500 断面図

表1 V2500 主要諸元

離陸定格スラスト(理想状態)	11.3t
燃料消費率(35,000ft. M=0.8, 搭載状態 標準大気状態)	0.575 kg/hr/kg
軸数	2
段数(ファン、低圧圧縮機、高圧圧縮機、 高圧タービン、低圧タービン)	1-3-10-2-5
離陸定格燃焼器出口温度(ISA+15℃)	約1,700 °
最大上昇定格バイパス比	5.5
最大上昇定格ファン圧縮比	1.7
最大上昇定格全体圧縮比	36.2
乾燥重量	2.24t

されている。V2500エンジンの運転試験を担当するに当たり、従来から開発、蓄積してきた計測システムの構築技術をベースにし、更にハード・ソフト両面にわたり新計測技術を加え、V2500エンジン自動計測システムを開発、構築したのでシステムの概要を紹介する。

#### 2. システムの開発基本方針と背景

V2500エンジンの開発に当たって各パートナー間で信頼すべき計測データの互換性から定常及びトランジェント計測について、精度、計測条件がPCRD-15(Instrumentation Document)により規定されている。定常及びトランジェント計測精度を表2、表3に示す。V2500エンジンのように5ヶ国共同で開発されるエンジンは設定され

(平成2年10月4日原稿受付)

表2 定常計測精度及び能力

ITEM	MEASUREMENT	RANGE		DATA SYSTEM UNCERTAINTY	POINTS
		MIN	MAX		
1	Thrust	0	~30000 lbs	± 0.3 %FS	1
2	Fuel Flow (Hi) (Lo)	114	~11400pph	± 0.39%PT	2
		23	~2280pph	± 0.39%PT	2
2A	Fuel Temp	0	~50℃	± 0.5 ℃	4
3	Low Rotor Speed	0	~6000rpm	± 0.1 %	1
4	High Rotor Speed	0	~15000rpm	± 0.1 %	1
5	Barometer	11	~16psia	± 0.08%PT	2
6	Inlet Temperature	-10	~50℃	± (0.25 ℃ + 0.05%FS)	4
7	Air Press	-5	~0psig	± (0.25 %PT + 0.025 %FS)	2 6 4
		-2.5	~2.5psig	"	8 8
		0	~15psig	"	6 1 6
		0	~50psig	"	4 4
		0	~100 psig	"	1 3 2
		0	~500 psig	"	2 6 4
8	Temperature	0	~ 250℃	± (0.1%FS + 0.05%PT)	3 8 4
		0	~ 500℃	"	6 4
		0	~1200℃	"	3 8 4
9	Liquid/Mist Press	-5	~10psig	± 0.25%FS	3
		-10	~20psig	"	1 5
		0	~30psig	"	1 3
		0	~50psig	"	2 3
		0	~200 psig	"	1 0
		0	~500 psig	"	1 9
		0	~1500psig	"	2 7
		0	~5000psig	"	2
10	Rotary Stator Angle	60°	Travel	± 0.5 °	1 0
11	PLA	-38 °	~86°	± 0.5 °	1
12	Vibration	0	~15mil	± 10%FS	1 0
13	Wind Speed/ Direction	0	~30MPH/	0.5MPH/3.0°	1
		0	~360 °		
14	Fuel Density	0	~3000Kg/ m <sup>3</sup>		1
15	Humidity(R)	0	~100 %		1

た試験日程を各パートナーがいかに厳守するかが重要なポイントになり、確実、迅速に試験日程を消化しなければならない。システムの合理化、近代化及び高精度化はシステム構築に当たっての必須条件とも言える。以上のような背景をベースとし、更に関連部門の要求を踏まえ、本システムの開発に当たり、下記項目をシステム開発基本方針としてシステムの構築を行った。1) エンジン搭載、運転準備及び卸作業の合理化、省人化を図る。2) システムの安全性、信頼性及び整備性の向上を図る。3) 多点高精度及び高速度計測の実現とデータ処理時間の短縮を図ると共にマンマシンインターフェースに関しシステムと作業者との融合性を向上させる。5) データ解析作業の合理化、近代化を図る。

### 3. システムの概要

本システムは V2500 エンジン開発試験に要求される計測点数及び開発試験中の計測点変更、追加要求に対応できるように約2500点の計測能力を有している。又、計測機能も多様化し、新しい機

表3 トランジェント計測精度

1. Transducer System	
1) Aie Press	
• Accuracy	: ± 0.025 %PT
• Stability	: ± 0.1 %FS
• Linearity	: ± 0.05%FS
• Transducer Internal volume:	0.061in <sup>3</sup>
2) Temperature	
• Accuracy	: ± 1.0 ℃
• Stability	: ± 1.0 ℃
3) Fuel Flow	
• Accuracy	: ± 0.25%PT
• Stability	: ± 0.25%FS
• Lag	: ≤ 6ms
4) Speed	
• Accuracy	: ± 0.25%PT
• Stability	: ± 0.15%FS
• Lag	: ≤ 6ms
2. Data Recording System	
• Channel Capacity	: 64cn
• Scanning Rte	: 100 ~ 200 scan/ s
• Skew Time	: 0.5ms Max
• Stability (2σ)	: 0.12%FS (Cal to Cal)
• Linearity (2σ)	: 0.2 % (100scan/ s)
• System Scatter	: 0.1 % ( 30scan/ s)

能の要求変更に対応できるように機能の分散化を図り、フレキシビリティのあるシステム構成になっている。システムの構成はおおきく分けると、1) エンジン制御システム。2) EEC モニターシステム。3) 高精度エンジン定常状態計測システム No.1。4) 高精度エンジン定常状態計測システム No.2。5) エンジントランジェント状態計測システム。6) エンジン運転状態表示&監視システム。7) エンジン自動運転システム(耐久運転用)。8) 自動較正システム。9) エンジン計測制御&自動較正管理システム。10) エンジンデータ解析システム。の各サブシステムからなっている。システムの全体構成及び図2、表4に、コンピュータ機器配置を図3に示す。

開発基本方針及び関連部門からの要求を踏まえ、システムには、1) オートカプラ方式による計測。制御ライン接続の簡素化。2) データ取得、処理、編集、帳票出力の完全自動化。3) 全計測パラメータ自動較正及び較正データ統計的管理の実施。4) 較正データによる各種テーブル及び EU 値変換係数の自動設定。5) 重要パラメータ CRT 表示(ア

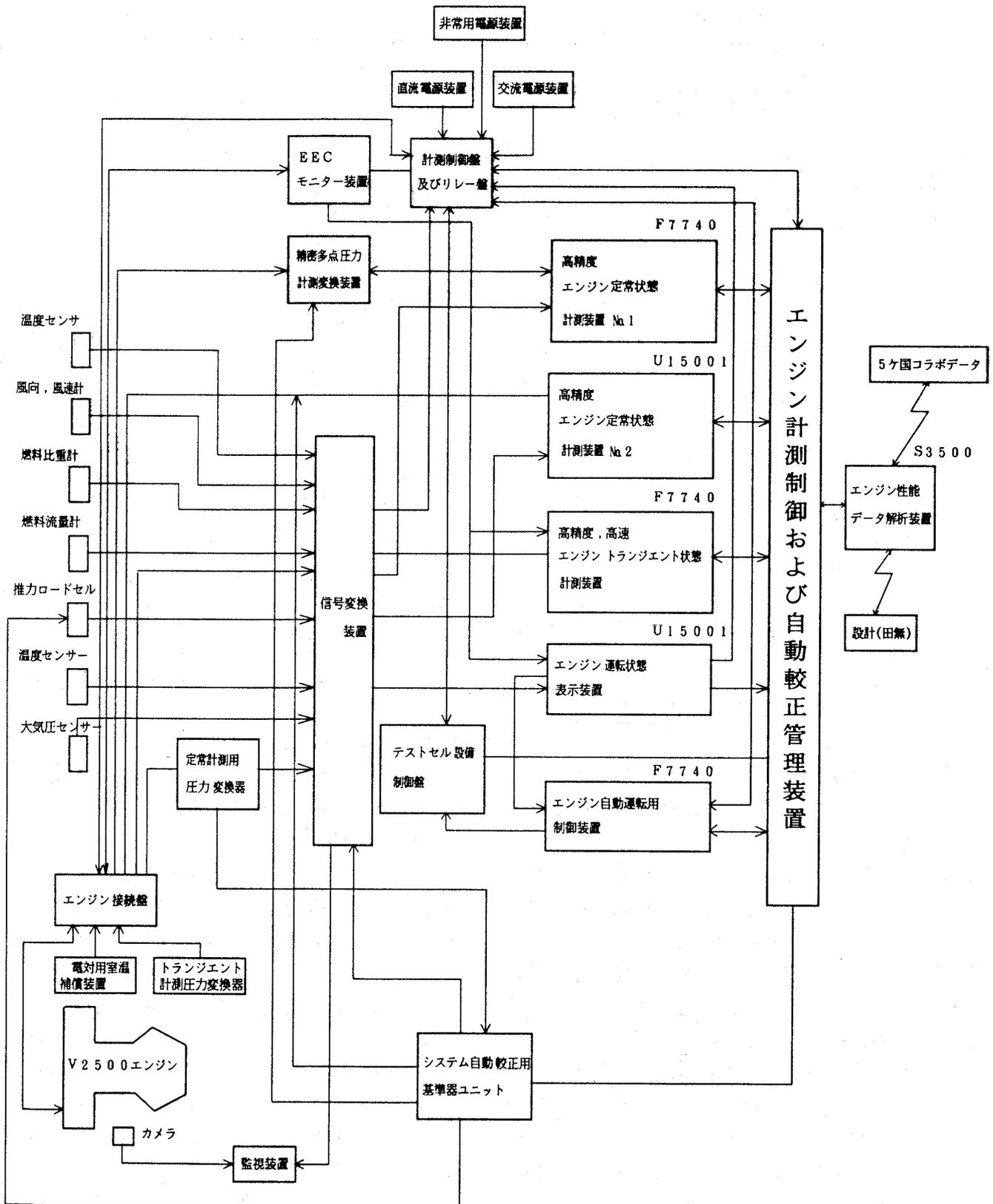


図2 システム構成図

ナログ&デジタル)によるメータレス化と色別による警報、監視の実施。6) ダイナミックキャリブレーションとCPUソフト補正による高精度計測の実施。7) AXEL IIの導入によるエンジン運

転、組立データの統計解析の実施。8) 各種計測点情報のテーブル化。10) TVカメラによるエンジン監視と映像の記録。の機能を従来機能に追加、改善し、運転作業全体の近代化、合理化及びシス

表4 計測機能

計測とデータの処理種別	処理サブシステム	計測項目		計測点数	計測レート	計測回数	計測時間	測定値算出
		計測種別	項目名称					
全点計測モード1	SS1	PI4	燃料流量WF	4点	150~1500Hz	1	8秒	秒当たりの平均値周波数を求める
		PI1	燃料比重SG	1点	1.2~1.6KHzZ	1		
		PI3	回転数N1 N2	3点	0.6~6Hz	1		
		AI	圧力(MSS)	1536点	6port/sec	1		
	SS2	DI	推力FN	BCD 5桁 6点	1 Hz	8	8秒	最小最大を除いた6回の平均
		AI	圧力(除MSS)	109点	1 Hz	8		
		AI	温度	884点	1 Hz	8		
		AI	角度振動 etc	45点	1 Hz	8		
全点計測モード2	SS1 & SS2	PI, DI, AI	同上	同上	同上	同上をn回繰返平均	8×n秒	同上
Fastscan計測	SS1 & SS2	全点と同じ	全点データより24点選択	24点	0.1~10Hz	最大3000フレームor100	レート×フレーム数	瞬時値
Transient計測	トンジエントシステム	AI	予め指定されたパラメータ	64点	100Hz	最大3000フレームor30000	0.01sk×3000=30s	瞬時値
Emergency計測	ディスプレイシステム	-	同上	20点	10Hz	3000フレームサイクリック格納	常時	瞬時値
表示計測	ディスプレイシステム	-	同上64点	300ms毎	連続	常時	平均値(3回の平均)	
Transient監視	ディスプレイシステム	-	同上	16点	100ms毎	スタートランジェントに同調する	同左	瞬時値
常時監視	ディスプレイシステム	-	同上	40点	300ms毎	アイドルからアイドルまで	同左	平均値(3回の平均)
制御計測	自動運転システム	AI	同上	16点	100ms毎	連続	常時	瞬時値
校正計測	全サブシステム	PI, DI, AI	全計測パラメータ	全点	10Hzor1Hz	8回	8秒又は0.8秒	通常計測に同じ
ゼロ点計測	全サブシステム	PI, DI, AI	同上	全点	1 Hz	8回	8秒	最大最小を除いた6回の平均
モニター計測	SS1と	PI, DI, AI	全点計測と同じ	同左	1 Hz	8回	8秒	同上

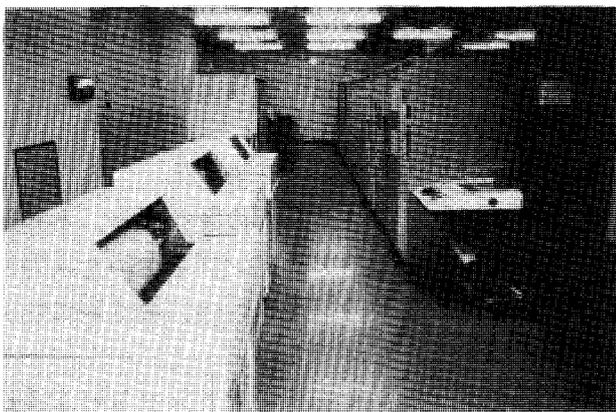


図3 コンピュータ機器配置

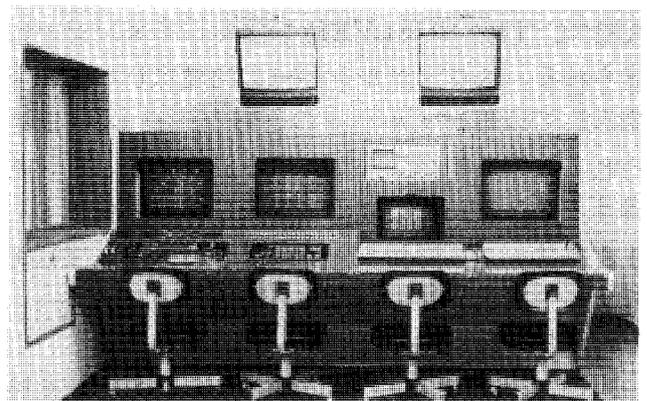


図4 エンジン計測制御盤

テムの信頼性向上を図った。以下各サブシステムの構成、機能についての概略を述べる。

#### 4. システム構成及び機能

##### 4.1 エンジン制御システム

エンジン制御システムは計測制御盤、リレー盤

及び電源装置より構成され、作業性、整備性を考慮し、計測制御盤とリレー盤はセパレートタイプになっている。計測制御盤はエンジン計測制御盤とEEC (Electronic Engine Control Unit) モニター盤とに別れている。エンジン計測制御盤外形

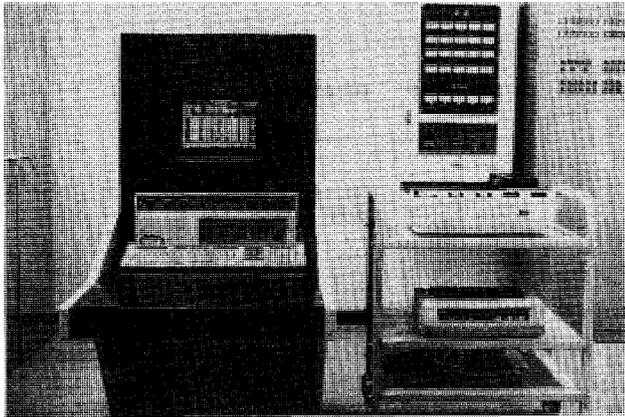


図5 EEC モニター盤

を図4, EEC モニター盤を図5に示す。エンジン計測制御盤机部にはエンジンの運転に必要な始動装置, 燃料供給装置, エンジン抽気弁装置, 点火装置用電源及びテストセル設備を遠隔操作するためのスイッチ類, コンピュータとの会話用のコマンドボード, エンジンパワーを設定するためのスロットルレバー, 停電時又はコンピュータ故障時エンジンの運転停止作業ができるよう機体用計器が装着されている。パネル前面にはエンジンパラメータ監視用CRT2台。会話用CRT1台及びデータ表示用CRT1台が設置されている。CRT表示によるメータレス化を図った結果, 従来に比べ非常にコンパクトな型状になっている。V2500エンジンはエンジンに搭載されているEECにより制御されるためエンジン制御用スイッチの信号はARINC TRANSCIVERを経由してエンジンに送られる。スロットルレバーの角度はレバーに連結されているレゾルバーの信号が直接EECに送られエンジンのパワーが制御される。エンジン制御ライン。始動用空気ライン及び燃料供給ラインも計測ラインと同様オートカプラ方式の採用によりライン接続作業の合理化を図っている。

4.2 EEC モニターシステム

本システムではハミルトンスタンダード社製ARINC TRANSCIVER装置を使用し, EEC作動状況のモニターを行っている。ARINC TRANSCIVERは民間航空機におけるアビオニクス機器の規格であるARINC-429を満足する装置でEEC内部で使用されているエンジンパラメータ24チャンネルのデータを常時モニターすることができる。テストセルのコンピュータとは

表5 アナログ入力装置精度

低レベル高精度16ビットADC  
 温度入力用 ADC-EC  
 圧力入力用 ISO-B+A1-D

種類	要求精度	達成精度	入力範囲
ADC-EC	±0.12℃ (5μV) ±0.04% fPT	±5.0μV ±0.02% fPT	±50mV
ISO-B +A1-D	±0.01% fFS ±0.1% fPT	±0.0095% fFS ±0.015% fPT	0~78mV

RS-422インターフェース経由で定常状態計測システムに接続し計測プログラムと連動させデータを取得している。又20チャンネルの内, 16チャンネルについては本装置からアナログ信号が出力できるのでトランジェント計測システムに入力しデータを取得している。

4.3 定常状態計測システム

エンジンが定常状態で運転されている時, エンジン性能評価のための計測を行うシステムでNo.1及びNo.2の装置からなっている。No.1装置ではエンジン回転数, 燃料流量, 燃料比重, 気体圧力, 推力等の計測を行い, No.2装置では温度, 液体圧力, 角度, 振動, 風向, 風速等の計測を行っている。

各入力パラメータの点数は表2に示す。

本システムではエンジン性能評価のための重要パラメータについて計測精度向上のため下記のような対策を行った。

(1) アナログ入力装置の高精度化

新規に高精度アナログ入力装置を製作, あわせてソフトウェアによりプリアンプを含めた入力回路のオフセット誤差の補正を行い, 第5表に示す精度を実現することができた。

(2) ダイナミックキャリブレーションによる圧力計測精度の向上

スキャニバルブ(48点用)装置を使用し, 先頭の1~4ポートに基準圧力を, 残りのポートに測定圧力を入力することにより常に計測時圧力トランスデューサの較正を実施し圧力測定の精度を向上させることができた。高精度多点圧力計測装置の概観を図6に示す。

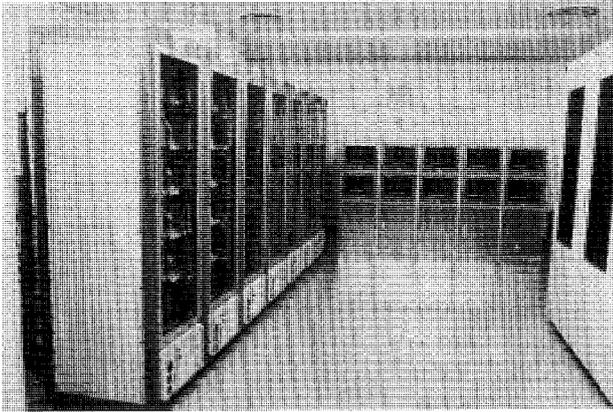


図6 高精度多点圧力計測装置

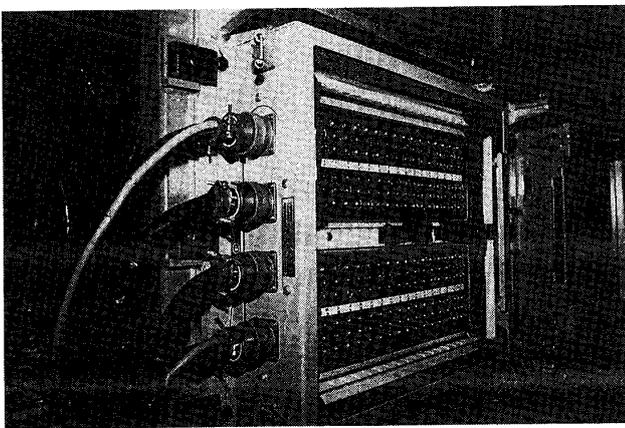


図7 UTR ボックス

### (3) UTR (多点室温補償器) による温度計測精度の向上

熱電対を使った温度計測では被測定温度と共にその基準となるリファレンス温度を精度良く、又安定させて計測する必要がある。本システムでは温度の均一性に優れ、1台当たり32本の熱電対がつなぎ込めるUTRをエンジンの近くに設置し、UTR内部温度を高精度測定抵抗体を使用し測定することによりリファレンス温度のバラツキをなくし、高精度な温度計測を実現させることができた。UTR概観を図7に示す。

### (4) 燃料流量の計測精度の向上

タービンフローメータを使用し体積流量を、密度計により燃料比重を測定し、あわせて燃料温度を計測し温度補正を行った後に質量流量に換算することにより精度を向上させている。

### (5) 推力の計測精度向上

周囲温度の変化による推力架台の膨張、収縮の影響を推力計測用ロードセルが受けられないような構

造、配置にする事により計測精度を向上させることができた。

## 4.4 トランジェント状態計測システム

エンジンが加減速状態で運転されている時のエンジンパラメータ過渡特性評価のための計測を行うシステムで最大64点のパラメータを任意に選択しサンプリング時間を指定(0.01sec~9.9sec)することにより3000フレームまで計測を行うことができる。トランジェント計測ではエンジンパラメータの連続的な変化を時間窓で切り取って、ある一定時間間隔でサンプリングを行う。この時注意すべきことはエアシングの影響を取り除くことである。本システムではアナログ入力装置の前段にアンティ・エアシングフィルターを設けエアシングの影響を減少させている。また計測プログラムの中でもデジタルフィルターを使用し、ノイズの除去を行っている。

## 4.5 運転状態表示及び監視システム

エンジン運転中パラメータの変化をモニターし、監視するため、下記の機能を有している。

### (1) CRTによるエンジンパラメータのアナログ&デジタル表示

運転操作員のコンソール前面パネルには計器の代わりにCRTが置かれ、コンピュータによりエンジンパラメータの変化をアナログ図形及びデジタル数値でリアルタイムに表示している。アナログ図形及びデジタル数値表示の例を図8及び図9に示す。

### (2) 監視機能

主要なエンジンパラメータについては、上・下限のリミット値を設け監視を行い、リミットを超えた場合表示数値の色を換えると共に警報を出力し、オペレータの注意を喚起、エンジンの損傷を未然に防止する。又これらのパラメーターは一定時間サイクリックに記録されており、必要時又は異常発生時点の前10分、後5分間のデータを出力し、トラブルシュートに供することができる。またエンジンスタート時には、着火時間、アイドル到達時間、最大T5等の監視も行っている。

### (3) 積算機能

a. 運転時間の積算：エンジン起動から停止までの時間の累積を行う。b. 滞留時間の積算：特定パラメータがある定格バンドに滞留している時

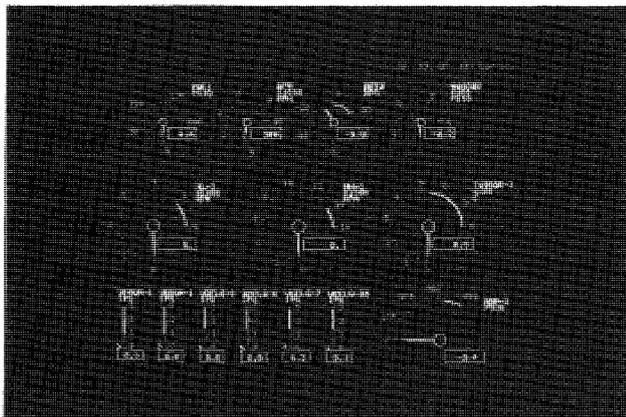


図8 アナログ表示

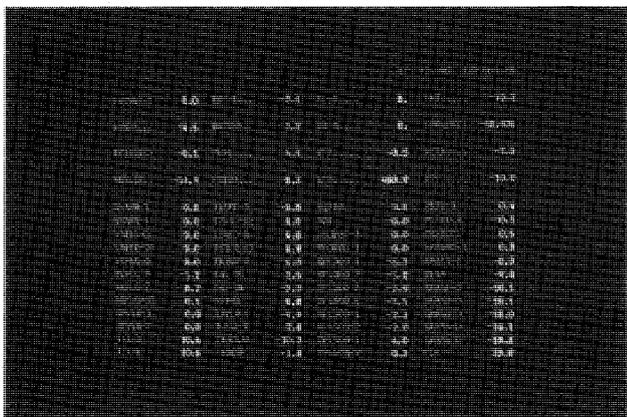


図9 デジタル表示

間の累積を行う。c. LCF サイクルの積算：試験中エンジンにかかる熱疲労サイクルのカウントを行う。

#### 4.6 自動運転システム（耐久運転用）

エンジンの耐久運転は昼夜長時間にわたり、短い試験サイクルを繰り返し行い、取得データも膨大なものになる。本システムではオペレータの負荷軽減、運転中・運転後のデータ整理の省力化のため自動運転システムを採用した。システムの構成を図10に示す。システムは下記の3つの機能を有している。

##### (1) 制御機能

手動運転の場合、オペレータはスロットルレバーを操作することによりエンジンの状態をコントロールする。自動運転の場合もコンピュータがスロットルレバー角度を直接制御することによりエンジンを目標出力の状態に設定する方式になっている。

##### (2) 試験サイクルの記述

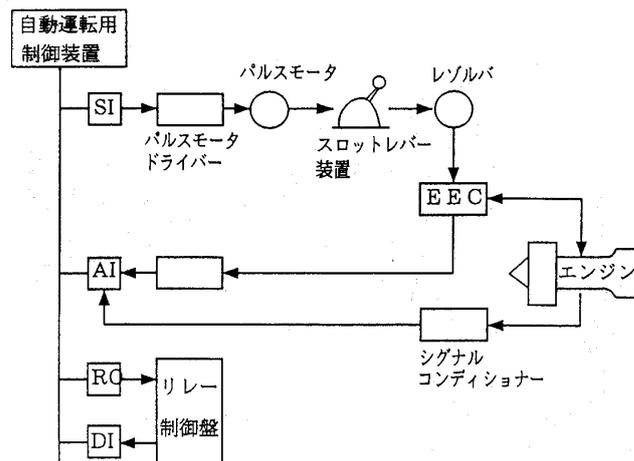


図10 自動運転システム構成

試験サイクルの制御シーケンスはコマンド記述方式により予め設定でき、試験サイクルの変更にも柔軟に対応できる。

##### (3) 試験スケジュールの管理

繰り返し実行される試験サイクルの実行順序については自動的に管理され消し込みが行われる。

#### 4.7 自動校正システム

開発エンジンの場合、計測点数が非常に多く従来のシステムでは校正作業に多大な時間を費やしていた。本システムでは全計測パラメータについて校正作業を自動化し、運転前の準備期間の短縮を図っている。要求精度はシステムの総合精度として要求されているため、End. to. End. Calibrationを基本とし、できるかぎりセンサーに基準となる物理量を与え、信号変換器を經由コンピュータで計測する方式をとっている。基準信号発生装置の標準機器は定期的にメーカーにて校正され、トレーサビリティが保証される仕組みとした。

#### 4.8 エンジン計測制御及び自動校正管理システム

本システムはエンジン計測制御及び自動校正システムを統括、管理すると共にエンジン運転前、運転中の様々な情報の入出力、運転後のデータ整理の支援のため下記のような会話処理機能を有している。

- (1) 計測点情報管理：運転内容の変更による計測点の修正、追加、末梢に対処する。
- (2) 運転条件入力：試験エンジンのモデル、シリアルNo、試験の種類等のデータを入力する。
- (3) 計測ヒストリーの出力：計測を実施した日時、

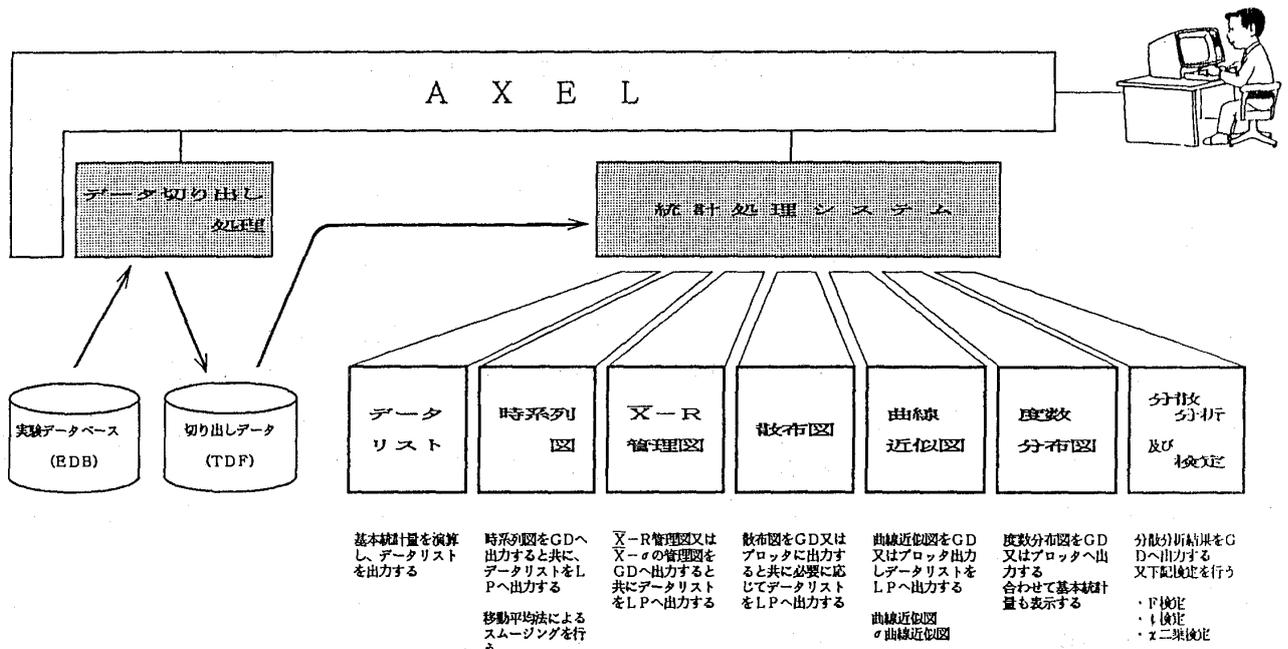


図11 統計処理システム

計測の種類、検索キー等を入力する。

- (4) 計測解析データのリコール：検索キーを指定しCRT上へ数値又はグラフ形式でデータを出力する。
- (5) 計測解析データの印字出力：全データまたは部分的なデータを指定してプリントアウトする。
- (6) 計測データの変更及び再解析：計測データを一部変更でき、また解析条件を選択指示してデータの再解析ができる。

#### 4.9 データ解析システム

運転データの詳細解析が必要になった場合、該当取得データが解析コンピュータに転送され解析に供される。解析用端末装置はM5テストセルのデータ評価室及び田無工場設計事務所に設置され運転計測作業と並行して解析作業ができる。その他下記のような機能を有している。

- (1) 運転データの蓄積：計測データ及び性能データのうち主要データについては運転毎に編集され、蓄積データベースに保存される。
- (2) 組立データの蓄積：JAEC担当部位のファンモジュールの組立データはモジュール毎に編集され、蓄積データベースに保存される。
- (3) 較正データの蓄積：システム較正時に取得さ

れたデータはパラメータ毎に編集され、蓄積データベースに保存される。

- (4) 蓄積データの解析（統計処理）：蓄積されたデータの中から解析に必要なデータを検索作図を行うために本システムでは会話形データ解析ソフトウェアAXEL-IIを利用し、種々な統計処理を行っている。統計処理システムの概要を図11に示す。
- (5) 海外転送データの編集：日本で運転計測したデータを海外パートナーの国際ネットワークを通じて転送するデータの編集を行う。

#### 5. 結 言

以上、簡単ではあるが本システムの概要を説明した。V2500エンジンもさらに派生型の開発にも着手され、30000LbクラスのA5型が1991年9月から、MD90に搭載されるD5型が1992年9月から試運転が開始されることになっている。今後システムの改善を行いながら、さらにより良いシステムを構築していくと共にV2500エンジンの開発計画に大いに寄与していく所存である。本システムの開発に当たり多くの御助言、御協力を戴いた関係各位に対し、この場を借りて深く感謝の意を表する次第である。

## 4.2 ダイナミック・シミュレーション技術

航空宇宙技術研究所 杉山七契

### 1. まえがき

多くの工学的システムにおいて、開発から運用までの色々なフェーズでダイナミック・シミュレーションが行われる。システムの設計、製作、試験、改良、運用等の種々のフェーズにおける、種々の目的を持った、種々のレベルのダイナミック・シミュレーションがそれで、より良いシステムの完成のための極めて有効なツールであることが認識されている。通常の広い意味でのシミュレーションから、システムのダイナミクスに注目したシミュレーションを区別するため、ここではダイナミック・シミュレーションという語を使う。その典型的な例は、制御システムの動作試験のためのシミュレーション (Hardware-In-The-Loop)、操作員の訓練のためのシミュレーション (Man-In-The-Loop) 等であり、シミュレーションが外界と干渉 (制御器ハードウェアや人間) するという特徴を有している。実時間あるいはそれ以上の高速演算、忠実で現実的な数学的モデル、外界とのインターフェース等、若干特異な技術的側面を有している<sup>(1)</sup>。

ダイナミック・シミュレーション技術の進歩は、近年の急激な計算機技術の進歩に依存する部分が大きい。ダイナミック・シミュレーションからの要求で、特殊で先進的なハードウェア、ソフトウェアの技術開発が進められることもあり、従来のものに比べ格段の性能を持つシミュレーション用計算機システムが出現してきている。本稿では、この新しい計算機システムの概念について述べ、ガスタービンのダイナミック・シミュレーションへの適応例を紹介する。また、パソコンによるダイナミック・シミュレーションについて展望をする。

### 2. 高速化ハードウェア技術<sup>(2)</sup>

ダイナミック・シミュレーションでは要求され

る計算の速度、精度、規模から、大型コンピュータやスーパーコンピュータの利用が考えられる。しかし、これらのコンピュータでは、時間管理(時間軸を厳密に規程すること)が難しい上に、ダイナミック・シミュレーションのように計算機占有率が高いアプリケーションにはコスト的に見合わないため、専らミニコンを中心にしたシステムが利用される。

#### 2.1 ペリフェラル・プロセサ

ミニコンの高性能化において特に重要な技術は、1970年代後半から急速に進んだペリフェラル・プロセサの概念だろう。ミニコンと特殊な高速プロセサとを組み合わせて、低価格でありながら、スーパーコンピュータに迫る性能を実現するというものである。この典型的な例はアレイプロセサあるいはベクトルプロセサと呼ばれるもので、ミニコンの周辺機器 (ペリフェラル) として設計されており、ベクトル演算、行列演算、フーリエ変換等をミニコンの数十～数百倍の速度で処理を行い得る。FPS社、CSPI社など多くのアレイプロセサが製作されており、現在でも更に高性能化を図ったものが開発されている。

ダイナミック・シミュレーション専用のペリフェラル・プロセサとして、数値積分、多変数関数発生、アナログ入出力等をやはりミニコンの数十～数百倍の速度で処理を行い得るものがある。ADI社のAD100システム(65ビット, 20Mflops相当)が代表的である。多変数関数発生のみを行うものにはRDH社のFSAボード(32ビット, 40Mflops相当)などがある。また、上記のアレイプロセサ類はソフトウェアを工夫すればダイナミック・シミュレーションにも利用はできる。

#### 2.2 パイプライン処理

デジタル素子及び回路技術のみでは限界の見えていた高速デジタル処理を飛躍的に向上させた革新的な技術として、パイプライン技術とパラ

(平成2年10月23日原稿受付)

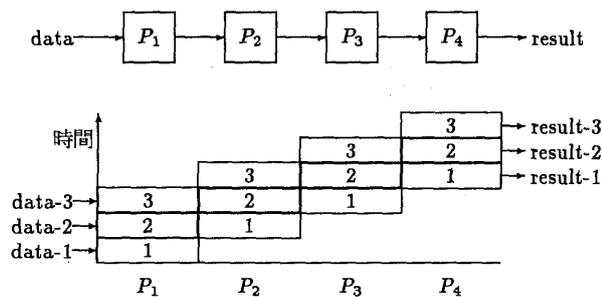


図1 パイプライン処理の概念

レル技術との2つを挙げることができる。

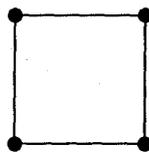
パイプライン技術とは、ある連続したステップに分解されるような演算を行う場合、その各ステップ毎に専用のハードウェアを作り、入力データを最初のハードウェアに与えると、各ステップのハードウェア中をデータが次々と送られていき、最後のハードウェアから結果が得られるというものである(図1参照)。これによると最終結果が得られるまでの時間は短縮はされないが、1つのデータを次のステップに送ってしまうと、別のデータの処理ができるため、データ数が多いと見かけ上計算時間はステップ数数倍早くなるわけである。あたかもパイプライン中を流体が流れるようにデータが流れていくため、これをパイプライン技術と呼んでいる。この技術を導入した計算機としてConvex社、SCS社、Floating-Point社のものが代表的であるが、前記のペリフェラル・プロセサや、以下に述べるパラレル・プロセサにおいても部分的にパイプライン技術は利用されている。

### 2.3 パラレル処理

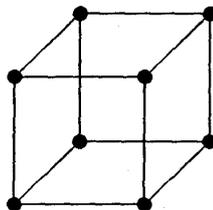
この技術は、ある演算を行う場合、それを複数の演算プロセサに分散させ、同時並行的に実行させて結果を得るというものである。見かけ上計算時間は分散数倍早くなるわけである。この複数のプロセサを結合させる方法には色々なトポロジーがあるが、ハイパーキューブ法が採用されることが多い。この方法では、 $2^n$ 個を結合させる時、各プロセサは近傍のn個と結合させるようにする。例えば4個なら4角形、8個なら立方体の各頂点に配置されるように結合する。これは一番遠くに配置されたプロセサ間の距離(maximum distance)を最小にする配置方法である(図2参照)。

個々のプロセサの小型低価格高性能化によりコ

4 プロセサ



8 プロセサ



16 プロセサ

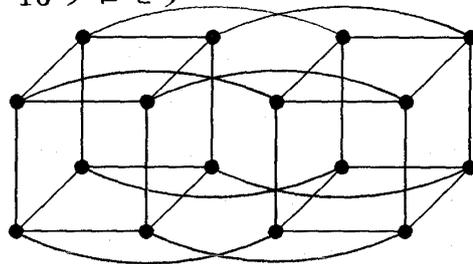
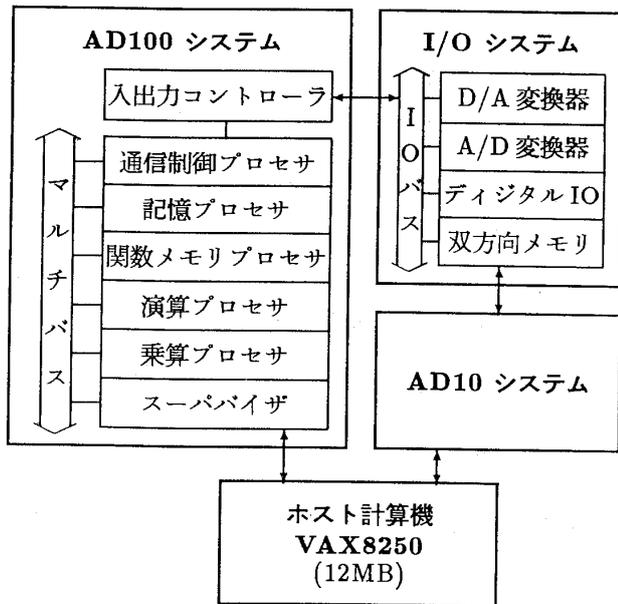


図2 マルチプロセサのハイパーキューブ接続

ストパフォーマンスは良好であり、16プロセサ以下の小型のものから、1024プロセサ以上もある超大型のものまで実現している。代表的なものは、Alliant社(8プロセサ)、Encore社(20プロセサ)、Intel社(128プロセサ)、N-cube社(1024プロセサ)などがある。しかし、これらのシステムはスーパーミニコンピュータと呼ばれ技術計算向きであるが、ダイナミック・シミュレーションに利用された例はある。

### 3. ガスタービンのダイナミック・シミュレーション

現在、最も高性能な計算システムの1つとしてADI社のAD100システムを挙げることができる。これは多変数関数発生、数値積分、高速入出力、一般計算、等シミュレーションに必要な機能を適切に有する、ダイナミック・シミュレーション専用の特種計算システムである。その構成と諸元は図3に示すようである。7台のパラレルプロセサで構成され、それぞれは内部でパイプライン処理を行っている。AD100はミニコン(VAX)に接続されており、ペリフェラル・プロセサとして位置



計算モジュール	実行時間
(1) 圧縮機 : C	43.3 [ $\mu$ sec]
(2) タービン : T	42.0
(3) ダクト : D	7.8
(4) ブリード : BL	43.4
(5) 燃焼器 : B	8.2
(6) 中間冷却器 : IC	10.6
(7) ノズル : N	35.5
(8) 空気取入口 : I	23.9
(9) 容積 : V	44.3
(10) ロータ : R	2.4

図4 計算モジュールと実行時間

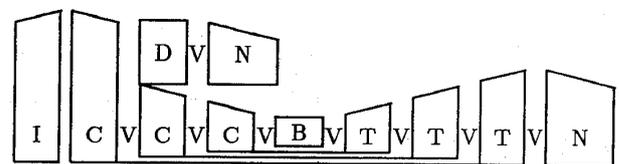
データビット長	65 ビット (符号 1+ 指数 12+ 仮数 52)
加算乗算速度	100 [nsec] (20MFLOPS 相当)
基本サイクル時間	25 [nsec]
並列プロセッサ数	7 台
関数データメモリ	2MB (64 ビット)
A/D 変換	12 ビット, 30 チャンネル
D/A 変換	12 ビット, 30 チャンネル
ソフトウェア	ADSIM シミュレーション言語

図3 AD100 システムの構成と主要な諸元

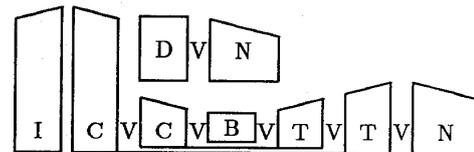
付けられる。このシステムを使用してガスタービンのダイナミック・シミュレーションを行った結果について以下に紹介する<sup>(3)</sup>。

航技研のガスタービン・シミュレーションの方法は①計算モジュールによるアプローチ、②関数発生多用、で特徴付けられる。ガスタービンエンジンには種々の形式があるが、そのどれもが比較的少数の基本的エンジン要素によって構成されている。これらの基本的要素について、融通性に富むソフトウェア（計算モジュール）を開発しておけば、任意形式のエンジンの全体シミュレーションは、エンジン構成に従って計算モジュールを結合することにより、容易に完成する。図4に基本的要素計算モジュールの種類及び計算実行時間を示す。

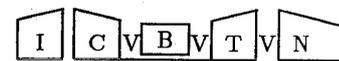
この計算モジュールを用いて、代表的な3種類のジェットエンジンについてシミュレーション・



(a) 3軸ターボファン-エンジン



(b) 2軸ターボファン-エンジン



(c) 1軸ターボジェット-エンジン

エンジン 型式	計算モジュール使用回数									フレーム 計算時間 [ $\mu$ sec]
	圧縮機	タービン	ダクト	ブリード	燃焼器	ノズル	空気取入口	容積	ロータ	
(a)	3	3	1	2	1	2	1	8	3	815.2
(b)	2	2	1	1	1	2	1	6	2	595.5
(c)	1	1	0	1	1	1	1	3	1	331.6

図5 3種のジェットエンジンのフレーム計算時間

プログラムを構成すると、図5に示すようにフレーム計算時間（エンジン全体を1回計算するに要する時間）は全て1 msec以下となる。これは実時間あるいはそれ以上の高速シミュレーションを

行うに十分なフレーム時間である。また、要素モデルとして詳細モデルを採用し、倍精度相当(65ビット)計算であるため、従来のエンジン・シミュレーションに比べ、計算速度のみならず、精度、忠実度、汎用性の面でも優れた性能を示している。ここで開発された計算モジュールにより、各種の航空用、車両用、産業用ガスタービンの大半のシミュレーションが可能であり、さらに新形式の将来型ガスタービンにも適応されうるものであろう。

#### 4. パソコン・システム

最近のパソコンの性能向上と普及はめざましい。これを用いたダイナミック・シミュレーションについて展望してみる。まず、現在のパソコンによると、ハードウェア性能的には、リアルタイム動作にかなり近いシミュレーションが可能であろう。しかし、ソフトウェア上の制限から、プログラミングにはかなりの負担を強いられるのが実情であろう。パソコンあるいはワークステーション用のシミュレーションシステムとして、MGA社のACSL, XANALOG社のXA1000等があるが、高速シミュレーションとは言い難く、またモデルの大きさの制限が実用的であるとは言えない。

パソコンのハードウェア、ソフトウェアの進歩は急速であり、現在のスーパーミニコン程度の性能を持つようになるのはそう遠くない。また、ソフトウェアの面でも32ビット対応、バーチャルメモリ、マルチタスクとなり、大きなプログラムを制限なく自由に作成できるようになる。さらに、演算を加速するためのアクセラレータ・インターフェイス等、あるいは複数パソコンを並列プロセッサとするインターフェイス等との組合せで、非常に簡便な装置で高度なダイナミック・シミュレーションが可能になると思われる。この一例として稲垣の研究がある<sup>(4)</sup>。

かつて大型計算機やミニコンで開発された、非常に信頼性があり優れた多くのソフトウェアが、続々とパソコン向きに編集されて市販されている。また最新の理論による計算ソフトウェアもまずパ

ソコン用に作成される傾向にある(例えばMath Work社, MATLAB ロバスト制御システム設計ソフトウェア等)。これらとダイナミック・シミュレーションとの組合せも魅力的であり、蓄積されたソフトウェアを積極的に利用していくこともできよう。

#### 5. むすび

ダイナミック・シミュレーションを実現するための新しい計算システムの方法、つまり①ペリフェラル・プロセッサ、②パイプライン技術、③パラレル処理、について概説した。次に、これらの技術を組み入れて高性能化を達成したAD100システムによるガスタービンのダイナミック・シミュレーション例を紹介した。また、今後の発展が期待されるパソコンやワークステーションによるシミュレーションについて展望した。

ダイナミック・シミュレーションによる実機エンジンの性能予測精度は向上してきており、多くの問題を解決してきているが、なお不十分な所も残されている。これは、ガスタービンエンジン内の現象の基礎理論の開発、計算モデルの精密化、シミュレーション技術の向上等によって改良されることになる。将来の高性能ガスタービンの開発において、ここで述べたような高速、高精度で効率的なダイナミック・シミュレーションの必要性は極めて高い。

#### 参考文献

- (1) 杉山, “高速デジタル・シミュレーション技術”日本機械学会誌, 90巻819号, (1987-2)
- (2) Karplus, W.J., “The Emerging Role of Multi-Processor Systems in Simulation”, Proc. of JSST International Conference, (1986-6)
- (3) Sugiyama, N., “Generalized High Speed Simulation of Gas Turbine Engines”, ASME-paper 90-GT-270, (1990-6)
- (4) 稲垣, 稲葉, 河村, “トランスピュータを用いたガスタービン動特性の並列処理”, 第5回ガスタービン秋季講演会前刷, (1990-11)

## 4.3 航空機整備における部品補給への電算機の利用

日本航空(株)原動機工場資材計画グループ 吉田 明

### 1. はじめに

航空機用部品が典型的な多品種少量生産品であることは周知の通りである。この結果、航空会社における部品補給業務は煩雑を極めるものとなっており、電算機の助けなくしては業務遂行が不可能と言っても過言ではない。当社でも創業初期の段階から部品管理用として電算機導入を計り、機能規模を拡大して今日に至っている。

当社では現在ボーイング社 (Boeing: BCAC) 製 747型機68機, 767型機16機及びマクドネルダグラス社 (McDonnell Douglas: MD) 制 DC-10型機20機をもって運行している。又装備エンジンとしてはプラットアンドホイットニー社 (Pratt & Whitney: PWA) 製 JT9D-7A, -7Q, -59A, -7R4G2, -7R4D 及びジェネラルエレクトリック社 (General Electric: GE) 製 CF6-80C2B1F を使用しており、部品品目数も膨大なものになっている。

当社における部品補給管理はエンジン部品を含めた航空機部品全体を一元的に扱っている関係上、本稿では一般的な部品補給管理と電算機の利用について紹介し、エンジン部品固有の話題については随時触れる形で進めることとしたい。

### 2. 航空会社における部品補給業務

航空機に使用されている部品は、一般的に約20万~30万品目と言われている。

製造業の場合、製造量とその部品を構成する子部品の数から正確な必要品目及び必要量が確定できる。しかしながら整備・修理という業種の場合、修理すべき内容のみならず発生時点までもが不確定のため、必要品目・量が作業着手時点で初めて確定するという特徴がある。

航空会社における部品補給業務は、部品サービスという面だけを捉えれば、多品目・多量の予備在庫を持つことにより整備作業に貢献することが

できるが、反面莫大な資金を必要とし、又大量の未使用在庫を抱えることになり、経営に甚大な影響を与えることになる。

従って、次項に述べるような航空機部品の特性を十分考慮しつつ整備作業の要請と予備部品への投資のバランスを勘案して在庫品目の設定や在庫数量の決定などの管理を行う必要がある。

### 3. 航空機用部品の特性

航空会社における部品補給業務の観点から見た航空機用部品の特性としては、以下のような事柄が挙げられる。

- (1) 種類が非常に多い。
- (2) 高価な部品が多い (特にエンジン部品は顕著である)。
- (3) 整備作業の内容により、使用量が変動する。
- (4) 使用場所が国内外支店を含め、多岐に渡る。
- (5) 製造会社が多岐に渡り、購入先が1000社にも上る。
- (6) 航空機用として特別に製造されているため、購入先が限定される。又生産量が少ないため受注生産品が多く、納期が長い (エンジンの場合通常3ヶ月, 短いもので1ヶ月, 長いものでは1年以上かかる)。
- (7) 製造に最新技術を駆使しており、技術・経済的に自社修理不可能な部品もある (特にエンジン部品に多い)。
- (8) 技術革新又は耐空性向上等のための改修作業発生頻度が高く、不良在庫発生の可能性が高い。
- (9) 修理作業発生時点で修理方法が確立していない事態が多々発生し、修理待部品が滞荷することがある (エンジンではよく発生する)。

### 4. 在庫規模

1989年度末における当社の部品在庫高は約1100億円/17万品目あり、内エンジン部品は約450億円/2万6千品目を占めている。又部品倉庫は羽田・成田両基地で18ヵ所 (2.7万㎡) あり、年間の払い出し回数も約60万回に達している。

(平成2年11月14日原稿受付)

このため部品管理への電算機の利用は必要不可欠のものとなっている。

## 5. 補給業務への電算機利用の沿革

当社発足当初、まだコンピューターのない時代には部品管理は全て人手によるカードックスと呼ばれる台帳管理により行われていた。

1957年には折からDC-7型機の導入もあり、部品品目が急増し人手による部品管理も限界に達していた。このような背景により事務統計機械を使用したパンチカードシステムが導入された。しかしながら発注管理はまだ手計算に頼らざるを得なかった。

その後ジェット化時代を迎え、1960年に米国航空運送協会(ATA)が中心になり部品調達方式をコンピューターを利用した新方式に統一したことを受け、当社の補給システムも1963年にIBM1401電算機によるシステムになった。これは今日の補給システムの出発点であり、在庫管理のみならず発注管理も電算機により可能となった。

更に1968年にはIBM360への変更に伴い、補給システム機能のレベルアップが計られ、1975年にはECCS(Engine and Component Control System)と呼ばれる整備システムの電算機化が計られたことから、修理中部品の管理も可能となった。

しかしながらボーイング747型に代表される機材の大型化、路線の拡大に伴う機数増加等事業規模の変化もあり、既存システムによる在庫管理も限界となってきた。そこで将来の事業環境の変化や自動倉庫化への対応、更に新しい保管・在庫管理方式や補給計画機能・精度の向上を目指す新しいシステムの開発が行われ1990年4月8日よりMICS(Material Information and Control System)として運用を開始した。

## 6. 新補給システム MICS の機器構成

現在 MICS は整備システムの一部として、生産管理・品質管理システムとともに運用されている。

この整備システムは当社コンピュータセンターにある日立製 M680 大型汎用コンピュータ 1 台(他に社内一般管理用及びテスト用の 2 台があり、3 台が互いにバックアップしている)の上で稼働している。

現在 MICS 用として接続されているノード数は 485 台(内 CRT などの入力機器は 258 台、プリン

ターは 227 台)あり、国内外に設置されたこれらのノードに対してオンラインリアルタイムで入出力サービスを行っている。ちなみに月間の処理数は約 273 万回を記録している。

## 7. 新補給システム MICS の機能

MICS は部品補給に関するデータベースを使用して多岐に渡る情報の管理を行っている。特に重要なものとして以下のものがあげられる。

### (1) 在庫情報管理

部品は主に羽田・成田の整備基地の倉庫に保管されている(使用頻度の高いものについては国内外の各支店にも配備されている)が、整備作業に使用されたり修理が完了すると、在庫数量の変動が起こる。MICS はこの在庫数量を常にモニターしており基準量以下になると要発注の警報を発する。

航空機部品は多品種少量使用の上入荷に時間がかかるという特性があることから、同システムでは在庫管理に発注点管理方式を採用している。このため部品の消費頻度・入荷時期・展開状況・ABC 解析<sup>注1)</sup>結果・消費傾向等の諸元を基に各部品毎の発注点・基準量・発注個数等を計算する必要があるが、MICS ではこれらの計算を自動的に行う機能がある。

又修理可能部品については社内修理・外注修理・修理完了等の状況についてもモニターがなされている。

### (2) 発注情報管理

在庫数量が基準量を下回った場合、基本的には新たな発注を行う必要がある。通常警報が発せられると部品計画担当者が購入数量を確認の上 MICS を通じて発注を行う。また MICS には自動発注機能を持たせており、発注金額の小さいものについては自動的に発注を行う。通信回線の接続されたメーカー(PWA, GE, BCAC, MD 等)に対しては、相手先のコンピュータに直接発注が行われる。

### 注 1)

一般に在庫量と在庫金額の関係を見ると、少量の高額部品が在庫額の大部分を占める性質がある。したがって在庫品を少量高額なものから多量小額なものまで、A, B, C の 3 分類にし、A 分類に在庫管理努力を傾けることにより管理コストを下げる手法。

発注された部品については出荷予定、発送などについて常時モニターされる。

### (3) 取引情報管理

取引とは倉庫からの払い出し（整備作業に使用する等）・倉庫への受け入れ（発注品入荷・修理完了等）を指す言葉であるが、MICSではこれらの履歴は過去5年分が保存されており、常時参照することが可能である。

### (4) 部品情報管理

部品情報としては部品番号・部品名・メーカー名・価格・納期・社内で使用する資産番号等があるが、MICSでは各メーカーが提供する全ての部品情報を保存・更新しており常時参照可能となっている。

### (5) 資産情報管理（経理処理機能）

部品には整備用補充品という面の他に、財務会計上の資産という面もある。すなわち部品はそれ自体が資産価値を有しており売却することも可能である。実際航空会社や中古市場（アメリカを中心にかなり大きな市場が存在する）への売却・購入も頻繁に行われている。

部品の内消耗品は、流動資産として使用の度に、費用としての会計処理が必要であり、又反復使用可能な重要部品は、固定資産として減価償却が発生するため、常に簿価の計算を行う必要がある。MICSは該当する全部品に対して常に費用・償却計算を実施している。これらの結果は本社財務会計システムに対してオンラインで転送されている。

## 8. その他の電算機利用

MICSはメインフレームを使用したかなり大規模なシステムであるが、それ故に整備部門全体で使用する定例業務を指向して設計されている。このため局所的業務、非定例作業、一部の帳票作成、小規模プロジェクト、シミュレーション分析などには対応しきれない面がある。

この穴を埋めるため、以下に述べるような、幾つかの付加的環境整備がなされている。

### (1) エンド・ユーザー・コンピューティング環境

エンド・ユーザーが直接MICSのデータ・ベースにアクセスして必要な作業を行える環境が整備されている。この環境はTSS (Time Sharing System) 回線の一部をユーザーに解放し、ユー

ザーは簡易言語を介してメインフレーム内のデータベースにアクセスすることで実現されている。この方法は基本的にメインフレーム内に存在する全てのデータベースに適用できるため、補給部門のみならず技術、生産、品質の各部門でも注目されており、徐々にユーザーが増えている。

これらのデータベースの利用例としてエンジン関連のものを以下に紹介する。

エンジン内部の回転体部品、すなわち各段のディスク及びハブは許容される運転回数が限定されている。これらの部品はいずれも高価なため、部品補給計画にも注意が必要な部品である。これらの各部品の使用回数はEDR (Engine Data Retrieval) と呼ばれるエンジン専用の技術・品質管理システムで常時モニターされている。このデータと生産管理部門が策定する向こう6ヶ月間のエンジン取り卸計画を突き合わせることにより廃棄となるこれら部品の数量及び必要時期を予測し、部品発注を行っている。

又EDRのデータには各部品の過去の整備記録も含まれており、ワイブル解析を通して廃棄予測にも役立てている。

### (2) パソコンネット

現在整備部門にはいわゆるパソコンネットが付設されている。このネットワークでは一般のものと同様BBS (Bulletin Board Service) 及びメール機能が提供されており、これを利用することで小規模業務を行っている。

現在このネットワークは、海外外注修理部品の送り状情報の転送と管理、AOG (Aircraft On the Ground: 部品がないため飛行機が地上に寝ている状態を指す) 部品の手配状況管理、Warranty (不良品に対するメーカーの補償) 部品管理、国内及び欧州に対する発注管理等の業務に利用（一部開発中）されている。

### (3) JIT (Just In Time)

最近当社とGE社との間でJITに関する契約が正式に取り交わされた。

GE社のCF6型エンジンはボーイング747-400型機（スカイクルーザー）に装着されている。

先に述べた通り航空機部品は多品種少量生産品ということもあり、従来在庫管理に発注点管理方式を採用してきた。しかしながらこの方式では比

較的高額の部品が、ある程度定期的に、多量に使用された場合在庫が膨らんでしまうという傾向がある。

この問題の解決策として上記のような問題を抱えた品目に対し JIT(同期化)方式を導入することになったものである。この方式は元来小品種大量生産業種において、部品の入荷を生産計画に同期化させ、在庫量をゼロにすることを目的として考案されたものである。従って当社のような航空会社で採用する場合には、消費予測が正確であることが要求されるが、やはり先に述べたような特性があるため、当社の整備諸元に合わせ、ある程度バッファ在庫を持たせるといった変更を加えた形で実現することとなる。

とはいえ、本方式は従来の管理方式から大きく逸脱するため、現状での MICS による在庫管理機能では対応できなくなる。このような訳で UNIX ワークステーション上で稼働する小規模で JIT 専用の在庫・発注管理用ソフトウェアを使用して、MICS データベースと連携しつつ、ユーザーに対して前項で述べたパソコンネットを介してサービスを行う形式の付加システムを開発中である。

## 9. 他社との比較

当社の部品補給組織及び方式は最初米国ユナイテッド航空(UA)に見習った経緯もあり、基本的な部分では UA 社をはじめとする外国他社と同

様な方式で運営されている。

しかしながらコンピュータシステムの面でみると、MICS も基本機能では世界的にトップクラスにあるが、総合的な機能面からみると若干見劣りするものが実情である。

## 10. おわりに

以上、当社の部品補給業務における、電算機利用の実際について紹介したが、最後に電算機利用面での将来展望について、簡単に述べたい。

部品補給業務は、点在する整備部門内で総合的かつ集中的に行う必要がある。この意味ではメインフレームによる一元管理に向けた業務であり、従来よりこのようなシステムの開発に力が注がれてきた。従ってこの方針は基本的に将来も引き継がれていくものと思われる。しかしながら全ての処理を一元管理することはいかに大型汎用機と言えども能力的に限界がある。

現在当社の整備関係の全システムの見直しが実施されているが、今後はメインフレームでの処理は必要最小限のデータベースマネジメント機能に絞り、ユーザーインターフェース面や各部門毎の固有の業務処理はネットワーク(高速デジタル通信を使用した LAN あるいは WAN)を介してつながった小型機を使用するという水平分散型のシステムに移行する方向で検討がなされている。

前回は空力騒音のうち、乱流騒音と回転翼騒音について述べた<sup>(1)</sup>。空力騒音にはこの外に、特定の形状・設定状態の物体と気流とが干渉する結果発生する騒音がある。これは‘flow tone’あるいは‘self-excited sound’と呼ばれる純音である。ジェット騒音や回転翼騒音については比較的その原因が特定しやすいのに対し、flow toneの音源、即ち如何にして気流から音にエネルギーが供給されるのか、その機構は十分解明されているとはいえない状況にある。本講義は最終回であるが、ここでは流れによる自励音に焦点を絞り、その分類、特徴的な性質、音の発生につながると思われる流れの状況等について述べる。

流れによる自励音は一口でいえば、流れに含まれる剝離剪断層が原因であるが、さらに分類すると、いわゆるエッジトーンのように帰還擾乱を必要とするものと、カルマン渦によるエオルス音のように必ずしも帰還擾乱を必要としないものに分けられる。ここでは、前者をflow tone、後者をカルマン渦音と呼び分けることにする。

## 7. Flow tone

### 7.1 Flow toneの発生機構 (エッジトーン)

図7.1はflow toneが発生する種々の形態を示

すが、大きく二つに分類することができる<sup>(2)</sup>。A)に属するものは、流出する流れの剪断層が固体表面と干渉することで帰還回路を形成するものであり、B)に属するものは音響的な共鳴器によって流れの運動がさらに強められるものである。A)では剪断層が固体表面に衝突することが、安定した振動的流れを生み出すのに重要な役割を果たしている。流れの中に置かれた円柱のような鈍い物体からは渦放出が起こるが、この場合は他の物体の助けを借りずに安定的に振動的な流れが得られるわけであり、flow toneの場合とは区別して考える。flow toneの場合は剪断層の運動の観点から比較的統一的に現象を眺めることができる。

一般に自励的に維持されるflow toneは図7.2のような帰還閉回路を形成している<sup>(2)</sup>。代表的なflow toneであるedge toneについて見てみよう。edge toneは二次元の細い隙間から吹き出すジェット気流中に吹口に平行な前縁をもつ楔が置かれたときに発生するものであるが、音の周波数はジェット自身が正弦的な擾乱に対して不安定になりやすい周波数領域に属している。このようなジェットの反対称的な擾乱は輸送される過程で増幅され、楔の前縁に衝突する。ジェットの波打ち

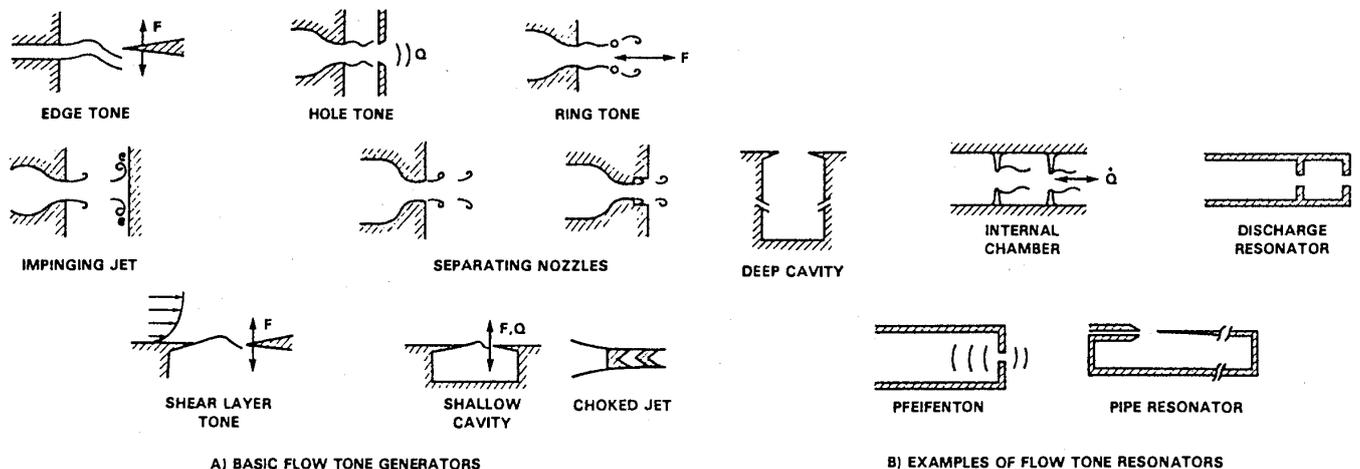


図7.1 Flow toneの発生形態

(平成2年8月6日原稿受付)

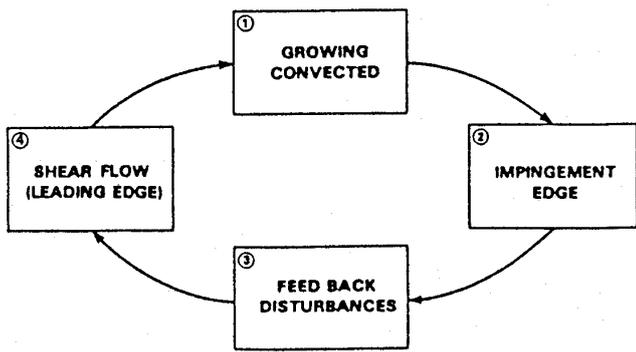


図7.2 Flow tone の自励機構

から予測されるように、楔の前縁では上下逆位相の音源（双極子音源）が誘起され、これが音響的な帰還擾乱となる。この擾乱がジェット出口の剪断流に、その不安定性を助長するような形で影響を及ぼすことで帰還回路が閉じられる。このように自動的に振動が持続され発音されるためには、次のような3つの要素が要求される。まず主たる剪断流れが基本的に秩序立った不安定運動を生じ得る、即ち微小な外乱に対して不安定となることである。次に、この流れの不安定運動が、第二の擾乱を生み出し、しかもその擾乱が上流に逆上って主流の擾乱の根本に影響し得ることである。さらに、この根本に帰還した第二の擾乱は、主流の擾乱との間に、結果として主流の擾乱を強めるような位相関係を有することである。

edge tone の場合、楔の前縁では上下逆位相、即ち流れに垂直な軸をもつ音響双極子音源が誘起されるが、これが上述の第二の擾乱としてジェット吹出口に伝播する。この音響双極子はジェット軸上ではジェットに垂直方向の速度を誘起するが、結果的にこの変動速度がジェットの波打ちを助長しているのである。助長が起こるためには、ジェット軸に垂直なジェットの 변동速度について、楔の前縁における値とジェット吹出口の値の間に位相差  $\phi_N$

$$\phi_N = 2\pi(N + 1/4) \quad N=1,2,3,\dots \quad (7.1)$$

の関係が存在することが必要である。

7.2 剪断流の線形安定性

flow tone が発生するために主流が外乱に対して不安定になることが必要であるが、種々な形態の剪断流に対する線形安定性を調べると図7.3のようになる<sup>(2)</sup>。e<sup>ia(x-ct)</sup>の型の擾乱に対する時間

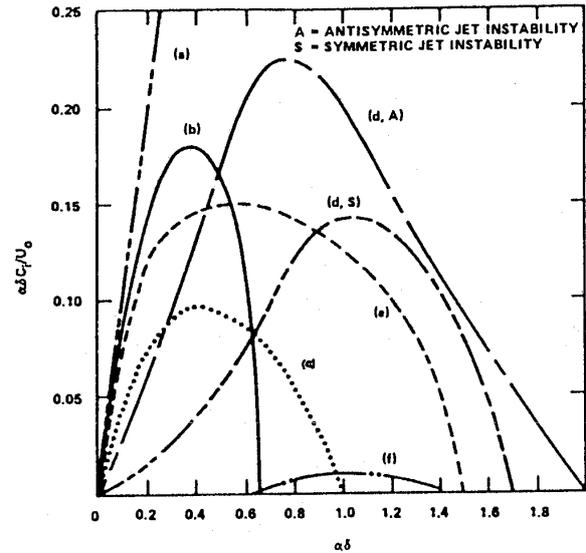
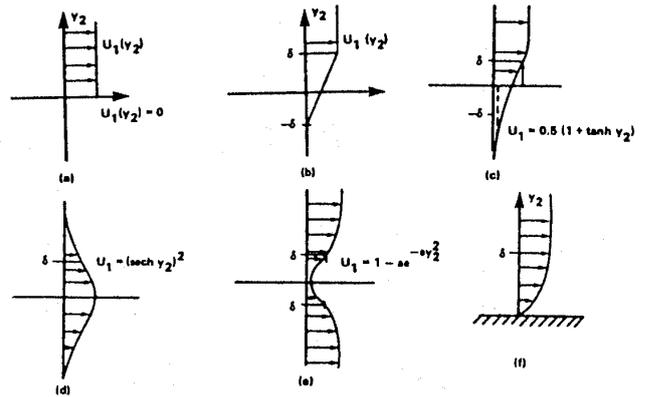


図7.3 二次元剪断層の線形安定性

的不安定性で、横軸  $\alpha$  は擾乱の空間的波数、縦軸は擾乱の時間的成長率である。2  $\delta$  を剪断層の厚みの目安とすると擾乱が成長する波数は  $0 < 2\alpha\delta < 4$  の範囲に限られている。また、(d, A)の曲線から判るように、2次元ジェットの反対称モードが他のどのような剪断層よりも不安定になりやすく、(d, S)の曲線と比較すると全波数範囲で対称モードの成長率を上回っている。

edge tone を始め flow tone には一般に段 (stage) が存在する。式 (7.1) に現れる N が段に対応している。edge tone の場合、ジェット吹出口と楔の前縁との距離や、流速を変えると図7.4に示されるように段が変化する<sup>(2)</sup>。例えばジェットの速度を一定にして、間隔 L を広げていくと波長が伸びるから一つの段については周波数が低下する。一つの段がどこで始まり、どこで終わって次の段に移行するかに関し、図7.3の線形不安定領域と関連づける考え方がある。即ち、 $\alpha\delta$  のある上限、下限の範囲で特別ジェットが外乱に対して敏感であ

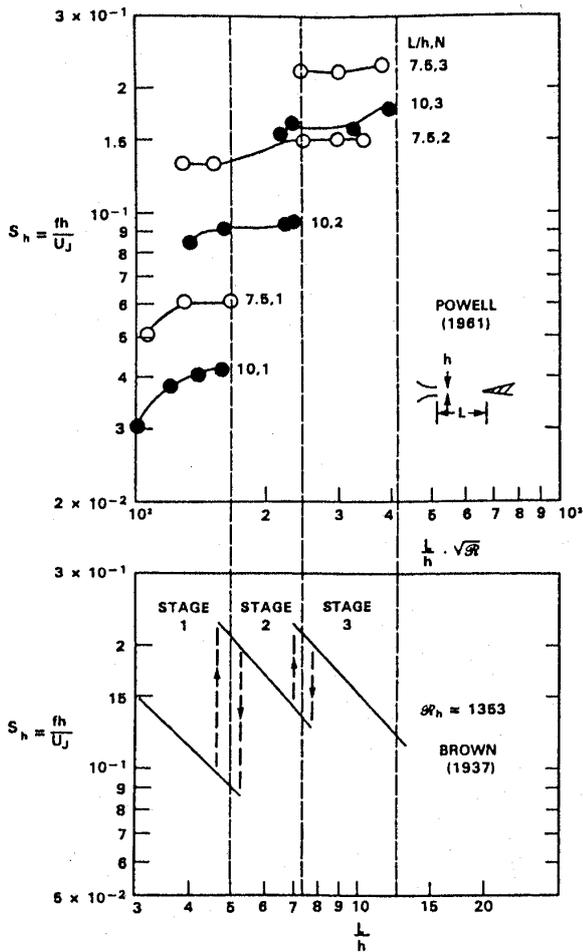


図7.4 Edge tone の速度・距離による変化

同軸に置かれたときに発生する。hole tone が実用に供されている例として、沸騰を報らせるやかんの笛がある。鳥のさえずりや人間の口笛も同じ例である。この場合、第二の孔のところで軸対称な擾乱が作られるが、これがジェット出口の流量の初期擾乱を助長する。音の放射は第二の孔の流量変動によるもので、音源としては単極子的である。ring tone も原理的には同じようなもので、hole に替わって同軸の ring が置かれる。ring の周りにはドーナツ状の渦が誘起され放出される。この結果 ring に交番力が作用するが、これはジェット軸と同じ方向に軸を有する双極子の音源となる。

pipe tone は軸方向に気流のある管の端部に鋭いエッジのオリフィスや図7.5(C)のように直角に孔をあけたやや厚いオリフィスを取付けたとき発生する音である。周期的な剥離による絞り加減の変動が流量変動を惹き起こし、これが単極子音源となる。この場合、管の共鳴は音を強める働きをするが、音の発生にとって管が不可欠というわけではない。hole tone や ring tone においてジェット吹出口からの擾乱の輸送速度は  $0.55U_j$  から  $0.9U_j$  まで変化し、代表値としては  $0.7U_j$  と考えることができる。音発生の際はジェット吹出口とオリフィス板または環との距離  $L$  との間は何個分完全な擾乱波長が含まれるかによって変化する。 $L$  との間の平均の擾乱波長を  $\bar{\lambda}$  とすると

$$(L/\bar{\lambda})_N = N - 1/4 \tag{7.2}$$

の関係がある。図7.6, 7.7は hole tone の場合と合わせて示している。距離  $L$  対速度の関係において、音発生領域の境界が edge tone や hole tone では滑らかなのに対し、ring tone ではやや不規則な変化を示しているのは、環からの帰還擾乱が楔やオリフィス板からの帰還擾乱ほど直接的でないためと考えられる。また、発生時のストローハル数が hole tone や ring tone の方が edge tone に比べて高くなっている。前者は対称擾乱、後者は反対称擾乱に由来するが、図7.3の線形安定理論による結果でも成長率の高い擾乱波数は対称擾乱の方が高くなっている。

pipe tone のストローハル数は、厚いオリフィス端の場合その厚みの間に何個の渦が納まるかによって音発生の際が決定される結果、一つの段については厚みが増すに従って周波数は低下する。

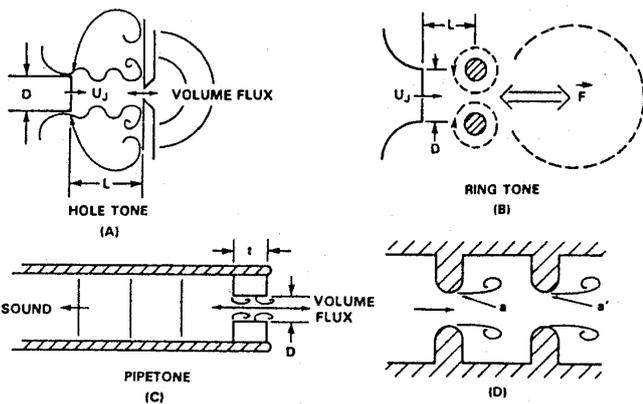


図7.5 Jet tone の諸形態

るとし、条件が変わっても  $\alpha d$  がその範囲にある限り段は持続するものと考えるのである。

### 7.3 円形ジェットによる Flow tone

二次元スリット状のジェットに対し、図7.5に示すように円形ジェットによっても flow tone が発生する。hole tone がその代表的なもので、この音は鋭いエッジを有するオリフィス板がジェットと

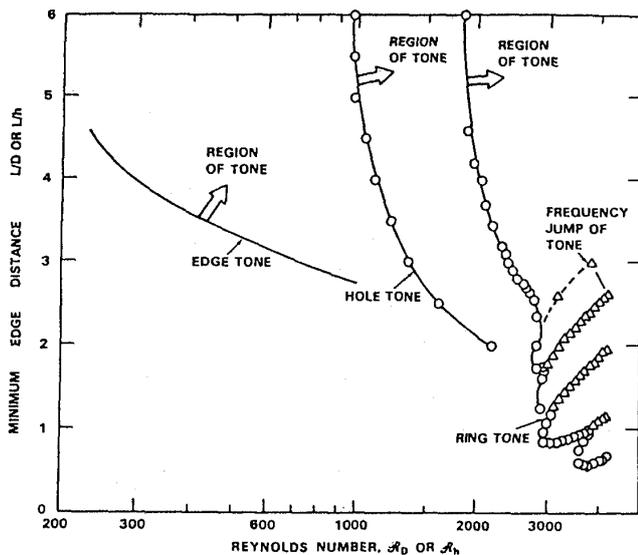


図7.6 Flow tone の発生範囲；距離と速度の関係

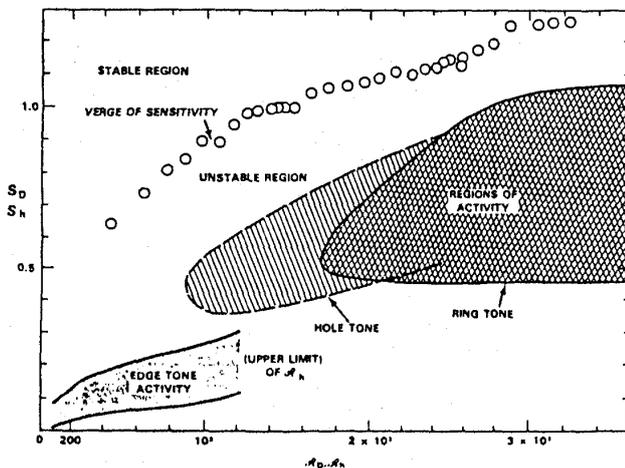


図7.7 Flow tone の発生範囲；周波数と速度の関係

しかし全体として見ればオリフィス孔の径Dを基準にしたストローハル数 $S_D$ で0.4から1.0の範囲に入っている。鋭いエッジのオリフィス板は厚み0の極限であり、孔の吹出口下流に一連の軸対称環状渦が認められる。このときの $S_D$ は0.5から0.7の範囲にある。可視化によると、孔出口での剪断層の運動は軸対称な渦構造に発達し、渦対化 (pairing) が起こる。このような規則正しい渦構造は口径Dを基準にしたレイノルズ数 $R_D$ で1000から8000の間に見られる。従ってこれら円形ジェットによる flow tone は $R_D \sim 8000$ 程度まで発生する可能性がある。

7.4 ジェットスクリーチ

臨界圧力比を超えてもチョークした先細ノズル

や、超音速ノズルでも適正膨張でない条件下では、ジェット内に膨張と圧縮を繰り返すセル状領域のパターンが現れる。通常3~5セル現れた後、下流では乱流混合で消えてしまうが、二次元ジェットよりも円形ジェットの方が消えにくい。セルの個数や軸方向の大きさは圧力比や直径に依存して決まってくる。このような超音速ジェットのセル状パターンに起因して screech と呼ばれる flow tone が発生する。その発生過程は、まずノズル出口においてジェット剪断層の擾乱によりそこから出るマッハ線を振動させることに始まる。衝撃波パターンの振動が音波を発生することになるが、edge tone と同じようにこの音波が帰還擾乱となって、ジェット出口での初期擾乱を助長する結果、自励的発音が持続する。この場合、音源はジェット出口に対して静止しており、秩序立った渦構造がセルを通過することで振動が起こる。従って各セルから発生する圧力擾乱同士がノズル出口での初期擾乱を最も助長するような位相関係になるとき screech が最も強くなる。ジェットの外側にはジェット軸に対し上流に伝播する音波が存在し、二次元の場合ジェットをはさんで逆位相になっている。この音の音源としては、各セルの振動が全部寄与しているとはいえ、実質的にはノズル出口から3~4個下流のセルと考えられる。出口直後ではジェットの不安定性が十分成長していないし、3~4セルよりさらに下流では、乱流のためにセル相互の相関が失われていく。従って実質的音源はこの中間に位置することになり、音源としてこのセルの振幅と位相関係が結果としての screech に効いてくる。この音源群の中心のノズル出口からの距離を $X_s$ とすれば、edge tone のとき楔の前縁がここにあるのと似たことになる。渦擾乱の波長を $\lambda_c$ とすると、 $X_s = (1.7 \sim 2.3) \lambda_c$ で与えられる。screech の周波数を $f_s$ 、ジェットの厚みを $h$ とすると実験的に

$$f_s h / c_0 = 0.2 / \sqrt{R - R_c} \tag{7.3}$$

で与えられる<sup>(3)</sup>。Rは圧力比で $R_c$ は臨界圧力比である。またセルの幅sは実験的に

$$s / h \approx 1.9 \sqrt{R - R_c} \tag{7.4}$$

で与えられる。円形ジェットの場合、(7.3)式に相当する直径Dについてのストローハル数は、

(7.3)式の係数0.2を0.33に置き換えると実験と

合う。

7.5 キャビティトーン

cavity tone はキャビティを過ぎる流れの、キャビティ前縁から発達する自由剪断層が不安定となるために生じるもので、これがキャビティ後端のエッジに衝突することで帰還擾乱が発生して閉回路を形成する。従って、この音の発生には自由剪断層の不安定性が大きく関わっているが、剪断層の場合、代表寸法として運動量厚さ  $\theta$  が導入される。図7.8は層流ノズルの端部近傍の剪断層にノズル内のスピーカーで擾乱を加えたときの結果で、横軸に運動量厚  $\theta$  を代表寸法と考えたストローハル数、縦軸はノズル端からある距離下流での垂直方向変動速度である<sup>(4)</sup>。計測点は  $X = 40\theta$  であるが、 $Re < 330$  では擾乱は  $(60 \sim 110)\theta$  程度下流までは指数関数的に増大する。図7.3の tanh 形 の速度分布について、周波数に対する成長率で振幅を予測したものが破線で示されているが、実験と良く合っている。tanh 形 の速度分布の剪断層では、 $S_\theta = 0.02$  で最大の成長率を示し、 $S_\theta > 0.04$  では応答なくなる。さて、自由剪断層は線形的な発達をした後、下流では基本波のほかに分数調波あるいはそれらの組合せをもつような非線形域に入る。剪断層から発達した渦が、隣接渦同士互いに干渉して組 (pair) を作り、組同士は合体してさらに大きな渦を構成する。このような渦の合体統合は最大3,4回起こり得るが、その度に変動の周波数は半分ずつに減じていく。図7.9は剪断層を駆動したとき、擾乱の発達具合を示している<sup>(5)</sup>。 $\beta$  は最も不安定になりやすい周波数成分であるが  $X \approx 27\theta$  位で成長が飽和してしまう。これに対し  $\beta/2$  の成分は  $X \approx 85\theta$  位で飽和点に達している。注意すべきことは、 $\beta$  の高調波の駆動よりも分数調波の駆動により敏感に反応することである。

cavity tone の場合、キャビティの上流のエッジから出た剪断層が下流エッジに衝突するが、この状況は次のようである<sup>(6)</sup>。 $Re < 330$  の範囲で層流剪断層は不安定性が発達して渦を形成し、下流エッジに衝突するが、このとき渦はキャビティ内に入り込むか外の境界層に掃き出される。この衝突の事象が上流エッジでの流れ方向速度の変動と連動しており、キャビティ下流壁の圧力は渦が角を回るとき最小となり、衝突が起こる直前に最大

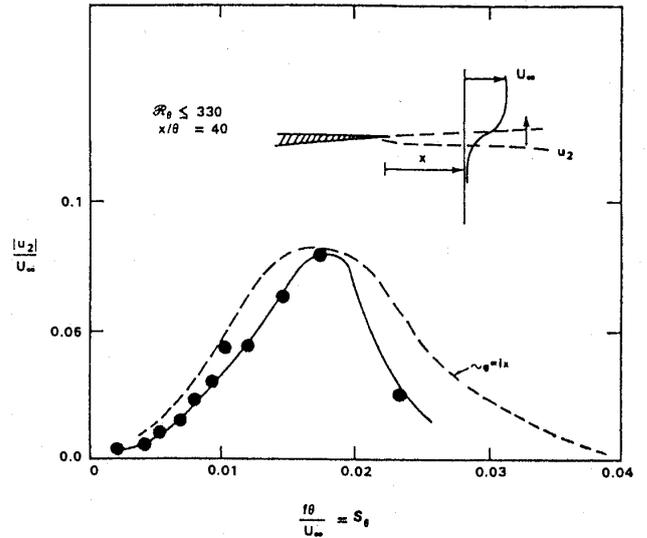


図7.8 自由剪断層の周波数応答

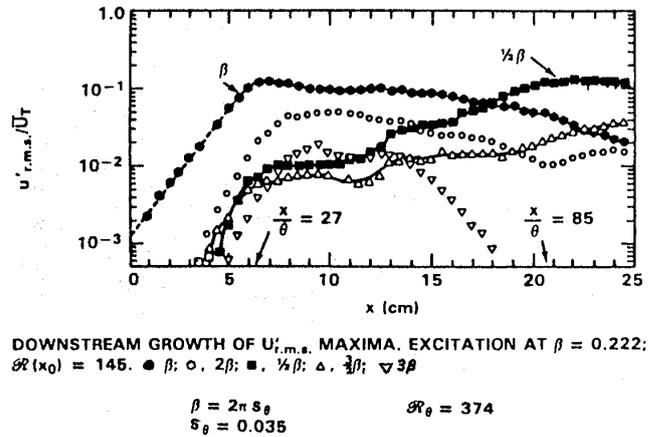


図7.9 自由剪断層における分数調波の発達

となる。そして上流エッジの速度は、圧力が最小と最大の間で渦が下流境界層を流れ去るとき最大となるが、これは丁度平均的にみた剪断層が最もキャビティ内に撓み込む瞬間に一致している。

実験によると層流剪断層の場合キャビティ幅  $L$  に対し  $L/\theta$  が  $7 \sim 70$  の範囲でストローハル数  $S_\theta \approx 0.017 \sim 0.025$  の tone が発生する。乱流剪断層の場合も含めて発生音のストローハル数については

$$fL/U_\infty = (\overline{U_c}/U_\infty) \gamma_N \quad (7.5)$$

が一般に成り立つ。 $\gamma_N$  は  $(L/\lambda)_N$  を表しており、

$$\gamma_N = N + \alpha, \quad |\alpha| < 1$$

と書けるが、平均の輸送速度  $\overline{U_c}$  は上流境界層の厚さにより、境界層が厚くなるほど低下する傾向にあるから、実験者によって  $\alpha$  の値も違っている。

7.6 衝突ジェットによる Flow tone

円形ジェットの場合も渦の pairing が起こり、最終的にはノズル下流約8直径辺りでストローハル数  $S_D = 0.3$  近傍に落ち着く。ノズル出口で強制的に乱流に遷移させ、ノズル内から  $S_D = 0.3$  で音響擾乱を加えると、渦の形成が秩序立ってくる上、大規模渦構造が4直径下流で既に形成されてしまう。また、 $0.15 < S_D < 0.5$  の範囲で励起してみると、最も敏感な周波数は  $S_D = 0.3$  となる。比較的低いレイノルズ数で観察された hole tone や ring tone も、レイノルズ数が上昇すると弱まり消えていく。しかし条件によっては、さらに高いレイノルズ数で再び tone が現れる。この場合は高いレイノルズ数のジェットでも存在する上述の秩序立った渦構造によるものである。

平板に垂直に衝突する高レイノルズ数の亜音速ジェットでも条件によっては edge tone と同じような強い tone が発生する。この音はマッハ数0.6以上では非常に強調され、 $L$  をノズル出口から平板までの距離とすると  $L/D = 1 \sim 5$  の範囲で認められる。図7.10はマッハ数0.9の場合のストローハル数と各段の位相

$$\phi_N = 2\pi [(L/\lambda_c)_N + (L/\lambda_0)] \quad (7.6)$$

を示している<sup>(7)</sup> ( $\lambda_0$ : 音の波長)。帰還擾乱としての音波の放射は渦が平板に衝突する付近の領域で起こり、渦は衝突したあと半径方向に拡がり円形状の剝離を起こす。このようにして、衝突ジェットも層流ジェットの hole tone のときと同じような帰還経路を形成している。一般的には通常ノズ

ルの乱流ジェットで tone が励起されることは無いが、ジェットには高レイノルズ数でも秩序立った渦構造を形成しようとする傾向があるため、条件を整えば tone が発生される。その条件とはノズル端で流れが剝離し、 $1 < L/D < 7$  の範囲に置かれた平板に衝突するとか、剝離したノズルからの流れがヘルムホルツ共鳴を維持し得る部屋を通過するといったことである。

7.7 共鳴器付きの Flow tone

剪断層と共鳴器の干渉により強い tone が発生する。流れに励起される共鳴現象は、共鳴器の共鳴周波数が流れの不安定モードのいずれかと一致

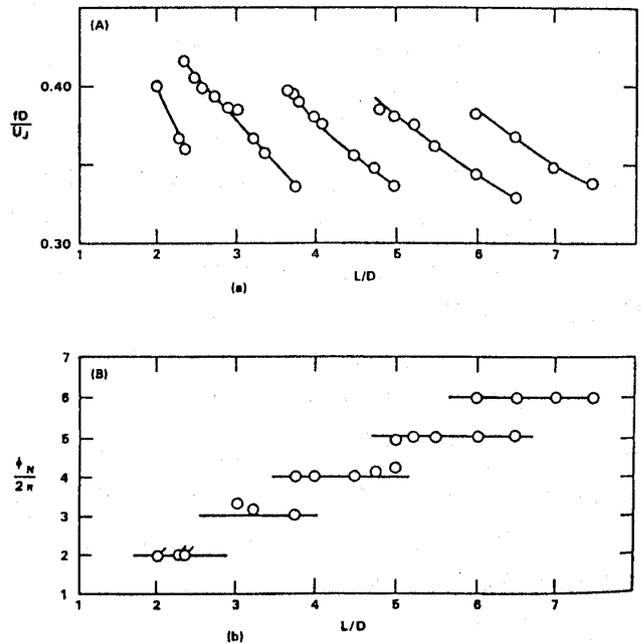


図7.10 衝突 Jet tone の距離による変化

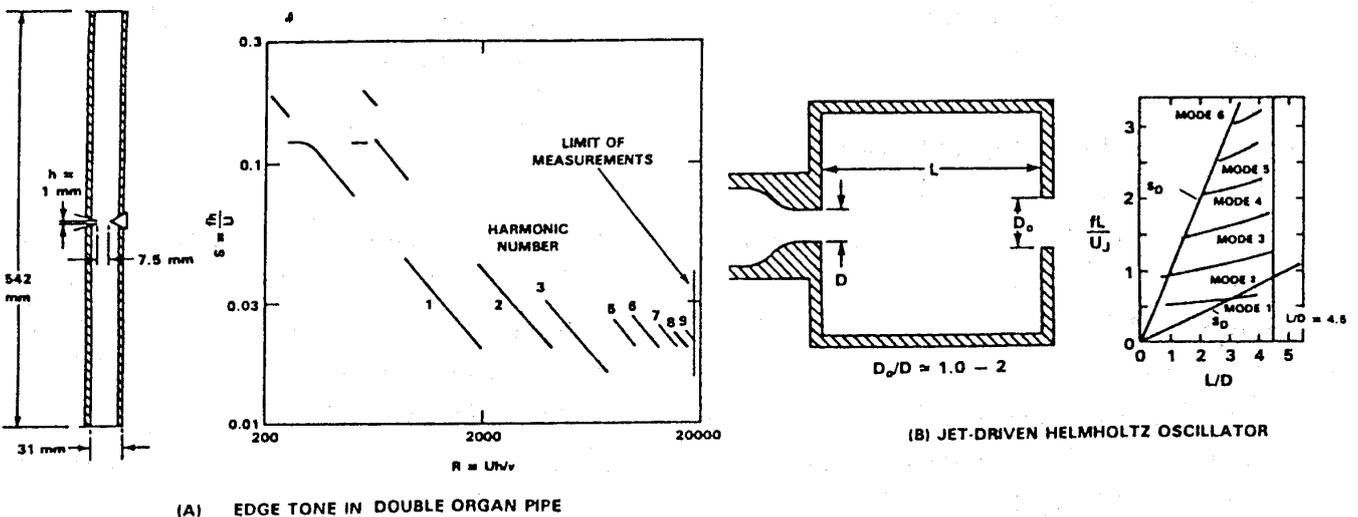
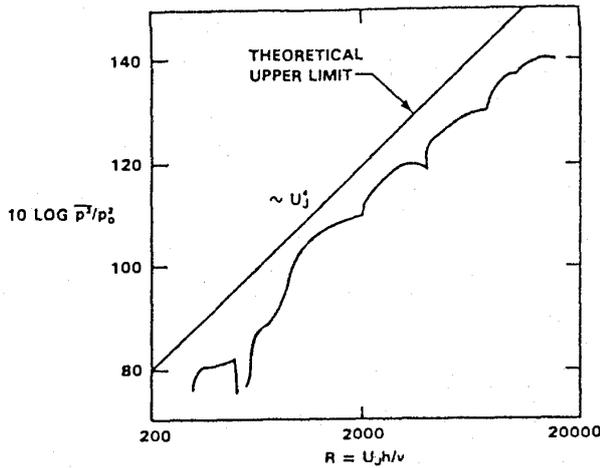
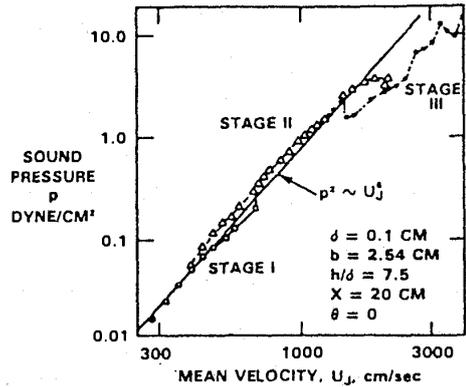


図7.11 共鳴器付きの Flow tone



(A) SOUND PRESSURE FROM EDGE TONE IN DOUBLE ORGAN PIPE -  $p_0$  IS ARBITRARY



(B) SOUND PRESSURE FROM EDGE TONE IN FREE-FIELD

図7.12 共鳴器の有無による速度依存性の違い

するときには常に起こり得る。剪断層が音波に敏感なために共鳴器には擾乱を秩序正しく整える効果があり、流れのモードが秩序立っていると、共鳴器がない場合に比べて tone の発生する領域も広がる。図7.11は共鳴器付きの flow tone の例で、edge tone とオルガンパイプの組合せ、あるいは共鳴器内で振動するジェットを示している<sup>(2)</sup>。いずれも tone は6段から9段にわたって発生しているが、発生音の周波数は剪断層が不安定となり得る周波数領域に納まっている。

共鳴器があると下流エッジで発生する第二の擾乱の性質や帰還擾乱の有効性を変える結果、当然ながら共鳴器のない場合の flow tone 発生閉回路とは利得が違ってくる。例えば cavity tone の場合、流れ場は単に剪断層と下流エッジの干渉による双極子的な音源を与えるのではなく、キャビティという共鳴器が存在するために、キャビティの体積脈動という単極子的な音源を呈する<sup>(2)</sup>。また図7.12に示したように、通常自由な場における edge tone は双極子的で、速度の依存性としては  $U^6$  に比例するが、オルガンパイプ内の edge tone は  $U^4$  に比例しており、単極子的性質を示すのである。

## 8. カルマン渦音

### 8.1 エオルス音

円柱のような流れの剝離を伴う鈍頭物体からはカルマン渦が放出され、渦の誘起する揚力変動により純音が放射される。渦の放出はストローハル数  $S_t$  一定で周期的に起こるが、位相的には完全に

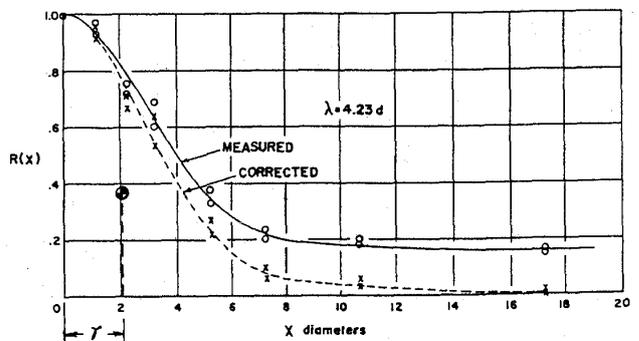


図8.1 円柱表面上二点間の圧力相関 90°位置,  $Re=84,200$

二次元的に起こるのではなく、揚力変動の相関は円柱軸方向に離れるに従って減少していく。図8.1は円柱の前縁から90°位置で測った二点の圧力の相関である<sup>(8)</sup>。相関長さ  $\lambda$  はレイノルズ数の関数でありレイノルズ数が  $10^5$  を超えると急激に減少する。長さ  $l$  の円柱から距離  $r$  の位置での放射音圧は変動力  $F$  の相関を用いて

$$\overline{P^2} = \frac{\overline{F^2} \omega^2}{8\pi^2 a_0^2} \cdot \frac{\cos^2 \theta}{r^2} \lambda (l - \gamma) \quad (8.1)$$

と表される。 $\omega$  は角周波数、 $\theta$  は揚力変動の方向から測った方位角、 $\gamma$  は図8.1の  $R(x)$  の曲線と座標軸で囲まれる図形の図心までの距離である(因みに同図形の面積が相関長さ  $\lambda$  を与える)。

エオルス音を消すには、後流中にスプリッタ板を挿入してカルマン渦の放出を抑えるか、図8.2に示されるようにトリップワイヤを螺旋状に巻くことで流れの剝離が円柱軸方向に相関をもたないよ

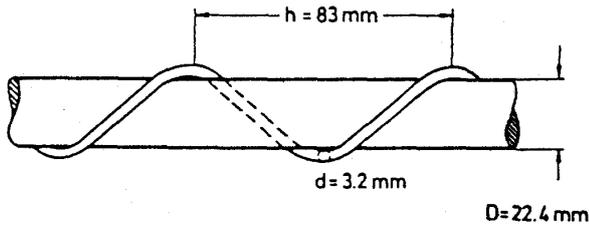


図8.2 カルマン渦音の抑止策

うにすることが有効である<sup>(9)</sup>。

8.2 ダクト内円柱列・平板列から発生する音

エオルス音は鈍頭物体から放出される上下一対の剝離剪断層が帰還擾乱を要さずにカルマン渦に発達する現象に起因している。flow toneの場合と異なり、流れ場が本質的に強い不安定性を内包しているのである。しかし、このような不安定性に帰還擾乱の影響が加わると、一層強い非定常流れ場・音場が形成される。

長さ  $L_y \times L_z$  の矩形断面ダクト内に、流れに垂直に円柱や平板等カルマン渦を放出する鈍頭物体が列状に並べられると、各物体からカルマン渦が放出されると同時に、平行なダクト壁間にはカルマン渦周波数の音響定在波が発生する。この音響定在波が列状物体からの渦放射の位相を制御する結果、全体として極めて強力なカルマン渦放出と、相応な音場形成が行われる<sup>(10)</sup>。ダクト軸方向を  $x$ 、物体列の方向を  $y$ 、スパン方向を  $z$  とすればダクト内定在波は

$$p = Ae^{i\omega t} \cos\left(\frac{n_y \pi y}{L_y}\right) \cos\left(\frac{n_z \pi z}{L_z}\right) \exp\left\{-|x| \sqrt{\left(\frac{n_y \pi}{L_y}\right)^2 + \left(\frac{n_z \pi}{L_z}\right)^2 - k^2}\right\}$$

$$k = \frac{\omega}{a} \tag{8.2}$$

で与えられる。スパン方向に定在波が生じなければ  $n_z = 0$  である。根号内が正であれば音圧はダクト軸方向に指数関数的に減衰し、このような  $n_y, n_z$  の組合せはダクト遮断 (cut off) モードと呼ばれる。逆に根号内が負になる組合せが cut on モードを与え、このようなモードが音響エネルギーのダクト内伝播を担う。

厚さ3.2mmの平板の前縁を丸め、後縁を直角に切り落とした平板翼を列状(翼列方向を  $y$  軸とする)に並べたときの結果の一例を図8.3に示す。

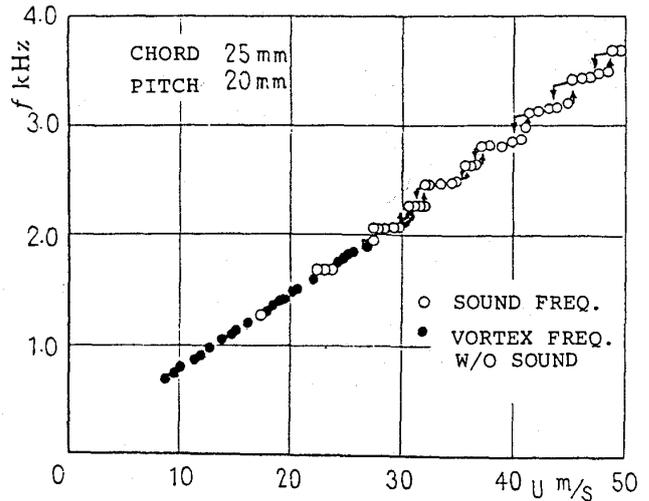


図8.3 流速と発生音周波数およびカルマン渦周波数の関係

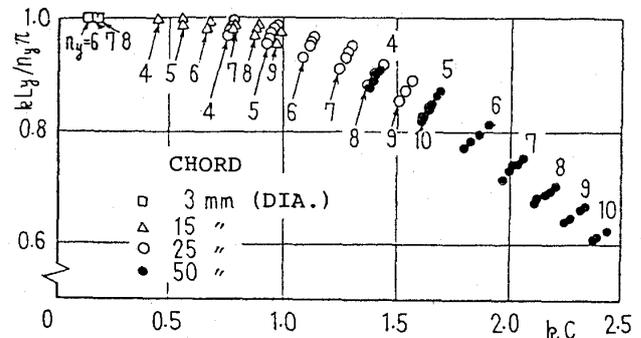


図8.4 発生音周波数,ダクトモードおよび翼弦長の関係

流速が低い間は音は発生せず、各翼はストローハル数一定の渦を翼毎に無秩序な位相で放出している。音が発生し始めると、ある流速の範囲ではほぼ周波数が一定に保たれ、さらに流速を上げると階段状に次の周波数ステップに移行する。各周波数ステップにおいてダクト内の音場を計測すると、翼列近傍には明瞭な定在波が形成されており、ステップが上がるごとに例えば  $n_y = 6, n_y = 7, n_y = 8$  とモード数も増加していく。各翼からの渦の放出はこの音響定在波に支配されており、 $y$  方向の音響粒子速度の定在波に応じて、渦放出の位相が  $0$  か  $\pi$  に統制されている。

平板翼の弦長  $C$  やピッチを変えて周波数ステップと翼列近傍のモードの関係を調べると、ピッチによって周波数は余り変化せず翼弦長によって大きく変化することがわかる。図8.4は翼列近傍のモード  $kL_y / n_y \pi$  と無次元弦長  $kc$  が一つの曲

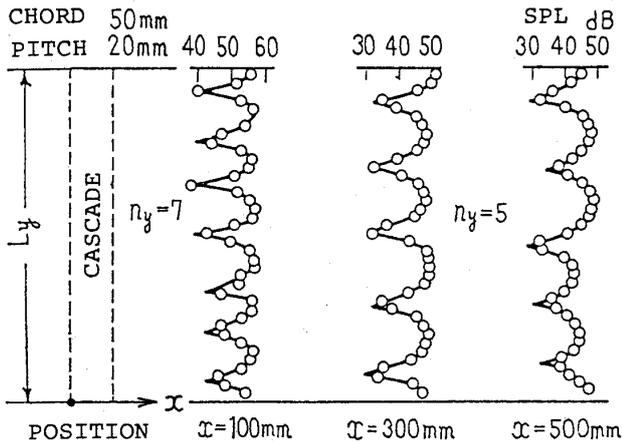


図8.5 翼列下流におけるダクトモード

線で整理されることを示している<sup>(10)</sup> (ステップがやや右上がりの傾向をもつので曲線は帯状となる)。注意すべきことは、弦長の短い円柱の場合は cut on 限界 (縦軸の値が1) にあるが、弦長が大きくなると cut off モードとなっている点である。cut off モードでは音響エネルギーが伝播されないのに、現実に強い音が放射されている事情を理解するため、ダクト軸下流で音場を調べると図8.5となる。翼列近傍では  $n_y = 7$  のモードが支配的であるが、下流ではこのモードは減衰して  $n_y = 5$  のモードが残っている。 $n_y = 7$  のモードは cut off モードだが、 $n_y = 5$  のモードは cut on モードである。即ち、翼列近傍でも伝播モードは含まれているわけである。しかし、ある周波数ステップの音に対し、なぜ翼列近傍では  $n_y = 7$  のモー

ドが対応するのか、またなぜ伝播モードとして  $n_y = 5$  が選択されるのかは不明である。

熱交換器等では円管群が同じような状況に置かれており、激しい音の発生と管群の振動を惹き起こすことがある。ダクトのコーナペーンや軸流圧縮機の入口案内翼等においても、後縁が厚い場合には起こり得る。

## 9. あとがき

延び延びになっていた講義もこれで予定通り終了した。限られた紙数と個人的偏見で脱落している項目も数多い。特に最近の計算空力音響や能動的騒音制御にはふれていないが、またの機会としたい。

## 参考文献

- 1) 梶, 日本ガスタービン学会誌16-62 (1988), 5.
- 2) Blake, W.K. and Powell, A., in Recent Advances in Aeroacoustics, Springer-Verlag, (1986), 247.
- 3) Powell, A., Aero.Quart., 4 (1953), 103.
- 4) Freymuth, P., J.Fluid Mech., 25 (1966), 683.
- 5) Miksad, R.W., J.Fluid Mech., 56 (1972), 695.
- 6) Rockwell, D. and Knisely, C., J.Fluid Mech., 93 (1979), 413.
- 7) Ho, C.M. and Nosseir, N.S., J.Fluid Mech., 105 (1981), 119.
- 8) Prendergast, V., UTIA TN 23, (1958).
- 9) Grosche, F.R., in Aero- and Hydro-Acoustics, Springer-Verlag, (1986), 421.
- 10) 平本ほか, 日本機械学会論文集 38-310 (1972), 1353.

# ダンプディフューザ型燃焼器内の急拡大部における噴流と再循環渦の挙動

東京理科大学大学院 佐藤 篤  
東京理科大学工学部 本阿弥 眞治

## Abstract

The paper presents the cold flow measurements in a two-dimensional dump diffuser combustor. The mean velocity and its fluctuation were measured by the laser doppler velocimeter with a frequency shifter. The emphasis was placed on the understanding of the vortex behavior in the sudden expansion region having flow reversal. Furthermore, the oscillation of the jet impinging with the flame dome head was also examined by analyzing the pressure fluctuation on the flame dome by using a FFT analyzer system.

The recirculating vortex with both the steady and unsteady structure is observed in the sudden expansion region. The turbulence energy is produced near the reattachment region. This causes the pressure loss in the dump diffuser. In addition to the vortex characteristics, the jet oscillation contributes to the favorable flow rate distribution to the inner and outer branched channel. A dominant frequency is determined by the pre-diffuser angle and dump gap.

## 1. 緒言

ガスタービン燃焼器におけるディフューザ部で、圧縮機からの流れを燃焼器分流路へ常に一定の割合で流量配分することは、タービン入口温度の高温化が計られている現在では非常に重要な課題となっている。燃焼器のディフューザに急拡大部を有し、燃焼器先端部を鈍頭化したダンプディフューザは、入口速度分布の変化による影響を受けにくい反面、圧力損失が大きくなるという欠点

を持つ。このため、流量配分性能に優れ、損失の低いディフューザ形状を決定する必要がある。

従来の研究<sup>(1)~(7)</sup>では、プレディフューザ形状、入口流入諸条件を変化させた場合の流量配分及び圧力損失への影響を検討するという性能評価が行われてきた。また、森岡ら<sup>(8)</sup>はダンプディフューザの二次元模型にレーザドップラ流速計 (LDV) を用いることにより、急拡大領域の流れの測定を行った。本研究では、この LDV に周波数シフトを加えることにより、流れの方向を考慮した速度分布ばかりでなく速度変動についても測定が可能となり、それにより急拡大部における流動機構を明らかにし、更に FFT アナライザシステムを用い、燃焼筒に衝突する噴流の発振現象について調べ、性能評価の結果との比較検討を行うことを目的とする。

## 2. 実験装置及び方法

図1に実験装置を示す。実験に用いた流路は空気を作動流体とする回流型密閉風洞であり、送風

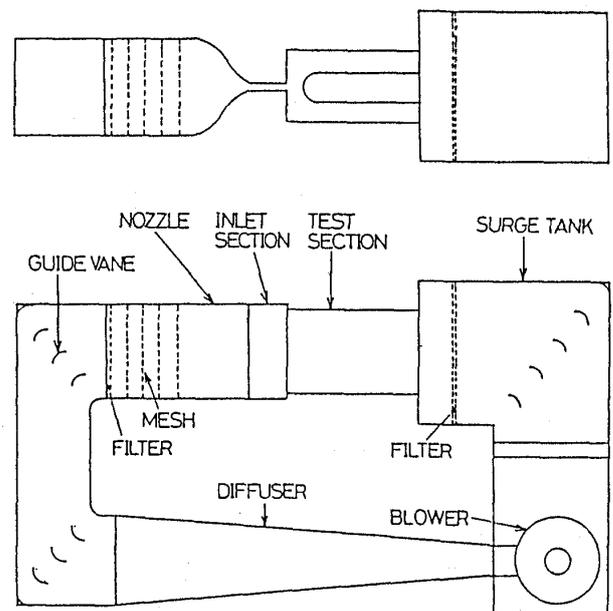
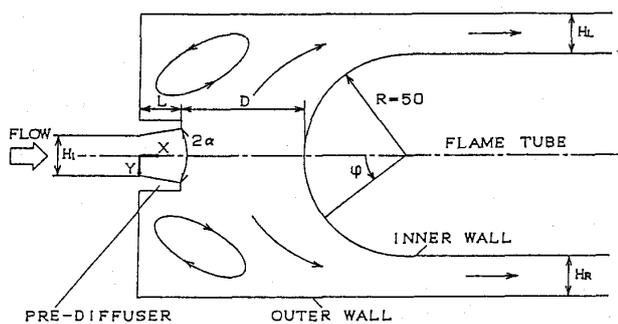


図1 実験装置

(平成2年4月13日原稿受付)

機，三次元ディフューザ，回流路，整流部，二次元ノズル，助走路，測定部，回収部サージタンクより構成される。図2に測定部概略図を示す。測定部はすべてアクリル製であり，二次元模型を用いた。助走路は二次元性を確保するために，高さ $H_1 = 20\text{mm}$ ，幅 $300\text{mm}$ でアスペクト比は15であり，またその長さは $200\text{mm}$ である。境界層を遷移させるため，ノズル出口両壁には $\phi 0.5\text{mm}$ のトリッピングワイヤを取り付けた。左右分流路高さ $H_L, H_R$ は共に $20\text{mm}$ であり，従ってディフューザの面積拡大比は2.0である。燃焼筒モデルは先端部が半径 $50\text{mm}$ の半円形で，それに続く壁面は平行である。プレディフューザは拡がり角 $2\alpha = 0^\circ, 10^\circ, 14^\circ$ の三種類を用い，長さ $L$ はすべて $20\text{mm}$ である。プレディフューザ出口から燃焼筒先端部までの距離であるダンプギャップ $D$ を可変と



$H_1$	20	mm
$H_L$	20	mm
$H_R$	20	mm
$L$	20	mm
$D$	20, 40, 60, 80	mm
$2\alpha$	0, 10, 14	deg

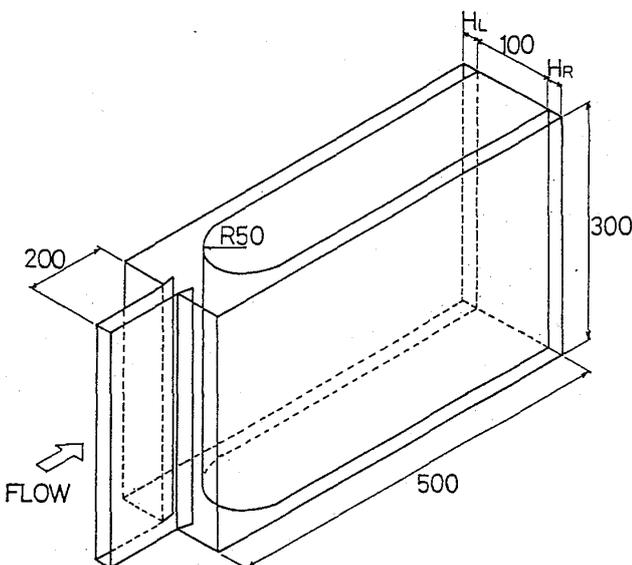


図2 測定部概略図

した。

座標系は，プレディフューザ入口を $X = 0$ ，プレディフューザの高さ中央を $Y = 0$ とし下流方向に $X$ 軸，高さ方向に $Y$ 軸を設定した。また $X-Y$ 平面に垂直方向の流路中央を $Z = 0$ とし，流路上面方向に $Z$ 軸を取る。 $X, Y$ 方向速度成分を $u, v$ とする。

実験はすべて $X = -2H_1, Y = 0$ の基準点における流速 $U_{ref}$ を $30.5\text{m/s} \pm 1.0\%$ の条件の下で行った。 $H_1$ を代表長さとしたレイノルズ数は $3.92 \times 10^4$ である。

レーザドップラ流速計 (LDV) の光学配置を図3に示す。LDVは前方散乱型で， $15\text{mW}$ のHe-Neレーザを光源とし，4枚のミラーを用いて $X-Y$ 平面内で測定体積を移動させることができる。図4に本LDVシステムのブロック線図を示す。ビームスプリッタにより2本に分光されたレーザ光の一方は，逆流測定用の周波数シフタを通過し， $40\text{MHz}$ シフトされる。2本のレーザ光は流路上面より入射され，流路中央 ( $Z = 0$ ) で交差し，測定体積を形成する。トレーサにはサラダ油を流路入口部に設置されたネブライザにより噴霧したものを用いる。フォトマルチプライヤからのドップラ信号は周波数ミキサを通り，トラック

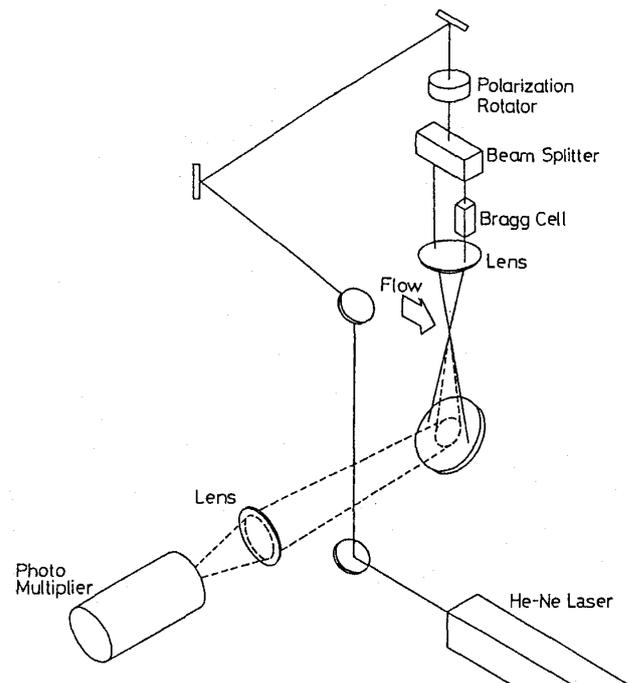


図3 LDV 光学配置

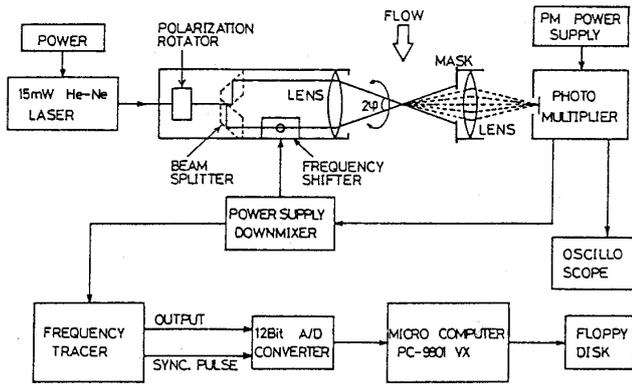


図4 LDV システムブロック線図

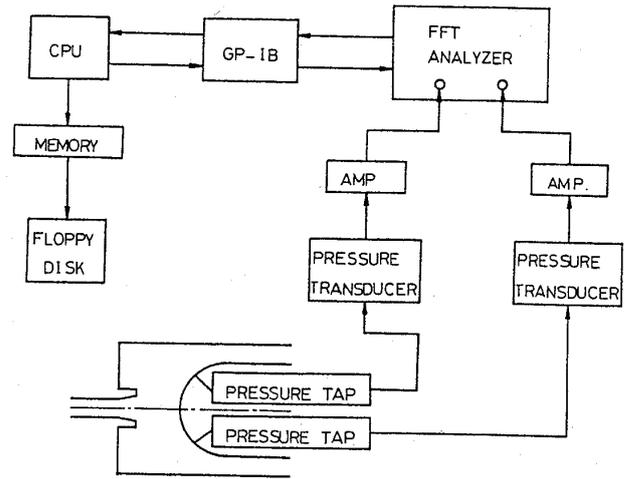
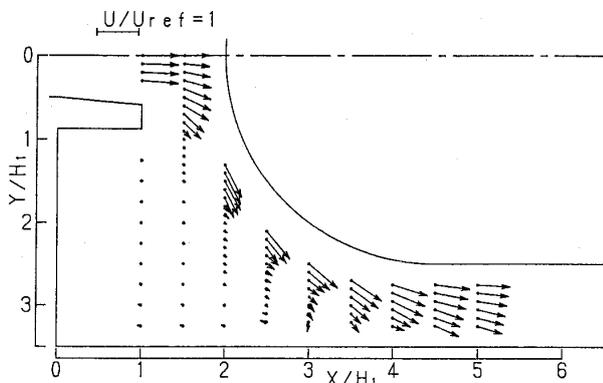
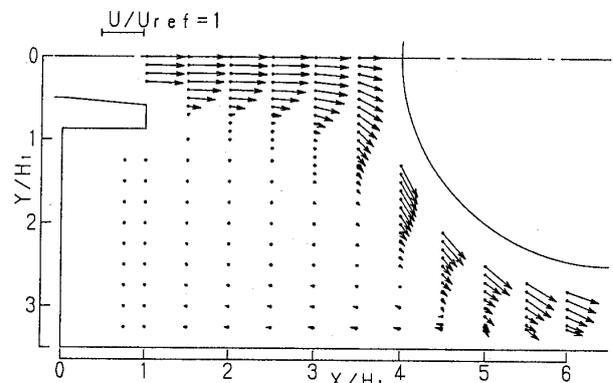


図5 FFT アナライザシステムブロック図



(a)  $D/H_1 = 1$



(b)  $D/H_1 = 3$

図6 速度ベクトル線図

タイプ信号処理器に贈られる。トラックからの速度信号出力電圧は12bit A/Dコンバータを介してマイクロコンピュータのメモリに取り込まれ、所定のサンプリング数(3072点)に達した後、フロッピディスクに格納される。データの取り込みの際し、トレーサ粒子1個につき出力信号を一つ得るため、一つの流速データを取り込んだ後、ある一定時間は取り込みを禁止する。また、トラックの速度信号の立ち上がり時間を考慮した待ち時間を設定する。ディスクに記録されたデータは、 $3\sigma$ 法による統計処理を行い、不良データを除去した。速度ベクトル、変動速度成分及びレイノルズ応力を独立した測定値から得るため、レーザ光面をX軸に対し、 $0^\circ, \pm 45^\circ$ 傾けた場合のそれぞれの速度信号を求め、これをベクトル演算することにより算出した。

次にFFTアナライザシステムのブロック線図を図5に示す。燃焼筒に衝突する噴流の発振現象

を調べるため、燃焼筒先端部の左右 $45^\circ$ に設置された二つの静圧孔より得られる圧力を圧力変換器(一次共振周波数:600Hz)で測定し、その出力をFFTアナライザに取り込み周波数解析を行った。演算結果はGP-1Bインタフェースを介してマイクロコンピュータのメモリに転送され、フロッピディスクに記録される。

### 3. 実験結果

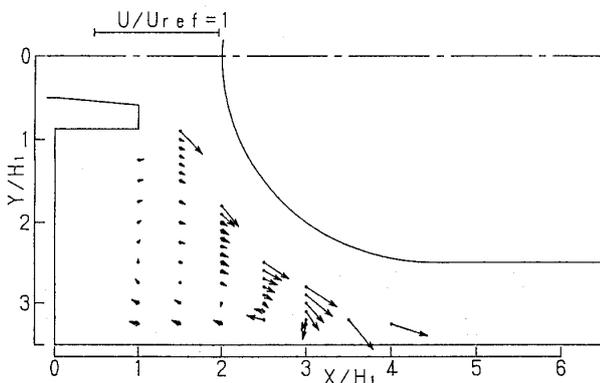
図6-(a)に $2\alpha = 10^\circ, D/H_1 = 1$ , 図6-(b)に $D/H_1 = 3$ の速度ベクトル線図を示す。どちらの場合も急拡大部における再循環渦が確認できる。 $D/H_1 = 3$ の場合、プレディフューザを出た流れは徐々に拡散し、燃焼筒に沿って流れ、分流路に流入する。それに対し $D/H_1 = 1$ の場合は、プレディフューザから出た流れは燃焼筒により急激に拡散され、直ちに燃焼筒に沿って流れる。燃焼筒壁面から外縁までの流れの幅が、 $D/H_1 = 3$ に比べて狭いことが分かる。

図7-(a), (b)に図6に対応するそれぞれのタイプの急拡大部における速度ベクトル線図を示す。急拡大部に存在する渦の形状は燃焼筒の存在によりかなり歪んでおり、また外壁面側の逆流成分は再付着領域に近づくほど流速が速くなる。燃焼筒に衝突し、外側に向かう流れは更に外壁に衝突し、それにより流れは巻き上がり、急拡大部の再循環渦に吸収されるようにそこで一つの渦を形成する。それにより外壁面側の流速は再付着領域から離れるに従い遅くなる。

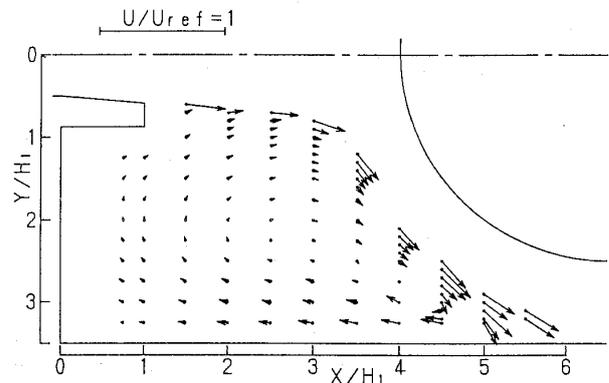
図8-(a), (b)には、三次曲線近似により求めた剥離線、 $u = 0$  及び  $v = 0$  の軌跡を示す。ここで、X方向速度分布 ( $u$  分布) を側壁面から積分し、その値がゼロとなる点を三次曲線で結んだものを剥離線として示す。更に、後者は  $u$  成分と  $v$  成分がゼロの値を示す点を三次曲線近似により求めた。剥離線と燃焼筒の間を実質的な流れの幅と考えると、燃焼筒先端部  $\phi = 45^\circ$  付近でその幅が狭くなり、それにより一時流れが加速され、その後再び

減速される。これは、既報<sup>(9)</sup>に示した燃焼筒先端部の壁面静圧分布により裏付けられる。この部分での加速、減速が圧力損失を生じる原因となることが予想される。また、流れが徐々に曲げられる  $D/H_1 = 3$  の場合に対し、 $D/H_1 = 1$  では流れは急激に曲げられており、プレディフューザ内で既に燃焼筒の影響を受けていると考えられる。通常  $u = 0$  かつ  $v = 0$  である点が渦中心と考えられるが、 $D/H_1 = 1$  及び  $3$  共に  $u = 0$  かつ  $v = 0$  を満たす点を二つ以上持つ。これは、後方ステップ流れに通常見られるような定常渦の性質を持つ部分と流れが燃焼筒や外壁面に衝突することにより生じる非定常的な渦の性質を持つ部分とが混在していると考えられる。 $D/H_1 = 1$  では、 $D/H_1 = 3$  の場合に比べて渦がわずかに外壁面側に寄せられているが、燃焼筒に沿う剥離線の軌道には大きな相違は認められない。

乱流運動エネルギー分布を図9-(a), (b)に示す。ここで、X,Y,Z方向の変動速度成分と  $u'$ ,  $v'$ ,  $w'$

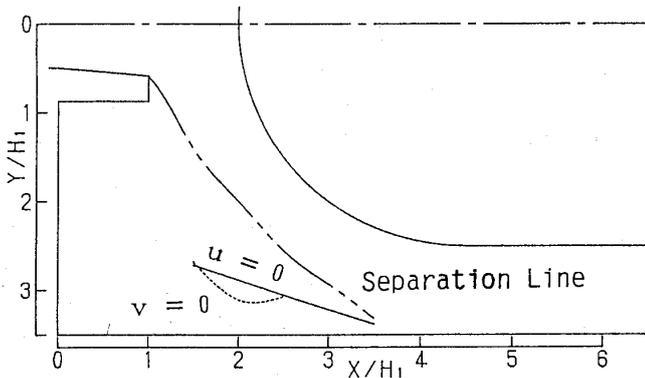


(a)  $D/H_1 = 1$

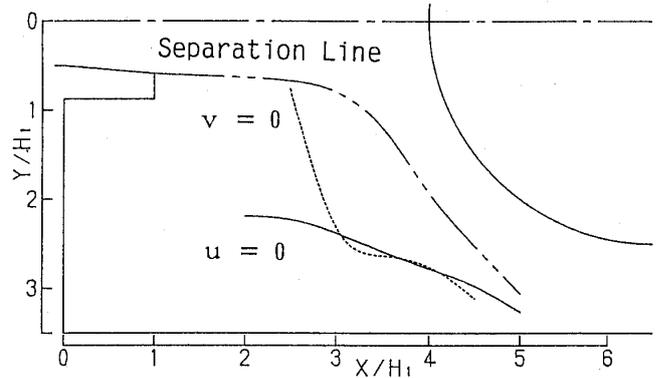


(b)  $D/H_1 = 3$

図7 急拡大部の速度ベクトル図



(a)  $D/H_1 = 1$



(b)  $D/H_1 = 3$

図8 剥離線、 $u = 0$  及び  $v = 0$  の軌跡

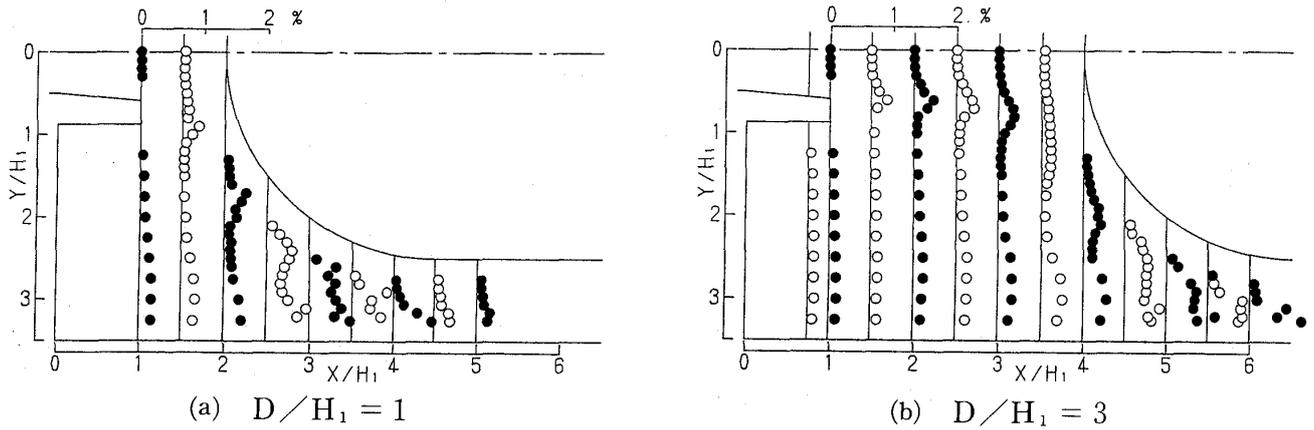


図9 乱流運動エネルギー分布

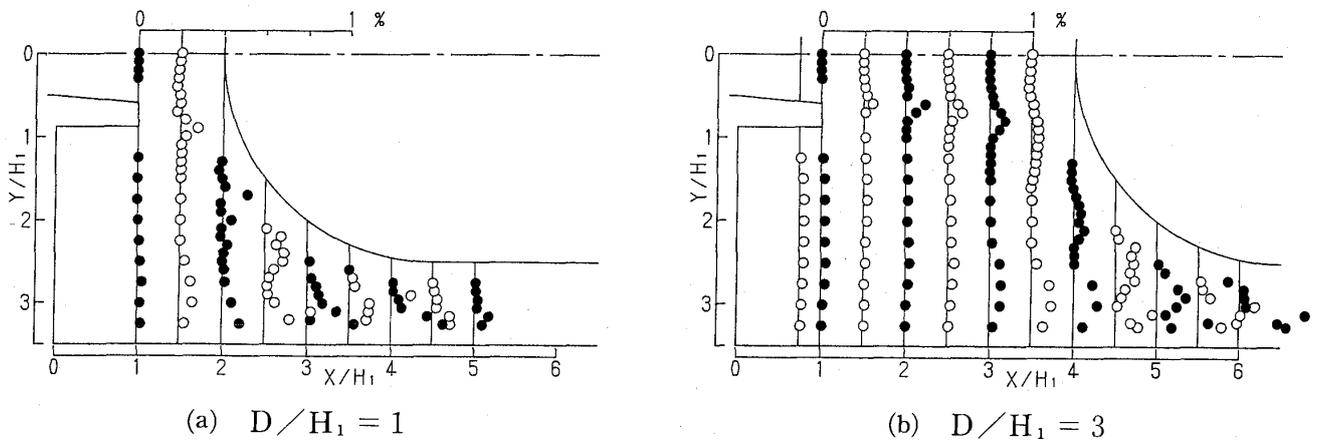


図10 レイノルズ剪断応力分布

とし、 $\overline{w'^2}$ を $\overline{u'^2}$ と $\overline{v'^2}$ の相加平均と近似することにより、乱流運動エネルギー $k$ を、

$$k = 3/4 (\overline{u'^2} + \overline{v'^2})$$

と定義する。 $D/H_1 = 3$ の場合、流れが拡散し、剪断層が薄く広がっていくのが認められる。認められる。急拡大部における乱流運動エネルギーは逆流領域でわずかに高くなっているが、全体的に低い値を示している。しかし分流路に近づくとつれてその値は大きくなり、特に流れが反転する再付着点付近でピークを示す。即ち、乱流エネルギーの発生が顕著である。流れが燃焼筒によって強制的に外壁面に再付着させられる付近で生じるこの乱れが急拡大部の渦の逆流成分により運ばれるので、順流域に比べて逆流領域でエネルギーが高くなる。急拡大部におけるこの渦は速度ベクトル線図によると単一構造に見えるが、上流側の部分は乱流運動エネルギー分布から定常的であり、逆に分流路入口付近の流れは非定常性の高いことがこの図からも

予想できる。また、分流路入口付近では流れが急激に曲げられることによる乱流運動エネルギーのピークの他に、燃焼筒に沿う流れの剪断層によるピークも認められる。 $D/H_1 = 1$ の場合も同様な分布も示すが、 $D/H_1 = 3$ に比べて再循環渦の定常的な部分が小さくなっている。また、燃焼筒に沿う流れの剪断による乱流変動エネルギーが大きい。分流路へ流入した流れは徐々に様な分布となり、乱流運動エネルギーが減少していくのが分かる。

図10-(a), (b)にレイノルズ剪断応力分布を示す。乱流運動エネルギー分布図と同様に再循環渦の分流側においてレイノルズ剪断応力は高くなり、更に再付着領域付近では、速度ベクトルが急激に反転するところで著しくその値は上昇する。つまり、ダンプディフューザにおいて圧力損失が大きくなるのは、再付着領域の乱れによるエネルギーの発生が大きな要因の一つと考えられる。

次に燃焼筒周りの左右45°の二点における圧力

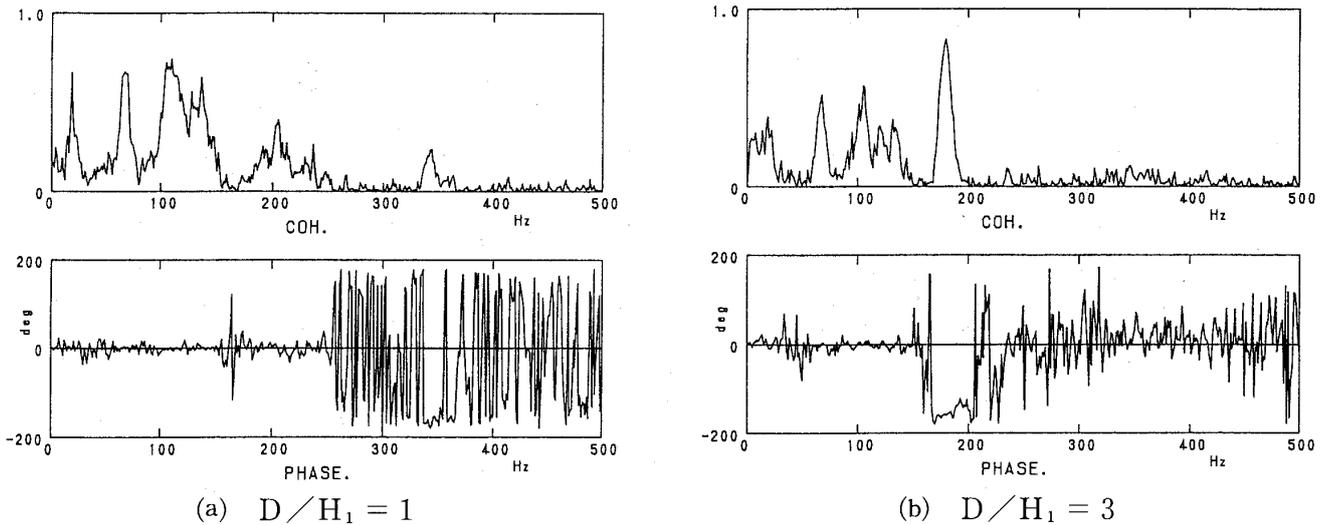


図11 圧力変動のコヒーレンス及び位相差

変動のコヒーレンス及び位相差を図11-(a), (b)に示す。これらの図により燃焼筒周りの左右に分岐した噴流の振動の相関及び位相差が分かり、噴流の発振現象を把握することができる。D/H<sub>1</sub> = 3の場合、コヒーレンスより約180Hzの卓越周波数が認められる。その位相差分布より、圧力振動におけるこの周波数は燃焼筒の左右で逆位相であることが分かり、これは噴流の発振によるものと予想される。また、約150Hz以下に見られるいくつかの卓越周波数はいずれも位相差はなく、それによりこれらは流路固有の振動によるものと解釈できる。同様にしてD/H<sub>1</sub> = 1の場合を調べると、噴流による圧力振動は約345Hzで見られる周波数がそれに相当すると考えられる。ここで、これら噴流の振動現象による周波数を f (Hz) としたストローハル数 St を、

$$St = f \cdot H_1 / U_{ref}$$

と定義する。図12にこのストローハル数 St を示す。St はD/H<sub>1</sub> = 1, 2, 3, 4の順に、また 2α = 0°, 10°, 14°の順に減少する。こうした燃焼筒に衝突する噴流の振動現象は、先に述べた急拡大部における再循環渦の再付着領域の挙動と密接に関連し、ダンプディフューザの流量配分機構がこれらの要因により決定されると考えられる。

4. 結 言

ダンプディフューザ型燃焼器の流動機構に関する実験的研究より、以下の結論が得られる。

- (1) ダンプディフューザ急拡大部には、燃焼筒の

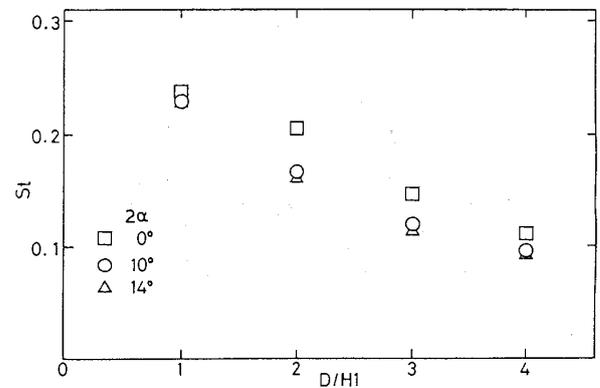


図12 ストローハル数

存在により歪められた形状を持つ再循環渦が存在し、その渦は定常的な部分と非定常的な部分を持つ。

- (2) 分流路入口の再付着領域の乱れによるエネルギーの発生が、ダンプディフューザにおける圧力損失の原因の一つであると考えられる。
- (3) 燃焼筒に衝突する噴流は振動しており、その周波数はプレディフューザ拡がり角及びダンプギャップをパラメータとする。
- (4) 噴流の振動と急拡大部における再循環渦がダンプディフューザの流量配分機構に寄与している。

最後に、本研究の実施に際し多大な協力を頂いた本学卒研究生、松下昌弘氏、橋詰勇氏に感謝の意を表す。

参考文献

- (1) Biaglow, J. A., NASA TM X-2216, 1971.
- (2) Fishenden, C. R., et, AIAA Paper No74-1097,

- 1974.
- (3) Klein, A., et, 2 nd ISABE, Sheffield, Paper, 1974.
- (4) Stevens, S. U., et, AIAA Paper No76-726, 1974.
- (5) Klein, A., et, Trans. of ASME, J. Fluid Enger., Vol. 102, 1980, pp236.
- (6) 佐藤, 他, 第12回ガスタービン講演会講演論文集, 1984, pp37.
- (7) 佐藤, 他, ガスタービン秋季講演会講演論文集, 1985, pp24.
- (8) 森岡, 他, ガスタービン学会誌, 16巻61号, 1988, pp81.
- (9) 森岡, 他, 第15回ガスタービン講演会講演論文集, 1987, pp39.

# 超音速燃焼器における空力混合の基礎研究

石川島播磨重工業(株)技術研究所	河 合 理 文
〃	安 藤 安 則
〃	池 田 英 人
〃	藤 森 俊 郎
〃 航空宇宙事業本部	大 森 保 紀
九州大学工学部	麻 生 茂

## Abstract

The fundamental characteristics of the aerodynamic mixing of supersonic flows, where a sonic jet is injected perpendicularly into a supersonic flow, with turbulent boundary layer developed on the flat plate, is studied both experimentally and computationally. A parametric study is carried out, where only the injection pressure is varied. The experimental data are obtained as Schlieren photographs and wall pressure distributions. The results have clearly exhibited the effect of the injection pressure on the wall pressure and the formation of the Mach disc. Computational study is made using the unsplit-MacCormack scheme. The results have showed good agreement with experimental data both qualitatively and quan-

tatively.

## 1. 序 論

スペースプレーン（宇宙往還機）や、極超音速輸送機（HST）の研究開発が本格化している。これらの計画の鍵となるのが、スクラムジェットエンジン（Supersonic Combustion Ramjet）の開発である。図1に、NASAの提案したスクラムジェットエンジンの概念図<sup>(1)</sup>を示す。スクラムジェットエンジンでは、燃焼器内の超音速流中において、いかに燃料と空気を効率よく混合させるかが重要な問題となる。著者らは、スクラムジェットエンジン燃焼器の研究開発の一環として、超音速燃焼流動数値解析コードの開発を行ってきた<sup>(2)</sup>。一方、空力混合の研究に当たっては、基礎的な問題から、実験的に十分な知識を得ておくことが必要となる。スクラムジェットエンジン内の空力混合に関しては、NASA Langleyを中心に、以前か

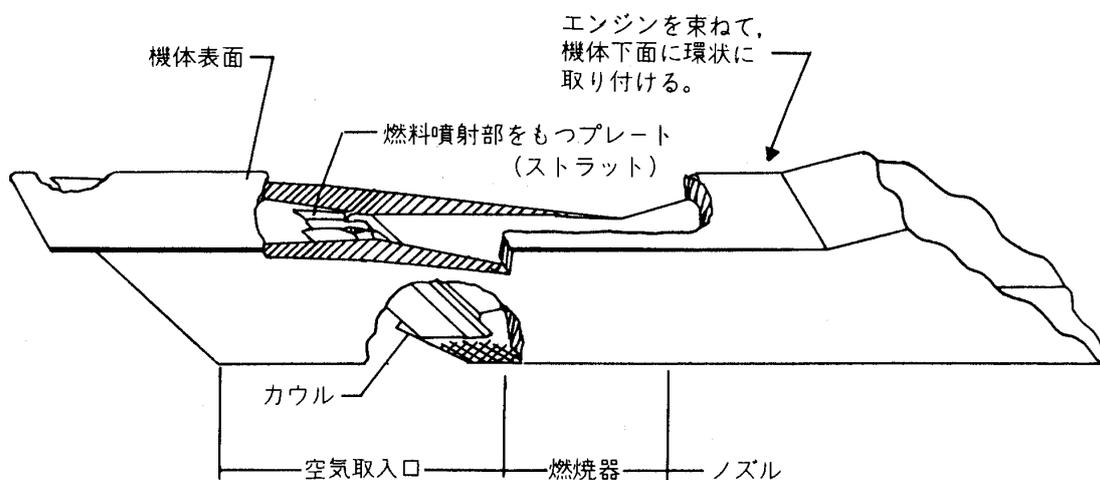


図1 NASAの提案しているスクラムジェットエンジンの概念図<sup>(1)</sup>

(平成2年4月13日原稿受付)

ら多くの研究が行われてきた<sup>(3)</sup>。しかし、最も基礎的な問題を、パラメータを変えて系統的に調査したデータは、必ずしも十分ではない。

本論文では、最も基礎的な例として、超音速流中の平板から垂直に音速の噴流を吹き込んだ場合の流れ場に関して、実験的に調べた結果、および数値解析結果との比較について述べる。図2は、対象とする流れ場の概念図<sup>(4)</sup>である。このように、

平板上の乱流境界層と、噴流に誘起された衝撃波との干渉、それにより生ずる境界層の剥離と再附着<sup>(5)</sup>、さらにマッハディスクやバレルショックと呼ばれる現象など、流れ場は非常に複雑なものとなる。ここでは、噴流の圧力のみを変化させて、流れ場におよぼす影響を調べた。

2. 実験手法

実験は、150mm×150mmの正方形断面の測定部

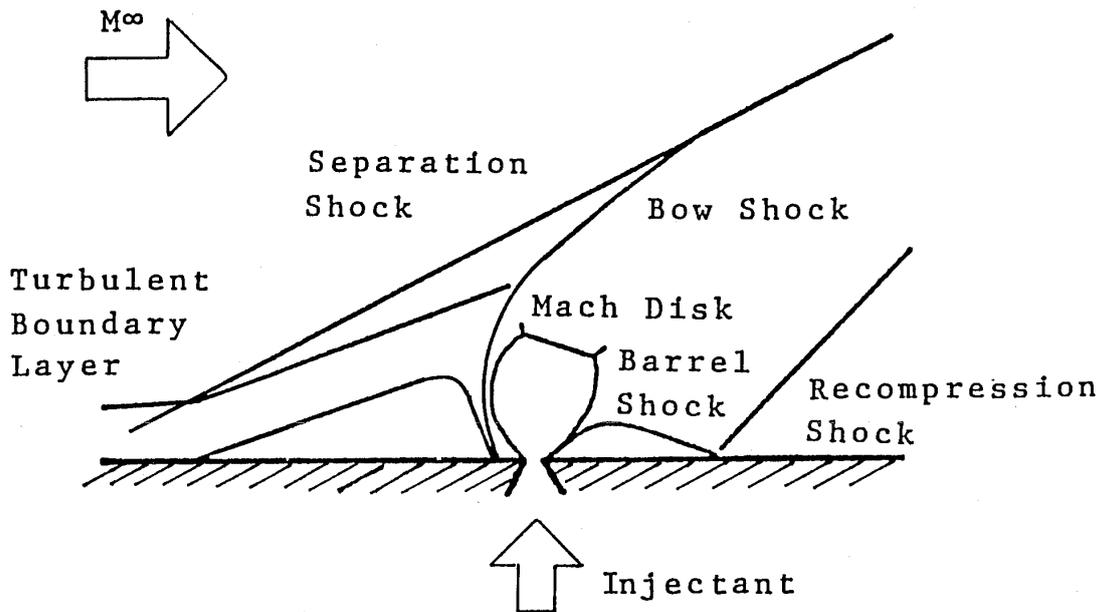


図2 流れ場の概念図<sup>(4)</sup>

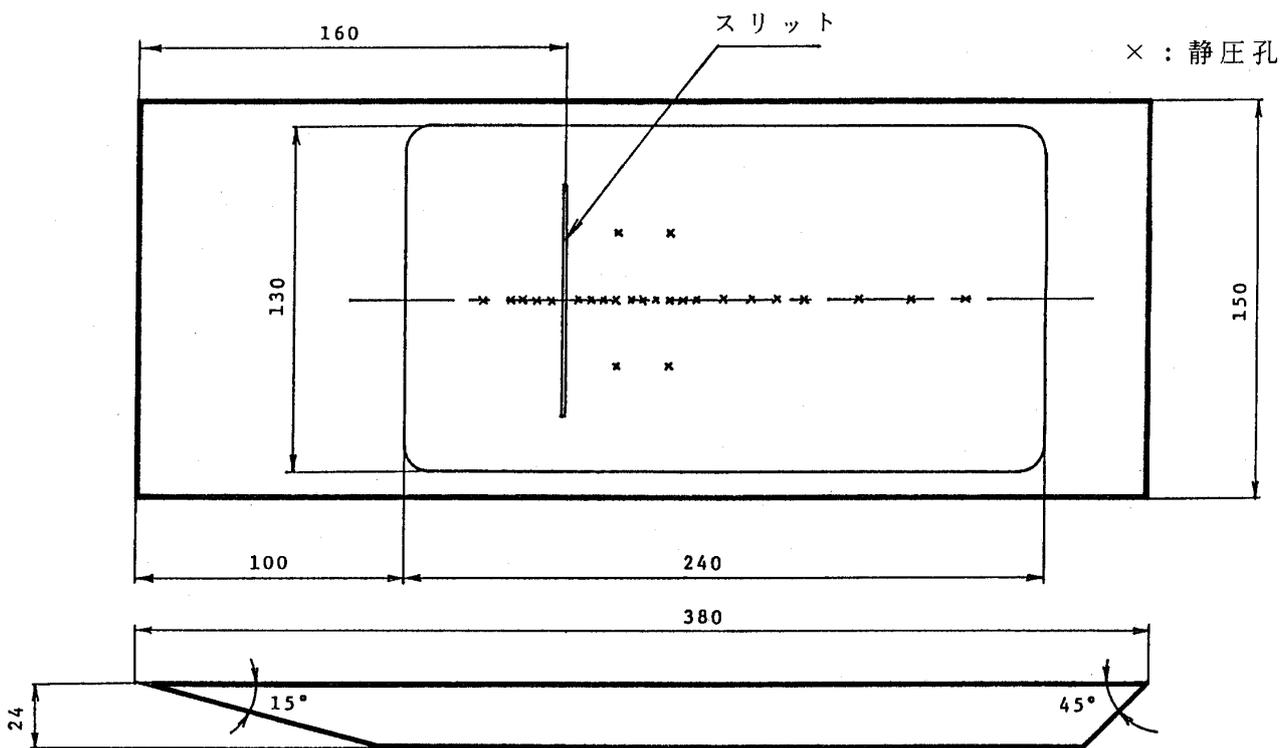


図3 平板模型

表1 ケース一覧

ケース	M <sub>0</sub>	P <sub>0</sub> [MPa]	T <sub>0</sub> [K]	M <sub>c</sub>	P <sub>c</sub> /P <sub>0</sub>	T <sub>c</sub> [K]	W[mm]	Re	解析
1	3.81	1.20	283	1.00	0.167	283	0.5	1×10 <sup>7</sup>	
2	↓	↓	↓	↓	0.251	↓	↓	↓	○
3	↓	↓	↓	↓	0.335	↓	↓	↓	
4	↓	↓	↓	↓	0.419	↓	↓	↓	
5	↓	↓	↓	↓	0.503	↓	↓	↓	○
6	↓	↓	↓	↓	0.587	↓	↓	↓	

を有する、公称マッハ数4の吹き出し式超音速風洞<sup>(6)</sup>を用いて行った。気流持続時間は約120秒である。実験に用いた平板模型を図3に示す。幅0.5mmのスリットから音速の噴流(窒素)を吹き込んだ。スリットの長さは幅の200倍以上あり、噴流は2次元であると考えられ、静圧分布によって実験でも確認している。図中の×の位置で平板上の壁面静圧を測定した。また、シュリーレン法により流れ場の可視化を行った。

実験は、前述のように噴流の圧力を変化させた6ケースについて実施した。表1に実験ケース一覧を示す。表中で、Mはマッハ数、Pは全圧、Tは全温であり、添字0は主流、Cは噴流を表す。Wはスリット幅である。Reは主流のレイノルズ数(平板先端からスリットまでの距離を代表長さとする)であり、表中の値から、平板上には乱流境界層が発達しているものと考えられる。

### 3. 数値解析手法

本論文で用いた数値解析コードは、著者らが燃焼を含む超音速流れ場の解析のために開発したものである<sup>(2)</sup>。2次元のNavier-Stokes方程式と、化学種の輸送方程式を、一般座標系 $(\xi, \eta)$ で表すと次式となる。

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} = \frac{W}{J} \quad (1)$$

$$q = \frac{1}{J} [\rho, \rho u, \rho v, e, \rho f_i]^T$$

ここで、 $E, F$ は流束ベクトル、 $f_i$ は*i*番目の化学種の質量分率、 $W$ は燃焼に伴う化学種の生成項である。また、 $J$ は座標変換のヤコビアンである。

本手法では、これらの方程式を陽解法である

Unsplit MacCormack法<sup>(7)</sup>で解く。ただし、化学種の生成項については陰的に取扱い、全体としては半陰解法となっている。この方法によって式(1)を時間方向に前進差分すると、次式となる。

$$q^{n+1} - q^n = -\Delta t \left( \frac{\partial E^n}{\partial \xi} + \frac{\partial F^n}{\partial \eta} - Q^{n+1} \right) \quad (2)$$

ここで、 $Q = W/J$ 、または $n$ は時間ステップである。

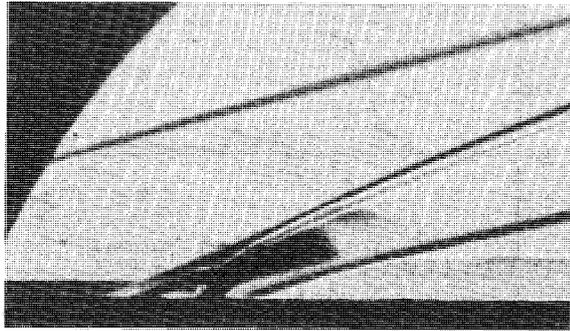
本論文では、人工粘性項として2階と4階を組み合わせたもの<sup>(8)</sup>を陽的に付加した。また乱流モデルとしては、修正SGSモデル<sup>(9)</sup>を導入している。なお今回の計算では、空気+窒素の流れ場であるため、燃焼は考慮していない。

### 4. 結果と考察

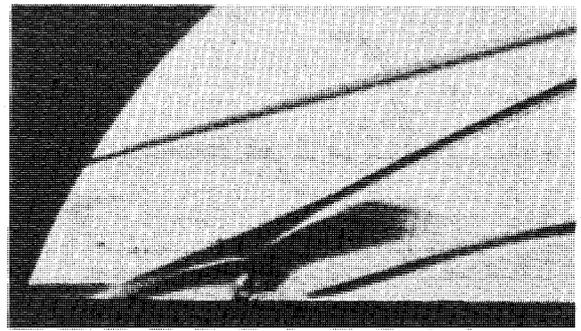
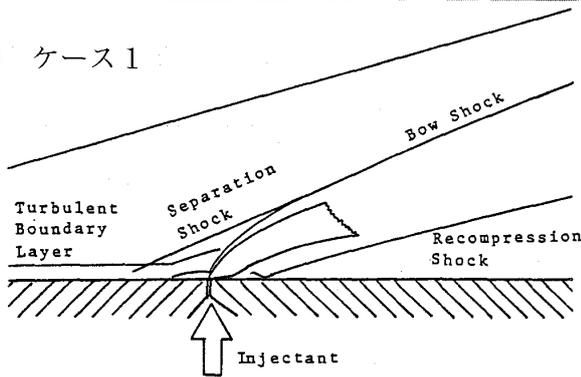
はじめに実験結果について述べる。図4は流れ場のシュリーレン写真とそのスケッチを、代表的なケースについて示したものである。噴流に伴うBow Shock, Bow Shockと乱流境界層との干渉による境界層の剥離とそれに伴うSeparation Shockが生じている。また、噴流の下流側においてもRecompression Shockと呼ばれる衝撃波が観察された。

噴流の圧力の小さいケースでは、マッハディスクやバレルショックの形成は弱いが、圧力を高めていくと、マッハディスクやバレルショックが大きくなり、はっきりしていく様子が見られる。同時に、上流側・下流側とも剥離・再循環領域の大きさが増大している。

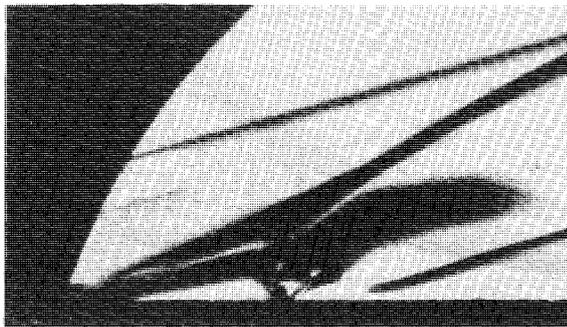
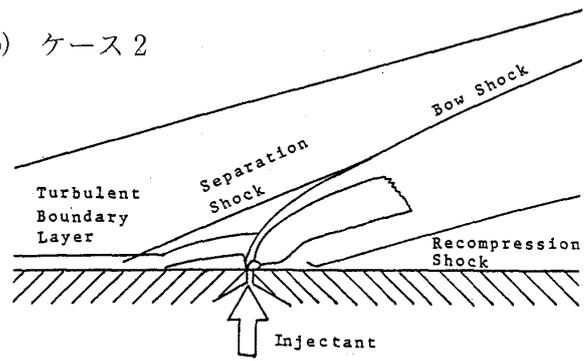
図5は、平板上の壁面静圧分布を各ケースごとに示したものである。横軸Xは主流方向の位置で、X=0がスリット位置である。縦軸は、壁面静圧



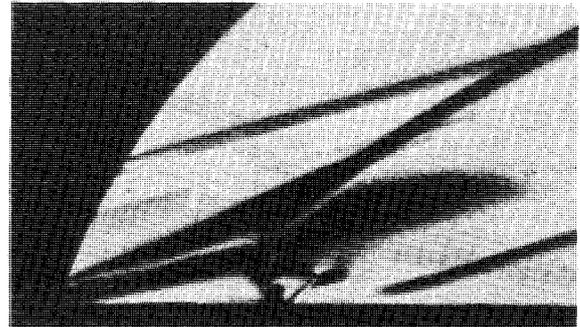
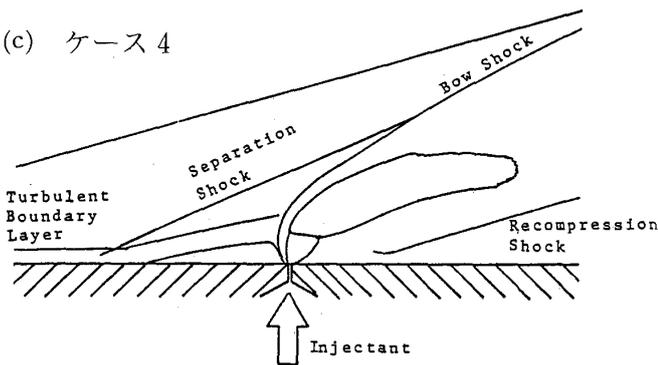
(a) ケース 1



(b) ケース 2



(c) ケース 4



(d) ケース 5

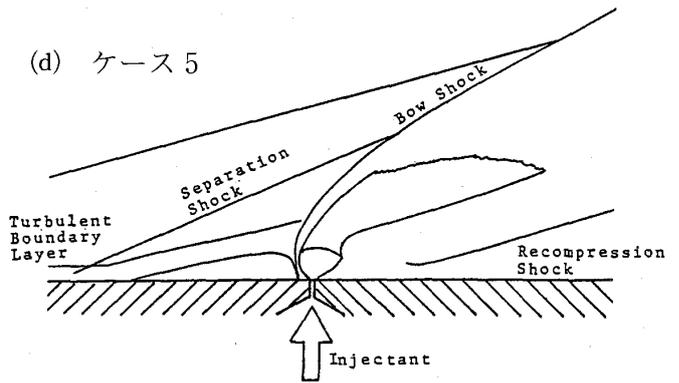


図4 流れ場のシュリーレン写真とスケッチ

$P_w$  を主流の壁面静圧  $P_{inf}$  で無次元化した値である。噴流の影響により、スリット上流側から急激な圧力上昇が生じている。下流側では、圧力の低下と回復が観察される。噴流の圧力の上昇に伴って、壁面圧力の上昇・低下は大きくなり、また噴流の影響が及ぶ範囲が広がっていることがわかる。

次に、実験結果と計算結果との比較を行う。図

6 は計算結果のマッハ数分布を、実験と同じスケールで表示したものである。図で明らかのように、本流れ場に特徴的な各衝撃波 (Bow Shock, Separation Shock, Recompression Shock) が明瞭に捉えられている。また噴流圧力による剥離領域の大きさの違いや、マッハディスクやバレルショックの形成の様子も実験とよく対応している。

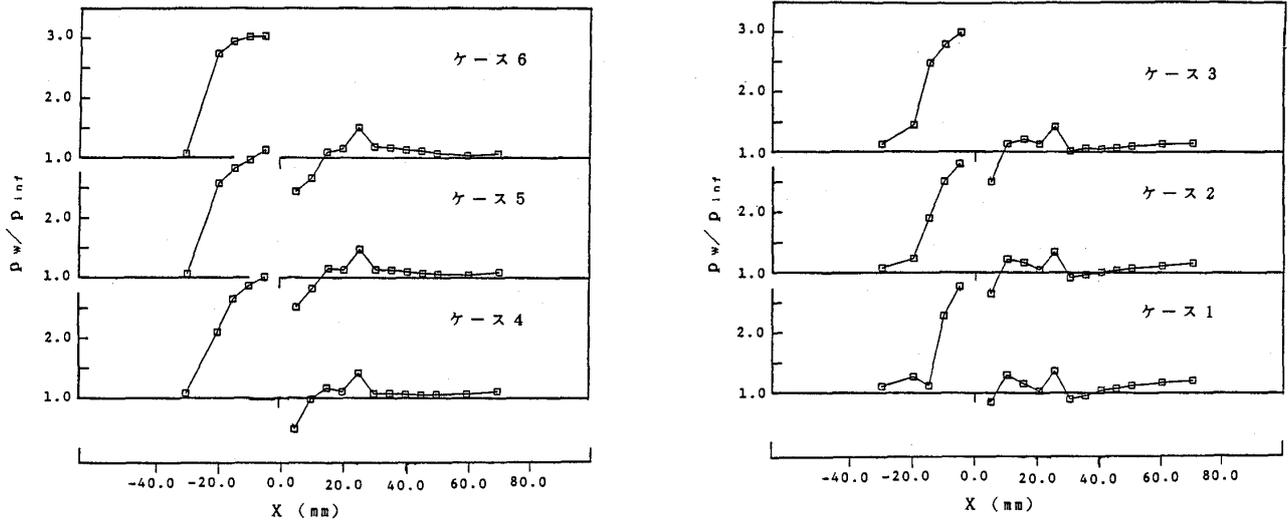


図5 平板上の壁面静圧分布測定結果

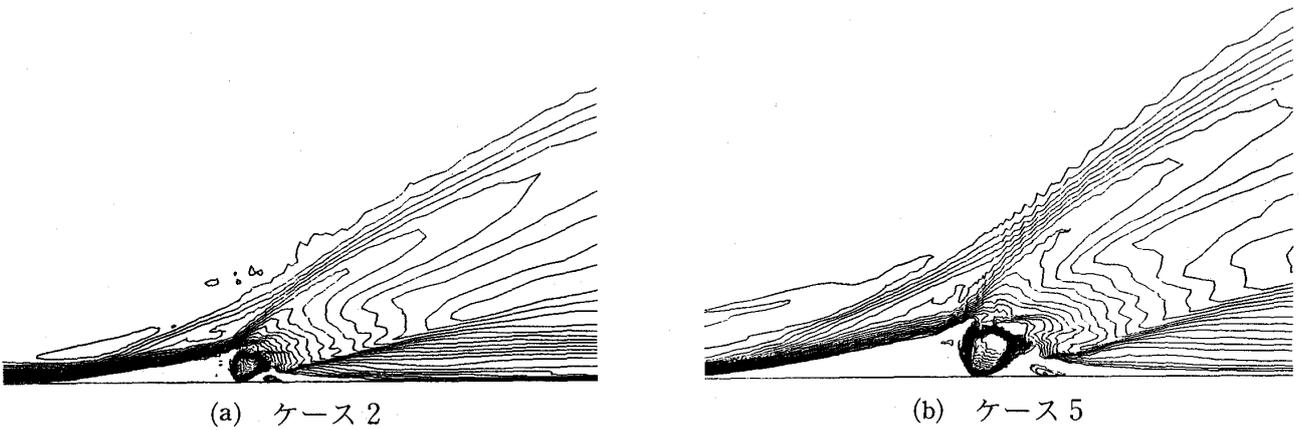


図6 計算結果 (マッハ数分布)

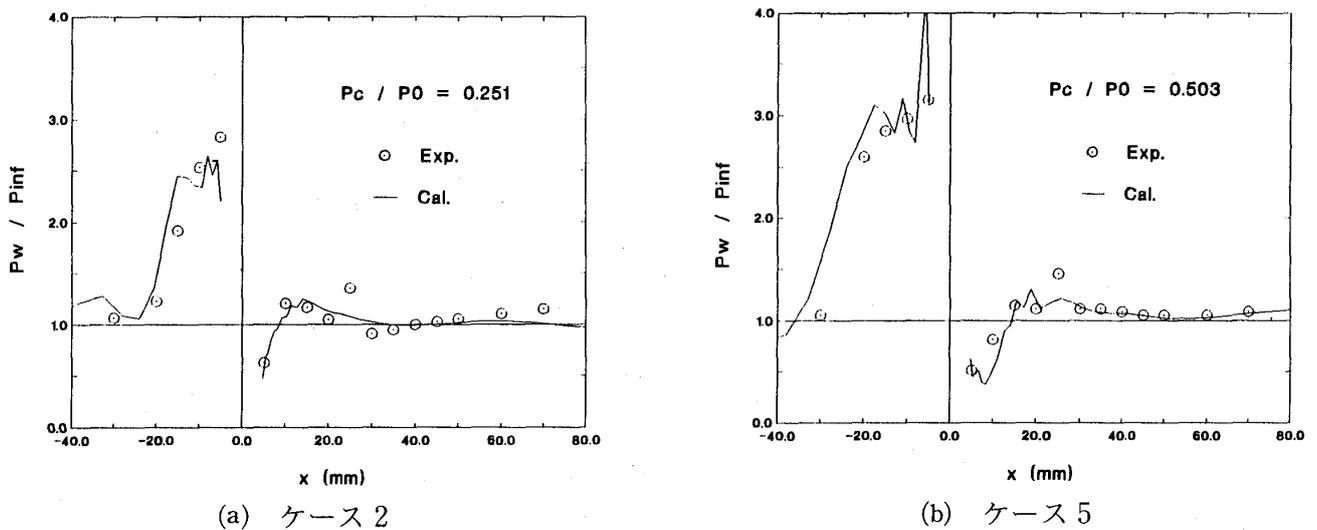


図7 計算結果と実験結果の比較 (平板上の壁面静圧分布)

定量的な比較として、壁面静圧分布を実験値と比較したものが図7である。表示の方法は図5と

同様である。計算値と実験値は、全体としてかなりよく一致しており、計算手法の妥当性が示され

ている。しかし細かく検討すると、計算結果の方が、特に上流側において振動的である。これは陽解法+人工粘性という本解析手法では、ある程度避けられないものと考えられ、圧力分布を精密に予測するには、より高い精度の解が得られる手法 (TVD 法等)が必要であると言える。また乱流モデルについても、種々のモデルにより検討する必要がある。

## 5. 結 論

超音速流中の空力混合現象の基礎研究の一環として、平板から垂直に音速の噴流を吹き込んだ場合について、噴流圧力の流れ場への影響を実験的に調べた。その結果、噴流に伴う種々の衝撃波の発生や、マッハディスク・バレルショックの形成と、それに及ぼす噴流圧力の影響を把握することができた。また、境界層の剝離についても噴流圧力による変化の様子を確認した。

さらに半陰解法を用いた数値解析の結果と、実験結果との比較を行ったところ、定性的、定量的に良好な一致が見られ、解析手法の妥当性が確認された。一方、詳細な定量的予測については、さらに精度の高い解析手法の導入が必要であることがわかった。

現在、実験についてはスリット幅等を変化させて、流れ場に与える各パラメータの影響を順次調査中である。また、バックステップ等のより複雑な流れ場についても実験を進めている。解析に関

しては、TVD 法による検証計算、さらに燃焼を伴う流れ場の解析を実施中である。

これらの研究開発に通じて、超音速混合の問題に関するデータを蓄積し、スクラムジェットエンジン燃焼器の開発に結びつけていく予定である。

最後に、数値解析を実施するに当たって有意義なご討論をいただいた、航空宇宙技術研究所の井上建二室長、福田正大主任研究官に感謝いたします。

## 参考文献

- (1) 鎮西, 升谷, 日本航空宇宙学会誌, 35-400, 1987, pp. 241-252.
- (2) Kawai, M., Ando, Y., Ikeda, H., Fujimori, T., Ohmori, Y. and Fukuda, M., Proc. 3rd Intern. Symp. CFD-Nagoya, 1990, to appear.
- (3) 例えば, Drummond, J. P. and Weidner, E. H., AIAA J., 20-9, 1982, pp.1182-1187.
- (4) Thayer, W. J., Ph.D. Thesis, Dept. Mech. Eng., Univ. Washington, 1971.
- (5) Hayashi, M., Aso, S. and Tan, A., AIAA J., 27-4, 1989, pp. 399-404.
- (6) 河島, 岩崎, 大平, 木村, 林, 角, 難波, 九大工学集報, 44-5, 1971, pp.678-685.
- (7) MacCormack, R. W., AIAA Paper No69-354, 1969.
- (8) Jameson, A. and Baker, T. J., AIAA Paper No85-1929-CP, 1985.
- (9) Murakami, S., Mochida, A. and Hibi, K., ISCFD-Tokyo, 1985.



## ハイブリッド触媒燃焼器の研究 (第2報)

東京電力(株)	原	之	義
〃	土	屋	利
(株) 東 芝	山	中	矢
〃	芳	根	俊
〃	山	田	正
〃	古	屋	富
〃	早	田	輝
			信

### Abstract

Catalytic combustion provides low NO<sub>x</sub> emissions while maintaining high combustion efficiency. However, a barrier to the application of catalytic combustion is the durability of catalysts at high temperature. The hybrid catalytic combustion concept has advantages concerned with catalyst durability. This hybrid catalytic combustion concept comprises the following steps; premix fuel and air for a catalyst-packed zone; operate catalysts at rather low temperatures, to prolong catalyst durability; add fresh fuel into the stream at the catalyst-packed zone outlet, where gas phase combustion occurs completely without a catalyst; add dilution air into the stream at the gas phase combustion zone outlet with a by-pass valve. The object of this study is application of the hybrid catalytic combustion technology to a gas turbine combustor. This paper presents a model analysis and experimental results for a high-efficiency stationary gas turbine (turbine inlet temperature is about 1300°C). A model combustor system was evaluated in connection with mass and heat balances. The results indicated that the hybrid catalytic combustion technology is an acceptable method. A full-scale combustor (300mm diameter catalysts) was designed and tested. Demonstration testings for gas turbine applications were performed with LNG fuel. The experimental data

(平成2年6月13日原稿受付)

indicated that hybrid catalytic combustion was potentially applicable technology to the gas turbine combustor.

### 1. 緒言

ガスタービンから排出される窒素酸化物 (NO<sub>x</sub>; Thermal-NO<sub>x</sub>) の低減は、現在、燃焼器内に水あるいは蒸気を噴射したり二段燃焼法といった燃焼温度を下げることにより NO<sub>x</sub> 生成を抑制する方法や、一層の低減のために排煙脱硝装置により NO<sub>x</sub> を除去する方法が用いられている。一方、ガスタービンは高効率を目指して高温化の努力が続けられていることから、ガスタービンから排出される NO<sub>x</sub> はさらに増大する傾向にあり、また環境保全の観点からも高性能で経済性に優れた低 NO<sub>x</sub> 化技術が求められている。

そこで、触媒燃焼法が国内外で注目されている<sup>(1)</sup>。しかし、従来の触媒燃焼法で必要とする高温耐熱性を有する触媒はまだ開発されていないのが実情である。著者らは、触媒燃焼と触媒下流での気相燃焼を組み合わせることにより、触媒を従来より低温で使用するというハイブリッド触媒燃焼法を提案し、発電用ガスタービンを対象としたシステム検討により運転操作が可能なることを確認した<sup>(3)</sup>。さらに、触媒径が30mm, 100mmの小型燃焼器を試作し、燃焼試験により比較的低い触媒温度でもって低 NO<sub>x</sub> 燃焼が可能であり、本燃焼法の実現性が高いことを確認した<sup>(2),(3)</sup>。

本報では、前報<sup>(3)</sup>の1100°C級発電用ガスタービンを対象とした燃焼試験結果にもとづき、高効率化を図った1300°C級発電用ガスタービンについてシステム検討を行った。さらに、触媒部の圧力損失を実圧下 (1.5Mpa 程度) で5.0%以下、排ガス

中のNO<sub>x</sub>を10ppm以下という目標を設定し、システム検討結果をもとに実スケール相当のハイブリッド触媒燃焼器(触媒径300mm)を試作し、大気圧下で評価試験を行った。

### 2. ハイブリッド触媒燃焼器のシステム検討

システム検討に用いた燃焼器モデルを図1(a)に示した。燃焼器は①予燃焼部(Z1), ②予混合部(Z2), ③触媒部(Z3), ④気相燃焼部(Z4), ⑤希釈部(Z5)から構成される。空気および燃料はそれぞれに3系統(A1, A2, A3, F1, F2, F3)に分割される。A1は予燃焼用空気, A2は予混合用空気, A3はバイパス空気, F1は予燃焼用燃料, F2は触媒燃焼用燃料, F3は気相燃焼部用燃料である。以下, 空気A1, A2, A3, 燃料F1, F2, F3の各流量は同一記号で表すことにする。なお, 本燃焼器の詳細な説明は前報<sup>(3)</sup>に記載したので省略した。

発電用実機プラントの1300°C級を想定し, 各部における熱および物質収支により, 燃焼器軸方向の温度・流速パターンおよび3次空気比(バイパ

ス比;  $A3 / (A1 + A2 + A3)$ )を算出し, 操作範囲を検討した。ここで, 算出にあたっては, これまでの触媒径30mm, 100mmの試験結果を参考に以下の条件設定を行った。

- ① 触媒入口ガス温度 = 450°C
- ② 触媒出口ガス温度 = 800°C
- ③ 気相燃焼部出口ガス温度 = 1500°C
- ④ 気相燃焼部径 / 触媒部径 = 1.5

ここで, ④は気相燃焼部燃焼安定化のために用いた拡大構造の拡大比を表す。

図1(b)に軸方向のガス温度パターンを, (c)に流速パターンを, それぞれの負荷に対して示した。各負荷に対して, 触媒入口から気相燃焼部出口までの温度パターンは同一となっている。触媒入口ガス流速は負荷に応じて14~34m/sの範囲で変動する。

図2にバイパス比と負荷の関係を示した。負荷0%から100%の変化に対し, バイパス比は約75%から20%まで変化させることになる。

以上, 1300°C級を想定したシステム検討により, 気相燃焼部燃焼温度1500°Cでの各負荷における運転条件が分かり, しかも, これらの条件は設定可能なことが分かった。

### 3. 試験条件および装置

#### 3.1 試験条件

システム検討で得られた温度, 流速条件およびバイパス比により燃焼試験を行った。なお, 触媒温度は触媒の耐熱性を考慮し, 上限が1000°C程度となるように, 触媒部へ供給する燃料流量(F2)を調整した。したがって, 触媒出口ガス温度は必ずしも800°Cではない場合もあるが, 気相燃焼部燃焼温度および燃焼器出口での温度, ガス流速はシステム検討で得られた条件通りである。試験圧力

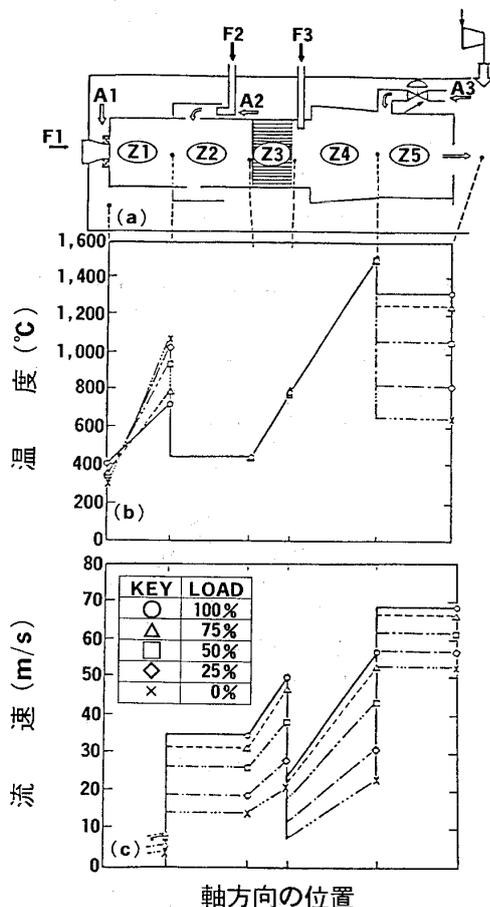


図1 1300°C級の温度・流速パターン

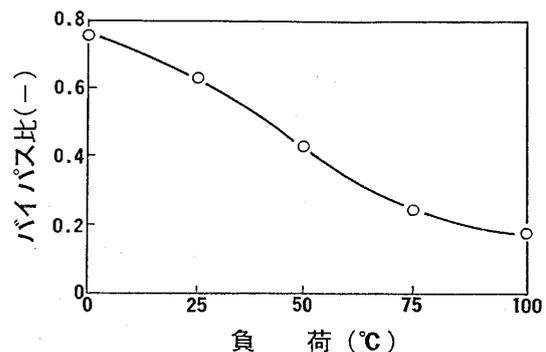


図2 1300°C級のバイパス比

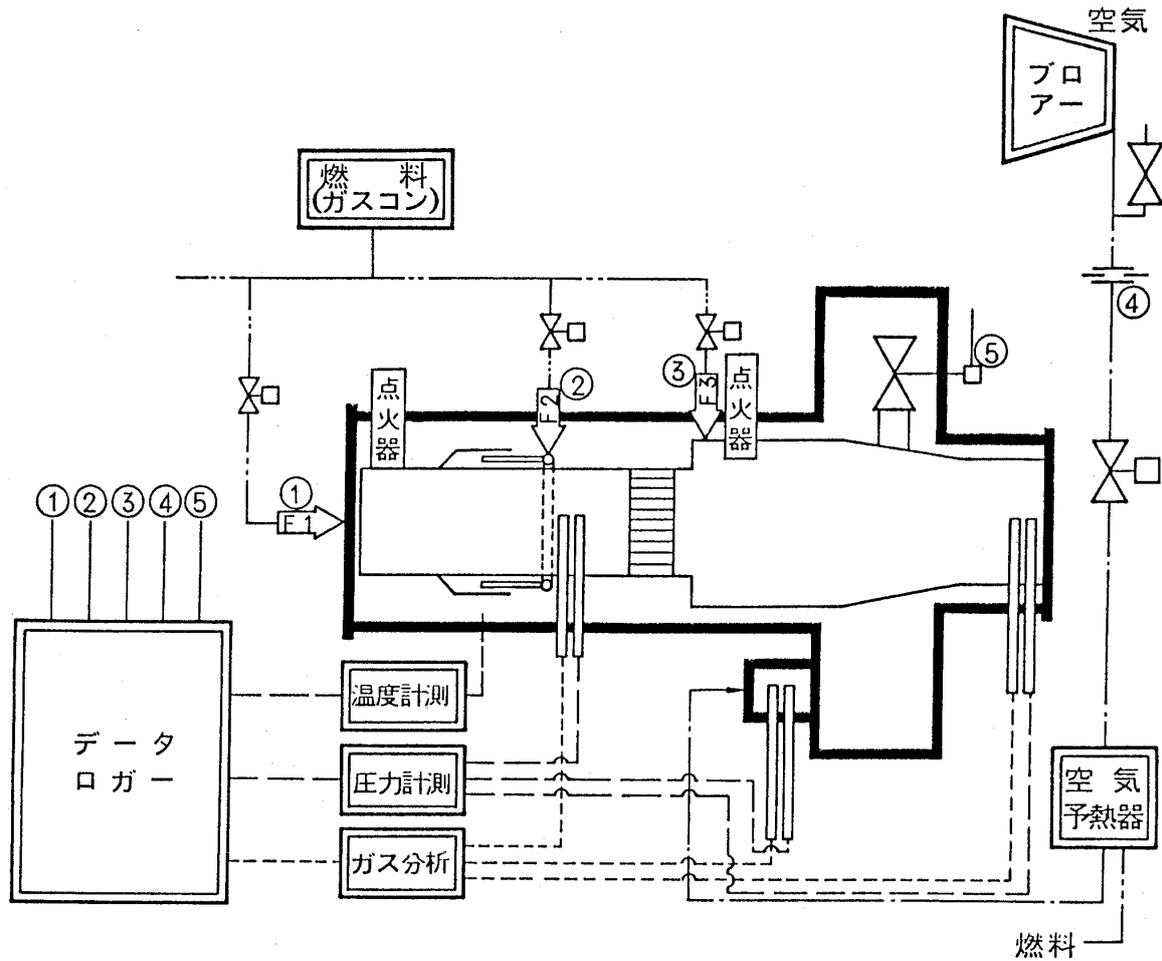


図3 試験装置系統図

は大気圧とした。

### 3.2 試験装置系統

図3に試験装置の系統図を示した。燃焼試験は液化天然ガス (LNG) を燃料として行った。ブローアから吐出された空気は燃焼器に流入する前に、実機における圧縮機吐出温度 (図1(b)参照) まで空気予熱器で予熱される。予熱された空気は一旦リザーバタンクに入り、逆流して各空気孔から燃焼器内に入る。燃料F2の供給は、予混合部ダクト内で空気と混合した後ジェット流として燃焼器内へ噴射する方式とした。予燃焼部および気相燃焼部の燃焼開始は点火器によった (スパークプラグ式)。燃焼器からの燃焼ガスは冷却塔に入り、水スプレーにより冷却された後、煙突から大気に排出される。

図4に燃料F3供給部の概略を示した。この燃料供給部は大口徑での半径方向燃料分布の均一性を高めるためにガス流路を7個の小流路に分流させ、各小流路壁に設けた噴射口から燃料が供給さ

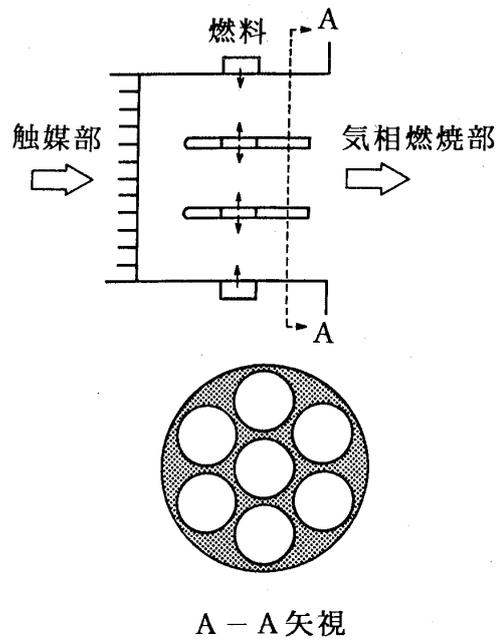


図4 気相燃焼部燃料ノズル概念図

れる。また、各小流路壁は空気を冷媒としたインピンジメント冷却構造を設けている。なお、気相

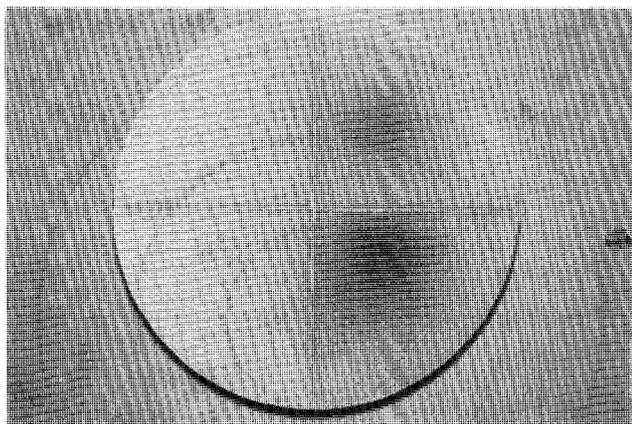


写真1 触媒担体 (300mmφ)

燃焼部での燃焼の安定化を図るため、各小流路間の下流端を閉塞し、後部に循環流が形成される構造とした。ここで、閉塞部の領域が増えると圧力損失が大きくなることから、燃料ノズル部での圧力損失は0.5% (燃焼器入口圧力に対する比率) 以下になるように設計した。また、さらに気相燃焼部の燃焼安定化を得るために拡大径構造 (拡大比1.5) も用いた。

### 3.3 触媒

径300mmのハニカム構造のパラジウム系触媒を用いた。大口徑のハニカム担体を一体成型することは現状では困難であるため、ここでは、写真1に示したように半径150mmの1/4円のコージュライト製ハニカム4個を接着して製作した。セル数は200cpsと、1個の厚さ50mmの触媒を2個使用し、触媒間にスペースを設けて配置した。触媒と燃焼器ライナーの間にはセラミックマットを充填し、緩衝材兼断熱材とした。

### 3.4 計測

#### ① 温度

ガス、メタル温度の計測にはシース熱電対を用いた。触媒温度と燃焼器出口ガス温度の計測にはRタイプを、その他はKタイプを用いた。計測点数は、ガス28点、触媒41点、気相燃焼部ノズルのメタル5点、ライナー42点である。触媒温度計測用のシース熱電対は感温部をハニカムセル内に埋め込み、セラミックス充填剤で固定した。また、気相燃焼部の燃料ノズルおよびライナーには、シース熱電対による他に壁面の温度分布を調べるため、サーマックス (非可逆性) クリアライン示温ペイントを塗布した。

#### ② 圧力

圧力は燃焼器入口全圧、触媒部入口全圧、燃焼器出口全圧、燃焼器入口・出口差圧および触媒部入口・燃焼器出口差圧を計測した。

#### ③ ガス組成

ガスのサンプリングには水冷式のプローブを用いた。計測ポイントは、燃焼器入口、触媒部入口および燃焼器出口の3箇所とした。ガスは、NO<sub>x</sub>、一酸化炭素 (CO)、二酸化炭素 (CO<sub>2</sub>)、酸素 (O<sub>2</sub>) および炭化水素 (THC) をオンラインで計測した。ここで、本燃焼法では予燃焼部でのガスの温度上昇分が100°C以下と小さいこと、および不完全燃焼であってもよい (触媒部、気相燃焼部で完全燃焼させるため) ことから、予燃焼部での生成NO<sub>x</sub>は1ppm程度と低い値を達成している。また、触媒部での生成NO<sub>x</sub>も0.2ppm以下である。したがって、本燃焼器での生成NO<sub>x</sub>は気相燃焼部での性能に大きく依存することが予想され、いかに低NO<sub>x</sub>の気相燃焼部を開発するかが課題となっていることから、NO<sub>x</sub>の評価は燃焼器出口と触媒入口の差で行った。

## 4. 試験結果

### 4.1 触媒入口予混合ガスの均一性

触媒入口における燃料と空気の混合が不均一であると、触媒半径方向に温度分布が生じたり、局所的高温域が発生する。これらは触媒の耐久性や熱応力上好ましくない。そこで、濃度分布と温度分布を計測し、本燃焼器の予混合部の性能を評価した。

#### ① 燃料濃度分布

図5,6に代表例として、25%、100%負荷相当条件下での濃度分布を示した。図の数値は、各計測ポイントの燃空比と断面平均の燃空比との比で表したものである。平均値からの偏差 ((平均値 - 各ポイントの値) / 平均値) × 100 は25%負荷相当条件下で±4%、100%負荷相当条件下で±5%程度といずれの負荷でも良好な結果が得られている。なお、濃度分布の計測はトラバーサによってサンプリングプローブの位置を変えて行った。

#### ② 温度分布

図7,8に、25%、100%負荷相当条件下での温度分布を示した。温度は中心部が高く、周辺部が低くなっている。これは予混合気が充分貫通しな

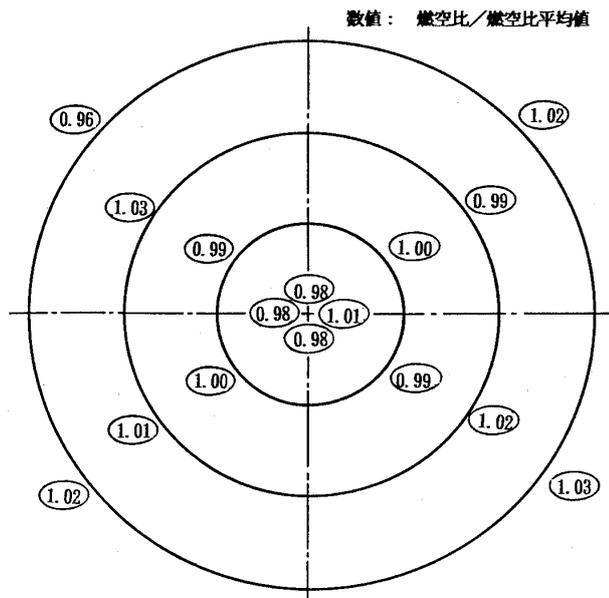


図5 触媒入口ガス濃度分布 (25%負荷相当)

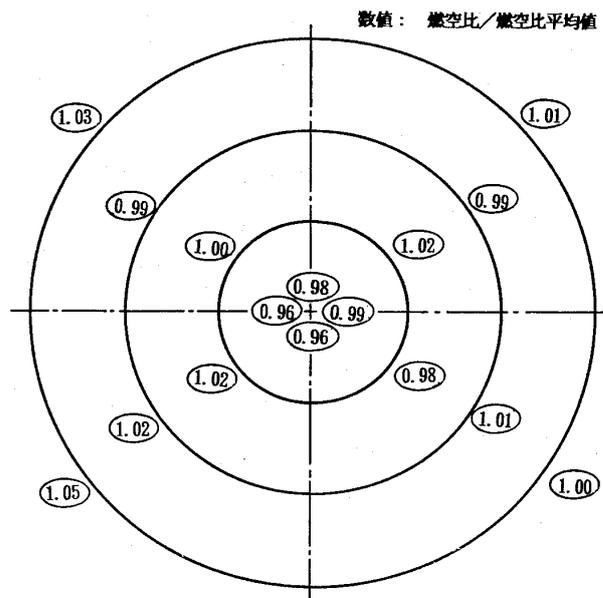


図6 触媒入口ガス濃度分布 (100%負荷相当)

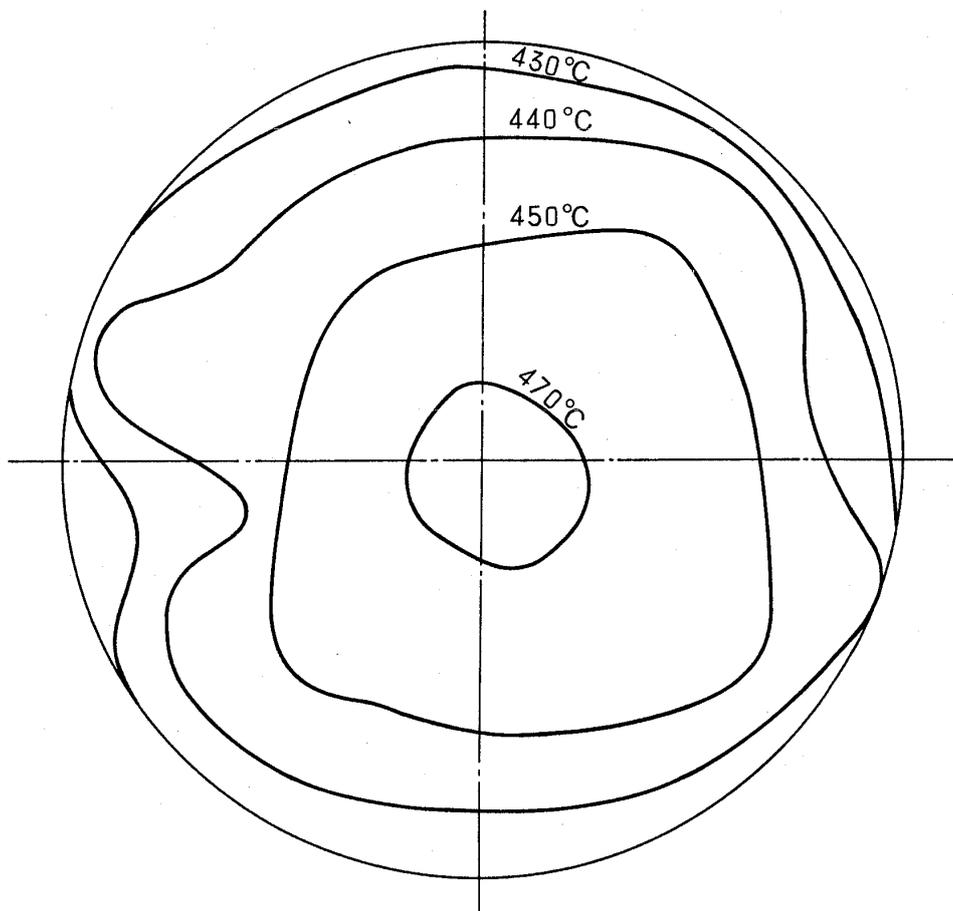


図7 触媒入口ガス温度分布 (25%負荷相当)

かったことを示しており、予燃焼部からの高温燃焼ガスが中心部に多く分布しているものと考えられる。負荷の小さい方が温度分布は大きくなっているが、全体的には、断面平均温度に対し $\pm 30^{\circ}\text{C}$

程度におさまっていることから良好な結果であると思われる。

①②から、予混合部の性能は広い負荷範囲で良好であると評価される。

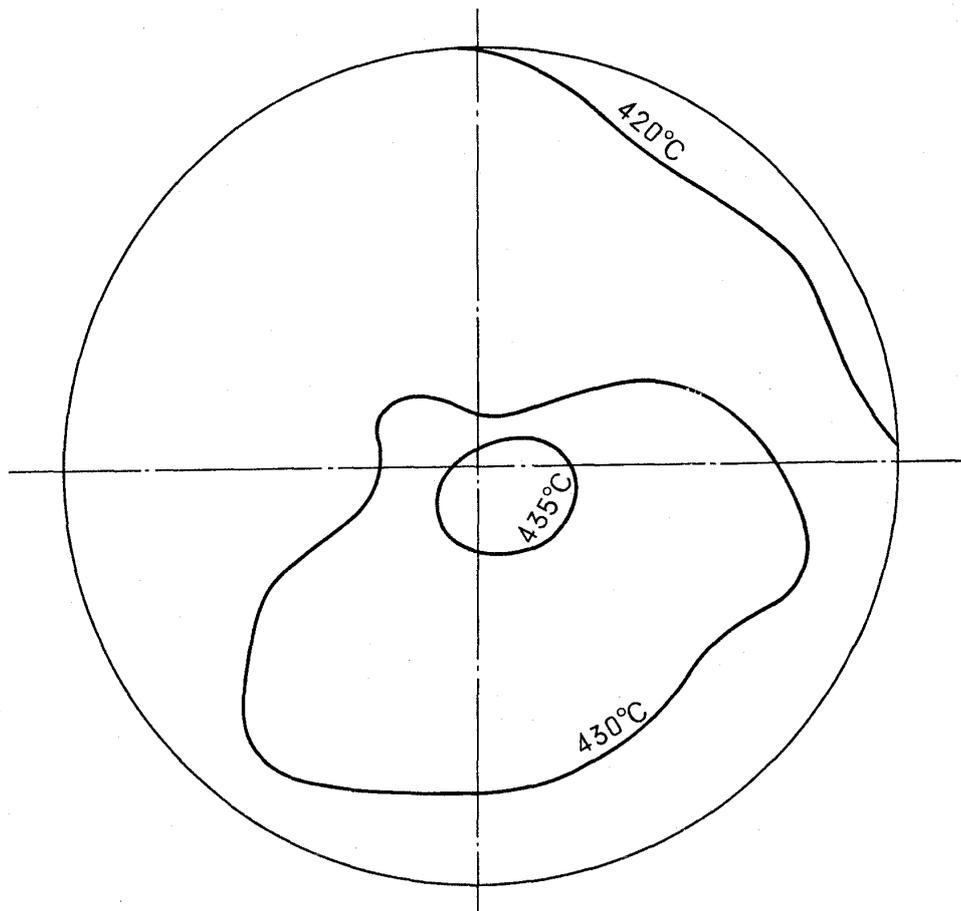


図8 触媒入口ガス温度分布 (100%負荷相当)

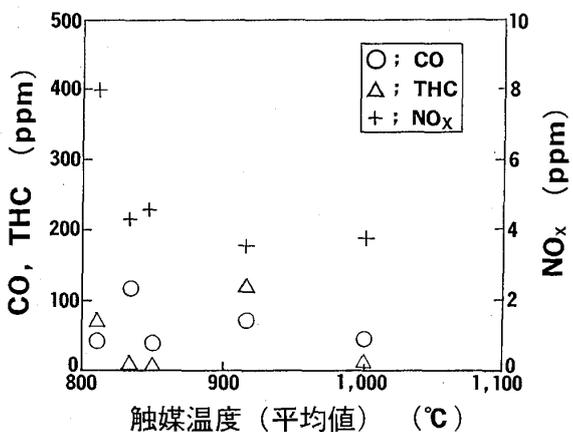


図9 排ガス組成 (25%負荷相当)

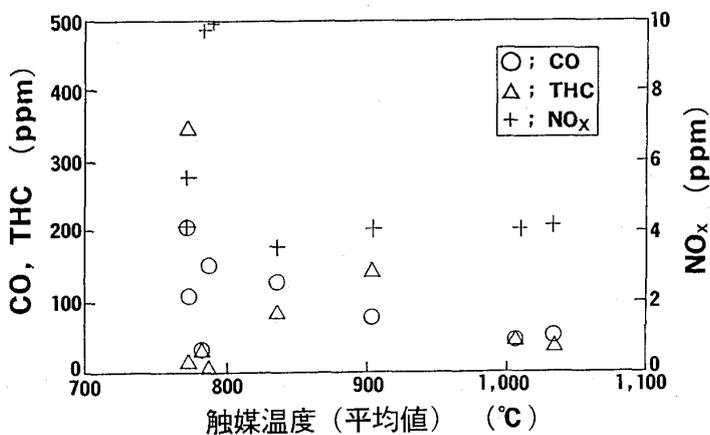


図10 排ガス組成 (100%負荷相当)

#### 4.2 排ガス組成

図9, 10に25%, 100%負荷相当条件下での燃焼時の触媒温度と排ガス組成 (NO<sub>x</sub> は予燃焼部でのNO<sub>x</sub>を除いた値) の関係を示した。ここで、各ガス組成は全て生データであり、酸素濃度の補正は行っていない。燃空比は負荷25%のとき、 $F1 / (A1 + A2) = 0.005$ ,  $(F2 + F3) / (A1 + A2) = 0.0452$ ,  $F2 / (A1 + A2) = 0.0203$  (触媒温度808°C)

~0.0242 (触媒温度 (1000°C), 負荷100%のとき  $F1 / (A1 + A2) = 0.003$ ,  $(F2 + F3) / (A1 + A2) = 0.0454$ ,  $F2 / (A1 + A2) = 0.0231$  (触媒温度771°C) ~0.0294 (触媒温度 (1021°C) である。

THC, CO は触媒温度に依存し、触媒温度が高いほど低く、好ましい。これから、気相燃焼部入口ガス温度 (触媒出口ガス温度) が気相燃焼部の燃焼性に大きな影響を与えていることが分かる。

本燃焼法では気相燃焼部の燃焼温度は負荷に関係なく1500°Cと一定であること、および従来の燃焼器と異なり負荷が低いとガス流速が遅いことから燃焼器内のガスの滞留時間が長くなるため、触媒温度が同じ場合、負荷が低いほど燃焼が進行すると考えられる。さらに、負荷が低いとバイパス空気による燃焼ガスの希釈割合も大きくなる。したがって、負荷0%から100%の範囲では、低い負荷の方が希釈部出口における THC, CO は低くなると予想されることから、100%負荷条件で THC, CO の排出値が満足いくものであれば、それ以下の負荷でも THC, CO は満足いくものと予想される。そこで、図10の100%負荷相当条件での試験結果から、触媒温度として800°C以上あれば本燃焼器の場合、燃焼効率99%以上が達成できることになる。図では、触媒温度800°C以下になると THC, CO にばらつきがみられるが、これは燃焼が不安定な状態を表しており、800°C以下で運転することは好ましくない。

気相燃焼部での生成 NO<sub>x</sub> は25%, 100%負荷相当条件でも、触媒温度の低い領域を除くと3~4 ppmと低い値である。ここで、負荷が低いほどバイパス空気による希釈が大きいこと、および気相燃焼部の燃焼温度は負荷に関係なく一定であることを考慮に入れると、バイパス空気希釈される以前の気相燃焼部出口における NO<sub>x</sub> は負荷の低い方が高いことになる。これはガスの滞留時間の影響によるものと思われる。なお、触媒温度が低い領域で NO<sub>x</sub> が高くなる傾向がみられるが、これは気相燃焼部への燃料配分が多くなることから、気相燃焼部の燃料分布がやや悪くなったためではないかと思われる。

気相燃焼部で生成する NO<sub>x</sub> が低い理由としては、気相燃焼部での燃料均一性が良く、均一な燃焼が起こっているため、NO<sub>x</sub> が急増する部分的な高温箇所の発生がおさえられているものと考えられる。本燃焼器で用いた気相燃焼部の燃料ノズルの性能を比較するため、前報<sup>(3)</sup>の触媒径100mmの燃焼器で用いた同一構造の燃料ノズル(ライナー壁から噴射するタイプ)による燃焼試験も行ったが、全体的に燃焼効率が悪く、燃焼器の性能としては不十分であった。なお、燃焼効率が高い場合でも NO<sub>x</sub> は10ppm以上と高めであった。

したがって、本試験で用いた燃料ノズルは、条件によっては一部排ガス中の THC, CO が150ppm程度の場合があり、これらの低減化が課題として残っているが、大口径の燃焼器における燃料分布の均一化および燃焼安定化に有効であることが分かった。また、ノズル壁面は全負荷にわたり800°C以下と良好であった。サーマックスクリアライン示温ペイントの燃焼後の色変化からも、特に高温となる箇所は観察されなかった。

気相燃焼部で生成する NO<sub>x</sub> の圧力依存性については、前報<sup>(3)</sup>で述べたように1500°C程度の燃焼温度レベルでは小さいことが分かっている。したがって、実圧下での NO<sub>x</sub> は、予燃焼部では拡散燃焼であることから NO<sub>x</sub> の圧力依存性はあると考えられるが<sup>(4)</sup>、全 NO<sub>x</sub> に占める予燃焼部での生成 NO<sub>x</sub> の比率が小さいことから、全体としては目標としている10ppm以下の低 NO<sub>x</sub> となることが予想される。

これらの結果から、大気圧下における本試験条件下では、触媒温度を800°C以上(気相燃焼部入口ガス温度に関連)になるように操作すればハイブリッド触媒燃焼が可能で、低 NO<sub>x</sub> が確認された。また、実圧(1.5Mpa程度)下でも低 NO<sub>x</sub> が予想される。

燃焼器入口圧力と触媒の操作温度の関係は、圧力が高くなるとガスの質量流量が増えることから、触媒温度が一定の場合、触媒出口ガス温度は、本燃焼条件では圧力が高い方が低くなる傾向にある(触媒長さ一定)。したがって、気相燃焼部での安定した燃焼を行うためには、圧力の高い方が触媒温度を高温で操作しなければならない。この触媒の実圧下での操作温度は触媒径30mmの小型燃焼器の燃焼試験によると、1000°C程度と予想され、触媒の寿命としては十分に期待できる。また、タービン入口ガス温度としては、原理的には1500°C程度までは低 NO<sub>x</sub> 燃焼が可能であることから、さらにガスタービンの高効率化を図ることができる。

#### 4.3 圧力損失

低 NO<sub>x</sub> 燃焼に加えて、発電システムとしては効率の観点から、燃焼器による圧力損失はできるだけ小さいことが望まれる。図11に、各負荷運転時における燃焼器全体の圧力損失(燃焼器出口・入口の差圧と燃焼器入口全圧の比を%表示、以下

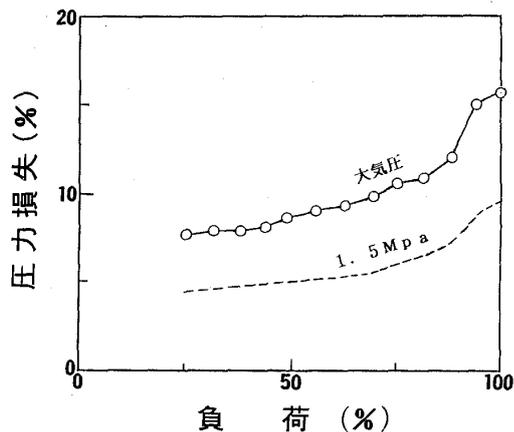


図11 圧力損失

これを圧力損失と記す)を示した。負荷の増加に伴い圧力損失も増大する。これは、負荷の増加に伴い触媒内のガス流速が増加するためである。この圧力損失中に占める予燃焼部での圧力損失は10%以下であることから、大部分は触媒部によるものである。触媒部の圧力損失は燃焼器入口圧力の増加に伴い、大気圧近傍では急激に減少するが、その後、入口圧力に関係なく一定になる傾向がある<sup>(3),(6)</sup>。そこで、前報<sup>(3)</sup>の圧力損失と入口圧力の関係を用いて大気圧試験結果から実圧下での圧力損失を推定すると同図の点線になる。目標としている実圧で触媒部の圧力損失5.0%をクリアすることはやや困難と予想される。したがって、圧力損失を減少させることを現在検討中であるが、触媒径の拡大、ハニカムセルサイズの最適化等により目標達成は可能と考えている。

## 5. 結論

発電用ガスタービンを対象とした1300°C級ハイブリッド触媒燃焼器の適用性をシステム検討し、触媒径が300mmの大型試作燃焼器により、LNG燃料を用いた大気圧燃焼試験を行った。主な結果は次の通り。

(1) システム検討により、触媒入口ガス流速は負荷0~100%に対して14~34m/sの範囲で変化する。バイパス空気比は、負荷0%から100%

の変化に対し、75%から20%まで変化する。これらの操作条件設定は、気相燃焼部での燃焼温度が1500°C程度(燃焼完結時の温度)で全負荷にわたり可能であることが分かった。

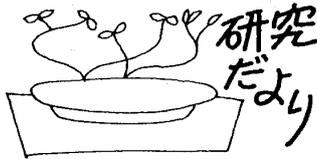
(2) 触媒温度800°C以上で運転すれば、燃焼効率99%以上で、低NOx燃焼(10ppm以下)が可能であることを確認した。ただし、条件によっては排ガス中のTHC, COが150ppm程度の場合もあることから、これらの低減化が課題として残っている。

(3) 燃焼器の圧力損失は触媒部で大部分を占め、入口圧力が高くなると圧力損失(触媒部圧力損失と燃焼器入口圧力の比)が小さくなることを考慮しても、実圧下で触媒部の圧力損失5.0%以下はやや困難と予想される。しかし触媒径の拡大等により圧力損失の目標達成は可能と考えている。

触媒の高温化を抑制し、触媒の耐久性向上と高温ガスタービンへの適用を図った本燃焼器の実現性が高いことを1300°C級の実スケール相当の試作燃焼器で確認することができた。今後も更に実用化開発を進めていく予定である。

## 参考文献

- (1) 例えば
  - a. Pillsbury, P.W., 他3名, EPA Proceedings 5th Workshop on Catalytic Combustion (San Antonio, Texas, September 15-16, 1981)
  - b. Beebe, K., 他3名, 87-TOKYO-IGTC-51, 1987.
  - c. K.Mori, 他3名, ASME Paper No.87-GT-62 (1987)
- (2) 伊東正道, 他5名, “ハイブリッド触媒燃焼器の研究”, 第13回ガスタービン定期講演会講演論文集, 1985年6月。
- (3) 大越昭男, 他5名, “ハイブリッド触媒燃焼器の研究”, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 15, No.60 (1988)
- (4) 例えば
  - Sullivan, D.A., ASME Paper No.76-GT-5 (1976)
- (5) T.Furuya, 他3名, ASME Paper No.87-GT-99 (1987)



## 法政大学工学部機械工学科のガスタービン関連 の研究室および流体工学研究室

法政大学工学部 水 木 新 平

最初にあまりガスタービンの分野では知られていない本工学部の概要を御紹介したい。本工学部は昭和19年4月に法政大学航空工業専門学校として設立された。同20年10月に法政工業専門学校と名を改め、初めは機械科だけであったが、22年電気通信および建設科が設立され、昭和25年に現在の工学部となった。現在は機械、電気、建築、土木、計測および経営の6学科よりなり、学部生900名、教員135名を有する。機械工学科は学部生185名、修士40名、博士3名が在籍し、教員数は32名で教授14名、助教授4名、助手14名の構成である。

機械工学科には流体、熱、材料、機械、加工、振動、潤滑、金属材料、音響、化学工学研究室および製図室の11講座があり、ガスタービンに直接関係があるのは、熱の飯沼一男教授、材料の塩入淳平教授、潤滑の宮川行男教授、音響の鈴木昭次教授および流体の筆者で計5名である。先ず、流体以外の研究室の主たる研究テーマを簡単に紹介し、次に流体工学研究室について述べる。

- (1) 熱工学：乱流火炎伝播、液滴群および噴霧の燃焼、すすの生成と制御、燃焼の基本特性、燃焼機器における燃焼診断。
- (2) 材料工学：固体力学の弾性、塑性、粘弾性などに関する連続体力学、破壊力学。変形や破壊などに関する固体の力学物性の理論および実験。
- (3) 潤滑工学：ころがり軸受、すべり軸受その他各種摩擦部分の摩擦、摩耗。潤滑の基本的な機構の解明。宇宙空間などの各種条件下における機器の潤滑
- (4) 音響工学：主として流体機械の騒音抑制、

機械騒音の音質評価、音響の工学的利用

(5) 流体工学：流体工学研究室は故森田忠孝教授が昭和28年より昭和53年まで担当され、昭和52年に筆者が加わり、昭和60年に橋本英典教授を迎えて、現在はこの2名で担当している。構成は助手1名に学位を有する社会人研究生1名、博士課程3年1名、修士課程3名と学部生19名である。橋本教授は理学系の基礎的な流体力学に関わる研究を主とし、現在の研究テーマは非線形波動の研究である。

本研究室の設備はエッフェル型、ゲッチングン型および小型吹き出しの3つの風洞と空気源としてルーツブロワー1台、ターボチャージャ3台、遠心圧縮機1台があり、学生実験用にポンプ2台、ブロワー2台を有する。筆者の就任時には特に研究設備というものはなく、2台の風洞とピトー管を除く設備機器はここ10年位で揃えられたもので比較的新しい。測定機器としては熱線風速計3台、圧力変換器5台、レーザ流速計1台、シンクロスコープ3台、FFT1台、データレコーダ1台、スキャニバルブ1台が購入され、パルスドワイヤ流速計1台、サーマルタフト2台、スモークワイヤ2台などは自作である。データ測定には現在はREALEXとCROMENCOを用いてプローブのトラバースをステッピングモータやマグネスケールで行い、センサー出力を自動的にコンピュータに取り込む方法を用いているので、測定時間が短縮され、精度も向上した。

また、事務処理や簡単な数値計算用のパソコンとしてはPC9801を2台使用しており、数値計算と論文用にはマッキントッシュIIが1台ある。大学の電子計算機センターは工学部に設置されており、FACOM380Qに5台の端末が接続され、使用料に制限がほとんどないのが特徴である。さらにグラフィックス用スーパーコンピュータとして

(平成2年10月9日原稿受付)

TAITAN も導入された。現在の主な研究題目は次のとおりである。

(A) 遠心羽根車内部流れの数値計算

境界適合格子を用いて非圧縮性流れを  $k-\epsilon$  モデルにより計算する 3次元のコードを開発したが、物理面と写像面の両方で計算ができるようになっている。また、これらにはスタガード格子と非スタガード格子の両方を用いることができるが、前者の方が精度が良い。さらに、これらには羽根先端間隙の漏れも含めるように修正したコードがある。これらと同時に TVD による圧縮性流れの 3次元コードも開発中であるが、まだ完成には至っていない。さらに、これらとは全く別に、有限要素法による羽根車内の流れの 3次元解析を主にトルコンへの応用を目的に行っているが、定式化は終了し、目下プログラム中で、これは 1年以内には完成する予定である。

(B) 遠心圧縮機のサージングに関する研究

車両用のターボチャージャを用いて実験的に入口吸い込み管から吐き出し管に至る非定常流れを熱線風速計、圧力変換器およびサーマルタフトで測定し、旋回失速からサージングまでの流れの挙動を測定している。さらに、サージングの制御を目指し、ディフューザに各種の旋回失速防止リングを設け、その効果が確かめられた。理論的には、

集中定数モデルが遠心圧縮機にも適用可能であったが、軸流ほどその理論的および実験的な裏付けがはっきりとしていないことが明らかになったので、これについて追加検討中である。

(C) 3次元曲がりダクト

羽根車はコリオリ力と遠心力の両者を受けるので、これをモデル化した流路を用いて理論的および実験的研究を行っている。実験ではレーザ流速計を使用することを検討中であるが、先ず、熱線風速計およびピトー管による測定を行っている。理論的研究は数値計算に(1)のテーマのコードを利用するので容易であるが、できればより遠心に適したモデルの開発を目指している。

以上、現状と将来の希望的観測も含めて御紹介したが、当研究室のように学生実験と研究が同じ場所で行うような設計がなされていると、研究装置の設置場所に苦勞するような始末で、最初は学生実験のテーマを新しくしながら、装置を小さくして研究用に当てるなど、研究とは関連のない作業にかなりの時間を要し、10年程経てなんとか研究室らしくなったというのが実情である。大研究室を有する方にはあまり研究だよりとして御参考にはならないと考えるが、これから自分の研究室を設立される方々の御役に立てば幸いである。



# 1990 ASME COGEN-TURBO IV 国際会議講演会及び展示会

三井造船(株) 安部 利 男

ASME主催の標記シンポジウム及び展示会が8月27日～8月29日の間、米国ニューオーリンズで開催された。ジャズの発祥地で有名な当地は、ミシシッピ川のデルタ地帯に発達した都市であり、会場のマリオットホテルは、ヨーロッパの雰囲気を漂わせるフレンチクォータと呼ばれる名所の一角に位置していた。

COGEN-TURBOは1987年から毎年1回開かれており、今年は第4回大会である。過去3回はいずれもヨーロッパで行われており、今回初めて米国で開かれた。これはヨーロッパではコージェネレーションおよび地域暖房の歴史が古く、熱機関としてガスタービンの優位性を取り入れやすい国が多いことに起因していると思われる。この点からも、今回この種の会議を米国で開いた意義は大きく、会議の参加者は約800名であり、昨年532名に比べてかなり多くなっていた。日本からは、東京大学平田教授を団長とする日本コージェネレーション研究会とアドバンスト・コージェネレーション技術研究組合(ACT90)の海外技術調査団を含めて総勢30数名の参加があった。

本会議のサブテーマは、①コージェネレーション、②リパワリング、③ピークロード用発電となっており、会議は

- 基調講演 4件
- パネルセッション 3件
- 論文発表 30編(米9, 伊8, 日4, 独2, スイス2, 仏・英・スウェーデン・アラブ首長国連邦・サウジアラビア各1編)
- 展示会 56社(日本から1社)

で構成されていた。

## (1) 基調講演

開催にあたり次の基調講演があった。

- ① J.W.COOK, ミッドランドー未完成原子力

発電所のリパワリング

- ② A.C.DOLBEC, ガスタービン発電プラントの開発
- ③ G.MENJON, ヨーロッパの電力におけるガスタービンの位置づけ。

この中で、原子力発電所のリパワリングは興味深かった。1974年から41億ドルを投入したミッドランド原子力発電所の建設は、85%まで進んだ時点で行き詰まったため、1987年に電力会社は天然ガス焼きコンバインドサイクル・コージェネレーションプラントへの転換に着手した。12台のガスタービンをトップリングサイクルとして追加し、休止している蒸気タービン発電設備等15億ドルの資産を極めて短期間にリパワリングして、1990年3月に運転を開始させたとの報告である。この例のようにガスタービンの適用範囲は、今後さらに拡大するものと期待される。

## (2) パネルセッション

①リパワリング、②ピークロード用発電、③ヨーロッパにおけるコージェネと地域暖房をテーマにパネルセッションがあり、リパワリングの各種方法や実施例の紹介があった。また、ピークロード用ガスタービン発電は、建設単価が安く、建設期間が短く、かつシステムの構成に自由度があるこ



(講演会会場)

(平成2年10月11日原稿受付)

とを導入理由にあげていた。

### (3) 論文発表

7つのセッションに別れて発表があったが、前回の63編に比べて今回は少なかった。

#### ① セッション1 装置 (4編)

ガスタービンやコンバインドサイクル・コージェネレーション設備の主要配管を蒸気でなく空気で洗浄すると簡単かつ安くできるとの報告や、圧縮機の汚れが熱効率の低下に与える影響や、汚れの検知方法とその制御についての報告などがあった。

#### ② セッション2 コンバインドサイクルプラント (4編, うち日本1編)

日立製作所(株)安藤氏が九州電力の新大分発電所に建設中のコンバインドサイクルプラントの概要を発表された。また、ABBが蒸気のアキュムレータを設置して、起動用モータなしでブラックスタートと起動時間の短縮が可能なコンバインドサイクルについて報告していた。

#### ③ セッション3 コンバインドサイクルと蒸気噴射 (4編, うち日本1編)

大阪大学伊藤氏がコージェネプラントのガスタービンに蒸気噴射をした場合の経済性を解析して、蒸気噴射の有効性について発表された。

#### ④ セッション4 リパワリングおよびコンバインドサイクル (4編)

リパワリングの方法として、蒸気注入サイクルや中間冷却と再熱を行うシステムが紹介され、NO<sub>x</sub>低減においても、これらのシステムは効果的であることが強調されていた。また、既存の蒸気原動所でボイラを撤去して蒸気タービンを残し、新たに建設されるガスタービンの排熱ボイラの蒸気を用いてコンバインドサイクルプラントを構築する例などの報告もあった。

#### ⑤ セッション5 コージェネレーション (5編, うち日本1編)

ACT90の小型ガスタービンの開発について、研究組合杉山氏、川崎重工(株)宮地氏と筆者の3名で共同発表を行った。また、コージェネレーシ



(展示会風景)

ンシステムにおける最適設計法の紹介や、電気と熱の使用量が多い大学や精練所におけるコージェネプラントの導入例についての報告もあった。

#### ⑥ セッション6 コンバインドサイクルの解析 (5編, うち日本1編)

日立製作所(株)岩井氏が少量のアンモニアを含む低カロリーガスの燃焼において、計算によりNO<sub>x</sub>排出量を算出し、測定値との詳細な比較検討を報告された。

#### ⑦ セッション7 ターボ機械 (4編)

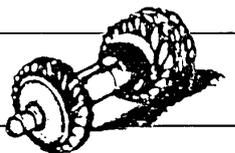
遠心および軸流圧縮機の最適設計法と、渦巻形燃料噴射ノズルの特性、遠心羽根車出口部の流れの詳細な測定に関する報告があった。

### (4) 展示会

講演会会場と同一フロアのホールにおいて、ガスタービンと関連機器メーカー56社による展示会が大会期間を通じて行われた。セッションの合間を利用して参加者の多くが足を運んでいたが、会場の制約もあり、各社ともパネルとビデオによる展示が主体であった。日本からは三井造船(株)が1社だけ出展していた。

### (5) 感想

今大会の目玉は、何といたってもリパワリングとピークロード用発電であり、ガスタービンの採用事例も増加しており、事業用発電におけるガスタービンの重要性が増大している傾向を伺うことができた。



## 第 6 回特別講座報告

機械技研 阿 部 裕 幸

9月13日、14日の2日間、第6回特別講座が湯河原厚生年金会館で開催され31名の参加を得て盛会裏に終了した。当会場は温泉地であり、温泉好きの方は夜はもちろんのこと、早朝からも入浴されていたようである。泊まり込みの企画として打って付けの場所であった。

今回のテーマは「エネルギー問題に対応する新しいガスタービンシステム」であり、各研究開発プロジェクトの現状と展望に関して講演、討論が行われた。

第1日目は、吉識企画委員長の挨拶の後、日本自動車研究所の石渡氏の講演を初め、計6題の講演が行われた。講演内容は①自動車用、②小型発電用、③コージェネレーションシステム、④メタノール利用発電、⑤石炭ガス化複合発電用、⑥大型発電用といった現在進行中のプロジェクトについてであった。

(平成2年10月9日原稿受付)

講演終了後は全体懇親会が開かれた。今年も全員自己紹介から始まり、和んだ雰囲気を持ってグループ別討論会へと進んだ。2グループに別れ、夜の8時から10時まで熱心な討論が展開された。この後は客室の一部屋を使い、自由参加の雑談会が行われた。これを楽しみに参加している人もおり、本講座には欠かすことのできないプログラムとなっている。

第2日目は、前日に行われたグループ別討論会の内容を集約、発表する形で総括討論会が行われ、本講座を締め括った。質問では材料の強度、製法、メタルとセラミックの接合、エロージョン、コロージョンに関すること、高温化での触媒、NO<sub>x</sub>の問題等について議論された。討論会の後、全員で記念写真を取り、湯河原を後にした。

最後に、貴重な資料の準備と議論を先導していただいた講師の方々に、並びに学会事務局の方々のご尽力に対し、深く感謝の意を表します。

## 第 2 回見学会・(財)ファインセラミックスセンター

日立造船(株)桜島工場 上 野 斌

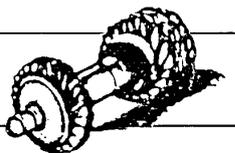
台風一過、秋晴れの10月11日、名古屋市熱田区の(財)ファインセラミックスセンターにて約30名の参加者を得て、見学会・懇談会が開催された。

始めに、磯谷所長より試験研究所の概況説明が行なわれた。当研究所の職員は約90名、そのうち企業の出向者を含め約60名の研究員が①研究開発事業、②受託事業、③中小企業向け事業、④国際交流事業、⑤啓蒙普及事業に従事しているとのこ

(平成2年10月17日原稿受付)

とであった。

引き続き、奥田参与より「ファインセラミックスの開発状況の展望」をテーマに講演して頂いた。日本におけるファインセラミックス市場は、1988年の生産額は1兆800億円規模であり、1990年には1兆2000億円と推定され、その2/3は電子・磁気部材であること、構造用セラミックスのターゲットとしてガスタービン用部材が注目されており、一部の部品についてはかなり実績をあげているが、最も重要なタービンプレードに関して



## 第6回特別講座報告

機械技研 阿部 裕 幸

9月13日、14日の2日間、第6回特別講座が湯河原厚生年金会館で開催され31名の参加を得て盛会裏に終了した。当会場は温泉地であり、温泉好きの方は夜はもちろんのこと、早朝からも入浴されていたようである。泊まり込みの企画として打って付けの場所であった。

今回のテーマは「エネルギー問題に対応する新しいガスタービンシステム」であり、各研究開発プロジェクトの現状と展望に関して講演、討論が行われた。

第1日目は、吉識企画委員長の挨拶の後、日本自動車研究所の石渡氏の講演を初め、計6題の講演が行われた。講演内容は①自動車用、②小型発電用、③コージェネレーションシステム、④メタノール利用発電、⑤石炭ガス化複合発電用、⑥大型発電用といった現在進行中のプロジェクトについてであった。

(平成2年10月9日原稿受付)

講演終了後は全体懇親会が開かれた。今年も全員自己紹介から始まり、和んだ雰囲気を持ってグループ別討論会へと進んだ。2グループに別れ、夜の8時から10時まで熱心な討論が展開された。この後は客室の一部屋を使い、自由参加の雑談会が行われた。これを楽しみに参加している人もおり、本講座には欠かすことのできないプログラムとなっている。

第2日目は、前日に行われたグループ別討論会の内容を集約、発表する形で総括討論会が行われ、本講座を締め括った。質問では材料の強度、製法、メタルとセラミックの接合、エロージョン、コロージョンに関すること、高温化での触媒、NO<sub>x</sub>の問題等について議論された。討論会の後、全員で記念写真を取り、湯河原を後にした。

最後に、貴重な資料の準備と議論を先導していただいた講師の方々に、並びに学会事務局の方々のご尽力に対し、深く感謝の意を表します。

## 第2回見学会・(財)ファインセラミックスセンター

日立造船(株)桜島工場 上野 斌

台風一過、秋晴れの10月11日、名古屋市熱田区の(財)ファインセラミックスセンターにて約30名の参加者を得て、見学会・懇談会が開催された。

始めに、磯谷所長より試験研究所の概況説明が行われた。当研究所の職員は約90名、そのうち企業の出向者を含め約60名の研究員が①研究開発事業、②受託事業、③中小企業向け事業、④国際交流事業、⑤啓蒙普及事業に従事しているとのこ

(平成2年10月17日原稿受付)

とであった。

引き続き、奥田参与より「ファインセラミックスの開発状況の展望」をテーマに講演して頂いた。日本におけるファインセラミックス市場は、1988年の生産額は1兆800億円規模であり、1990年には1兆2000億円と推定され、その2/3は電子・磁気部材であること、構造用セラミックスのターゲットとしてガスタービン用部材が注目されており、一部の部品についてはかなり実績をあげているが、最も重要なタービンプレードに関して

は、高温環境下における高い強度と信頼性の確保が課題であり、まだ実用化に成功していないこと等の解説がなされた。

見学会は3班に別れ、セラミックスの物性解析装置、構造・機能特性試験装置、構造材料開発のための各種設備等を見学した。高精度、高効率の装置が多数設置されており、ファインセラミックスに関する多様な要求に対応できる体制となつて

いることが伺えた。

技術懇談会ではセラミックスの特性、ガスタービン用部材としてのセラミックス等活発な質疑応答が行われ、参加者の関心の高さが窺えた。

最後に、各設備の紹介とご講演を頂いたファインセラミックスセンター関係者の方々に深く感謝致します。

## ガスタービン秋季講演会（仙台）を終えて

東海大学 田中英穂

今年の秋季講演会は、昨年の金沢から杜の都仙台に場所を移し、11月8日に東北大学青葉記念会館で行われた。今までの秋季講演会では最高の104名の参加者があり、また、講演数も31件と今までの秋季講演会では最も多く、大変に盛会であった。

講演の内容は、圧縮機、タービンの翼列に関して流動解析3件、実験による解析2件、非定常空力特性に関して5件、流れの計測1件、ロータの回転強度、バランシングに関して各1件、また、ガスタービンシステムの開発に関して2件、燃焼器関係では水素ガスタービン用水素吸蔵合金、超音速燃焼器における混合、ライナ冷却の高性能化に関して各1件、噴射弁による燃焼器特性比較1件、予混合型燃焼器の研究2件、低NO<sub>x</sub>燃焼器の開発2件、燃焼器やタービン翼への耐熱材、コーティングに関して3件、タービン翼の熱伝達、冷却に関して2件、ガスタービンサイクル、CAESシステム、ガスタービン動特性の並列処理に関してそれぞれ1件と講演の内容は多岐に亘った。各セッションとも最新の興味深い内容に多数の出席者があり、活発な質疑応答が行われた。

特別講演は、東北大学名誉教授の芹澤長介氏による「東北最古の文化」と題するもので、近郊で出土した石器類から日本の石器時代の歴史を辿る太古のロマンに満ちたお話に参加者一同深く感銘

を受けた。

翌9日には見学会が行われ、午前中は東北大学流体科学研究所、午後はバスで1時間ほど離れた角田の宇宙開発事業団、航空宇宙技術研究所角田支所を見学させて頂いた。参加者は予想を大きく上回る52名の多数に及び、参加者一同は流体科学の研究及びロケット開発の最先端に触れることができ、大いに興味を惹かれた様子であった。

レディースプログラムは、初日は8名の参加者があり、観光バスによる松島観光、2日目が仙台市内と白石の観光と盛沢山で、ご夫人方もそれぞれに楽しまれたようである。

今回は、会場の手配から講演会、懇親会まで何から何まで東北大学の宮司先生に大変にお世話になった。また、見学会に関しては流体科学研究所の神山先生、航技研角田支所の鈴木所長、上条氏、NASDA ロケット開発センターの砂田所長に、レディースプログラムに関しては宮司先生の奥様に、それぞれ大変にお世話になった。本講演会の成功は、これらの方々のご協力なくしては望めるものではなかった。心より御礼を申し上げたい。

また、いつものことながら準備から後始末まで細部にまで行き届いた事務局の裏方のお骨折りにも心より感謝したい。(学術講演会委員会委員長)

(平成2年11月13日原稿受付)

は、高温環境下における高い強度と信頼性の確保が課題であり、まだ実用化に成功していないこと等の解説がなされた。

見学会は3班に別れ、セラミックスの物性解析装置、構造・機能特性試験装置、構造材料開発のための各種設備等を見学した。高精度、高効率の装置が多数設置されており、ファイナセラミックスに関する多様な要求に対応できる体制となつて

いることが伺えた。

技術懇談会ではセラミックスの特性、ガスタービン用部材としてのセラミックス等活発な質疑応答が行われ、参加者の関心の高さが窺えた。

最後に、各設備の紹介とご講演を頂いたファイナセラミックスセンター関係者の方々に深く感謝致します。

## ガスタービン秋季講演会（仙台）を終えて

東海大学 田中英穂

今年の秋季講演会は、昨年の金沢から杜の都仙台に場所を移し、11月8日に東北大学青葉記念会館で行われた。今までの秋季講演会では最高の104名の参加者があり、また、講演数も31件と今までの秋季講演会では最も多く、大変に盛会であった。

講演の内容は、圧縮機、タービンの翼列に関して流動解析3件、実験による解析2件、非定常空力特性に関して5件、流れの計測1件、ロータの回転強度、バランシングに関して各1件、また、ガスタービンシステムの開発に関して2件、燃焼器関係では水素ガスタービン用水素吸蔵合金、超音速燃焼器における混合、ライナ冷却の高性能化に関して各1件、噴射弁による燃焼器特性比較1件、予混合型燃焼器の研究2件、低NO<sub>x</sub>燃焼器の開発2件、燃焼器やタービン翼への耐熱材、コーティングに関して3件、タービン翼の熱伝達、冷却に関して2件、ガスタービンサイクル、CAESシステム、ガスタービン動特性の並列処理に関してそれぞれ1件と講演の内容は多岐に亘った。各セッションとも最新の興味深い内容に多数の出席者があり、活発な質疑応答が行われた。

特別講演は、東北大学名誉教授の芹澤長介氏による「東北最古の文化」と題するもので、近郊で出土した石器類から日本の石器時代の歴史を辿る太古のロマンに満ちたお話に参加者一同深く感銘

を受けた。

翌9日には見学会が行われ、午前中は東北大学流体科学研究所、午後はバスで1時間ほど離れた角田の宇宙開発事業団、航空宇宙技術研究所角田支所を見学させて頂いた。参加者は予想を大きく上回る52名の多数に及び、参加者一同は流体科学の研究及びロケット開発の最先端に触れることができ、大いに興味を惹かれた様子であった。

レディースプログラムは、初日は8名の参加者があり、観光バスによる松島観光、2日目が仙台市内と白石の観光と盛沢山で、ご夫人方もそれぞれに楽しまれたようである。

今回は、会場の手配から講演会、懇親会まで何から何まで東北大学の宮司先生に大変にお世話になった。また、見学会に関しては流体科学研究所の神山先生、航技研角田支所の鈴木所長、上条氏、NASDA ロケット開発センターの砂田所長に、レディースプログラムに関しては宮司先生の奥様に、それぞれ大変にお世話になった。本講演会の成功は、これらの方々のご協力なくしては望めるものではなかった。心より御礼を申し上げたい。

また、いつものことながら準備から後始末まで細部にまで行き届いた事務局の裏方のお骨折りにも心より感謝したい。(学術講演会委員会委員長)

(平成2年11月13日原稿受付)

## 後記

今年もとうとう師走になりました。'90年は会員の皆様にはどのような1年だったでしょうか。今年1年を振り返ってみますと、先の大戦後の世界体制の1つの象徴であった分裂ドイツにいと簡単に終止符を打ったと思っていますと、イラク紛争が勃発し、21世紀に向けて暗い影を落とし始めました。世の中はなかなか静かにならないようです。

さて、12月号は特集記事として「電算機の利用技術」を取り上げました。現代の全ての産業での技術革新は電算機なくしては語れません。これはガスタービンの分野でも例外ではありません。このように身近になった電算機とガスタービンを絡ませた特集は時期を得ている企画であります。ただ、平成元年度6月号で取り上げました数値流体力学は回転翼列というはっきりしたガスタービン構成要素を対象として発展していますが、今回の対象であるCAD, AIあるいはFAなどの技術は機械産業全般を対象とし、特にガスタービンに限ったことではありません。このような状況であくま

でも「ガスタービンの電算利用」という命題に厳密にこだわりますと、かなり内容に制限が加わります。制限時間一杯になるまで、色々意見を交換しあった結果、読者の皆様にガスタービンの枠に留まらず、広い分野で技術を紹介することの方が、今後のガスタービンに参考になり、却って有意義になる場合もあるということになりました。今は本特集記事が読者の方々の何かの参考になることを期待しています。

梅雨の季節に企画を開始し、連日の猛暑の中で何度か暗礁に乗りあげては溜息をついている内に、デッドラインの8月の終わりになってしまいました。そんな中で読者の方々が本当にどのような記事に関心を持っているのか掴めていないもどかしさを感じたりしました。ぜひ皆様の御意見を聞かせて下さい。

最後に筆者の方々に対し、御多忙中にも関わらず執筆を快く引き受けて下さったことを感謝致します。

(荒井正志)

## [ 事務局だより ]

秋が一步步近づいてきたと思ったら、もう木枯らしの吹く季節となり、あの猛暑の夏がウソのようです。早いもので12月号の「事務局だより」を書く時期となり、平成2年、1990年も終わりに近づきました。

私ども事務局は常に先へ先へと行事の企画開催の準備をしているため（ちなみに今は来年、平成3年8月の札幌での学術講演会の準備を手がけています。→会告のページ参照）、一年がアレヨアレヨと思う間に過ぎていってしまう感があります。先日、仙台での秋季講演会も100名を超す参加者を得て盛会裡に終了しましたし、あとは来年のセミナーの無事終了を祈るのみとなりました。

来年は10月に国際会議という大きなイベントを控えています。学術講演会、見学会も例年同様開催を予定していますので、学会誌の会告のページ等学会からのご案内をお見逃しなきようご覧下さい。

平成3年1月1日から、当学会の電話番号、FAX番号に3がつき、下記のように4桁の市内局番になります。どうぞご注意下さい。

平成2年、1990年もそれぞれの人の心に悲喜こもごもの思い出を残しつつ、あと20日足らずで去っていきます。

来るべき1991年が皆様にとりまして平和で穏やかな一年となりますよう祈りつつ、今年最後の“事務局だより”の幕を閉じます。

[A]

平成3年1月1日より  
TEL 03-3365-0095  
FAX 03-3365-0387

## 《GTSJ ガスタービンセミナー（第19回）のお知らせ》

「各応用分野に於けるガスタービンの技術展望」をテーマに、第19回 GTSJ ガスタービンセミナーを下記の通り開催しますので、ふるってご参加下さい。

### 記

1. 日 時：平成3年1月17日(木)、18日(金) 9:35～16:50
2. 会 場：光の家会館 講堂（新宿区市ヶ谷船河原町11 TEL03-260-5028）
3. 主 催：(社)日本ガスタービン学会
4. 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、燃料協会、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、腐食防食学会、計測自動制御学会、日本機械学会、日本材料学会、溶接学会、日本鉄鋼協会、エネルギー・資源学会

### 5. セミナーの仮題および講師予定

1月17日(木)

- (1) ガスタービンの昨日、今日、明日……………日本工業大学 松木正勝 氏
- (2) 自動車用ガスタービンの技術課題と将来……………日産自動車 伊藤高根 氏
- (3) 航空用ガスタービンの技術課題と将来 ……超高速輸送機推進システム技術研究組合 村島完治 氏
- (4) 発電用ガスタービンの技術課題と将来……………日立製作所 漆谷春雄 氏
- (5) 船用ガスタービンの技術課題と将来……………川崎重工業 山本 肇 氏

1月18日(金)

- (6) FUTURE TECHNOLOGY & ENGINES IN P & W  
……UNITED TECHNOLOGIES PRATT & WHITNEY MR.R.MUSSELWHITE
- (7) 宇宙推進用エアブリージングエンジンの技術課題と将来……………航技研 能瀬弘幸 氏
- (8) 産業用小型ガスタービンの技術課題と将来……………新潟鉄工所 木村和男 氏
- (9) ガスタービン高温化の技術課題と将来……………三菱重工業 青木素直 氏
- (10) ガスタービン用燃焼技術の技術課題と将来……………東京電力 原 之義 氏

### 6. 参加要領

#### (1) 参加費（資料代含む）

- ◆ 主催および協賛団体正会員  
2日間 25,000円, 1日のみ 18,000円
- ◆ 学生会員 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 TEL03-365-0095  
郵便振替番号 東京7-179578

## 《平成3年度 学術講演会のお知らせ》

平成3年度は下記の予定で学術講演会を開催致します。多数の方々の参加と、研究発表をお願い致します。来年は、初めての企画としてオーガナイズド・セッションを設けますので、テーマに関連した研究をしておられる方は、今からご予約おきください。

### (1) 第19回ガスタービン定期講演会

(共催 日本ガスタービン学会 (幹事学会) 日本機械学会)

開催日 平成3年5月31日(金)

会場 機械振興会館 (東京・芝公園内)

募集論文 一般講演のセッション

の内容 ガスタービン及び過給機ならびにそれらの応用に関連する理論及び技術を扱ったもの。ガスタービン本体のみならず、補機・付属品、ガスタービンを含むシステム及びユーザーの使用実績等も歓迎。

オーガナイズド・セッション

下記のテーマに関連するもの。

(1) 自動車用ターボチャージャ

オーガナイザ 吉識晴夫 (東大生研)

(2) 有害排気対策

オーガナイザ 田丸 卓 (航技研)

講演者 本会会員もしくは日本機械学会会員。1名1題目に限る。

申込方法 郵便はがきもしくは葉書大の用紙に「第19回ガスタービン定期講演会講演申込」と題記して下記事項記入の上、学会事務局宛申し込むこと。

申込後の講演題目の変更、講演者・連名者の変更は受け付けない。

(a)講演題目 (b)著者氏名 (連名の場合は講演者に○印) 及び勤務先 (c)所属学会・会員資格 (d)連絡先 (e)100-200字程度の概要

申込先：〒160 新宿区西新宿7-5-13第3工新ビル402

日本ガスタービン学会事務局

なお、応募論文内容は最近の研究で未発表のもの。一部既発表部分を含む場合は未発表部分が主体となるものに限る。

申込締切 平成3年1月31日(木)必着

提出原稿 (1) 執筆要項により作成。1292字詰原稿用紙2~8ページ。

(2) 提出期限 平成3年4月12日(金)

(3) 講演発表の採否は両学会において決定。

学会誌等への投稿 (1) 原稿執筆要領に記載の要件を満たす学会会員の講演論文は、著者の希望により講演会終了後に技術論文原稿として受理され、校閲を経てガスタービン学会誌に掲載される。

(2) 機械学会会員(講演者)で日本機械学会の出版物(論文集及びInternational Journal)への投稿希望者は、日本機械学会所定の手続きを経て投稿ができる。

## (2) 第6回ガスタービン秋季講演会(札幌)

(共催 日本ガスタービン学会(幹事学会) 日本機械学会)

開催日 平成3年8月26日(月)

会場 北海道大学学術交流会館(北大構内)

内容 一般講演・特別講演・オーガナイズド・セッション  
オーガナイズド・セッションのテーマ

(1) 新素材

(2) 数値解析

申込締切 平成3年4月26日(金)

原稿締切 平成3年7月15日(月)

見学会は8月27日(火)に実施しますが、詳細は後程お知らせ致します。

### 《GTSJ 第15期委員》

#### 総務委員

赤池 志郎(神奈川工大)	秋山 算甫(IHI)	有賀 一郎(慶大)
井坂 信一(荏原)	今井 鉄(日立)	酒井 俊道(東理大)
藤川 泰雄(日産)	真下 俊雄(明大)	森田 光男(航技研)
山根 隆一郎(東工大)	河田 康男(三菱重工)	

#### 企画委員

阿部 裕幸(機械技研)	植草 久雄(荏原)	岡村 隆成(東芝)
加藤 利夫(新潟鉄工)	小森 豊明(三菱重工)	千葉 薫(IHI)
土屋 利明(東電)	益田 重明(慶大)	丸山 史朗(三井造船)
山本 孝正(航技研)		

#### 編集委員

荒井 正志(川崎重工)	伊佐治 強彦(三井造船)	井上 誠(小松)
大泉 治朗(デンソー)	柏木 武(IHI)	黒田 倫夫(日立)
小島 民生(東電)	佐々木 誠(航技研)	長島 利夫(東大)
水木 新平(法大)	森下 光(トヨタ)	渡辺 英人(中電)

#### 生産統計作成委員

本間 友博(東芝)	青木 千明(IHI)	池上 寿和(三菱重工)
石川 庄一(日立)	臼井 俊一(NKK)	駒形 正敏(新潟鉄工)
杉浦 裕之(川崎重工)	富岡 信(三菱重工)	村尾 麟一(青学大)
八島 聡(IHI)	吉識 晴夫(東大)	綿貫 一男(IHI)

#### 学術講演会委員

田中英穂(東海大)	荒木 達雄(東芝)	有賀 一郎(慶大)
川口 修(慶大)	佐々木 誠(航技研)	佐々木 正史(日産)
大宮司 久明(東北大)	永野 三郎(東大)	永野 進(IHI)
高橋 進(三菱重工)	真下 俊雄(明大)	和田 正倫(日立)

#### 地方委員

高原 北雄(名大)	上野 斌(日立造船)	大泉 治朗(デンソー)
大内 一紘(三菱重工)	大塚 新太郎(福井工大)	須 鎗 護(神戸製鋼)

## (2) 第6回ガスタービン秋季講演会(札幌)

(共催 日本ガスタービン学会(幹事学会) 日本機械学会)

開催日 平成3年8月26日(月)

会場 北海道大学学術交流会館(北大構内)

内容 一般講演・特別講演・オーガナイズド・セッション  
オーガナイズド・セッションのテーマ

(1) 新素材

(2) 数値解析

申込締切 平成3年4月26日(金)

原稿締切 平成3年7月15日(月)

見学会は8月27日(火)に実施しますが、詳細は後程お知らせ致します。

### 《GTSJ 第15期委員》

#### 総務委員

赤池 志郎(神奈川工大)	秋山 算甫(IHI)	有賀 一郎(慶大)
井坂 信一(荏原)	今井 鉄(日立)	酒井 俊道(東理大)
藤川 泰雄(日産)	真下 俊雄(明大)	森田 光男(航技研)
山根 隆一郎(東工大)	河田 康男(三菱重工)	

#### 企画委員

阿部 裕幸(機械技研)	植草 久雄(荏原)	岡村 隆成(東芝)
加藤 利夫(新潟鉄工)	小森 豊明(三菱重工)	千葉 薫(IHI)
土屋 利明(東電)	益田 重明(慶大)	丸山 史朗(三井造船)
山本 孝正(航技研)		

#### 編集委員

荒井 正志(川崎重工)	伊佐治 強彦(三井造船)	井上 誠(小松)
大泉 治朗(デンソー)	柏木 武(IHI)	黒田 倫夫(日立)
小島 民生(東電)	佐々木 誠(航技研)	長島 利夫(東大)
水木 新平(法大)	森下 光(トヨタ)	渡辺 英人(中電)

#### 生産統計作成委員

本間 友博(東芝)	青木 千明(IHI)	池上 寿和(三菱重工)
石川 庄一(日立)	臼井 俊一(NKK)	駒形 正敏(新潟鉄工)
杉浦 裕之(川崎重工)	富岡 信(三菱重工)	村尾 麟一(青学大)
八島 聡(IHI)	吉識 晴夫(東大)	綿貫 一男(IHI)

#### 学術講演会委員

田中英穂(東海大)	荒木 達雄(東芝)	有賀 一郎(慶大)
川口 修(慶大)	佐々木 誠(航技研)	佐々木 正史(日産)
大宮司 久明(東北大)	永野 三郎(東大)	永野 進(IHI)
高橋 進(三菱重工)	真下 俊雄(明大)	和田 正倫(日立)

#### 地方委員

高原 北雄(名大)	上野 斌(日立造船)	大泉 治朗(デンソー)
大内 一紘(三菱重工)	大塚 新太郎(福井工大)	須 鎗 護(神戸製鋼)

高木圭二(三井造船)	沢田照夫(岡山理大)	難波昌伸(九大)
星野昭史(川崎重工)	水谷幸夫(阪大)	村田 暹(豊田工大)
<b>調査研究委員</b>		
田村敦宏(航技研)	青木素直(三菱重工)	荒川忠一(東大)
井上雅弘(九大)	児玉秀和(IHI)	小林 正(東芝)
井上建二(航技研)	鹿野芳雄(日立)	大宮司久明(東北大)
藤 秀実(IHI)	永山猛彦(三菱重工)	橋本啓介(川崎重工)
橋本雅方(三井造船)	渡辺紀徳(農工大)	
<b>Bulletin 編集委員</b>		
能瀬弘幸(航技研)	吾孫子安史(川崎重工)	伊佐治強彦(三井造船)
板原寛治(IHI)	高橋 進(三菱重工)	高村東作(日産)
水木新平(法大)	山本孝正(航技研)	和田正倫(日立)

### 入会者名簿

#### 正会員

児島慶享(日立)	寄高 進(三井造船)	森分俊彦(三井造船)
宮崎 昭 <small>(北陽エシテ)</small>	柴田万寿太郎 <small>(早立リョウ)</small>	森 昌植(三井造船)
馬場 進(中国電力)	長屋喜一(日立造船)	久松 暢(電中研)
河原史朋(三井造船)	朴 炳植(大阪大)	目黒直次(大同特殊鋼)
狭間隆弘(石川島播磨)	小野里 久(石川島播磨)	鳥取茂機(石川島播磨)
川上 明(石川島播磨)	弓手良行(石川島播磨)	田代秀明(東芝)
小林隆裕(東芝)	林 誠司(自動車研)	趙 明濟(韓国動力資源研)
藁元 燮(大有工業大)	山本 誠(東理大)	内海亮二(三菱重工)
増間輝昭(東京ガス)	岡本洋三(東京ガス)	秋山哲郎(東京ガス)
片倉和人(新日鐵)		

#### 学生会員

野澤利明(神奈川工大)	瀬下龍之(筑波大)	塚本 稔(東理大)
-------------	-----------	-----------

#### 賛助会員

日本バーンズ(株)	富士通(株)	日本アイ・ビー・エム(株)
-----------	--------	---------------

### 本会協賛・後援行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問い合わせ先
第31回航空原動機に関する講演会	平成3年2月8日(金) 川崎重工業明石研修センター	日本航空宇宙学会 TEL 03-501-0463
'91新素材展(第7回)	平成3年5月28日(火)~31日(金) 幕張メッセ	日本経済新聞社 材料連合フォーラム
'90航空ビジョン講習会	平成3年3月1日(金) 航空宇宙技術研究所	航空宇宙技術研究所 TEL 0422-47-5911

高木圭二(三井造船)	沢田照夫(岡山理大)	難波昌伸(九大)
星野昭史(川崎重工)	水谷幸夫(阪大)	村田 暹(豊田工大)
<b>調査研究委員</b>		
田村敦宏(航技研)	青木素直(三菱重工)	荒川忠一(東大)
井上雅弘(九大)	児玉秀和(IHI)	小林 正(東芝)
井上建二(航技研)	鹿野芳雄(日立)	大宮司久明(東北大)
藤 秀実(IHI)	永山猛彦(三菱重工)	橋本啓介(川崎重工)
橋本雅方(三井造船)	渡辺紀徳(農工大)	
<b>Bulletin 編集委員</b>		
能瀬弘幸(航技研)	吾孫子安史(川崎重工)	伊佐治強彦(三井造船)
板原寛治(IHI)	高橋 進(三菱重工)	高村東作(日産)
水木新平(法大)	山本孝正(航技研)	和田正倫(日立)

### 入会者名簿

#### 正会員

児島慶享(日立)	寄高 進(三井造船)	森分俊彦(三井造船)
宮崎 昭 <small>(北陽エシテ)</small>	柴田万寿太郎 <small>(早立リョウ)</small>	森 昌植(三井造船)
馬場 進(中国電力)	長屋喜一(日立造船)	久松 暢(電中研)
河原史朋(三井造船)	朴 炳植(大阪大)	目黒直次(大同特殊鋼)
狭間隆弘(石川島播磨)	小野里 久(石川島播磨)	鳥取茂機(石川島播磨)
川上 明(石川島播磨)	弓手良行(石川島播磨)	田代秀明(東芝)
小林隆裕(東芝)	林 誠司(自動車研)	趙 明濟(韓国動力資源研)
藁元 燮(大有工業大)	山本 誠(東理大)	内海亮二(三菱重工)
増間輝昭(東京ガス)	岡本洋三(東京ガス)	秋山哲郎(東京ガス)
片倉和人(新日鐵)		

#### 学生会員

野澤利明(神奈川工大)	瀬下龍之(筑波大)	塚本 稔(東理大)
-------------	-----------	-----------

#### 賛助会員

日本バーンズ(株)	富士通(株)	日本アイ・ビー・エム(株)
-----------	--------	---------------

### 本会協賛・後援行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問い合わせ先
第31回航空原動機に関する講演会	平成3年2月8日(金) 川崎重工業明石研修センター	日本航空宇宙学会 TEL 03-501-0463
'91新素材展(第7回)	平成3年5月28日(火)~31日(金) 幕張メッセ	日本経済新聞社 材料連合フォーラム
'90航空ビジョン講習会	平成3年3月1日(金) 航空宇宙技術研究所	航空宇宙技術研究所 TEL 0422-47-5911

高木圭二(三井造船)	沢田照夫(岡山理大)	難波昌伸(九大)
星野昭史(川崎重工)	水谷幸夫(阪大)	村田 暹(豊田工大)
<b>調査研究委員</b>		
田村敦宏(航技研)	青木素直(三菱重工)	荒川忠一(東大)
井上雅弘(九大)	児玉秀和(IHI)	小林 正(東芝)
井上建二(航技研)	鹿野芳雄(日立)	大宮司久明(東北大)
藤 秀実(IHI)	永山猛彦(三菱重工)	橋本啓介(川崎重工)
橋本雅方(三井造船)	渡辺紀徳(農工大)	
<b>Bulletin 編集委員</b>		
能瀬弘幸(航技研)	吾孫子安史(川崎重工)	伊佐治強彦(三井造船)
板原寛治(IHI)	高橋 進(三菱重工)	高村東作(日産)
水木新平(法大)	山本孝正(航技研)	和田正倫(日立)

### 入会者名簿

#### 正会員

児島慶享(日立)	寄高 進(三井造船)	森分俊彦(三井造船)
宮崎 昭 <small>(北陽エシテ)</small>	柴田万寿太郎 <small>(早立リョウ)</small>	森 昌植(三井造船)
馬場 進(中国電力)	長屋喜一(日立造船)	久松 暢(電中研)
河原史朋(三井造船)	朴 炳植(大阪大)	目黒直次(大同特殊鋼)
狭間隆弘(石川島播磨)	小野里 久(石川島播磨)	鳥取茂機(石川島播磨)
川上 明(石川島播磨)	弓手良行(石川島播磨)	田代秀明(東芝)
小林隆裕(東芝)	林 誠司(自動車研)	趙 明濟(韓国動力資源研)
藁元 燮(大有工業大)	山本 誠(東理大)	内海亮二(三菱重工)
増間輝昭(東京ガス)	岡本洋三(東京ガス)	秋山哲郎(東京ガス)
片倉和人(新日鐵)		

#### 学生会員

野澤利明(神奈川工大)	瀬下龍之(筑波大)	塚本 稔(東理大)
-------------	-----------	-----------

#### 賛助会員

日本バーンズ(株)	富士通(株)	日本アイ・ビー・エム(株)
-----------	--------	---------------

### 本会協賛・後援行事

会 合 名	開催日・会場	詳細問い合わせ先
第31回航空原動機に関する講演会	平成3年2月8日(金) 川崎重工業明石研修センター	日本航空宇宙学会 TEL 03-501-0463
'91新素材展(第7回)	平成3年5月28日(火)~31日(金) 幕張メッセ	日本経済新聞社 材料連合フォーラム
'90航空ビジョン講習会	平成3年3月1日(金) 航空宇宙技術研究所	航空宇宙技術研究所 TEL 0422-47-5911