



技術の進歩

東京理科大学 須之部 量 寛

私はウサギどしである。自分の干支が6回目ともなるとお世辞にもナウイなど云って頂けるカテゴリーにはない。従って書くこともそんな類であることをお許しいただきたい。西独に行く人がよく立寄る町にローテンブルグがある。市庁舎前の広場に面しておもちゃ屋があるので入ってみたら4本のローソクに火をつけて上方の羽根車を回し下方の人形を動かす玩具があった。日本の回り灯籠にくらべてはるかにガスタービンに近い形をしているので早速買いこんで試してみた。ローソクがつくる上昇気流で面白いようによく回りタービンエンジンの原理を示す模型としてまことに適切であるが、そのうち薄い木片を組合せたタービン翼が焦げはじめた。“タービン翼の耐熱性は極めて大切である”ということまで教えてくれる。売場の中央には高さ数メートルの大きなのが飾ってあったから昔は暖炉の火でも使って多少の仕事をさせていたのだろう。火から直接的に回転動力を得たい願望は以前からあった。我国では昭和25年頃から数社で開発が始まり500馬力位の試作機がつくられた。途上で外国から教えて貰った点多多あるにせよ今日ではコンバインドサイクルとして単機15万KWの発電装置がつくれ、信頼性も電力のベースロードを負うまでに高まっている。30年もすると大変な進歩をするものである。大きい方から小さい方へ適用範囲を拡げた例をみよう。私は30年ほど前にマルセーユから50日かけて帰国したことがある。いまどきこんな悠長なまねはしたくてもできないが当時の出張規定が呑気な旅をさせたのである。乗船したのは三井船舶㈱の宝永山丸で主機はB B社の排気タービン過給機を付けた2サイクルディーゼルエンジンだった。船用機用のターボ過給が普及しはじめたばかりの頃だったので珍らしく毎日機関室にもぐりこんで運転実習のようなことをして過したが、そのターボたるや風呂桶位はある鑄鉄のかたまりで何とも重量感

にあふれる代物だった。主機のシリンダ3本から出る排気を1個のタービンに流すのだから大きいのは当然とは云うものの、これが変身して小さくなると乗用車のスマートなターボになるとは一寸考えにくい違いである。くどいようだが卓上電算機に触れておこう。昭和40年頃にはそのはしりが世に出ていた。菓子箱位の大きさで目玉のようなネオンランプを並べて数字を示していた。20万円もするのに四則演算ができるだけでメモリーも2個しかない。それでも在来の機械式計算機に較べれば早くて静かで画期的な製品として歓迎された。今日ではポケコンに姿を変えているが機能に対する価格の比で較べたら何倍優れているのか見当がつかない。このように一見別物と思われるほど進化分派しても原理的には同じものは多い。関連する工学と技術の進展のもたらす結果である。自然科学の進歩が時間(年月の経過)に比例するとすると、それを利用する技術は時間の2乗に比例して進み、技術の進歩が社会に与える影響は3乗となるとの説を聞いたことがあるがそうかも知れない。私は技術者をめざす学生に接しているのでこの変化の早い時代に何を学ぶべきかを問はれることがあるが、要は本質に戻って考える能力を備えることで、その為には基本的な工学をマスターするのが先決と答えている。彼等は我々の育った手回し計算機の時代とは違った環況にあるには相違ないがまず基礎を固めることの重要性は同じである。従って大学における教育内容がそんなに変わるとは思っていないが、一旦世に出て技術の応用を主体とする実社会に入ったら様相は一変する。そこでは早いテンポで進む世相に歩調を合せて脱皮して行かなければならない。これは絶えず工学、技術の先端を吸収してゆくことであり、修得の忙しさは年と共に甚しくなるように思う。社会における高度な研修や専門知識の交換がますます重要視される時に当って本学会がエンジニアの育成に大きく貢献するよう願ってやまない。

(昭和62年1月20日原稿受付)

航空宇宙技術研究所 三好 甫
航空宇宙技術研究所 田村 敦宏

1. 数値シミュレータ計画

航空技術の研究分野においては、計算機の創世期このかた研究開発に必要な物理現象の解明に数値計算の使用が試みられてきた。航空宇宙技術研究所（以下航技研と略称する）においても、昭和35年に主力計算機が導入され、差分法および有限要素法の基礎的研究とそれらの簡単な現象への応用が始められた。その後、主力計算機の性能は目覚しく向上したが、それに連動して、航技研の計算研究も発展し、昭和40年代には差分法、特性曲線法による2次元オイラー流れ等の計算、有限要素法による薄板、殻構造の振動解析および座屈解析法が行われた。

差分法による空気力学計算（以下CFDと略記する）は昭和50年代になると、Murman & Cole）の遷音速翼型の計算成功以降の米国におけるCFDの急激な発展と航技研が富士通^株と共同開発した我が国で初めてのベクトル計算機（ベクトル計算を高速に実行するように仕立てられた計算機で現在スーパーコンピュータといわれているのは全てこの形式の計算機である）FACOM-230-75APが昭和52年に航技研計算センタに導入されたこと*に刺激されて急激に発展し、CFDで使用する数学モデルの正確さもポテンシャル方程式からオイラ方程式およびレイノルズ平均ナビエストックス（NS）方程式へと向上した。

また、計算対象も航空機の翼型のように簡単なものから主翼、主翼—胴体結合体、航空機エンジンの翼列、ダクト、燃焼器および空気取入れ口等へと拡大し、複雑化した。

ここに至って、数値計算の動機は初期の理論的興味によるものから、航空機等の研究開発に必要な設計データ等の取得及び複雑な現象の数値実験

による解明を目的としたものへと移行し、数値計算は数値シミュレーションと意識的に呼ばれるようになった。構造力学計算についても事情は同様である。

航技研における数値シミュレーション技術の発展とFACOM-230-75APの使用経験による数値シミュレーションにおけるスーパーコンピュータの有効性への確信に基づき、航技研は昭和53年、数値シミュレータ計画を企画した。この計画の目的は以下のとおりである。

(1) 1GFLOPS**以上の計算能力をもつスーパーコンピュータの可能性を計算機メーカーと検討し、開発を指導すること。

この目的は航技研と富士通との検討の中からVP400が開発されたことおよび航技研と日本電気の検討がSX開発の動機となったことにより達成された。

(2) 1GFLOPS以上の性能をもつスーパーコンピュータを中核とする数値シミュレータシステムを航技研に導入し、産学官協力のもとに、我が国の数値シミュレーション技術の向上を図ること。

この目的は昭和62年2月から航技研数値シミュレータが運用開始されることにより達成されよう。

(3) 航空宇宙技術の研究開発に必要な数値シミュレーション用ソフトウェアを系統的に開発し、開発ソフトウェアの検証を風洞等の各種試験設備を用いて行うこと。

この目的のためのデータベースシステム計画が現在進行中である。

* 航技研に導入された230-75APのバックアップマシンはその後原子力研究所と富士通の共同研究において原子力研究におけるベクトル計算機の有効性の立証に使用された。

** 1GFLOPS=1秒間に 10^9 回浮動小数点演算を行う計算機の能力

（昭和62年2月2日原稿受付）

(4) 数値シミュレーション技術には、

I) 設計に関するパラメトリックスタディが可能であり、これを用いた高レベルの予備設計が可能となる。

II) 研究開発の対象となる現象の詳細なデータが取得可能である。

III) 新しい着想の容易な検証と育成が可能となる。

IV) 実験、試験が困難な現象の検討が可能となる。

等、従来の実験、試験手法にはない利点が数多くあり、これらの利点を100%使いこなすことにより、我が国の航空宇宙技術研究開発力を向上させること。

この目的のため航技研は航空機およびエンジンメーカーとそれぞれ共同研究を行っている。その一環としてYXXの空力設計のための数値シミュレーションを行っておりその成果は米国においても先端的なものとして高い評価を受けている²⁾³⁾。

スーパーコンピュータを導入し、数値シミュレーション技術の向上を図ることの重要性は欧米諸国の航空宇宙技術研究開発機関と企業においても認識されており1980年を境にスーパーコンピュータは欧米諸国の航空宇宙研究開発現場に続々と設置され始めた。

特に米国は航空宇宙技術とスーパーコンピュータの研究開発における米国の指導権を今後とも継続的に保持し続けることを目的として、NASA傘下の各研究機関にスーパーコンピュータを導入した。さらに、これらの頂点に立つスーパーコンピュータシステムをNASA Ames R.C.に設置し、同研究所に世界で最高性能をもつスーパーコンピュー

タシステムを設置しようというこの計画はNAS*計画といわれている。

表1に欧米航空宇宙技術研究開発機関および企業に設置されたスーパーコンピュータの一覧を示す。また表2に現在、開発されているスーパーコンピュータの一覧を示す。

以下、この小論では昭和62年2月に航技研で運用開発される数値シミュレータシステムの概要とCFDの実行におけるその性能および数ある数値シミュレータの応用分野のうち航空エンジンの空力的研究開発に必要な内部流CFDに関する航技研の研究動向について解説することにする。

* NAS= Numerical Aerodynamic Simulator の略。

表1. スーパーコンピュータを導入した海外航空宇宙技術研究開発機関

機 関 名	機 種 名	導入時期
NASA エームズR.C (米)	CRAYX-MP/48*	1986
	Cyber 205	1984
	CRAY-2	1985
NASA ラングレーR.C (米)	Cyber 205	1980
	CRAY-1S	1982
NASA ルイスR.C (米)	CRAYX-MP/24	1985
AFWL (米)	CRAY-1S	1980
AEDC (米)	CRAY-1M	1984
DFVLR (独)	CRAY-1S	1983
ONERA (仏)	CRAY-1S	1983
R. A. E. (英)	CRAY-1S	1984
Boeing社 (米)	CRAY-1S	1980
	CRAY-1S	1984
Grumman社 (米)	CRAY-1S	1981
	CRAY-1M	1983
Lockeed社 (米)	CRAY-1S	1983
	CRAYX-MP/24	1984
Rockwell社 (米)	CRAYX-MP/12	1984
BAE社 (英)	CRAYX-MP	
M. Douglas社 (米)	CRAYX-MP/14	1986
Saab社 (スウェーデン)	CRAY-1S	1983
NLR (オランダ)	機種決定	1987

* /48 最初の数字4は、CPU4台構成を示し、2番目の数字8は、8MW(64bit)付を意味する。

表2. スーパーコンピュータ性能概略一覧

機 種 名	モ デ ル 名	会 社 名	最大演算速度(単位:GFLOPS)				最大主記憶量(単位:MB)			
VPシリーズ	50, 100, 200, 400	富士通	0.14	0.285	0.57	1.14	128	128	256	256
S 810シリーズ	5, 10, 20	日立製作所	0.16	0.315	0.63		128	128	256	
SXシリーズ	1E, 1, 2	日本電気	0.285	0.57	1.3		128	256	256	
CRAY XMPシリーズ	1, 2, 4	クレイ社	0.21	0.42	0.84		64	128	128	
CRAY-2	—	クレイ社	1.95				2000			
Cyber 205	—	CDC社	0.4(64bit)	0.8(32bit)			64			

* MB=百万バイト=百万字を表す主記憶量の単位

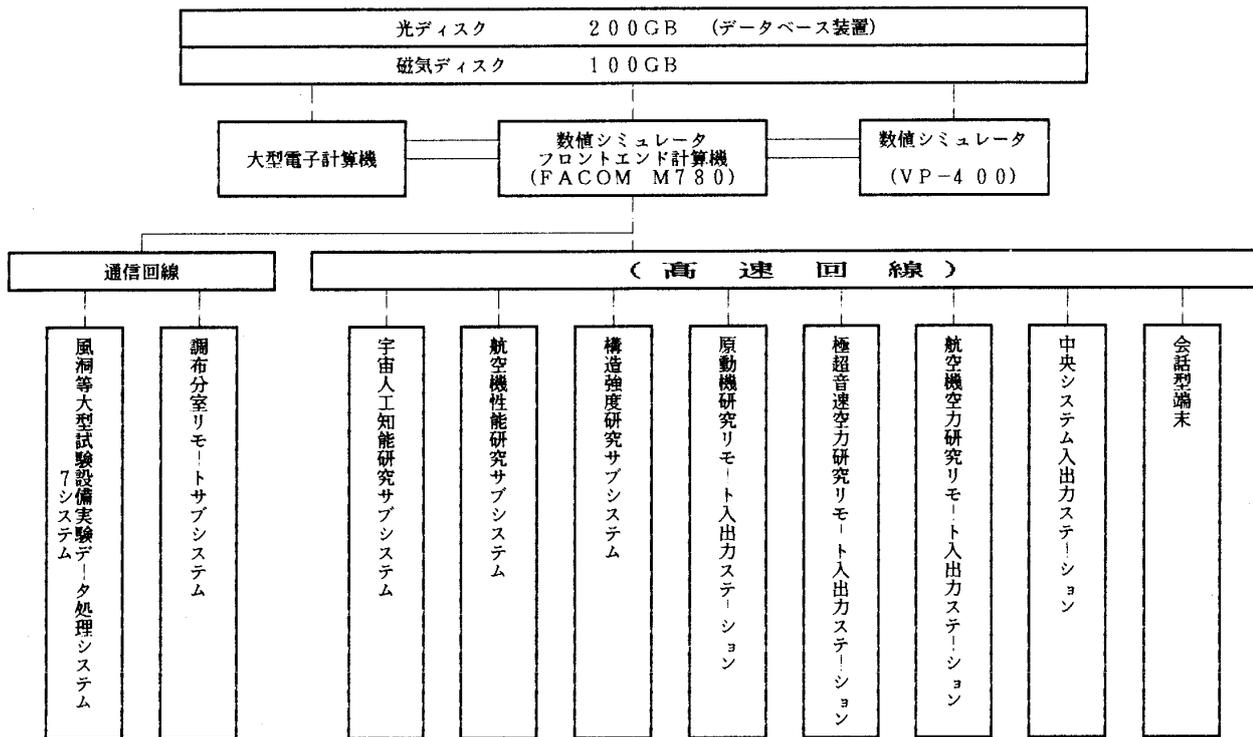


図1. 数値シミュレータ(大型電子計算機システムを含む)構成概念図

2. CFDと数値シミュレータシステム

2.1 数値シミュレータシステムの概要 数値シミュレータシステム構築に際しては、既設の大型電子計算機システムと有機的に結合して1つの数値シミュレータシステムとなるようにシステム構成を決定した。システム構成概念図を図1に示し主要部分の説明を簡単に行う。

〔数値シミュレータ〕 当面、主記憶256MB、ピーク性能1.14GFLOPSのFACOM VP-400を使用する。航空機全機対象のCFDのような大規模数値シミュレーションを実行する。

〔数値シミュレータフロントエンド計算機〕 主記憶128MB、処理性能45MIPS(=1秒間に4500万回命令を実行する計算機の能力)のFACOM M780/10を当面使用する。VP-400, 大型電子計算機で実行されるジョブの前後処理および会話型処理を実行する。また、データベースマネージャ, システムマネージャとしての役割を果たす。

2.2 CFDに使用される種々の数学モデル 数値シミュレーションでは算出データに要求される精度の高低に対応した数学モデルを選び効率的にデータを取得できるという特徴がある。内部流CFDで使用される数学モデルは仮定の多い順に以下

のとおりである。

I) ポテンシャル方程式; 流れが非粘性かつ渦なしであることを仮定して導かれる。粘性の効果が無視できて、衝撃波があっても弱い場合に良い近似を与える。

II) オイラ方程式; 流れが非粘性であることを仮定して導かれる。

III) レイノルズ平均NS方程式; 厳密な方程式に乱流のレイノルズ平均モデルを仮定することにより導かれる。大きな剥離がない流れではこのモデルは高い精度をもつ。

I), II), III)と全く異なる観点から導かれた数学モデルIV)がある。

IV) 放物化NS方程式; 流れに主流方向が存在して既知であり、主流方向に拡散がないことを仮定して厳密方程式から導かれる。このモデルは流れに剥離がない場合は良いモデルである。

これ迄の内部流CFDでは計算機の数値と主記憶量の制限のためI), II)およびIV)が使用されてきた⁴⁾⁵⁾が今後はIII)が実用化され、数値シミュレーションにより算出されるデータの精度は飛躍的に高まることになろう。航技研数値シミュレータの処理能力と主記憶量はIII)を実用化し、III)よりさらに

高精度な数学モデルに対する研究的数値シミュレーションを実行するように設定されたものである。

2.3 数値シミュレータのCFD実行性能 現在、最高速のスーパーコンピュータのピーク性能は1~2GFLOPSに達している。この性能は高速汎用計算機、例えばFACOM M380の100倍以上の性能である。しかしながらピーク性能というのは理論的な値であって実際の計算では実現しえないのが通常である。従って汎用計算機の100倍の性能を単純に期待したスーパーコンピュータ利用者は裏切られることになる。

スーパーコンピュータはまたベクトル計算機ともいわれていることから分かるようにその高性能を科学技術計算に高頻度で出現するベクトル計算を演算パイプラインを用いて高速化することにより得ている。ベクトル加算 $A_i = B_i + C_i \quad i=1, 2 \dots N$ に対する演算パイプラインというのは加算をいくつかの部分演算に分解し、部分演算毎に演算器を作り、この演算機を自動車の組立てラインのように並べて構成する。このパイプラインにオペランドの組を次々と流し込むようにすればパイプラインが一杯になった後は部分演算の実行時間毎に結果 A_i が $i=1, 2 \dots N$ と求まる。パイプライン演算の速度は通常の計算機の演算速度の10~20倍に達する。ベクトル乗算等についても同様である。さらに、この加算、乗算、除算等の演算パイプラインをそれぞれ2~4本束ねて多重化し、乗算、加算等が同時に実行できるようにすればベクトル演算に対して通常の計算機の百数十倍に達するスーパーコンピュータが構成できる。もちろん演算器が速いだけでは駄目で、演算器が空回りしないようにデータを供給し、継続的にベクトル命令を発信する必要がある。そのため、主記憶構成、高速大容量レジスタ、主記憶制御、命令制御、スカラ演算ユニットとベクトル演算ユニットの連結方式等、技術の粋をこらした設計が行われている。

しかしながら、スーパーコンピュータの弱点もまたこの高速化技術にある。スーパーコンピュータで実行するプログラムおよび計算法がこの高速化技術に適合しなければ、計算機の高速度性は全く発揮されない。即ち、数値シミュレーションにおいてベクトル計算の割合が少ない、種々の原因で複数のパイプライン演算器が並列に動かない等の

簡単な理由でスーパーコンピュータの性能は劇的に低下する。幸い、2.2で述べた種々のCFDに関する数学モデルの代表的計算法は、

- I) 陽解法は手を加える必要無
- II) SOR法はボリュームチェッカボードに変形
- III) SLOR法はZEBRA計算法に変形
- IV) IAF法はSimultaneous Recursion法等によりスーパーコンピュータに最適の計算法となるので、プログラムの配列データの構造およびプログラム手続きの流れの制御等がハードウェア高速化技術に背馳しないようプログラム技術を駆使すれば、スーパーコンピュータの高速度性を最高度に発揮するCFDコードが開発できる。表3は、

表3. FLO22主翼廻りポテンシャル流れの計算

単位：秒

FACOM M380	FACOM VP 200	FACOM VP 400	備 考
455.4	112.1		プログラム変更なし
459.3	64.2		プログラムベクトル化のため変更
458.2	24.6	15.5	SLORをZEBRA-IIに変更
425.3		9.4	ZEBRAプログラムの高速化とVP400コンパイラ採用
682.0	29.5	17.9	SLORをボリュームチェッカボードに変更
649.6	20.7	13.7	上記プログラムの高速化版とVP400用コンパイラ採用

世界的に著名なCFDコードFLO22(ソースリストが公表されている)の種々の高速化技術とその成果を示したものである。計算対象は航空機主翼廻りのポテンシャル流の差分法による数値シミュレーションであって格子点数は192*25*32である。

表中のZEBRA-II計算法はオリジナルのSLOR法と収束速度、適用範囲、精度が殆んど等しい計算法である。これに対してはボリュームチェッカボード法はSLOR法に対して精度は殆んど等しいが、適用範囲がせまい。又、収束速度が遅いため反復回数が多く、時間がかかる等の欠点がある。表3のZEBRA-IIによる9.4秒というのはオリジナルの48倍の高速度性であり、世界最高の速度である。表3は全てFACOM M380を基準にしてあるが比較のため同じ計算を他の汎用計算機で実行した結果を参考迄に示す。CRAY-1(399秒;三菱総研)、

HITAC 280-H (588秒;日立製作所), ACOS1000 (578秒;日本電気)がこの中は計算を実行した組織名である。なお、同じFLO22を用いて、主翼廻りのポテンシャル流を少ない格子点で実行した場合のIBM 3081-DとFACOM M380の比較を示すとM380で87秒かかった計算がIBMで307秒であった。この計算の実行は三菱重工業(株)によるものである。オイラ方程式およびレイノルズ平均NS方程式を用いたCFDに関する数値シミュレータの性能は以下のとおりである。2次元オイラー方程式のデントン法(陽解法)による計算(格子点は 256×42)ではM380で1691.1秒かかったものが、VP-400で26.95秒(M380の約63倍の性能)VP-200で42.66秒(M380の約40倍の性能)の計算時間である。

レイノルズ平均NS方程式を用いたIAF-LU分解法による主翼廻りの流れの計算(格子点は $121 \times 31 \times 31$)ではM380で1603.1秒かかったものがVP-400で25.62秒(M380の約63倍の高速性),VP-200で70.7秒(M380の約23倍の高速性)の計算時間である。これらの高速性は全て実用計算において世界の最高を行くものであり、米国においてもこの事実は日本のスーパーコンピュータの優秀性を示すものとして認められている。特にレイノルズ平均NS方程式のIAF-LU分解コードは現在すでにYXX計画の空力設計に重要な役割を示しており、数値シミュレータの性能が現在の10~100倍に達した場合の数値シミュレータの航空技術へのインパクトの大きさが楽しみになるゆえんである。

3. 航技研における内部流CFDの現状と近未来計画

前述のように実行性能的にも世界的水準のスーパーコンピュータの導入と、数値計算法の進歩による計算効率の向上とが相伴って、いよいよ数値シミュレーション技術は実用技術へむけて大きく進展することになる。航技研ではかねてより航空機の翼胴まわりの流れの数値シミュレーションの研究が盛んに行われ、数多くの実績をあげてきた。一方、航空エンジン要素内部の流れの数値シミュレーションの組織的研究も開始からはや8年が経過した。この間、ポテンシャルあるいはオイラーの方程式に基づく二、三次元非粘性翼列流れや二次元翼列の逆解法、三次元空気取り入れ口まわり

の流れの解析を実施するソフトウェアが開発されている。一方で、特に内部流れで問題となる粘性の影響を含めた数値シミュレーションソフトとして、三次元ダクト流れソフトを始めとして、N.S.方程式に基づく二次元翼列解析用ソフトが開発された。ことにこのN.S.二次元翼列コードは、領域分割法と称して、翼表面近傍及びウエーク部をN.S.方程式で他の粘性の影響の弱い部分はオイラーの方程式に従って解くように構成されたもので、その形状適合性の柔軟さと計算効率の良さは特筆すべきものがある。その実行時間はその速さにおいて痛痒を感じる程のものではなく、N.S.に基づく数値シミュレーションが確実に実用レベルに至ったことを物語っている。その例として図2⁶⁾にタービン

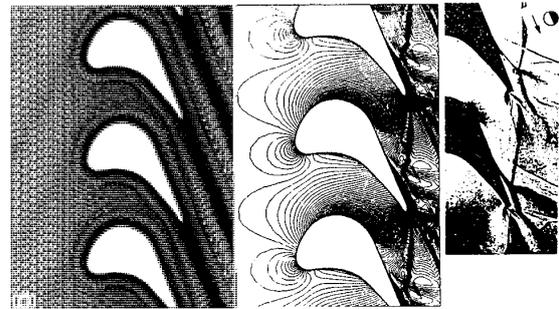


図2. 遷音速タービン翼まわりの Mach 数分布とシュリーレン写真
Mexit = 1.43, 20° negative incidence

翼列まわりの流れのシミュレーション結果の Mach 数分布をシュリーレン写真と比較してかかげる。シミュレーションと実験の一致は極めて良く、粘性に依存する損失係数なども定量的にかなり良く一致する結果が得られている。このように、本来粘性の影響として現れる現象は、ポテンシャルやオイラー方程式では得られないもので、N.S.に基づく数値シミュレーションの実用化が今後の翼列開発に大きな変更をもたらすことは間違いない。粘性の影響を正しく評価することに加えて、今後は実際のエンジンの三次元要素内の流れの数値シミュレーションを実施することが急務となる。手始めに上述の領域分割法を三次元に拡張したもので航空エンジンの三次元空気取り入れ口に適用した結果を図3に示す。図3a, b, c, dはそれぞれ、空気取り入れ口の圧力分布、マッハ数分布、速度

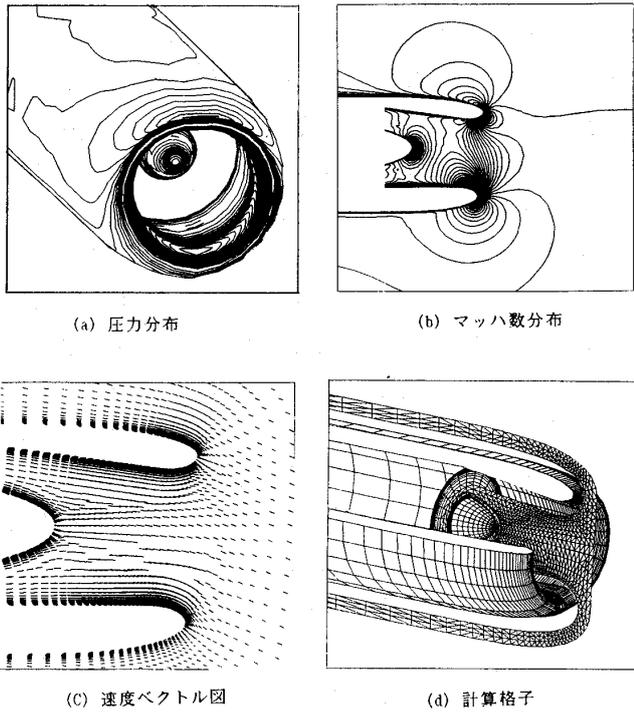


図3. エンジンナセルまわりの流れ
 $M_\infty = 0.25, \alpha = 20^\circ$

ベクトル及び計算格子を表わしている。以上の領域分割法は、粘性の影響の強い部分にN.S.を又弱い部分にオイラー方程式を用いている。オイラー方程式は有限要素法によって解かれベクトル演算向きでないため幾分計算効率に難があるが、それでも三次元シミュレーションとしては異例に速いものとなっている。今後はオイラー方程式を差分によって解くことにより一層効率をあげることができる。計算格子の異種のファミリーをつないだ領域分割法もその実用性は計算格子生成が容易なことによって優れている。その例として二種の計算格子を接続したN.S.-N.S.領域分割法による三次元翼列流れの数値シミュレーション例を図4に示す。図4 a, b, c, dはそれぞれ三次元翼列の計算格子、チップ付近の二次流れ、密度分布、ミッドスパンの速度ベクトル図である。

スーパーコンピュータといえども現在のところ、三次元N.S.の数値シミュレーションを実行するにはそれなりの時間を必要とするが、格子点数にもよるが2~3時間程度が期待され、二次元程ではないにしても粘性を含む、より実際的な現象把握には十分な速さが得られている。航技研で開発さ

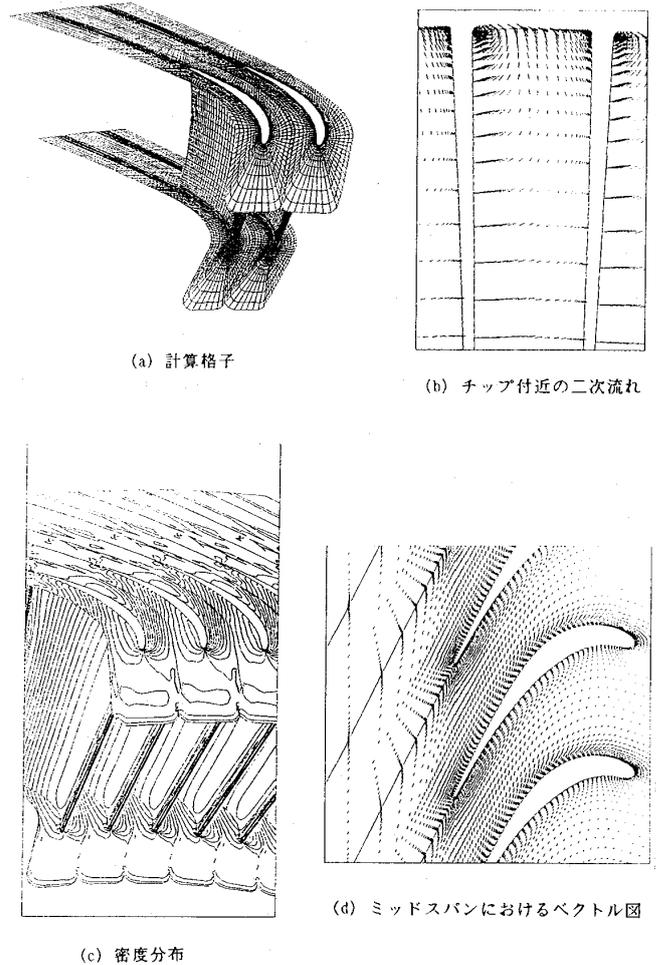


図4. 三次元翼列まわりの流れ

れたN.S.二・三次元ソフトウェアによる応用例を示したが、N.S.による数値シミュレーションが実用技術として充分生きるころまで発展してきていることが知られる。

さて、つづいて今後の航技研におけるCFDソフトウェア開発研究の行き方と問題点のいくつかをあげてみる。エンジン要素はよく知られているように空気取入れ口、ファン、圧縮機、燃焼器、タービン、ノズル及び各要素をつなぐダクト等の構成要素から成り立っている。これまではエンジンの設計において翼型の改良が最優先の課題であったが、省エネルギー高性能エンジンを実現するには、上述の各要素それぞれを効率の良い理にかなったものとしなければならない。数値シミュレーション技術の発展と共に、翼形、翼列性能のみならず、ダクトやノズルに代表される連結流路形状や燃焼器の形状までが最適化の対象となってきている。このため数値シミュレーションソフトウェア

の研究開発は、これらの各要素の空力及び構造設計に対応するものとして広範囲にわたることになる。航技研においてもこれらの各要素の数値シミュレーションソフトの開発を鋭意進めていくが、今後は、従来からの設計技術との連続性を保つ意味で各種二次元コードを拡充すると共に、新しい設計法に向けて三次元コードの開発並びに整備に重点を置く考えである。開発済のコードの実験との検証を進める上で、検証データ及び研究員不足が深刻となってきており研究所内外の多くの研究者、技術者の理解と協力が望まれる。

実験計測技術もかなり進んできたが、回転する流体機械内の三次元流れを実際に則して測定することは現状でも技術的、時間、コスト的にも困難といわざるを得ない。勢い実験検証は二次元ベースで行われることになり、二次元的に確立した数値シミュレーション手法を三次元に拡張し、可能な範囲での三次元検証を足がかりとして三次元シミュレーションを実施することになる。数値シミュレーションは、高温、高圧および高速流という厳しい条件に、物理的実験ほどわざわざいさえず、しかも広範囲の条件に対し、短時間でシミュレーションを実施できる。この特質を生かして、今まで二次元的データベースにこだわりすぎていた設計思想を、より自由度の多い三次元的設計思想に発展させることが可能となる。翼胴干渉におけるエアリアルールや、翼列にボウドベーンなどの考え方が現れたのも、流体機械には、本来三次元的に現象を把握する方がより自然であり、最適な形状も三次元的発想によって生まれると考えられるからである。今後は、領域分割法などの工夫に加えて複雑な三次元形状に対し解法に適した計算格子を容易にかつ効率的に生成する手法の整備が是非とも必要である。又三次元数値シミュレーションによる膨大なデータをいかにユーザーに直感的に認識させるかが問題となり、優れた画像処理技術が重要な課題となる。数値シミュレーションはその結果の認識手段として画像処理技術の発展なくしては実用技術となり得ないともいえよう。

4. スーパーコンピュータの航空エンジン 開発に及ぼすインパクト

周知のように航空エンジン、及び産業用ガスタービン回転流体機械として見た場合、効率の良

い翼列の設計法、流路形状の最適化などを含む効率の改善など共通の研究対象が多く航空エンジン開発で培われた技術の移転、波及効果が直接的に後者に及ぶ。我が国の航空産業は未だその規模が極めて小さく技術開発投資に対する効果に疑念を抱くむきも少なくない。しかしながら上述のように一国のエネルギー供給にかかわる発電用ガスタービン等の研究開発に大きく貢献する点からも航空用エンジンの研究開発はきわめて重要な開発対象である。一方純然たる航空用エンジンの研究開発と見たてた場合でも、経済の発展国民の生活様式の進化と共にいずれ航空輸送がより広範囲にまた緻密にゆきわたることが予想される。このような航空輸送が本格化する21世紀においては、航空産業は当然その規模も格段に大きくなり現在の研究開発投資に充分見あうものとなろう。このような発展の期待される航空機開発において、技術立国をむねとする我が国が、自主技術開発によってその基礎を固めることこそ肝要である。

このように将来にこそ夢多き航空宇宙技術開発において、今までの過去のデータの蓄積と経験に依存するだけでなく、新しいより正確で広範囲の問題点を解明し得る数値シミュレーション技術が脚光をあび出した。このような世界の趨勢に対して、我が国はエレクトロニクス技術の粋としてのスーパーコンピュータの開発において世界的にも優位な立場にあり、しかもこれを活用する数値シミュレーション技術においても米国その他の先進国を急追しつつある。このような技術の転換期にこそ、航空技術開発に対して具体的な将来計画をたて、その基盤技術の育成に専念し、我が国独自の技術基盤を確立すべきであろう。このような目的で航技研では、21世紀に向けて、あり得るべき航空機開発政策として21世紀航空機開発のマスタープラン作りが始められ、将来の航空機、航空エンジン開発に真剣に取り組んでいる。その一環として近未来の超高バイパス比ファンエンジンの開発に向けて研究体制を強化しつつある。一方スペースシャトルのいまわしい事故以来、我が国でも、水平離陸、水平着陸を可能とする宇宙往還機の研究が検討されはじめその推進システムの開発など実験の困難なこれらの最先端技術開発においては、設計概念の根本的見直しなど、未知の問題が累積

している。これら航空宇宙にかかわる革新技術の研究開発には、いくつかの基盤技術が必要である。その有力なものとしてCFD技術を確立しその力を背景に新しい技術革新の波を乗り越えることができる点でスーパーコンピュータ、及びその応用であるCFD技術に多くの期待が持たれる。

文 献

- 1) E. M. Murman & J. D. Cole ; AIAA. Vol. 9, pp 114~121, 1971.
- 2) K. Fujii & Obayashi ; AIAA paper 86-1831 1986.
- 3) J. Miyakawa & S. Takanashi 他 ; AIAA paper 87 0524 1987.
- 4) Aviation week & Space Technology August 29 1983 pp58~59.
- 5) W. D. McNally & P. M. Socokol ; Review -Computational Methods for Internal Flow with Emphasis on Turbomachinery Trans. ASME vol.107, No. 3 pp 6~22 1985.
- 6) Nakahashi K. and Obayashi S.(1987), FDM-FEM Zonal Approach for Viscous Flow Computations over Multiple - Bodies, AIAA-87-0604.



協賛シンポジウム

'87 新テクノロジーシンポジウム Part 5 機械設計のためのコンピュータシミュレーション

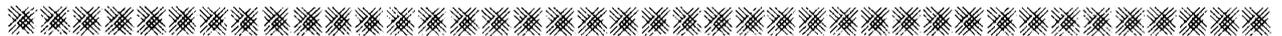
日 時 昭和62年3月23日(月) ~ 26日(木)
会 場 マイコン・ベース銀座

詳細は(社)日本能率協会 新テクノロジーシンポジウム事務局
(Tel 03-434-6211 内線 2374, 2378)にお問い合わせ下さい。

している。これら航空宇宙にかかわる革新技術の研究開発には、いくつかの基盤技術が必要である。その有力なものとしてCFD技術を確立しその力を背景に新しい技術革新の波を乗り越えることができる点でスーパーコンピュータ、及びその応用であるCFD技術に多くの期待が持たれる。

文 献

- 1) E. M. Murman & J. D. Cole ; AIAA. Vol. 9, pp 114~121, 1971.
- 2) K. Fujii & Obayashi ; AIAA paper 86-1831 1986.
- 3) J. Miyakawa & S. Takanashi 他 ; AIAA paper 87 0524 1987.
- 4) Aviation week & Space Technology August 29 1983 pp58~59.
- 5) W. D. McNally & P. M. Socokol ; Review -Computational Methods for Internal Flow with Emphasis on Turbomachinery Trans. ASME vol.107, No. 3 pp 6~22 1985.
- 6) Nakahashi K. and Obayashi S.(1987), FDM-FEM Zonal Approach for Viscous Flow Computations over Multiple - Bodies, AIAA-87-0604.



協賛シンポジウム

'87 新テクノロジーシンポジウム Part 5 機械設計のためのコンピュータシミュレーション

日 時 昭和62年3月23日(月) ~ 26日(木)
会 場 マイコン・ベース銀座

詳細は(社)日本能率協会 新テクノロジーシンポジウム事務局
(Tel 03-434-6211 内線 2374, 2378)にお問い合わせ下さい。

石川島播磨重工業(株) 村島完治

1. はじめに

ここでいう信頼性とは何かについて、いくつかの考え方があ

(A) ガスタービン運用時の信頼性を上げる、つまり「規定の条件下で、意図する期間中に、規定の機能を遂行する確率」を実現するための設計手法。これには信頼性設計の手法がある。

(B) 実際の製品開発の中で、どのように運用要求を把握して設計に取り込み、それを開発期間中に実証して行くかの手法としてとらえる。ここでは設計作業の質の改善も含めて考える。

(C) 最近、一部の航空エンジンでその運用時における耐久性、信頼性を改善するために採用されつつある手法として「ENSIP」と名付けて体系化されたもの。

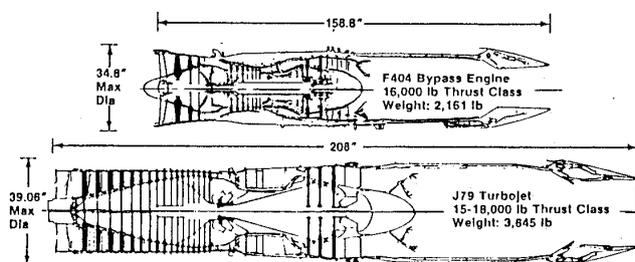
ここでは、(A)はいわゆるMTBFの思想で、要求仕様にとり製品の品質機能の展開、FTA、FMEAなどを行って解析し、その結果についてデザインレビューを実施するなど、一般に信頼性工学の解説が多くあるので省略して、実際に使われている(B)を中心にし、終りに(C)についても触れることとしたい。

2. ガスタービンの設計、開発における技術の進歩

ガスタービンの設計において要求される信頼性に関する事項は、航空用にて特に厳しいものと考えるので、ここでは航空用ガスタービンについて設計、開発試験における信頼性の考え方を述べることにする。

図1はアフターバーナ付きのガスタービンエンジンの例であるが、同じ会社が1960年代と1980年代に同様な用途に開発実用化したものの比較を示す。ほぼ同出力であるが、長さが $\frac{3}{4}$ 、重量が $\frac{1}{2}$ 、直径もやや小さくなっている。断面を見ると圧縮機、タービンなどの合計の段数が約 $\frac{1}{2}$ となってい

(昭和62年2月10日原稿受付)



- The F404 Has Approximately
 - The Same Thrust
 - 3/4 the Length
 - 1/2 the Weight
 - Twice the Pressure Ratio for 1/2 the Stages

(J79エンジンとF404エンジンとの比較)

図1. エンジン技術の進歩⁽⁹⁾

るが、全体の圧力比は約2倍となっている。また部品点数も $\frac{1}{3}$ 少なくなっていると言われる。これはこの20年の間の技術の進歩を端的に示すものであり、開発の手法についても、エンジンを各コンポーネント(モジュールともいう)に分けて、それぞれに信頼性の目標も含めた設計仕様を割り付け、設計と部分開発・確認を進めて、その後全体の開発試験へと進めるやり方で、信頼性についての確認試験も開発段階で実施するといった確実な手法が取られている(図2)。

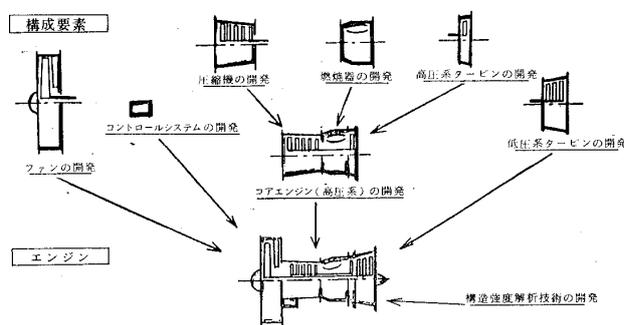


図2. 要素開発からエンジン開発へ

3. ガスタービンの開発において確認・試験を行う項目

航空用ガスタービンの開発に関しては、その設計に際して考慮し、また実用化までに試験・確認

すべき項目がエンジンそれぞれの用途に沿って規定されており、民間用と軍用とで多少の違いはあるが、基本的には同様な要求がなされている。図3および表1は米国の軍用エンジンに関するものであり、要求事項が具体的に規定されているのでその例として引用するが、1950年代のジェットエンジンの実用化の初期から年代と共に、運用時の信

頼性の確保の観点からその要求事項が増加してきている。

この図について簡単に説明すると、航空用ガスタービンの実用化の初期には実運用までに地上での性能・機能の試験と耐久運転のみであった。しかし、航空用であるから当然高空にて運用され、そこでのエンジンの性能や安定性の問題に遭遇す

表1. エンジン開発試験項目の例

<p>1. <u>性能・機能試験</u></p> <ul style="list-style-type: none"> ・性能試験 ・機能試験 ・抽気分析試験 ・エンジン放熱・排気分布試験 <p>2. <u>耐久性試験</u></p> <ul style="list-style-type: none"> ・150時間耐久試験 ・補機駆動系耐久試験 <p>3. <u>高空運用性試験</u></p> <ul style="list-style-type: none"> ・高空性能試験 ・高空機能試験 ・高空再始動試験 ・インレットディストーション試験 ・姿勢試験 <p>4. <u>対環境性試験</u></p> <ul style="list-style-type: none"> ・低温始動・加速試験 ・高温始動・加速試験 ・水吸込試験 ・横風試験 ・防水試験 ・塩水・砂耐蝕性試験 ・電磁的妨害と感受性試験 	<p>5. <u>信頼性・安全性・整備性試験</u></p> <ul style="list-style-type: none"> ・鳥吸込試験 ・氷吸込試験 ・異物吸込試験 ・過回転試験 ・過温度試験 ・代替・緊急燃料試験 ・潤滑遮断試験 ・振動・応力試験 ・電力故障試験 ・回転部コンテインメント試験 ・整備性試験 ・耐火性試験 <p>6. <u>低サイクル疲労寿命試験</u></p> <ul style="list-style-type: none"> ・低サイクル疲労試験(主要部品) ・低サイクル疲労試験(エンジン) <p>7. <u>公害特性試験</u></p> <ul style="list-style-type: none"> ・排気・煙試験 ・騒音試験 <p>8. <u>ライフサイクルコスト実証試験</u></p>
--	---

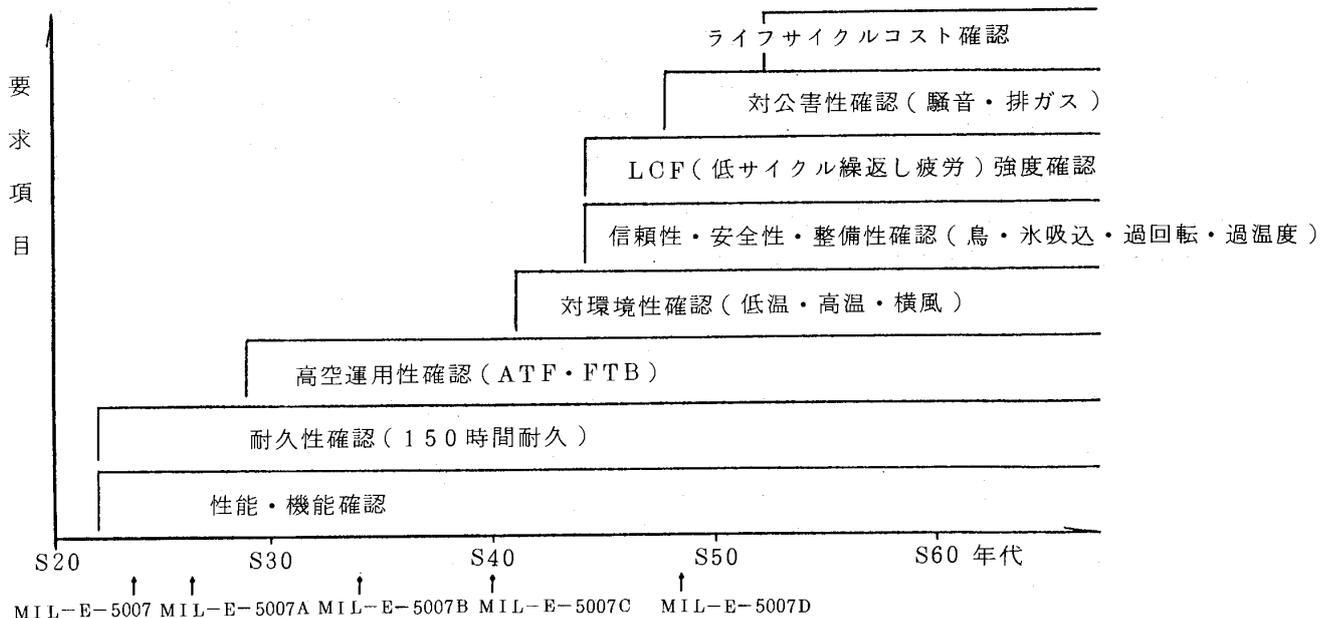


図3. エンジン開発における確認要求項目の変遷

る例があった。そのため高空をシミュレートした環境でのエンジンの特性試験を事前に行うようになり、実用中の航空機に試験エンジンを装着して飛行したり、高空をシミュレートした圧力・温度の下で（当然飛行速度の条件も併せて）試験を実施できるエンジン高空性能試験設備（ATF）を建設してその試験を実施した。次の段階としては、寒冷地や熱帯地方、あるいは横風の吹いている地上でのエンジン始動やアイドル運転状態などの環境適合性の確認。更には時代とともに、本論の主題である信頼性・安全性の問題として、鳥・氷の吸い込み、高速回転部品の破壊・飛散についての安全性、同じくエンジンの使用の繰り返し（始動・停止の繰り返しなど）についての繰り返し疲労の強度の確認が開発完了までの試験確認要求として加わった。表1にはこれらの開発時の試験確認の項目が列記してある。

この米国軍用規格の最新版にて規定される信頼性及び安全性に関する要求は、

- (1) FMEA（破壊モードの影響に関する解析）の実施。
- (2) エンジンの異物吸い込みに関する耐性、つまり鳥、氷を吸い込んだ場合のエンジンの損傷の程度および安全性の確認。
- (3) 構造寿命、つまりエンジンが搭載される機体の用途別に、エンジンの常温部の部品および高温部の部品別にその寿命を規定する。（2,000-30,000時間）
- (4) 低サイクル疲労寿命、例えばエンジンの回転部品について、エンジンの用途別に、エンジンの最大出力時に掛かる荷重に対する繰り返し寿命を規定する。静止部品についても、燃焼器のケースの如き圧力容器について、同様に繰り返し寿命が規定される（試験としては

5,000-60,000回程度が実施される）。

- (5) 設計に使用する材料のデータは、 -3σ の強度レベルで扱うことが要求される。
- (6) 回転体の一発破断に対する強度として、例えば最大許容回転数の122%といった具体的な過回転強度が要求される。
- (7) 主要部品の低サイクル疲労寿命や、高温部の熱疲労に関する履歴管理のために、エンジンの状態のカウンターの取り付けが要求される（運用履歴カウンター）。

この前提として、設計にあたり、そのエンジンが運用される飛行範囲（飛行高度と飛行速度の範囲の組合せ）つまりフライトエンベロープ、及び運用時にかかる飛行荷重倍数が規定され、更に耐久性、信頼性の見地から使用時間、起動停止などの繰り返し回数、エンジン故障までの運用可能時間の目標値などが規定され、これらの実現性を開発期間に試験・確認することとなる（図4,5及び表2にその事例を示す）。

エンジンの使用条件は下図に示されるようなパラメータにより規定される

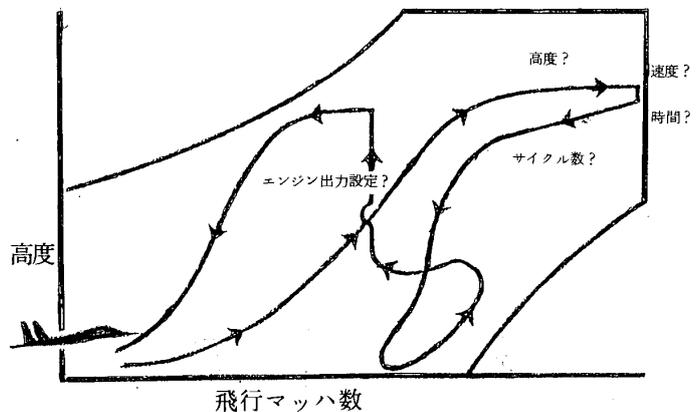


図4. フライトエンベロープ

表2. 設計デューティサイクルの例

システム 分類	サービス・ライフ (時間)	低サイクル疲労要求 (繰り返し)				
		S-L	T-O	T & G	逆噴射推力	戦闘 亜音速繰り返し
戦闘機	低温部品 4,000	3,500	2,000	—	2,200	400
	高温部品 2,000	1,750	1,000	—	1,100	200
爆撃機	地帯 低温部品 10,000	2,000	3,000	—	2,000	1,000
	上域 高温部品 5,000	1,000	1,500	—	1,000	500
	空帯 低温部品 40,000	4,000	—	2,000	—	—
	中域 高温部品 10,000	1,000	—	500	—	—

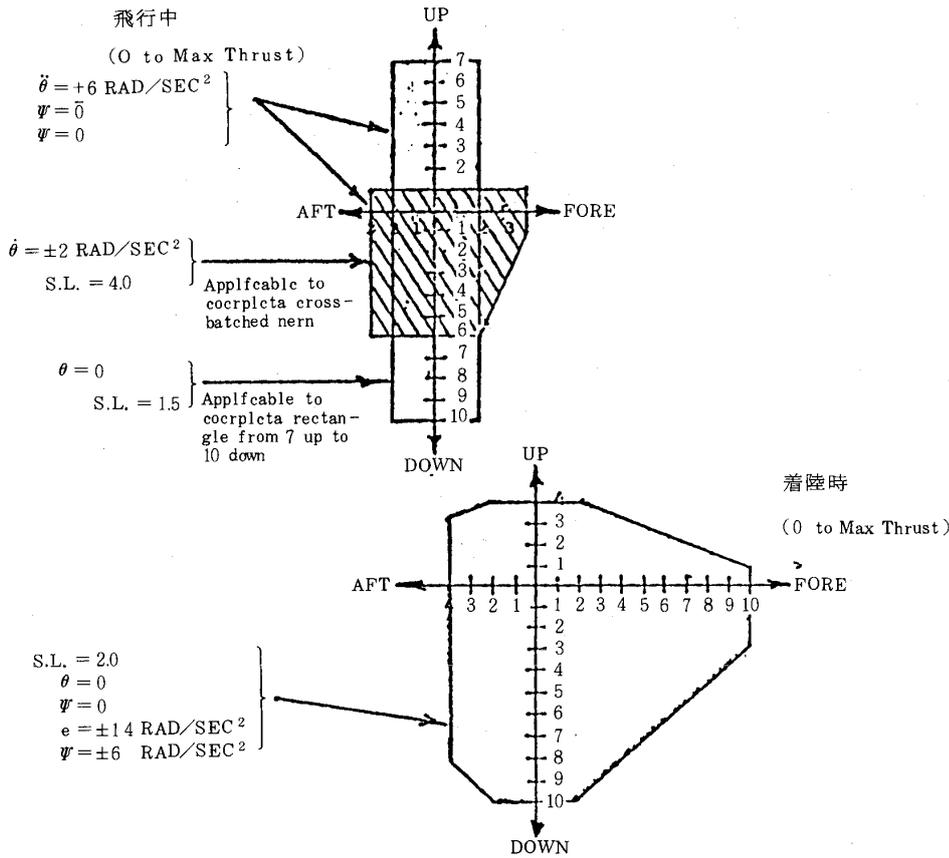


図5. エンジン運用時の荷重倍数の例

ここで留意すべきことは、製品の信頼性は狭い意味の設計のみで決まるものではなく、製造時の品質保証システム、組立も含めた製造技術、運用時の整備方針、検査方式、補用部品の品質、更には運用時の環境や運用ミッションの計画時からの変化、使用状況モニタ（トラッキング）の方式などその影響因子は広い範囲にわたっていることである。

4. 設計における性能設計・解析および構造解析

これらを実現させるための手法として、まず性能・機能については数値シミュレーションの手法が利用される。エンジン内部の流れに関する流れの解析は、精度の高い数値解析のソフトウェアが開発され、スーパーコンピュータなどの高速、大型計算機の発達とともに三次元の遷音速、非粘性解析、更には粘性解析が実用に入っている(図6)。

構造設計にあたり、エンジン全体の構造について剛性の解析を行って、各部の変位やクリティカルな箇所の応力の検討が行われる。回転部或は静止部の変形は、相対隙間の減少となり、相互の接触による損傷、或は逆に、隙間の拡大による性能の低下を引き起こす。構造解析としては、有限要素

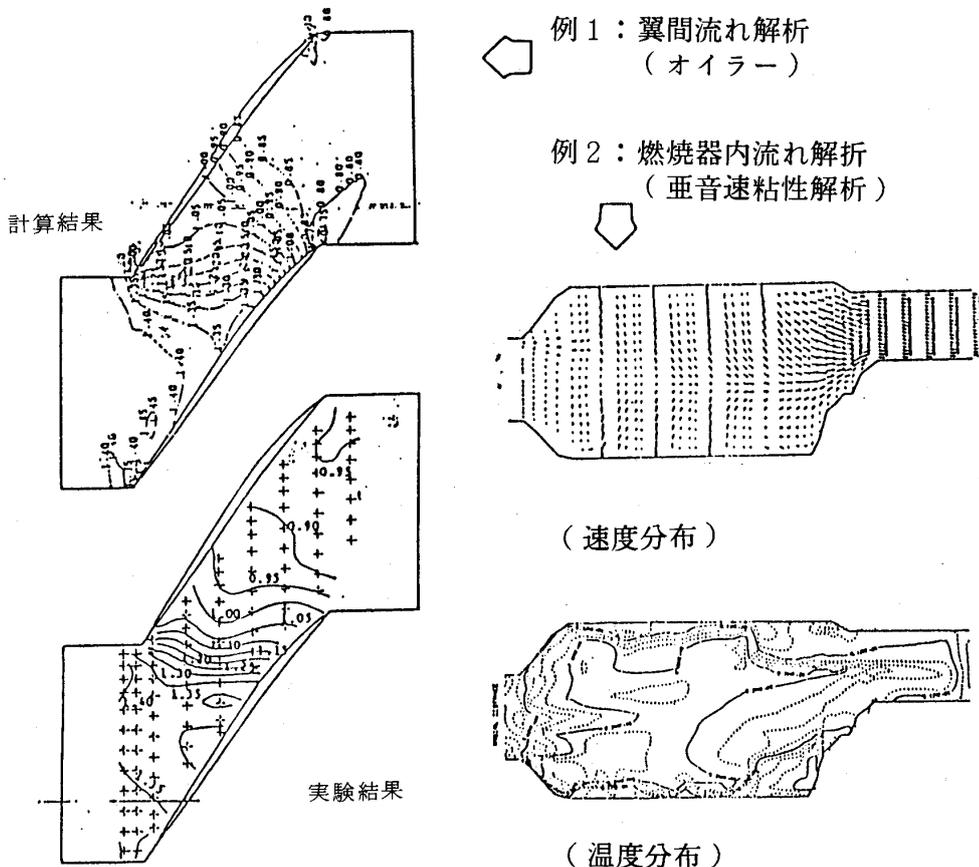


図6. 内部流れの数値解析

法、境界要素法などの手法の発達により、エンジン全体の振動/剛性解析を2軸系、3軸系として扱って進めるやり方が一般的となった(エンジンの機体へのマウント部も含めて、エンジン全体が柔らかい構造体として取り扱う)(図7)。また、各部の応力解析も、局所的な集中応力も含めて、三次元解析を行い、実際の応力状態へのシミュレーションの精度を上げる(図8)。そのため、この計算には、スーパーコンピュータの利用が拡大された。また、複合材の利用も増してきているので、その構造解析の手法も開発、適用されつつある。

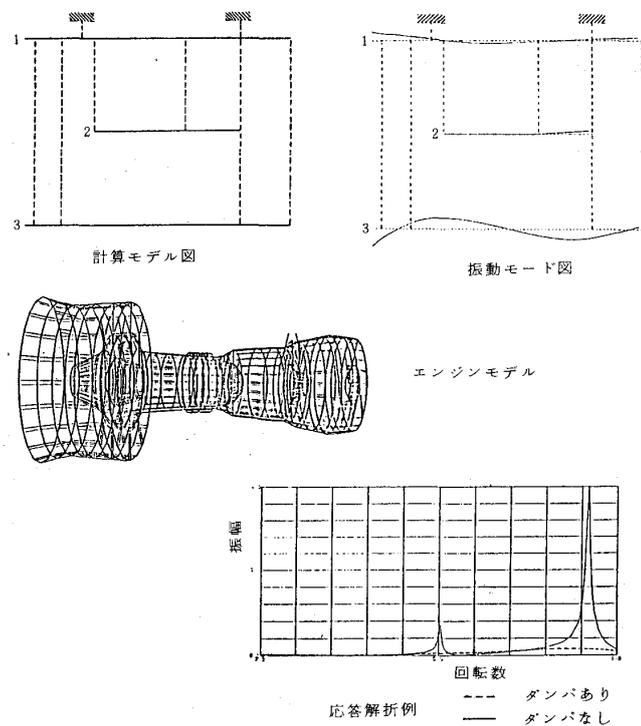


図7. エンジン全体の剛性・振動解析

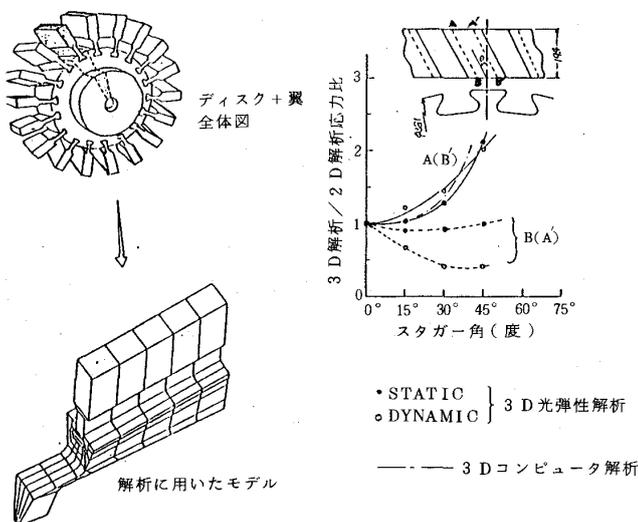


図8. ディスクの三次元応力分布解析/実験

強度設計の考え方としては、安全寿命の設計と損傷許容設計とが使用されている。航空機の機体の考え方と少し異なり、エンジンの回転部部品のようなクリティカルパーツに対する設計の考え方は、今までは安全寿命の考え方でクラックの発見をもってその部品の使用限界としていたが、最近ではクラックの進展時間を考慮し、その残存寿命を考えて更にある範囲までを引き続き使用する損傷許容設計の思想を取り入れる方向となっている。

5. 設計における信頼性手法

信頼性を上げる手法として多数の方法が解説されており、代表例としてFMEA(破壊モードの影響についての解析)及び設計の質の評価としてのデザインレビューと、製品の信頼性向上の一つとしてのフェールセーフの考え方が挙げられるが、ここでは説明は省略する。

6. CAD(コンピュータ援用設計)

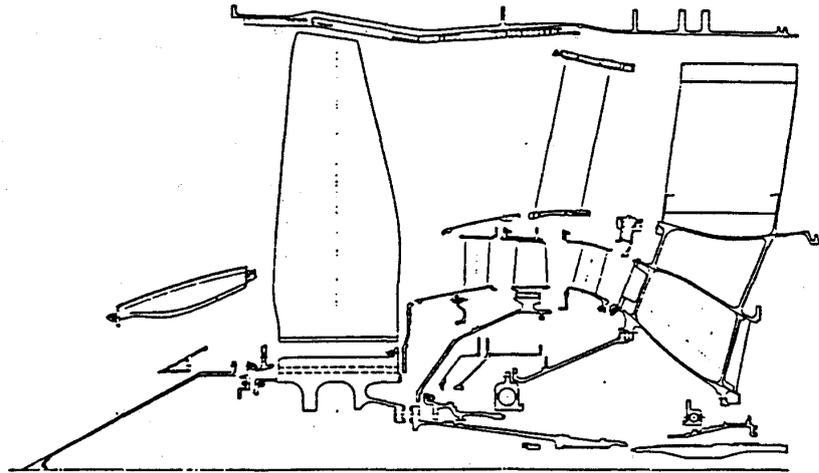
エンジンの計画図から、素材図、強度計算、詳細設計図、更にこれらの結果としての部品リスト、組立図、クリアランスチャート等への展開を、コンピュータの上で行うCAD(性能、構造解析など設計の初めの段階までも含めて全体をCAEと呼ぶ場合もある)が、一般化し(図9)、設計の質の向上が計られている。

これも設計の信頼性を上げる一つの手法として見なすことができる。

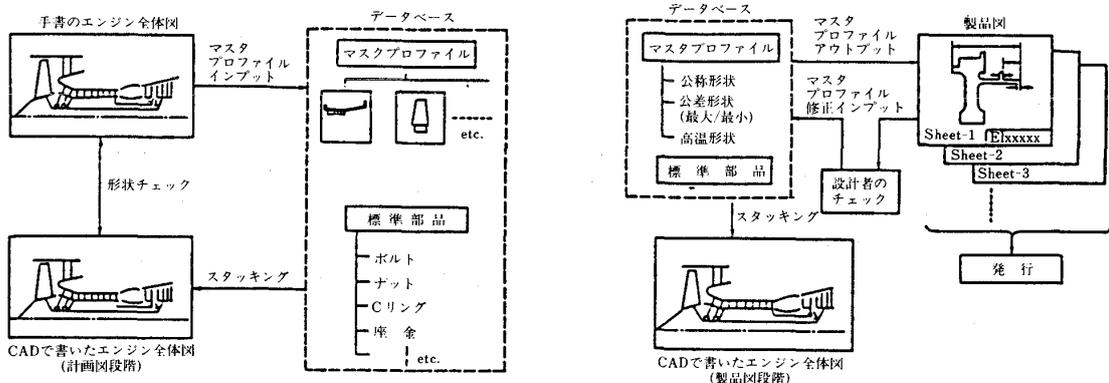
7. 信頼性・安全性に関する試験の要求

エンジンの実用化のためには、前述の信頼性、安全性に関する要求事項について、実際のエンジン部品または、エンジンそのものにより試験を行って確認しなければならない(表3)。主な試験項目として、鳥吸い込み試験、回転部の過回転試験、ファン・タービン翼などのコンティンメント試験(抜け出し防止の確認)、低サイクル疲労試験(繰り返し回転試験)、翼の高サイクル振動疲労試験、エンジン入口の氷結性試験等がある(図10、11、および12)。

ここで大事なことは、試験条件は設計の時の要求仕様としての運用要求に対応したものでなければならない。設計時の機能および構造に関する解析のモデル化の不充分なものについて、ここでその適否が評価されるとともに、要求に合致しないものは、設計に立ち戻って改善をはかることとなる。



ファン部の組付け状況図



計画図段階におけるデータベースと図面

製品図段階におけるデータベースと図面

図9. CADの事例⁽¹⁴⁾

表3. 信頼性・安全性に関する主な確認要求項目

A. 鳥・水の吸い込み	
3オンス-2ポンドの鳥	エンジン停止せず
1-2インチ径の水球	一定レベル以上の推力を出せること。
4ポンドの鳥	エンジンが安全に停止
	当該エンジンは損傷しても、火災破裂などエンジン外へ悪影響のないこと。
B. 過回転	
エンジンで115%回転	5分間安全に運転可能なこと。
ロータ/ディスク単体で122%回転	一発破断しないこと。
C. コンティンメント能力	
翼の飛散	飛散した翼が外側ケースを突き抜けずにケース内に止められること。
D. 回転体の低サイクル疲労	
ファン・タービンなどのディスク	エンジンの用途・運用ミッションにより設定されたLCF ライフに耐えること。 (燃焼器ケースなどの圧力容器についても同様)
E. 翼の高サイクル疲労	
ファン・圧縮機・タービンの翼	クリティカルと想定される振動モードで、エンジン運転時にかかる応力状態で 10^7 - 10^8 回の繰り返しで割れを発生しないこと。

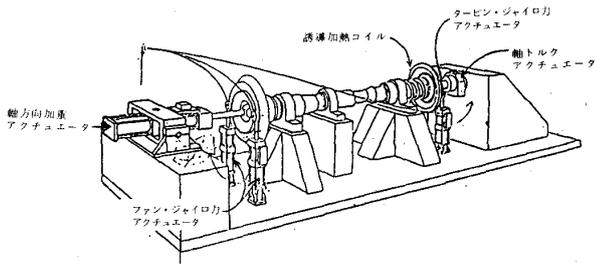


図10. 主軸疲労試験(曲げ, 振り, 引張りの組合せ)

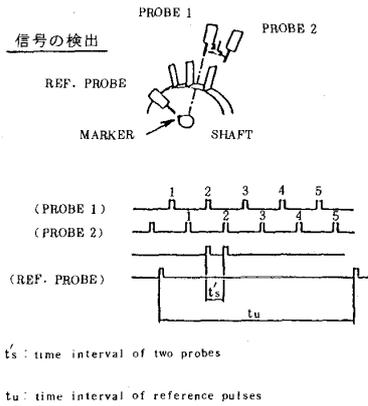
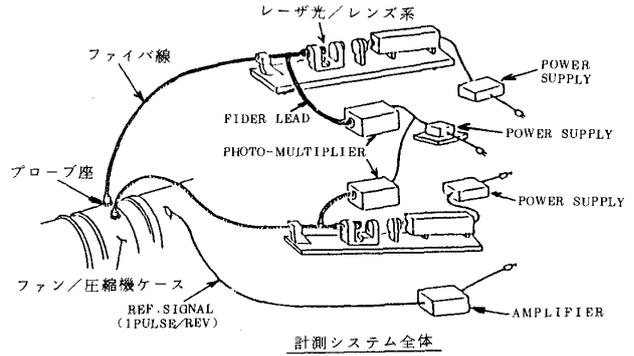


図13. 光学的翼振動計測システム(OPT-V)⁽¹⁰⁾

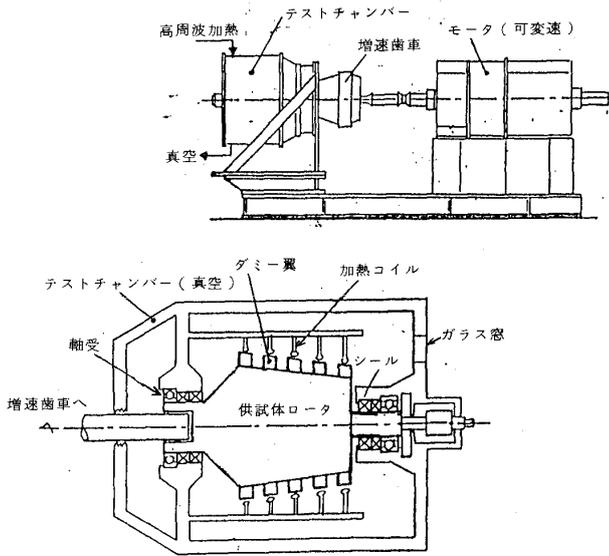


図11. 回転部の回転疲労試験

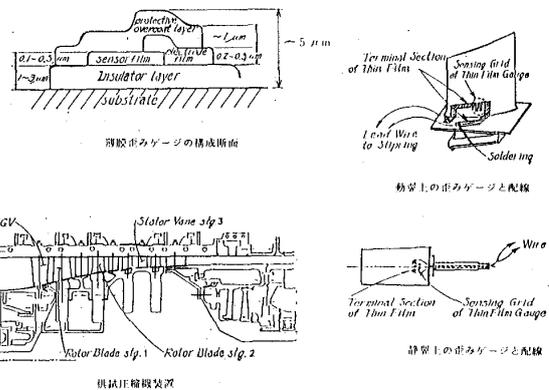


図14. 薄膜歪ゲージの例

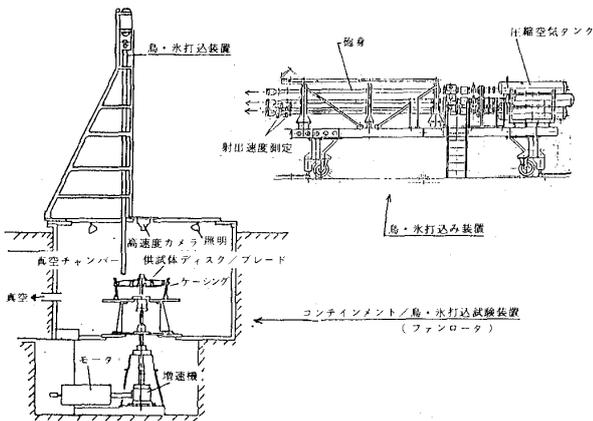


図12. エンジン/ファンへの鳥・氷打ち込み試験

8. 上記の試験のための計測手法

試験の実施にあたり、実際の荷重状況での測定が必要が多くなり今までの手法では測定が極めて困難なケースが出て来ているので、計測にも最新の手法が開発され、適用されている。その例としては、レーザによる翼振動の非接触測定(OPT-V)システム(図13)、薄膜歪ゲージ(図14)、高速回

転体からの信号の取り出しの手法としてのテレメータリング、主軸の推力軸受に掛かる軸推力の測定用小型ロードセル等があり、更に性能に関する測定用としてのレーザ流速計、レーザホログラフィ、ホットワイヤ、高レスポンスの輻射温度計などが使用される。

9. ENSIP (エンジンの構造耐久性・安全性の実証プログラム)

今までのエンジン強度設計における思想は、回転部品などの重要部品ではクラックの発生をもってその使用寿命とする考え方であった。これによ

り、クラックの発生が予測される使用時間/回数でもって部品交換或は、クラックの発見をもって交換する整備方式が採られてきている。しかし、経済性及び信頼性の見地から、エンジン及び重要部品の使用時間の延長を狙い、破断までの余命を推測することにより安全性の向上を計るため、最近ではクラックが発生した後、それが破断までに発展する間の時間/運転サイクルを予測・把握して、その限界近くまでを安全に使用する損傷許容設計の考え方がとられるようになった(図15)。

この手法を米国で始めに体系づけて、エンジンの改良計画として適用し、これにENSIP (Engine Structural Integrity Program) と名付けられた(MIL-STD-1783 (USAF) (30 Nov.

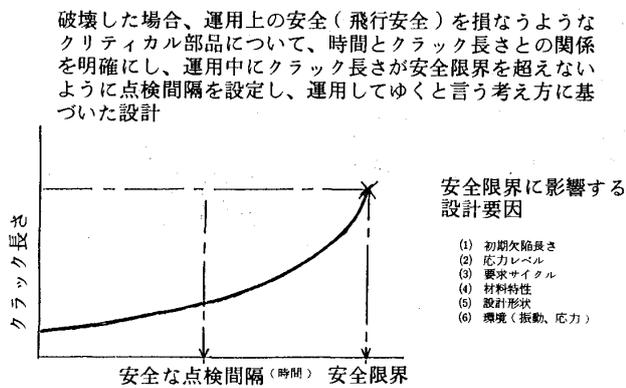


図15. 損傷許容設計の考え方

1984)に規定)。この主要な内容項目をリストアップすると、

- 設計・解析に当たっての運用要求, 使用環境の正確な把握
- 損傷許容性を考慮した安全構造設計基準の設定
- 耐久性・信頼性要求を満たし, かつ経済性を考慮した寿命の設定
- 材料特性およびその加工による効果の適切な把握と材料の選定による改善
- 主要部品の応力解析および試験による計測結果との比較と, これを基とした設計変更
- 複雑な部品や構成品についての応力解析は現状では試験により実証する必要がある。
- クリティカル部品と潜在的な破壊モードを運用の早い時期に把握
- クラックの進展速度解析と残存寿命の予測
- これらの結果による寿命確認のための試験実証
- 十分な寿命管理の可能な運用履歴のモニター・管理方法の設定
- 検査要求の仕様の設定

ENSIPの各課題は表4に示される。ENSIPの中の重要な構成要素は、損傷許容性の要求である。この損傷許容性の要求は、米空軍の航空機, エン

表4. ENSIPの課題⁽⁷⁾

課題 1	課題 2	課題 3	課題 4	課題 5
<p>基本設計方針の設定</p> <p>開発計画</p> <ul style="list-style-type: none"> • ENSIP のマスタープラン設定 <p>[耐久性及び損傷許容性の設定]</p> <p>[材料及び生産技術の特性把握]</p> <p>[腐蝕防止と耐蝕性]</p> <p>[点検法と診断法]</p> <p>運用要求</p> <p>[設計運用寿命及び設計運用要求 (安全性・耐久性)]</p> <p>上記に対する設計基準の設定</p>	<p>設計解析</p> <p>材料特性解析</p> <ul style="list-style-type: none"> • 設計運用サイクルの選定 • 材料特性の整理と解析 • 設計手法の試験検証 • 構造解析及び熱解析 • エンジンの整備性解析 • 製造品質管理の方針 	<p>要素試験及びコアエンジン試験</p> <p>要素試験</p> <ul style="list-style-type: none"> • 強度 • 振動 • 損傷許容性 • 耐久性 <p>コアエンジン試験</p> <ul style="list-style-type: none"> • 熱解析 • 振動歪及びフラッタ限界の計測 	<p>エンジンの地上試験及び飛行試験</p> <p>エンジン地上試験</p> <ul style="list-style-type: none"> • 強度 • 損傷許容性 • 実機シミュレートの耐久試験(AMT) • 熱解析 • 振動歪及びフラッタ限界の計測 <p>エンジン飛行試験</p> <ul style="list-style-type: none"> • 熱解析 • 機体搭載時の振動・応力解析 • 使用中の性能劣化検討 	<p>エンジン寿命管理</p> <ul style="list-style-type: none"> • 最新データによる解析 • 整備点検要求の設定 • 重要部品の運用限界の設定 • 個別エンジンの履歴管理 • 耐久性及び損傷許容性管理計画の実施

ジンの開発プログラムに適用され、材料欠陥、製造不良、疲労欠陥により引き起こされる飛行時の構造破壊から安全を守ることを目的としている。

これは、適切な材料の選択、応力レベルの調整、破壊耐性設計の適用、製造工程の管理、及び製造並びに運用中の定期整備における信頼性のある検査により達成される。これらの実施には、解析における的確なモデル化と、構造解析、材料強度の統計的なデータ取得が必要である。典型的な構造

破壊モード(図16)を主要部品について表5に示す。

この損傷許容設計の考え方は、前述のエンジンの使用環境及び運用状態についての設計段階における的確な把握と共に、エンジンの信頼性の向上に特に重要と考えられる。このENSIPの考え方を取り入れて、運用中の航空エンジンにて設計改善を行った事例を次に示す。

(1) ターボファンエンジンの高圧タービンについて、損傷許容設計により見直し、ディスクの穴

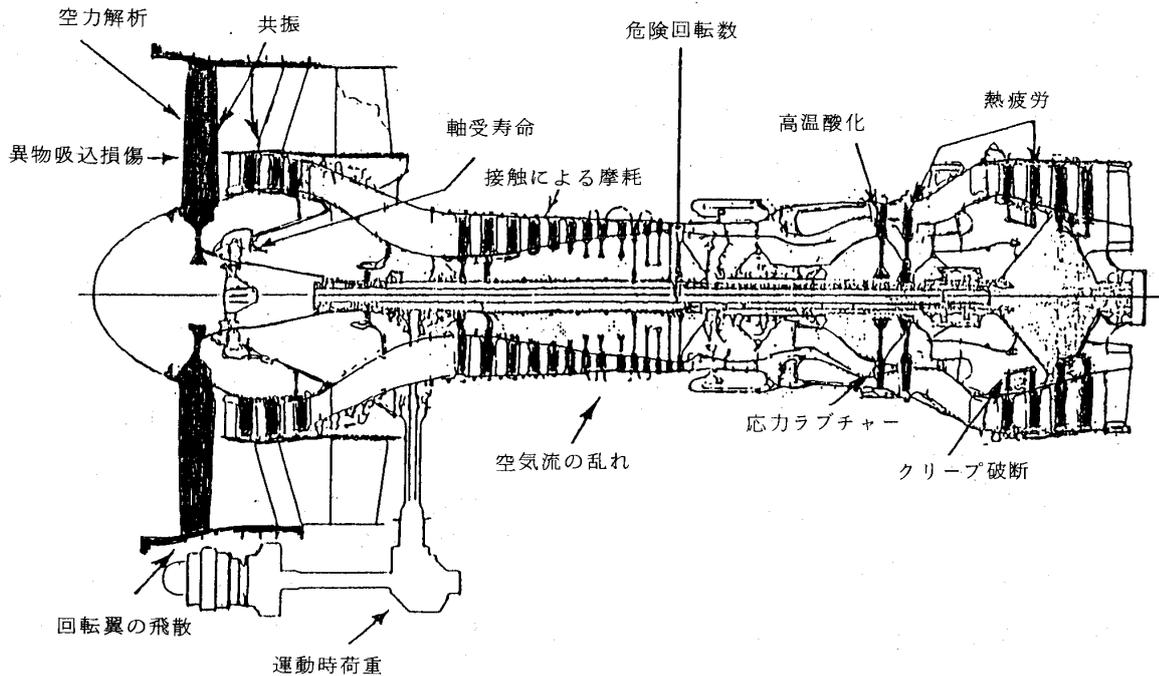


図16. エンジン構造における破壊モード

表5. 典型的な構造破壊モード

部 品	破壊メカニズム	説 明
フレーム・ケース類 (外殻構造)	低サイクル疲労 (LCF)	遠心力による荷重、圧力、熱応力および/または飛行による荷重の繰り返しのためにクラックが発生、進展
翼, ディスク類, 軸受類		
固定翼 薄肉ストラット類	高サイクル疲労* (HCF)	空力的/機械的な励振力あるいは音響による励振力のために高サイクルの応力変動が発生し、クラックが発生/進展
タービン動翼類	ストレス・ラプチャー*	荷重と温度の長時間作用による変形およびクラック
タービンノズル翼類	過大な温度上昇による焼損	過大な温度上昇による局部的溶解

* 運用前から存在していた欠陥,あるいは運用により発生した欠陥によってクラックが発生し且つ進展が促進される。

(冷却空気孔および組立用ボルト穴)に対し全て寿命制限をなくした。ここでは回転部品のクリティカルエリアに予め小さなキズを付けておき(EDMなどにより),これを規定より高い回転数でスピントテストを行って,この結果を改良前の設計の部品による試験結果と比較することにより,その成果を確認している(AIAA-85-1209)。

(2) 同じく高圧タービンの翼材の選択で,一方向凝固翼から,単結晶の翼に変更して,その寿命を2倍に延ばすことができた。この単結晶翼の採用により,結晶粒界がないことにより,大きな応力に耐えて疲労寿命が増し,酸化/エロージョン耐性も改善された。この場合材料コストの増加は,点検間隔の延長及び交換部品の削減によるコスト低減が遥かに大きくなることにより評価される。(AIAA-85-1221)

10. おわりに

以上,航空エンジンを例にして設計と信頼性について概観したが,要点は,運用上の要求を的確に把握して,その環境の中で安定して,長く使用できるような設計上の配慮と,開発段階においてその試験確認を行うことにかかっている。

参考文献

- (1) Impact of ENSIP on Engine Demonstrator Program ... Farmer. T PWA ASME 86-GT-274.
- (2) Designing for Durability in Fighter Engines ... Koff. B. L PWA ASME 84-GT-164.

- (3) Engine Component Life Prediction Methodology for Conceptual Design Investitions ... Cyrus. J. D Naval Air Development Center ASME 86-GT-24.
- (4) Durability and Damage Tolerance Assessment of the TF34-100 Engine ... Ogg. J WPAFB Reinhold. R GE ASME 86-GT-38.
- (5) Computational Engine Structural Analysis ... Chamis. C. C Johns. R H NASA Lewis ASME 86-GT-70.
- (6) F404 Engine Reliability Program ... Selling. A GE SAE Paper 831539.
- (7) United States Air Force Engine Damage Tolerance Requirements ... King. T. T WPAFB Hurchalla. J Nethaway. D. H PWA AIAA-85-1209.
- (8) Military Engine Durability Improvements through Innovative Advancements in Turbine Design and Materials ... Auzier. T *et. al* PWA AIAA-85-1221.
- (9) Astronautics & Aeronautics June 1980.
- (10) Proceeding of SESA Conference 1983 ... Aono.
- (11) エンジン構造解析 ... 牧田晴臣 MHI日本航空宇宙学会誌 Vol.32, No.371, 1984-12.
- (12) 航空用ガスタービン翼の強度解析 ... 青野比良夫 IHI 日本ガスタービン学会誌, 1986-12および1987-3.
- (13) エンジン開発試験(構造・強度)における計測 ... 神保喜一 JAEC 日本航空宇宙学会誌 Vol.32, No.371, 1984-12.
- (14) 石川島播磨技報, Vol. 26, No.2, (1986-3).



航空宇宙技術研究所 越 沼 威
新川電機株式会社 今 池 宏

1. まえがき

ガスタービンのコンプレッサ、タービンにおける動翼と周囲ケーシングとのすきまは、その動作状態により変化するが、このすきまを通過する漏れ空気流量の多少は全体効率に大きな影響を及ぼす。

従って動作状態に応じこのすきま、即ちブレードティップクリアランス(以下「ティップクリアランス」と呼ぶ)を制御し、漏れ空気流量を最小限に押えることができれば、ガスタービンの全体効率向上に大きく寄与する。上記制御を行う上で、ティップクリアランスを非接触で長期間、安定かつ定量的に測定できるセンサが必要となるが、測定条件の厳しさから種々の方法が提案されているものの、現在もなお開発段階にある。

本解説では、現在使用されているティップクリアランスの各種計測法及び筆者等が実機装着を目標として研究開発を行っている渦電流型ティップクリアランスセンサの原理、特性、使用上の問題点を述べ、更に、開発したティップクリアランスセンサを実時間計測装置を使用して空力タービン回転試験機で行った計測例について述べる。

2. ガスタービンにおけるティップクリアランスの影響

先にも述べたように、ティップクリアランスの増減はガスタービンの全体効率に大きな影響を及ぼす。文献(1)によれば図1に示すように翼の高さに対し1[%](S/h=0.01)のティップクリアランスの増加は約1.5[%]の効率低下をもたらす。また図2は2軸ターボファンエンジン及びターボシャフトエンジンにおいて、各コンプレッサ、タービンの各要素の効率が1[%]低下した場合、各々の要素が単位推力当りの燃料消費率(TSFC)に与える影響を示したものである。総合的に見ればターボ

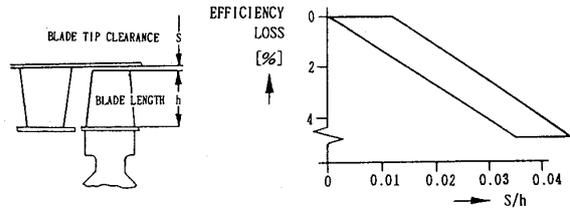


図1 ティップクリアランス変化による効率への影響

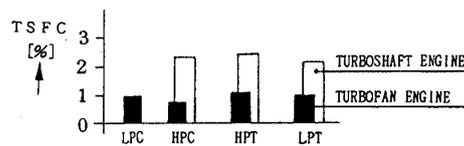


図2 効率の変化による燃料消費率への影響

ファンエンジンで約2[%]、ターボシャフトエンジンで約3.5[%]のTSFC増加として表れている。更に、ティップクリアランスはガスタービンの動作状態により変化する。図3は航空用ガスタービンに

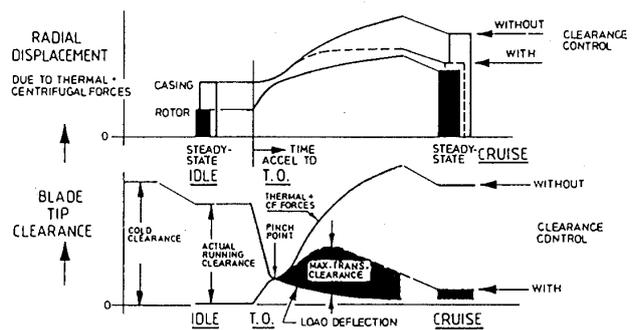


図3 航空用エンジンのティップクリアランス変化(タービン)

における各動作時のタービンのティップクリアランス変化を示したものである。

3. ティップクリアランスの計測法

計測を行おうとするコンプレッサ、タービンのティップクリアランスは、その効率への影響度から、

(昭和62年2月3日原稿受付)

表1 各種計測法とその特徴

種類	方法	長所	短所
X線透視法 (図4)	強力なX線でケーシング内部を透視する。	<ul style="list-style-type: none"> • ティップクリアランスの外に内部の挙動がわかり、目的によっては貴重な情報が得られる。 • 高温場所でも計測可能。 	<ul style="list-style-type: none"> • 装置がきわめて高価、大がかり。 • 取り扱いが難しい。 • 精度はさほど高くない。
接触ピン法 (図5)	ケーシング内壁より出たピンを翼端で擦り取らせたあと、ポアスコープ等でピンの高さを測定する。	<ul style="list-style-type: none"> • 安価で原理的に簡単である。 • 高温場所でも計測可能。 	<ul style="list-style-type: none"> • 能率的でない。 • 最接近翼の間隙しか計測できない。 • ピンは安価であるが寿命が短い。
探針法 (図6)	針先端と、翼端との間の放電開始距離を、予め校正してあるケーシング壁面との位置の差により知る。	<ul style="list-style-type: none"> • 翼の材質、形状等に左右されずに計測できる。 • 現在一番安定した方式。 • 高温場所でも計測可能。 	<ul style="list-style-type: none"> • 翼列の回転停止の場合は使用できない。 • 最接近翼の間隙しか計測できない。 • 大がかりで高価。
光学法 (図7)	レーザ等の光源を利用し対象物からの反射の強度、角度、経路また遮光を利用して検出、測定する。	<ul style="list-style-type: none"> • 精度が高く、周波数応答が早い。 • 温度の影響を受けない。 • 高温場所でも計測可能。 	<ul style="list-style-type: none"> • 翼端の仕上精度、汚れに影響される。 • 長時間実機では計測できない。 • 高価である。
静電容量法 (図8)	翼端とセンサ間の距離が容量の変化と比例する事を利用する。	<ul style="list-style-type: none"> • 周波数応答が高く、翼の材質などの影響を受けない。 	<ul style="list-style-type: none"> • センサ翼端間の流体の誘電率が変化すると誤差となる。 • 翼の形状が異なると校正が必要。 • 取り扱いに注意が必要。
渦電流法 (図9)	センサ先端の高周波コイルに翼端が近接することにより、翼端内に発生する渦電流によって、センサコイルのインピーダンスが変化することを利用する。	<ul style="list-style-type: none"> • 静止から高速回転まで使用できる。 • 流体の組成に影響されない。 • 安価で取り扱いが簡単。 	<ul style="list-style-type: none"> • 翼の形状、材質、センサ周囲の金属の影響を受ける。 • 温度によって特性が変化する。 • 校正が必要。

必然的に高温、高圧部位の計測が必要であるが、その計測条件の厳しさから実機に装着し、実用に耐えるティップクリアランスセンサは、未だ開発段階にある。以下にその代表的な方法を示す。

- ① X線透視法⁽⁵⁾ ② 接触ピン法 ③ 探針法⁽⁴⁾

- ④ 光学法⁽³⁾ ⑤ 静電容量法⁽⁶⁾⁽⁷⁾⁽⁸⁾⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾⁽¹²⁾ ⑥ 渦電流法

上記方法の特徴を比較したものを表1に示す。また各方法における代表的な動作原理を図4～図9に示す。

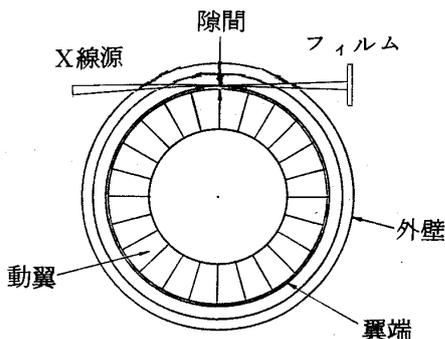


図4 X線透視法

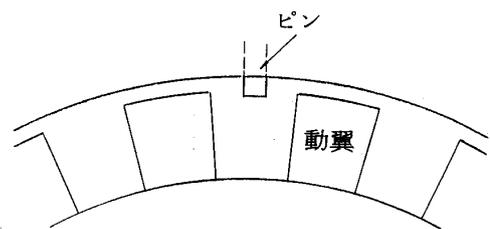


図5 接触ピン法

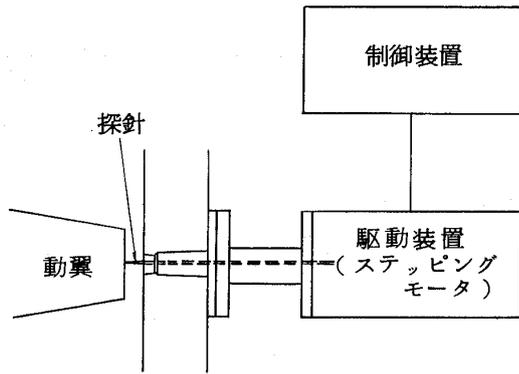


図6 探針法

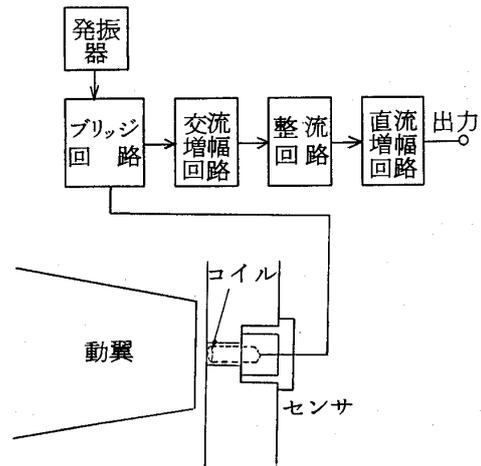


図9 渦電流法

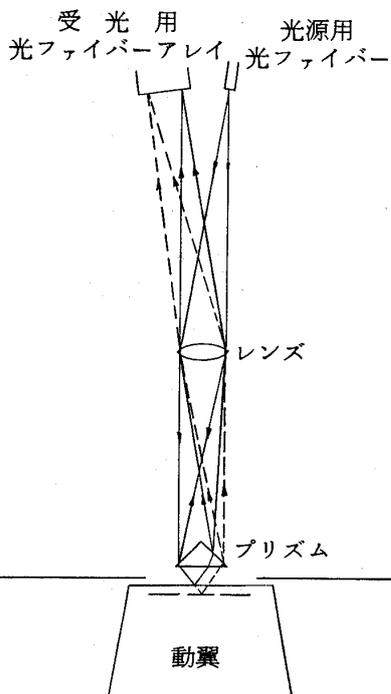


図7 光法

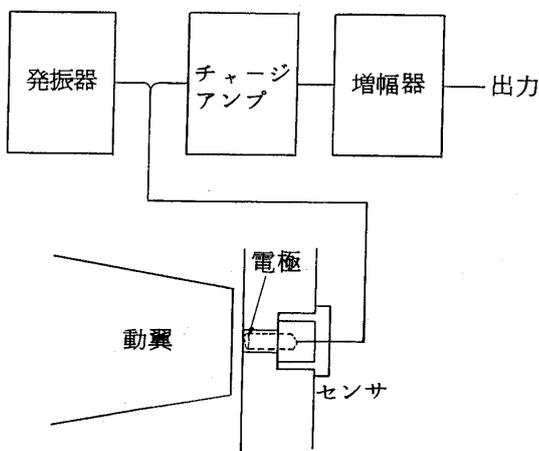


図8 静電容量法

4. 実用的なティップクリアランスセンサの選定

ティップクリアランスセンサは、測定対象であるコンプレッサ、タービンが試験研究用であるか又は実機に組み込みを想定するか、により選定条件は異なるが、筆者等の目標が実機装着であることから、これを基に具備すべき条件を列挙すれば、

- (1) 小型・軽量で装着、取り扱いが簡単。
- (2) 高速応答性を有する。
- (3) センサ出力特性が測定環境条件（例えば、作動流体の特性、装着状況、周囲温度等）により左右されない。
- (4) 耐熱性、耐環境性に優れ、長期間安定に動作する。
- (5) 低価格

等であろう。しかしながら上記条件を全て満足するセンサは現在得られていない。筆者等は先の各計測方法を検討した結果実用的な使用に耐え得る可能性のあるセンサとして渦電流型を採用し、特に上記(1)、(3)及び(4)の特性を改善すべく現在研究開発を進めている。

5. 渦電流型センサの原理及び基本特性

5.1 渦電流型センサによる変位の測定原理

渦電流はレンツの法則によって理解され、相互誘導作用によって生ずる。図10においてある距離を隔ててコイルを置き、このコイルに交流電流を流すと磁束 ϕ がコイルから発生し、金属板はこの磁束 ϕ を受け環状の電流を生ずる。この電流はま

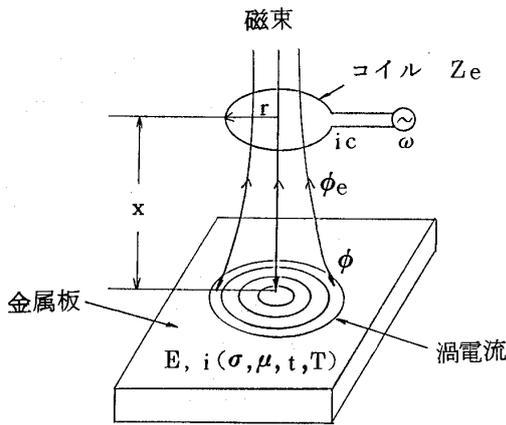


図10 渦電流型変位センサの原理

た元の磁束 ϕ を防げようとする逆方向の磁束 ϕ_e を発生する。この電流は過電流と呼ばれ、金属板中を環流して最終的には熱エネルギーとなる。

今、導電率 σ 、透磁率 μ 、厚さ t 、温度 T の金属板から距離 X を隔てた半径 r のコイルに角周波数 ω の交流電流 $i_c(\omega)$ を流すと金属板中には誘導起電力 E によって渦電流 i が生ずる。この渦電流は必然的にコイルのインピーダンス Z_e に変化をもたらすが、この Z_e には多くの情報が含まれており次の関数で表される。

$$Z_e = f(X, \sigma, \mu, t, T)$$

従って変位センサとして使用する場合、 σ, μ, t, T が一定であるという条件が必要である。

5.2 渦電流型センサの基本特性 図11に渦電流型センサの基本的な出力特性を示す。この特性

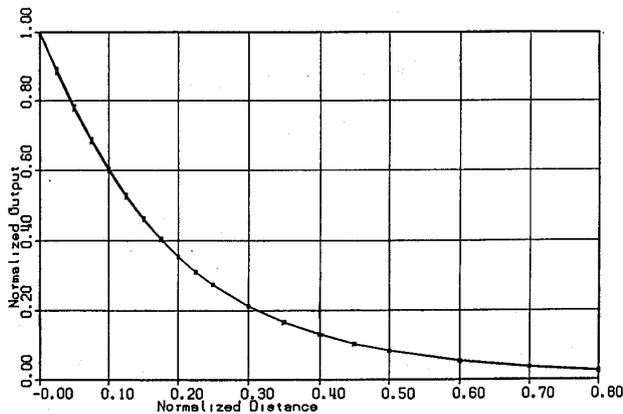
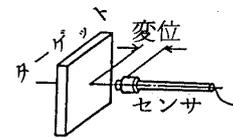


図11 渦電流型変化センサ出力特性

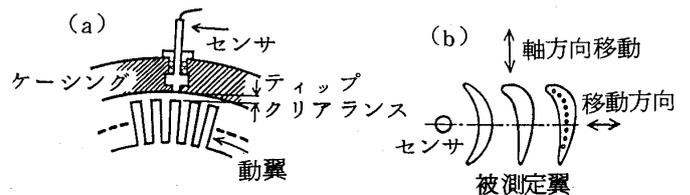
は、センサコイル直径に対し十分大きなターゲットを用い、図9の回路構成でセンサ、ターゲット間の距離がゼロの時最大出力が、また無限遠の時に出力がゼロになるようブリッジ回路を調整した時の出力特性である。この調整法はティップクリアランス計測に都合の良い出力特性が得られることによるもので、通常の変位計測ではこの逆の特性が得られるように、かつ直線化を施し使用している。なお、縦軸は測定値を最大出力値で除して正規化し、横軸は距離をセンサコイル直径で除し、無次元化してある。最大測定距離は増幅器等の特性にもよるが、通常センサコイル直径の0.3~0.6程度即ち、コイル直径を10〔%〕と仮定すれば3~6〔%〕である。この特性はターゲットの材質の特性や寸法、測定環境条件により基本特性を中心に变化することを注意しなければならない。

6. 渦電流型センサのティップクリアランス計測への応用

渦電流型センサは変位計測の分野で広く用いられているが、その使用形態は図12に示すような相



(一般変位計測)



(ティップクリアランス計測)

図12 一般変位計測とティップクリアランス計測との相違点

違点がある。基本的に異なる点は、

- (1) ターゲット幅(動翼端の幅)が狭い。
- (2) ターゲットがコイルの半径方向へ高速に移動する。
- (3) センサコイル部の温度が急激かつ大幅に変化する。

等であろう。

4 節並びに上記の使用形態下での使用を念頭に

おき、実用的なティップクリアランスセンサを設計する上での留意点として以下の項目が挙げられる。

① センサ径が小さく測定範囲が大きいこと

センサ出力は翼端の幅(翼厚)とセンサ直径(コイル直径)との比が2以下であると正常値より小さくなるため、できる限り小さくすることが望ましい。このことは運転中に翼端が図12(b)に示すように、軸方向にズレた時でも精度を落さないためにも必要である。コイル直径は、3〔%〕以下、測定範囲は通常1〔%〕程度が望まれる。

② 周波数応答性が良いこと

基本的にはセンサアンプの周波数特性を向上させることにあるが、5.2で述べたように、ブリッジ回路及びセンサアンプを調整することにより翼端の通過毎に起こるアンプの飽和現象を防止し、周波数特性を向上させることができる。

③ ターゲットの移動速度によって誤差が生じないこと

渦電流式変位計を高速回転体の振動、変位測定に使用する時に問題となる点は、センサを駆動する周波数によっては、ターゲットの移動速度が大きい場合真値を得ることができないことである。この件に関して文献(9)に基づき数値計算を行った結果、駆動周波数を1〔MHz〕以上にとれば実用上問題ないことを確認した。

④ センサの耐熱性

計測場所によっては非常に高温となるためにセンサは十分な耐熱性を有する材料を使用するか、空冷等の冷却構造を考える必要がある。

⑤ 校正の実施

渦電流型センサは原理的にターゲットの材質、形状、センサの周囲金属及び温度の影響を受ける。従ってできる限り、現実の計測環境に近い状態で距離—出力特性の校正をする必要がある。またこの校正を正確かつ短時間に行える装置の開発も、センサの開発と同様に重要である。

7. 渦電流型ティップクリアランスセンサ及び実時間計測装置の開発

筆者等は実機ガスタービンに装着が可能な小型渦電流型センサ及び実時間で全動翼のティップクリアランスの計測が可能な計測装置を開発し、空

力タービン回転試験機により試験を行い、良い結果を得たので紹介する。

7.1 小型渦電流型ティップクリアランスセンサ

センサの構造を図13に示す。計測部先端直径、6.5〔%〕、センサコイル直径(D)、3〔%〕、全長105〔%〕である。センサコイル部は小型かつ耐熱性を

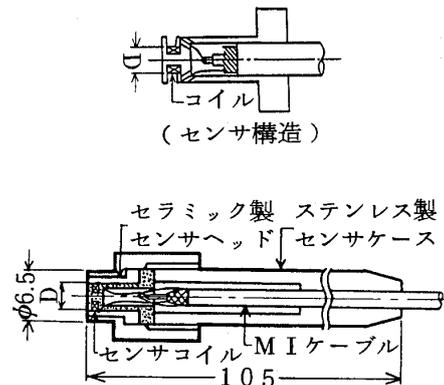


図13 渦電流型ティップクリアランスセンサの構造

持たせるため、コイルボbinはセラミック製とし、コイル線材として直径0.1〔%〕のニッケルメッキ銅線に無機ポリマーをコーティングしたものをを用いた。本センサを空力タービン回転試験機に装着する時は図14に示すようにシュラウドリンク内面にセンサ

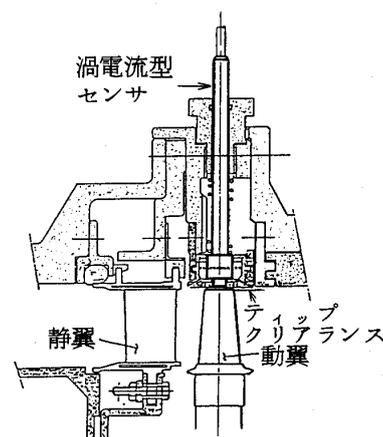


図14 空力タービン回転試験機

先端面を合わせ、スプリングで押し付ける構造とする。図15にセンサ及びタービン動翼の外観を示す。図16に本センサの出力特性を示す。渦電流型センサではセンサコイル部の温度変化が出力特性に影響を及ぼすことから、本センサアンプではコ

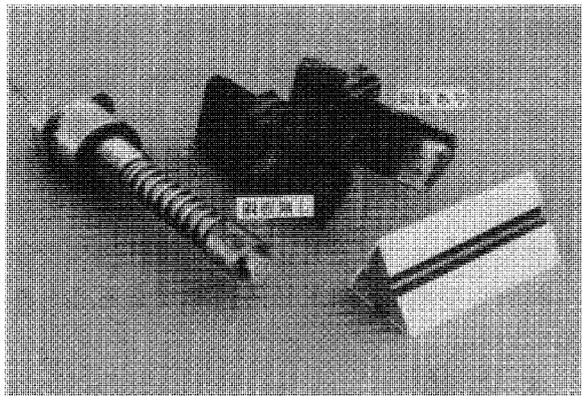


図15 使用センサ及び供試タービン翼

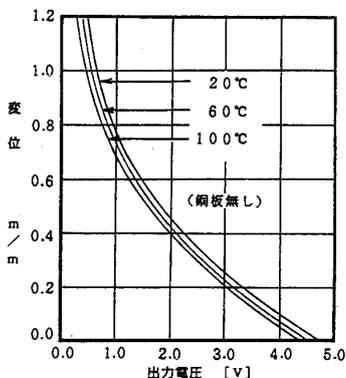


図16 使用センサ出力, 温度特性

イル線材と接続ケーブルの接続点における熱起電力を利用してコイル部温度を測定し、2変数の内挿計算における温度入力としている。今回開発したセンサの耐用温度は250〔℃〕程度かと推測され

るが、冷却構造を付加すればより高温で使用可能となろう。

7.2 ティップクリアランス実時間計測装置

本装置は複数個のティップクリアランスセンサの波形の出力信号から測定段全動翼のティップクリアランスを算出して表示するものである。図17にその系統を、図18にインターフェイス部の外観を

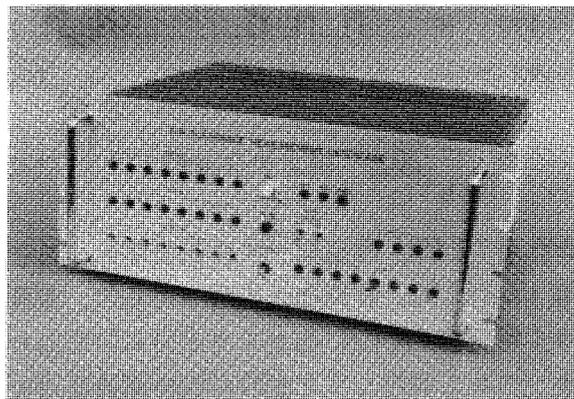


図18 ティップクリアランス計測用インターフェイス

示す。図19 (A) のように、各動翼がセンサの下を通過する時に得られる波形の出力信号の最大値(各翼のティップクリアランスに対応する)を次々にA/D変換し結果をメモリに蓄え、これをデジタル計算機に伝送した後、必要な情報を抽出して表示する。図19にインターフェイス部の基本動作波形を示す。操作キーボードからは、計測条件設定(計測チャンネル番号、平均回数、動翼枚数等)、

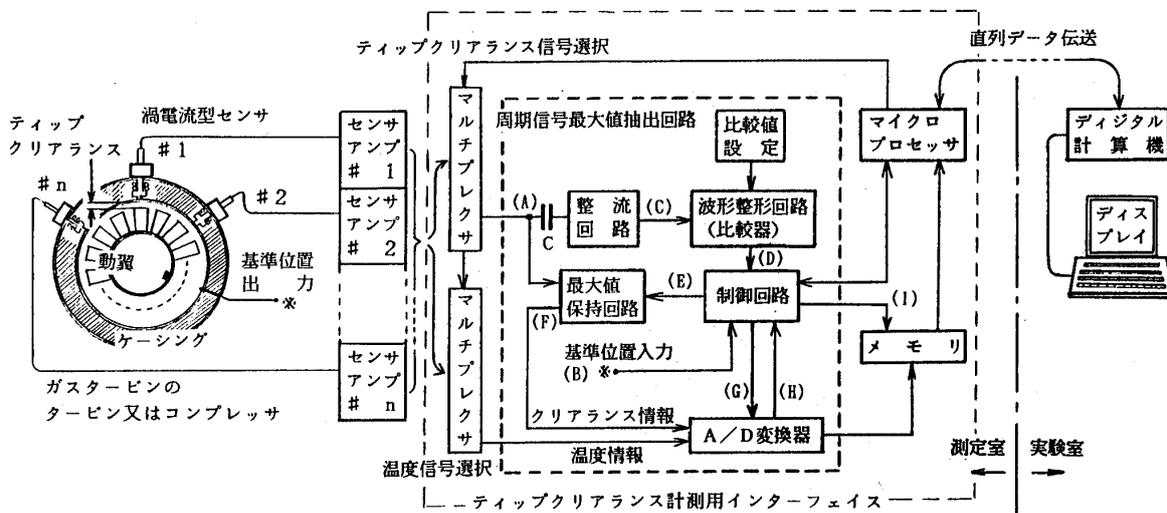


図17. ティップクリアランス実時間計測装置系統図

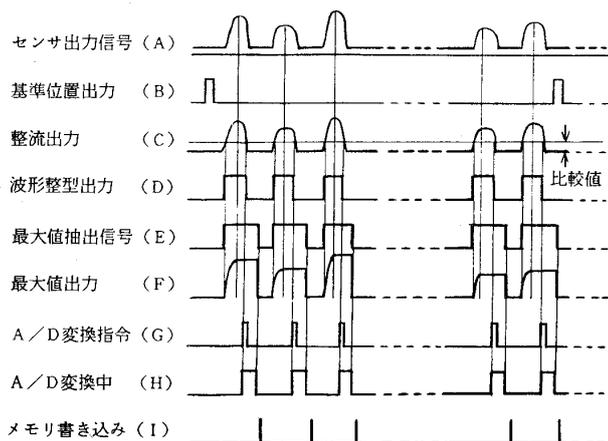


図19 基本動作波形

動作指令(計測, 収集データの伝送開始, 各種診断等)が行える。計算機は受信した変位, 温度データ(電圧値)を用い各センサ出力に対応した関数テーブルを使用して2変数の内挿演算を行い実際のティップクリアランス値を得る。この結果は直ちにディスプレイに数値あるいはグラフとして表示される。受信した生データはフロッピーディスクにも記録され, 実験終了後上記演算を行って, グラフ, 数値の形式で再生できる。

7.3 空力タービン回転試験機による計測試験

使用した空力タービン回転試験機は直径515[mm]のシュラウドリングを有し, これに図14のようにセンサを取り付けた。タービン動翼は翼高33[mm], 翼弦長19[mm]であり, 動翼先端面に冷却孔が開いているため, 全動翼114枚のうち10枚は翼端に厚さ0.3[mm]の銅板をろう付けして実験した。図20

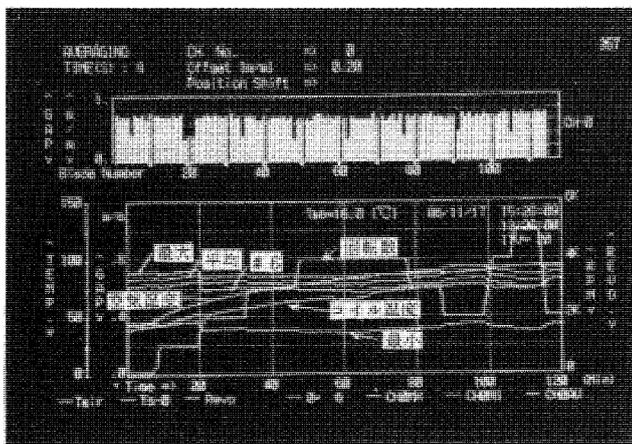


図20 計測結果の表示例

に計測結果の表示例を示す。計測は20秒毎に行い計測段全ての動翼ティップクリアランスのヒストグラムを上段に, 下段には最大, 最小, 平均及び任意に選んだ翼番号の各ティップクリアランス値, 回転数, センサコイル温度, 主流空気温度の時間推移を色別にして, また必要に応じ数値として併せて表示できるようにした。各計測値は物理現象を良く説明しており, 量的にも信頼できることを確認している。

8. まとめ

以上著者等が開発している小型ティップクリアランスセンサを中心にティップクリアランス計測技術の現状を述べた。今後はセンサの耐高温性を改善するとともに, 能率的で精度の確保に有効な校正方法の確立, 計測上のノウハウの蓄積, センサの信頼性の向上等が重要な課題となろう。なお, 本計測法の研究の一部は通産省工業技術院のムーンライト計画「高効率ガスタービンの研究開発」において行われたことを付記する。

参考文献

- (1) D. K. HENNECKE and K. TRAPPMANN, Turbine Tip Clearance Control in Gas Turbine Engines, AGARD Conference Proceedings No. 324, 1982.
- (2) P. PILIDIS and N. R. L. MACCALLUM, Models for Predicting Tip Clearance Changes in Gas Turbines. AGARD Conference Proceedings No. 234, 1982.
- (3) J. P. BARRANGER and M. J. FORD, Laser Optical Blade Tip Clearance Measurement System, Measurement Methods in Rotating Components Turbomachinery, ASME 1980 pp. 127-131.
- (4) D. P. DAVIDSON, R. D. DEROSE and Others, The Measurement of Turbomachinery Stator-to-Drum Running Clearance, ASME 83-GT-204.
- (5) W. G. ALWANG and B. KINCHEN, Internal Running Clearance Measurement in Gas Turbines Using High Energy X-radiography, ISA ASI 1975.
- (6) 越沼, 狩谷, 加藤:「渦電流型センサを用いたブレードティップクリアランスの計測」, 第26回航空原動機に関する講演会, 1986年2月。
- (7) 越沼, 井上, 臼井:「渦電流型センサを用いたブレ

- ードチップクリアランスの計測」(装置及び計測例)
第27回航空原動機に関する講演会, 1987年2月。
- (8) 「磁気センサマニュアル」, ㈱トリケップス
- (9) 武平・田中: 「移動平板導体に相対したソレノイドコイルのインピーダンス変化」, 電気学会論文誌, A 58-A30.
- (10) 今池: 「渦電流型変位計を用いたチップクリアランス計測」, GTSJ シンポジウム, 60年11月。
- (11) 「新川技報」, 1984, No.2, ㈱新川電機。
- (12) Displacement Measurement Systems, ㈱三協インターナショナル。
- (13) 遠藤, 松田, 斎藤, 松木: 「回転動翼の振動およびチップクリアランスの非接触計測技術とその応用」ターボ機械, 1983年9月。



共 催 講 演 会

第15回液体の微粒化に関する講演会 講演募集

1. テーマ

微粒子の過程と機構(微粒化に至るまでの液体の運動や粒群の挙動, 熱・物質の移動なども含む), 各種アトマイザーの噴霧特性, 微粒化装置, 噴霧特性の表示法と測定法など。

2. 開催要領

- 1) 開催期日 昭和62年8月27日(木), 28日(金)
- 2) 会 場 東京鴻池ビル大会議室(予定)
- 3) 主 催 (社)燃料協会(Tel 03-834-6456 ~ 8)

3. 講演申込締切

昭和62年4月30日

詳細につきましては上記(社)燃料協会へお問い合わせ下さい。

- ードチップクリアランスの計測」(装置及び計測例)
第27回航空原動機に関する講演会, 1987年2月。
- (8) 「磁気センサマニュアル」, ㈱トリケップス
- (9) 武平・田中: 「移動平板導体に相対したソレノイドコイルのインピーダンス変化」, 電気学会論文誌, A 58-A30.
- (10) 今池: 「渦電流型変位計を用いたチップクリアランス計測」, GTSJ シンポジウム, 60年11月。
- (11) 「新川技報」, 1984, No.2, ㈱新川電機。
- (12) Displacement Measurement Systems, ㈱三協インターナショナル。
- (13) 遠藤, 松田, 斎藤, 松木: 「回転動翼の振動およびチップクリアランスの非接触計測技術とその応用」ターボ機械, 1983年9月。



共 催 講 演 会

第15回液体の微粒化に関する講演会 講演募集

1. テーマ

微粒子の過程と機構(微粒化に至るまでの液体の運動や粒群の挙動, 熱・物質の移動なども含む), 各種アトマイザーの噴霧特性, 微粒化装置, 噴霧特性の表示法と測定法など。

2. 開催要領

- 1) 開催期日 昭和62年8月27日(木), 28日(金)
- 2) 会 場 東京鴻池ビル大会議室(予定)
- 3) 主 催 (社)燃料協会(Tel 03-834-6456 ~ 8)

3. 講演申込締切

昭和62年4月30日

詳細につきましては上記(社)燃料協会へお問い合わせ下さい。

1. まえがき

最近の航空機の技術革新は著しい。高アスペクト比翼による空力の改善，高張力アルミの応用による構造革命，FMS(Flight Management System)による操作性の改善，高バイパス比エンジンとエレクトロニックコントロールの採用による省エネルギー化等の技術革新を取り入れた，B767/B757の出現後，今や90年代はおろか2000年代目指し，加速度的に航空機は進歩をとげている。今後の推進システムも90年代には超バイパスエンジンが，そして2000年代には可変サイクルエンジンが主流になるだろうといわれている。そしてエンジンコントロールもエレクトロニックコントロールがハイドロメカニカルコントロール(HMC)にとって変わり，機体のAEA(All Electric Aircraft)化，FBW/FBL化に歩調を合わせると共に，さらには機体電子コントロールと推進制御の統合化へ向かって大きく進展するものと思われる。ここでは，エンジンの電子制御：FADEC(Full Authority Digital Electronic Control)開発の現状と動向について紹介する。

2. 海外の商用機のFADECの現状

2.1 機体のデジタル化とエンジンコントロール

機体のデジタル化は初めて，ARINC 700 シリーズシステムを採用したエアバスインダストリー社のA300FF(1981年就航)に端を発し，続いてB767/757(1982/1983年)，A310(1983年)，A300-600(1984年)がデジタル機として出現した。

しかし，上記に採用されたエンジンのコントロールは，1976年に就航したコンコルドのオリンパス593再熱二軸ターボジェットエンジンが，デジタル式のエアインテークコントロールシステム及びアナログ式エンジンコントロールを採用したにもかかわらず，B757用PW 2037エンジン以外

(CF6-80エンジン他)はデジタル式スーパーバイザリコントロールを採用している。その理由はアナログ式フルオーソリティコントロールは，部品点数増大による形状，質量および故障率の増大にあった。

しかし，コンコルドのエンジンコントロールが機体搭載であったのに対し，厳しい環境条件を要求されるエンジン上に搭載された意義は，エンジンのメインテナビリティの向上はさることながら大きい。又一方でエレクトロニクスの信頼性がHMCの実績を上回るに到ったことを実証するものであった。

そして，1988年就航予定のA320用CFM56-5，およびV2500エンジンは共にFADECであり，今後開発されるエンジンはCF6-80 C2を始め押しなべてFADECが採用されることになっている。

2.2 FADEC化の例

2.2.1 PW2037 1984年11月にPW2037エンジン搭載のB757 1号機がデルタエアラインに納入された。PW2037はハミルトンスタンダード社のFADEC：EEC104 Electronic Engine Controlを装備する商用の1号機であり，画期的な出来事であった。

本FADECは2重冗長系のデジタルエレクトロニクスシステムである。2チャンネルのコントロールが互いに電氣的にアイソレートされ，1つのボックスに収納され，各チャンネル共，専用発電機により電源を供給されている(図1参照)。

B757で約8カ月のテストプログラムを終了後，1984年10月29日にFAAの型式認定を取得した。地上での雷のシミュレーション試験をもちろんクリアし，Boeing社のテスト機による飛行試験中，ワシントン南方で雷の直撃を受けたがみごとクリアしたという有名なエピソードがある。雷は機体ノーズからテールに抜け，ノーズドームは破れ，ウェザーレーザアンテナは破損し，飛行試験のための計測用トランスデューサがいくつか破損した

(昭和62年2月3日 原稿受付)

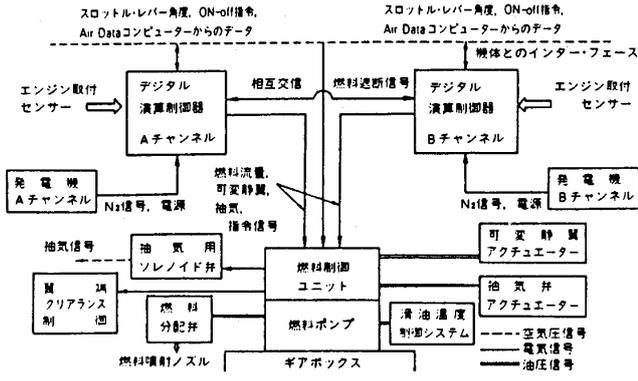


図1. PW2037用 FADEC システム

にもかかわらず、エンジンコントロールは何ら影響を受けなかったという。左右エンジンの計測ラインのパスを左右に分けたり、コントロールのラインは他の電源と離す等の工夫はもちろん、アドバンスドエアクラフトが雷の直撃に対しプロテクションのない複合材料を広く使用するという仮定のもとに、EEC104自体に特別設計が行われ動作が強化されている。EEC104はサイズ：14.5" × 21.67" × 5.17" (368×550×131mm)で約26.5ℓ、重量38.5ℓb(17.4kg)、消費電力は最大55wでファンケーシングに搭載され、冷却は空冷である。

マイクロプロセッサはCMOSのゲートアレイ(1960G)4個できており、CPU&I/Fロジックの90%をカバーしている。つまりセミカスタムゲートアレイである。87命令でTHROUGHPUTは600KOPSで、低消費電力、高性能、高密度実装、高信頼性、安価をデザインゴールとして開発されている。EEC104は燃料流量(W_F)、可変静翼(VSV)、エアオイルクーラ、抽気、アクティブクリアランス、スラストリバーサ等を制御し、SFC、性能、信頼性の改善及び重量の軽減に大いに貢献したという。信頼性の点では、フォールトトレラント設計が行われ、ハードウェアによる入力信号のクロストークおよびソフトウェアによるクロスチャンネルパラメータチェック、ビルトインテストに工夫がなされ、チャンネルAがプライマリコントロールとなっているが、チャンネルAが故障するとチャンネルBに切り換えられる。

以上により、飛行中エンジン停止率は $\leq 5/10^6$ Hrsを実現している。E.AROMに故障コードをストアし、又、フォールト発生時の操作条件、環境

条件等がストアされることにより、リペアショップでのトラブルシュートプロセスの高速化、断続故障の解明に対するテスト方法の改善等が可能とされている。更に、①スラスト一定のセッティングができることにより機体のFMSのオペレーションが高揚され、上昇中及び巡航中の著しい燃料節約ができる、②地上でのエンジントリムあるいはファインチューニングの必要がなくなり経済的、③正確なパワーセッティングおよびエンジンのオーバーブーストの防止により、エンジンの高温部分のストレスを最少にし、エンジン寿命が延長、④FADECはエンジンパワーを自動的に調整して設定したEPR値を維持することができるし、自動的にエンジンリミットを守るので、不注意によるオーバーブーストを防ぐ等パイロットの負担が軽減される等の利点があることがあげられている。

2.2.2 CFM56-5, CF6-80C2 ボーイング社の737-300/400, KC-135, E-3AWACS, マクダネルダグラス社のDC-8スーパー70シリーズに採用されているCFM56エンジンの最新モデルCFM56-5エンジン用にGE社はFADECを開発した。ハイドロメカニカルユニット(HMU)はウッドワードガバナ社製である。本エンジンを搭載したA320機の初フライトは1987年3月に予定されており、各種試験を経て8月には型式証認を取得の上1988年4月より就航するとのことである。GE社のFADEC技術は、LM2500エンジンのIEC(2重系FADEC)、CF6-80C2用PMC(: Power Management Control... N1トリムのスーパーバイザリコントロール)等がベースとなっているが、CFM56-5用FADECの概要を図2に示す⁽¹⁾。本FADECの発展型が現在CF6-80C2用に開発中

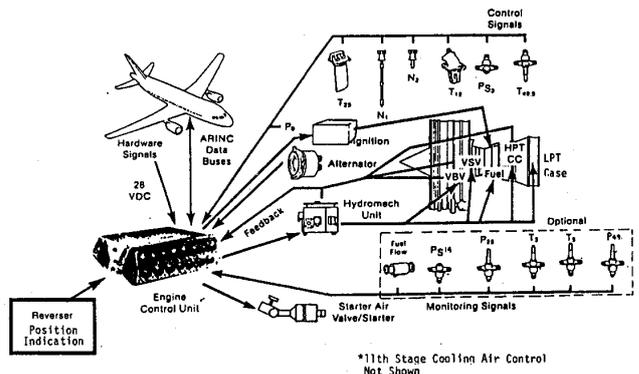


図2. CFM56-5 FADEC システム概要

である。

2.2.3 V2500 現在5カ国の共同開発になるIAEのV2500エンジンは、CFM56-5と同じくA320にも採用されることになっている。コントロールはFADECであるが、その詳細は明らかにされていない。現在のところ、エアライン向にオープンにされた資料により、推察するしかない。V2500エンジンとその制御関数は、図3に示す内容となっている。EEC(Electronic Engine Con-

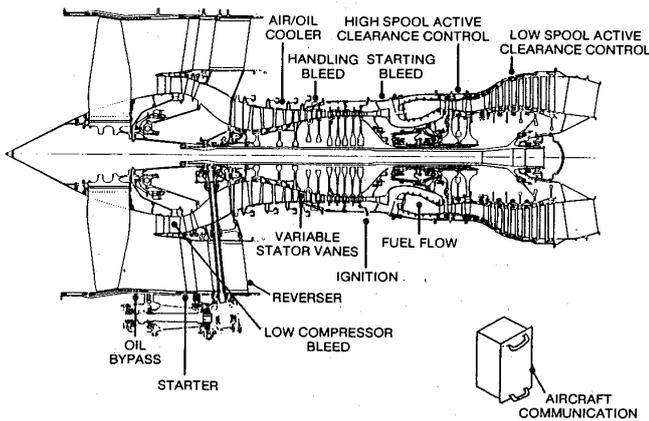


図3. V2500のコントロール ファンクション

rol)とFMU(Fuel Metering Unit)を含むコントロールシステムは図4に示すとおりである。図3,4より、EECの主たるコントロールパラメータは、燃料流量、VSV、高圧タービン動翼のACC、低圧コンプレッサブリード、エア/オイルクーラのバイパスの5チャンネルであり、2重巻線のトルクモータにより連続制御される。スラストリバーサ、フューエルダイバータ、フューエルリターンコンプレッサ10段および7段のブリード、低圧タービン動翼のACC、スタータモータの7チャンネルが2重巻線のソレノイドでオンオフ制御されている。又、イグニッション、P₂/T₂ヒータ、EEC HEALTHの3チャンネルが2重コイルのリレーにより同じくオンオフ制御されている。

IAEによると、EECは第3世代のハミルトン社の設計によるもので、高精度のセンサおよびマイクロプロセッサを使用しているとのことであるが、2.2.1項のEEC104からある程度の推察をすることができる。

更に、エンジンの自動スタート、コックピット周りの簡略化、セルフテストと記録によるメンテナンスの簡略化、エンジン作動効率の最適化に

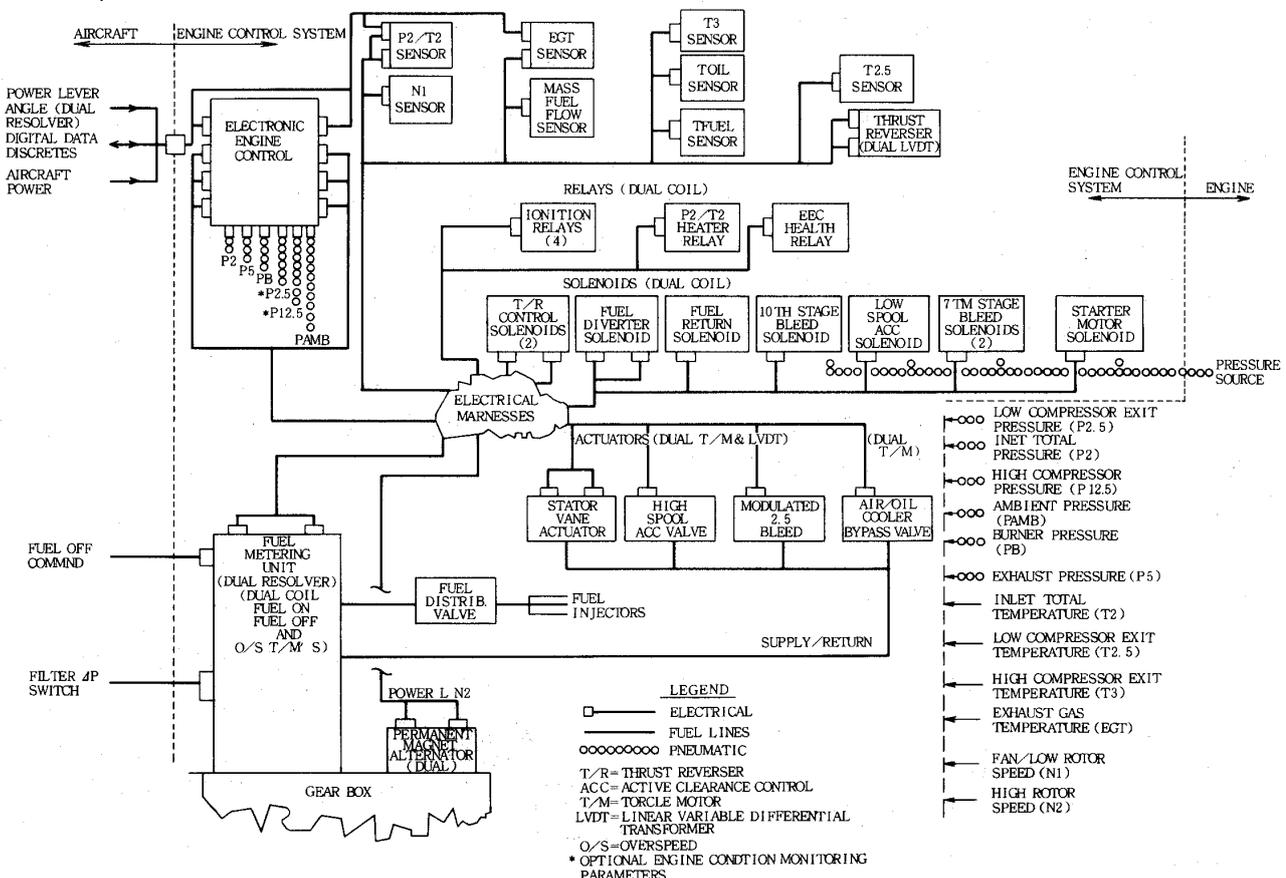


図4. V2500用 FADEC システム

よる燃料消費率のミニマム化、運航費の削減等を強調している⁽²⁾。

2.2.4 RB211-524 D4D B747-200/300
 新型機用RB211-524 D4Dは、RR社とLUCAS社により開発されたFADECを採用している。

両社はDFC(Digital Fuel Control)と称し、
 図5に示すように、FAFC(Full Authority Fuel Control)とFMU(Fuel Metering Unit)とから構成されている。FAFCの電源は、AGB(Accessory Gear Box)から駆動される専用発電機から供給されるとともに、バックアップとして機体電源ももらっている。

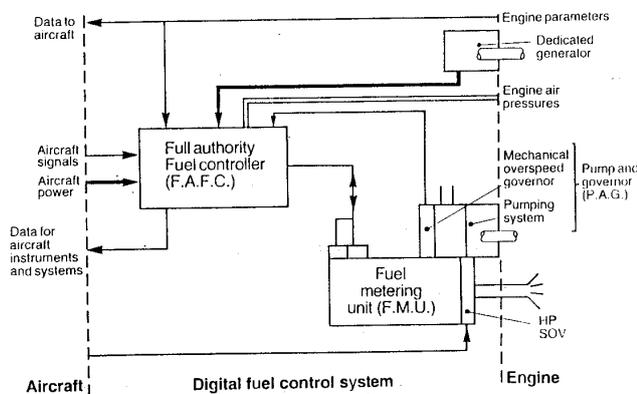


図5. RB211-524 D4D用 デジタル
 フューエル コントロール システム

エンジン暴走を防ぐためのオーバースピードリミッタはメカニカル方式とし、FMUにポンプと共に内蔵されている。

もちろん機体とのコミュニケーション機能を持ち、機体から推力指命、エアデータおよびディスクリット信号を受け、FADECからはエンジンデータを計器表示すると共に、オートスロットル/メンテナンス用データを送付する。FAFCは2重構成、各系はデュアルCPUモジュール構成(図6参照)となっている。2個のCPUは同じ入力信号を取り込み、同一のクロックで駆動されて、メモリは別々に持っているがソフトウェアが同じであるので、同じ演算結果となりアウトプットは同一のはずである。そのアウトプットはシリアルアウトプットとなっており、ハードウェアコンパレータにてBIT BY BITで比較されている。もし不一致となるとフォールトインテグレータにて積算さ

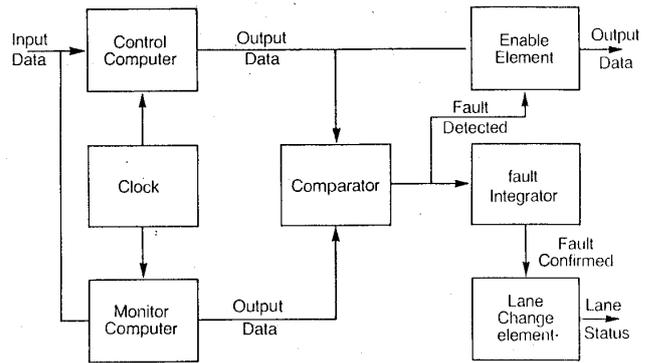


図6. HIC(High Integrity Computer)
 ブロック ダイアグラム

れ、ある値になると系(Lane)が切り換えられる。2個のCPUは役割がコントロール用とモニタ用に役割が分けられており、出力はコントロール用CPUからのみ出されるようになっている。

本システムの特徴は2重系構成の場合のどちらが正しいかを識別するためのBITEプログラムが、PW2037のEEC-104のようにクロストークによる場合は大変複雑となるのに対し、コンパレータというハードウェアによってなされるため簡単になるというところにある。本方式をHIC(High Integrity Computer)と称しているが、欠点としては、コモンモードフェイリャについては検出されることなく正常とみなされるという点があげられるが、その確率は大変小さいもので、信頼性の点でもコンパレータ部のハードウェアが故障すると致命的となるがハードウェアの構成をミニマムとし、故障率を低くおさえることにより、オールマイティに近い形にすることができる。

但し、FAFCは4CPU構成となるため、必然的に消費電力、容積の面で大きくならざるをえないという欠点があるが、新しい実装技術の採用により、冷却は強制空冷となっている。ソフトウェアは、制御に必要な機能毎にアセンブラにて組まれたモジュールが用意されており、そのモジュールランゲージで制御フローチャートから直接1対1でプログラムができるようになっている。LUCAS社はこれをLUCOL(LUCAS COntrol Language)と称しており、その紹介を図7にしておく。

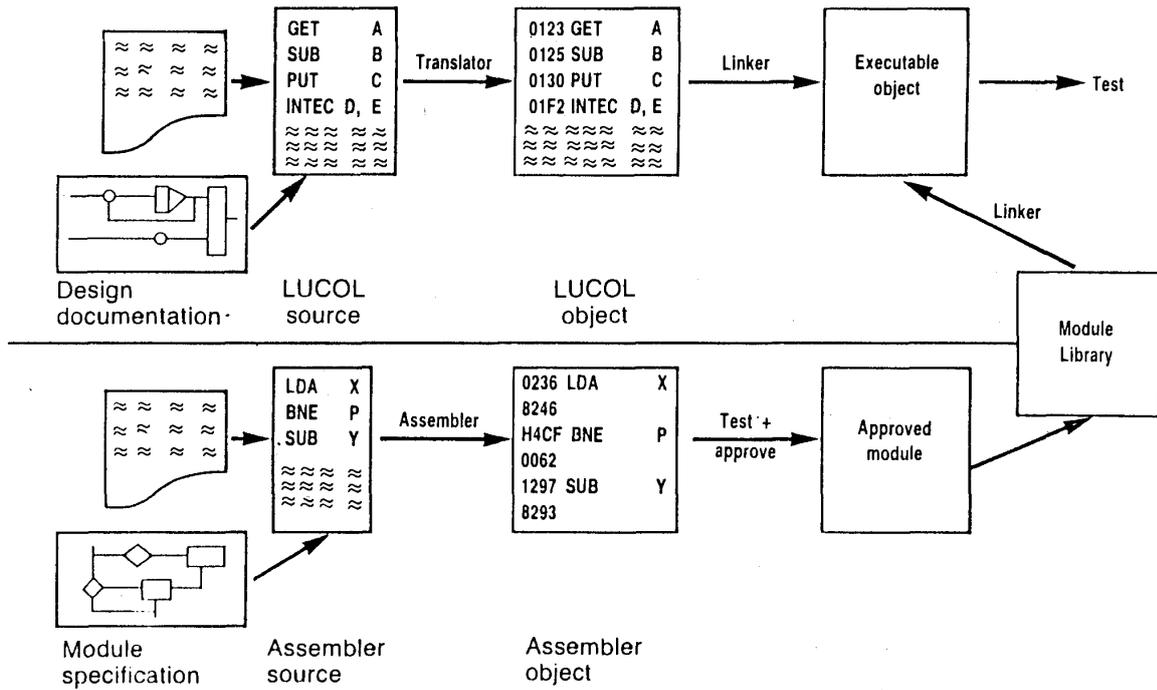


図7. モジュール言語 LUCOLの開発フロー

3. 我が国のFADECについて

3.1 高バイパス比ターボファンエンジン

日本における商用機エンジン用FADECの開発は、航空宇宙技術研究所により、デジタル式エンジン制御装置の研究が1971年より開始され、次の5つのサブプログラムが実施されている。

- ① ジェットエンジンの実時間シミュレーション
- ② エンジン動特性の研究
- ③ ミニコンピュータによるエンジンの制御
- ④ デジタル式電子制御装置の基本構成および技術動向調査
- ⑤ 制御装置の試作

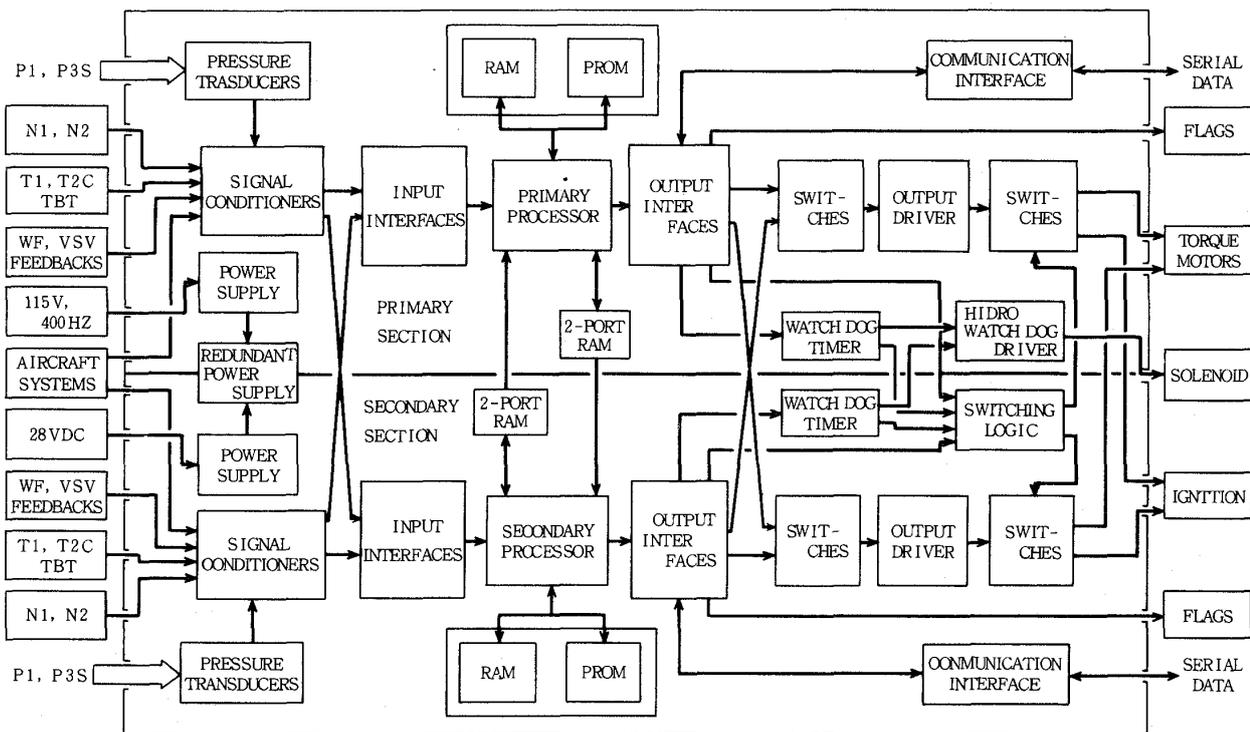


図8. HIFEC ブロックダイアグラム

1980年に2重系構成のFADECが完成し、1981年から1983年にかけてFJR710エンジンに装着され運転試験が行われ我が国のFADEC開発の1マイルポストとなった。本FADECについては、ブロック図(図8)に示すように、アクティブスタンバイの2重系冗長システムで、CPUのクロストークにより系間の情報交換ばかりでなく、入力信号のクロストークも可能で、更に出力ドライバーも相手系を通じてアウトプットすることが可能という、2重系として最大の柔軟なシステム構成が可能となっている。本システムはHIFEC(High Reliability Full Authority Electronic Engine Control)と総称されている。

又、同モデルのバージョンアップされたモデルにより、V2500エンジンの前身であるRJ500エンジンの騒音測定試験が航空宇宙技術研究所の角田試験場において行われている。

1981年から1984年にかけて、(社)日本航空宇宙工業会において、「マイクロプロセッサ利用の燃料制御装置の研究」が石川島播磨重工業(株)と(株)東芝との共同研究により実施され、高性能エンジン制御装置の機能試験型モデルが製作されている。基本的にはHIFECと同じであるが、中心となるマイクロプロセッサにCMOS、NMOS/SOSテクノロジーを用いた耐環境性を有するT88000 MPUを採用し、能力が大幅に改善されている。本CPUは、周辺回路を8000GのGA(CMOS)にまとめ、外付けのマイクロプログラム用マスクROMと共にハイブリッドICとして1"×2"のサイズにモジュールとしてまとめられた。更にスクリーニング試験が行われ、MIL-STD 883C, 方法5004.6(クラスB)に適合している⁽⁵⁾。

現在米国でVHSICの開発が盛んに行われており、CMOS/SOSのテクノロジーがいくつか採用されているのは興味深い。特にMIL-STD 1750 A ISA仕様のMPUの開発が何社(グループ)かで行われているが、中でもマクダネルダグラス社のマイクロ・エレクトロニクス・センターにより開発されたMDC281はCMOS/SOSでRadiation-hardened Processが適用されている。同じくRCA社の開発中のものもCMOS/SOSであり、前者がデザインルールが4μmであるのに対し、後者は1.25μmと高密度化にチャレンジしている。

3.2 小型ターボファンエンジン 一方防衛庁技術研究本部第3研究所においてもターボジェットエンジンを制御対象とする電子式燃料管制装置の研究試作をかわきりに、1984年より「高性能エンジン制御装置(その1)の試作」が行われている。本システムは、JEC-10システムと総称され、ハイドロメカニカルバックアップコントロール付き1重系FADECである。制御対象はXF3-30ターボファンエンジンで、現用のコントロールFC-4(ハイドロメカニカルコントロール+アナログ電子式フューエルコントロールアンプ)と主要制御機能の違いを表1に示す。又、JEC-10のFC-4との性能比較を表2に示すと共に急加速時の推力応答の改善例を図9に示す⁽⁶⁾⁽⁷⁾。本FADECのECU(Electro-

表1. JEC-10主要制御機能

制御機能名称	JEC-10	FC-4
回転数制御	有	有
加減速制御	有	有
可変静翼角度制御	有	有
最高排温制御	有	有
低圧軸最高回転数制御	有	有
高圧軸最高回転数制御	有	無
圧縮機出口最大圧制御	有	無
フライトアイドル制御	有	無
故障検出機能	有	無
交信機能	有	無

表2. JEC-10主要制御機能確認結果

制御機能名称	JEC-10	FC-4
回転数制御	◎	○
加減速制御	◎	○
可変静翼角度制御	◎	○
最高排温制御	○	○
低圧軸最高回転数制御	○	○
高圧軸最高回転数制御	○	—
圧縮機出口最大圧制御	○	—
フライトアイドル機能	○	—
故障検出機能	○	—
交信機能	○	—

nic Control Unit)には、国産の16BIT CPUが採用されており、FBU(Flow Body Unit)と共に台上試験型である。ソフトウェアは、アセンブラのモジュール化言語で構成されており、主たる制

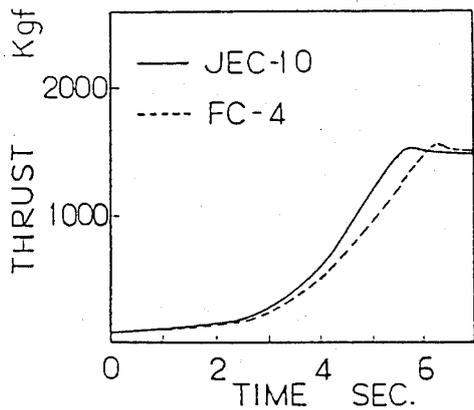


図9. JEC-10急加速時の推力応答

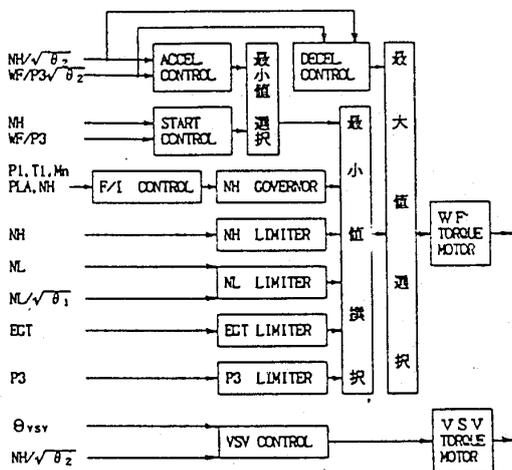


図10. JEC-10制御ロジック(概略)

御ロジックは図10に示すように基本的にはFC-4と同じである。アビオニクスとの交信用データバスとしてMIL-STD1553B仕様を、又、外部機器

との交信(メンテナンス)用にRS232Cインターフェイスを持っている。昭和61~62年度に搭載型の試作が実施されることになっている。

3.3 再熱ターボファンエンジン 1984年に試作された3.2項のJEC-10が1985年には、制御対象を再熱ターボファンエンジン(TF40)とし、一部機能アップがはかられており、このFADECシステムはJEC-11と総称されている。JEC-11でのTF40運転試験は図11に示すような構成で行われ、現用の制御装置(HMC+アナログ電子式)と比較して、①パワーレバー操作制限の緩和、②加速時間の短縮、③リヒートキャンセル時のファンストール回避等の成果が得られたことが報告されている⁽⁸⁾。今後更に複雑な大型再熱ターボファンエンジン用FADECの開発が昭和61, 62年度に計画されている。

4. あとがき

FADEC化の波は前述のように、すさまじい勢いで進んでいる。紙面の都合から、海外諸国の軍用エンジン並びにヘリコプタ用エンジン等についてはふれなかったがこれも例外ではない。我が国における研究もやっと本格的になってきた感があるが諸関係機関の更なる協力のもと、強力に推進する必要があると思われる。

最後に資料提供並びに御協力いただいた方々に深く御礼を申し上げますとともに、本稿が少しでもお役に立てれば幸いです。

参考文献

(1) PETER ROTOCKI "The Next Generation Air-

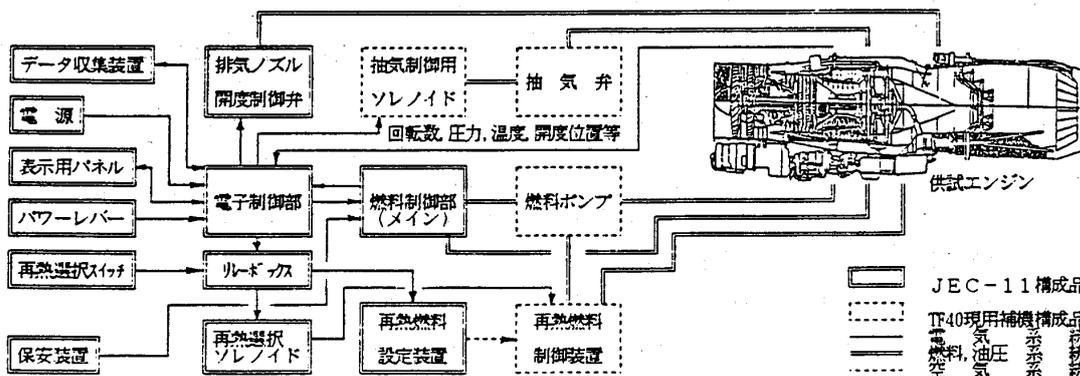


図11. JEC-11の運転試験系統図

- line Aircraft” RTCA 1986 Mtg & Symposium.
- (2) Airline Business Dec.1986.
- (3) ENDO, M., “Research and Development of Digital Jet-Engine Controls,” 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress, Paper No.60.
- (4) ENDO, KISHIMOTO, “High-Reliability Full Authority Electronic Control (HIFEC)” ISABE 85-7027.
- (5) 福岡, 岸本他「High-Reliability 16-BIT CPU MODULE」IMC 1986 Proceedings, Kobe, May 28~30, 1986 p.433~438.
- (6) 山崎他「高性能エンジン制御装置(その1)の性能確認試験結果について」防衛技術 Vol.6, No.1 Jan. 1986 p.52.
- (7) 鍵山他「デジタル電子式エンジン制御装置の特性試験」第26回航空原動機に関する講演会講演集, p.68~71.
- (8) 山崎他「高性能エンジン制御装置(その1)の性能確認試験(再熱ターボファンエンジンのデジタル制御)」防衛庁技術研究本部 第28回研究発表会発表要旨 p.8.



共 催 講 演 会

流れの可視化学会講習会(第2回)
「流れの可視化の基礎技術と最近の進歩」

1. 日 時 昭和62年5月11日(月), 5月12日(火)
2. 会 場 野口英世記念館(東京都新宿区大京町26番地)

詳細は流れの可視化学会(Tel 03-364-1762)にお問い合わせ下さい。

- line Aircraft” RTCA 1986 Mtg & Symposium.
- (2) Airline Business Dec.1986.
- (3) ENDO, M., “Research and Development of Digital Jet-Engine Controls,” 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress, Paper No.60.
- (4) ENDO, KISHIMOTO, “High-Reliability Full Authority Electronic Control (HIFEC)” ISABE 85-7027.
- (5) 福岡, 岸本他「High-Reliability 16-BIT CPU MODULE」IMC 1986 Proceedings, Kobe, May 28~30, 1986 p.433~438.
- (6) 山崎他「高性能エンジン制御装置(その1)の性能確認試験結果について」防衛技術 Vol.6, No.1 Jan. 1986 p.52.
- (7) 鍵山他「デジタル電子式エンジン制御装置の特性試験」第26回航空原動機に関する講演会講演集, p.68~71.
- (8) 山崎他「高性能エンジン制御装置(その1)の性能確認試験(再熱ターボファンエンジンのデジタル制御)」防衛庁技術研究本部 第28回研究発表会発表要旨 p.8.



共 催 講 演 会

流れの可視化学会講習会(第2回)
「流れの可視化の基礎技術と最近の進歩」

1. 日 時 昭和62年5月11日(月), 5月12日(火)
2. 会 場 野口英世記念館(東京都新宿区大京町26番地)

詳細は流れの可視化学会(Tel 03-364-1762)にお問い合わせ下さい。

1. はじめに

燃料電池は燃料の持つ化学エネルギーを電力に直接変換する装置であり、電池とはいえ発電機の一つと考える方が理解しやすい。

燃料電池の歴史は古く、約150年前の1839年に英国で水素と酸素を用いた電池の実験が行なわれており、以後100年以上にわたって、燃料のエネルギーを電力に直接変換できるというユニークな原理的特徴を有する技術を実用化しようとして、さまざまな試みがなされて来た。しかし、当時の電気化学および材料技術などの水準では、燃料電池の実用化は望むべくもなかった。

さて、1960年代になると米国のジェミニ、アポロ計画で宇宙船の電源として燃料電池が採用され、特殊用途ではあるが燃料電池が始めて実用化されたわけである。これを契機として、燃料電池を一般（民生用）の発電装置としようという計画が1960年代の後半に米国で始まり、1977年に1000kwのリン酸型燃料電池が開発され、現在、1.1万kwの発電プラントの開発が進められている。

一方、わが国では昭和56年度から通商産業省工業技術院のムーンライト計画の大型省エネルギー技術開発の一環として「燃料電池発電技術」の研究開発が発足し、現在1000kw級のリン酸型燃料電池発電プラントの建設が完了し、調整運転段階にある。

ガスタービンをを用いた発電システムが既に実用化の段階にあるのに対し、燃料電池は実用化の夜明け目前の段階にあるといえるので、以下では燃料電池の原理と特徴を中心に、その開発状況の概要を解説したい。

2. 燃料電池の原理

燃料電池の原理図を図-1に示す。これは、水素を燃料、酸素を酸化剤とする場合が例示してある。通常のエンジンと同様に燃料と酸化剤（空気）

が外部から供給されるが、次の点が異なる。すなわち、燃料電池では図中の⊖極で水素を水素イオン(H⁺)に変化させ、生成した水素イオンは、電解質（イオンを通し電子伝導性を示さない物質）を介して⊕極へ移動し、ここで酸素と反応して水を生成する。同時に、⊖極で生成する電子(e⁻)は外部回路を流れて電力に負荷を与える。

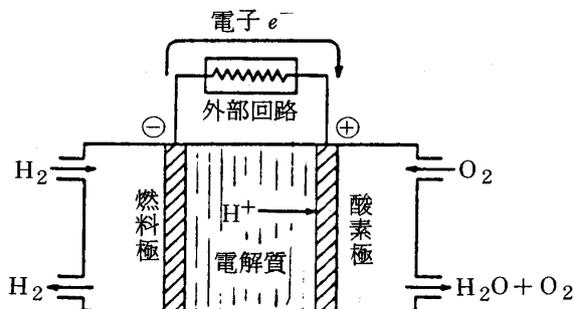
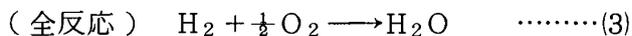
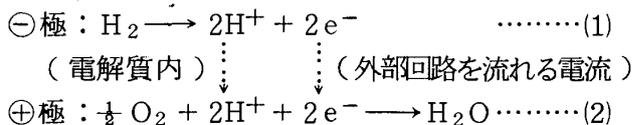


図-1 水素酸素燃料電池の基本的構成と動作原理

燃料電池の⊕、⊖極での反応と全反応を化学反応式で表わすと次に示すようになる。



このように、全反応は通常の燃焼反応と全く同じであるが、燃料電池では両極でイオンと電子がそれぞれ反応する結果、外部回路に電流が流れて反応の持つ化学エネルギーが熱を経由することなしに直接電力に変換されるのである。

化学エネルギーを電力変換する場合の経路を模式的に示したのが図-2である。熱機関を経由する通常の発電方式の場合はカルノーサイクルによる限界があるのに対し、燃料電池では反応により生ずるエネルギー（ギブス自由エネルギー）を完全に電力に変換することが、原理的に可能なので

(昭和62年2月24日原稿受付)

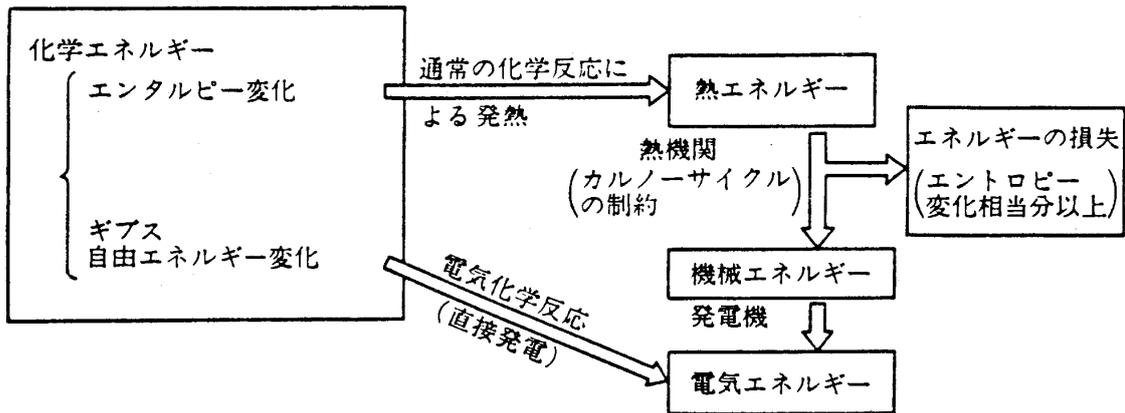


図-2 化学エネルギーの他の形態のエネルギーへの変換の経路

ある。

電池反応により電力に変化するものは、恒圧下ではギブス自由エネルギー変化 (ΔG) であり、電池の起電力を E 、アボガドロ数を N_A 、電子の素電荷を e 、燃料 1 分子に関与する反応電子数を n とすると、電気エネルギーは電気量と電圧の積であるから、次式が成立する。

$$-\Delta G = nN_A e E \quad \dots\dots(4)$$

$$\therefore E = -\Delta G / F \quad \dots\dots(5)$$

ここで、 $F (= N_A e)$ はファラデー定数であり、その値は 96500 (クーロン/当量) = 26.8 (Ah/当量) である。化学反応式(3)の水素の場合、 $n = 2$ 、 $-\Delta G^\circ = 223.8$ (kJ/mol) であるから、 $E = 1.16$ (V) になる。表-1 に各温度での ΔG° 、 ΔH° 、 E の値を示す。(1)

一般に、熱機関の効率は室温における燃焼反応のエンタルピー変化 (ΔH_{298K}°) を基準にすることが多いので、表-1 に示した理想熱効率は次式で定義されている。

$$\text{理想熱効率} = \Delta G_T^\circ / \Delta H_{298K}^\circ \quad \dots\dots(6)$$

このように、理想熱効率は燃料電池の作動温度を T としたときの、燃料電池の熱効率の理論的境界を示すもので、燃料電池と熱機関の効率を比較する場合の基準になる。

実際に燃料電池を作動させる場合は、電池の内部抵抗による発熱などのロスが避けられないので、理想熱効率を達成することはできないが、高温作動の燃料電池の場合は排熱からの有効エネルギーの回収が容易になる。さらに、高温では電極反応が容易に進み、電池の内部抵抗が減少するので、燃料電池システムの総合熱効率(排熱利用も含む)は一般に高温になるほど向上する。

また、周知のように $\Delta G = \Delta H - T\Delta S$ であるから、燃焼反応によっては反応のエントロピー変化 (ΔS) が負になることがあり、この場合は理想熱効率が 100% を越える。表-3 に代表的な燃焼反応の例を示したが、燃焼反応により生成物の体積が増加する炭素では理想熱効率が 100% を越えることが判る。なお、表中かっこ内の g, l, s は、それぞれ、気体、液体、固体を示す。(1)

表-1 水素の燃焼により水蒸気を生成する反応の標準ギブス自由エネルギー変化、標準エンタルピー変化、両者の比、理想熱効率および起電力

温度 [K]	$-\Delta G^\circ$ [kJ/mol]	$-\Delta H^\circ$ [kJ/mol]	$\Delta G^\circ / \Delta H^\circ$ [%]	理想熱効率 [%]	ΔE° [V]
400	223.8	242.7	92.2	78.3	1.160
500	219.2	243.5	90.0	76.7	1.136
700	209.2	245.6	85.2	73.2	1.084
1000	192.5	248.1	77.6	67.3	0.997
1300	176.1	249.8	70.5	61.6	0.912

表-2 燃焼反応における標準ギブス自由エネルギー変化(- ΔG^0), 標準エンタルピー変化(- ΔH^0), 燃料電池の起電力(E^0)および理想熱効率

燃 焼 反 応	$-\Delta G^0_{298K}$ [kJ/mol]	$-\Delta H^0_{298K}$ [kJ/mol]	E^0_{298K} [V]	理想熱効率 [%]
$H_2(g) + \frac{1}{2}O_2(g) \rightarrow H_2O(l)$	237.29	285.85	1.230	83.0
$CH_4(g) + 2O_2(g) \rightarrow CO_2(g) + 2H_2O(l)$	817.97	890.36	1.060	91.9
$C_3H_8(g) + 5O_2(g) \rightarrow 3CO_2(g) + 4H_2O(l)$	2108.32	2220.07	1.093	95.0
$CH_3OH(l) + \frac{3}{2}O_2(g) \rightarrow CO_2(g) + 2H_2O(l)$	702.45	726.55	1.214	96.7
$N_2H_4(l) + O_2(g) \rightarrow N_2(g) + 2H_2O(l)$	640.36	685.51	1.659	93.4
$C(s) + O_2(g) \rightarrow CO_2(g)$	394.38	393.51	1.022	100.2
$C(s) + \frac{1}{2}O_2(g) \rightarrow CO(g)$	137.28	110.54	0.712	124.2

3. 燃料電池の特徴と開発状況

前述のように、燃料電池は直接に化学エネルギーを電気エネルギーに変換する発電装置であり、次のような特徴がある。

①出力規模が自由に選択でき、小型でも発電効率が高く、排熱を利用すれば総合熱効率は80%に達する。また、部分負荷時でも効率低下が少ない。

②排気ガス内の窒素酸化物や硫黄酸化物が少なく、また、騒音、振動がほとんどない。このため、都市内等にも立地でき、排熱利用(コージェネレーション)が容易になる。

このため、次のような用途が展望されている。

①熱供給オンサイト発電設備(ホテル、病院等に設置して、給湯、暖房等と電力供給を同時に行う)

②離島、変電所等におかれる比較的小型の発電設備。

③都市近郊の大型発電設備。

④その他(非常用等)

燃料電池は使用する電解質の種類によって、リン酸型、熔融炭酸塩型、固体電解質型などに分類される。これは、電解質によって電極反応および作動温度が異なるので、電池材料などの基本構成が違い、技術的に大きな差異を生ずるためである。

各種燃料電池の種類と特徴を表-3に要約したが、それぞれの開発状況を整理すると次の通りである。

(1) リン酸型燃料電池

昭和60年代後半の実用化が見込まれている。工業技術院のムーンライト計画では昭和61年度に1000kw級発電プラントの建設を完了し、最終

調整を行うとともに、離島用、ホテル・病院等の業務用のオンサイト型燃料電池の研究開発を開始した。

(2) 熔融炭酸塩型燃料電池

石炭ガスが使用でき、高効率(50~60%)が期待される。昭和70年代前半に実用化が開始される見込みである。ムーンライト計画では昭和61年度に10kw級の燃料電池を試作・試験して第1期を完了したのち、昭和62年度から9ヶ年計画で第2期を発足させ、1000kw級発電システムを開発する計画である。

(3) 固体電解質型燃料電池

高性能が期待されるが、基礎・要素研究段階にある。ムーンライト計画では昭和61年度に電子技術総合研究所で500w級電池を完成した。

4. 燃料電池の構成と技術課題

燃料電池発電プラントの概要を開発段階が進んでいるリン酸型燃料電池について図-3に示す。表-3で燃料の原料として示した天然ガスなどの一次燃料は、燃料改質器で電極反応が容易な水素を主成分とする二次燃料にあらかじめ変換されてから燃料電池本体に供給されて電力(直流)に変換される。電池出力は直流であるから、これを直流の電力系統に接続するためには直交変換装置(インバータ)が必要である。なお、加圧すると電池性能が向上するのでタービン・圧縮器が用いられる。

燃料中に硫黄分が含まれると改質触媒及び電極が劣化するため、原料燃料中の硫黄はあらかじめ脱硫されるので、燃料電池からの排ガス中に亜硫酸ガスが含まれることはない。また、高温燃焼部

表-3 各種燃料電池の種類と特徴

燃料電池 項目		中 小 容 量 型		大 容 量 型	
		アルカリ水溶液型	リン酸型	熔融炭酸塩型	固体電解質型
電 解 質 部	電 解 質	水酸化カリウム (KOH)	リン酸 (H ₃ PO ₄)	炭酸リチウム (Li ₂ CO ₃) 炭酸カリウム (K ₂ CO ₃) CO ₃ ²⁻	安定ジルコニア (ZrO ₂ +Y ₂ O ₃)
	イオン導電種 状態	OH ⁻ 液 体 マトリックスに含浸	H ⁺ 液 体 マトリックスに含浸	液 体 マトリックスに含浸 又はペースト化	O ²⁻ 固 体 薄 円 筒 状
	作 動 温 度	50~150℃	170~220℃ (常圧~10気圧)	600~700℃ (常圧~10気圧)	~1000℃
	比 腐 蝕 抵 抗 性	~10Ωcm 中 程 度	~1Ωcm 強	~0.1Ωcm 強	~10Ωcm 弱
電 極 部	高 価 な 触 媒 (代表例) 反応の起る場所	必 要 (白金, 銀) 気-固-液 (ガス-電極-電解質)	必 要 (白金) 気-固-液 (ガス-電極-電解質)	不 要 気-固-液 (ガス-電極-電解質)	不 要 気-固-固 (ガス-電極-電解質)
	燃 料 極(-)	H ₂ +2OH ⁻ → H ₂ O+2e ⁻	H ₂ →2H ⁺ +2e ⁻	H ₂ +CO ₃ ²⁻ → H ₂ O+CO ₂ +2e ⁻	H ₂ +O ²⁻ → H ₂ O+2e ⁻
	酸 化 剤 極(+)	1/2O ₂ +H ₂ O+2e ⁻ →2OH ⁻	1/2O ₂ +2H ⁺ +2e ⁻ →H ₂ O	1/2O ₂ +CO ₂ +2e ⁻ →CO ₃ ²⁻	1/2O ₂ +2e ⁻ →O ²⁻
	構 造	複 雑	複 雑	複 雑	単 純
電 槽	材 料	合成樹脂等 比較的制約少ない 有 (必要)	合成樹脂等 比較的制約少ない 有 (必要)	セラミック等 耐 久 性 有 (必要)	セラミック等 耐 熱 性 耐 食 性 無 (不要)
	液 も れ クリープ(補液)				
燃 料 の 原 料	燃 料 (二次燃料)	純 水 素 (炭酸ガス含有不可)	水 素 (炭酸ガス含有可)	水素, 一酸化炭素 (炭酸ガス含有可)	水素, 一酸化炭素 (炭酸ガス含有可)
	燃 料 (一次燃料)	電解工業の副生水素 水の分解など	天然ガス, ナフサま での軽質油, メタノ ール	石油, 天然ガス 石炭ガス, メタノ ール	石油, 天然ガス 石炭ガス
化石燃料を用いたときの 発電システムの熱効 力()ボトムングサ イクル込		60% ※燃料電池本体の効 率	40~45%	45~50% (50~60%)	50~55% (50~60%)
実 用 化 予 測 年 代		(水素エネルギー時代)	1990年代前半	1990年代後半	1995年以降
問 題 点 お よ び 開 発 課 題		<ul style="list-style-type: none"> CO₂ が電解質に溶解すると劣化する(燃料中のCO₂除去技術) 水, 熱収支の制御が必要 燃料電池本体の効率 	<ul style="list-style-type: none"> 安価な触媒の開発, 白金残用量の低減化(現状; 6g/kW程度) 発電システム全般にわたる長寿命化, 低コスト化 	<ul style="list-style-type: none"> 構成材の耐食, 耐熱性 CO₂循環系など要素技術の開発 熱収支, ボトムングサイクルを考慮したシステム解析 	<ul style="list-style-type: none"> 耐熱材料 電極の安定化と性能向上 電解質の薄膜化
開 発 者		IFC, 富士, 日立	IFC, WH-ERC, 富士, 日立, 東芝, 三菱, 三洋	IFC, GE-IGT, 日立, 三菱, 富士, 東芝, IHI, 松下, 三洋	WH 電子技術総合研究所

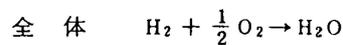
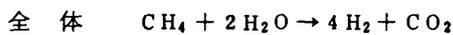
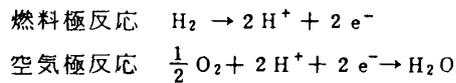
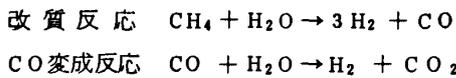
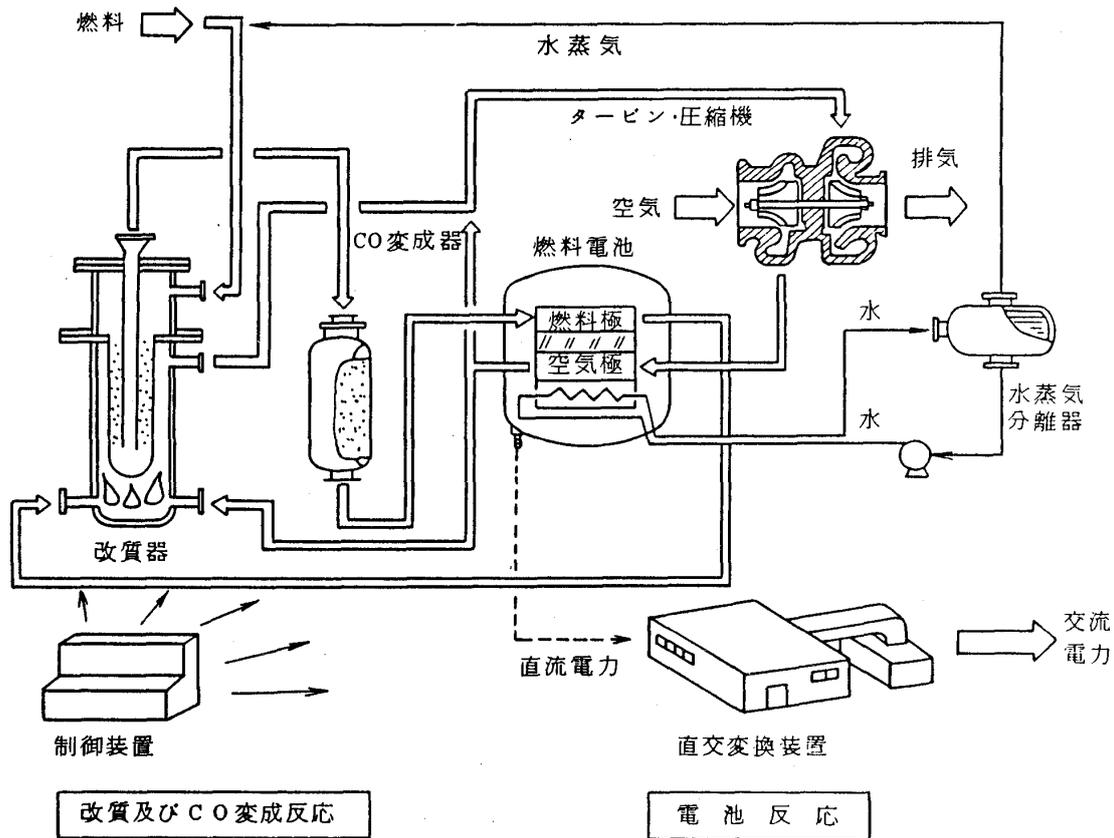


図-3 燃料電池発電プラント

分が殆んどないので窒素酸化物の排出も少ない。
 さて、燃料本体は図-4に示すように発電ユニット(単セル)の4~6セル積層ごとに冷却プレートを入れて、図-5に示すようなスタックを積層し構成されている。図-5でサブストレート(基板)は多孔度60~70%のカーボンペーパーにガス流路のための溝を設けたものであり、インタ

ーコネクターはガス不透過性の炭素薄板で単セルを直列接続している。図-5の素電池と示した部分で⊕, ⊖極から成る実際の燃料電池が構成されているわけであるが、これの断面構造を図-6に示した。(2)

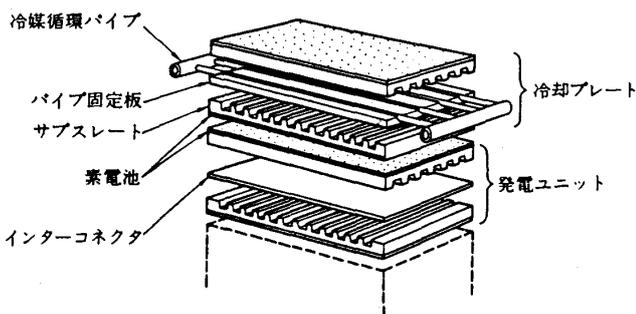


図-4 リブ付電極の冷却プレート構成例

カーボン多孔基体はフッ素系樹脂(テフロン®)で処理されており撥水性が付与されている。また、触媒層はカーボン黒などに白金触媒を担持したものをフッ素系樹脂で結着したもので、厚さは150~200 μmである。電解質層は粒径0.5~5 μmの炭化硅素の微粉末をフッ素系樹脂で結着したものをマトリックスとして85~110%の濃リン酸を主体とした電解液を含浸させたものである。

このような素電池の部分でどのように電池反応が進むかを模式的に示したのが図-7である。前述のように、燃料電池の電極では電子を通す導電体とイオンを通す電解液が互いに接触する部分に

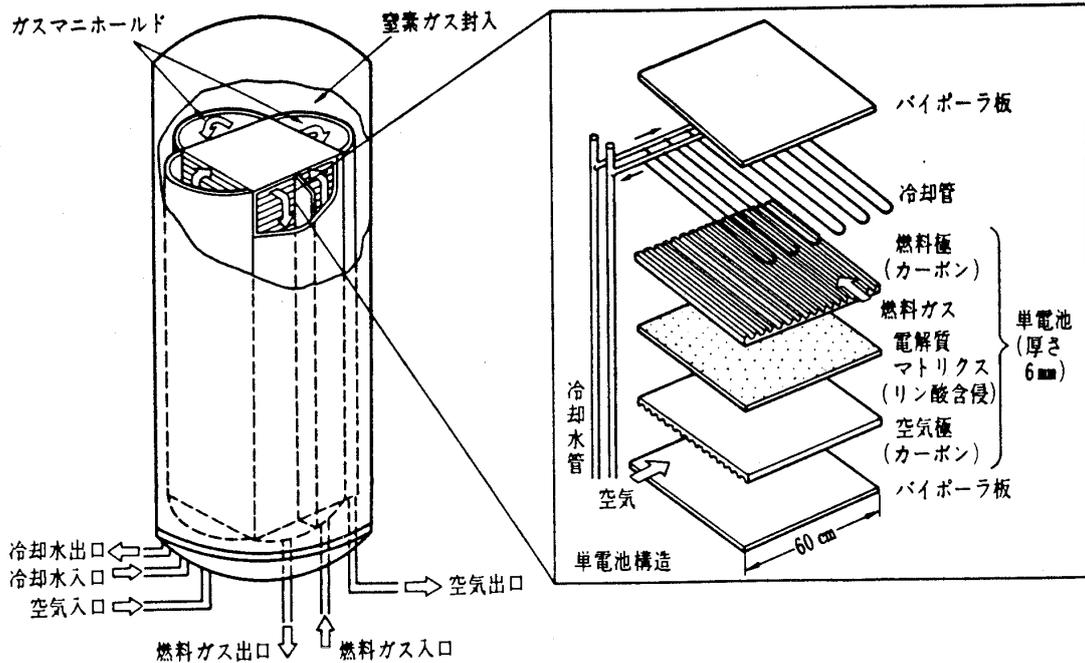


図-5 United Technologies社4.8MW 実証プラントに用いているスタック構成図
 集合電池1個の中に約420枚の単電池積層。単電池電圧：0.66V（定格出力時），0.82V（最低出力時）。集合電池1個あたりの出力240kW。

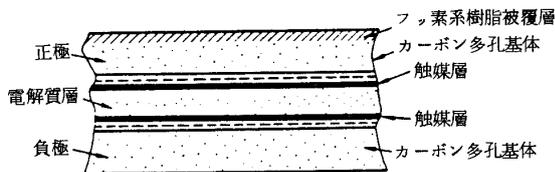


図-6 電池構造例

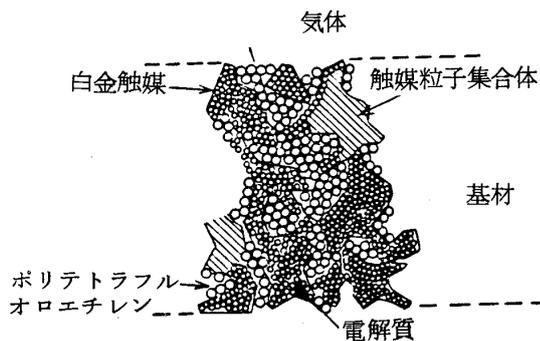


図-7 電極断面の模式図

水素あるいは酸素ガスが供給される構造を必要とする。すなわち、気相-液相-固相の三相が互いに接する部分で電極反応が進行するので、これを三相界面電極と云うこともある。三相界面電極での反応の模式図を図-8に示す。ここで、高価な白金系触媒を三相界面部分に集中的に配置することも重要である。

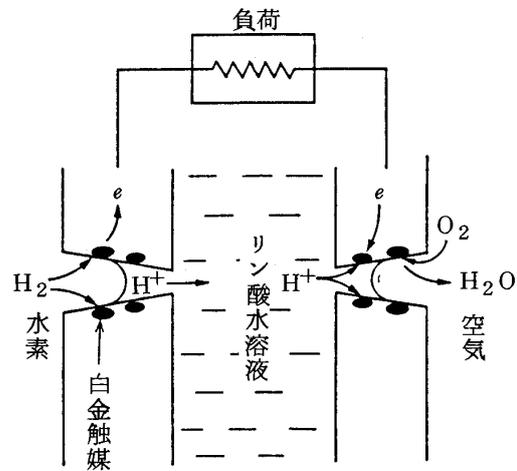


図-8 反応の模式図

以上に示したように、リン酸型燃料電池では炭素材料、フッ素系樹脂、フェインセラミックス等の材料技術、電極触媒技術を土台として、燃料改質プラント、高度の熱回収制御システム、直交変換器とパワーエレクトロニクスなどの最新技術を駆使して始めて実用化されるものである。なお、燃料電池発電技術の詳細については引用文献を参照されたい。(1)~(8)

最後に、燃料電池発電技術の将来性について簡単に検討して見よう。水冷式200~400kwオ

表-4 オンサイト用燃料電池発電設備の概念設計結果

項目	目標	200kW (200mA/cm ²) (水冷)	200kW (140mA/cm ²) (空冷)	400kW (140mA/cm ²) (水冷)	400kW (200mA/cm ²) (水冷)
送電端効率	40%	36.0%	40.0%	40.1%	38.1%
総合熱効率	80% 以上	88.3%	85.1%	83.7%	83.9%
瞬時負荷変動	+20%	+20%	+20%	+20%	+20%
寸法					
奥行 (m)	—	8.5	6.5	10	8.2
幅 (m)	3.2 以下	3	3	3.2	3.2
高 (m)	3 以下	3	2.5	3	3
総重量 (トン)		21	20	32	28
設備費 (千円/kW)		250	255	260	230

ンサイト用リン酸型燃料電池の概念設計例を表-4に、また200kwプラントの外観予想図を図-9に示す。(8)これから判るように、水冷200kwの場合、出力あたりの重量は150kg/kw、価格は25万円/kwと見積られており、これより重量あたりの価格は2380円/kgとなる。これは乗用車と同程度である。

このことは、燃料電池発電技術を実用化するためには使用材料および生産技術を含めての低コスト化が不可欠であり、今後、一層の効率的な技術開発を進めなくてはならないことを意味している。

5. おわりに

燃料電池は、その原理的特徴により将来性が有望視される発電技術であるが、その実用化にはより一層の技術開発が必要とされる。また、既に実用化あるいは技術開発が進みつつある他の発電方式との競合問題も十分考慮しなくてはならない。その意味で、この解説が諸賢のお役に立てば幸いである。

引用文献

- (1) 小澤・野崎, 燃料電池とその応用, (昭56), オーム社
- (2) 吉澤(編), 燃料電池と電力貯蔵システム, (昭60), 講談社
- (3) 酒井, 電気化学, 54-8 (昭61-8), 632
- (4) Morgantown Energy Technology Center, Fuel Cells, (1985), NTIS, DOE/METC-86/0241
- (5) S. S. Penner, et al., Assessment of Research Needs for Advanced Fuel Cells, (1985), NTIS, DOE/ER/30060-T1
- (6) National Fuel Cell Coordinating Group, 1986 Fuel Cell Seminar Abstracts, (Oct.-1986), Courtesy Associates, Inc. Washington D. C.
- (7) 高橋, 燃料電池, (昭59), 共立出版
- (8) 大型省エネルギー技術(燃料電池発電技術)研究開発推進会議, 経済性評価ワーキンググループ, リン酸型燃料電池発電技術の将来展望, (昭61), 通商産業省工業技術院ムーンライト計画推進室

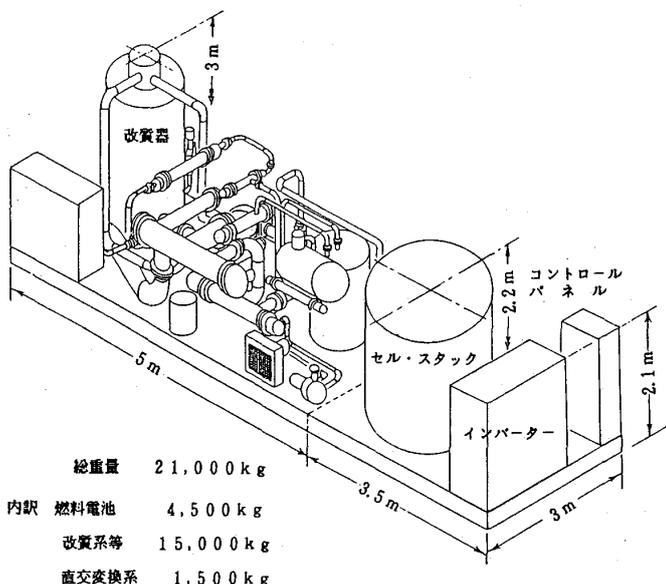
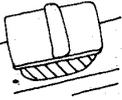


図-9 水冷式200kW燃料電池外観図



6. トレーサの電気的制御

前章において工業上の広い範囲で流れ場の定量計測に注入トレーサ法がしばしば利用されることを示したが、定量計測を有効に行なうためには流れ場に存在するトレーサ粒子の量と空間分布を制御したいという要求が生じる。レーザ誘起蛍光法がその要求を満たす魅力ある方法であることを既に述べたが、現状では電気制御トレーサ法と呼ばれるものが多用されている。水素気泡法、火花追跡法、スモークワイヤ法がその代表である。

水素気泡法⁽³⁹⁾は観測対象の水流中に陰極として金属細線(白金線, 白金ロジウム線, ステンレス線, タングステン線など, 通常5~200 μm 径)を張り, 同じ水流中に陽極を置いて, 直流/パルス電圧発生装置により水を電気分解することにより, 陰極細線から発生する水素気泡(気泡径は細線径の0.5~5倍程度)をトレーサとして可視化する方法である。直流/パルス電圧発生装置の性能は通常, 最大電圧400V, 最大電流1A, 最小パルス幅1ms, 最小パルス間隔2ms程度が目安であるとされている。この電圧の制御と電極の選定によって可視化に必要なタイムラインや流脈を比較的容易に形成することができる。例えば, 図25に示すように, 直線形電極とパルス電圧の組合せでタイムラインが, キンク形電極と直流電圧の組合せで流脈が得られる。また, この2つの電極・電圧の組合せの併用によってタイムラインと流脈の網目模様を構成ことができ, 流速分布の測定とともに流体要素の回転, 変形, せん断などの様相を直接観察することも可能となる。水素気泡法によって流れを観察しやすい流速範囲は数cm/sから1m/s程度であり, 流速測定における誤差要因としては気泡位置の読み取り誤差の他に, 浮上速度⁽⁴⁰⁾, 気泡の応答性⁽⁴¹⁾, 電極細線の後流の存在⁽⁴²⁾がよく知られている。

名称	(a) 直線形電極	(b) キンク形電極	(c) まだら形電極	(d) はしご形電極
形状	陰極線 支持棒	陰極線	陰極線 絶縁被覆	陰極線 絶縁被覆
直流電圧を印加した場合	陰極線 気泡	陰極線 気泡	陰極線 気泡	観察方向 気泡
パルス電圧を印加した場合	タイムライン	タイムライン	タイムライン	タイムライン

図25 水素気泡の描く線・模様

次に水素気泡法の適用例を紹介しよう。上述のようにシャープな線で可視化するためには流速が比較的遅い流れの場合に制約されるため実用的機器への適用は意外に少ないが, 乱流構造の把握など基礎的な流れ研究への適用例は多い。図26は混合室内の対向衝突噴流を図25(a)の方法で可視化した例である。噴流の先端の変形を観察することができ, 混合効果をも高めるための混合室形状, ノズル形状, オフセットなどについての情報が採取されている⁽⁴³⁾。図27は平板上の乱流境界層内流速分布をタイムラインで観察したもので

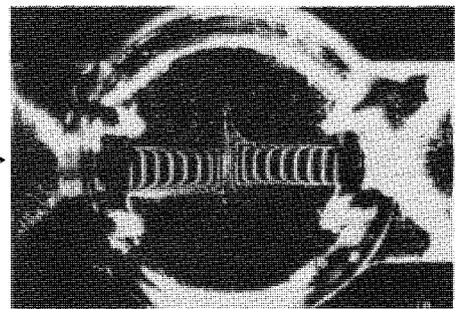
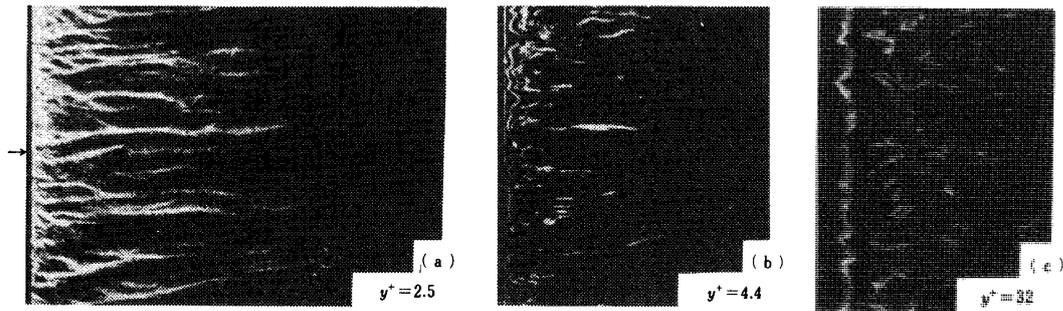


図26 混合室内の対向噴流の衝突

実験条件: 水(常温), 噴流流速 1.5 cm/s, 電圧 100 V, パルス間隔 0.3 s, タングステン直線電極(50 μm)
撮影条件: ASA 400, 露光 1/15 s

(昭和61年2月16日原稿受付)



実験条件：水（常温），主流速度 $U = 0.2 \text{ m/s}$
 $Re_{\theta} = U\theta/\nu = 990$ (θ : 運動量厚)
 電圧 200 V, パルス間隔 0.1 s,
 パルス幅 0.02 s, タングステン直
 線電極 (20 μm)
 撮影条件：ASA 400, 露光 1/500 s

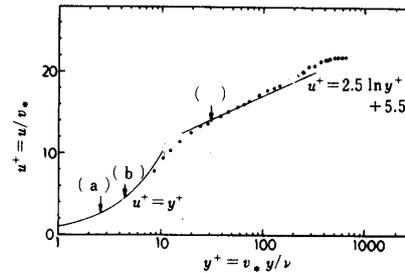


図27 平板乱流境界層における水素気泡タイムライン

ある⁽⁴⁴⁾。平板壁面から距離 y と平均流速 u の関係は図の右下の線図のようになる。図の(a)~(c)はこの中の(a)~(c)の各位置における瞬間速度分布を、壁面と平行に主流と直交して張られた直線電極を用いて可視化したものである。壁面のごく近傍では低速部分（ストリーク）が縞状に観察され、壁面から離れるに従って乱れの強さやストリーク間隔が変化する様子が観察されている。壁近傍のストリーク構造は最近、数値シミュレーションによっても表現されている。図28は図27(a)に類似する壁面近傍の乱流を Large Eddy Simulation と呼ばれる乱流計算法で計算し、各時間ステップ毎に50個のマーカを放出、追跡し流脈を求めたものである⁽⁴⁵⁾。乱流の構造が可視化技術とスーパーコンピュータによる大規模数値計算によってお互いに補完しつ

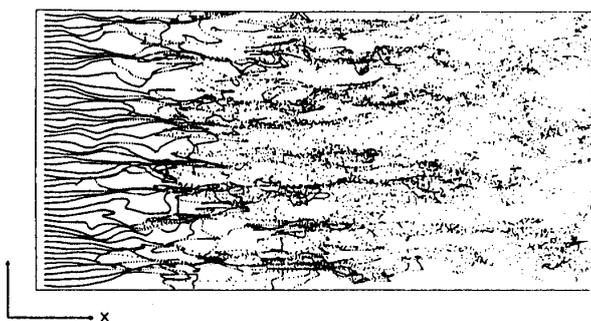


図28 数値シミュレーションによるストリーク構造の計算例 ($y^+ = 12.8$)

つ徐々に解明されようとしている。

コンピュータの流れの可視化技術への応用は第8章で詳しく述べるが、流れ場の三次元構造の把握のために水素気泡線のコンピュータ処理が試みられている。一例として流れと直交して置かれた段付円柱が流れと垂直方向（図29(a)において y 方向）に一定周期で振動しているときの後流の構造を観察することにしよう⁽⁴⁶⁾。段付円柱を太い部分からのカルマン渦の周期で加振するとその後流は FM 変調の少ない周期運動を行なう。円柱の前方に1本の電極細線を y 軸と平行に（例えば E 面内に）設置し、これに振動の1周期を等分割する時間間隔でパルス電圧を印加する。基準時間を振動のどれかの位相に合わせるとその位相でのある $x-y$ 面内のタイムラインが得られる（図29(b)は下死点位置での E 面内のタイムライン群を示す）。これを画像処理によってコンピュータに入力し、同位相での可視化を何回か繰返してコンピュータ上でアンサンブル平均をとる。この操作を A~E 間の各断面において、また幾つかの位相時刻において繰返せば周期的定常運動をする後流の三次元構造が1本の直線電極によって求められることになる（図29(c)は下死点における後流構造を示す）。水素気泡法はトレーサの発生時刻・間隔を制御できること、比較的シャープな線を得ることができることから画像処理との組合せによって新しい展

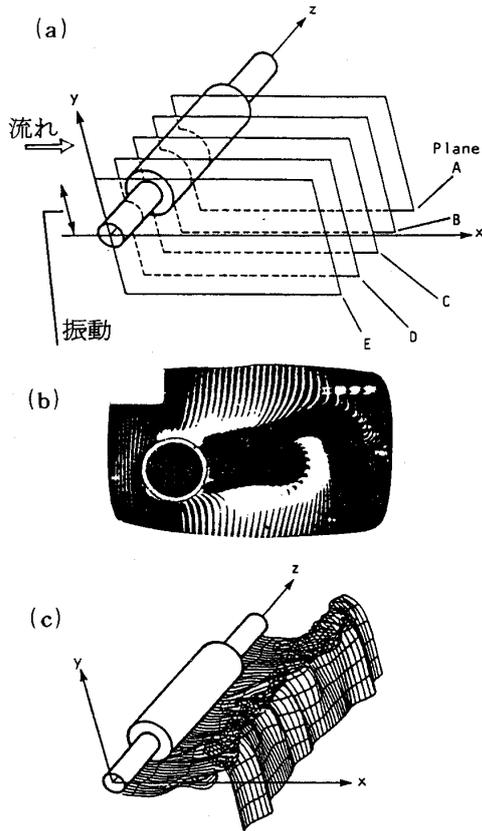


図29 水素気泡タイムラインによる後流構造の表現

望が開かれるであろう。

火花追跡法⁽⁴⁷⁾は観測対象の気流中に電極を配置し、これに高圧高周波パルス電圧を印加することによって生じる火花列をタイムラインとして流れを観察する方法である。電極に適当な時間間隔で繰返し高圧パルスを加えると、まず最初の放電によりイオン化された空気の経路が発生し、これが流れによって下流に移動する。このイオンの寿命は気流の速度やパルス周波数によって異なるが0.1~1.3ms程度であり⁽⁴⁸⁾、この間非常に低い電気抵抗を維持する。この寿命時間内に次の電圧パルスが印加されると放電は抵抗の低いこの経路群を通過して行われ、この経路群を照らすことになる。このようにして繰返しパルス電圧によってタイムライン群を得ることができる。得られるタイムライン(火花線)の太さは供給エネルギーや電極形状によって異なるが概略70~150μmである⁽⁴⁹⁾。一方、火花が到達することのできる距離には限界がある。イオン化された経路は下流に行くに従って長くなり電気抵抗が増大する。経路の長さがある値を超すと火花はこの経路を通らず、再び電極

間の最短距離線を通ることになる。この火花到達距離の最大値は電極、電極間隔、流速、供給エネルギーやパルス周波数によって異なるが電極間隔の数分の一から数倍が目安である。⁽⁴⁸⁾

さて、放電によって気流中にシャープなタイムラインを実現するためには、パルス幅の短い高周波パルス発生装置を必要とする。従来はストロボ装置として開発された超高速閃光装置(ストロボキン)が利用されていたが、最近では専用装置が市販されている。その回路図の一例を図30に示す⁽⁵⁰⁾これにより最大出力電圧250kV、繰返し最大周波数75kHz、パルス幅0.5~1μs、パルス間隔1μs~1sの性能が得られる。電極の配列については流れの種類に応じて幾つかの工夫がなされている。図31に示すように、管内流れのある断面の速度分布を得たい場合には(a)の針状電極が、翼モデルまわりの比較的広い範囲の流れを観察する場合には(b)の線状電極が利用される。(b)の場合、翼面をも線状電極にすると翼面上で火花線の発生位置が移動しやすく速度分布を正しく把握できない

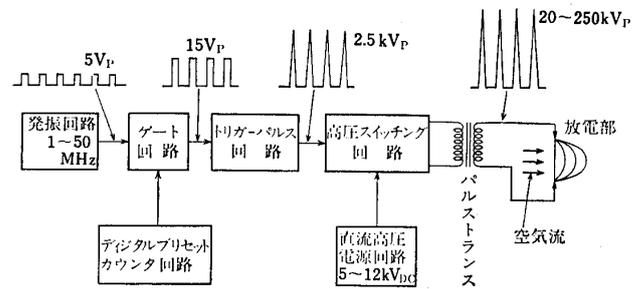


図30 火花追跡法のための電源回路の例

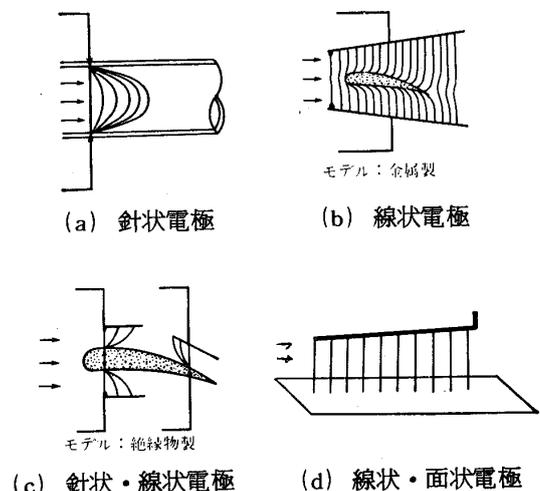


図31 火花追跡法における電極配置

ことがある。その対策として図(c)のように翼面を絶縁体で製作し、測定位置に針状電極を置き、これと線状電極と組み合わせる方法などが考案されている。また図(d)のように線状電極と面状電極とを組み合わせることによって三次元的流れの観察の可能性もある。

火花追跡法ではタイムラインが得られるだけで流れの方向を正確に知ることは難しい(水素気泡法における流脈の生成が不可能である)。そこで流れに微細な粒子(例えば窒化アルミニウムの粒子)を混入し、火花によって粒子を瞬時に燃焼させその発光尾によって流れ方向を知る方策が提案されている⁽⁵¹⁾。また、最初の火花線を直線状に保つことが意外に難しいといわれているが、電極間に白金細線を張り火花線を直線化する試みもなされている⁽⁵¹⁾。これらの工夫によって火花追跡法も使い易くなりつつある。現在のところ主として数m/s~百数十m/sの空気流に適用されており、流速測定における誤差要因としては火花発生による熱⁽⁴⁷⁾、不均一なイオン拡散による火花線のひずみや曲率のある流れにおける火花線のひずみ⁽⁵²⁾、加速・減速流における火花線の応答⁽⁵³⁾、負極の先端より生じる電気風の存在⁽⁵⁴⁾がよく知られている。

次に火花追跡法の適用例を二つ紹介する。図32はポンプ羽根車の流れを線状電極および針状・線状組合せ電極によって観察した例⁽⁵⁵⁾である。高速回転で運転されている遠心羽根車の相対流れを連続的に観測することはFisterらの回転プリズムの利用によって達成されている^(56, 57)。これをポンプ羽根車に適用し空気流で流路内流れの全体像と翼面近傍の局所的な速度分布を可視化したものである。図33は線状電極により噴流周辺部の混合層を観察したもので、ノズル出口付近では噴流は円柱状であるが、下流に行くにしたがって次第に周辺で渦の巻き上げが生じ、円周方向にも不均一性が生じることが報告されている⁽⁵⁸⁾。

空気流においてトレーサ発生を電氣的に制御する他の一つの方法にスモークワイヤ法がある⁽⁵⁹⁾⁽⁶⁰⁾。この方法は観測対象の気流中に金属細線(50μm~0.2mmの白金線, タングステン線, ステンレス鋼線, ニクロム線など)を張り、それに流動パラフィンなどの油を塗布した後に比較的高電圧(数十~数百V)を供給し白煙を発生させ観察する方

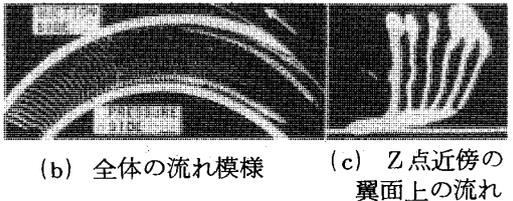
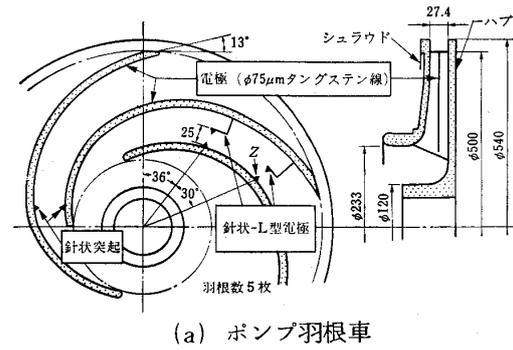


図32 ポンプ羽根車の内部流れ(火花追跡法)

実験条件: 空気(常温), 平均流速 40m/s,
 流量比 1.4
 電圧 100 kV (図(c)は 40 kV)
 繰返し周波数 8.3kHz (図(c)は 3.6 kHz)
 撮影条件: ASA 1250, 露光 1/30 s

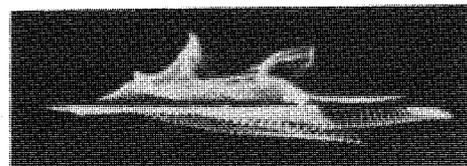
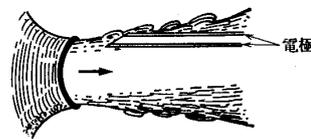


図33 火花追跡法による噴流せん断層構造の観察

実験条件: 空気(常温), 50m/s
 供給電圧 30kV
 撮影条件: ASA 400, 露光開放

法である。細線の表面に均一な油膜を形成しパルス電圧を印加してタイムラインを発生させる方式と細線上に表面張力の作用によりほぼ等間隔に微小油滴を付着させ、低めの電圧を供給することによって各油滴から1秒程度の発煙を生じさせて流脈を発生させる方式とがある。いずれの方式も発煙量は供給電力、細線の径と長さ、気流温度、油の種類や油膜・油滴の厚さに依存することになる

が、これらの間の関係は複雑、微妙であり最適条件は経験的に把握される必要がある。スモークワイヤ法における白煙は空気より軽く、その上昇速度は5cm/s程度である。これがこの方法の適用流速の下限を決める。一方、上限については30m/s程度まで適用した例があるが一般的には高速流れに適用することは困難である。図34に平行に置かれた2枚の回転円板間の流れの観察例を示す⁽⁶¹⁾。スモークワイヤは0.1mmのニクロム線で、回転円板上に放射状に12本、静止外周板上に12本張られている。回転円板間に円周方向に幾つかのモードをもつ均一でない流れが存在することが明らかにされている。

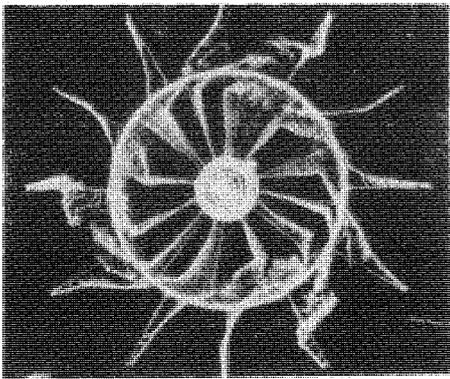


図34 磁気ディスクモデル間の非軸対称流れ (スモークワイヤ法)

実験条件：空気，周速6.28m/s，
円板間隔8mm，円板直径300mm
撮影条件：ASA 400，露光1/60s

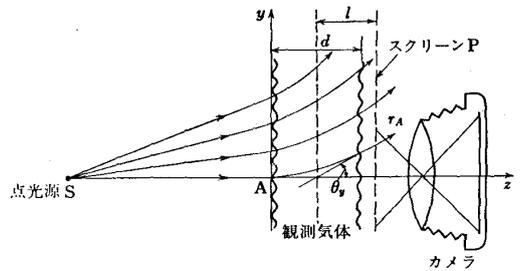
トレーサを電氣的制御によって発生させる方法として上述の水素気泡法，火花追跡法，スモークワイヤ法の他に溶液の電氣分解によって電極から発生する固体状微粒子の雲をトレーサとする方法，電解沈殿法⁽⁶²⁾とテルル法⁽⁶³⁾がある。いずれも低速水流の観察に適しており多くのシャープな画像が撮影されているが紙面の都合でここでは省略する。

7. 光学的可視化法

光が媒質中をあるいは媒質間の境界を通過するとき屈折や反射が起こる。また、光が有限の大きさの開口部を通るとき、一見光の直進性が失われて光が物体の陰にまで回り込む回折現象が起るし、光を幾つかに分割し異なった光路を通した後に再び重ね合わせると光の干渉が起る。これらの光学

現象によって流れの状態、密度変化や温度変化を観察する方法を光学的可視化法と呼んでいる。その主要なものは流れの密度変化に伴う屈折率変化を利用するもので、シャドウグラ法、シュリーレン法マッハツェンダ干渉計法に代表される。

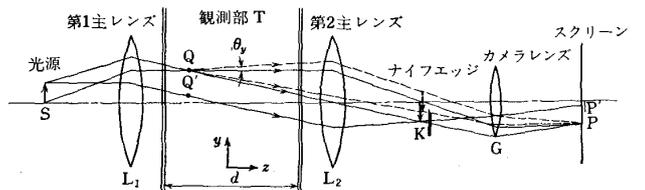
シャドウグラフ法は気体あるいは液体の密度変化による光の影をスクリーンあるいはフィルム上に投影して観察するもので、その原理を図35に示す。すなわち、点光源Sからの光は密度が一様でない観測気体を通過するとき屈折されスクリーンP上に明るさの濃淡をもつ像を作る。この明るさの変化 ΔI と密度 ρ との関係が $\Delta I \propto \frac{d^2\rho}{dy^2}$ であることを利用し、 ΔI から ρ の2階微分を観察する方法である。



(θ_y : 全屈折角, r_A : 光線の筋)

図35 シャドウグラフの原理 (1次元)

シュリーレン法は平行光線を流れ場を通して屈折させ、屈折光をナイフエッジ切断してスクリーンまたはフィルム上に光の明暗を生じさせ密度勾配を観察する方法である。シュリーレン法の基本的構成例を図36に示す。すなわち、第1主レンズL₁の焦点位置に光源Sを置き、対象とする流れ場Tにおいて平行光線が通過するようにする。光源Sの像は第2主レンズL₂の焦点位置Kに結ばれ、流れ場の中の点Qの像はスクリーン上の点Pに結ばれることになる。もし流れ場において密度



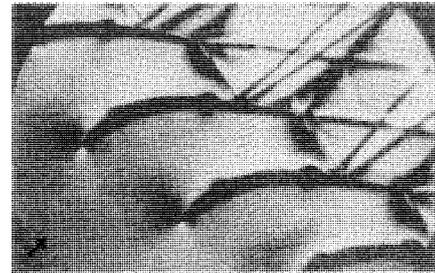
(θ_y : 屈折角)

図36 シュリーレン法の基本構成例

勾配が一定ならばQおよびQ'を通る光線は実線のように焦点K上で完全に一致し光源のシャープな像を結ぶことになるであろう。しかし、たとえばQ点での密度勾配が他の場所と異なるとすればQを通過する光線は破線のように屈折し、Q'点などを通る光線が結ぶ像とは少しずれた位置で像を結ぶ。ナイフエッジを位置Kに設置すると光学的乱れのある点(図のQ)を通過した光線の結ぶ像の明るさは他の点と異なってくる。この光の明るさIの差 ΔI は屈折角 θ_y に比例する。すなわち、 ΔI から ρ の勾配を観察するのがシュリーレン法である。

マッハツェンダ干渉法は光の干渉を利用し定量観測のしやすい方法である。1つの単色光源から出た光束を2つに分け、別々の光路を通過させた後にスクリーン上に重ね合わせると、2つの光路に光路差があると光は干渉を起こし縞模様を作る。これは位相差が半波長の奇数倍のときは光の波の山と谷あるいは谷と山が重なることになり光の強さは相殺され暗くなる。逆に位相差が半波長の偶数倍の波を重ね合わせると光の波の山と山、谷と谷が重なることになり強さが増幅される。すなわち、同じ幾何学的距離をもった2つの光路の一方の光路中に観測部を置くとその光路は流れの密度分布によって屈折率が異なる媒質を通過し参照光路との間に光路差が生じることになり光の強さの明暗の縞模様を発生する。干渉縞の移動量または等密度干渉縞によって密度などの定量的測定を行うのがマッハツェンダ干渉法である。

上述のシャドウグラフ法、シュリーレン法、マッハツェンダ干渉法は高速気流の観察に古い歴史をもち、光学系の構成にも種々工夫がなされている。また、上記3方法の他にもホログラフ干渉法、モアレ法、ミラージュ法、流動複屈折法、放電法、ステレオ写真法、レーザスペckル法など多様な方法がある。それらは詳しい専門書⁽⁶⁴⁾⁽⁶⁵⁾を参照していただくとして、ここでは適用例を2つだけ挙げておく。図37は蒸気タービンの低圧段翼列模型の(a)シュリーレン法による可視化写真と(b)マッハツェンダ干渉計法による等密度干渉縞の可視化写真である⁽⁶⁶⁾。シュリーレン写真では翼の後縁で生じた衝突波が隣接する翼の背面に入射し反射衝撃波が2本生じているのが観察される。一方、マッ



(a) シュリーレン法



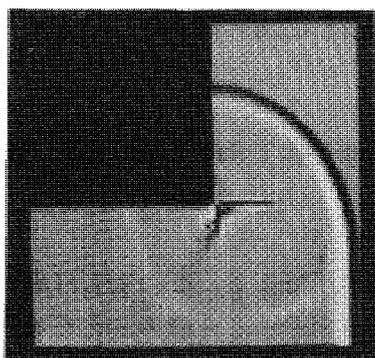
(b) マッハツェンダ干渉法

実験条件：翼弦長 33.6 mm, 出口速度
約440 m/s

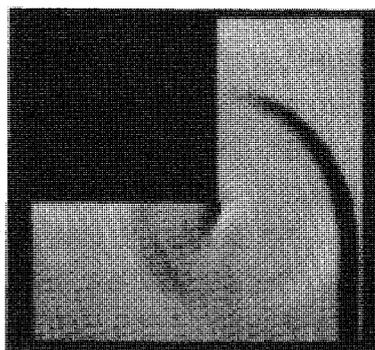
図37 蒸気タービン翼列流れ

ハツェンダ干渉計法による写真(b)は等密度写真で、この縞を数えることによって流れ場の密度分布が求められる。図38は直角エルボを伝播する衝撃波の2次元挙動を数値解析し密度の空間分布を算出し、密度の2階微分から光学的計測におけるシャドウグラフ画像を、密度の1階微分からシュリーレン画像を表現したものである⁽⁶⁷⁾。

最後に光学的可視化法による屈折率分布の測定が温度分布や濃度分布の測定に応用され得ることを示しておく。一般に、屈折率は密度の関数であり、密度は温度、圧力、濃度により変化する。したがって、たとえば自然対流あるいは自由噴流の流れ場などにおいては濃度は一定であり、圧力の変化は小さいと考えられるので温度は密度に反比例する形となり、光学的可視化法から温度分布が計測されることになる。マッハツェンダ干渉計法によって得られた種々の光路方向の移動干渉縞写真を三次元的に格子分割し各格子点の屈折率を算出し温度分布を求めた例が報告されている⁽⁶⁸⁾。燃焼場の濃度分布を測定するような場合にはより複雑になる。もし、温度と圧力が一様で濃度分布だけが存在する場合には干渉縞が等濃度線に相当する。しかし、通常は濃度分布が存在すると必ず温度分布も共存する場合が多く、どちらか一方を別



(a) シャドウグラフ



(b) シュリーレン

(流れは左から右上へ, 初期マッハ数 1.2)

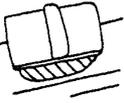
図38 直角エルボを伝播する衝撃波の擬似画像

の手法で測定しなければならないことになる。そこでまず考えられることは光学的可視化法と熱電対による温度分布測定との併用である⁽⁶⁹⁾。この種の手法は現象の変化がそれ程速くない場合には簡便にして有効な方法である。最近ではレーザー利用の高度化に伴ない温度、濃度の両情報を光学的手法により得る方策が実現されている。すなわち屈折率の波長依存性を利用し、温度分布と濃度分布の共存する場に異なる波長をもつ2つのレーザー光を透過させ、それぞれの波長光により得られる2種の干渉縞の次数から両者の分布を求めようとするものである⁽⁷⁰⁾。このようにレーザーの発展とコンピュータによる画像処理技術の発達による光学的可視化法の対象範囲を急激に拡大させるものと期待される。(つづく)

文 献

- (39) Schraub, F. A. et al., Trans. ASME, J. Basic Engng., 87-2 (1965), 429.
 (40) 遠藤・林・中山, 流れの可視化シンポジウム講演論文集, 2 (1974), 131.
 (41) 岡本・花輪・亀岡, 機械学会論文集, 37-294 (1971), 305.

- (42) Taneda, S. et al., J. Phys. Soc. Japan, 37 (1974), 784.
 (43) 根本・赤池・石幡, 流れの可視化, 15-増刊 (1985), 95.
 (44) 笠木・入谷・平田, 流れの可視化, 2-6 (1982), 565.
 (45) Horiuchi, K., IIS Annual Rep. of NST, No. 2 (1986), 13.
 (46) Rockwell, D., et al. (私信による)
 (47) Bomelburg, H. J., Herzog, J and Weske, J. R., Z. Flugwiss., 7-11 (1959), 322.
 (48) 生井・松尾・山本, 流れの可視化シンポジウム講演論文集, 4 (1976), 101.
 (49) 中山・林・遠藤, 流れの可視化シンポジウム講演論文集, 1 (1973), 57.
 (50) 中山, ターボ機械, 3-3 (1975), 41.
 (51) 中山ほか, 機械学会論文集, 51-461 (1985), 325.
 (52) 浅沼・谷田・栗原, 流れの可視化シンポジウム講演論文集, 3 (1975), 33.
 (53) 松尾ほか, 流れの可視化シンポジウム講演論文集, 6 (1978), 59.
 (54) 佐伯, 北海道大学工学部報告, 8 (1947), 18.
 (55) 大木・吉永・提, 流れの可視化, 3-11 (1983), 230.
 (56) Fister, W., Eikelman, J. and Witzel, U., Proc. 2nd Int. Symp. Flow Visualization (1980), 107.
 (57) 山本ほか, 流れの可視化, 2-増刊 (1982), 19.
 (58) Nakayama, Y., et al., ISVR Memorandum No. 608, Univ. of Southampton (1981), 1.
 (59) 藤田・大木, 流れの可視化, 4-15 (1984), 406.
 (60) Cornish, J. J., Aerophysics Res. Note, 24 (1964), 1.
 (61) 安濃田, 流れの可視化, 2-4 (1982), 331.
 (62) Taneda, S., Honji, H. and Tatsumo, M., Proc. Int. Symp. Flow Visualization (1977), 133.
 (63) Wortmann, F. X., J. Fluid Mech., 38 (1969), 473.
 (64) Reznicek, R., Flow Visualization (1972), Academica.
 (65) Merzkirch, W., Flow Visualization (1974), Academic Press.
 (66) 倉元, ターボ機械, 6-2 (1978), 81.
 (67) 櫻村ほか, 流れの可視化, 5-増刊 (1985), 57.
 (68) 土屋・堀越・小金沢, 機械学会論文集B編, 53-485 (1987), 96.
 (69) 柏木ほか, 機械学会論文集B編, 51-463 (1985), 1002.
 (70) 柏木, 流れの可視化, 7-24 (1987), 25.



4.5 共振問題の解決法

空力設計が終わり構造設計段階で翼の共振の可能性が懸念されるようなとき、どんな問題解決の方法があるだろうか。経験的に採用してきた方法を表9に示す。この表の順序に従って説明する。

表9 共振問題回避の方法

固有振動数制御	<ol style="list-style-type: none"> 1. 材料の変更 2. テーパの変更(カットバック) 3. シュラウドの採用 4. 翼弦長変更 5. ボス比の変更
励振源制御	<ol style="list-style-type: none"> 1. 翼枚数変更 2. VSVスケジュール 3. 入口乱れ制御 4. ブリード・ポート距離・数変更 5. 高調波制御
減衰利用	<ol style="list-style-type: none"> 1. 材料減衰 2. 応力減衰 3. 機械減衰
構造強度改善	<ol style="list-style-type: none"> 1. 翼厚増加 2. 応力集中緩和 3. 材料変更

(1) 固有振動数の制御

共振状態を避けるためには最も直接的な方法である。共振している翼の固有振動数を変えて共振を逃れるものでいくつかの方法がある。

最も簡単な方法は材料の変更である。たとえば、ファン動翼または圧縮機動翼ではチタン合金の使用とくにTi-6-4使用が一般的である。チタン合金のもうひとつの選択はTi-8-1-1であるが比剛性 (E/r) は8~10%増加する。この剛

性の違いを利用できる。この変更は剛性以外の他の空力および構造強度性能の変化を最小限に抑えられるので最もインパクトの少ない対応策と言えるが調整できる範囲が限られている。

テーパの変更は空力性能および振動応力分布等に影響があるので空力性能に係わるリグ試験の再実施が必要となる。エンジン開発のもっとも進んだ段階での変更の場合には翼の後縁を一部切断する“カットバック”がある。この場合にはいくらかの空力性能の劣化は覚悟することになる。

固有振動数を飛躍的に上昇する手段としてはシュラウドを翼の先端(チップ)または中間に付ける方法がある。この方法は翼の固定位置を変更し振動の境界条件が変えるのであるから固有振動数は大幅に変化する。しかしシュラウドは流路をブロックするし、ウェークが発生するので空力性能は悪くなることはまぬがれ得ない。

翼弦長の変更によっても固有振動数は変化する。この変化が振動モード(曲げ, 振り, ストライブ)によって異なるのは4-4 アスペクト比の影響で詳しく述べた。翼弦長の変更は翼枚数に直接関係し重量・コスト・騒音特性・静翼への励振源に影響を与えるので広い範囲の検討が必要である。

ボス比の変更は固有振動数に影響するが、空気流路の変更を伴う基本的な変更であり振動数制御のためだけに実行されることはないと言える。

(2) 励振源の制御

問題の動翼の励振源が前後の静翼である場合にはそれらの静翼の枚数を変更することで容易に解決する。しかし翼枚数の変更には騒音特性が悪化しないことを確認しておく必要がある。

VSVスケジュールが適切でない場合に励振力が上昇し動翼の振動が許容値を越える。スケジュールを最適にすることによって励振レベルを低下させることができる。これはエンジン試験運転時に振動応力を実測することによって最適スケジュールを確認する。

(昭和62年2月9日原稿受付)

入口乱れ (Inlet Distortion) は飛行機の姿勢・横風・機体のウェークおよび軍用機においてはロケット弾発射の影響などがあり、一般にはエンジン設計の段階では制御することができない。

圧縮機に設けられたブリード・ポートは流路の空気の流れを乱すのでポートから問題の翼までの距離、ポートの数および円周方向の配置は励振源としての強さ・励振周波数に影響を与える。慎重な配慮が望まれる理由がある。

タービン・ノズル面積を調整するためにわずかに面積の異なるノズルを配備することがある。この場合、これらのノズルの面積の円周方向分布が後に配置されるタービン動翼の励振源となる。したがって、この影響を定量化するためノズルのウェークのフーリエ解析を実施し、ノズル面積配備の仕方に制限を加える。

多段の静翼が場合によっては励振力として強め合うことがある。このことを避けるために続いている静翼が相互に整数倍にならないように設計する必要がある。

(3) 減衰の利用

翼の減衰には材料減衰、空力減衰および機械的減衰の3種類がある。通常の状態ではこれらの対数減衰率はそれぞれ1%、5%および10%程度であると言われている。

初期の時代の圧縮機翼には13Cr系のステンレス鋼が使用されていたが、この材料は材料減衰が他の材料に比較して極めて大きいことが特徴であった。現在では軽量化の要求からとくに動翼はチタン合金が多く使われている。静翼においては振動対策としてこの材料の使用も考えられる。かなり大きな静翼の場合には中空として翼の内部に減衰率の大きな樹脂を充填することがある。

空力減衰は振動モードに依存するとともに極端な場合負減衰になりフラッタが発生する。非定常理論は定常の空力設計に比べて一段と困難であり空力減衰を積極的に振動制御に使うことは現在では難しい。

減衰率の大きさからも共振を実用的に制御することのできるのは機械減衰である。機械減衰が有効に働くには翼がフレキシブルであることが必要である。フレキシブルな翼はアスペクト比が大きい翼であるからフラッタの心配もあり、慎重な

検討を要する。

VSVおよび両持翼のような組立構造は機械的な境界および空隙によって減衰が起る。しかし、このような減衰は寸法公差や組立のバラツキに起因する減衰能のバラツキがあることが問題である。また、機械減衰はその特性が時間的に変化することがあるので長期間の安定性に疑問が残る。

(4) 構造強度の改善

共振している振動応力が大きい場合、共振そのものは止むを得ないとして発生している振動に対して局部応力を下げたり、材料強度を上げることによって問題を解決する方法である。最大応力部位の翼厚を増す方法がよく使われる。応力集中部がある場合はこれを緩和するために大きなRをとることが実行されている。また疲労強度の高い材料に変更することもしばしば行われる。

5. 自動振動 — フラッタ⁽¹⁾

5-1. フラッタとは

フラッタを避ける設計は航空用エンジンのファンおよび圧縮機動翼の設計プロセスの中で重要な位置を占めている。適切なフラッタに対する余裕がない設計では翼が破損するなどでエンジ開発計画に支障をきたすことがある。ターボ機械のフラッタではまだよくわからないことが多いが、現在までに明らかになった基本的なことと実際の設計および運転のデータを組合せることによって、ターボ機械のフラッタをある程度理解することができる。ここではターボ機械のフラッタを学問的ではなくガスタービンの設計および運用の面から把えて解説する。

フラッタ時の翼振動は非定常の外力で強制的に加振されているのではなく、翼はその周りの流れからエネルギーを吸収して自励的に振動している。翼の空力減衰が負の場合には、ひとたび翼が小さな優乱で振動しはじめると、翼は周囲の流れからエネルギーを吸収する。吸収エネルギーが翼の構造減衰によって消費されるエネルギーより大きくと翼振動はこれらのエネルギーがバランスするまで、その振幅を増大する。

ファンおよび圧縮機では少なくとも5種類のフラッタが過去に経験されている。これらのいずれのタイプのフラッタも負の空力減衰が存在することが特徴であるがその空気力学条件は異なってい

る。いずれのタイプのフラッタも翼の空気力学的条件に因んで名前がつけられている。

図17には、5種類のフラッタの限界曲線がP Q曲線上に示されている。

設計者はいかなる条件でもフラッタに入らないように設計しなければならない。すなわち許容可能なフラッタ応力レベルはなくフラッタは絶対に避けなければならない。

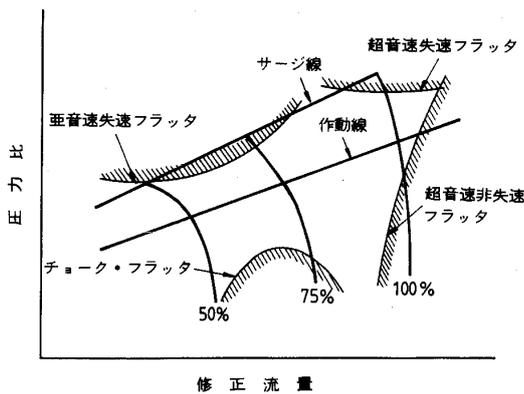


図17 フラッタの種類

5-2. 設計パラメータ

フラッタ設計に重要なパラメータを表10に示す。

表10 フラッタ設計のパラメータ

- ・無次元速度 (REDUCED VELOCITY)
- ・マッハ数 (MACH NUMBER)
- ・負荷パラメータ (LOADING PARAMETER)
- ・振動モード (VIBRATORY MODE)
- ・圧力/密度 (STATIC PRESSURE/DENSITY)

(1) 無次元速度 (REDUCED VELOCITY)

無次元速度は振動している翼の周りの非定常流れを記述する方程式を導くときに出てくる無次元パラメータ $\left(\bar{V} = \frac{V}{b \cdot \omega} \right)$ である。フラッタのデータを調べると無次元速度が翼の不安定度の有力な尺度のひとつとなりうる事が判っている。無次元速度の逆数、無次元周波数 (k) が使用されることもある。(表11)

無次元速度が大きくなると翼は不安定になりフ

ラッタに突入する。フラッタの種類により異なるがこのフラッタ突入の無次元速度 (\bar{V}) は、一般に 1.0 ~ 5.0 の間にある。

表11 無次元速度と無次元周波数

無次元速度	無次元周波数
$\bar{V} = \frac{V}{b \cdot \omega}$	$k = \frac{b \cdot \omega}{V}$
<p>V = 相対流入速度 b = 1/2 翼弦長 ω = 翼振動数</p>	

(2) マッハ数 (MACH NUMBER)

振動翼の非定常理論に現れる2番目の無次元パラメータはマッハ数である。フラッタ発生にはマッハ数が大きく影響する。

(3) 負荷パラメータ (BLADE LOADING PARAMETER)

フラッタの理解には翼の周りの流れ、すなわち翼の負荷の状態の知識が不可欠である。チョーク・フラッタは低圧力比で失速フラッタは高圧力比で発生する。また、非失速超音速フラッタは圧力比を増すことによって安定の方向に動くなどフラッタには翼の負荷パラメータが重要な役割をはたしている(図17)。

表12に代表的な翼負荷の状況を示すパラメータを示す。

表12 翼負荷パラメータ

- ・入射角 (無次元入射角)
- ・圧力比
- ・ディフュージョン・ファクタ
- ・翼形状 (前縁厚み, 翼厚比, 最大翼厚位置)
- ・チョーク・マージン

(4) 振動モード (VIBRATORY MODE SHAPE)

翼の振動によって発生した非定常の圧力が翼の

安定性を左右するのであるから、翼が振動しているときの振動モードが重要な因子となることは容易に理解できる。たとえば非失速超音速フラッタは純粋な曲げモードよりも振りモードで発生しやすいことが判っている。

(5) 圧力または密度

空気密度の変化は空力減衰力に直接比例的に影響する。したがって空気密度が低い上空では空気力は密度に比例して小さくなるのでフラッタは起り難くなる。これは空気密度の直接的効果である。

空気密度の間接的効果として、つぎの2種類のものがある。

そのひとつはレイノルズ ($Re = \rho VC / \mu$) の変化によって非定常流れ場が影響を受け空力減衰力が変化するものである。他のひとつは質量比 ($\rho mA / \rho_g \pi b^2$) によってフラッタ・モードが変化し、結果として空力減衰力が影響を受ける効果である。

5-3. フラッタの種類

(1) 失速フラッタ (亜音速又は遷音速)

このフラッタは軸流圧縮機が研究され始めてすぐその存在が報告された最も古いフラッタである。このフラッタは回転失速と混同されたことがあったが、つぎのような特徴から明瞭に区別が可能である。

- 1) 振動翼の振動数は回転数の次数ではなく翼の固有振動数で振動している。
- 2) 段の全翼は同じモードではあるが異なる振動数および振幅で振動する。

図18に失速フラッタ境界と作動線の関係を圧縮機のP-Q線図および $\bar{V}-i$ 線図に示す。本図では回転を上げていくと点Aでフラッタに入り点Cで抜けるのでフラッタ発生を阻止するためになんらかの対策が必要になる。本図を出発点として改

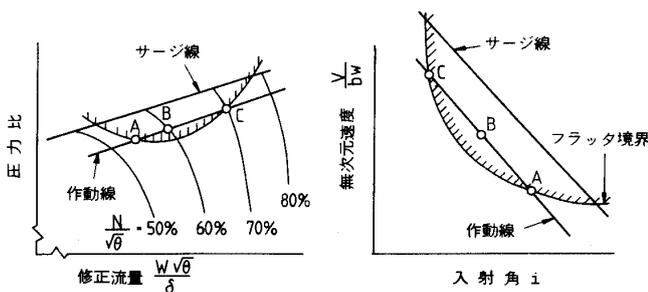


図18 失速フラッタ (亜音速 / 遷音速)

善の方法について考察する。

図19は作動線がフラッタ境界を貫通するので入射角 (i) 等を小さくし翼への負荷を軽減した場合の効果を示したものである。図19の右図に見られるように作動線が全体的に低入射角側に移るとともにフラッタ境界も翼形の変更とともに若干移動する。図19の左図にはP-Q線図上での変化が示されている。この翼負荷変更の具体的な方法は前置静翼のスケジュール、翼形の振り、前縁の半径、翼厚および最大翼厚位置の変更などある。

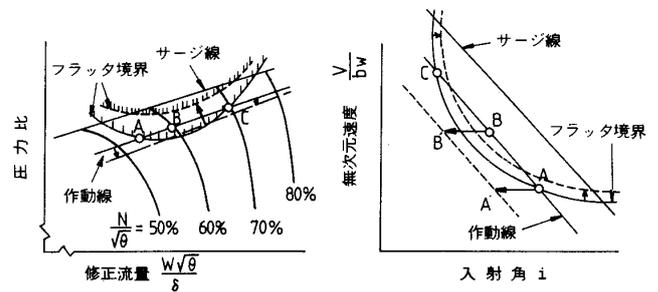


図19 負荷転減の効果 (失速フラッタ)

図20には積 $b \cdot \omega$ すなわち翼の剛性を増すことによってフラッタを逃げる場合を示している。積 $b \cdot \omega$ が増すことによって無次元速度 $V / b \cdot \omega$ が下り図20の右図で作動線が矢印のように移動する。P-Q線図上では作動線は不動でフラッタ境界は高圧力比側へ後退する。

翼の剛性増加には①翼弦長の増加 (低アスペクト比) ②翼厚の増加③比剛性の増加 (材料変更) ④シュラウドの位置又は数の変更⑤テーパ比の変更などが対応策として考えられる。

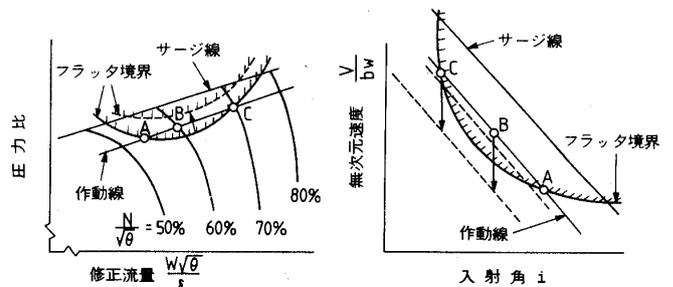


図20 剛性増大の効果 (失速フラッタ)

図21に一定静温で静圧すなわち空気密度が小さ

くなった場合の効果を示す。この場合は作動線は変化せずフラッタ境界が退いて系は安定化する。これは主に空気力学的負減衰が空気密度の減少とともに減少するためである。

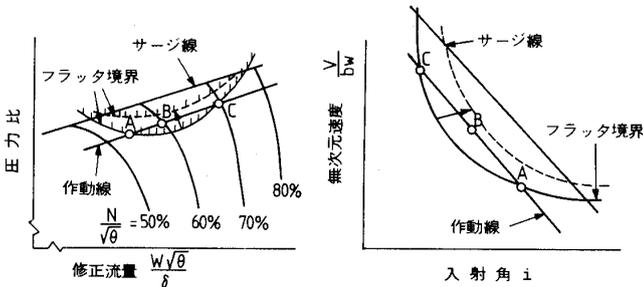


図21 入口空気密度低下の効果

図22には一定静圧下で入口空気温度が低下する場合の効果を示す。この場合相対流入マッハ数は不変と考えると相対流入速度 ($V = \sqrt{r R T}$) は小さくなる。これにより無次元速度 ($V = \frac{V}{b \omega}$) が小さくなり安定化する。

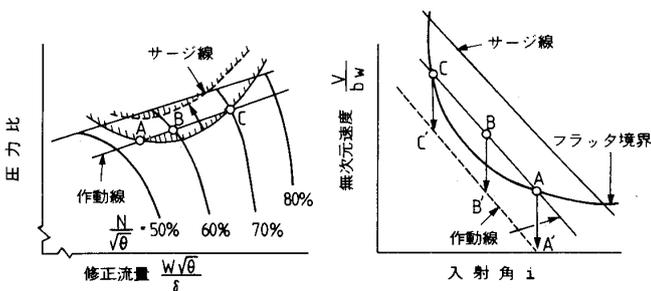


図22 入口空気温度低下の効果

図23では低空高マッハ飛行の場合のフラッタについて考察する。航空用ガスタービンでは通常温度圧力は同時に変化する。飛行速度が変化する場合がこれに当る。飛行速度が増大すると入口温度が上昇し、入口空気密度は大きくする。この結果フラッタ境界は作動線の方に近づきフラッタに入り易くなる。また機械回転数が上限に達しているので、修正回転数が下り図中の地上静止設計点から地上ラム作動点に移る。

振動モードは重要なフラッタ設計のパラメータである。たとえば同じ無次元速度では曲げモード

は振りモードに比べて安定でフラッタに入り難い。したがって設計者は曲げモードと振りモードの両方に対してフラッタ余裕がどれくらいあるか考えなければならないことになる。

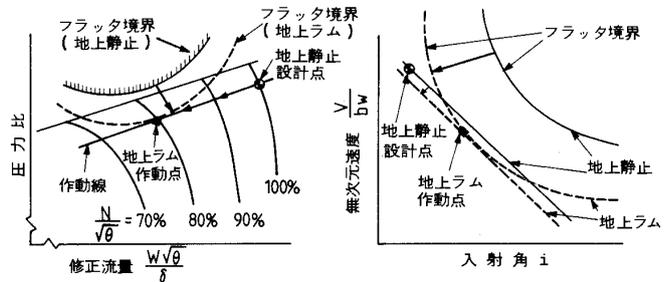


図23 低空高マッハ飛行

棚 (shroud) の有無が振動モードに影響を与える。棚付の場合は曲げと振りが棚を通して連成するので曲げ・振りの振幅比 ($\frac{\alpha}{h}$) および両者の位相差 (θ) が重要な因子となる。これらの事情が図24に示されている。

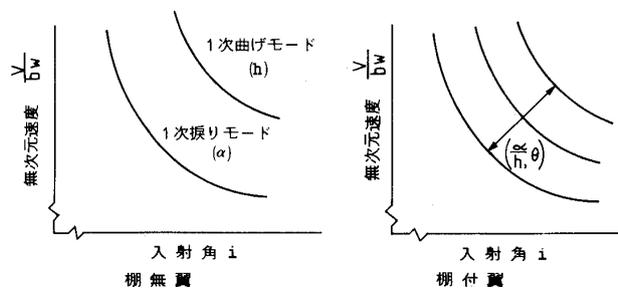


図24 棚 (shroud) の影響

(2) 非失速超音速フラッタ

翼のかなりの部分が超音速の相対速度で作動しているときに問題となる。図25のP-Q線図にこのフラッタの境界を示す。このフラッタは①全ての翼は共通の周波数で同一モードで振動する。②経験的には振りモードで振動する特徴をもっている。このフラッタ境界は高速領域の運転を不可能とさせるような壁となることが同図より判る。

超音速フラッタでは無次元速度対入口マッハ数の線図がフラッタ境界を良く表現している (図26)

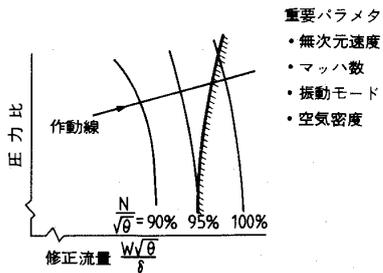


図25 超音速フラッタ (P-Q)

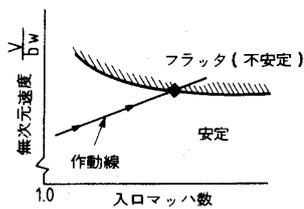


図26 超音速フラッタ (V-M)

マッハ数の増加とともに安定領域が減少している。この線図のフラッタ境界は翼列試験結果により得る。

不幸にして超音速フラッタが作動領域に存在することが判ったとき、最も簡単な対策は翼の剛性を上げることである。すなわち積 $b \cdot \omega$ を大きくする。これにより図27の右図に新しい作動線が描かれている。この作動線の傾斜は $b \omega$ 値に逆数に比例するので容易に描ける。左図にはこの状況が P-Q 線図上に示されている。

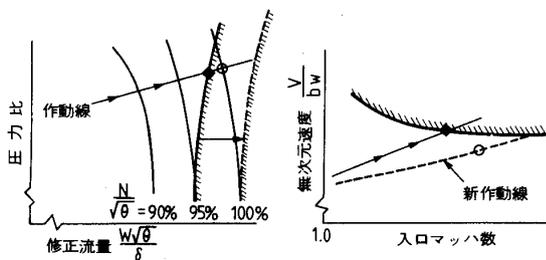


図27 剛性増大の効果

入口空気密度が薄くなる効果は失速フラッタの時と同様に空力負減衰力が低下して安定領域が拡

大する (図28)。

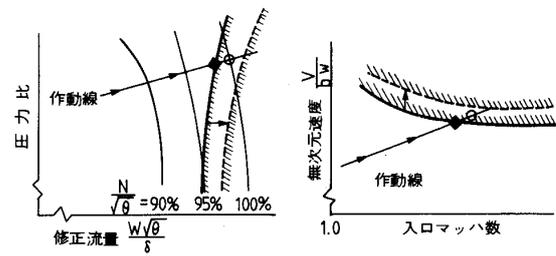


図28 入口空気温度低下の効果

同様に入口空気温度が低くなった効果は図29に示されている。マッハ数一定のとき入口温度が低いと相対流入速度は小さくなる。すなわち図29の右図のように新作動線が描ける。この状況を P-Q 線図に併せて示してある。

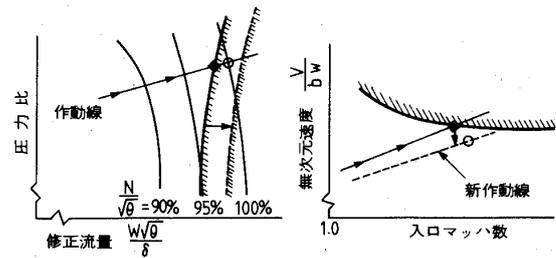


図29 入口空気温度低下の効果

5-4. フラッタ限界値 (概略設計)

フラッタ限界値の正確な定量的な推定はかなり困難である。したがってここでは、ストール・フラッタおよびチョーク・フラッタについて正確ではないが簡単に推定する方法について述べる。

図30には無次元フラッタ速度が一次曲げ・一次振りの両モードについてアスペクト比 (AR) の関数として示してある。つぎに示すように平板翼の場合は無次元フラッタ速度は曲げモードおよび振りモードそれぞれに対してアスペクト比 (AR) の1乗および2乗に比例することがわかる。

$$V_{1F} \propto \frac{V}{Cf_{1F}} \propto \frac{V}{C \left(\frac{1}{L \cdot AR} \right)} \propto V_r (AR)^2$$

$$\bar{V}_{1T} \propto \frac{V}{C f_{1T}} \propto \frac{V}{C \left(\frac{1}{L} \right)} \propto V_r (AR)$$

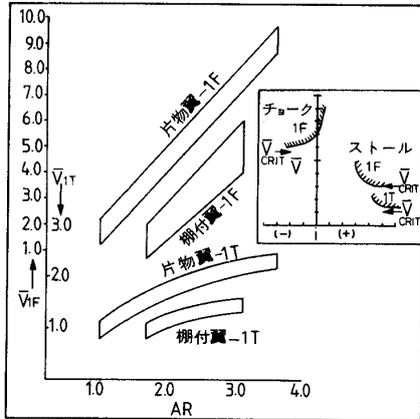


図30 フラッタ限界

しかし、典型的なテーパ翼ではこの関数が少しずれて図30のような関係となる。この図に古典的な判定条件 $\bar{V} = 3.3$ (1Fモード) および $\bar{V}_r = 1.6$ (1Tモード) を適用してみると限界のアスペクト比が両モードとともに $AR_{cr} = 1.8$ となる。これは、通常の棚無翼の限界のアスペクト比=2.0に近い値である。棚がフラッタ防止の為に設計されていることがよく判る。

図30の右側に負荷パラメータ (入射角) に対する無次元フラッタ速度の関係が示されている。

V_{CRIT} を超えた場合には入射角を制御する必要があることが判る。同図の限界曲線はファンの要素試験で実験的に確認する必要がある。

なお、非定常の入口条件の変化、FOD、エロージョンなどの影響を考慮してフラッタ余裕は15~20%程度確保しておく必要がある。

6. 翼-ディスクの連成振動⁽²⁾

今迄は翼だけの振動について述べてきたが、翼が取付けているディスクもまた自身の固有振動数をもっている。これらの翼ディスクの固有振動数が近いと連成する可能性があるので本章では翼とディスクの連成振動について解説する。

6-1. ディスクの振動

ディスクの最も簡単な形は等厚円板である。等厚円板の代表的な振動モードが図31に示されてい

る。同図の点線は振動モード節 (node), すなわち振動変位が零の場所を示している。振動モードは節円および節直径の数で分類されている。図中の m は節円, n は節直径を示している。当然のことながら実際のディスクは等厚ではなくボア部 (内径側) では遠心応力を許容応力値まで下げるためにウェーブ部より厚くなっている。またリム部 (外径側) は翼取付のためにダブルテール溝などが設けられている (図32)。したがって、振動

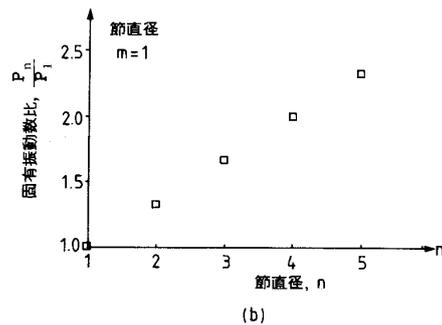
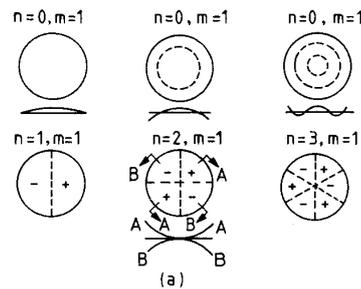


図31 等厚円板の振動

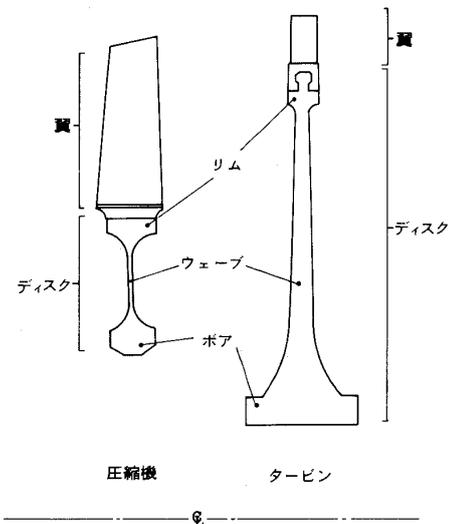


図32 翼付ディスク断面図

モードおよび固有振動数の定量的な推定は有限要素法などによる計算によらなければならないが、定性的な傾向は図31に示すとおりである。

6-2. 翼とディスクの連成

ディスクに翼が付いている場合両者の固有振動数が遠く離れておれば連成することはないが、両者が近い場合は連成する。翼とディスクの連成の様子が図33に示されている。翼単独モード(---)およびディスク単独モード(○)に対して連成モード(○, ×)の存在が示されている。固有振動数の近い2つのモードが連成すると単独モードの固有振動数に対して互いに離れる方向に移る。

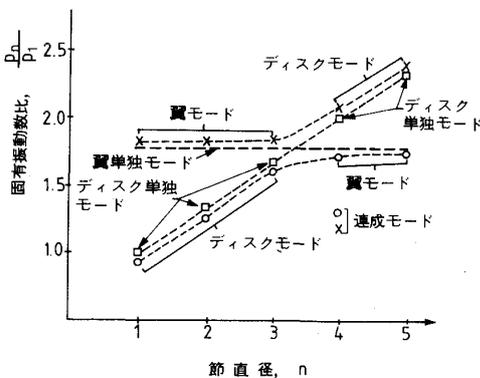


図33 翼とディスクの連成振動

6-3. キャンベル線図の作成

ディスクと翼が連成した場合の固有振動数は図33のようになるが、振動設計上の評価をするためにはキャンベル線図にまとめる必要がある。本節では翼-ディスク系のキャンベル線図の作成方法を説明する。図34(a)は図33と本質的に同じものでディスクモードと2個の翼モードが連成している場合の固有振動数を示している。

(a)図が計算または、ホログラフィ試験などで求まるとキャンベル線図は容易に作図できる。

(a)図の節直径1のモードは回転一次以外には励振されることはないので(b)図の1/REVの直線上の該当する周波数の位置にプロットする。他の節直径について同じことを繰り返すと(b)図が完成する。

このキャンベル線図により運用回転数範囲で問題となる共振があるかどうか判断することになる。

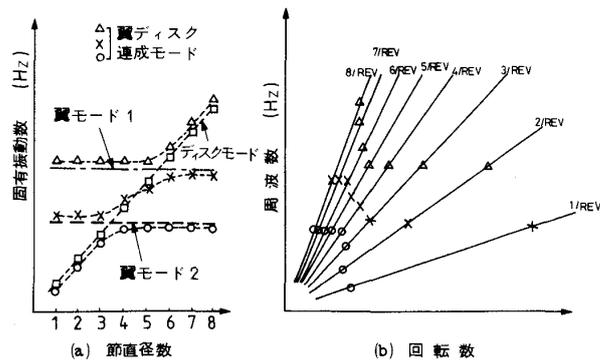


図34 キャンベル線図の作成

図34は、翼モードとディスクモードが理想的に連成している場合である。図35はディスクモードが翼モードに比べて固有振動数が十分高い場合である。勿論逆の場合もあり得るが省略する。簡単化のために遠心力による翼ディスクの剛性増加および温度の変化によるヤング率の変化の効果は省略してあるので適切な補正の必要がある。

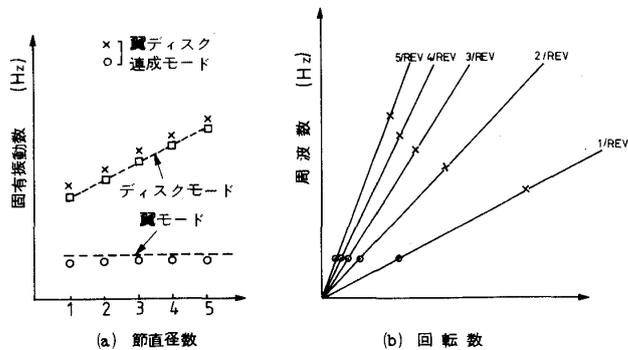
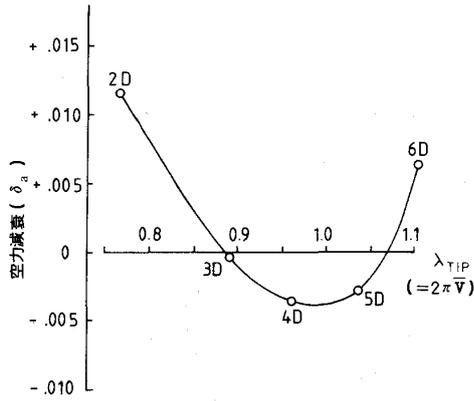


図35 連成が弱い場合

6-4. フラッタとの関係⁽³⁾

フラッタでは、振動の翼間位相差が重要なパラメータである。このことはフラッタ状態にある翼-ディスク系は翼とディスクが連成しているものとして考えるべきであることを示唆している。図36は空力減衰のディスク振動モード依存を示す例である。すなわちフラッタに入り易いモードは、4D・5Dであり、特に4Dモードが最も大きな負減衰を示している。これは翼間の振動位相差が空力負減衰に大きな影響のあることに起因している。



参考文献

- (1) Jay, R. L., Design of Blades, Discs and Vanes to Avoid High Cycle Fatigue Failure (1985), ASME
- (2) Leone, D. J., Blade and Disc Vibration—Theory and Practice (1980), ASME
- (3) Halliwell, D. G., Fan Supersonic Flutter; Prediction and Test Analysis, 1977. ARC R & M No 3789

図36 空力減衰のディスク振動モード依存



§ 入 会 者 名 簿 §

正 員 木村 昌敬 (三 菱 重 工 業) , 古島 潔 (東 京 ガ ス)
 竹田 良範 (カントク精密鑄造)

電助会員 大 倉 電 機

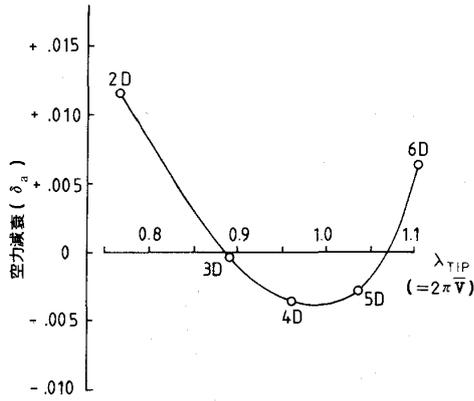
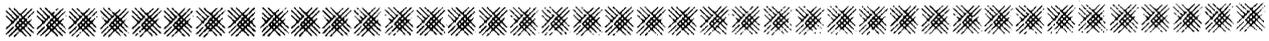


図36 空力減衰のディスク振動モード依存

参考文献

- (1) Jay, R. L., Design of Blades, Discs and Vanes to Avoid High Cycle Fatigue Failure (1985), ASME
- (2) Leone, D. J., Blade and Disc Vibration—Theory and Practice (1980), ASME
- (3) Halliwell, D. G., Fan Supersonic Flutter; Prediction and Test Analysis, 1977. ARC R&M No 3789



§ 入 会 者 名 簿 §

正 員 木村 昌敬 (三 菱 重 工 業) , 古島 潔 (東 京 ガ ス)
 竹田 良範 (カントク精密鑄造)

電助会員 大 倉 電 機



東芝 重電技術研究所

（株）東芝 本 多 正 己

当社における研究開発は、研究対象テーマおよび研究段階により、次のような3つの組織体制で推進している。

- 全社的な研究部門として、長期的な先行開発と基盤技術の研究を担当している総合研究所と、自動化技術・精密加工技術などの研究および工場の自動化・合理化を支援する生産技術研究所
- 事業本部または事業部に所属し、事業（本）部内の各技術部門等からの依頼を受けて、事業展開にきわめて重要な中・短期的な開発を担当するワークス・ラボ（技術研究所）
- これら研究所のほかに、各事業部において現製品の改良・モデルチェンジなどを担当する開発技術部門

重電技術研究所は、当社の8ワークス・ラボのうちの一つで重電事業本部に所属し、重電関連の4事業所、すなわち、京浜事業所（エネルギー機器）、府中工場（システム・制御装置）、浜川崎工場（送変電機器）、三重工場（汎用電機、FA機器）に駐在している。重電事業分野における製品の共通基盤技術を開発強化するとともに、各工場の製品固有の要素技術の研究開発を推進し、製品の性能向上・信頼性向上・コスト改善を計っている。また、これら基盤技術・要素技術をベースに工場技術部門と協力・分担しながら、新製品の開発を行なっている。

ガスタービンに関しては、将来の石油代替燃料であるLNGや石炭利用のコンバインドサイクル用として、東芝としても重要研究テーマとして取上げている。また、通産省工業技術院におけるムーンライト計画「高効率ガスタービンの研究」など、大型プロジェクトに参画している。これら研究開発は、重電事業本部の関係部門が一体となり取組んでいるが、重電技術研究所では高温材料の

開発や制御技術の開発など、要素技術の開発を担当している。

重電機器は、マイクロエレクトロニクスを用いた制御システムやデータ伝送を含む情報処理システムから、原子力・発電用の超大形機器まで、広範囲で多種多様であることから、重電技術研究所がカバーする技術は多岐に渡っている。これらを5つに大分類し、各技術分野での研究開発の概要を以下に紹介する。

1. 材料応用技術

回転機、原子力機器、静止器、FA機器、新エネルギー機器などに用いられる各種の材料（絶縁材料、構造材料、耐熱材料、原子力材料、電磁気材料など）の開発・評価を行い、機器への適用・応用技術を開発している。このために、新しい信頼性評価技術や解析技術を研究するとともに、多数の化学・物理分析装置や評価試験設備を用いて、材料の基本特性の評価試験を行なっている。また、材料および機器の耐環境性能を評価検証するとともに、腐触防触技術、劣化・脆化診断法、非破壊検査法などの基礎技術の開発も行なっている。

性能をより向上させるための高温材料や、特殊条件で用いられる耐熱材料の開発を行なうとともに

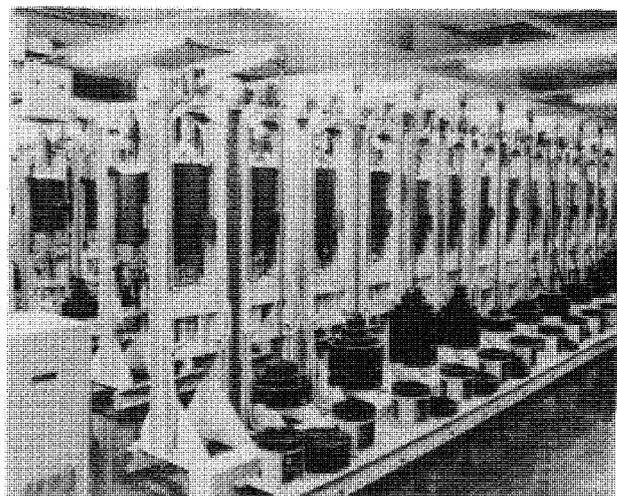


図1 高温材料クリープ試験機

（昭和62年2月16日原稿受付）

に、最近、高分子材料、複合材料、アモルファス材料、ファインセラミックスなど、新素材の開発および適用研究が盛んになってきている。

微生物固定化技術を応用したバイオリアクタと膜分離技術を組合わせた新しい水処理システムなど、バイオテクノロジーの研究も行なっている。

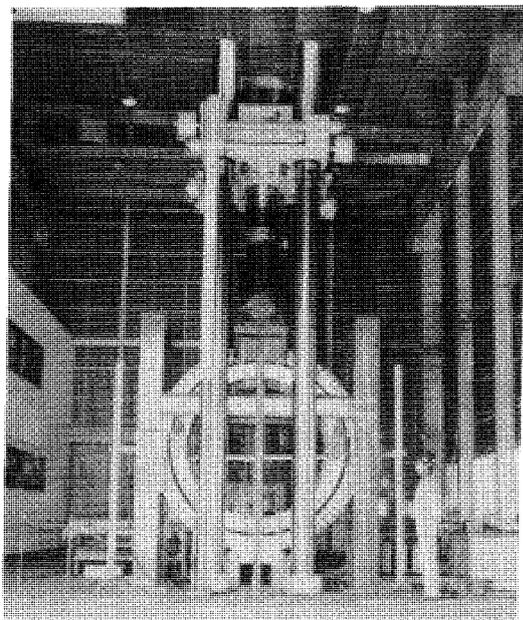


図2 1000トン大型構造物試験機

2. 機器要素技術

電磁気、高電圧、電流遮断、放電、超電導、真空、流体、伝熱、振動、騒音、耐震、潤滑など、広範囲な分野の要素技術を開発するとともに、より優れた解析手法の開発を行なっている。また、高電圧試験設備、短絡試験設備、水力試験設備など、世界最大級を誇る試験設備を使用した実規模モデルでの検証試験を行ない、回転機、水力機器、送変電機器などの性能向上や信頼性向上に取り組んでいる。

これら要素技術をベースとして、炭酸ガスレーザを含むFA機器や超電導機器など、新機種の開発を進め、さらに、新エネルギーとして期待されている燃料電池や、未来のエネルギー源である核

融合など、幅広い分野の技術開発に取り組んでいる。

3. システム技術

電力系統・発電プラントなどの電力システムや、鉄鋼・上下水道などの産業システムを対象に、ますます複雑化・多様化するこれらシステムの信頼性を高めたり、効率運用のために、システムのモデリングとシミュレーション解析法を研究している。燃料電池や高効率ガスタービンなど、新エネルギー・システムの諸特性シミュレーション解析と制御系の検討も行なっている。

現代制御理論や知識工学などの新技术を適用した制御システムを開発するとともに、プラントを安全に運転するためのシステム診断技術の開発も行なっている。また、ミニコンやマイコンの基本ソフトウェアの開発と、技術支援システムの開発に取り組んでいる。

4. エレクトロニクス技術

電力系統用無効電力補償装置、産業用電源システムの負荷平衡化制御法、交流電動機可変速システムなど、パワーエレクトロニクス技術を用いた各種システムの開発を行なっている。

マイクロエレクトロニクス技術を高度に活用した、LAN、FA用各種コントローラなど、産業用マイコン応用機器のハードウェアおよびソフトウェアの研究を進めるとともに、レーザや光ファイバーなどオプトエレクトロニクスを用いた高性能センサや高速光データ伝送装置の開発を行なっている。

5. 製造・自動化技術

接合・切削・塑性加工などの製造固有技術や、メカトロニクス技術関連の要素技術の開発している。さらに、炭酸ガスレーザを用いた加工システムの開発、産業用システムロボットや特殊ロボットの試作・開発および適用研究を進め、FA事業を支援するとともに、工場製造ラインへの自動化システム導入の援助をしている。



第22回 AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference

石川島播磨重工業(株) 玉木 貞一
石川島播磨重工業(株) 佐藤 幸徳

1. まえがき

第22回AIAA/ASME/SAE/ASEEの Joint Propulsion Conferenceは1986年6月16日から18日の間、NASAのMarshall Space Flight Centerに近い米国アラバマ州ハンツビル(Civic Center)で開催された。

この学会は題名に示すとおりAIAA, ASME, SAEとASEE(American Society of Engineering Education)の共催の米国国内講演会であり、内容としては、ガスタービンエンジン関係とロケットエンジン関係とに大別できる。ここでは主にガスタービン関係の論文について述べるが、過去数年間の本講演会の動向については、その都度、本誌に紹介しているので合わせて参考にされたい。

今回の講演会のセッションおよび論文数を表1に過去2年と比較して示す。共催の学会それぞれにより、エンジンシステム関係、エンジン要素関

係、機体関係、数値解析、その他についてセッションが設けられており、合計36セッションであった。過去の講演会と比較すると、全体のセッションの数は昨年と同じ程度であるが、昨年に引き続き燃焼器関係のセッションが多いのと数値解析関係のセッションが増してきているのが目立つ。論文の数は135編であり、昨年より減少している。講演会の雰囲気、発表者の所属機関や国籍などについては前回の講演会と大差ない。また、トピックス的な論文が多くあったことも例年通りである。

以下にエンジンシステム関係、エンジン要素(除燃焼器)関係、燃焼器関係、機体関連の中から興味ある論文について紹介する。数値解析関係の論文については取扱った対象のところで紹介していきたい。なお今回の講演会の新しい話題として取りあげられていた極超音速機用推進機関であるABE(Air Breathing Engine)についても述べてみたい。

表1. ガスタービン関係のセッション数, 論文数

分野	内容	第20回		第21回		第22回	
		セッション	論文	セッション	論文	セッション	論文
エンジンシステム関係	・エンジン開発 ・ATPなど	10	49	13	50	10	31
要素(除燃焼器)関係	・圧縮機 ・タービン ・コントロール	3	14	5	24	3	15
燃焼器関係	・燃焼器 ・スプレー他	3	18	8	41	7	31
機体関連	・インターク ・エクゾースト	4	19	4	20	5	19
数値解析	・流れ解析	4	21	5	26	6	26
その他	・構造, 強度 ・計測	3	13	5	25	5	13
合計		27	134	39	186	36	135

(昭和62年2月12日原稿受付)

2. エンジンシステム関係

この関係のセッションでは、エンジン開発、構造設計、エンジン計測といった通例のセッションのほか、毎回トピックス的なテーマを取りあげてその関係の論文を集めたセッションが計画されている。今回はATP(Advanced Turbo Prop)関係や小型エンジン関係のセッションが開かれた。以下にこの2つのテーマについて発表された論文を概説する。

(1) ATP関係

ATPについては、昨年NASA、エンジンメーカ、機体メーカが集まって、パネルディスカッションを含むテーマセッションが開かれたが、今回も引き続き多くの論文が発表された。内容としては、ATPの形態についての研究論文とプロップファンそのものの研究論文の2種類に分けられる。前者については、PWAがプロップファンの枚数、スピード、負荷などが性能に及ぼす影響を検討しているほか、MTUが二重反転のダクト付ファンエンジンについてオープンロータ型との比較で検討を、RRがコアエンジンも含めた形態について推力レベルに着目した検討をそれぞれ行うなどATPをUBF(Ultra Bypass Fan)エンジンの一種と位置付けて、その最適形態をさぐるといった研究がなされている。

プロップファンそのものの性能に関する実験的研究としては、HamiltonがNASAのLAP(Large scale Advanced Propfan)プロジェクトの一環として行った実機サイズのブレード試験結果や二重反転のプロップファンの空力性能試験結果について報告し、仏ONERAからは単段プロップファンの試験結果の報告があった。

(2) 小型エンジン

小型エンジンについてはNASAと米陸軍との共同プロジェクトであるSECT(Small Engine Component Technology)研究の中間結果をNASAとプロジェクトの担当会社であるAllison, AVCO Lycoming, Garrett, Teledyne CAE, Williams Internationalの5社が報告し、また同様の研究を行っているPWA, GEの発表もなされ、その総括としてパネルディスカッションが行われた。

SECT研究はその応用として、コンピュータ機、ロータクラフト、巡航ミサイル、APUなどを考え

た250~1000馬力クラスの小型エンジンが、2000年にどうなるかを検討しようとするプロジェクトであり、今年の報告では、その第一ステップとしてミッションやエンジンサイクルの検討、克服すべき技術課題の抽出を行っている。精力的に研究開発が行われ、その結果性能の向上が著しい大型エンジンに比べ、現有小型エンジンは大きく立ち遅れており、その高性能化、すなわち低SFC化、高推重比化、低コスト化が要請されており、そのための検討を行っている。

予備検討の結果では、現有エンジンに比較してコンピュータ機やロータクラフト用エンジンでは、20~40%、ミサイル用では実に50%の燃料消費量の低減が期待されている。また、そのような高性能エンジンの達成のためには、まず第一に考えられるものがセラミックスの実用化であり、次に圧縮機、燃焼器、タービンなどの各要素に対し、三次元流れ解析技術を適用することでもたらされる効率の向上である。その他、セラミックス以外でも考えられる材料の進歩、熱交換器の軽量化やベアリング、ギャボックスなどのシステム技術の向上も期待されている。

3. エンジン要素(除燃焼器)

ファン、圧縮機、タービンなどのエンジン要素関係では近年の傾向を反映して流れを数値解析により求めている論文が目立っている。

Penn. State Univ.のKirtleyらは翼列内流れについてSpace Marching法とTime Marching法との比較を行って両者の特徴を論じ、京工繊大の里深らは遷音速翼列の粘性解析を行い翼列試験との比較を示している。プロップファンの流れについてVirginia Polytech. Inst.のYoonらがActuator Disk法とTime Marching法とを組合せて解析し、SverdrupのYamamotoらは昨年発表したオイラー解析を更に発展させた論文を発表した。

RRのDawsonらはRRが開発したワイドコードファン翼の空力、構造に関する一般的紹介を行った。多段圧縮機についてUTRCのJoslynらがポテンシャル流れ計算法が実際の流れをどの程度表わしうるかを実験と比較、検討している。GEのHosnyらはNASAのEnergy Efficient Engine計画で開発した高負荷多段圧縮機を用いた実機試験を実施し、非定常計測によりストール、サージ後の

流れを調べている。

計測の基本的な研究として、米軍 Air Propulsion 研究所の Rabe らがフリージェット流についてホットワイヤ、2 焦点レーザ流速計とレーザドプラ流速計を使って計測し、三者の比較を行っている。

4. 燃焼器関係

燃焼器関係のセッションは7つあり、また論文数も31件とガスタービン関係の23%を占め、昨年同様高い比率を占めている。論文発表者を大学、NASA等の国立研究機関および企業に分類すると、その比率は約3:2:4で昨年と大きな差はない。

今年の燃焼器関連論文の分類を表2に示す。こ

表2. 分野別発表件数

分 野	発 表 件 数	
	昨 年	今 年
Spray and Spray Combustion	11	11
Combustion Modeling and Diagnostics	8	6
Combustion System	7	5
Turbulent Reactive Flow	6	2
そ の 他	9	7
合 計	41	31

の傾向も昨年と似ている。依然として燃料噴霧、数値解析への関心が高い。しかし超音速燃焼関連が増えたり、燃料噴霧分野も Spray Development Research というセッションになったものもあり、幾分か基礎的な方向を示すトーンを感じた。

論文内容を4つに大別して主要点を述べる。

(1) 燃料噴霧技術

航空用で多用されている気流微粒化式噴射弁の概念を大型産業用ガスタービン燃焼器に適用し、減煙に成功した例がGEから報告され、その理由を噴射弁先端部の空気流を水流可視化法により確認している。昨年は気流微粒化式噴射弁からの空気流速の計測結果がPWAとDDAから発表され、更にPWAから数値解析結果との比較が示されたが、今年には更にDDAからダブルスワラを使った4種類の供試体(旋回角45, 30°, 旋回方向は順, 逆方向, 寸法の違うもの)に対し数値解析($k-\epsilon$, 境界適合格子生成, コントロールボリュームに基づいた

finite different, SIMPLE法)とLDAによる計測との比較が示され、良い一致を見ている。ベンチマークデータを得るため更に高次の数値スキームと乱流モデルによる改良計画があるという。このような解析は効率的な燃料の微粒化、噴射弁出口の空燃比分布、噴射弁空気流とライナ内流れの干渉を考える上で重要となってくるであろう。気流微粒化式噴射弁を対象として、高空間分解能を有し、結果を自動的に図形処理するパターンがUTRCで開発されている。このように気流微粒化式噴射弁に関する話題が多い。高温気流中に噴霧された燃料液滴の特性と蒸発の相互依存に関する解析の結果、下流に行くに従い、ザウタ平均粒径、粒径の分布指数が大きくなることが中国から発表された。古典的なシンプレックス型圧力噴射弁に関する粒径の実験式が、微粒化機構の考察から、2つの加算式で示し得ることが、Purdue大のLefebvreらによって示された。古いテーマであるが、なおこの方面の研究も続けられている。

(2) 数値解析

ガスタービン燃焼器のダンプディフューザのように複雑な形状を有する物体に適する多重領域の直交曲線座標を使用したコードの開発と、その計算結果を他の座標を使った場合及び実験結果を比較したもの、強い圧力勾配のあるプレディフューザの壁近傍の数値的取扱いに注目して各種モデルによる計算結果と実験との比較をしたもの、がPWAから発表された。逆流型燃焼器に見られる、180°ベントに対して代数レイノルズ応力モデルを用いた二方程式乱流モデルと $k-\epsilon$ モデルの計算結果と実験との比較、更にハイブリッド法と二次風上差分法による結果の比較がNASAからなされた。この他に同軸流噴霧燃焼の解析、実燃焼器での乱流と燃焼の相互干渉の解析が報告されている。しかし(1)で示した噴射弁の解析も含めて、今年には燃焼を伴わない流れ場への数値解析の適用と検証、精度向上の発表が多かった。

(3) 燃焼器システム

燃焼器設計の道具として、設計予測のための実験式がエミッション、燃焼効率、温度不均一率、着火、吹消えなどに対して整理されDDAから発表された。GEが生産している7種類のエンジンの燃焼器を用いて高空再着火、希薄側吹消えに対して

共通の実験式を求め、かなりの予測が可能であるとした報告がGEからなされた。このようにして実用面から実験式を導入しその適用程度を検証している、設計者にとって有用な例が発表されている。燃焼器ライナの熱疲労試験を実施する672kWの石英ランプを熱輻射源として使用した加熱装置の紹介がPWAからなされた。本装置は複合セラミックス材などの新材料の高温試験にも適しているという。NASA Lewis で実施している小型ガスタービンを用いたメタル/セラミック複合ライナを用いた燃焼器を従来のメタル製でフィルム冷却したライナを用いたものと、ライナ壁温、効率、エミッションについて比較した報告がUS Army/NASA からあった。複合ライナの方はアウトライナは問題ないが、インナライナは剥離が見られたとしているが、高温化の点から興味ある材料である。特徴的な気流微粒化式噴射弁、予混合噴射弁、伝熱促進構造ライナを有する2段燃焼器の構造、性能に関し著者らから発表がなされた。

(4) その他

燃焼器の希釈領域に関し、主流と噴流が混合したあとの温度分布に与える希釈孔寸法、形状、配置、質量速度比、更に希釈領域の絞り形状などの影響が、これまでの実験結果を式で表し更にコンピュータグラフィック化して可視化している例が昨年に引き続きNASA/Garrettから紹介された。Gupta(メリーランド大)、Lilley(オクラホマ大)が“The Gray Areas in Combustion Research”と題して、化石燃料を使用する燃焼に関して、特に流体力学、モデリング、診断技術の面から、現状を幅広くレビューしている。結論として、実用燃焼器では乱流及び混合支配であるから、燃焼過程の制御は空気と燃料及び燃焼室内の噴流と循環流の相互干渉を制御することによって容易に得られるという認識に立って、流体と燃料粒子の流れの特性について、しっかりした科学的基礎を確立することを、更に続けねばならない。また乱流と化学反応のシミュレーションに関し新しいアイデアを出すことが現在の研究の最先端であることは明らかである、としている。

5. 機体関連

エンジンインテーク、エクゾーストやエンジンまわりなどの機体関連の論文についてもそれらの

流れを数値解析によって推定したものが多くなってきている。

インテークやエクゾースト部についての流れ計算がScientific Research Assoc.やUTRCによって行われているほか、エンジンまわりの流れ計算がLockheedのVadrakらによってなされている。オイラーまたはナビエ・ストークス方程式をADI法によって解析した例を実験と比較して示している。PWAのLoadらはパネル法によってウイング、パイロン、ナセルを含めたエンジンまわりの三次元流れ計算を行い、壁圧分布を実験値と比較しながら計算に用いたメッシュの影響について論じている。

実験的研究としては、戦闘機用エンジンのインテークに関してBoeingのBallらが空気取入口からエンジン入口面までの曲がりディフューザの特性について、SverdrupのBealeらが迎角を大きく取った場合のインテーク特性について、それぞれ試験結果を報告している。エクゾーストに関してはNASA Langleyで行われた双発エンジンの排気ジェットの干渉についてのモデル試験の報告が行われた。また、GEによって二次元ノズルの空力特性についての報告がなされた。

6. ABE(エアブリージングエンジン)

今年はConferenceの前日と前々日の2日間、Hypersonic Propulsionのセミナーが開催されたこと、本Conferenceのセッションの中に、パネル討論(題してInnovative High Mach Number Air Breathing Propulsion—The 21st Century)が開かれるなどABEそれも特にHypersonicに関するトピックスが多かったと思う。セミナーには著者の1人も出席したので併せて紹介する。

(1) セミナ その時々々の先端技術のトピックスが通常取りあげられConferenceの前に開催される。1986年のレーガン教書でオリエントエクスプレスが発表されたこと、ポストスペースシャトルなどの関連でHypersonic Propulsionへの関心が高まり、このテーマになったと推察される。当初セミナーの定員は65名ときいていたが実際は登録者102名と当日申込み(なんとか入れてもらった)の著者とで合計103名で6月14日、15日の土、日曜日であるにもかかわらず誠に盛会であった。出席者は米国(英、西独の駐米機関も含む)100名、

仏国2名, 日本1名で, 産業界が約半分(機体, 航空エンジン, ロケットエンジンの各メーカーがほぼ同じ比率), 残りが大学, 官(NASA, 軍など)であった。講師は2名で交互に代る代るエネルギーに幅広い分野にわたって講義した。1名はNASAで15年もスクラムジェットの基本研究からボイラプレートエンジンまでのマネージメントをやってきたNASA Langley Research CenterのDeputy DirectorであるH. Beach Jr.氏, あと1名は1955年からAir Propulsion Labo.でラムジェットを始め, 超音速燃焼の研究もしてきた, この道の第一人者であるJohns Hopkins大学のF.S. Billigである。セミナーの雰囲気はなごやかで, 講義中おやつパンを食べ, コーヒーを飲みながら人の話を聴くという風で, 講師も初日はネクタイ付き, 2日目はノーネクタイで軽装というスタイル。このようなリラックスした雰囲気の中で, コーヒーブレイクでの他の聴講者達との会話も楽しいものであった。聴講者の一人の大学教授は, 秋から新たにHypersonic Propulsionの講義を行うことになったのでその準備のために参加しているという。その人によると, 米国では現在Hypersonic Propulsionに関する講義は前述のJohns Hopkins大学など3大学で行われているが, 秋から更に他の大学でも行うことになったそうである。将来のプロジェクトに備えて研究開発者の層を広げるためであろうか。このような会話の中で, 例えば, オリентエクスプレスが実現化される見通しの技術的背景にはスペースシャトルなどの実験を通してかなりのデータベースが蓄積されてきた, CFD(Computational Fluid Dynamics)の発展の自信がある, ということや, 一方, オリентエクスプレスは, Politician Viewでありかつhopeful viewであり実現するとは思えない, 現在400M\$(3年間)(と聞いたが)で概念設計をしているが, (我々にとっては, この位の大きな予算が付くと大きなプロジェクトが始まると思えてくるが), 米国ではこの位の金をかけてもやめるプロジェクトが一杯ある, 等々があり, +と-の話のきかれるセミナーの雰囲気ではあった。

セミナーの内容であるが, これまでの研究開発概要, システム解析, インレット, 燃焼器, 燃料, CFD, 構造/材料, 冷却法, 設備と多岐にわたっ

ていて, 航空機用からミサイルにまで及んでいた。テキスト(合計480頁)の中には“confidential”のマークを消して“unclassified”とスタンプし直したのもあり, 出来るだけ資料を出して関心をもつ人にアピールしようという感じがした。米国ではこれまでH₂燃料, スクラムジェットでマッハ7までの性能試験を行い, 1100回以上のサブスケールエンジンモジュールの試験を実施してきた。今年(1986年)にはH₂でFlight weight strut(最もむずかしい要素)の構造の妥当性を証明する試験が計画されている。1960年代の技術をベースにしているがThermal/Structural Designの計画寿命1000サイクルである。Near Term Researchとしては寸法効果, Multiple-Module Interaction, 迎角等変化した時の性能であるとしている, 等の話題があった。

(2) Conference 関連発表論文数は16件で, そのうち米国14件(NASA6, 企業6, 海軍2)である。表3を見て判るように圧倒的にCFD関連の論文が多い。企業の研究もNASAがスポンサのものが多。研究内容を要素別に見ると, 燃焼器7, インレット5, システム3, ノズル2, ボディ1, 燃料1となっている。CFDではまず流れの解析が多く, 次に反応を伴う流れ, 燃料と空気の混合の解析となっている。解析対象の燃料はH₂, 固体燃料である。

表3. 解析手法別分類

要素	対象	手法	理論	実験
インレット	流れ	流れ	5 (5)	
燃 焼 器	燃 焼 性	流れ	1 (1)	1
		反応性流れ	4 (3)	
		混 合	1 (1)	
ノズル	流れ	流れ	2 (2)	
ボ デ ィ	流れ	流れ	1 (1)	
燃 料	燃 焼 性	燃 焼 性		1
シ ス テ ム			3	
合 計			17 (13)	2

()内は内訳としてCFDの件数を示す。

システムとしては, Recycled Supercharged Scram Lacerの型式の複合サイクル(エアブリージング/ロケット)で垂直離陸/着陸方式のVehicleの性能評価の論文, ガスジェネレータ方式のエアターボラムのパラメトリックスタディなどがある。

CFDでは、NASA Langleyとの契約で、Hypersonic Vehicle with Integrated Scramjet Propulsion Systemの各要素の流れの解析を行ったもの、又これに使用される燃焼方式を想定して超音速流にH₂燃料を直角に噴射した時の混合の解析と実験の比較などがある。

燃料/燃焼としては、H₂、メタン燃料にシラン(SiH₄)を添加した時の着火性能向上のデータが示された。

全体的に見て数値解析やシステムの性能評価など基礎的な分野の発表が多かったといえよう。

7. あとがき

第22回のJoint Propulsion Conferenceの内容を紹介した。今回の極超音速機用Air Breathing Engineのように講演会のトピックスが毎回変化し、新しいものが加わっているのは興味深い。

なお次回は1987年6月29日よりカリフォルニアのサンディエゴで開催される。



§ 入会勧誘のおねがい

日本ガスタービン学会では賛助会員、正会員、学生会員の入会を呼びかけております。ガスタービン関係の方々には是非ご入会いただきますよう各方面でのご勧誘をおねがいたします。

賛助会員	年会費	1口	60,000円	入会金	1,000円
正会員	年会費		4,000円	入会金	500円
学生会員	年会費		2,000円	入会金	500円

(年度は4月から翌年3月まで)

尚、昭和61年4月の総会において細則改正が行なわれ、正会員の入会は正会員1名の入会推薦がある方もしくは当該分野に寄与著しい方であることが必要となりました。

入会申込など詳細は下記事務局へ

〒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事務局 Tel 03-365-0095

CFDでは、NASA Langleyとの契約で、Hypersonic Vehicle with Integrated Scramjet Propulsion Systemの各要素の流れの解析を行ったもの、又これに使用される燃焼方式を想定して超音速流にH₂燃料を直角に噴射した時の混合の解析と実験の比較などがある。

燃料/燃焼としては、H₂、メタン燃料にシラン(SiH₄)を添加した時の着火性能向上のデータが示された。

全体的に見て数値解析やシステムの性能評価など基礎的な分野の発表が多かったといえよう。

7. あとがき

第22回のJoint Propulsion Conferenceの内容を紹介した。今回の極超音速機用Air Breathing Engineのように講演会のトピックスが毎回変化し、新しいものが加わっているのは興味深い。

なお次回は1987年6月29日よりカリフォルニアのサンディエゴで開催される。



§ 入会勧誘のおねがい

日本ガスタービン学会では賛助会員、正会員、学生会員の入会を呼びかけております。ガスタービン関係の方々には是非ご入会いただきますよう各方面でのご勧誘をおねがいたします。

賛助会員	年会費	1口	60,000円	入会金	1,000円
正会員	年会費		4,000円	入会金	500円
学生会員	年会費		2,000円	入会金	500円

(年度は4月から翌年3月まで)

尚、昭和61年4月の総会において細則改正が行なわれ、正会員の入会は正会員1名の入会推薦がある方もしくは当該分野に寄与著しい方であることが必要となりました。

入会申込など詳細は下記事務局へ

〒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事務局 Tel 03-365-0095



ヤンマーAT2700形ガスタービン

ヤンマーディーゼル株式会社 浜田 義次

1. まえがき

ヤンマーディーゼルは、非常発電用原動機として10KVAから4125 KVAのディーゼルエンジンと250 KVAから1500 KVAのガスタービンを製造販売してきた。ところで、昭和60年頃から金融界においてコンピュータセンター設立の機運が高まり、この予備電源として2000 KVA級発電装置の引合が活発となってきた。この場合、顧客は、ディーゼルエンジンに較べ設置・増設が容易で、しかも、起動後直ちに大きな負荷の投入ができるガスタービンを好む傾向が見受けられ、これに対応する2000 KVA級発電装置用ガスタービンの商品化の必要に迫られた。しかし、従来このクラスの容量のもの国内における生産台数は、高々、年間10台程度に留まっており、このための単機式のもの新規に開発することは、目下の引合に即応できないことは云うに及ばず、採算性の見込みも覚束ない。そこで、このことの解決策として、現行シリーズ中の単基出力900馬力のパワーモジュ

ールを三基組込む、いわゆる三基一軸式、定格出力2700 PSのガスタービンAT2700形を開発することにした。(写真1)これにつき以下概要を記述する。

2. 商品差別化のねらい

一般にコンピュータセンターの場合、停電時のコンピュータ電源は、CVCF無停電電源に支えられているものの、システムの放熱量が大きく、停電時、コンピュータ室用の空調機がストップすると、たちまち室温が上昇し、2~3分でシステムダウンの事態が発生する。それ故、最低限、基幹機器に対する電力供給は、確実にして即刻に確保する必要がある。

三基一軸式AT2700形が、もし従来の二基一軸式と同じ方式を踏襲した設計であるとする、三基が共に作動しなければ、エンジンの運転が出来ないこととなる。仮に今、各パワーモジュールが100回に1回の割合で不起動を起こすものとする、従来の方式の三基一軸式では不起動は、100回につき3回起こる勘定となる。しかしながら、三基中たとえ一基が不起動となってもエンジンの運転を可能とする構造にすることが出来れば、逆に起動不良による運転不能は10,000回につき3回となって、信頼性が著しく向上し、むしろ単基エンジンより優れたものとなる。AT2700形は、商品差別化のねらいを高信頼性に置き、本エンジンではパワーモジュール三基がそれぞれ独立に運転ができるようにし、たとえ三基中いずれの一基が不起動となっても、稼働できる構造とした。

3. 主要諸元

エンジンの主要目を表1に示す。非常用定格出力は2700 PS(気温40°C, 吸気損失100 mm Aq, 排気損失150 mm Aq)にして、2250 KVA 発電装置に適合できる。エンジン外形寸法は、長さ1805 mm, 幅2320 mm, 高さ1750 mmで、表2に示すごとく国産競合機に較べ、やや幅広ではあるが長さが際立って短い。(発電装置パッケージの幅では競

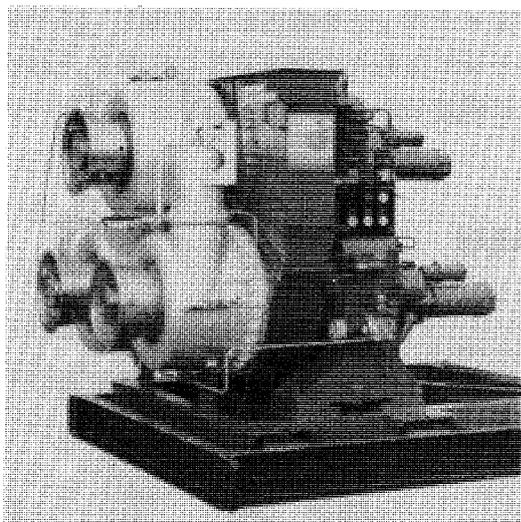


写真1 AT2700 外観

(昭和62年1月19日原稿受付)

表1 主要目

形 式	AT2700
種 類	単純開放, 1軸式
出力最大 (PS) 定格	3240(※) 2700(※※)
回転速度 (RPM) タービン主軸	31200
出力軸	1500/1800
燃料消費率 (g/PS・h)	275(※)
空気流量 (kg/s)	15.5(※)
圧 力 比	8.2(※)
重 量 (全装備, 乾燥状態) (kg)	4500
使 用 燃 料	灯油・軽油・A重油
使 用 潤 滑 油	合成基油
パワーモジュール数	3
コ ン プ レ ッ サ	遠心式, 1段
燃 焼 器	単筒形
タ ー ビ ン	軸流式, 2段
減 速 装 置	遊星1段および 平行平歯車1段
始 動 装 置	電気式

(注) (※)印は気温15°C, 吸排気損失なし。
(※※)印は気温40°C, 吸気損失 100 mm Aq,
排気損失 150 mm Aq 時の性能をそれぞれ示す。

表2 外形寸法比較

	ヤンマー AT2700	競合ガスタービン		
		A	B	
パワーモジュール数	3	2	1	
寸 法 (mm)	(※)長さ	1805	2140	1964
	幅	2320	1800	1384
	高 さ	1750	1470	2191

(※) 印は排気管端面より出力軸端までの寸法を示す。

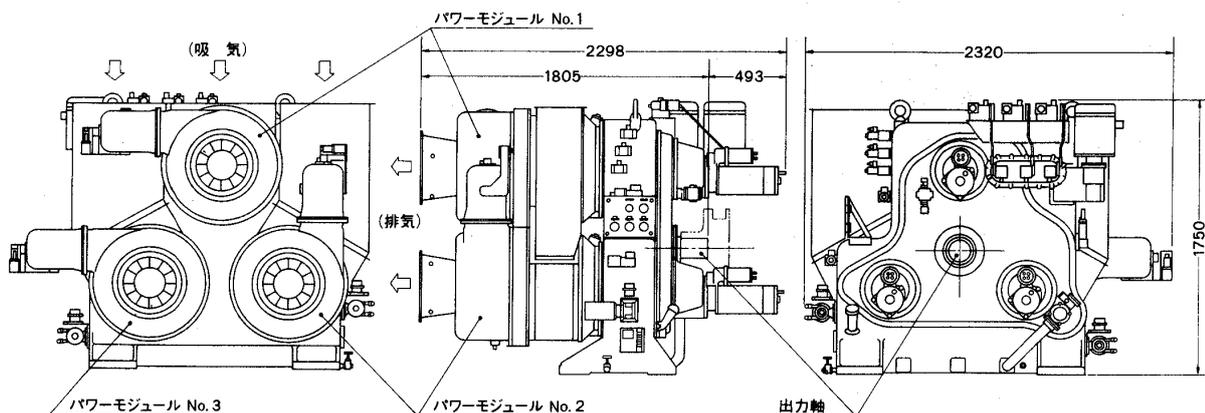
合機と同じである。)

4. 構造概要

エンジンは図1に示すごとく, 3コのパワーモジュールを上段1, 下段2とデルタ状に配し, 吸気通路であるインレットプレナムの形状をシンプルなものとしている。一方, 燃焼器の向きをNo.1, No.3パワーモジュールでは水平に, これに対しNo.2では垂直として, これらに装着される燃料弁の手入れが容易となるよう配慮した。パワーモジュールの構造は図2に示される。このパワーモジュールは単基式AT900および二基一軸式AT1800形ガスタービン用のもので, 昭和59年発売以来61年12月までに44台の製造販売の実績を持つ。構造は, 一段式コンプレッサで, 高圧力比を最大の特長とし, シンプルな割りにエンジンは効率が高い。

エンジンにおける各三基のパワーモジュールの単独運転を可能にせしめるため, 動力伝達部にワンウェイクラッチを組込むと同時に, 各パワーモジュールには独立の调速装置を装備せしめている。図3に调速装置の動力伝達部を示す。各パワーモ

図1 AT2700形外形図



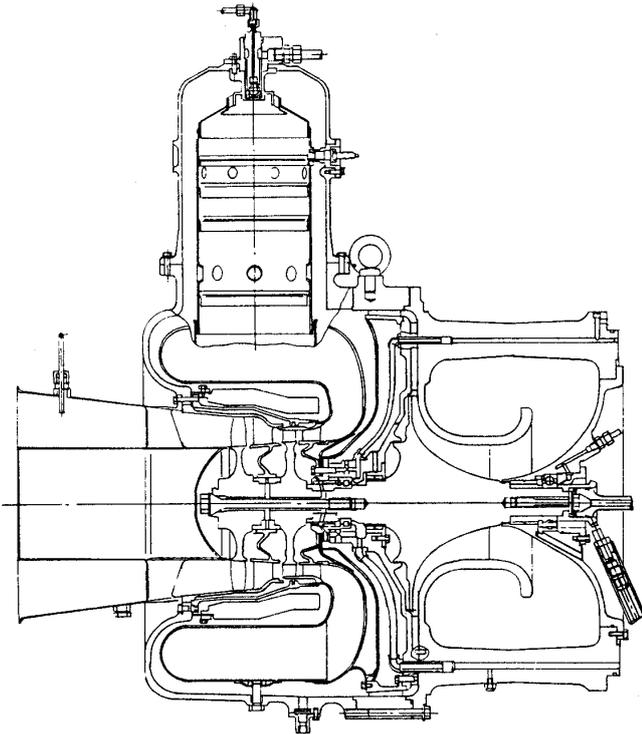


図2 AT2700形パワーモジュール

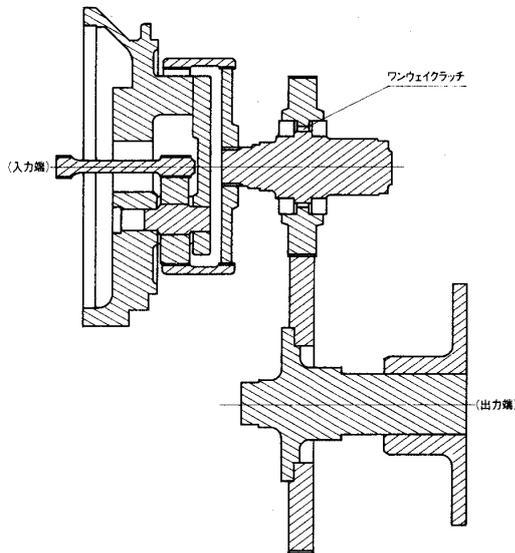


図3 減速装置における動力伝達部

ジュールからの動力は遊星歯車機構を経たのち、一組の平行歯車により一本の出力軸に伝達される。ワンウェイクラッチは前記平行歯車のピニオン側に組込んである。そして、ワンウェイクラッチにより各パワーモジュールは出力軸に回転力を伝えることができるが一方、逆に出力軸によりパワーモジュールが引きずられることはない。

速度制御機構としては、レイアウト上便利で、かつ、各パワーモジュールの負荷分配精度の高い電子式ガバナを採用した。(図4参照)各パワーモジュールには一組の速度センサーと基準速度設定部、制御演算部、ならびに燃料調量弁とこれら操作するアクチュエータが組込まれている。

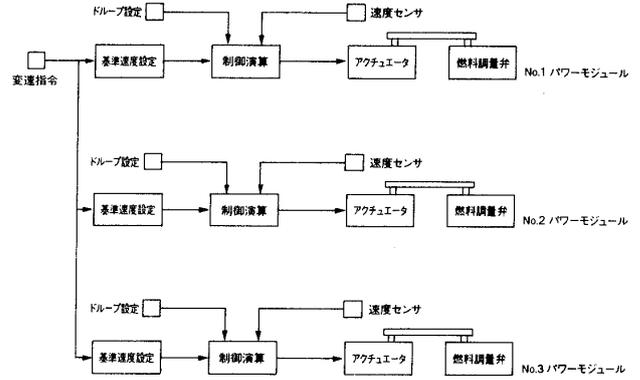


図4 速度制御システム

5. 性能

図5に大気圧力760mmHg, 吸気損失100mmAq, 排気損失150mmAqにおけるエンジンの出力特性

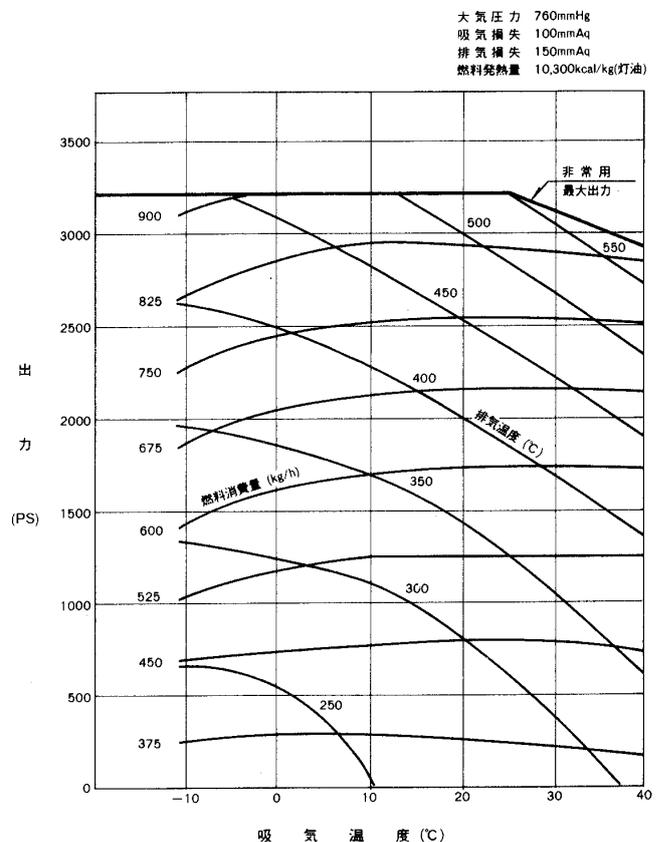
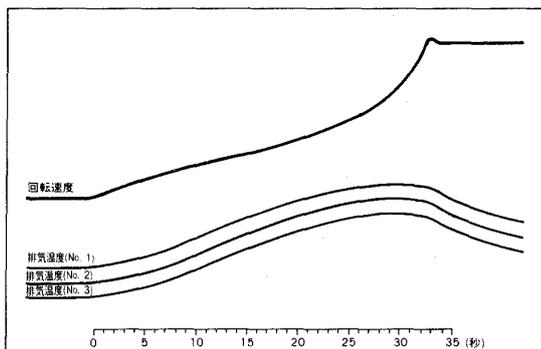


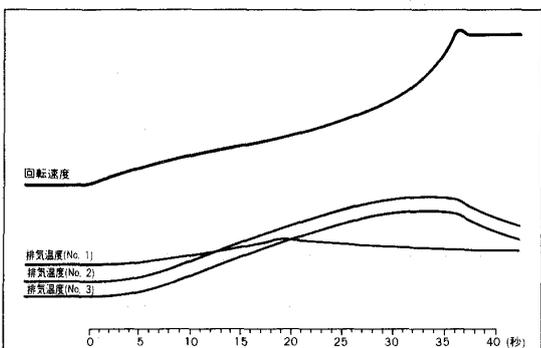
図5 AT2700形ガスタービン出力特性

を示す。非常用定格出力2700PS(気温40℃)における燃料消費率は292g/PSh, 排気温度は545℃である。各パワーモジュールの出力の平均値からのずれは2%以下である。

図6に起動時のエンジン出力軸回転速度と排気温度のオシログラフを示す。図の(a)は三基とも正常に起動した通常の場合を示す。クランキング開始から定格速度に達する立上り時間は34秒。これに対し図の(b)はNo.1パワーモジュールを強制的に不起動とし、残りの二基により起動した場合を示



(a) 三基正常起動



(b) 二基正常起動(No. 1 途中停止)

図6 起動オシログラフ

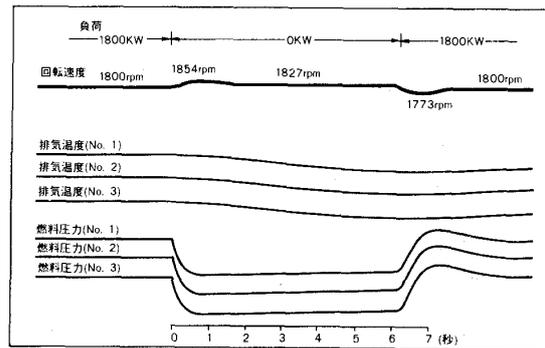


図7 負荷投入・遮断特性(1.5%ドループ)

す。立上り時間は37秒で、この場合も非常用発電装置の規定に適合する。

定格負荷を投入・遮断した場合のエンジンの調速性能を図7に示す。回転変動率は瞬時3.0%, 整定時間1.7秒, また, 定常運転時の回転変動率は±0.1%で, これらはいずれも単基エンジンの値と同レベルである。

6. むすび

以上紹介した三基一軸式ガスタービンは, 世界に例を見ない新規なエンジンであるが, 幸い, 高い信頼性を狙いとする設計が顧客の関心を引き, また, 共感を呼ぶところとなり, すでに数件の引合いが舞込んでいる。

将来, この方式のガスタービンが評価され, とくに非常用発電装置の分野で広く普及することを強く期待してやまない。

以上



小型高性能ガスタービン MF-111

三菱重工業㈱ 福江 一郎

1. 開発の狙い

最近、国内外で大型コンバインドサイクル発電プラントあるいは自家発用コ・ゼネプラントの建設が急速に増えてきており、これに伴ってガスタービンに対する高性能化（高温化）および信頼性向上の要求は益々厳しいものとなってきている。これらの要求に応えるため、弊社では最近13MWクラスの小型高性能ガスタービンMF-111を開発した。このガスタービンの開発の狙いは次の3点に集約される。

A. 高温ガスタービンの実証モデル機

近い将来実用化され今後のガスタービンの主流となる事が予想される1300℃級ガスタービンの先行実証モデル機として計画されており、フィールドでの長時間耐久性、信頼性を実証すると共に、信頼性に対するデータを集積する事を目的としている。

B. 国産自主技術の結集

これまでのライセンス技術から脱皮し、高温部品を含めて、すべての設計、生産を国産自主技術で実施した。

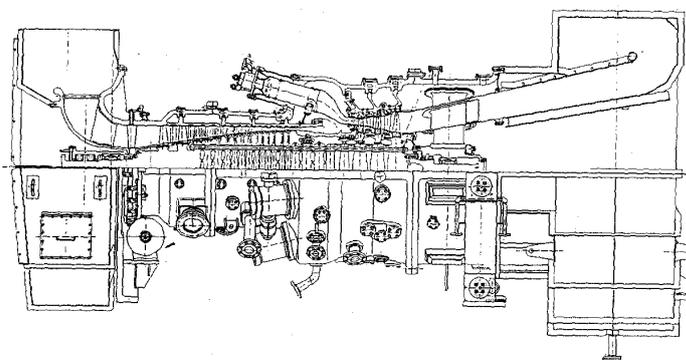
C. 自家発コ・ゼネ市場への対応

国内の自家発コ・ゼネ用のガスタービンとして最高の効率を発揮するようサイクルを選

択しており、出力レンジも10~15MWと比較的
的需要の多い領域を狙って開発した。

2. 特徴

MF-111ガスタービンは、一軸式であり発電専用の設計となっている。設計回転数は9660RPMであり減速ギヤの組合せにより50HZおよび60HZどちらにも適用可能である。圧縮機は軸流式15段（A形）または16段（B形）の高性能高負荷設計となっており圧力比はそれぞれ12.8（A形）、14.6（B形）である。燃焼器はキャニユラタイプのもので8本装着される。燃焼器内筒および尾筒の壁面は冷却効率が高い積層型冷却壁が採用されており、これによりガス温度は従来より100℃以上上昇したにも拘わらず、より少ない冷却空気ですべてと同レベルの壁温に保持する事が可能となっている。また燃料ノズルは各燃焼器の頭部に一個づつ装着されガス燃料および油燃料の燃焼が可能なデュアルタイプとなっている。さらにNOX対策としてノズル部より水または蒸気を噴射できる構造となっている。タービンは軸流3段で第1段および第2段の動静翼が空冷式であり、全段精密鑄造製である。第1段静翼は冷却効率を高めるため前縁部が内部フィン付きのブラントノーズ形となっているのが特徴であり、内部からの



MF-111 ガスタービン組立断面図

主 要 目

	MF-111 A	MF-111 B
出 力 (MW)	12.6	14.6
熱 効 率 (% LHV)	30.3	31.0
排ガス流量 (TON/HR)	174.6	196.6
排ガス温度 (℃)	547	535
圧 縮 機	15段	16段
タービン	3段	3段

ISO・天然ガス・発電端・標準吸排気損失

(昭和62年1月21日原稿受付)

インピンジ冷却および外面のフィルム冷却は従来のもものよりさらに効率を高める工夫がなされている。1段動翼はいわゆるリターンフロータイプであり、合計六本のフィン付き冷却通路により効率よく冷却している。これらの最新の冷却技術の採用により産業用としては世界最高水準のタービン入口温度1250℃（ベース連続定格）を実現している。また空力的にもプロフィルの改善、三次元設計の採用、高周速化等により従来形に比べて大幅な性能改善を図っている。またサイクルはコンバインドサイクルまたはコ・ゼネプラント用として使われた場合最高効率を発揮するよう圧力比を選定している。

構造は従来の産業用ガスタービンの伝統的な構造をそのまま踏襲しており、信頼性およびフィールドでの保守性を重視した。軸受は圧縮機側およびタービン側に各々一個ずつあり、いずれも外部から容易に点検できる構造となっている。また出力はアライメント変化が少ない圧縮機側より取り出される。ロータは圧縮機、タービンが結合ボルトで一体化される組立ディスクタイプであり急速起動時の熱伸びを吸収できる構造となっている。ケーシングは従来通り水平二分形となっている。

3. 開発工程

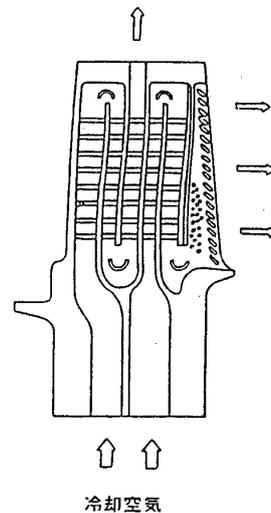
基本計画を開始したのは昭和58年であり、基本計画開始から工場試験まで約3年間で完成した。

圧縮機部分についてはすでに55年に試作を完了し特性を確認済であったが、その他の主要コンポーネント（タービン冷却翼、タービン翼列、燃焼器）についてはそれぞれ実物大のモデルを試作し、高温高圧下での検証テストでその特性を事前に検

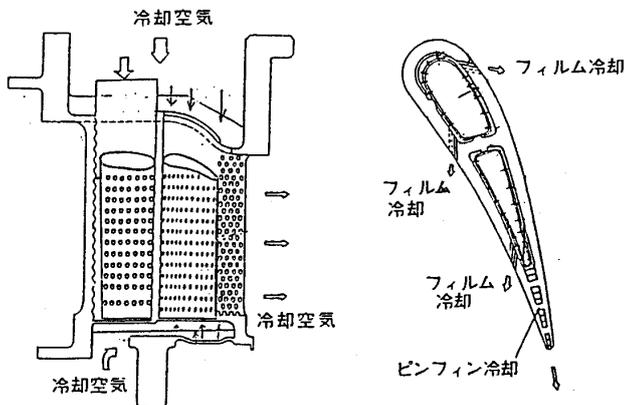
証した。初号機は61年4月に完成し弊社高砂製作所において全負荷をかけた工場実負荷試験を実施した。内部の特性を確認する目的で、サーモカップル、圧力センサ、歪ゲージ等を合計約700点貼り付けタービン入口温度1250℃全負荷状態での計測を行った。試験結果は下記の通り良好でありすべての面で満足すべきデータが得られた。

(A) 性能 …… 出力は予想より数%多くまた効率ほぼ計画通りであった。

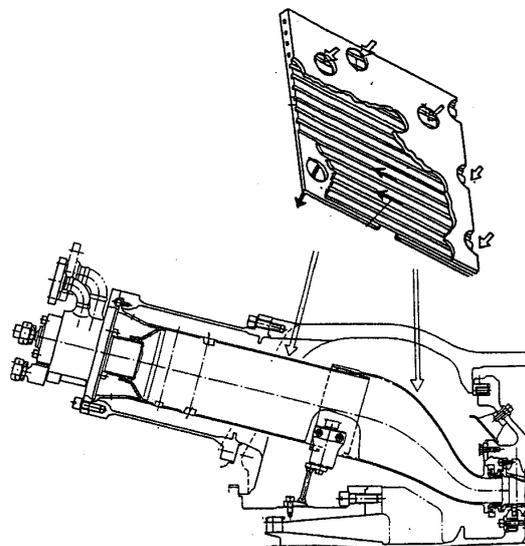
(B) タービンメタル温度 …… 第1段静翼および第1段動翼の最高メタル温度は、それぞれ



タービン1段動翼



タービン1段動翼



燃 焼 器

800℃～820℃であり計画値に比べて十分低い値であった。

(C) 燃焼器メタル温度

…… 積層形冷却壁の採用により、壁温の最大値は従来機と同等である事を確認した。

(D) NOX値

…… 蒸気噴射により60 ppm（実O₂換算）以下となる事を確認した。

(E) タービン翼振動

…… 第2段および第3段動翼に歪ゲージを貼り付け運転中の振動応力を計測した結果、振動応力は数kg/mm²以下であり十分低い事を確認した。

その他、軸振動特性、冷却空気流量、冷却系統温度、チップクリアランス、スラスト等の計測値もすべて正常であり計画通りである事を確認した。

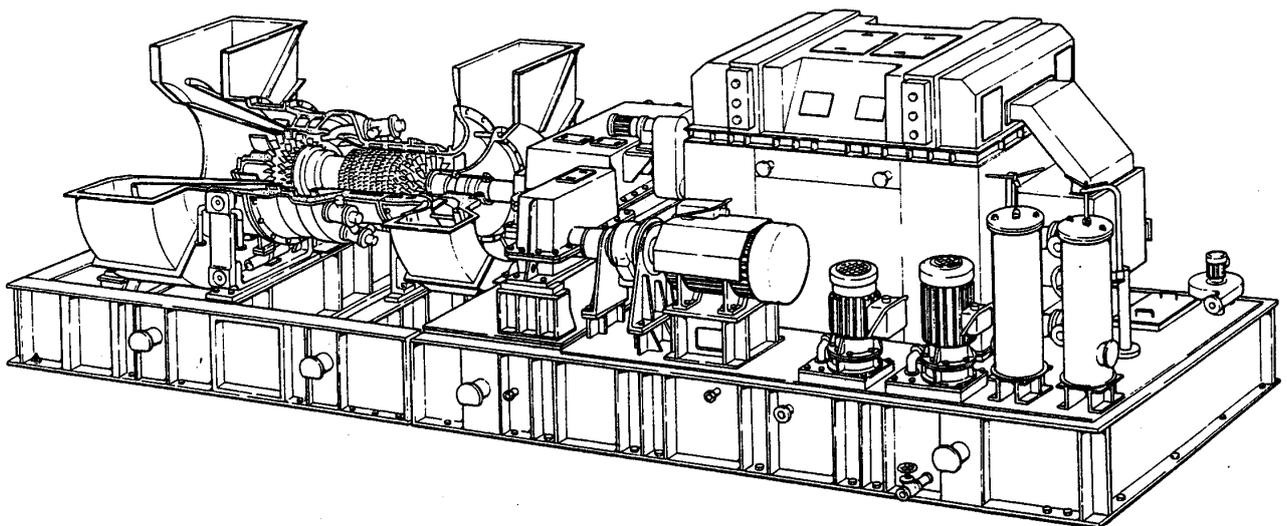
4. 運転状況

MF-111はすでに、数台受注しておりその内2台が現地運転中である。初号機は水島地区の石油精製工場に出荷されており、61年8月末より営業運転に入っている。このプラントは営業運転開

始後約一ヶ月目に念のため内部点検の目的で10日間停止したのみでその後一回も停止する事なしに順調に連続運転中である。初回の内部点検では、特に燃焼器、タービン部が入念に調べられたが、何ら問題は見つからなかった。2号機は名古屋地区の繊維工場向に出荷されたものであり、このプラントの特徴は既設の老朽ガスタービンを本体だけリプレースし、発電機をはじめその他の附属設備をそのまま流用した事、および燃料がC重油である事である。本プラントは現在試運転中であり62年2月に運開する予定である。高温ガスタービンにC重油を適用した最初のケースとしてその運転実績が注目される。

5. まとめ

以上の通り、MF-111ガスタービンは、1250℃のタービン入口温度および最新の技術を採用した新鋭機であり、コ・ゼネ用小型ガスタービンとしては世界でもトップクラスの性能を持つ事から、今後国内および海外でかなりの数の販売が見込まれている。短期間の開発で殆んどトラブルなしに完成させる事が出来たが、今後は運転実績を十分フォローし、より信頼性が高いガスタービンとして玉成して行きたい。



MF-111 ガスタービン発電設備

21世紀の学術とその動向調査

昭和62年2月 日本学術会議広報委員会

日本学術会議は、昨年9月27日(土)、初めて日本学術会議主催公開講演会を開催しました。

今回の「日本学術会議だより」では、公開講演会「21世紀の学術」の講演内容と日本学術会議の国際交流事業の一つである二国間学術交流及び来年度に開催される共同主催国際会議についてお知らせします。

また、昨年10月、第101回総会で設置された「地域の研究推進特別委員会」等について内容を紹介します。

公開講演会「21世紀の学術」

本会議は、学術の成果を国民に還元するという日本学術会議法の趣旨に沿うための活動の一環として、9月27日、本会議講堂において、公開講演会「21世紀の学術」を開催した。

これは、第13期日本学術会議主催の初めての公開講演会であったが、各界各層及び一般市民から350人以上が聴講し、成功裡のうちに終了した。

講演は、3人の演者の講演とそれに関連する質疑応答が行われた。

まず最初に、近藤次郎日本学術会議会長が「これからの科学の望ましいあり方」について、1855年王立研究所のファラデーの講演を示しながら、学術会議の講演会の意義を述べるとともに、21世紀の中期に焦点をあてて明暗の予測として、人口増加、CO₂の増加、森林喪失、砂漠化、核戦争の影響、核の冬の問題等について、スライドを交えながら意見を述べられた。そして、最後に科学技術の進歩が新たな職業を労働者に提供するとともに、多くの失敗も相次いで起こっており、そこで科学を望ましい方向に向けることの重要性を力説した。

次に、本明寛日本学術会議第1部長（早稲田大学教授）が「創造性豊かな人材の育成」について、若者の創造性をいかにして養成するかは、指導する側の態度・助言及び自己主張を表現できるムード・環境作りが重要であるとともに、若者の個性を伸ばすためには「見る・聴く」の教育から「聴く・話させる」の教育へ移行させる必要性が述べられ、21世紀に向けて、今、若者をいかにして「教える」かではなく、「育てる」かが重大であると力説した。

最後に、西川哲治日本学術会議第4部会員（高エネルギー物理学研究所長）が「学術研究における国際性」について、演者の専門分野である物理学特に原子核物理学の分野を中心に演者の体験を踏まえて、高エネルギー物理学のみならず基礎科学の研究には国際協力が不可欠であり、国と国とが独自の個体となって対等なぶつかり合うことが重要であると述べられた。そして、現在、日本では言葉のカベが問題であるが、来訪者に対して特別扱いせず、発展途上国からの研究者に対しても温かく見守るだけでなく、自分でやれるように仕向けることが必要であると力説した。

（なお、この講演会の講演内容は、日学双書第2刊として、(財)日本学術協力財団から出版されます。1月末日発行予定）

このような日本学術会議主催の公開講演会は、今後各年度2～3回を目標に開催していくこととしております。

二国間学術交流

本会議は、我が国が科学や技術面において諸外国と交流を深め、それにより我が国の科学技術の総合的な発展に寄与することを目的として、昭和58年度から毎年2か国を選んで代表団を派遣している。58年度にはアメリカ合衆国、マレーシア、59年度にはドイツ連邦共和国、インドネシア共和国、60年度にはスウェーデン王国、タイ王国、そして今年度は11月15日から24日までフランス共和国へ、また、12月8日から14日まで大韓民国へ会長、副会長以下7名ずつの会員を派遣した。

日本学術会議の第13期は、その活動計画にあるとおり、「学術研究の国際性重視と国際的視野の確立」をその活動の重要な柱の一つとしている。今回もその観点に立って訪問国諸機関との間で熱心な協議が行われた。

今回の代表団は、派遣国において科学技術政策や教育を担当する行政機関、研究所、大学等を訪問し、情報交換を行い、さらに訪問先の関係者と両国の学術研究とその問題点について討論を行った。

フランスでは、特に教育の問題について関心が高く、この問題について各地で関係者から種々の意見を聞くとともに情報の交換を行った。さらに近藤会長がコレージュ・ド・フランス及び国立科学研究センターで「日本の最近の科学・技術政策について」講演を行ったが、これに対し、最近のフランスの我が国科学技術政策への関心の高まりを反映し、熱心な意見交換が行われた。

韓国では、最近の産業の発展と科学技術の役割の観点から日本学術会議の役割と活動を含め、我が国の学術体制への質問が多く出されるとともに学術研究の面における協力要請が各訪問先で出され、我が国に対する期待が高いことを深く痛感した。

今回の成果は、代表団の訪問時だけのものではなく、今後の相手国との継続的な科学者の交流、情報、資料の緊密な交換、日本学術会議と相手国機関と相互理解の促進、関係緊密化等の形で永続的に表れるものであり、加えて、これらの成果は、我が国の学術研究の国際交流・協力の基本姿勢及びその抜本的充実方策を検討する場合の大きな資料として役立つものと期待される。

昭和62年度共同主催国際会議

我が国の多数の科学者が世界各国を代表する関係科学者と接し、最近の研究情報を交換し、我が国の科学の向上発達を図り、行政、産業及び国民生活に科学を反映浸透させることを目的として、昭和28年以降毎年おおむね4件の学術関係国際会議を学・協会と共同主催している。近年、国内外において日本開催の要請が強く、また、日本開催国際会議は高い評価を得ている。昭和62年度は次の4国際会議を開催する。

第6回ケムローン世界会議

開催期日 昭和62年5月17日～22日
開催場所 東京都(都市センターホール)
参加者数 国外 300人, 国内 600人, 計 900人
[36か国]

共催団体 (社)日本化学会

※ この会議は、産業、経済の発展と密接な関係を持つ材料問題と材料、宇宙開発の将来計画と材料、未来のコンピュータと材料等について研究発表と討論を行い、材料工学の発展を図ることを目的としている。

第18回低温物理学国際会議

開催期日 昭和62年8月19日～26日
開催場所 京都市(国立京都国際会館)
参加者数 国外 600人, 国内 750人, 計 1350人
[38か国]

共催団体 (社)日本物理学会, (社)応用物理学会

※ この会議は、量子液体、量子固体、超伝導、固体の低温物性、低温技術及び応用等を主要題目とし、研究発表と討論を行い、低温物理学の発展を図ることを目的としている。

法哲学・社会哲学国際学会連合第13回世界会議

開催期日 昭和62年8月20日～26日
開催場所 神戸市(神戸国際会議場)
参加者数 国外 150人, 国内 300人, 計 450人
[22か国]

共催団体 日本法哲学会

※ この会議は、法、文化、科学技術—異文化間の相互理解を主要題目とし、科学技術の時代における法と倫理、現代法哲学・現代法社会哲学の基本問題、東西法文化の比較について研究発表と討論を行い、法哲学・社会哲学の発展を図ることを目的としている。

第6回国際会計教育会議

開催期日 昭和62年10月7日～10日
開催場所 京都市(国立京都国際会館)
参加者数 国外 250人, 国内 400人, 計 650人
[56か国]

共催団体 日本会計研究学会, 日本経済学会連合

※ この会議は、国際理解のための会計教育、会計研究を主要題目とし、研究発表と討論を行い、会計研究の発展を図ることを目的としている。

地域の研究推進特別委員会

日本学術会議は、昨年10月の第101回総会において、「臨時(特別)委員会の設置について(申し合せ)」の一部を改正し、新たに「地域の研究推進特別委員会」を設置することとした。

[目的]

基礎的研究を十分に発展させるためには、研究基盤が広く整備され、各地で特色をもった研究が行われて、研究者

の交流、人事の流動なども活発に行われることが必要である。

地域における学術の振興のための学術体制については、その必要性に応じていろいろな方策が考えられているが、当面、地域に個々の大学、研究機関及び産業界の研究者等に広く開かれた共同利用の総合的、学際的研究機関を設置するのが最も实际的で、かつ有効な方策であろうと思われる。このような研究機関は、地域の研究に関する中枢的機能も果たすべきである。

学術研究動向に関するアンケート調査 についてのお願い

日本学術会議第3常置委員会では、第13期における活動の一環として学術研究動向の現状分析とその展望を行い、今後の学術研究の発展に寄与するために「学術研究動向に関する白書(仮称)」の作成を主要目標としています。

この白書作成については、第99回総会(昭和60年10月)で決定した第13期活動計画において「学術研究の動向について総合的分析を加え、その長期的な研究計画を総合的レビューのためのいわゆる『学術白書』の作成の可能性を検討する」と述べられており、次の第100回総会(昭和61年4月)において、この白書を作成することが了解されました。これらの総会の決定に基づき、白書の具体的内容、作成手続等について検討を重ねてきた第3常置委員会では、白書作成のための資料を得る目的で、本会議の全会員・研究連絡委員会委員および学術研究団体等に対する学術研究動向に関するアンケート調査を実施することにしました。

今回作成予定の白書は、人文・社会及び自然科学の全学問分野の現状分析と動向的確な把握、問題点の解明等を行うことを目指していますが、これらのことを適切に行うためには、全会員の英知の結集等が不可欠なことは言うまでもありませんが、更にそれに加えて、現に日本学術会議の存在の基盤を成している全学問領域にわたる約830の学術研究団体及び各専門の学問領域や研究課題ごとに設置された180の研究連絡委員会(委員数2370人)の御協力、御支援が是非とも必要であると考えております。

以上のことを踏まえて、アンケート調査の具体的な手順としては、現在、全会員・研究連絡委員会委員にアンケート調査票を送付済みであり、昭和62年2月28日を締切期日として回答願うこととしております。

また、学術研究団体等に対するアンケート調査は、3月上旬に依頼することにし、回答締切は4月末を予定しております。

白書の内容は、各団体等の研究計画等を考える上で種々活用していただけることと思っておりますので、アンケート調査票がお手許に届きました学術研究団体等におかれましては、年度末の御多用の折、御面倒をおかけしますが、御協力のほどよろしくお願いいたします。

多数の学・協会の御協力により、「日本学術会議だより」に掲載していただくことができ、ありがとうございます。

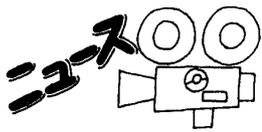
なお、御意見・お問い合わせ等がありましたら下記までお寄せください。

〒106 港区六本木7-22-34

日本学術会議広報委員会

(日本学術会議事務局庶務課)

電話 03(403)6291



第2回ガスタービン秋季講演会・ 見学会（広島）を終えて

慶応義塾大学 有賀 一郎

一昨年11月に本学会としては初めて秋季講演会の試みが鹿児島市で行われた。地元、鹿児島大学の諸先生のご協力もあり、大変盛会であった。参加者からのアンケートなどを参考に第2回目の企画を立て、理事会の承認を受け、今期の事業計画の中に加えられた。早速準備委員会*を設け、関係方面への接衝をはじめた。広島大学の広安博之教授に地元代表として今回の企画につき全面的にバックアップしていただいた。また、広島工業大学の村井等教授、松江孝博講師のご協力で同大学の広島校舎（鶴会館）を会場として借用できることになり、問題の一つが解決できた。見学会については三菱重工業㈱広島製作所およびマツダ㈱を見学先の候補にあげ、前者については中西委員、後者は広安教授の下交渉でそれぞれ了解が得られ、ほぼ企画の構想を固めることができた。昨年8月に関係委員が現地におもむき、会場の下見と確認、さらに三菱重工訪問により、同広島研究所高橋所長と見学内容について打ち合せを行った。本件に関しては会誌6月号に講演論文の募集を、同9月号に仮プログラムを会告で各掲載した。応募状況での出足は遅かったが、最終的には22件（第1回は19件）と一応目標件数に達した。

11月27日、9時より予定通り、2室（計8セッション）において講演会が開催された。主な内容では、燃焼・燃焼器関係で、触媒燃焼、排気生成物の抑制、低質油の燃焼特性、各燃焼器特性など、空力関係では、ケーシングトリートメント、翼列フラッタ、遷音速タービン翼列などの諸特性、3次元ダクト・翼列内流れの数値計算、斜流ディフューザ、排気タービンの性能など、そのほか、スクラムジェット、メタノール改質器付ガスタービン、ブレードのバックリング解析、セラミックス

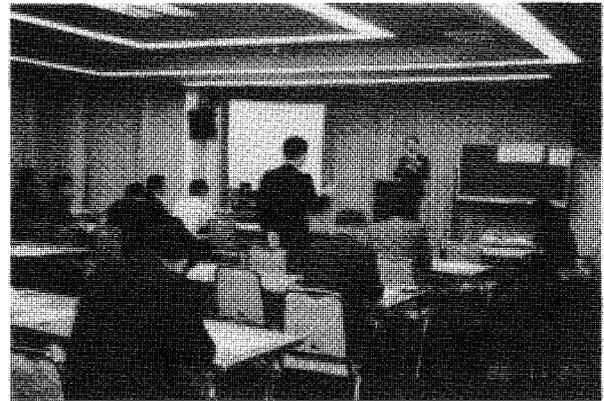


写真1

静翼などの先端的諸問題が取り上げられ、何れも活発な討論が交わされた（写真1）。

特別講演は13時より約1時間行われ、広島大学、岡智教授から「広島の酒」と題するお話があった。醗酵学としての発達史、製造上の特徴、広島の風土と酒との関係など懇切に説いていただき、最後はバイオに通じる話でしめくられた。

同日、夕刻より懇親会が同会場で開催され、多数の参加者により、広島の酒を堪能しながら、楽しく一刻を過ぎた（写真2）。

翌11月28日は見学会で、午前中まずマツダ㈱を訪問し、技術研究所望月副所長による会社概要の



写真2

*準備委員会：委員長 有賀一郎、委員 田中英穂、中西健一、広安博之、平山直道（敬称略）



写真 3

説明の後、乗用車組立ラインを見せていただいた（写真3）。午後は三菱重工業㈱を訪れた。まず、前出の高橋所長より、同社概要の説明があり、次いで広島研究所の見学が行われ、システム開発センターのほか、海水淡水化技術、排ガス処理技術をはじめ現在開発中のモデルプラントなどを巡回した後、片山次長より同社で開発した高速・高効

率遠心圧縮機についてお話をうかがった。この後、広島市近郊廿日市の中国醸造㈱により、広島の酒の醸造過程を実地で見学させてもらった。

この外、両日にわたり、レディスコースが企画され、広島市内の広島城、縮景園など主要な名所まわりと宮島観光で参加者（7名）に好評をいただいた。

以上、今回の企画も参加者のご協力もあり、お蔭でなかなか盛会であった。また、広島大学、広島工業大学の諸先生の一方ならぬお世話により無事に終えることができ改めてお礼を申し上げる。また、見学先各社の関係者の方々にも謝意を表するものである。

なお、三浦事務局長など事務局の方にも準備・運営にお骨折りいただいたことを書きそえる。

今回の企画につき参加者からのアンケートを集計したものを付記する（回答33件）。

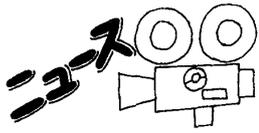
記

1. 広島地区講演会

- I) 講演会の内容について： (a) 充実16 (b) 普通16 (c) 不足0
- II) 開催についてはどのような方法で知ったか： (a) 本会誌23 (b) 機械学会誌6 (c) ダイレクトメール3
(d) その他4
- III) 参加登録費について： (a) 普通26 (b) 高すぎる7 (c) その他0
- IV) 見学先について： (a) 適当23 (b) 普通7 (c) その他2
- V) その他のご意見： [テーマの選び方（例えば分散テーマなど）を検討して欲しい、特別講演は良かった、この講演会の継続を希望]

2. 今後の開催について

- I) 秋季講演会について： (a) 必要31 (b) 不要0 (c) その他3
若し必要ならば、
- II) 開催地： (a) 東京地区以外11（具体的に、北海道7、東北3、東海4、北陸1、関西2、中国1、四国3、九州1）
(b) 東京地区2
- III) 開催時期： (a) 9月3 (b) 10月15 (c) 11月11
(d) その他（いつでも可、10月末～11月初）
- IV) 開催回数： (a) 毎年25 (b) 隔年6 (c) その他0



ガスタービンセミナー（第15回）を終えて

㈱新潟鉄工所 土屋利明

第15回GTSTガスタービンセミナーが、去る1月29日(木)、30日(金)の両日、機械振興会館地下2階ホールにて開催された。今回は、「先端技術

とガスタービン」というテーマのもと表1に示す様な10項目の講演が行なわれた。

本セミナーも数を重ねること15回。企画の際、

表1 セミナープログラム

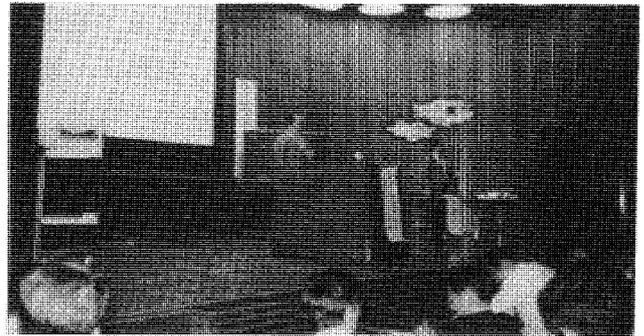
1月29日(木)

	項 目	時 間	講 師
	開会の挨拶	9:55~10:00	
1	エネルギーの有効利用とガスタービン	10:00~11:00	東京大学 平田 賢氏
2	ADVANCED TECHNOLOGY FOR AERO GAS TURBINES	11:00~12:00	ROLLS-ROYCE LTD. Mr. P. C. RUFFLES Mr. T. BROUGHTON
	昼 食	12:00~13:15	
3	ガスタービン燃焼技術の最近の動向	13:15~14:15	㈱日立製作所 黒田 倫夫氏
4	ガスタービン設計と信頼性	14:15~15:15	石川島播磨重工業㈱ 村島 完治氏
	休 憩	15:15~15:30	
5	航空機用ガスタービンエンジンの検査の先端技術	15:30~16:30	全日本空輸㈱ 大原 嘉夫氏

1月30日(金)

	項 目	時 間	講 師
6	ガスタービン設計から見た材料、加工技術に対する期待	10:00~11:00	日本工業大学 松木 正勝氏
7	ガスタービン用耐熱金属材料の開発	11:00~12:00	東京大学 藤田 利夫氏
	昼 食	12:00~13:15	
8	発電用大型ガスタービンのセラミックス化	13:15~14:15	㈱電力中央研究所 阿部 俊夫氏
9	ガスタービン用粉末合金	14:15~15:15	川崎重工業㈱ 西山 幸夫氏
	休 憩	15:15~15:30	
10	ガスタービンの先端加工技術	15:30~16:30	三菱重工業㈱ 北村 一三男氏

過去14回のセミナーで取り上げられたテーマを最初から見直してみたが、やはり、その時代によくマッチしたテーマを選んでおり、世の変遷をガスタービンへの要求を通して実によく感じ取ることが出来、興味深い思いがした。本セミナーも恒例行事として毎年行われてきたが、今回はマンネリ化を打破する為2つの新しい試みを企画に加えてみました。一つは、外国企業・研究所からのセミナー参加である。今回は、Rolls-Royce社のMr. P. C. RUFFLES, Mr. T. BROUGHTON両氏による、航空用ガスタービンの先端技術に関する講演を企画に入れてみた。英語による講演ということで企画の段階では少し問題になったが、かえってこれが受けるのではという意見が強く、結局そのまま英語でやってもらうことになった。セミナー参加者全員が講演内容を問題なく理解出来たとは思われないが、アンケートで苦情も出ていないし、今後も続けてほしいという要望も出ているので、一応この企画は成功であったと判断している。



今回のセミナーでの新しい試みのもう一つは、セミナー会場のロビーで行なった小規模な展示会である。手にとって見れる様な材料、部品、模型、製品などに実際に接することは、セミナー参加者

にとって大変有意義であったろうと思われます。今回は、GTメーカー、材料メーカー、ユーザ、研究機関等から表2に示す様な多数の出展があり、仲々好評であった。展示に御協力下さった関係各社に対し、セミナー企画側より心から御礼申し上げます。

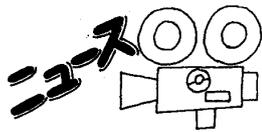
表2 展示物提供会社及び展示物内容

会社名	展示物内容
(株)日立製作所 三井造船(株) 東洋アルミニウム(株) 日本航空(株)	燃焼器ライナのセラミックコーティングの適用例展示 SB60ガスタービン熱併給発電設備の大型模型の展示 アルミニウム合金粉末パウダロイの試料付パンフレット JT9D-7R4G2エンジンの第1段タービンノズル(遮熱コーティング付)の展示及びJT9D-7Aエンジン第1段タービンブレード(通常結晶、柱状結晶、単結晶)の展示
小松ハウメット(株) 川崎重工(株)	指向性凝固及び単結晶のタービンブレード展示 セラミックガスタービンS5B-01のタービンロータとコンプレッサのアセンブリ展示及びガスタービン用セラミック部品(燃料器ライナ材料、一体型尾管)の展示
高効率ガスタービン 技術研究組合	リヒートガスタービンAGTJ-100Aのパネル及びタービン・コンプレッサ翼の展示
石川島播磨重工業(株) 光洋精工(株)	普通精鑄、一方向凝固、単結晶による冷却タービン翼展示 セラミック軸受の展示
(株)フォトカッティング 住友特殊金属(株)	3次元フォトファブ리케이션と特殊加工のサンプル展示 永久磁石 NEOMAX の展示
航空宇宙技術研究所	磁性流体、構造用セラミック、ジルコニア被覆翼、形状記憶合金、超微粉末、アラミドハネカム等各種複合材、新素材のサンプル展示

最後に企画委員会からのお願いですが、ガスタービン学会の会員も、GTメーカ、材料メーカ、ユーザ、大学・研究機関等大変幅が広くなり、全員の興味・関心が一致することは難しくなってきました。企画側も、学会としてアカデミックさの中にも実例を取り入れる様努力しておりますが、当学会の催し物について、テーマの選定や運営方法等、卒直な意見・要望をアンケートに答え

て頂ければ幸いです。今回のセミナーでは、アンケートの回答率が低かった様です。又、今回のセミナーでは、開始直後のマイクの音声不良、講演順序の急変更、スライド使用時のライトの消燈等運営上の不備が若干あったことに対し反省し、今後のスムーズな運営に役立てたいと思います。

(企画委員)



東京都清掃局 分別ごみ処理センター 見学会を終えて

東京都立大学 森 棟 隆 昭

61年度第3回見学会と技術懇談会が2月27日東京都江東区の中央防波堤内側埋立処分場内の東京都清掃局分別ごみ処理センターにおいて行われた。同センターは破碎・選別処理設備、減容固化設備、積出設備およびガス有効利用設備を有しており、分別ごみ(不燃・焼却不適ごみ)を破碎・選別し、資源化および減容化することにより、埋立処分場を長期間有効に活用するための施設である。昭和61年10月より稼動を開始しており、主たる見学目的であるガス発電については62年1月までの発電電力量計はおおよそ150万kwhに及ぶ。

今回の見学会は、参加者数29名。ガスタービン学会とはなじみの少ないごみ処理部門であることや、競合機関であるガスエンジンの見学ということで参加希望申込みの状況もいまひとつであったことが残念であった。

当日の天候は冬型の気圧配置であり、風はややあるが快晴でまずまずの見学会日和であった。冒頭、企画委員長である平山直道教授(都立大学)と受入れ側を代表して分別ごみ処理センター森井所長の挨拶があり、引続き、本センターの建設担当の長坂副主幹(清掃局工場建設部)より処理センターの施設概要と見学ルートの説明を受けた。なお、長坂副主幹には昨年9月のガスタービン特別講座でも講師として参加いただいております。

縁で今回の見学をお願いすることとなった。

見学はガス有効利用集ガス設備および発電設備の順に行われた。

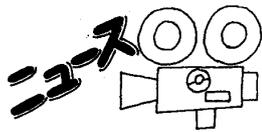
集ガス設備はごみ埋立て処分場から発生する『ごみ分解ガス』を収集、貯留し、発電等の有効利用施設に、ガスを供給する設備である。バスより埋立て地へ下り立つとメタンを主成分とするごみ分解ガスの異様な臭いがし、あたりは荒涼たる“砂漠”でいたるところプラスチックごみが散乱する光景である。ガス井戸はおおよそ100㎡に1本で合計17本あり、深さは11~19mである。ガス組成はメタン55%、炭酸ガス39%、酸素0.9%、窒素5.1%(概算値)、低位発熱量は平均で4500kcal/N㎡で、計画ガス収集量は、乾ベースで20000N㎡/日以上とのこと、計算ではこの埋立て地の



最後に企画委員会からのお願いですが、ガスタービン学会の会員も、GTメーカ、材料メーカ、ユーザ、大学・研究機関等大変幅が広くなり、全員の興味・関心が一致することは難しくなってきました。企画側も、学会としてアカデミックさの中にも実例を取り入れる様努力しておりますが、当学会の催し物について、テーマの選定や運営方法等、卒直な意見・要望をアンケートに答え

て頂ければ幸いです。今回のセミナーでは、アンケートの回答率が低かった様です。又、今回のセミナーでは、開始直後のマイクの音声不良、講演順序の急変更、スライド使用時のライトの消燈等運営上の不備が若干あったことに対し反省し、今後のスムーズな運営に役立てたいと思います。

(企画委員)



東京都清掃局 分別ごみ処理センター 見学会を終えて

東京都立大学 森 棟 隆 昭

61年度第3回見学会と技術懇談会が2月27日東京都江東区の中央防波堤内側埋立処分場内の東京都清掃局分別ごみ処理センターにおいて行われた。同センターは破碎・選別処理設備、減容固化設備、積出設備およびガス有効利用設備を有しており、分別ごみ(不燃・焼却不適ごみ)を破碎・選別し、資源化および減容化することにより、埋立処分場を長期間有効に活用するための施設である。昭和61年10月より稼動を開始しており、主たる見学目的であるガス発電については62年1月までの発電電力量計はおおよそ150万kwhに及ぶ。

今回の見学会は、参加者数29名。ガスタービン学会とはなじみの少ないごみ処理部門であることや、競合機関であるガスエンジンの見学ということで参加希望申込みの状況もいまひとつであったことが残念であった。

当日の天候は冬型の気圧配置であり、風はややあるが快晴でまずまずの見学会日和であった。冒頭、企画委員長である平山直道教授(都立大学)と受入れ側を代表して分別ごみ処理センター森井所長の挨拶があり、引続き、本センターの建設担当の長坂副主幹(清掃局工場建設部)より処理センターの施設概要と見学ルートの説明を受けた。なお、長坂副主幹には昨年9月のガスタービン特別講座でも講師として参加いただいております。

縁で今回の見学をお願いすることとなった。

見学はガス有効利用集ガス設備および発電設備の順に行われた。

集ガス設備はごみ埋立て処分場から発生する『ごみ分解ガス』を収集、貯留し、発電等の有効利用施設に、ガスを供給する設備である。バスより埋立て地へ下り立つとメタンを主成分とするごみ分解ガスの異様な臭いがし、あたりは荒涼たる“砂漠”でいたるところプラスチックごみが散乱する光景である。ガス井戸はおおよそ100㎡に1本で合計17本あり、深さは11~19mである。ガス組成はメタン55%、炭酸ガス39%、酸素0.9%、窒素5.1%(概算値)、低位発熱量は平均で4500kcal/N㎡で、計画ガス収集量は、乾ベースで20000N㎡/日以上とのこと、計算ではこの埋立て地の



ガス田30ha（昭和40年代後半から厨芥を主とする可燃ごみを埋立ててある。）から出るガスのおよそ5分の1を回収していることになるという。20000 N^mのうち発電には12000 N^m用い、8000 N^mは前処理施設に利用する。またガス田の寿命は約20年と見ている。主要設備としてはガス抜き管、各ガス抜き管を集合する誘導管（250 A）、ミストセパレータ、ガス誘引のためのルーツブローア、ガス冷却設備、ガスホルダー（500 m³）があり、さらにガス中の酸素濃度が増加した場合に緊急遮断装置が作動することとなっている。

一方、ガス有効利用発電設備は、集ガスされた『ごみ分解ガス』を発電用燃料として利用する設備であり、ガスエンジン発電機（エンジン形式は火花点火式・過給式、発電機は320 kw / 台×3台）と付帯設備（ガス加圧装置、排ガス脱硝装置など）から成っている。発電規模としては平均発電電力量716 kw / hで、電力は自家消費し電力会社への逆送はしていない。また、エンジンの排気ガスは減容固化設備へ送り熱源として利用している。エンジンの運転状況についてはこれまで5ヶ月間大きな支障はないが、ごみ分解ガス中に硫化水素が含まれる（70 ppm程度）ために排気弁やスパークプラグのギャップの摩耗と潤滑油の劣化が問題となり、現在1000～1500時間の運転で交換が必要であって補修頻度が高いとのことである。

見学のあと引続き技術懇談会に入り、長坂副主幹より補足説明や参加者よりの質問があり、埋立て地の地盤沈下や沈下による配管亀裂の問題、ガス中の炭酸ガスの除去、脱硝触媒の被毒成分、造粒した廃プラスチックの利用法などについて活発に討論が行われた。



最後に、平山委員長よりごみ処理技術についての現状と将来展望についての話のあと、今回の見学会に対してお骨折りいただいた分別ごみ処理センター森井所長、長坂副主幹および清掃局工場建設部の方々に対し謝意が述べられ、見学会は好評裡に終了した。

以上
（企画委員会幹事）

後記

グループ分担制で編集が進められている本誌では、号毎に主担当者の専門や立場や交際範囲によって、記事が偏ってしまう傾向（偏集？）があり、各号とも何等かの意味で小特集号になってしまっていることが多い様です。前号では、「……航空エンジンの小特集号と言われて……」、と後記に記されています。本号もその例にもれず、「計算機、計測、制御」関連の小特集号といった感があります。

解説欄は、まず、航空宇宙技術研究所で稼働を開始したばかりのスーパーコンピュータ（NSシステム）についての解説をお願いしました。これは、航空宇宙のみならずガスタービン技術にも多大のインパクトをもたらすと期待されています。次に、FADEC（全デジタル・エンジン制御器）の現状と展望について、解説いただきました。これはまさに、計算機、計測、制御を包含した、急速に進歩しつつある技術分野であります。また、ガスタービンに特有の特殊計測の一つ

であるティプクリアランスの計測についての解説もいただきました。さらに、研究所だより欄も、ガスタービンの制御や計算機に関連深い会社をお願いして、本号を特徴づけてあります。

解説欄の村島・野崎両氏の記事は、第3回特別講座（湯河原）および第15回ガスタービンセミナー（東京）での講義の内容を活字化していただいたものです。講義欄は、前号から引き続き、小林・青野両氏にお願いしましたが、梶氏の講義は都合により、今回は休みとさせていただきます。

計算機、計測制御の分野の記事は、ガスタービン技術に密接に関連しているにもかかわらず、本誌には掲載されることが比較的少ないので、本号の企画はそれほど不適切ではなかったと考えています。終わりに、快く執筆くださった著者の皆様にご礼申し上げます。

（杉山 七契）

〈事務局だより〉

昭和61年度も残すところあとわずか。今年の東京の冬は、暖かい日と寒い日が交互にやって来て過ごしやすくないような。そんな中で年度末を迎え、事務局スタッフも花粉症やインフルエンザと戦いつつ3月31日めざして最後の追い込みに追われています。

今年度は、学会活動も盛んで行事ももりだくさんの一年でした。来年度も通常の学会活動の他に秋に国際会議を控え、学会としてもなかなかぎやかな年になりそうです。国際会議といえば、当学会が幹事学会として準備を進めているわけですが、事務局はここは別な所に設けられています。お電話は03-592-0788で、常時スタッフが詰めていてお問い合わせに対応できるようになっております。

3月末から4月にかけては、学会誌をはじめとして、総会・特別講演会のご案内、会費のご請求など学会からの連絡が皆様のお手元に届くことと思います。今回より会費や行事の参加費の送金の際に便利なように新しい振替用紙を作成いたしました。銀行、郵便局どちらでもご利用出来ますので、62年度の会費の納入には是非ご利用下さい。

新年度に入るにあたり、職場、現住所など変更なさる方も多いことでしょう。変更届はハガキで結構ですからすみやかに学会宛、お送り下さるようお願い致します。

3月31日が近づくのをおそれている事務局より

後記

グループ分担制で編集が進められている本誌では、号毎に主担当者の専門や立場や交際範囲によって、記事が偏ってしまう傾向（偏集？）があり、各号とも何等かの意味で小特集号になってしまっていることが多い様です。前号では、「……航空エンジンの小特集号と言われて……」、と後記に記されています。本号もその例にもれず、「計算機、計測、制御」関連の小特集号といった感があります。

解説欄は、まず、航空宇宙技術研究所で稼働を開始したばかりのスーパーコンピュータ（NSシステム）についての解説をお願いしました。これは、航空宇宙のみならずガスタービン技術にも多大のインパクトをもたらすと期待されています。次に、FADEC（全デジタル・エンジン制御器）の現状と展望について、解説いただきました。これはまさに、計算機、計測、制御を包含した、急速に進歩しつつある技術分野であります。また、ガスタービンに特有の特殊計測の一つ

であるティプクリアランスの計測についての解説もいただきました。さらに、研究所だより欄も、ガスタービンの制御や計算機に関連深い会社をお願いして、本号を特徴づけてあります。

解説欄の村島・野崎両氏の記事は、第3回特別講座（湯河原）および第15回ガスタービンセミナー（東京）での講義の内容を活字化していただいたものです。講義欄は、前号から引き続き、小林・青野両氏にお願いしましたが、梶氏の講義は都合により、今回は休みとさせていただきます。

計算機、計測制御の分野の記事は、ガスタービン技術に密接に関連しているにもかかわらず、本誌には掲載されることが比較的少ないので、本号の企画はそれほど不適切ではなかったと考えています。終わりに、快く執筆くださった著者の皆様にご礼申し上げます。

（杉山 七契）

〈事務局だより〉

昭和61年度も残すところあとわずか。今年の東京の冬は、暖かい日と寒い日が交互にやって来て過ごしやすくないような。そんな中で年度末を迎え、事務局スタッフも花粉症やインフルエンザと戦いつつ3月31日めざして最後の追い込みに追われています。

今年度は、学会活動も盛んで行事ももりだくさんの一年でした。来年度も通常の学会活動の他に秋に国際会議を控え、学会としてもなかなかぎやかな年になりそうです。国際会議といえば、当学会が幹事学会として準備を進めているわけですが、事務局はここは別な所に設けられています。お電話は03-592-0788で、常時スタッフが詰めていてお問い合わせに対応できるようになっております。

3月末から4月にかけては、学会誌をはじめとして、総会・特別講演会のご案内、会費のご請求など学会からの連絡が皆様のお手元に届くことと思います。今回より会費や行事の参加費の送金の際に便利のように新しい振替用紙を作成いたしました。銀行、郵便局どちらでもご利用出来ますので、62年度の会費の納入には是非ご利用下さい。

新年度に入るにあたり、職場、現住所など変更なさる方も多いことでしょう。変更届はハガキで結構ですからすみやかに学会宛、お送り下さるようお願い致します。

3月31日が近づくのをお恐れている事務局より

< 第 1 2 期 通常 総会 の おしらせ >

標記総会を下記により開催致します。ご多忙中とは存じますが、正会員の皆様のご出席をお願いします。

開催日時：62年4月24日(金) 13:00～14:40

会 場：機械振興会館 地下2階ホール

議 事：主な議案は以下の通りです。

- 1) 昭和61年度事業報告の件
- 2) 同 決算報告の件
- 3) 細則改正報告の件
- 4) 昭和62年度役員選出の件
- 5) 同 事業計画の件
- 6) 同 予算の件
- 7) 名誉会員推薦の件

< 特別講演会・映画会のおしらせ >

総会終了後、下記のスケジュールにて特別講演会と映画会を開催致します。

○特別講演：14:45～15:45

「V2500の共同開発について」

伊藤源嗣氏

「ガスタービンよもやま話」

八田桂三氏

○映画会：15:55～16:30

「ガスタービンの耐震実験について」

第 15 回ガスタービン定期講演会

共 催 (社)日本ガスタービン学会 (社)日本機械学会
 期 日 昭和 62 年 6 月 5 日 (金)
 会 場 機械振興会館 地下 3 階研修 1, 2 号室
 東京都港区芝公園 3-5-8, 東京タワー前
 TEL 03-434-8211
 地下鉄日比谷線 神谷町駅下車, 徒歩 5 分
 次 第 (講演時間 20 分, 討論時間 5 分) *印:講演者

発表者の所属は, 講演者と同じ場合省略しました。

第 1 室 (研修 1 号室)		第 2 室 (研修 2 号室)	
9:30	座 長 杉 山 晃 (三菱重工) A-1 ガスタービン燃焼器試験用ガス温度測定用プローブの熱伝導と ふく射誤差評価 *田丸 卓 (航技研), 下平一雄, 久山利之 (川崎重工) A-2 ガスタービン燃焼器における火炎構造とフューエルNOx排出量 一色 昭 (石炭技研), 藤沢由幸 (電源開発), *岩井一躬 (日立), 郡司 勉	10:00	座 長 益 田 重 明 (慶大) B-1 水流模型を用いたフィルム冷却に関する実験 (第 2 報) *進藤重美 (航技研), 坂田公夫 B-2 冷却翼 3 次元設計システム (HICODE) について *浜辺謙二 (川崎重工), 谷沢 正, 大中晴夫, 森 建二 B-3 ガスタービン用セラミックス高温部品の全品保証検査手法 大越昭男 (東京電力), 渡部教雄 (同), 辻 一郎, *河合久孝 (三菱重工) B-4 遮熱コーティングの非破壊検査 *竹田博光 (東芝), 鈴木隆夫, 伊藤昌行, 高橋由和
10:45	A-3 300KWガスタービン用逆流筒形燃焼器の開発 *土屋利明 (新潟鉄工), 田丸 卓 (航技研)		
10:50	A-4 燃焼器の性能に関する多変量解析 (第 2 報:ライナー空気孔の位置, 形状と出口ガス温度分布の 関係分析) *野村雅宣 (鉛研), 川越陽一		
11:40	A-5 水素を燃料にした超小型ガスタービンシステムの試作研究 *湯浅三郎 (都立科学技術大学), 後藤 登, 桜井忠一, 田代伸一, 西山正章, 白鳥敏正		
12:50	《特別講演》		座 長 森 下 輝 夫 (鉛研)
13:50	産業用小型ガスタービンの最近の動向		大 槻 幸 雄 (川崎重工)
14:00	座 長 杉 山 七 契 (航技研) A-6 燃焼器ライナ部の流れ, 伝熱の研究 (第 1 報:2 次元流れ, 伝熱解析と実験結果との比較) 佐藤幸徳, *藤 秀美 (石川島播磨重工), 田頭 健, 内田博幸 A-7 ダンプディフューザの急拡大領域における流動機構 *森岡 禎 (東京理科大), 本阿弥真治 A-8 気流微粒化式噴射弁の流速, 燃料分布特性 (第 1 報:実験) 佐藤幸徳, 藤 秀美, *渡辺 猛 (石川島播磨重工)	14:10	フォーラム "ターボ過給機の最近の進歩と動向" 司会 荒 木 颯 (石川島播磨重工)
15:15			
15:25	座 長 古 閑 昭 紀 (東芝) A-9 超高バイパス比エンジンの概念検討 (1) 設計点性能 *杉山七契 (航技研), 遠藤征紀 A-10 光学式翼振動計測装置 (OPT-V) による航空機用エンジン動 翼の振動およびアンツィスト計測 青野比良夫, 近田哲夫, 萩原要司, *飯沼秀靖 (石川島播磨重工) A-11 ファンエンジン開発時に経験した非正常流れ現象例について *小林 紘 (航技研), 森田光男, 佐々木誠	16:40	話題提供 船用を中心とした大型過給機 野村滋郎 (三菱重工) 定置用・車両用を中心とした中型過給機 山口寛昌 (小松製作所) 自動車用を中心とした小型過給機 西口文雄 (日産自動車)
16:40			

《 参 加 登 録 に つ い て 》

事前申込締切 5 月 8 日 (金)

- 参加登録費 事前登録 4,500 円 (学生員 2,000 円)
当日登録 5,500 円 (学生員 2,000 円)
会 員 外 11,000 円
- 事前登録の方法 はがきに「第 15 回ガスタービン定期講演会申し込み」と明記し(1)氏名(2)所属学会(3)会員資格(4)勤務先(5)連絡先(6)送金方法と送金予定
日を記入して, 下記宛てお送り下さい。なお, 著者も参加登録をお願いします。
〒160 東京都新宿区西新宿 7-5-13 第 3 工新ビル
(社)日本ガスタービン学会
- 送金方法 次のいずれかをご利用下さい。尚, 銀行振込の場合は, 送金時にその旨事務局宛ご連絡下さい。
・現金書留
・郵便振替 (東京 7-179578, (社)日本ガスタービン学会)
・銀行振込 (第一勧業銀行西新宿支店 ①No 067-1703707, (社)日本ガスタービン学会)
- 講演論文集配布
5 月 8 日 (金)までに入金の方には事前にご送付します。その他の方には当日会場でお渡しします。尚, 入会申し込み, 参加登録も当日受けつけますが,
準備の都合上なるべく期日までにお申し込み下さい。

《 懇 親 会 案 内 》

第 14 回定期講演会終了後, 会員各位の親睦をはかり, ご懇談いただくため下記のような懇親会を開催致すことになりました。お誘いあわせの上お気軽に
ご参加下さい。

日 時 昭和 62 年 6 月 5 日 (金) 17:15~19:00
 会 場 機械振興会館 6 階 67 号室
 参 加 費 無料 (登録者に限る)

1987年国際ガスタービン会議東京大会
機器展示・パネル展示・カタログ展示募集

標記国際会議の会期中，平行して同会場においてガスタービンおよび関連機器の展示，パネル展示，カタログ展示を下記により開催しますので，出展にご協力をお願いします。また，御関係各社に御勧誘下さいますようお願いいたします。

記

1. 日 程 1987年10月26日～30日
2. 会 場 ゆうぽうと（東京簡易保険郵便年金会館）
東京都品川区西五反田8-4-13
3. 展示内容 ガスタービン，部品・材料等の周辺機器，計測機器，データ処理機器，関連ソフト，コンピュータ，出版物，その他
4. 展示形式と
出展料 機器展示 1小間（1.8m×0.9m）20万円（30小間予定）
パネル展示 1枚（縦1.8m×横0.9m）5万円（20枚予定）
カタログ展示 1区画（0.6m×0.6m）3万円（40区画予定）
5. 連絡先 〒105 東京都港区西新橋2-5-10 日青工業㈱ 気付
1987年国際ガスタービン会議東京大会組織委員会
Tel. 03-592-0788
Fax. 03-501-0980

連絡があり次第案内書および申込書をお送りします。

学 会 誌 編 集 規 定

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

技 術 論 文 投 稿 規 定

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

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第 14 卷 第 56 号

昭 和 62 年 3 月 10 日

編 集 者 森 下 輝 夫

発 行 者 佐 藤 豪

(社) 日本ガスタービン学会

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13

第3工新ビル

TEL (03) 365-0095

振替 東京7-179578

印刷所 日青工業株式会社

東京都港区西新橋2の5の10

TEL (03) 501-5151

GLOBAL GAS TURBINE NEWS

JANUARY 1987

Circulation This Issue: 41,000

 **International Gas Turbine Institute**

The AMERICAN SOCIETY of MECHANICAL ENGINEERS

IGTI Past & Future Events

PAST LOCATIONS AND ATTENDANCE

1982	London	5,164
1983	Phoenix	4,306
1984	Amsterdam	5,387
1985	Houston	4,351
1985	Beijing, P.R.C.	25,368
1986	Dusseldorf	4,408

MAY 31-JUNE 4, 1987 Anaheim, California

32nd International Gas Turbine
Conference and Exhibit
Anaheim Convention Center

SEPTEMBER 2-4, 1987 Montreux, Switzerland

1987 ASME Cogen-Turbo
International Symposium and
Exposition
Convention and Exhibition
Centre

JUNE 5-9, 1988 Amsterdam, The Netherlands

33rd International Gas Turbine
and Aeroengine Congress
and Exposition
International Exhibition and
Congrescentrum RAI

JUNE 4-8, 1989 Toronto, Ontario, Canada

34th International Gas Turbine
and Aeroengine Congress
and Exposition
Metro Toronto Convention
Centre

“Service to Members, Support for Industry” Opdyke Emphasizes Commitments



**George
Opdyke,
Chairman**

In recent months, news of layoffs, forced retirements and closings in the gas turbine industry can be contrasted with the brilliant around the world flight of Voyager, the result of dreaming, daring, and great technical competence. While dreaming and daring are often related to a youthful attitude, technical competence requires dedication, hard work, and money.

As gas turbine performance requirements become ever more difficult, and competition for limited funding becomes ever more fierce, our industry more

and more needs a continual infusion of bright, well trained engineers, as well as a continuing improvement in competence of those already on staff.

The new engineering talent will come largely from the approximately 200 American universities accredited to teach mechanical engineering. Many of these teach courses in disciplines related to gas turbines and the IGTI wants their talented students to look favorably toward the gas turbine industry when they graduate. As one way to encourage this, the IGTI asked members of ASME student sections to choose one of their members for an IGTI award of \$1000. Fifty of these awards were made, and the impact of and appreciation for this program was so great that the IGTI Board of Directors has voted to continue the program for another year, but with awards totalling \$60,000. See

the related article in this issue.

For those engineers currently involved with the gas turbine industry, the IGTI has offered a free subscription to either the Journal of Turbomachinery or the Journal of Gas Turbines and Power, in the belief that the broader dissemination of the fine technical material contained in these journals will help keep industry competence at a high level.

These new programs, added to the major impact that the annual International Gas Turbine Conference and Exhibit has on the industry, illustrates the commitment that the IGTI has toward the support of the gas turbine industry and to the engineering practitioners within it. We expect to continue and to enhance this support in the future and we look toward our industry volunteer members to assist us. We invite your suggestions and good ideas.

1987 Anaheim Conference Progress Report

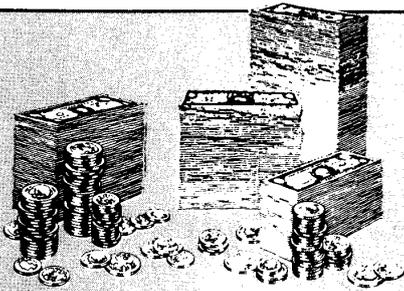
David M. Kercher
Technical Program Chairman

The technical and panel sessions are in the final stages of preparation for the 32nd ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit at the Anaheim Convention Center, Anaheim, California, May 31 thru June 4, 1987. Throughout the fall, authors, session organizers, and paper reviewers have been working thru the review

process in order to offer nearly 260 quality technical papers at the Conference. The recently distributed preliminary program* gave an excellent preview of the outstanding technical program taking shape. With all seventeen Technical Committees participating, there are now 70 technical paper sessions planned and a record 15 topical panel sessions. This is one Conference you won't want to miss!

The technical program represents a broad range of contributing interest and technical depth with a growing worldwide enthusiasm for the progress in gas turbine technology and application.

*If you did not get a copy, call or write to: International Gas Turbine Institute, 4250 Perimeter Park South, #108, Atlanta, GA 30341, USA. (404) 451-1905.



IGTI Scholarship Update

**\$50,000 given in scholarships in 1986 —
\$60,000 to be given in 1987!**

The ASME Student Section at the following schools, with the concurrence of the Section Faculty Advisor and the Mechanical Engineering Department, selected the following ASME student members to receive a 1986 IGTI scholarship:

Barbara R. Burton	Arizona State University
Rudolph Schick	Bradley University
Karen Feisthamel	Brown University
Michael Hoskins	California State University, Chico
James A. Neptune and Brooke Smith	California State University, Fresno
Jon C. Marine	California State University, Fullerton
Andrew Anagnost	California State University, Northridge
Russel H. Marvin	Clarkson University
Mark N. Van Alstine	Clemson University
Cathy Mori	Colorado State University
Charles P. Kelly	Florida Institute of Technology
Linda Forssell	Georgia Institute of Technology
Kevin E. Joos	Iowa State University
Amy Ehlers	Kansas State University
Forrest Yocum	Louisiana Tech University
Laura C. Small	Memphis State University
David Blair	Michigan State University
Cynthia S. Potocnik	Michigan Technological University
Howard Littell	Mississippi State University
Dane Shellhouse	Ohio Northern University
Moeljadi Santos	Ohio State University
Ed K. Tucker	Pennsylvania State University
Joseph DeLuca	Polytechnic Institute of New York
David D. Madura	Purdue University
Mark Stephan Benak	Stanford University
David Evan Powell	Texas A&M University, College Station
Kent Q. Dangtran	Texas A&M University at Galveston
Cynthia L. Varner	University of Arizona
Kevin S. French	University of Bridgeport
David Heng Chao	University of British Columbia
Patrick Saldou	University of California, Berkeley
Eric Ross	University of California, Santa Barbara
Steve Allen Hale	University of Central Florida
Joe Torline	University of Colorado, Boulder
William Bierbower, Jr. and Michael Benjamin	University of Florida
Olaf Choi	University of Hawaii
David Chachere	University of Houston
Karin Halterman	University of Iowa

J. Martin McKinney	University of Louisville
Craig Wells	University of Maine
Ann Christine Slavec	University of Minnesota
John Latusek	University of Nebraska
Steven P. Gebhart and Cheryl Humann	University of North Dakota
Michelle Herring	University of Portland
Heidi Kleren	University of South Carolina
Rodney Trice	University of Texas
Michael P. Deru	University of Wyoming
Terrence Buehler	University of Wisconsin
Jon R. Hoover	Virginia Polytechnic Institute and State University
Roger Blinn	Western New England College

With its ongoing commitment, "Service to Members, Support for Industry", the IGTI Board of Directors voted during a recent meeting to raise the number of scholarships to be awarded in 1987 from 50 to 60. Sixty thousand dollars will be invested in future mechanical engineers during 1987 by the International Gas Turbine Institute. As with other IGTI sponsored programs, no funds from the ASME general budget or ASME membership dues are used in the scholarship program. Funds are generated from IGTI activities such as the rental of exhibit space at the International Gas Turbine Conference and Exhibit.

For information on the 1987 scholarship program, contact the ASME International Gas Turbine Institute.



Presentation of IGTI scholarship check at the University of Bridgeport. Left to right: Dr. Wen S. Wu, ASME Student Section Advisor; Kevin S. French, Scholarship Recipient; George Op-dyke, Jr., Chairman, IGTI Board; and Dr. Irving V. Ojalvo, Chairman M.E. Dept.

Walter F. O'Brien Receives Educational Award

We are pleased to note that Walter F. O'Brien, Vice Chairman of the Board of Directors of the ASME International Gas Turbine Institute, and Professor of Mechanical Engineering at Virginia Polytechnic Institute, was selected as one of the 25 recipients out of over 100 recommendations for the SAE Ralph R. Teeter Educational Award.

This Award is bestowed annually on 25 professors in recognition of their outstanding teaching abilities, their contributions to teaching, and their involvement with student extra-curricular engineering activities. The winners receive an expense paid visit to either the Annual International SAE Engineering Congress or the Annual SAE Aerotech Meeting.

IGTI makes annual contribution

to American National Standards Institute

(Total of \$30,000 given to date)

The ASME International Gas Turbine Institute Board of Directors voted in 1984 to pay the American National Standards Institute \$10,000 annually for administering the Secretariat of ISO/TC70/SC6 Gas Turbines. The contribution is a three year commitment by the IGTI subject to review prior to the beginning of each year. The annual contribution enabled ANSI to apply for and be assigned the ISO/TC70/SC6 Secretariat. As with other IGTI sponsored programs, no funds from the ASME general budget or ASME membership dues are used for this contribution.

Highlighting IGTI's Technical Committees

Editor's Note: This is the second in a series of articles on the ASME International Gas Turbine Institute Technical Committees.

Aircraft Technical Committee

Theodore E. Elsasser, Chairman
James H. Kamman, Vice Chairman

The objectives of the Aircraft Committee are to foster the dissemination and technical exchange of information and new developments regarding aircraft gas turbine engines, to promote technology transfer as appropriate, and to provide a forum to examine the major issues of this field. The Committee provides an immediate network of representatives of every major organization dedicated to gas turbine propulsion and ready access to experts of virtually every discipline involved.

Our membership comprises a balanced cross-section of industry, government and academia and embraces the complete spectrum from producers to users including suppliers, engine and airframe manufacturers, and the military services. Currently, our roster lists 46 members from 38

organizations.

Although we have a wide variety of activities, our biggest event of the year is the International Conference. This year at Anaheim we plan on sponsoring six sessions with one being a panel session. Last year in Dusseldorf we sponsored five sessions, again with one panel session.

We have found that our panel sessions have become very popular. They provide an opportunity for key figures to discuss the latest developments and problems of a chosen topic in a lively pro-active format. Our panel session in Dusseldorf on International Engine Collaboration drew great interest. This year, the Large Scale Advanced Turboprop Research panel may prove to be one of our best.

We also participate in the AIAA, ASME, SAE Joint Propulsion Conferences. This year we will be co-sponsoring one session on advanced technologies.

We have four regular Committee meetings a year including a meeting at the annual International Gas Turbine Conference. The other meetings are held in Washington, D.C.

One of our goals for 1987 will

be to increase the emphasis on aircraft propulsion at ASME International Gas Turbine Institute sponsored conferences and product shows.

If you are interested in learning more about the Aircraft Technical Committee, participating in any of our activities, or perhaps in joining the Committee, please contact Theodore E. Elsasser, Chairman, at the Naval Air Propulsion Center, P.O. Box 7176, Trenton, New Jersey 08628-0176.

Electric Utilities Committee (ELC)

Louis A. Reikert, Chairman
R. Eugene Ayers, Vice Chairman

The ELC currently has 26 active voting members and 20 associate members. Active membership requires attendance at two of the three annual Committee meetings. The Committee meets three times a year at these conferences: The American Power Conference, the International Gas Turbine Conference, and the Joint Power Generation Conference. During 1987, the ELC will participate in the Cogen-Turbo Symposium to be held September 2-4 in

continued on page 8

Services and projects of—

ASME International Gas Turbine Institute (IGTI)

- IGTI has contributed over \$25,800 for complimentary subscriptions to either ASME gas turbine technology journal for ASME members who have indicated gas turbines as their primary technology.
- IGTI is contributing up to \$60,000 annually in scholarships for ASME Student Section Members.
- WHO'S WHO in the Committees of the ASME IGTI is a directory of all administrative and technical committee members. It is published annually by the IGTI and complimentary copies are available.
- IGTI publishes a Directory of Technical Papers from ASME Gas Turbine Conferences dating back to 1957. The Directories are available for \$10.00 each prepaid from the IGTI. Individual papers may be ordered from the IGTI for \$5.00 each prepaid. (Checks should be in U.S. dollars and payable through a U.S. bank.)
- The annual International Gas Turbine and Aeroengine Technology Report is compiled, published and distributed by the IGTI. Complimentary copies are available from the IGTI.
- IGTI sponsors the Fluid Dynamics of Turbomachinery study program.
- IGTI sponsors and distributes a home study course on Basic Gas Turbine Engine Technology. The home study course will be given at no charge to unemployed graduate mechanical engineers who are members of ASME. The IGTI has contracted for development of two additional home study courses.
- The IGTI will pay the dues of graduating ASME Student Members upgrading to Associate Members.
- IGTI publishes the quarterly "Global Gas Turbine News." Complimentary subscriptions are available by contacting the IGTI.
- IGTI is the source for information on exhibiting in the International Gas Turbine Conference and Exhibit held in June of each year and the 1987 ASME COGEN-TURBO Symposium and Exposition, Montreux, Switzerland, September 2-4.
- IGTI is a sponsor of the U.S. National Committee of the International Council on Combustion Engines (CIMAC).
- IGTI organized lectures presented in the People's Republic of China in the fall of 1982 and 1984. The IGTI also organized the 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition in the P.R.C.
- IGTI has contributed \$30,000 to American National Standards Institute for administering the Secretariat of ISO-TC70-SC6 Gas Turbines.
- IGTI has administrative and nominating responsibilities for two ASME awards: the Gas Turbine Award and the R. Tom Sawyer Award.
- IGTI sponsors the John P. Davis Award for outstanding technical papers covering gas turbine applications.

continued from page 7

Montreux, Switzerland.

At each conference, the ELC sponsors sessions where papers or panels discuss topics related to gas turbines in the generation of electric power. As an example, at the 1986 International Gas Turbine Conference held in Dusseldorf, FRG during the month of June, the ELC sponsored six paper sessions and cooperated with the Process Industries Committee in a joint panel session.

The ELC has members from the ranks of the following organizations: electric utilities; manufacturers; engineering and

construction firms; specialized consultants; universities and research organizations; operating companies; cogeneration developers; military organizations, and insurance companies.

Our Committee is unique in that representatives from a number of organizations can come together to exchange ideas. We exist primarily to serve the electric utility industry. However, we recognize that many innovations in the use of gas turbines have developed as a result of industrial applications of gas turbines.

The ELC has these subcommittees to serve the Institute members: Fuels; Special Cycles;

Legislative & Regulatory; Membership; Cogeneration; Paper Review and Program Planning, and Awards.

The ELC sees a bright future for gas turbines in power generation. During the past year, two electric utilities made initial purchases of gas turbines. The turbines will initially be operated without heat recovery steam generators, but this is planned in the future.

Gas turbines in electric power generation have many advantages to utilities. I cannot think of an option that has as many. Gas turbines are economical in first cost, have short installation durations, have

high availabilities, are very low risk, and have low heat rates in either open or combined cycle operation. At the cost of fuel today, operation of gas turbines is economical. Conversion to lower BTU, gasified fuel has been demonstrated and is an additional option. With these advantages, the increased use of gas turbines will benefit the electric industry and all rate payers. The members of the ELC foresee a bright future for gas turbines.

For additional information, please contact Louis A. Riekert, Chairman, Brown & Root, Inc., P.O. Box 3, MS 91-3NW23, Houston, Texas 77001.

ASME International Gas Turbine Institute Board of Directors 1986-1987

CHAIRMAN
GEORGE OPDYKE, JR.
AVCO Lycoming Textron
550 South Main St.
Stratford, CT 06497
203-385-3433

VICE-CHAIRMAN
WALTER F. O'BRIEN
Mechanical Engineering
Dept.
Virginia Polytechnic
Institute & State
University
Blacksburg, VA 24061
703-961-7191

**CHAIRMAN OF
CONFERENCES**
FRANKLIN O. CARTA
United Technologies
Research Center, MS 19
East Hartford, CT 06108
203-727-7355

REVIEW CHAIRMAN
SIMON C. KUO
Pratt & Whitney
GPD MS-702-66
P.O. Box 109600
West Palm Beach, FL 33410
305-840-7431

**FINANCE COMMITTEE
& PAST CHAIRMAN**
H. CLARE EATOCK
Pratt & Whitney
Canada Inc.
P.O. Box 10 MS 1LD4
Longueuil, Quebec
J4K 4X9
Canada
514-647-7574

EX OFFICIO
THOMAS E. STOTT
Thomas Stott &
Associates
P.O. Box 295
Cummerquid, MA 02637
617-362-9784

EX OFFICIO
DONALD D. HILL
ASME International Gas
Turbine Institute
4250 Perimeter Pk.
South #108
Atlanta, GA 30341
404-451-1905

ASME International Gas Turbine Institute Staff, Atlanta, Georgia

MANAGING DIRECTOR & CEO
DONALD D. HILL

**DIRECTOR, EXHIBITS
& INFORMATION SERVICES**
DAVID H. LINDSAY

ADMINISTRATOR
SUE COLLINS

EXHIBIT ASSISTANT
CLAIRE HOWARD

STAFF ASSISTANTS
JUNE STEINBERG
ANNA MAZANTI

GLOBAL GAS TURBINE NEWS

Volume 28, Number 1,
January, 1987

Published by the ASME
International Gas Turbine
Institute, 4250 Perimeter Park
South, #108, Atlanta, Georgia
30341, USA. (404-451-1905).
Telex: 707340 IGTC AIL

Chairman: George Opdyke, Jr.
AVCO Lycoming
Textron
Stratford, CT

**Vice
Chairman:** Walter F. O'Brien
Virginia Polytechnic
Institute & State
University
Blacksburg, VA

**Volunteer
Editor:** Robert A. Harmon
Consulting Engineer
Latham, NY

**Staff
Editor:** Sue Collins
IGTI
Atlanta, GA

Publisher: Donald D. Hill
IGTI
Atlanta, GA

Short Course Program for Anaheim

At this year's ASME International Gas Turbine Conference, the Professional Development Department will be offering four short courses at the Anaheim Hilton from 8:30 am to 4:30 pm on May 31, 1987.

The four one-day courses: **Introduction to the Gas Turbine** with Dr. Walter F. O'Brien and George Howard; **Turbomachinery Erosion and Performance Deterioration** with Drs. A. Hamed and W. Tabakoff; and two new courses, **Turbomachinery Structural Dynamics** by Drs.

Srinivasan, Kielb and Kaza and **Atomization and Sprays** by Dr. Arthur Lefebvre will be presented. The course fee will be \$275.00 for ASME members and \$345.00 for non-members.

Early registration is advised. For further information or to receive a detailed course brochure, please write or call Ms. Gloria Greene, Professional Development Dept., ASME, 345 E. 47th St., New York, N.Y. 10017, telephone number (212) 705-7398, TWX 710-581-5267.



International Gas Turbine Institute
The AMERICAN SOCIETY of MECHANICAL ENGINEERS
4250 Perimeter Park South • #108 • Atlanta, Georgia 30341 USA

NON-PROFIT ORGANIZATION
U.S. POSTAGE
PAID
ATLANTA, GEORGIA
PERMIT NO. 2685

ASME GAS TURBINE DIVISION

のご好意により複写の許可を得ました。