



ジェットエンジン偶感

石川島播磨重工業 飯島 孝

子供の夢が現実に

私が子供の頃の「小学生全集」の中に未来を描いたマンガで、劇場やプールやレストランがある、とてつもなく大きな飛行機に大勢の乗客が乗って楽しんでいるのがあったのを、今でも鮮やかにおぼえている。今やジャンボ級のジェット機があらわれ、この夢が現実となり、少くとも映画劇場やレストランは実現した。

そのジャンボ機で、雄大な氷河を見下しながら北極圏を飛ぶたびに、こんな大きな飛行機に大勢の人が乗って、何の不安も抱かずに食事を楽しみながら、この地の果ての美しい景観を味わえるのは、何といっても素晴らしい性能と信頼性を備えたジェットエンジンがあればこそなのだ、翼下のエンジンナセルを眺めながら、航空用ガスタービンの開発、生産に捧げて来た半生をふりかえり感慨を新たにするのである。このように実用されているエンジンの十分な信頼性については言うまでもないが、過去の開発の歴史の中では、多くの技術的困難を克服して来ている。しかもめざましい速さで進歩して今日に至っていることが、自分の体験をも通して今更のように印象的である。

新しいものへの挑戦の蔭に

第二次大戦後8年の空白の後の日本で、はじめての実物ジェットエンジンの調査・研究に従事していた頃、英国のジェットエンジン開発の祖、ホイットル卿の著書「ジェット」の翻訳の手伝いをしながら、ジェット開発はタービン翼や圧縮機ロータの破損、破裂など多くの失敗や不具合の連続であったことを知り、未知の技術分野への挑戦のきびしさに強烈な印象を受けた。その後、私自身

戦後最初の純国産ジェットエンジンの開発にたずさわって以来、他にライセンスによるエンジンの生産に従事する一方、独自の野心的超軽量リフトエンジンや、ファンエンジンの初期の試作、試験など、種々岐的な研究、開発にかかわり、これらを通じて諸々の技術的な不具合や失敗を自らの経験として味わって来た。これらは未だ試行錯誤の多い時代で、物に教わりながら研究や開発をすすめるを得ない時期であった。圧縮機の全段の翼が破損して丸坊主になったこと、サージのためにどうしても回転を上げられなかったこと、加速中の軸系高振動の性格が分らず、急加速で超えるか否かに迷ったことなど、つぎつぎおこるのを解決してゆくのに、応力、流れ、振動などの計測方法や機器も手探りで試行しながら、学者やメーカーの方達の智恵をいただいて新たに開発していった。したがって、当時は人間の感覚に依存する部分が多く、エンジンの運転音の変化でサージを予知したり、ブラウン管上の波形で振動の種類、原因を診断するなど、あたかも生き者の心音を聞いたり、脈を手でとるように、今で言う Man-machine system の Communication の中から、技術的診断法を開発し、その判定クライテリアを発見してゆかざるを得なかった。

圧縮機、タービンなどの計測が充分行える各要素の単独試験装置を持つことは、長い間の悲願であったが、これが実現したのはかなり開発が進行した後であった。

電算機もリレー式計算機の極く初期のものがはじめて設置された某研究所の友人に特に依頼して性能計算の一部を行ったのが最初で、はじめの頃はすべて手廻しの歯車計算器で数値計算をガリガリとやった。

(昭和57年2月16日原稿受付)

技術開発のための手法、手段の急速な進歩

最近の十数年の間に、設計面・開発面で技術的な手法や器材が急速に進歩し、それらが現在までに開発プロジェクトにつきつぎ適用されて来ていることは御承知の通りである。

設計面では、FEMを主とする新しい手法の開発、コンピュータの普及、広汎な利用等が相まって、計算の精度が上り、時間も短縮され、予測が容易となった。エンジンやコンポーネントの試験、開発面でもエレクトロニクスを主とする計測法や器材の飛躍的な進歩で、Real Timeで計測、記録、プロット、解析が行われ、予実の評価ができるようになった。さらに最近ではCAD、CAMを含むComputer Aided Engineering (CAE)の進歩、普及によって、設計、製作、試験などの技術活動の大きな部分が系統的に自動化されつつある。この傾向はますます急速に推進され、またそれによって、エンジンの一層の性能向上、価格低下、開発期間短縮が図られつつある。

サイエンスとアート、人の役割

このようなCAEの適用とその拡大が進むにつれて、開発にかかわる技術活動(Engineering Activity)の中で従来人間が直接手を下していた部分が逐次自動化されてゆく。その過程で人間が果たす役割は究極的にどうなってゆくのだろうか。

流体、熱、強度などに関する設計のための理論的研究や計算手法が進歩しても、その中に含まれる「単純化」や「仮定」については、empiricalな方法によって裏打ちされたり、modifyされるわけである。その過程が科学的方法(Scientific Approach)によっている限り、すなわち Analysis, Synthesis の rule が明らかな所謂サイエンスの部分はCAEによって置き換えられ、自動化されるであろう。またこうして自動化されたプロセスの中では、クライテリアが規定されさえすれば「最適化」も可能である。しかし未知のファクタやパラメータが多い新しいマシンの開発の中での、いわば未経験への挑戦の分野では、適正なクライテリアを選択したり、発見することは「人間の判断」によらざるを得ない。この「人間の判断」——これをアートと呼ぶこととする——の部分はどこまでも残ってゆくであろうし、ここにこそ人の創造性が生きて来る。このようにみれば、技術活動の

中では、曾てはアートの部分が大きかったが、最近の急速な理論、手法の進歩によってサイエンスの部分が拡大され、さらにこの部分は、器材の進歩、普及と相まってどしどし電算化、自動化されつつあるというのが現状である。

残るアートの部分は、あくまで人間のすぐれた能力に依存することとなるが、ここでは天才的な創造性ばかりでなく、地味な経験累積にもとづく技術的洞察力が必要である。

エンジン開発を例にとれば、曾てはエンジン全体のシステムも単純、小規模で技術的内容の全般的掌握は開発エンジニアにとって必ずしも困難でなかった。しかし最近開発中のものでは、システムもより複雑、多岐、広範囲にわたっており、各コンポーネントの設計、製作、試験など各アイテム別に急速に専門化されて、それぞれのエンジニアが Computer Program を駆使して Engineering を行っている。これらの Program の使用にあたって、若しもその前提条件や仮定の吟味、検証が、全体システムの立場から充分行われないと、不測のエラーがおこる可能性がある。この、システムからの吟味、検証を補足、または充足するのに重要なのが、「アート」としての技術的洞察力である。

この洞察力を養い、発揮するためには、平たくいえば、謙虚な初心に立返って、開発対象物——たとえばエンジン、あるいはその要素——におこる現象や、それらが演ずる挙動をできるだけ「自らの目、耳、頭脳」で直接受けとめ、その本質的な意味を探ろうとすることを日頃から心がけ、その経験を蓄積してゆくこと、すなわち「物に教わる」気持ちを失わぬことが大切ではないかと思う。

最近の「自動化」「電算化」の潮流は、技術開発にとって進歩のための不可欠な条件であり、更に勢いを増すであろう。しかしその変化の中で、人の果たすべき役割の範囲と価値について、絶えず反芻して行くべきではないか、というのが、一エンジン屋として最近感ずることの一つである。



ガスタービンにおける 2, 3 の新しい計測法

航空宇宙技術研究所 松木正勝, 鳥崎忠雄, 遠藤征紀,
田村敦宏, 齋藤喜夫

1. はじめに

我国のガスタービン産業は関連企業, 大学, 国立研究所等が一体となって努力した結果着実に発展し, 現在では欧米の力を借りずに独力で研究開発を行い市場に送ることができるようになった。今後さらに成長するためには既存の需要を確実にする一方においてガスタービンの特徴を生かしたガスタービン単体あるいはシステムに組み込んだ形で用途の拡大を図る必要がある。

このためにはまずガスタービン本体の高効率化, 高信頼化, 低価格化への努力が当然のことながら重要である。ガスタービン構成要素の設計技術が一応行き着くところまで来たと言われているなかでこれを果すためには, これまで計測や計算が困難であり明確にされていなかった現象を解明し, さらに, 新しい使用環境下や作動流体によって運転するための試験研究を行う必要がある。今まで計測が困難であったものを可能にしたり計測精度を高める新しい計測法やセンサへの期待が高まっている理由の一つである。

次に, ガスタービンをシステムの構成要素の一つとして様々な使用形態で市場に送る場合には, ガスタービンをシステムの要求に応じて安全に, 効率良く運転する必要がある。そのためには, ガスタービンの各部に取付けたセンサによって制御や監視に必要な情報を確実に, 正確に計測することが重要である。

ここでは, 上に述べたガスタービンの試験研究あるいは制御・監視に使われている計測技術のう

ち, 比較的最近のものを紹介する。計測技術は極めて多種多様であり, これをもれなく取り上げることはとうてい不可能である。従ってここでは, ガスタービンの試験研究と制御に必要な計測技術について, 航技研での例を中心に述べることにした。

2. 航技研におけるガスタービン計測

航技研においてはガスタービン要素の試験研究航空用ガスタービンの運転研究, 制御・監視技術の研究を総合的に行っている。したがって, 現在のガスタービンの計測技術の主たるものを使用しており, さらに必要に応じ新しい計測技術を開発している。全体としての最近の傾向を言えば, (i) 電算機を中心とする各種多点計測システムの採用により省力化が進んだ, (ii) センサについては, 圧力センサと温度センサにいくつか新しいものが使われている以外は従来とそれほど変わっていない光(レーザ光を含む)およびエレクトロニクス技術を採用した新しい計測技術が開発されるようになった, 等を挙げることができる。

3. 新しいセンサと耐環境性への努力

最近のガスタービンの計測においては, 計測したデータを電算機によりオンライン処理することが多いために, 市販のセンサの場合は, 試験研究用と制御・監視用とは大差がなくなっており, 耐環境性や防爆等の特殊な要求がある時に若干の構造の違いが生ずる程度である。近年の自動化の波にのって半導体技術とオプトエレクトロニクスを駆使した多くの新しいセンサが登場しているが, そのなかでガスタービンの計測に実用できるものとなると限られており, 高速放射温度計と何種類

(昭和57年2月15日原稿受付)

かの圧力センサぐらいのものである。

高速放射温度計は、高感度、高速応答の赤外線検出素子により実現したものである。測定点を面走査することによって1秒間に30枚の温度分布図(サーモグラフィ)を得ることができる。航技研では現在空冷タービン翼および燃焼器ライナーの冷却構造の研究に使用している⁽¹⁾。また、タービン動翼表面温度計測用に集光用レンズをケーシングに取付け、光ファイバーによって赤外線検出器に導くようにしたパイロメーターも使用されている(図1)。

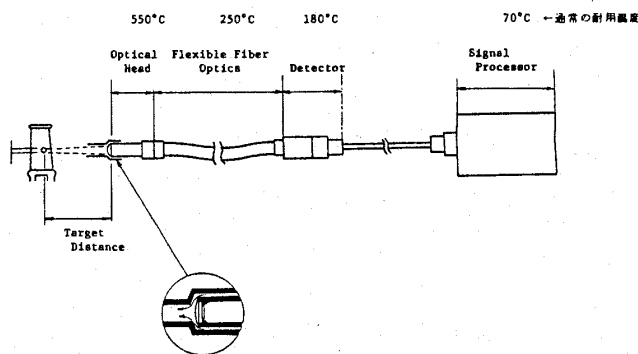


図1. パイロメーター
(タービン動翼温度測定用放射温度計)

圧力センサとして最も多く使用しているのは図2に示す容量型圧力センサである。計測精度を第一とし、応答性や場所をあまり問題としない場合に用いている。また図3に示す多点圧力計測装置は比較的安価な力平衡型の圧力センサをラック上に配列して出力を電算機に入力し、零点の変動を補正するという考えにもとづいて航技研で開発したものであり、容量型と同様の目的で多用している⁽²⁾。小型で高い応答性を要求される場合には従来からひずみゲージ型圧力センサが使用されてきた。近年になって図4に示す拡散ひずみゲージ型の圧力

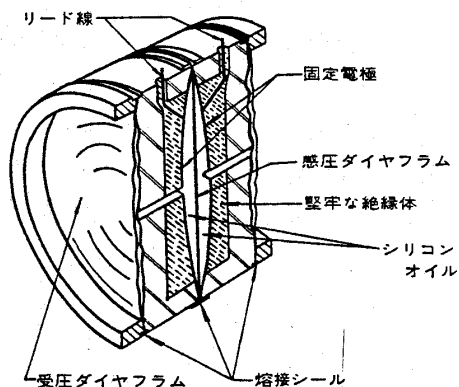
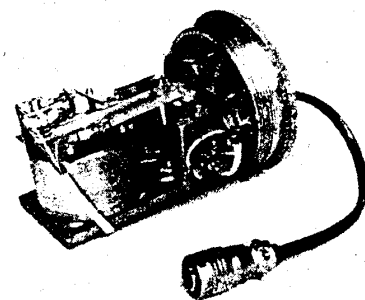
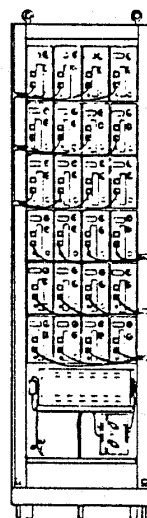


図2. 容量型圧力センサ



(a) 24チャンネルラック (b) 力平衡型圧力変換器
図3. 多点圧力計測装置

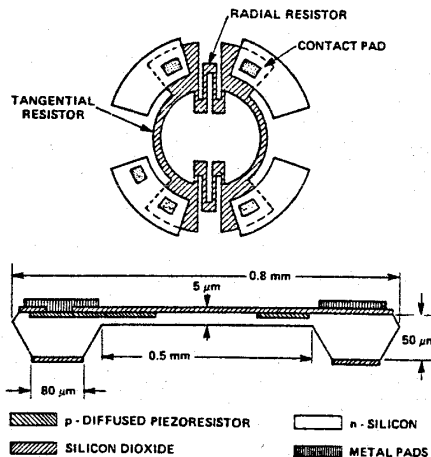


図4. 拡散ひずみ型圧力センサ

センサが半導技術を使って登場した。このセンサは翼面や壁面に埋込んだり、スキヤニバルブと組み合わせて、場所をとらずに変動の速い圧力を計測する目的で使用している。図5にスキヤニバルブ社のZOCの構成を示す。超小形拡散ひずみゲージセンサの精度不足を補うために基準圧力によって常時キャリブレーションができるようになっている。スキヤニバルブは回転体に組み込んで使用することもできる。動作範囲の拡大と精度向上、デジタル計算機との適合性等の要求に応えるデジタル式圧力センサもエンジン制御用として使用されている。図6はソーラトロン社の円筒殻の固有振動数とその応力により変わることを利用したデジタル式圧力センサである。高Ni合金製の

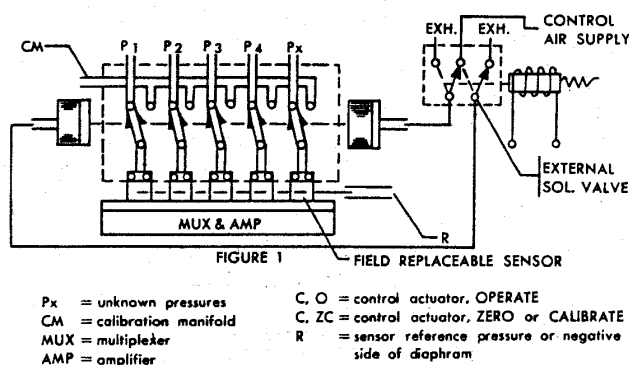


図5. ZOC スキャニバルブ

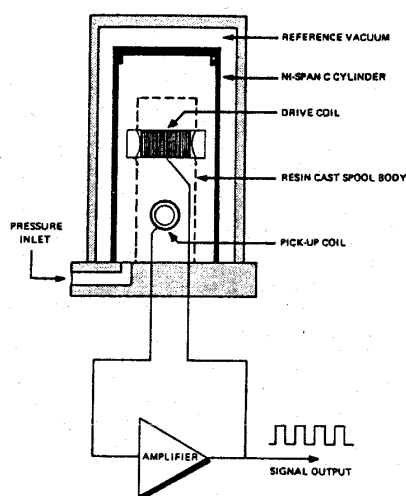


図6. 金属円筒殻を用いたデジタル圧力変換器

肉厚の薄い円筒殻は駆動コイルにより励振され一定モードの振動を持続する。出力周波数は測定レンジにより4～10 kHzとなっている。図7はパロサイエンス社のもので、水晶片の固有振動数が応力により変わることを利用している。このセンサは比較的小型で精度が良く測定範囲が広いためにジェットエンジン制御用、地上ガスタービン計測制御用として広く使用されている。出力周波数は約40 kHzである。図8はローズマウント社が航空機のエアデータ用として開発したもので、原理的には上の二つのセンサと変わらないが、振動体として金属梁を用いていること、形状がやや大きいことが異なる。出力周波数は17 kHzである。以上のデジタル式圧力センサに共通した特徴として、(イ) 精度、再現性に優れており、内蔵の補正用温度センサ（パロサイエンス社製はなし）と組み合わせると、0.001%という極めて高い精度が得られる、(ロ) 価格が高い、(ハ) 耐震性に疑問が残る、

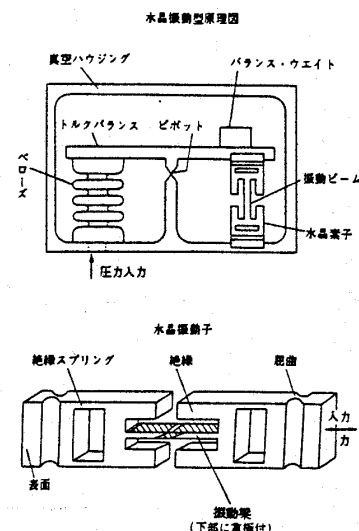


図7. 水晶振動子を用いたデジタル式圧力変換器

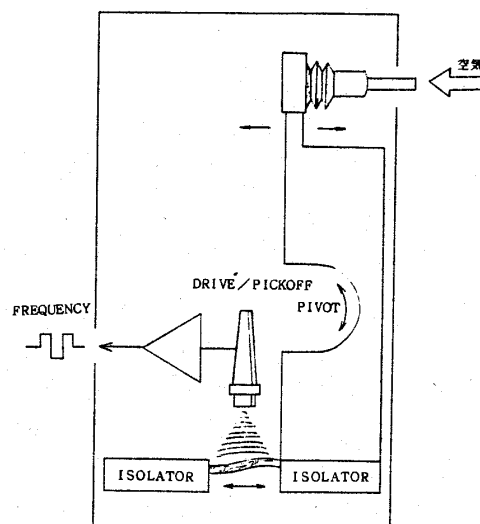


図8. 金属梁を用いたデジタル式圧力変換器

(ニ) 変動速度の高い圧力計測には向かない、等を挙げることができる。

以上は市販のセンサについて述べたが、ガスタービンの試験研究用として航技研が新しく開発したセンサを紹介する。図9は圧縮機動翼とケーシングとの間隙を計測する翼端間隙センサである⁽³⁾。試作したセンサは渦電流型のもので図10に基本構成を示す。センサのコイルは高周波発振器との共振系の一部を形成しており、コイルに翼(導電体)が接近すると翼内に発生する渦電流により周波数または振幅が変化することを利用する。最高使用温度300℃、プローブの直径は5mm、コイル直径は3mm、周波数特性は200 kHzである。図11に測定デー

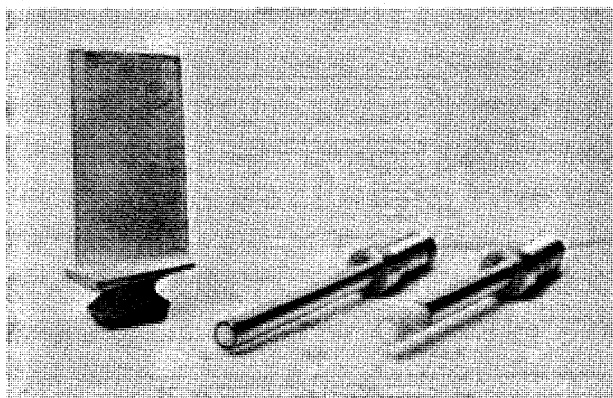


図9. 電端センサ写真

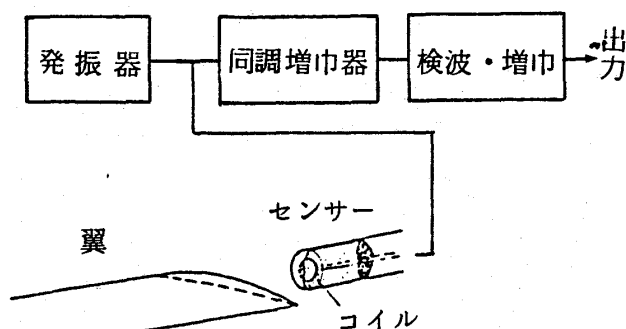


図10. 翼端間隙センサの基本構成

タの一例を示す。センサの出力は温度により変化するためマイコン等により補正する。今後はより高温のもとでも使用できるように研究開発する予定である。

図12は圧縮機内部の非定常流計測用のホットフィルムセンサであり、従来の熱線やホットフィルムでは破損してしまうような実機内の苛酷な条件

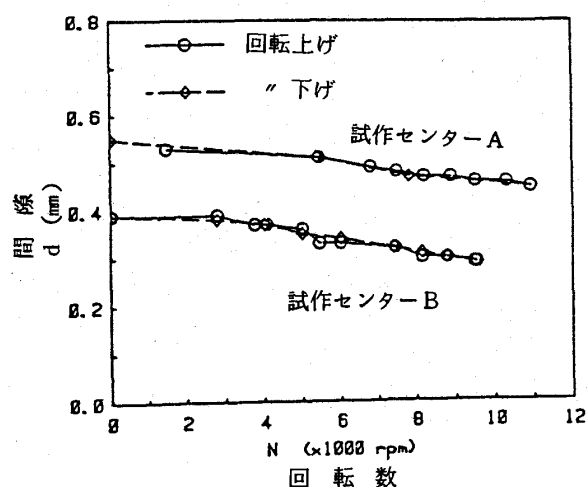


図11. 間隙の回転数による変化

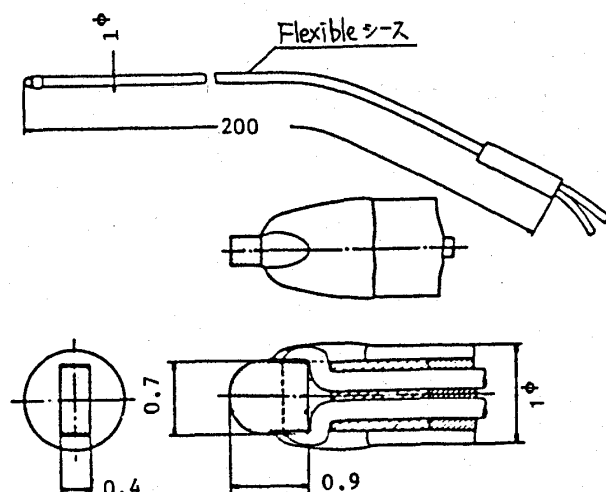


図12. 非定常流監視用ホットフィルムセンサ

に耐えられるようにしたものである⁽⁴⁾。試作ホットフィルムは図12のように直径1φのシース状保持部の一端にルビーセンサブロックを取付け、その表面のPt薄膜をセンサとしたもので全体は可撓性を持ち、比較的小型なものとなっている。センサ受感部は切削性の優れたルビーをカマボコ型に研磨し、Ptのイオンプレーティングによる薄膜形成後切断して作られており、抵抗値は4～5Ωに設計されている。センサ膜の両端の金メッキ層がリード線接続部となり、セラミックス台座を介してシース内の金リード線に接続されている。この受感部の温度抵抗係数はPtとはほぼ同程度であり、温度に対する直線性も優れている。また、流速に対する出力電圧の関係を示す流速出力特性も高速側で通常の熱線風速計と同等なものを得ている。この受感部を使用した2本のホットフィルムセンサと図13に示す熱膜流速計を製作した。センサのうちの1本は速度変動計測用、他の1本は気流温度計測用とし、気流温度計測用センサの温度信号に相対的に速度変動計測用センサを一定温度差に加熱する。このようにすることによって実機ガスタービンの停止から全開運転までの温度上昇に対してセンサは常に気流に対し一定の温度差を確保しながら作動するから、通常の定温度型熱線流速計に見られるような出力ゲインの低下は起らない。この定温度差型熱線流速計を用いて13,000kwガスタービンの圧縮機の1R後および2R後の非定常流のモニターをした時のデータ例を図14に示す。図中 U_1 は1R後流をまた U_2 は2R後流の変動速度を

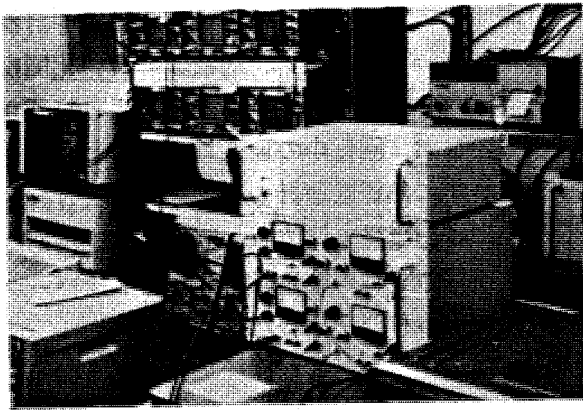


図13. 熱膜流速計

表わしており、この変動を周波数解析した時のパワースペクトラム (P.S.) も同時に示してある。

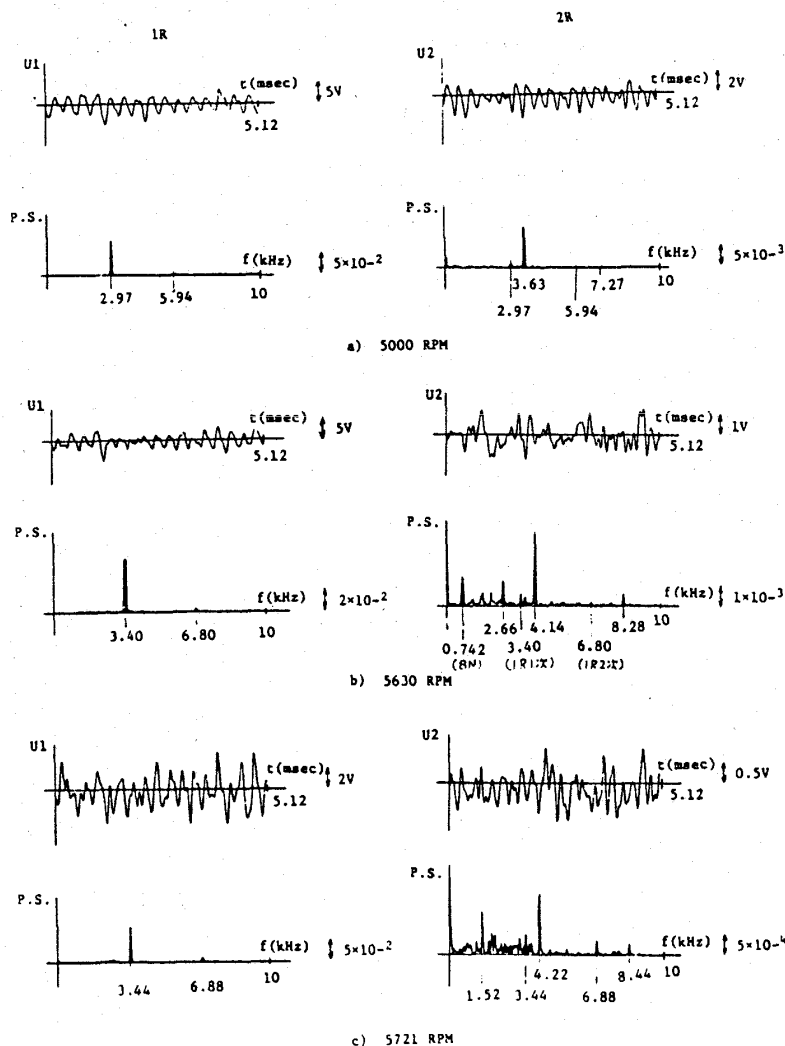


図14. 定温度差型熱膜流速計による実ガスタービン圧縮機内の非定常流計測データ例

次にタービン動静翼の振動応力、温度の計測用センサについての最近の報告について概説する。

現在の熱電対では、IEC (国際電気標準会議) 規格 (Type B Pt 6 Rh, PT 30 Rh) によって最高でも $1,680^{\circ}\text{C}$ までしか測れない。NASAで開発した (Pt 40 Rh, Ir 40 Rh) はこれより 110°C 上げることができるといわれている。これ以上の温度を計測するために、(i) タングステン—レニウム熱電対を使用する、(ii) 熱電対を何等かの方法で冷却しながら使用する、(iii) CARS法等の光学的手法を用いる、(iv) ガス分析の結果より温度を逆算する、等の方法が考えられているが(i)を除き問題が多く実用になっていない。空冷タービン翼面上の温度分布あるいは熱伝達に影響を与えることなく温度、熱伝達率

を計測する工夫もされている。図15はNASAが行ったスパタリングによる白金—白金ロジウム薄膜熱電対による表面温度の計測法を示す。また図16は空冷タービン翼表面の熱伝達率を計測するために、機械加工が可能で熱伝達率の小さいガラスセラミック (コーニング社 MACOR) の表面に白金を塗付した後、約 650°C に加熱して形成した厚さ約 $0.1 \mu\text{m}$ の薄膜の抵抗体を示す。その他に液晶を用いた翼表面温度計測法も行われている。

実機ガスタービンのタービン動翼の振動応力の計測の工夫についても報告されている。文献(7)によれば、翼温度 750°C 、加速度 $39,000 \text{ G}$ の環境において溶射型ひずみゲージによりタービン動翼の振動応力を設計に必要な精度で計測が可能であるとしている。抵抗線ひずみゲージはゲージ率の温度依存性が大きく直線性、安定性に欠けるが、容量型では高温雰囲気中でも長時間安定した作動をするといわれている。

4. 新しい計測システム

デジタル計算機の処理能力の増大、レーザー、光ファイバー、フォトダイオード等のオプトエレクトロニクスの発達によって大量の情報の収集と高速処理が可能になった。その結果流体中の

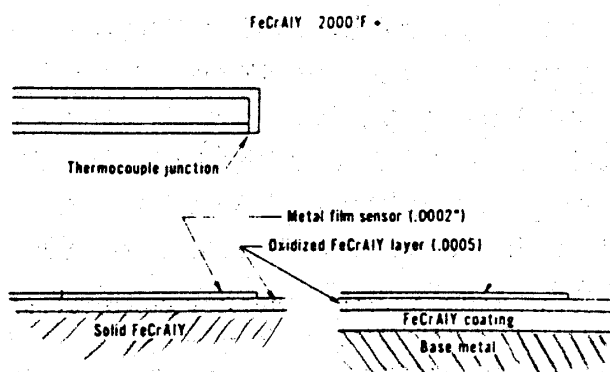


図15. 空冷タービン動翼の表面温度の計測

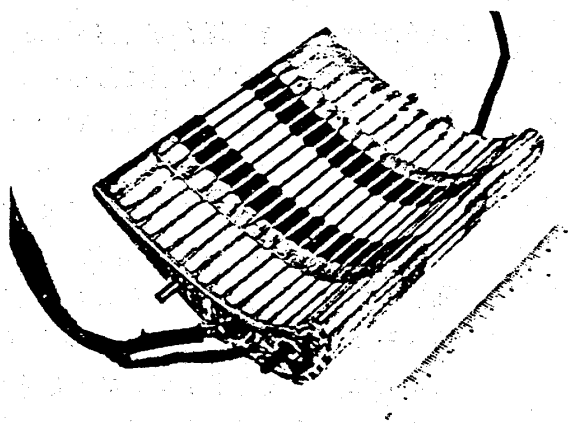


図16. 薄膜抵抗温度計による熱流速の計測

一点の計測から多点同時計測へ、あるいはまた、接触式の計測から非接触式の計測へと発展している。

図17は熱線風速計により翼間の3次元非定常流

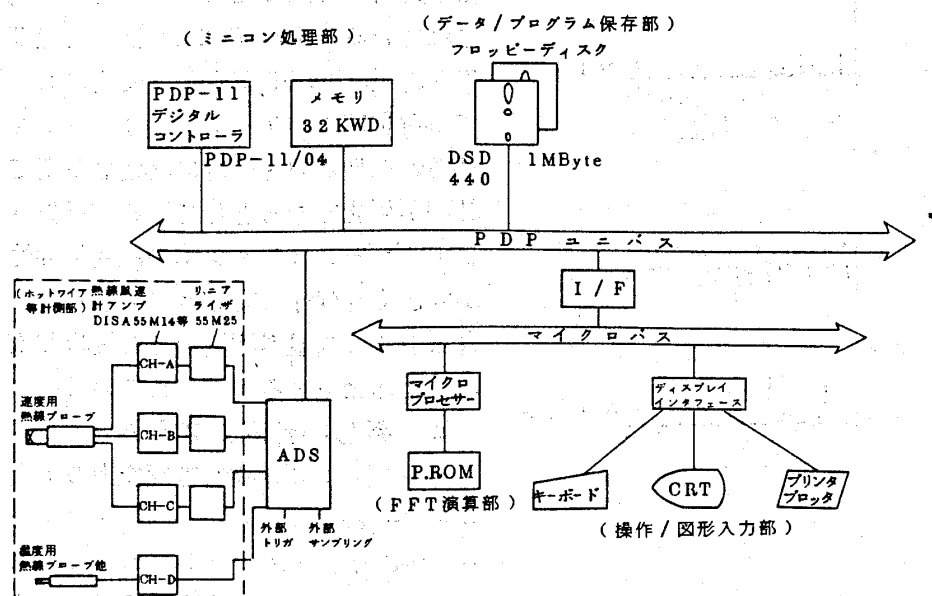


図17. 熱線風速計による3次元非定常流計測システム

れを計測するシステムで⁽¹⁰⁾、3軸方向の風速を計測する熱線プローブとアンプ、周波数解析、相関関数の計算能力のあるデジタル計算機により構成されている。なお、回転中の翼列周辺の流れをレーザーを使わずに熱線風速計やピトー管により計測するためには、半径方向位置、円周方向位置あるいはプローブの回転角を遠隔操作するトラバース装置(図18)が必要となる。

図19は前に述べた放射温度計によって2次元温度分布を高速で計測するシステムである⁽¹⁾。また図20はコンピュータトモグラフィ(CT)技術と同様の考え方にもとづいてジェット噴流中の N_2 の分布を計測した例である⁽⁸⁾。多成分ガスについては未だ成功していないようである。

次に航技研での研究開発例を概説する。図21はファン、圧縮機、タービン等のシュラウドの無い回転翼の振動を非接触で計測する回転翼振動非接触計測システムである⁽⁵⁾。ケーシング上に装着された翼先端検出器は、光源光を導びく送光用と、検出器前面を通過する動翼先端からの反射光を導びく受光用の光ファイバーとをランダムに配置した光ファイバーバンドルであり、光電変換器により各動翼が通過するたびに図22(a)のようなパルスを出力する。ここで実線は振動が小さい状態(基準状態)を、破線は振動状態を示している。二つの状態で得たデータの差 δ のなかから振動波形を求めようとする動翼に対応するものを選んで時間の

順に $\delta_1, \delta_2, \dots$ となれば図22(b)のような振動波形が得られる。また基準マーク検出器はロータディスクなどの非振動部に設けた基準マークの通過を検出するもので、その出力信号Pは動翼先端検出器の出力信号までの時間を測る基準信号となる。検出器はシリコンフォトダイオードによる光電変換回路、波形整形回路、サイクルカウンタ(16ビット、P信号は10ビット)、ランダムアクセスメモリ(3

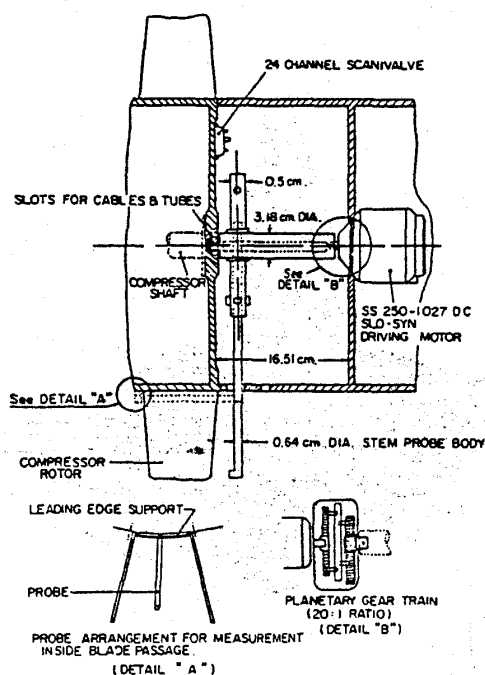


図18. 回転プローブの半径方向のトラバース装置

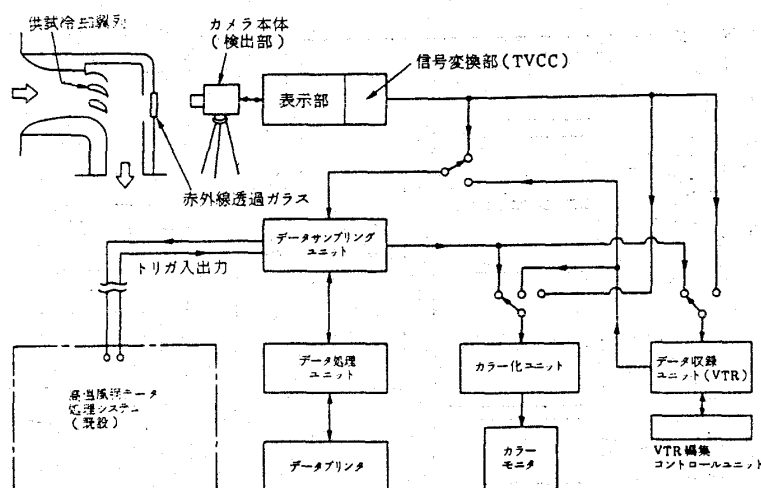


図19. 非定常二次元温度計測装置のシステム構成図

K語、P信号は1 K語)とともに1チャンネルを構成する。各チャンネルは計測開始とともにP信号から動翼通過によるパルス信号までの時間を、あらかじめ選定されたクロックパルス、サンプル回数でカウントして結果をメモリに蓄え、計測終了後(ロータ1回転に必要な時間×サンプル回数)データ処理装置へ伝送する。データ処理装置は指定された動翼について前に述べた基準データとの差の計算、データの選別配列を行った後振動波形として表示する。図23に本装置でターボファンエンジンのファン動翼の振動を計測した時に表示器に表示

されたデータの一例を示す。画面の上半分には操作卓上で指示した#12動翼のロータ2回転間の振動波形が、また、下半分には#1～#33のすべての動翼の振幅が表示されている。本装置は圧縮機動翼の振動波形も計測できる。

次にCARS法による燃焼ガス温度計測の研究について述べる⁽⁹⁾。図24は実験装置の系統図、図25は実験の様子を示す。Nd・YAGレーザー(基本波長1,064nm, 出力200 m J/パルス)は2台の二次高調波発生装置(SHG)を利用して2本の532nm光(ω_1, ω_1')に変換される。 ω_1' は色素レーザー励起に使用されストークス光(ω_2)を発生させる。 ω_1 と ω_2 はダイクロイックミラーで混合され、レンズにより火炎内に集光される。火炎内でN₂分子系に共鳴して発生したCARS光は、プリズムを介して入射光と分離され、分光器で分光されOMA(Optical Multi-channel Analyzer)の多チャンネルディテクタ面に受光される。この分光スペクトルを仮定した温度に対応する理論スペクトルと比較することにより温度を決定する。分子スペクトルの読みとりは電算機により行う。図26はプロパン燃焼時のブラフボディ後方の再循環領域内及びその近傍を中心に、1測定点当り5秒間に100回のレーザー発振で計測した温度変動をヒストグラムにして示したものである。各測定点ともおおむねガウス分布に近い。

5. おわりに

以上最近のガスタービン計測技術の一端を航技研での実施例を中心に紹介した。紙面の関係で他の重要な計測技術、例えば流れの可視化、スリップリングやテレメータによるデータの受渡し、LDVを始めとするレーザーによる各種計測法、ラボラトリオートメーション等に言及できなかったことをおわびする。

末尾ではあるが、資料の収集に快よく御協力してくださった航技研原動機部、航空機公害研究グループの関係者にお礼を申し上げる。

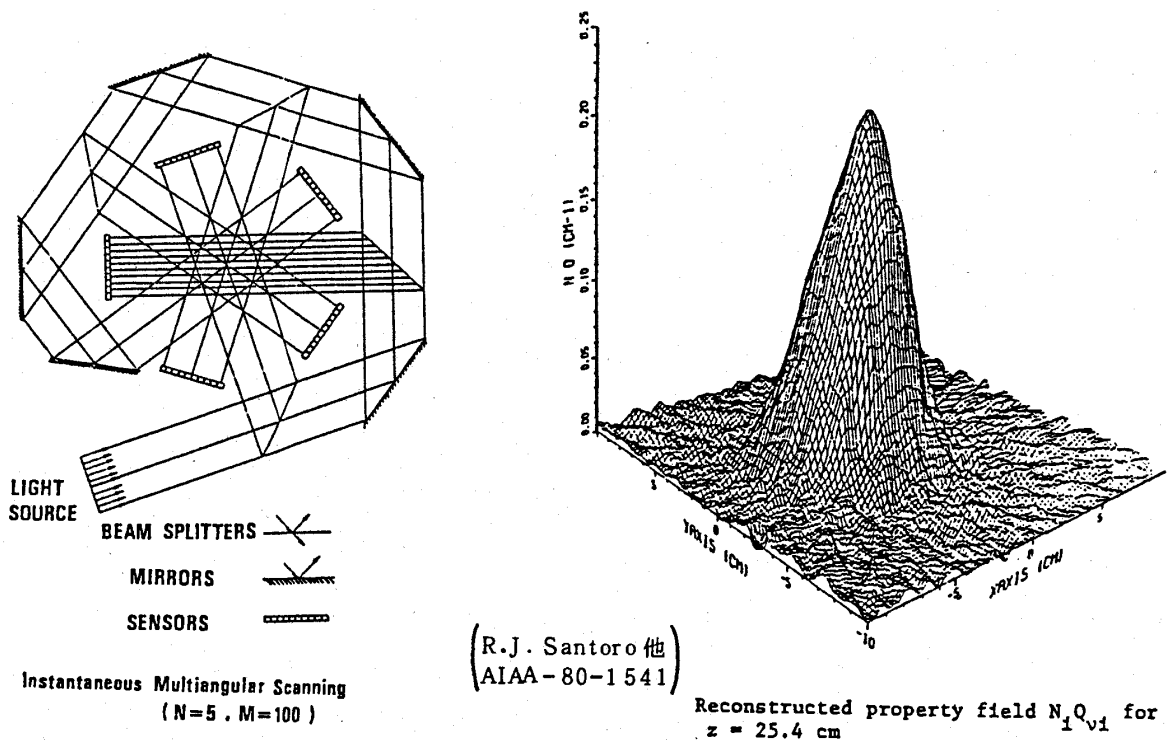
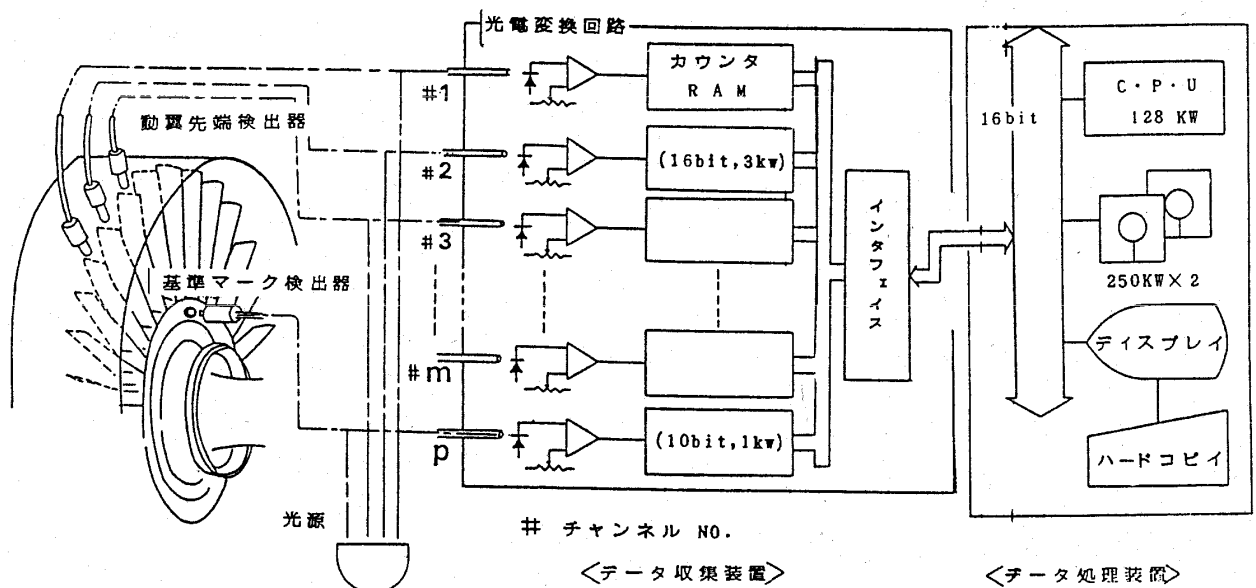
図20. コンピュータモグラフィ技術を利用した噴流中の N_2 ガスの濃度分布の測定

図21. 回転翼振動計測装置の構成

参考文献

- (1) 吉田豊明, 非定常2次元温度計測装置の完成, 航技研ニュース No. 259
- (2) 松木正勝, 鳥崎忠雄ほか, 自動計測のための力平衡型圧力変換器の試作研究, 航技研報告 TR-382
- (3) 齋藤喜夫, 翼端間隙の計測, GTSJシンポジウム資料, 1981年10月
- (4) 田村敦宏, ホットフィルムセンサによる圧縮機内非定常流の監視, (3)と同一資料
- (5) 遠藤征紀ほか, 回転翼振動の非接触計測法の研究, 第9回GTSJ定期講演会前刷
- (6) 中村哲男, 羽根車の応力および翼面圧力などの実験計測, 1981年流体機械技術会議, 日本能率協会
- (7) 小玉哲博ほか, タービン動翼の温度および応力測定について, GTSJ学会誌 6-21, 1978
- (8) R.J. Santoro et al., Optical Tomography for Flow Field Diagnostics, AIAA-80-1541
- (9) F. Fujii et al., Instantaneous, CARS Thermometry in Turbulent Flames, Combustion and Flame, (1982 近刊)
- (10) 航技研原動機部, 流体機械内三次元内部流動デジタル計測解析装置, 航技研ニュース No. 267

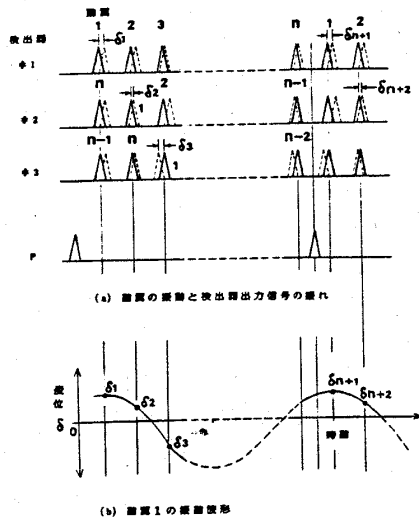


図22. 検出器出力信号から動翼振動波形を求める方法

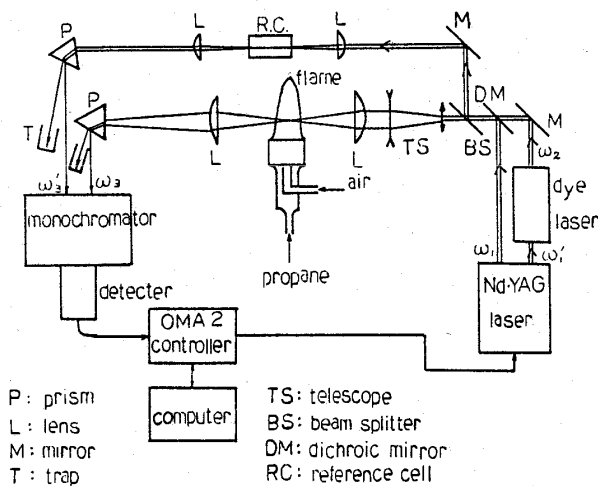


図24. CARS法による温度計測実験系統図

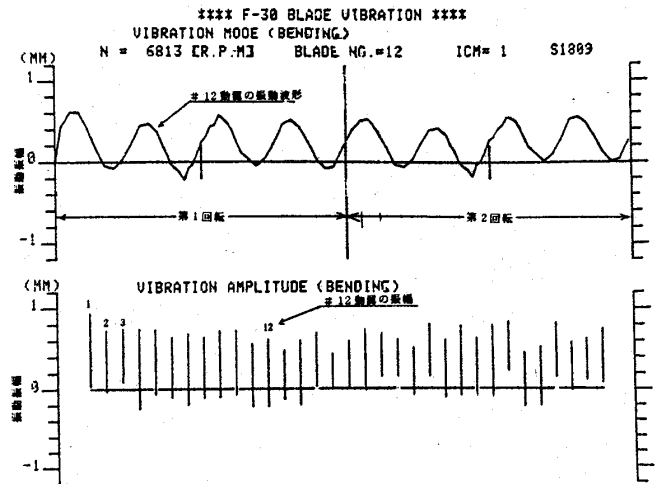


図23. 振動計測結果の表示例(回転4次共振時)

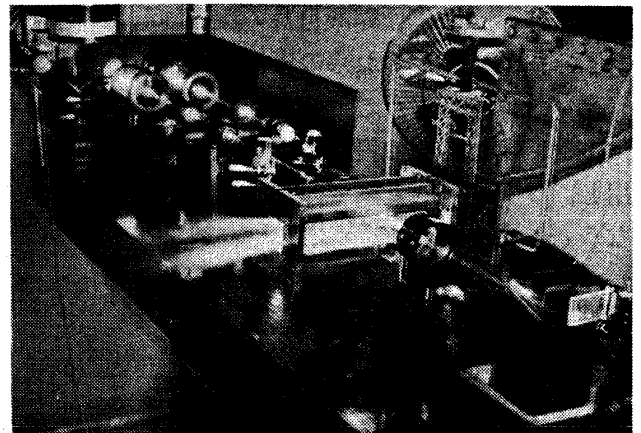


図25. CARS法による燃焼ガス温度計測実験

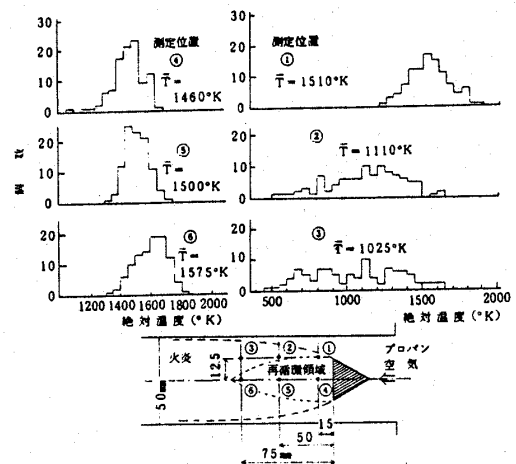


図26. CARS法によるブラフボディ後流の温度計測データ例

ヘビーデューティ・ガスタービンの制御の動向

三菱重工業株式会社 神 立 文 夫

1. まえがき

ガスタービンは、空気圧縮機、燃焼器およびタービンより構成された一つの完結した動力プラントである。このため制御の面から見ると汽力発電所のボイラと蒸気タービンを同時に制御することになる。すなわち燃料量制御と言う点ではタービンの回転数制御のため早い応答を要求され、タービン制御と言う点では制御弁の開閉が直接ガス温度の変化につながるという特殊条件が追加された事になる。さらに圧縮機自身の保護制御も要求される。手動にて、これらの条件をすべて満足する安全な運転を行なうことは難かしいため、ガスタービン制御は初期の段階から全自動制御方式を採用し、ワンプッシュにて起動から負荷運転まで行なうことが出来る方式を用いている。

本稿ではこの制御方式の発展の経緯、現状の制御装置の制御内容などについて述べる。

2. 制御の概要

ガスタービン制御装置は、次の3主要部より構成されている。

- (1) 燃料制御装置
- (2) シーケンス制御装置
- (3) 保安及び監視装置

燃料制御装置は、速度や排ガス温度などの測定値をもとに燃料量を制御する装置である。ガスタービンの主要構成機器は各々次のように独自の許容作動範囲を有している。たとえば圧縮機ではサージングのため作動範囲が限定され、タービンや燃焼器には最高許容温度や、サーマルショックを防ぐための許容値があり、回転数に関しても許容作動範囲がある。これらすべての条件を満しながらガスタービンを加速し、負荷運転するための制御方式として、各々の条件を満足する速度制御回路、タービン入口温度制御回路、サージング制御回路などを各々独立に設け、その内の最小の燃料

制御信号によりガスタービンを制御すれ方式が採用されている。

シーケンス制御装置は、ガスタービンに付属する各種の補機、例えば起動装置や点火栓の入切や燃料遮断弁、抽気弁などの各種遮断弁の開閉を必要な時期に自動的に作動させる役割を担当する。

保安装置は、上記の2制御装置により運転されている状態を監視するもので、ガスタービン本体や補機に異常がないかどうかを常時監視し、もし異常が発生すれば、燃料を遮断するなどシーケンス制御装置に信号を送り、安全にガスタービンを停止する。

これらの制御装置の使用機器は、製造各社や製造時期により種々の機器を用いて構成されているが、主に次の3形式に分類できる。

- (1) 油圧機械式
- (2) 電子式
- (3) 計算機方式

油圧機械式は、初期のガスタービンより使用されている方式で、現在でも小型のガスタービンには使用されている。電子式は現在の制御装置の主流を占め、機能および信頼性の点でもっとも優れた方式である。計算機方式は、最近のマイクロプロセッサの大巾進歩にともない使用されはじめた方式で、とくに運転情報の処理面において優れた点を有する。

3. 油圧機械式制御装置

ガスタービンの初期より用いられているが、全自動制御の基本条件をすべて満足しており、電子式制御装置も制御内容がより高度化はしているが、基本的にはこの方式と同一である。図1に三菱式の油圧制御装置を示す。油圧のガバナボックスを中心にして、電磁式リレーを用いたシーケンス制御装置と運転監視のための操作盤より構成されている。

3-1 燃料制御装置 油圧のガバナボックスにより主要な制御機能を行なう。ボックス内に

(昭和57年2月25日原稿受付)

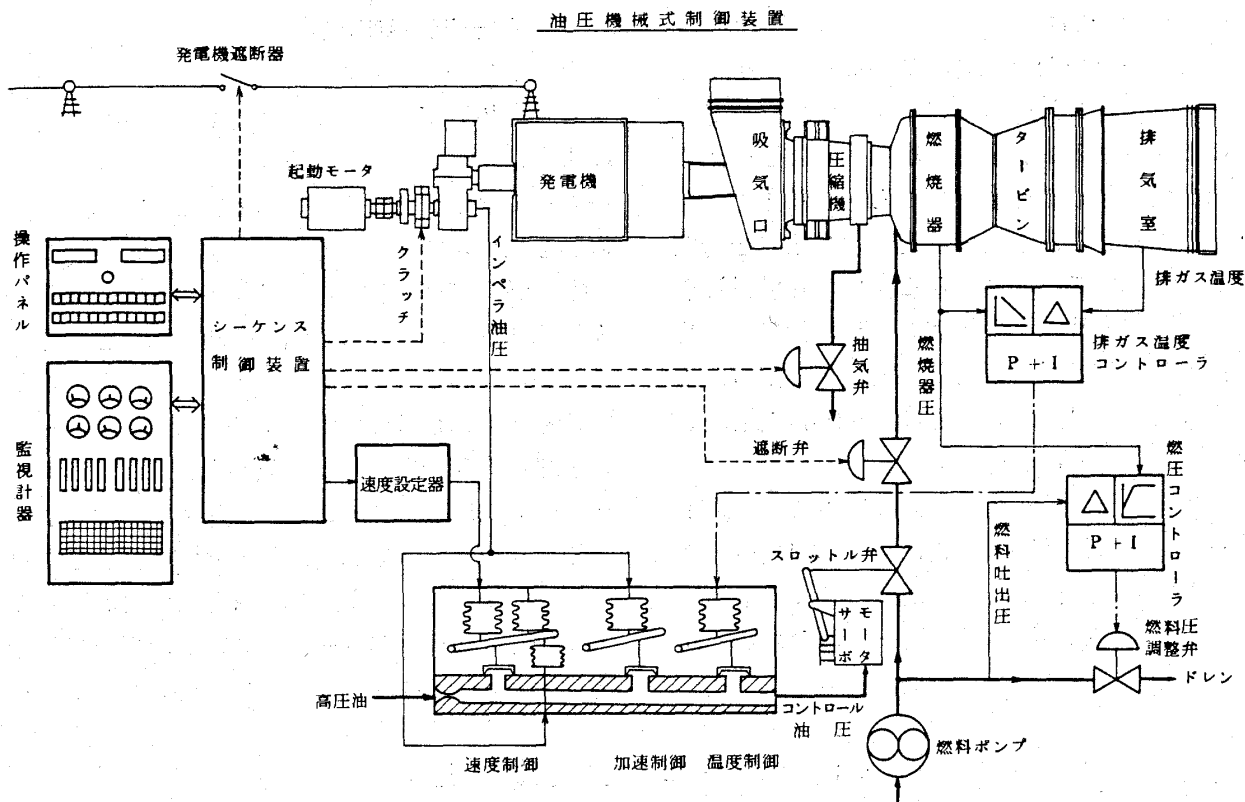


図1 油圧機械式制御装置

は設定値と測定値を指す油空圧がベローズに導びかれ、制御油圧のかかるカップ弁との力バランスによりカップ弁開度即ち制御油圧が定まる。このカップ弁が速度、温度及び加速制御の3組あり、各々の制御油圧のより低い油圧にて燃料制御弁のサーボモータを動かす。各制御の内容を次に示す。

(1) 速度制御 ガスタービン軸端に設けられた油圧のインペラポンプより、速度の2乗に比例した油圧信号を取り出す。その油圧とモータ駆動の精密減圧弁のガバナ設定器の出力空気圧とをベローズに加え、カップ弁に働く制御油圧とバランスさせる。これにより速度上昇するとカップ弁が開き、制御油圧が低下し、スロットル弁を閉じて燃料を減らす。このループにて設定器の出力信号をもとに比例制御にて燃料量を定める。

(2) 温度制御 タービン入口温度を許容値以下に制限する役割をはたす。この制御のためには、タービン入口温度を直接計測するのが望ましいが、高温かつ温度分布も大きいため、信頼性の高い温度計測ができない。このため排ガス温度を多数の熱電対にて計測し、設定値を燃焼器圧力の関数と

することにより、同等の制御目的を高い信頼性にて達成している。多数の熱電対出力は並列接属することにより、平均化と断線時の自動除外とを行なう。平均値は空気信号に変換後、燃焼器圧力により定まる設定値と比較し、空気式のP I制御器により演算しガバナボックスへ伝える。ガバナボックスではその出力と制御油圧を比較し、温度高の時制御油圧を下げ、燃料量を減らす。

(3) 加速制御 インペラ油圧と制御油圧をバランスさせることにより、インペラ油圧により定まる値に制御油圧を制限する。これにより燃料の過多を防ぐことができる。

(4) 最小値選択 以上の3制御機能の働きをする3組のカップ弁をガバナボックスに組みこむことにより、その内の最小制御油圧を選択する。この制御油圧を油圧駆動のサーボモータへ伝え、スロットル弁を動かすことにより燃焼器への噴射燃料量を定める。

(5) 燃圧制御 低回転ではインペラ油圧の変化が小さいため、及び燃料制御のレンジビリティを広げるため、燃焼器圧力の関数としてスロッ

トル弁前圧を制御する。

(6) 起動及び負荷運転時の燃料制御 低回転ではスロットル弁は機械的に最小開度に保持し、スロットル弁前の燃料圧力を増加することにより燃料量を増し回転数を上昇させる。燃料圧力が規定値まで上昇すると、速度設定器の減圧弁を時間スケジュールにて回転させることにより燃料量を増加する。電力系統との同期も同様に行ない、発電機併入後は手動又は自動負荷設定器の出力により速度設定器を増減することにより燃料を増減し所定の負荷にて運転を行なう。

3-2 油圧機械式制御装置の他方式 以上に説明した方式とは別の方式による制御装置の対比を表1に示す。検出方法や演算方式に若干の差異はあるが、制御内容はほぼ同一とみなすことができる⁽¹⁾。

4. 電子式制御装置

現在もちいられている制御装置は、ほとんどこの方式を用いている。電子式演算器を用いることにより、より高度の制御を容易にかつ高い信頼性をもって実現することができる。この方式の構成機器を次に示す。

(1) 燃料制御装置 プリントカード式の電子式の演算器を用い必要な機能を容易に組むことができる。燃料量の制御を主体とし、速度などの信号をもとに適正な燃料量を求め安全にガスタービンを運転する。操作端は電気空気式アクチュエータや電気油圧式アクチュエータが用いられる。

(2) シーケンス制御装置 制御装置として標準化し、なおかつ客先仕様、例えば燃料供給源などにもなう種々のシーケンス制御の変更など設置場所による特殊な要求条件を容易に吸収できる

表1 ガスタービン制御方式の対比

項 目		機 械 油 圧 式		電 子 式	
		三 菱	GE-日立	三 菱	GE-日立
速度制御	速度検出方式	ガバナインベラ	ガバナ発電機	電磁ピックアップ	
	速度信号	油 圧	電 流	パルス電圧	
	信号の演算	フォースバランス形カップ弁	レバーリンク+パイロット弁	半導体増巾器	
温度制御	温度検出方式	熱 電 対		熱 電 対	
	温度検出点	排気ダクト	排気ダクト	タービン出口直後 +排気ダクト	排気ダクト
	温度信号	熱起電力/空気圧		熱起電力/電 圧	
	信号の演算	空気式演算器 +フォースバランス形カップ弁	空気式演算器 +フォースバランス形カップ弁	半導体増巾器	
起動制御	着火燃料	スロットル弁のメカ開度による	制御油圧をステップ変化	制御電圧信号をステップ変化	
	起動制御	燃焼器圧力による関数設定 +時間スケジュール	排ガス温度及び回転数の加速度制限	回転速度による最大リミット +加速度制限	排ガス温度及び回転数の加速度制限
	バックアップ制御	回転速度による最大値制限 (加速制御)	—	ブレードバス温度制御	—
負荷制御	主体制御	ガバナフリー	ガバナフリー	ガバナフリー又は負荷一定	ガバナフリー
	出力リミット	排ガス温度制御		排ガス温度制御	
シーケンス制御		リレー		プログラマブルロジック コントローラ	半導体無接点リレー

ように、プログラマブル・ロジック・コントローラ（PLC）を用いたり、コンパクト化を狙って無接点半導体リレーが用いられる。

4-1 燃料制御の全体ブロック図 図2に三菱の燃料制御装置のブロック図を示す。基本構成は、燃料リミット制御、速度制御、ブレードパス温度制御および排ガス温度制御の4制御回路にて各々並列して燃料量を演算し、その内の最小信号を制御信号として燃料量を調節する。油圧方式と異なり制御範囲が広くかつ非線形要素を容易に使うことができるため、全作動域にてより望ましい制御を行なうことができる。次に各々の回路を説明する。

(1) 燃料リミット制御 起動時の燃料制御の主体を担う。ガスタービン速度及び燃焼器圧力に対し最大許容値を定めることにより、サージングの保護や温度上昇をふせぐとともに、速度に対し許容加速度を定め、その値を超すと燃料リミットを減少させることにより、許容加速度にて昇速するよう制御する。速度ピックアップは電磁式を2個もちいて信号を電圧に変換後ハイセレクトすることにより、信頼性を向上する。又検出範囲が充分広いため油圧式と異なり着火時点より制御を行なうことができる。

(2) 温度制御 燃焼器圧力に対し設定値を定めることによりタービン入口温度一定の制御をす

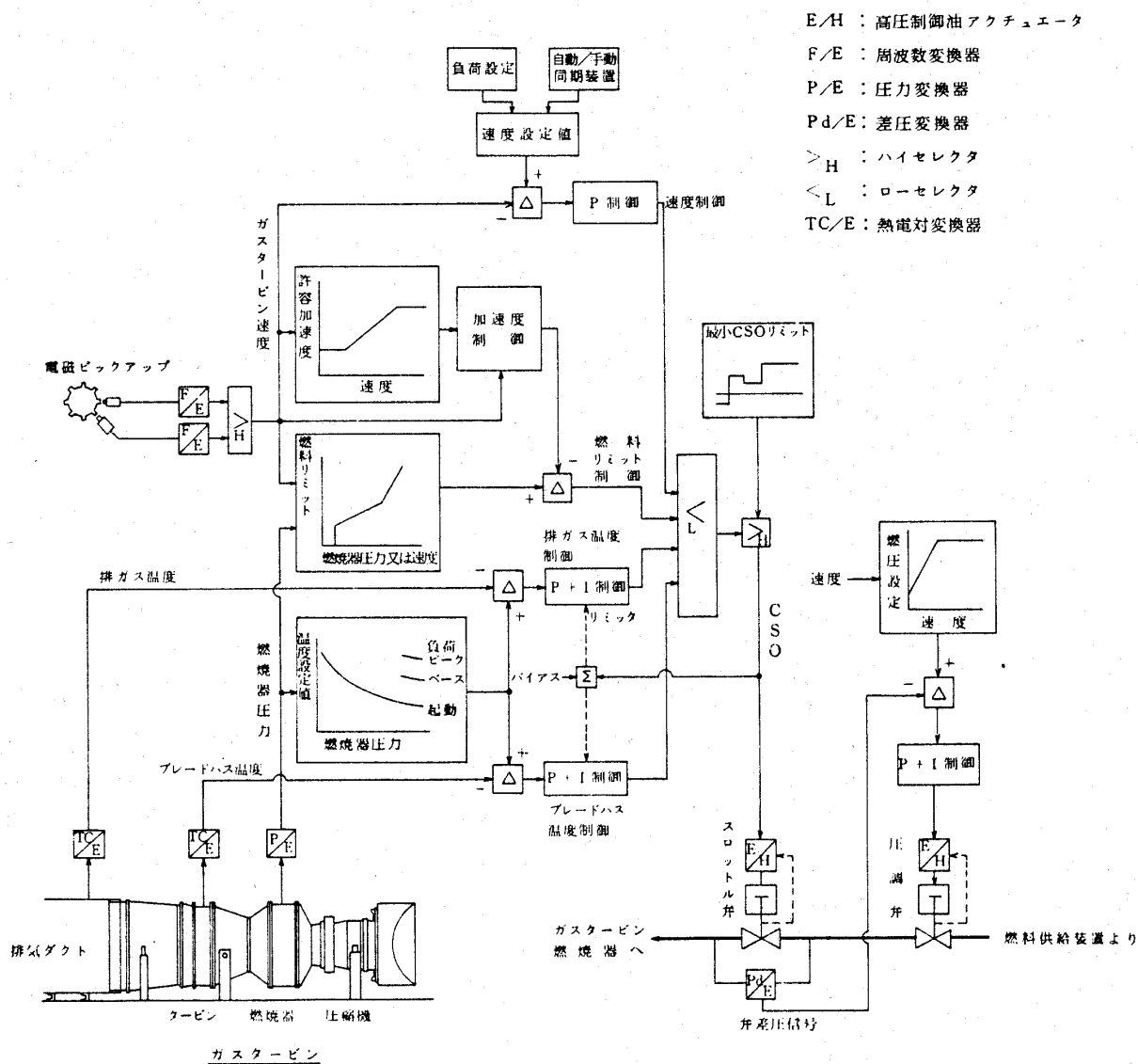


図2 燃料制御装置のブロック図（三菱）

る。次の2個所で温度計測することにより応答性と信頼性を両立している。いずれの計測点も多数の熱電対を並列使用することにより温度の平均計測と断線時の対策をしている。

a. ブレードパス温度 タービン最終段出口直後の温度を計測する。燃焼器出口の温度パターンがそのまま残っているが、早い応答を得ることが出来、起動時や燃料変動時の温度保護をする。

b. 排ガス温度 排気ダクト後流の温度を計測する。排ガスが充分混合均一化されているため、正確な排ガス温度の計測ができ、最大負荷の制限のため使用する。

設定値を起動時と負荷運転時とに切換える事により、起動時の主体制御である燃料リミット制御の常時バックアップをするとともに、負荷運転時の負荷リミットの役割をはたす。制御にPI演算を用いているため、他の制御回路、例えば速度制御により運転中には積分器がワインド・アップしてしまい応答が遅れる。これを防ぐため最小信号+バイアス値以上に出力が増加しないようリミットを設ける。これにより制御回路の切り換りの遅れを防ぐ。

(3) 速度制御 燃料リミット制御によりガスタービンが定格回転数まで昇速した後、制御の主体はこの回路に移り、系統周波数との同期及び負荷運転中のガバナフリー運転を行なう。手動又は自動同期装置の指令により速度設定値を増減することにより系統との同期を、手動又は自動負荷設定器などの出力により速度設定値を増減することにより任意の負荷での運転を行なう。

(4) 最小信号選択 (1)から(3)までの各制御回路の出力の中から最小値を選び制御信号CSO(Control Signal Output)とする。同時に燃料着火に必要な燃料量や着火後の吹き消え防止のための最小燃料量の確保のため、関数発生器とハイセレクトを用いる。

(5) 燃料流量制御 燃料供給の元圧変動を吸収しかつ燃料制御弁の制御性を向上するため、圧力調整弁とスロットル弁とを用いる。CSOによりスロットル弁開度を定め、圧調弁にてスロットル弁前後の差圧を一定とすることにより、広範囲にわたって燃料量を制御する事ができる。この方式は油燃料の場合でもガス燃料の場合でも同じく

使用でき、かつCSOに対して両燃料ともに同熱量とする事ができるため、異種の燃料を切換えて使用する場合でもCSOを分配するのみで容易に制御することができる。

(6) 弁駆動方式 ガスタービンが小形の場合には制御空気駆動の弁を用い、ガスタービンが大形化し高速の弁応答が要求される場合には、100 kg/cm²の高圧制御油を用いた大出力の弁アクチュエータが用いられる。

以上の制御方式ならびに他社の制御装置の対比を表1に示す⁽²⁾。

4-2 シーケンス制御装置 ガスタービンは標準化された原動機であるため制御装置も含めて標準化することが望ましい。燃料制御装置は本体に直結するものであるため、メーカ側にて標準化することができる。しかしながら、シーケンス制御に関しては設置される条件により色々な要求条件が加わってくる。例えば燃料供給源や各種の関連補機はプラントごとに異なり、かつ起動停止をガスタービン運転と同時に進めようなど各種のシーケンス制御の追加が生じてくる。これらの条件を容易に吸収するため、三菱ではプログラマブルロジックコントローラ(PLC)を用いている。PLCはいわゆるシーケンス制御専用の計算機であるため、ハードウェアを標準化し、ソフトウェアのみの変更にて種々のシーケンス変更を容易にできる。又装置としては標準のため短納期を要求されるガスタービンの制御装置としての条件にもあっている。

この他に電磁式リレーや半導体無接点リレーを用いたシーケンス制御装置など種々の方式が各社にて用いられる⁽³⁾。

5. 計算機制御方式

ガスタービンの制御装置として計算機を使用する事は、1969年に米国ウェスチングハウス社により初められ、現在250台が運転中である⁽⁴⁾。一方日本では1972年に関西電力御殿場発電所向けに三菱にて国産化納入し、現在6台の計算機制御のガスタービンが運転されている。この方式の特長を次に示す。

(1) アナログ及びシーケンス制御の各種制御内容をハードウェアの増大なしに容易にレベルアップできる。

(2) 大量のデータ処理が容易なため、運転監視が容易であると共に、1台の計算機で2台のガスタービンを制御する事も可能である。

(3) ハードウェアの標準化ができる。

この制御方式の場合、DDC+SCC両方式を制御内容により使いわけの事により、最適な制御装置としている。しかしながら輸出向けの場合に問題となるメンテナンスなどの点より、現在の三菱の標準制御装置は4項の電子式制御装置+PLCの組合せとしている。

1980年に入って、マイクロプロセッサが大巾な進展を示し、計算機が数枚のカードに集約されると、再び上記の特長がクローズアップされるようになった。一方ではガスタービンが1個所に多数台同時設置されるようになり、全体の協調を取った負荷分担制御や集中監視が要求されはじめた。この要求を満たすため、現在の電子式制御装置にPLC又は追設I/Oインターフェイスを経由して上位計算機より運転指令やデータを伝える方式が現在多数の地点で建設中もしくは計画中である。この場合中央操作室にCRT付の操作盤を設け、現場の制御パッケージに個別操作盤ならびに制御装置を設ける形が多い。

6. 監視および保安装置

ガスタービンに用いられている監視及び保安装置には種々の形式があるが、一般的な計器に関し説明する。

6-1 過速しゃ断装置 ガスタービンの速度が異常に上昇した場合、電気回路とは別に油圧機械式に燃料をしゃ断するもので、回転軸に設けられた偏心子により油圧回路を働かせる。さらにバックアップのため電磁ピックアップを用いた電子式の過速度しゃ断装置も併用されている。

6-2 火災検出器 タービン入口温度の高低により次の2形式が用いられる。

(1) 熱電対方式 各燃焼器の入口と出口のガス温度の差により着火を検出する。

(2) 紫外線方式 火災より発生する紫外線により火災の着火を検出する。

燃焼器の構造ならびに実績上、負荷運転中に燃焼器が失火する可能性が非常に少ないことから、負荷運転時に失火検出した場合には警報のみとする。

6-3 振動監視 回転機械として重要な監視項目である振動を管理するため、各軸受にて振動を計測し起動から負荷運転時の監視を行なう。使用計器は種々の形式が用いられているが、軸振動計測には、渦電流を用いた非接属形の振動形が用いられている。

6-4 その他の回転軸監視 蒸気タービンでは振動と共に種々の軸監視計器が用いられているが、ガスタービンの場合には次のように主機側自身にて対策されているため、これらの監視は不用となっている。

(1) 軸伸び及び軸とケーシングの伸び差

(2) ロータ温度とガス温度差

ガスタービンは急速起動を要求され、かつ軸の温度変化も大きいため、回転軸に組立ロータを用い熱応力の低減を図っている。同時にケーシングと回転軸との温度差による伸びの変化も大きい。そのため、シール部分などは大きな伸び差があっても問題のない構造としている。同様に蒸気タービンの様にロータ温度と蒸気温度との差により起動時間を変える必要はなく、どのような条件でも同一の起動時間である。

(3) スラスト保護装置 蒸気タービンは外部より高圧の蒸気を導入しているため、通常時には圧力バランスが取れているが、蒸気中に液分が入るとバランスがくずれスラスト軸受をマモウする事が発生するためスラスト保護装置を必要とする。これに対しガスタービンでは一体である圧縮機により空気を加圧し、タービンでの絞り効果とのバランスで圧力が定まるため、汚れや翼の異常により圧力が下がっても、全体が下がるためスラストバランスは崩れない。そのため、スラスト保護装置は使用されていない。

以上の監視計器の他に、潤滑油の圧力や軸受排油温度の監視、燃焼温度高の監視などが行なわれている。

7. あとがき

以上、ヘビーデューティ形ガスタービンの制御及び監視に関し、機器の説明を中心に説明を進めた。これらの機器はより高い信頼性と、より容易なメンテナンス性を求め日々に進歩している。とくにマイクロプロセッサを用いた制御装置が多用され、運転の合理化と監視機能の充実の面で大巾

な変化を示すものと思われる。

参考文献

- (1) 加藤, はか 2 名, 日立評価 Vol.51 No.3 (昭44-3), 62
- (2) 草場, はか 2 名, 日立評論 Vol.54 No.7 (昭47-7), 15

- (3) 神立, 電気計算 (第 580 号) Vol.45 No.16 (昭52-12), 54
- (4) Yarnoe, R.A. & Reuther, J.F. ASME Paper No.80-GT-78 (1980)

§ 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	1口	50,000円	入会金	1000円
正会員		3,000円	入会金	500円
学生会員		1,000円	入会金	500円

(年度は4月から翌年3月まで)

入会申込など詳細は下記事務所へ

〒160 新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビル8F
(社)日本ガスタービン学会事務局 Tel 352-8926

な変化を示すものと思われる。

参考文献

- (1) 加藤, はか 2 名, 日立評価 Vol.51 No.3 (昭44-3), 62
- (2) 草場, はか 2 名, 日立評論 Vol.54 No.7 (昭47-7), 15

- (3) 神立, 電気計算 (第 580 号) Vol.45 No.16 (昭52-12), 54
- (4) Yarnoe, R.A. & Reuther, J.F. ASME Paper No.80-GT-78 (1980)

§ 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	1口	50,000円	入会金	1000円
正会員		3,000円	入会金	500円
学生会員		1,000円	入会金	500円

(年度は4月から翌年3月まで)

入会申込など詳細は下記事務所へ

〒160 新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビル8F
(社)日本ガスタービン学会事務局 Tel 352-8926

航空用・船用ガスタービン制御の動向

石川島播磨重工業㈱ 杉 山 佐太雄

1. はじめに

複雑な処理を必要とする計測制御には、殆ど、デジタル・コンピュータが導入されている現在、航空用・船用ガスタービン制御の分野では、必ずしも満足できる状態に至っていない。

これは、コンピュータ並びに、関連電子技術が、特に厳しい環境にさらされる航空エンジン機器としての信頼性を満しえないことによる。最近の苛酷な経済状況のなかで、航空機等のユーザから、運航費軽減のためにエンジンの最適化の一助としても、エンジン制御の全電子化の早期実現が強く要望されており、世界の関係者が、これにこたえるべく努力している。

このような現況において、わが国の状況を含め、航空用・船用（航空転用型）ガスタービン制御の技術進歩の経過、現状、将来等を主に、以下に概要を記す。

2. 技術・技術者・売上げの推移

2-1 技術 1930年、英国のフランク・ホイットル卿によってガスタービンエンジンが發明されて以来、欧州各国で活発に研究開発が進められ、わが国においても、第2次世界大戦末期にはドイツの援助により、1945年にターボジェットエンジンネー20（推力475kg、重量約500kg）が開発され、「橘花」に搭載され、飛行試験に成功した。⁽¹⁾

第2次世界大戦後、それまで主力であったピストンエンジンに代って、実用化されたガスタービンエンジンは、推力増強、燃料消費率の改善、軽量化、小型化、信頼性、耐久性の向上、整備の容易化、公害防止、ライフサイクルコスト低減等に努力がそゝがれ、発展が計られてきた。

船用ガスタービンについては、英国において、軍艦用として、1947年頃から航空型軽量エンジンを、商船用として、1951年頃から産業型エン

ジンを搭載して試験が始められ、わが国においても、1954年に産業型エンジン500HPを航海訓練所の練習船北斗丸に搭載し試験が行われた。⁽²⁾

この間、航空用ガスタービン制御もエンジンの発達に応じて技術の向上が計られた。⁽³⁾ 初期の制御構造方式は、スロットル弁、ガバナ、高度弁の簡単な油圧機械式のもので、その後、エンジンの排気温度を制限するために磁気増巾器が出現し、油圧機械/電子混合方式となった。

1960年代までに、油圧機械式では、アイドルより最大定格までスロットルレバーで自由に選択・維持できる比例又は比例積分方式の回転数制御、2又は3次元カムを使ってエンジンの全飛行範囲に適合できる加減速燃料定値制御、圧縮機静翼角度制御等の基本機能が具備され、更に、これらの機構が一つのケースに収納され一体型となった。電子式では、トランジスタ等を使用して信頼性の向上が計られた。

1970年代に入り、油圧機械式では、小型軽量化、信頼性の向上が、また、電子式では、油圧機械式の補助の割合を向上させるために、マイクロ

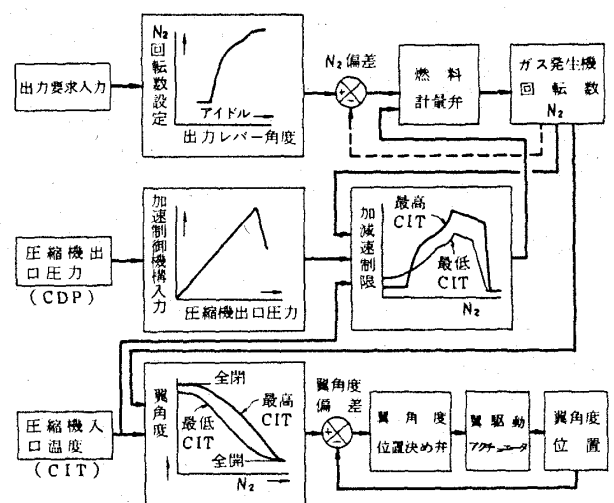


図1 航空転用型船用ガスタービン燃料制御装置ブロック線図の一例

(昭和57年2月1日原稿受付)

プロセッサを使って多くの機能を持ったスーパーバイザリ・コントロールが実用化された。現在、完全な電子化を目ざし多大の研究開発が進められている。

一方、航空型船用ガスタービンの制御には、厳しい耐衝撃等の要求があり、実績のある航空用をそのまま、又は、適合するように改造して使用されることが多いようである。図1は、その一例を示す。

2-2 技術者 航空用ガスタービンエンジン制御装置の開発設計には、初期においては、主として機械技術者が携っており、その後、電気増巾器の開発が必要となり電気・電子技術者が参画した。

1970年代に至り、マイクロプロセッサの導入により、複雑なシステムを取扱うシステムエンジニアリング、信頼性プログラム、コンピュータのソフトウェア、電子回路の高集積化、ハードウェアの実装・構造設計等を専門的に処理できる広範囲の技術者の参画と彼らの総合力の結集が、必須となっている。

2-3 売上げ規模 ガスタービン制御装置の売上げについてのデータは公表されていないので、ここに提示できないが、最近では、エンジンの製造コストに占める割合は、その機能の複雑度と精度によるが、大略5~12%位と思われる。表1^{(1),(4)}に、世界の航空エンジンメーカーの売上げ高を示すので、同制御装置の売上げ規模を推量して頂きたい。

3. わが国における技術開発

3-1 油圧機械式 ネー20の開発により、

表1 世界の代表エンジン・メーカーと日本のエンジン売上高〔1979年、()内の数値は、プラット社を100とした場合の他社の割合である〕

国名	エンジン・メーカー	売上高 (億円)
米国	プラット・アンド・ホイットニ社	8855(100)
	ゼネラル・エレクトリック社	4705(53)
英国	ロールス・ロイス社	3742(42)
仏国	スネクマ社	1582(18)
日本	IHI社, MHI社, KHI社	629(7)

制御に関する基礎技術も習得され、将来の開発の原動力になったと思われる。

1952年の航空機工業再開とともに、ジェットエンジンの研究が始められ、防衛庁技術研究本部の指導のもとに、日本ジェットエンジン㈱により、1955年から、防衛庁で使われる中間ジェット練習機T-1への搭載を目的とするJ3ターボジェットエンジン(推力1200kg、重量約450kg、回転数12600RPM)の開発に着手され、1959年2月迄に基本的開発が完了した。以降、その実用化開発は、石川島播磨重工業㈱に移行され、各種技術試験、C46による飛行試験を経て、1960年5月T-1Bによる飛行試験に成功した。T-1Bとして31基、P2J用として推力増強型1400kgが211基量産された。

このJ3エンジンの開発と併行して出力制御装置も、全速度ガバナ(比例式)、スロットル弁、バイパス/シャットオフ弁、高度弁、加速弁の各ユニットからなる主燃料管制装置とバックアップとしての緊急燃料管制装置(高度補正を含むスロットル弁)として、鋭意開発を進めたが、技術至らず高空での適合が取れなく、米国から輸入したJ34用メイン・フュエル・コントロールを改造して装着した(第I期開発)。

一方、1961年度から防衛庁技術研究本部が中心になり、わが国独自の燃料制御装置FC-2型(一体型、比例積分式全速度ガバナ、始動加速燃料制御、減速燃料制御、高空アイドル制御)の開発が始められ、1967年に実用試験を完了し、P2J用J3-7エンジンに搭載され、現在使用されている(第II期開発)。

J3エンジン燃料制御装置の開発による効果は非常に大きかった。第I期開発の経験は、当時最も高い技術レベルにあると云われたJ79-11Aターボジェットエンジン(可変静翼付圧縮機、アフタバーナ付)の技術導入による国産化に容易に着手でき、円滑な計画達成を可能にした。

第II期開発の経験は、特に生産体制の確立により、T64-10Jの燃料制御装置JFC42-2の技術導入による国産化を容易に軌道に乗せえ、その後表2に示す通りの制御装置の国産化が順調に行われ、エンジンの整備・補給の面で適時適切な支援を可能としている。

船用ガスタービン制御では、T64-10が、防衛庁の魚雷艇に1967年搭載され、制御装置は、JFC42-1（出力タービン回転数制御付）をそのまま使い適応させえた。

わが国における開発エンジンJR100/200、FJR710、XF3等の制御にも、適応できている。

3-2 油圧機械／電子混用方式 本方式の

うち、油圧機械式部分については、前項の通りであるが、電子式部分についての、わが国の技術習得は、J79-11A用テンペラチャ・アンプリフ

表2 エンジン制御装置の技術導入による国産化

エンジン型式	制御装置型式	名 称	技術提携先	生産開始年
T64-10J	JFC42-2	主燃料制御装置	ハミルトン	1968
CT63	DP-D3	ガス発生機燃料制御装置	ベンディクス	1968
CT63	AL-L3	パワービン・ガバナ	ベンディクス	1968
T58	JFC26	主燃料制御装置	ハミルトン	1970
J79-17	1307	主燃料制御装置	ウッドワード	1970
J79-17	JFC54	アフターバナ燃料制御装置	ハミルトン	1970
TF40	FCU118	主燃料制御装置	ルーカス	1973
TF40	DRH1128	アフターバナ燃料制御装置	ダウティ	1973
T56	AP-B3	主燃料制御装置	ベンディクス	1981

ィアの技術導入による国産化から始まり、その後表3に示すように、国産化が進められている。

表3 アナログ電子制御装置の技術導入による国産化

エンジン型式	増巾形式	名 称	技術提携先	生産開始年
J79-11A	磁 気	テンペラチャ・アンプリファイア	ゼネラル・エレクトリック	1964
J79-17	磁 気	テンペラチャ・アンプリファイア	ゼネラル・エレクトリック	1969
TF40	トランジスタ	コントロール・アンプリファイア	スネクマ	1973

3-3 全電子式 わが国におけるエンジン制御の全電子化に関連する研究開発は、航空宇宙技術研究所、防衛庁技術研究本部を中心に進められている。

航空宇宙技術研究所では、1971年からデジタル式エンジン制御の研究が開始された。本研究は、ジェットエンジンの実時間シミュレーション⁽⁶⁾、エンジン動特性の研究⁽⁷⁾、ミニコンピュータによるエンジン制御⁽⁸⁾、デジタル式電子制御装置の基本構想及び技術動向調査⁽⁹⁾、制御装置の試作⁽¹⁰⁾の5つのサブプログラムから成っており、1981年度は、FJR710エンジンに装着しての運転試験⁽¹¹⁾を開始した。

防衛庁技術研究本部第3研究所では、J3エンジンを制御対象とするアナログ電子式燃料管制装置の研究試作が行われ、構成要素、制御回路及びシステムについての机上試験並びに地上エンジン適合試験等が実施されている⁽¹²⁾。

4. 現在の制御技術

4-1 油圧機械／デジタル電子混用方式

1981年より、現在最も高性能な超音速機F15Jが、わが国に導入されたことにより、F100エンジンにデジタル電子制御装置が搭載され出現して来た。

F100エンジンは、複雑（入力、制御変数各々11、6）、且つ、高精度の制御を必要とし、このデジタル電子制御が油圧機械式の主制御を補助し、更に、機体の超音速可変形状空気取入孔の制御と連動して、推進系統の最適化に大きく貢献している。

民間航空機においても、1972年の石油ショック以来年々燃料費の値上りにより運航費がかさみ、その節減に対する努力⁽¹³⁾は深刻なものがああり、離陸上昇中及び着陸下降中の出力制御の精度向上と自動化を行うことにより、従来パイロットによる連続的な手動による出力調節中に生ずるエンジン

燃料の瞬時的過多とこれによる燃焼温度過昇（高温部品の寿命低下）の繰返し作動を無くすことを、エンジンメーカーに強く要求している。この当面策として、エアバス・インダストリ社のA310及び、ボーイング社の767に、搭載が予定されているエンジンCF6-80A, JT9D-7R4の出力制御にデジタル電子制御が、油圧機械式主制御の補助として1982/83年に⁽⁴⁾導入されようとしている。図2に、CF6-80Aの出力制御システムを示す。

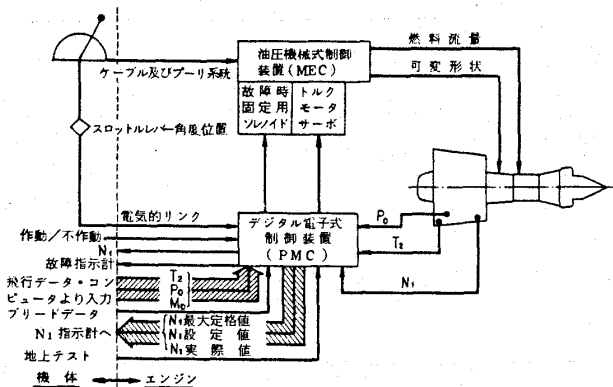


図2 CF6-80A出力制御システム

4-2 デジタル電子制御技術導入の基礎

デジタルコンピュータが、エンジン制御に実用されるようになったのは、その小型化、低消費電力化が計られ、更に、高信頼性、耐環境性（周囲温度-54~125℃）、電磁パルス及び放射線による過渡的混乱現象に対する耐性、低コスト等の諸要件に適合できるようになったためである。その他、これらのコンピュータ使用に適する附属要素であるメモリ、センサ、インターフェイス、アクチュエータドライバー等の技術の向上が計られたことも大切な要因である。

以下に、主要な技術について簡単に紹介する。

4・2・1 マイクロプロセッサ

マイクロプロセッサは、電卓のLSI化の過程で生まれ、1971年インテル社よりワンチップCPUとして発表された4ビットのプロセッサ4004の登場によってもたらされて以来、LSIの技術発展とともに、チップの高密度化、新しいアーキテクチャによる高機能化が促進され、4, 8, 12, 16ビット系が開発された。航空エンジンデジタル制御に、主に使用されている16ビット・マイクロプロセッサは、1973年の後半に、ナシ

表4 デジタルIC技術

特 性	現在技術 1979-1980								将来1985-1990	
	バイボラ			M O S					Silicon on Sapphire	ガリウム 砒 素
	TTL	LS-TTL	ECL	I ² L	p-MOS	n-MOS	c-MOS (bulk)	c-MOS (SOS)		
製造難易度 (工程数)	18 22	18 23	19 23	13 17	8 14	9 15	14 17	14 20	14 20	16
論理複雑度 (2入力ゲート当 り素子数)	12	12	8	3 4	3	3	4	4	3 4	2
集積密度 (ゲート数/mm ²)	10 20	20 40	15 20	75 150	75 150	100 200	40 90	100 200	200 500	300 1000
伝達遅延時間 (n秒)	6 30	2 10	0.7 2	7 50	30 200	4 25	10 35	4 20	0.2 0.4	0.05 0.1
速度・消費電力積 (PJ)	30 150	10 60	15 80	15 80	50 600	5 50	2 40	0.5 30	0.1 0.2	0.01 0.1
改良可能性	低	低	低	中	低	高	中	高	高	高

ョナル・セミコンダクタ社が、IMP 16を発表したのが初めてであった。表4は、1979-1980年におけるマイクロプロセッサの技術を示す¹⁵⁾。

わが国では、東京芝浦電気㈱が、現段階では最高級であるSiゲートCMOS/nMOS・SOS技術の16ビット・マイクロプロセッサT88000(図3)を発表している¹⁶⁾。MOS技術の最新技術であるCMOS/SOSは、基板に絶縁物であるサファイアを使用しているので、比較的寄生容量が小さく動作速度、消費電力でバルクCMOSに比べて20~40%集積度をあげることができる。つまり過渡的な放射線パルスにより発生するフォトリントを減らし、回路スピードを増し、そして集積密度を増加させ、消費電力を減少(0.5W)させることができる有力な素子である。

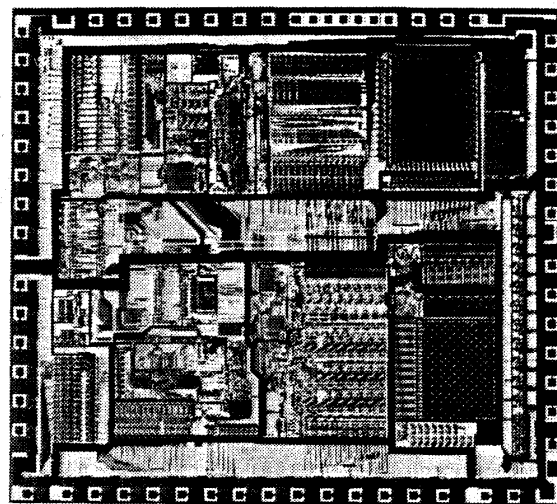


図3 T88000チップ
(6.66×7.46mm², 12000ゲート)

表5 センサおよびアクチュエータ・ドライバーの一例

セ ン サ			アクチュエータ・ドライバー変位センサ
圧 力	温 度	回 転 数	
円筒殻振動型圧力センサ	サーモカップル	渦電流型センサ	二重巻型トルクモータ + 2つのレゾルバー LVPT(変位)
水晶振動型圧力センサ	白金測温抵抗体	発電機出力	
薄膜ストレインゲージ	オプティカル・パイロメータ	磁気ピックアップ	

4・2・2 センサ及びアクチュエータドライバー
センサ及びアクチュエータドライバーは、コンピュータの処理し易い特性を持つ必要があり、表5に現在使われているものの一例を示す。以下に、比較的新しい技術について概要を示す。

1) 円筒殻振動型圧力センサ

このセンサは図4に示すように、大小2本のシリンダ(1端のふさがった円筒)を同軸にして伏せた構造をしており、振動シリンダと円筒ハウジングとの間の空隙は真空にしてある。振動シリンダの内側には、励振コイルと検出コイルが互いに影響し合わないよう直角に配置されている。

振動シリンダは、その長さや直径に比し、非常にうすい外壁を持ち、特殊高ニッケル合金でできている。このシリンダの固有振動数が、シリンダ内に導かれた被測定圧によって変化することを原理として動作する。また、周囲温度変化を補償するセンサと回路を持っている。

2) LVPT

Linear Variable Phase Transformerの略で、燃料計量弁、圧縮機可変静翼角度の位置のセンサとして使われ、一般によく知られているLVDT(差動トランス)とよく似た構造(図5)

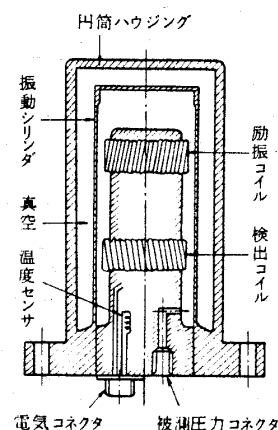


図4 円筒殻振動型圧力センサ

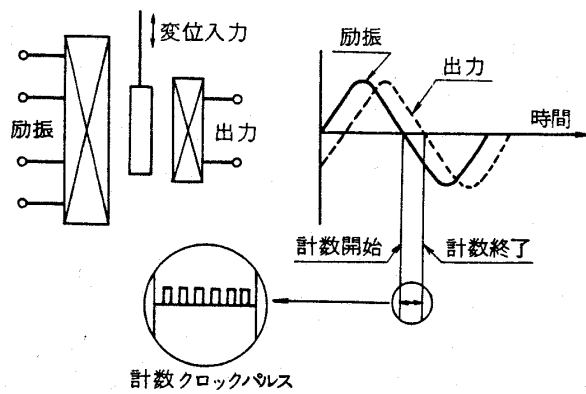


図5 LVPT

を持っている。出力信号は、励起信号に対しての位置の変化として取り出される。

デジタルコンピュータにとっては、LVDTの電圧出力より取り扱い易い信号形態といえる。

5. 将来のガスタービン制御

将来のガスタービン制御は、航空用・船用（一般産業用を含む）を問わず、完全に電子化されることは疑いのないところである。

航空用では、軍用に対しては、可変幾何形状部分が益々取り入れられ（図6）、全飛行範囲で最適効率が発揮できるバリエابل・サイクル・エンジンが、また、民間用に対して、同様な構想が取られ、更に、極度に燃料節減等に、それぞれ指向が高められている。その他、航空機全体システムとの交信、故障の早期発見と最適整備（交換部品の低減と過剰整備の防止等）のための作動状態モニタリングとデータ記録等、数々の要求が強まっている。これらの要求は、船用（一般産業用）エ

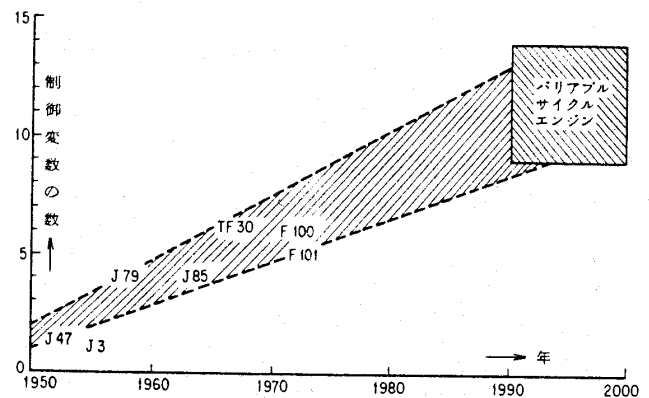


図6 エンジン制御変数の数の変化

ンジンも同じといえる。

油圧機械/デジタル電子混用方式では、何れか一方の重量及びコスト等1.5～2倍位になる。また、この場合低出力では、必ずしもデジタル電子制御でカバーされなく、特に、民間機で重視されている着陸下降中の出力制御も自動化できない。ボーイング、プラット、ハミルトン、ベンディクス各社が協同して、1978年に、全デジタル電子制御装置FADECをJT9Dに搭載し、ボーイング747により1年間飛行試験を実施し、トレイドオフスタディを行った結果を表6に示す。この結果からも分るように、全電子式が、重量・信頼性・ライフサイクルコスト・エンジン操作性等全ての点で優れているという結論を得ている¹⁷⁾。

5-1 全電子化のための今後の課題 今後、解決すべき最も大きな課題は、FADECシステムの目標信頼性（飛行中のエンジン停止率 10×10^{-6} 件/時間以下）を実現させることである。

エンジン制御の複雑化と高い精度に伴い、ハードウェアも大変複雑なシステムとなり、信頼性を低下させる。また、厳しい周囲温度条件（ $-54 \sim 90^\circ\text{C}$ 亜音速機、 $-54 \sim 196^\circ\text{C}$ 超音速機）、振動（ $5 \sim 2000\text{ Hz}$ 、 $20g$ ）、電磁干渉等にさらされる。

5.1.1 対策

1) 素子の信頼性

表6 各制御構造方式のトレード・オフ

制御方式 区分	油圧機械	油 圧 機 械 + デジタル電子	主デジタル電子 + 油圧機械補助	全デジタル 電 子
重 量 l b s	基 準	+70	+90	-16
制 御 信 頼 性 I F S D 数/百万時間	.10	11	4	4
ち 延 キャンセル/百万時間	34	38		13
整 備 性 整備時間/飛行時間	.012	.014		.003
ライフサイクルコスト比	1.0	1.39	1.59	1.0
操 作 性 順 位	4	3	2	1

信頼性のある素子を選ぶためには、適切な品質管理のもとで作られ、適切なスクリーニングが行われる必要がある。

2) システムの信頼性

システムの信頼性を向上するためには、適切な信頼性プログラムに従って設計・製造・試験が行われなければならない。特に、エレクトロニクスについては、回路の高集積化技術によって(図7)、冗長化設計が可能となり、システムの信頼性を大巾に高めることができる。表7に、冗長化技術の一例を示す¹⁸⁾。

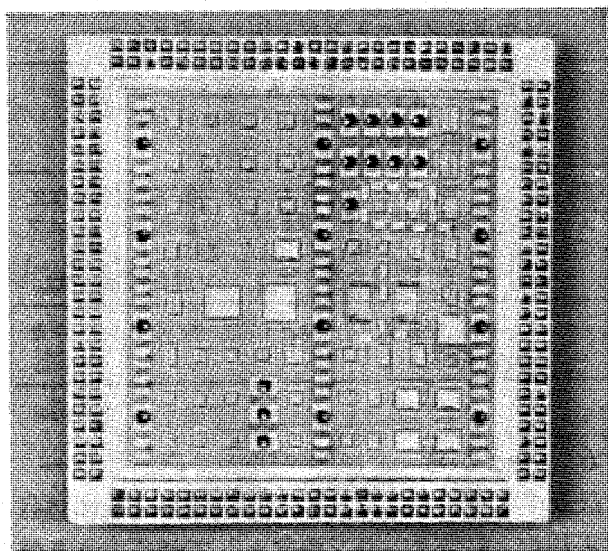


図7 HIFIC CPU回路(1例 $3 \times 3 \text{ in}^2$)

表7 冗長化技術の一例

冗長化技術 (Redundancy Technology)

ハードウェアの冗長化 (Static Redundancy)

部品・素子の冗長化 (Components Redundancy)

3重モジュールによる冗長化 (Triple Modular Redundancy)

ソフトウェアによる冗長化 (Dynamic Redundancy)

検出 (Detection)

故障修正コード (Error Correcting Code)

並列作動 (Duplicated Operation)

自己診断回路 (Self Checking Circuit)

回復 (Recovery)

故障修正コード (Error Correcting Code)

修復 (Roll Back)

再構成 (Reconfiguration)

3) 環境信頼性試験

使用環境条件にできるだけシュミレートさせて、台上でシステムのエージングを行って初期故障の除去を計る。

ハミルトン社では、CERT (Combined Environmental Reliability Test) と呼ばれる試験を、実際の飛行状態の環境を再現させて行っている。

4) 冷却

システムのハードウェアの冷却は、電子モジュールを固定する枠組の支柱の内部に流路を設け、エンジン燃料を流して行ったり、また、ケースの外壁に冷却フィンを設けた空冷などで行う。

5) 耐振動衝撃

ハードウェアの剛性を上げるために基板を固定する区切 (コンパートメント) を出来るだけ細かく固定して共振周波数を上げる。一方、ハードウェアへ加えられる外部振動・衝撃が直接内部の電子モジュールに伝わらないようにケース全体の支持を防振ゴム等を使って行う。150 Hz, 20 g の外部振動を2~3 g に減衰できる例もある。

5-2 開発状況

5.2.1 世界

欧米、特に、米国、フランスにあって、21世紀の航空機に使用される要素技術に対し、政府が多額の資金を投入して開発に取り組んでいる。米国は、NASAを通じて年間600億円、フランスは、年間400億円の政府資金を投入している。この要

素技術開発の項目の一つが、電気信号による制御装置であり、デジタル電子燃料制御システムもこの中に含まれるものである。表8¹¹⁾,¹⁹⁾に、世界における開発状況の一部を示す。

5.2.2 日本

表8に示すように、航空宇宙技術研究所により、HIFEC (High Reliability Full Authority Electronic Engine Control) が、55年度に試作され(図8¹¹⁾, 図9¹¹⁾

表8 各国のデジタル電子式エンジン制御装置の研究開発状況

国名	推進機関	製作担当会社 委託先会社	プロジェクト名 (年度)	制御装置の特色, その他
米 国	空 軍 N A S A	ボーイング プラット アンド ホイトニイ ハニウエル	I P C S (1973~76)	Integrated Propulsion Control Sys- tem の略 超音機用 F A D E C
	海 軍	ハミルトン スタンダード ゼネラル エレクトリック	F A D E C (1976~79)	可変幾何形状エンジン用 F A D E C 2社に同時委託
	N A S A	ゼネラル エレクトリック	Q C S E E	Quiet Clean Shorthoul Experimen- tal Engine 用 F A D E C
	民 間	ハミルトン スタンダード プラット アンド ホイトニイ	(1965~)	F100, JT9D-7R4, JT10D の Super- visory および F A D E C
英 国	民 間	D S I C (ダウティ&スミス インダストリ・コントロール)	(1973~)	P S 50, ペガサスエンジン用 F A D E C ヘリコプタ・エンジン用 F A D E C
	国 防 省	ルースカス エアロスペース	(1968~)	オリンパス 593 用 F A D E C RB211 用 Supervisory Control および F A D E C 研究
日 本	通 産 省 科学技術庁 航空宇宙技術 研 究 所	石川島播磨重工業	エンジン制御, 航空機用ジェッ トエンジンの研 究開発	1970年デジタル式エンジン制御装置試作に よる基礎研究。1976年より高性能ターボフ ァンエンジン用 H I F E C の開発に着手。 1981年12月より, エンジン運転試験開始。
	航空宇宙工業会	石川島播磨重工業	(1981~)	革新航空技術の一つとして, マイクロプロセ ッサ利用 F A D E C

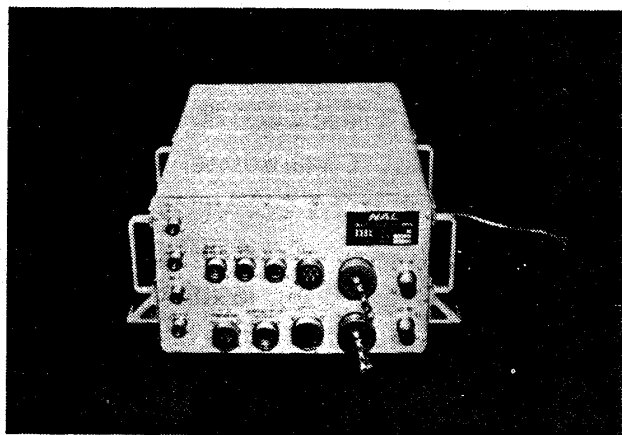


図8 H I F E C の外観

参照), 1981年12月より, FJR710 エンジンに搭載され, 運転試験が開始されている。

H I F E C で築いた技術を基盤として, マイクロプロセッサを中心に, 電子回路の高集積化を計った軽量小型化した航空エンジン用デジタル電子制御装置の基礎調査が, 日本航空宇宙工業会の56年度の「革新航空機技術開発補助事業」の中にとりあげられ進められている¹⁹。

6. あとがき

最近の I C をはじめとする電子技術の進歩は目覚ましく, 航空エンジン機器として適応できる特性が具備できつつあり, 航空エンジン制御の全電子化のための課題は, 近い将来解決されるものと信ずる。これらの課題について, こゝに記したものは, 一部のものの概要であり, 詳細は末尾の文献等を参照して頂きたい。

また, 制御の理論的取扱いについても, 従来の1入力1出力系の制御理論を用いて試行錯誤的に制御系を設計することが困難となり, 更に, 飛躍的な演算能力を有するマイクロプロセッサの利用が可能となることにより, エンジンに可変形状の能力を最大に発揮させるために, 多入力多出力システムを対象とする多変数制御理論の導入が試みられつつある。

わが国の電子技術等も, 極めて高いレベルにあり, エンジン電子制御技術の分野で, 世界の先端より2~3年のおくれがあっても, 諸関係機関のご協力により開発を推進して行けば, 必ずや, 数年内に, 世界に比肩できるわが国の自主技術の確

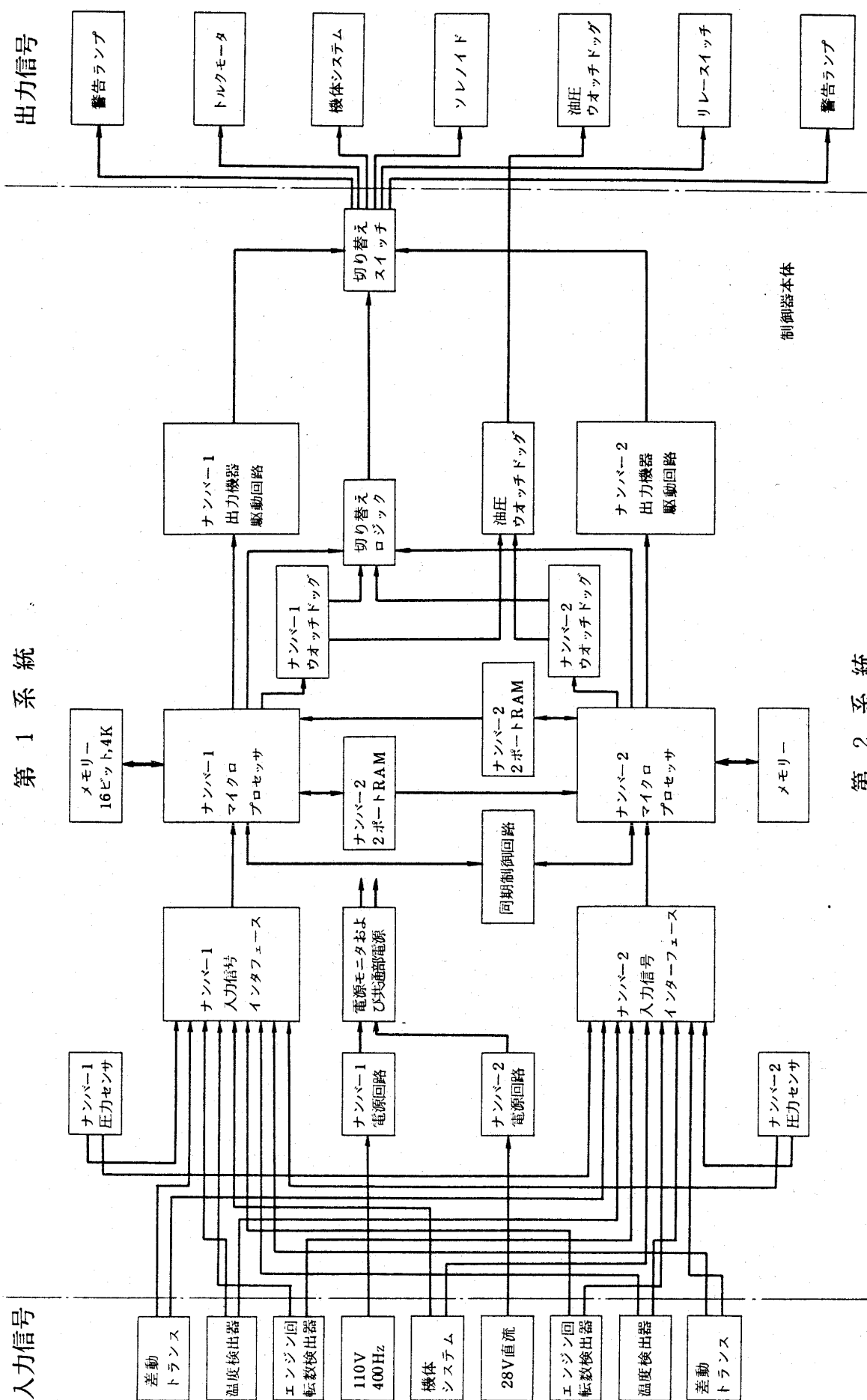


図 9 故障余裕・高信頼性デジタルエンジン制御器

立が計れるものとする。読者のご理解の一助ともなれば、幸いである。

文 献

- (1) 航空ニュース社, 航空展望, (昭56), 317~327.
- (2) 八田・浅沼 内燃機関ハンドブック, (昭35), 895-905, 朝倉書店
- (3) 杉山, 日本航空宇宙学会誌, 26-292, (1978-5), 45-53.
- (4) 日刊航空通信
- (5) 馬場・浜谷・山崎・宮武, 日本機械学会誌, (1968-5), 662-669.
- (6) 西尾・杉山・越沼・大畑・橋本, 航技研報告, TR-283.
- (7) 西尾・遠藤・杉山・越沼・大畑, 航技研報告, TR-238.
- (8) 西尾・遠藤・杉山・越沼・松田, 航技研報告, TR-281およびTR-452.
- (9) 西尾・遠藤・松田, 航技研報告, TR-428.
- (10) 西尾・遠藤, 航技研報告, TR-389.
- (11) 遠藤, 日経メカニカル, (1981. 12. 7), 56~68.
- (12) 馬場・浜谷, 防衛庁技術研究本部技報, 技-610.
- (13) 山際, 日経メカニカル, (1981. 12. 7), 42~47.
- (14) Dienger G. & Bialojan B., Interavia (4/1981), 313~317.
- (15) Rogers J, AIAA 79-1964, (1979).
- (16) 西・丹呉, 電子材料, (1981-4), 143~150.
- (17) Kuhlberg J. & Zimmerman W. AIAA-80-1147, 1980.
- (18) 日本航空宇宙工業会, 航空宇宙技術No 43-II (1981-3), 75~77.
- (19) 日本航空宇宙工業会, 革新航空機技術開発センター企画委員会, 「昭和56年度研究開発委託条件等及び委託先の審査・選定」(諮問第8号)に対する答申, (56. 7. 29)

論文募集

本学会は会員各位からの会誌投稿を歓迎します。編集委員会は、本会誌をより良いものにし、会員各位のご期待に沿うよう努力致していますが、ご投稿により会員相互の交流をはかり、わが国におけるガスタービンに関する技術、研究開発の進歩に役立てたいと考えています。ご投稿は下記によりご執筆下さるようお願い致します。

記

1. 内容はガスタービンに関係のある工学・工業上の諸問題に関するもので他誌に未発表のものに限ります。
2. 葉書に論文題目、執筆者名、出稿予定日、連絡先を書いてお送り下さい。
折返し原稿用紙、執筆要領等お送り致します。
3. 投稿された原稿は本学会編集委員会において採否を決めさせていただきます。
4. 投稿規定については、奥付を参照下さい。

立が計れるものとする。読者のご理解の一助ともなれば、幸いである。

文 献

- (1) 航空ニュース社, 航空展望, (昭56), 317~327.
- (2) 八田・浅沼 内燃機関ハンドブック, (昭35), 895-905, 朝倉書店
- (3) 杉山, 日本航空宇宙学会誌, 26-292, (1978-5), 45-53.
- (4) 日刊航空通信
- (5) 馬場・浜谷・山崎・宮武, 日本機械学会誌, (1968-5), 662-669.
- (6) 西尾・杉山・越沼・大畑・橋本, 航技研報告, TR-283.
- (7) 西尾・遠藤・杉山・越沼・大畑, 航技研報告, TR-238.
- (8) 西尾・遠藤・杉山・越沼・松田, 航技研報告, TR-281およびTR-452.
- (9) 西尾・遠藤・松田, 航技研報告, TR-428.
- (10) 西尾・遠藤, 航技研報告, TR-389.
- (11) 遠藤, 日経メカニカル, (1981. 12. 7), 56~68.
- (12) 馬場・浜谷, 防衛庁技術研究本部技報, 技-610.
- (13) 山際, 日経メカニカル, (1981. 12. 7), 42~47.
- (14) Dienger G. & Bialojan B., Interavia (4/1981), 313~317.
- (15) Rogers J, AIAA 79-1964, (1979).
- (16) 西・丹呉, 電子材料, (1981-4), 143~150.
- (17) Kuhlberg J. & Zimmerman W. AIAA-80-1147, 1980.
- (18) 日本航空宇宙工業会, 航空宇宙技術No 43-II (1981-3), 75~77.
- (19) 日本航空宇宙工業会, 革新航空機技術開発センター企画委員会, 「昭和56年度研究開発委託条件等及び委託先の審査・選定」(諮問第8号)に対する答申, (56. 7. 29)

論文募集

本学会は会員各位からの会誌投稿を歓迎します。編集委員会は、本会誌をより良いものにし、会員各位のご期待に沿うよう努力致していますが、ご投稿により会員相互の交流をはかり、わが国におけるガスタービンに関する技術、研究開発の進歩に役立てたいと考えています。ご投稿は下記によりご執筆下さるようお願い致します。

記

1. 内容はガスタービンに関係のある工学・工業上の諸問題に関するもので他誌に未発表のものに限ります。
2. 葉書に論文題目、執筆者名、出稿予定日、連絡先を書いてお送り下さい。
折返し原稿用紙、執筆要領等お送り致します。
3. 投稿された原稿は本学会編集委員会において採否を決めさせていただきます。
4. 投稿規定については、奥付を参照下さい。

自動車用ガスタービンの制御

日産自動車(株) 伊藤 高根

1. まえがき

ガスタービン自動車の開発は意外と古く、30年以上も前の1948年に遡る。航空機用原動機として成功をおさめたガスタービンを陸上を走る車両に使えるかと言う試みはその後各国で続けられており、その都度「10年後にはものになる」と言い続け、とうとう30年以上もたってしまったが、今だに「10年後には」と言っているわけで、まだ商品として世に出るレベルには至っていない。従って、その制御と言ってもまだ確立したものではなく、何をどのように制御すべきかをこれから決めて行こうという状況である。ここでは、自動車用ガスタービンの制御面からみた特殊性、実際の制御のやり方などを中心に述べる。

2. 自動車用ガスタービンの特徴

2-1. 構造上の特徴 そもそもガスタービンエンジンが自動車用原動機として注目されるのは、①エンジンの比出力が大きい、②振動が少なくて乗心地がよい、③連続燃焼であり排気対策が容易、④エンジン騒音の対策が容易、⑤コールドスタートが容易、⑥暖機運転が不要、⑦冷却系(水)が不要、⑧多種燃料が使える、⑨部品点数が少ない、など自動車用としてのメリットがかなりあるためである。しかしながら、自動車用原動機としてみた場合、この他の重要となる項目は、①車輛

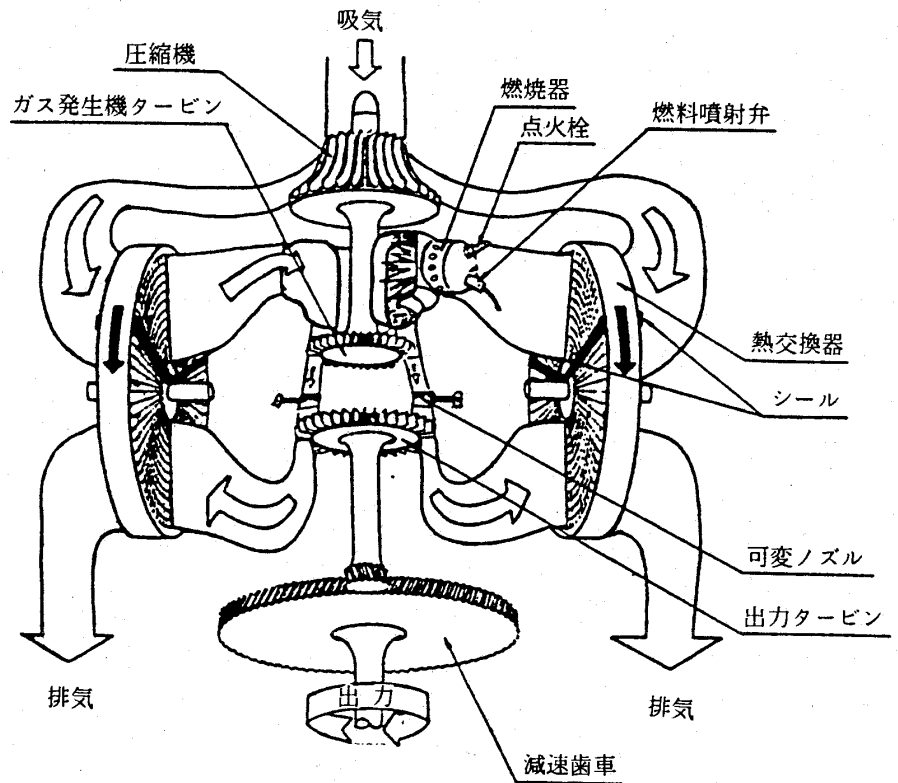


図1. 自動車用2軸再生式ガスタービン

駆動に適したトルク特性、②部分負荷における燃料消費率が低い、ということである。従って、自動車用ガスタービンの構造は必然的に2軸再生式となる(勿論、電気とのハイブリッド式のような場合は別だが)。2軸再生式ガスタービンの模式図を図1に示す。図1では、熱交換器はいわゆる回転蓄熱式を用いているが、この他、伝熱式のものもある。又、図2には、出力タービンを2段にし、両者を遊星歯車で結合した3軸式の例を示す⁽¹⁾。こうすることにより、トルク特性がさらに改善されるとともに、トランスミッションが簡略化され、全体がコンパクトになるといわれているが、基本的には2軸再生式と変わらない。

自動車用ガスタービンの構造上の特徴としてもう一つ重要なものは部分負荷の燃費改善のためのものである。一般に固定ノズル付のガスタービン

(昭和57年2月3日 原稿受付)

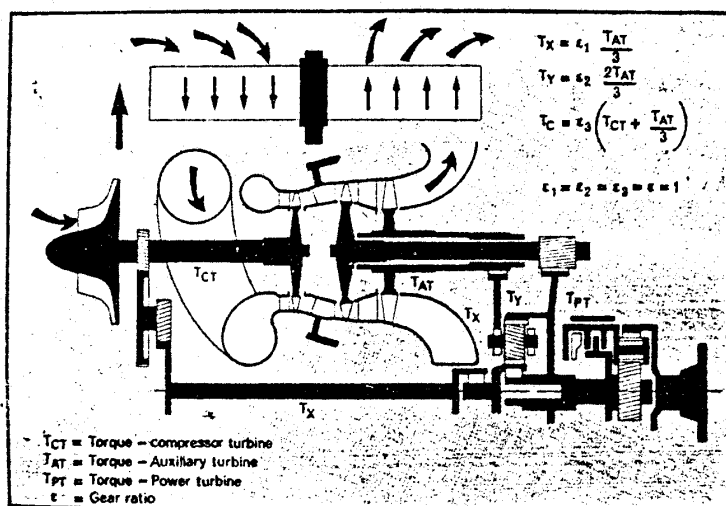


図2. 自動車用3軸再生式ガスタービン

では部分負荷になり回転数が下がるとサイクルのマッチング温度が低下するため、エンジン効率の低下をまねく。自動車の場合は部分負荷運転がほとんどであり、この時の効率低下はエンジンとして致命的であるので、何とかこの低下を防ぐための工夫がなされている。考え方としては、負荷の低いときでも、ガス発生機タービンの入口ガス温度が低下しないように、ガス発生機側と出力タービン側の出力の分配を変えるようにする事であり、具体的な方法としては、①出力タービンの静翼を可変とし、ノズルとしての面積をかえる方法、②出力タービン軸とガス発生機軸とをスリッピングクラッチを介して継ぎ、ガス発生機タービンの出力を出力タービンに伝達（パワートランスファー）する方法、とがある。図1,2は①の例であり、図

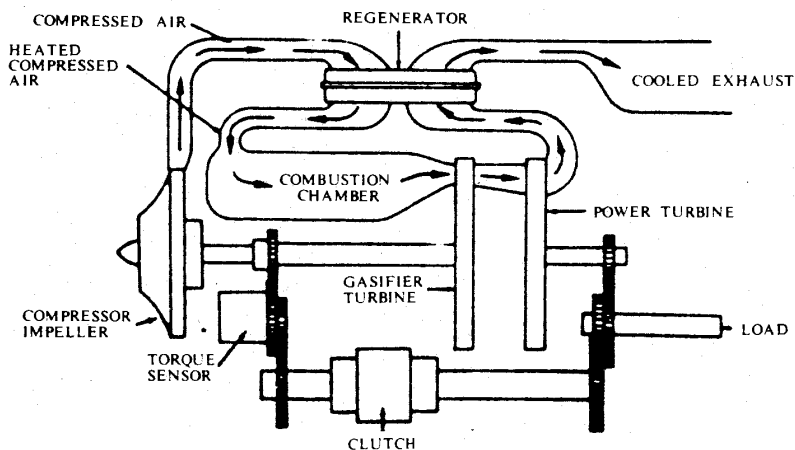


図3. パワートランスファー式の例 (GM-GT404)

3にGM社のパワートランスファー機構の例を示す⁽²⁾。又、圧縮機の入口に可変案内翼をもうけ、アイドリング時の空気流量を減らすことをねらったものもあり、又最大出力増大のため燃焼器に水噴射する構造のものもある⁽³⁾。

2-2. 制御上の特徴 自動車は一般路上を運転車の意志に応じて自由に走りまわる必要上、その原動機は運転範囲が広いばかりか、加減速状態が非常に多い。又、航空気用、定置用のものとちがい運転者はガスタービンの知識はまったくない素人であって、このような素人でも安全に確実にエンジンを作動できねばならない。

従って、自動車用ガスタービンの制御装置は単に負荷の制御だけではなく、その機能は多岐にわたる。制御装置の主な機能をまとめて図4に示す。

又、制御装置のハードとしては、油圧、空圧を

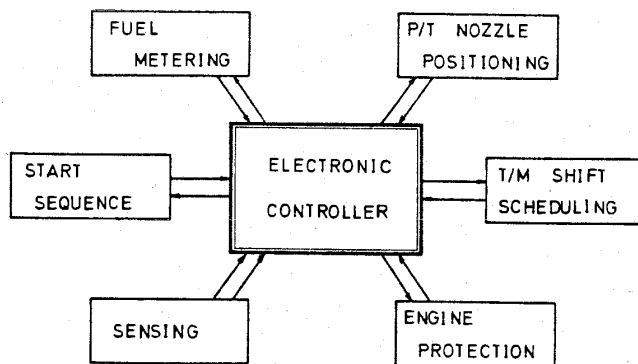


図4. 自動車用ガスタービン制御系の主な機能

用いたものが、一般のガスタービン制御には多いが、要求される機能が複雑なこと、まだ制御装置としてその内容が固まっておらず、変更が容易なことが要求されるなどの理由から、最近のものはほとんど電子制御の方式を取り入れており、最近はアナログ式からデジタル式へと移行しつつある。

3. 制御システム

前章で述べたごとく、自動車用ガスタービンの主流は2軸再生式であるので、この形式を中心に実際に行われて

いる制御のやり方について述べる。図5は、最も一般的な2軸再生式ガスタービン車の模式図である。これらの系に対する入力信号は、①燃料流量、②可変静翼角度、③トランスミッションギア比であり、車両の走行状態、エンジンの作動状態に応じ

て、これらの入力信号を調整するのが制御の基本となる。以下に各機能について述べる。

3-1. スタートシーケンス制御 車両用ガスタービンのスタートは通常のレシプロエンジンと同様運転席のキースwitchを入れ、スターター

モーターを回わして行われる。この際留意すべき諸点には次のようなものがある。

①最適な空燃比の設定
：着火するまでに生ガスが排気管から大気に放出されることは車両の排気ガス対策上良くないので、最も着火しやすい条件となるような燃料流量を供給する。

②着火後の最適な加速
：着火に必要な燃料流量とアイドル回転数維持に

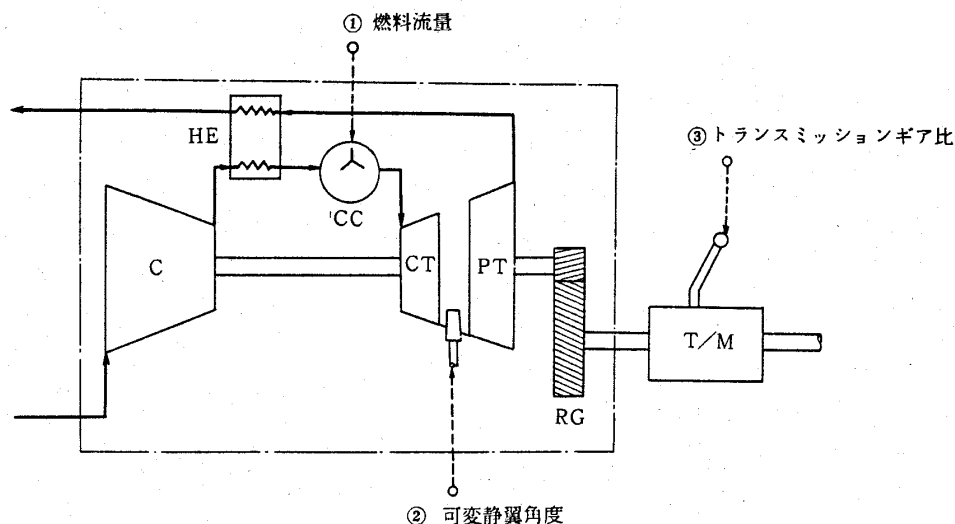


図5. 2軸ガスタービンの入力信号

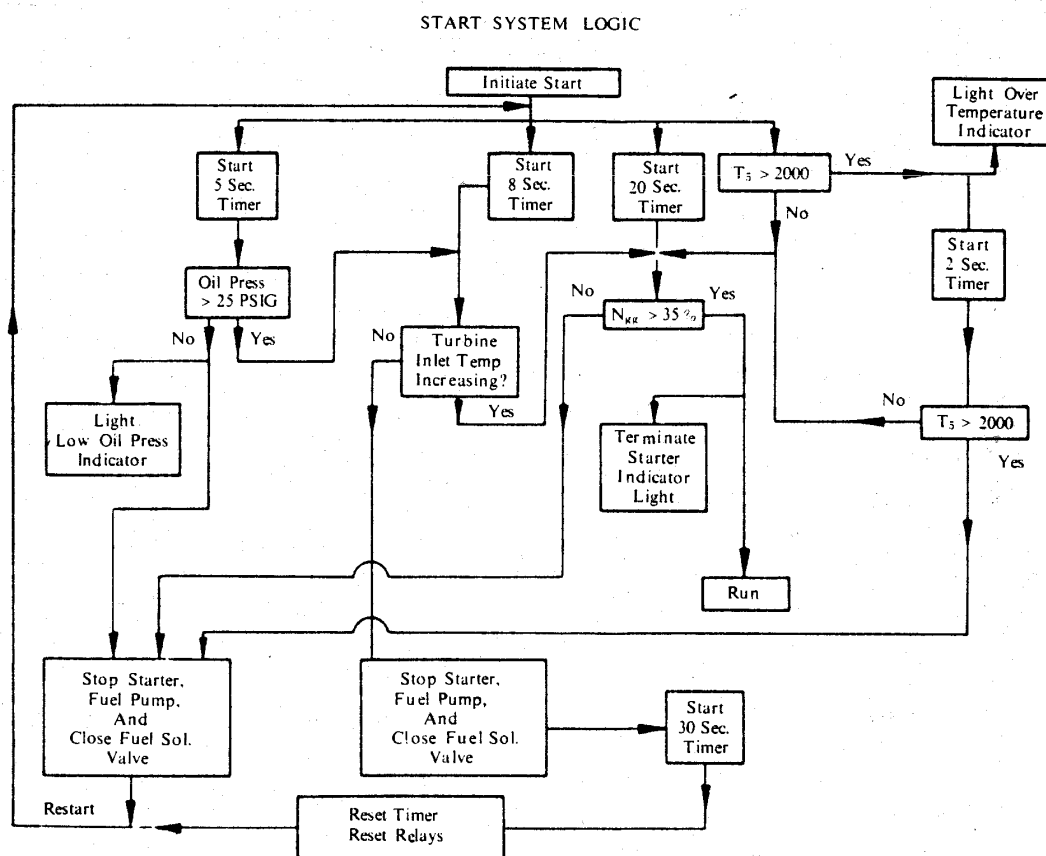


図6. スタートシーケンス制御のロジック例

必要な燃料流量は、一般に異なり、又、着火からアイドルまでの加速に必要な燃料流量も異なる。加速の燃料が多すぎると圧縮機がサージングをおこし、又、タービンなどに対する熱応力がきびしくなり寿命をちぢめる。

③まったくのガスタービンの素人が運転するので安全第一、破損防止を考えた機能が必要となる。普通はエンジンキーを一度まわしスイッチを入れればキーから手をはなしても、自動的に2～3秒でアイドル状態になるように自動シーケンス制御の方法がとられている。図6にクライスラー社の乗用車用ガスタービンのスタートシーケンス制御のロジックの例を示す⁽³⁾。先ずキースwitchを入れるが、トランスミッションのシフトレバーが「ニュートラル」か、「パーキング」の位置にないとスイッチが入らなくなっており、又、スタータモーターによってクランキングがはじまって8秒以内に着火しない場合はスタータをとめ再スタートのモードになるが、この場合も30秒以上たたぬと再スタートできぬようになっている。これは燃焼器内にたまった燃料をドレインするためである。又、着火後、スタータを切離してもよい回転数に規定時間内に達しない場合、油圧が十分上らぬ場合、2秒以上タービン入口温度が規定値を越えた場合などもエンジン異常とみなしスタートシーケンスを中断するようになっている。なお、エンジンスタートのときの可変静翼の位置は通常最も通路面積が大きくなる位置（フルオープン）に固定される。

3-2. 燃料コントロール エンジン制御の中心となる制御内容であり、これで出力制御が行われる。燃料流量の制御の方式としては、大きくわけて、①開ループ制御方式、②閉ループ制御方式の2方式になるが、最近ほとんど閉ループ制御で行われている。目標値としてはガス発生機回転数をとることが多い。回転数も実回転数 N_{gg} をとる場合と修正回転数 $N_{gg}/\sqrt{\theta}$ をとる場合がある。加減速の頻度の多い自動車用ガスタービンでは、加速時の圧縮機サージング防止、過温度防止、減速時の吹消え防止などをしながら、車輛の加速感

をおとさぬように加速制御をいかにうまくやるかが制御上では最もむづかしいところであり、単に燃料流量の増減だけではなく、出力タービンの可変静翼の制御と組みあわせて実際には行われている。又、排気規制との関係からは、加速時の NO_x 、減速時のCO、HCのコントロールも重要であるが⁽³⁾、具体的なやり方は燃焼器の形態によって異なり、又燃焼器そのものを可変構造とし空燃費の制御を行うものもある。図7に閉ループ制御システムの例を示す⁽⁴⁾。図7には可変静翼(V.N.Pと表示)の制御系も含めて画いてあるため複雑になっているが、これらを骨組だけにしてあらわせば図8のようになる。すなわち、回転数およびタービン入口温度を制御する2つの閉ループから成り立ってお

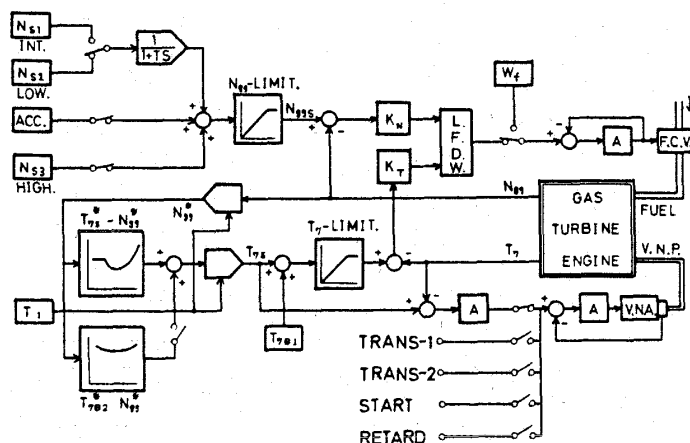


図7. 閉ループ制御システムの例（日産自動車）

り、回転数は燃料流量を、タービン入口温度は可変ノズルをそれぞれ制御することによって出力の制御を行っている。図7をもう少し詳細にみると、回転数の目標値はリミッタを通してアクセルペダ

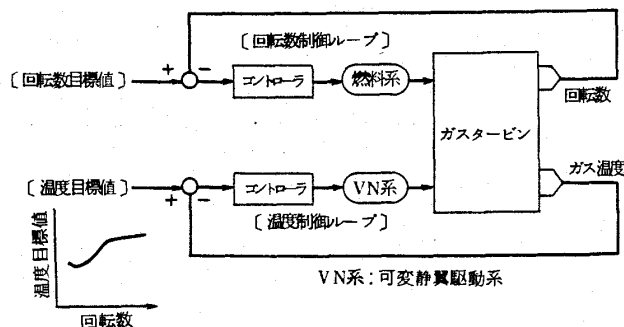


図8. 基本制御ループ（2軸式の場合）

ルを踏まないときはアイドル回転数に目標値になるようになっている。アイドル回転数は燃費と加速性を考慮して、ローアイドルとハイアイドルの2種類にわかれており、これはトランスミッションのシフトレバーの位置と連動し、パーキング、又はニュートラルの位置にレバーのあるときは、ローアイドルにセットされる。回転数の目標値と実測値が常に比較され、その差信号がコントローラ（ K_N で表示）で処理され一般には比例+積分制御によって燃料制御弁が駆動される。図9に他の例を示す⁽⁵⁾。加速のときは一般にはサージング、温度リミットなどからきまる燃料流量の最大値、あるいはタービン入口温度の制御値などをあらかじめ実験値にきめておきその値でリミッタをかけるようになっている例が多い。図10に燃料流量に対

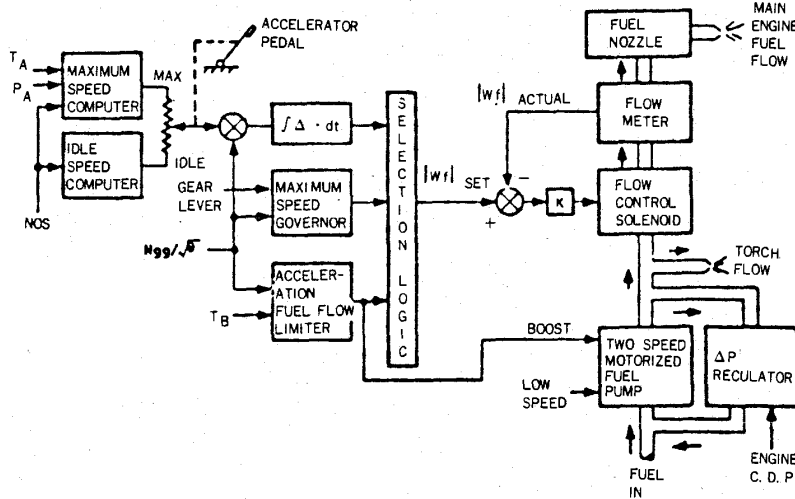


図9. 燃料流量制御ループの例（クライスラー）

する制御値の例を示す。

3-3. 可変静翼のコントロール 2軸ガスタービンの出力タービン静翼を可変とし、これを

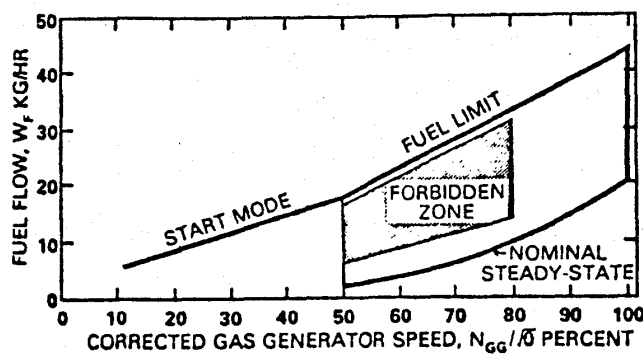


図10. 燃料流量制限値

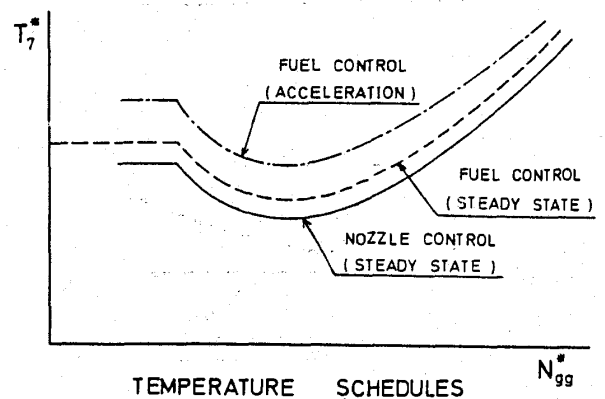


図11. タービン入口温度のスケジュール

動かすことにより車輛用ガスタービンの性能改善をはかることがおこなわれている。可変静翼の使い方は要約すれば次のようになる。①部分負荷に

おいてタービン入口温度を高く保ち燃費の改善をする。②静翼を逆向きにむけエンジブレーキに使う。③アイドル時の燃料流量を減らし、又車のクリープ（アクセルペダルを踏まなくてもエンジントルクがわずかにでもあると車が前にずり出る現象）を防ぐためアイドル時にトルクがでないようにする。④加速時にサージングを防止するため一時的に開ける。などである。可変静翼角度と出力トルク、タービン出口温度の関係の例を図12に示す。図7の下半分は可変静翼の制御ループになっていることは前述したが、図7を用いて

その制御の仕方を説明する。可変静翼のアクチュエーターへの駆動信号はスイッチにより5種類に切り替わっている。START, RETARD はそれぞれエンジスタートの時およびエンジブレーキ時に最適な静翼の角度がセットされている。TRANS-1および2は加速のときの角度を示しており、それぞれ緩加速および急加速時に用いる。通常の運転時は可変静翼はタービン入口温度を制御するための閉ループ制御系の中に組み入れられているが前述のような加速なり、エンジブレーキをかける必要が生じたときは、その要求信号によってスイッチが切り替わり閉ループ制御から開ループの位置制御に切り替わる。通常の温度制御はガス発生機の回転数に応じて最も燃費がよくな

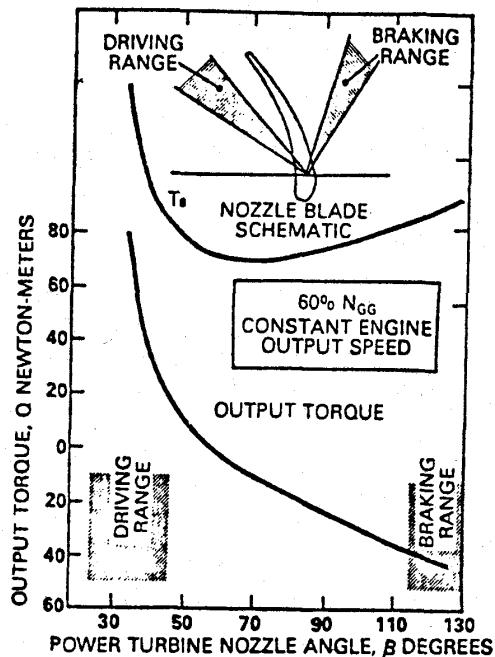


図12. 可変静翼（ノズル）角度と出力トルク，出力タービン出口温度の関係

るようにタービン入口温度と回転数の関係をあらかじめ関数発生機で与えておき ($T_{7s}^* - N_{gg}^*$), T_{7s}^* を目標値として可変静翼を動かすことによって行われる。加速のときは，定常運転時の温度目標値よりも少し高い温度をゆるすように温度目標値にバイアス T_{7s2}^* を加算する。このとき可変静翼は TRANS の位置となりサージマージンが増加し，ガス発生機の加速が速くなる。 $T_{7B2}^* - N_{gg}^*$ の関数は実験によってサージング防止，過温度防止を考慮してきめられる。図13にクライスラー社の可変静翼（タービンノズル）の制御ループの例を示す⁽⁵⁾。又，可変静翼の特殊なつかい方として出力タービンの回転数制御に用いる場合がある。通常トランスミッションとしては自動変速機が使われ，この場合にはトルクコンバータ，流体継手などが入っているため，出力タービンがオーバーランすることはほとんどないが，手動変速機と組合せた場合ギアのシフトのたびにクラッチが切れるため，出力タービンが無負荷となりオーバーランする危険がある。これを防止するため，可変静翼をブレーキモードにして，回転数のコントロールに使用する。

3-4. 危険防止と警報 他の用途のガスタービンと同じように回転体の過回転，高温部材の

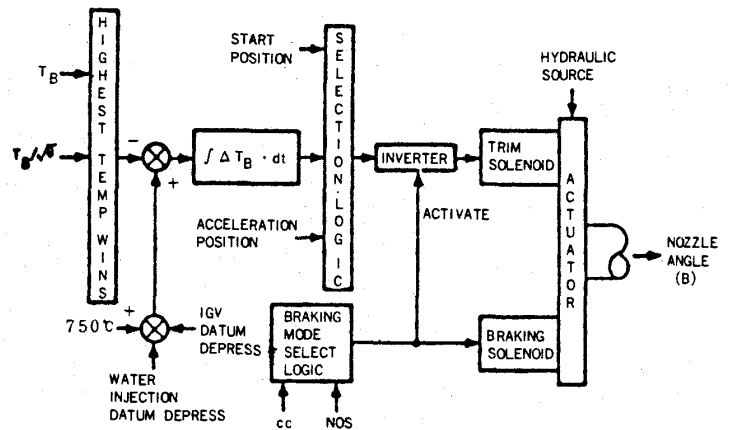


図13. 可変静翼の制御ループの例

過温度，油圧低下などが主な危険防止の対象であり，車輛用として特別に必要なことはないが運転者が素人であり，しかも路上を他の車と混って走るという事を考慮して3段階ぐらいにその程度を分けるのが良い。①正常ではないが，すぐに危険というわけではない。②かなり危険をとめない出来るかぎり早くエンジンをとめる必要がある。③ただちにエンジンをとめる必要がある。①の場合は警報ランプを点灯して警告し，家に帰ってから調べる程度のもの，②の場合は車を路肩にとめるなり駐車できるところまで運転して行って調べる程度のもので，ブザーを鳴らして警告する。③は自動的に燃料供給をストップしエンジンをとめてしまう必要のあるものである。図14に一例を示す⁽⁶⁾。この例では，スタート時のオーバーラン，未着火，ガス発生機軸のオーバースピード，アンダースピード，タービン入口温度の過温度のとき，それぞれのライトが点灯し，燃料がシャットダウンされるようになっている。図15に他の例を示す⁽⁴⁾。

3-5. センサーおよびアクチュエーター等 エンジンの運転状態を直接計測し，その情報を得て適当な指令をエンジンにフィードバックするために各種のセンサ，アクチュエータが必要となる。車輛用ガスタービンということで特に特殊なものはない。制御装置全体の構成は大体図16に示すようになっており⁽⁵⁾，センサとしては，①位置センサ（アクセルペダル踏代，可変静翼位置，圧縮機入口可変案内翼位置），②温度センサ（大気温度，タービン入口温度，熱交換器入口温度，潤滑油温度など），③回転数（ガス発生機回転数，出力タービ

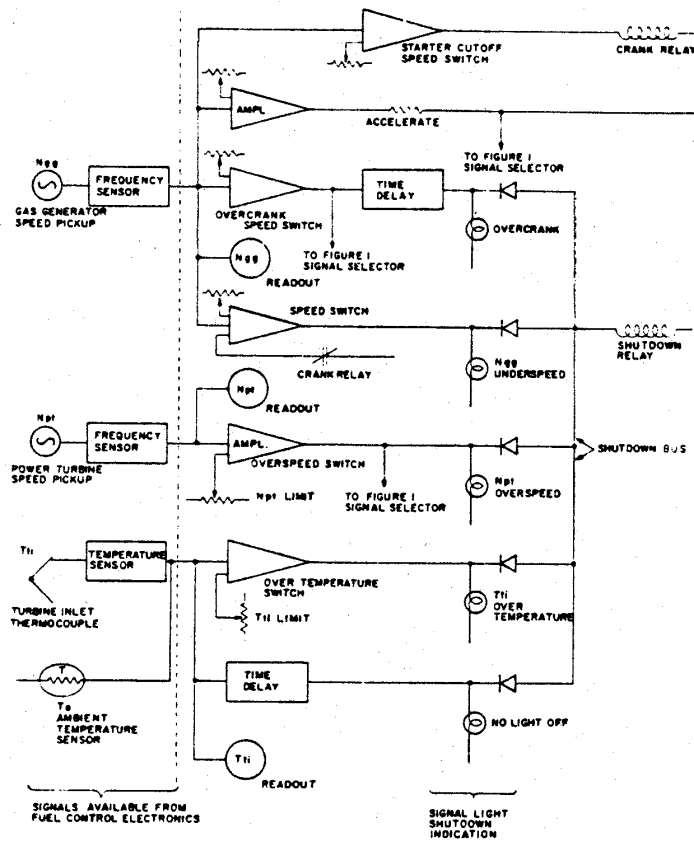


図14. スタートシーケンスとモニタリングの例

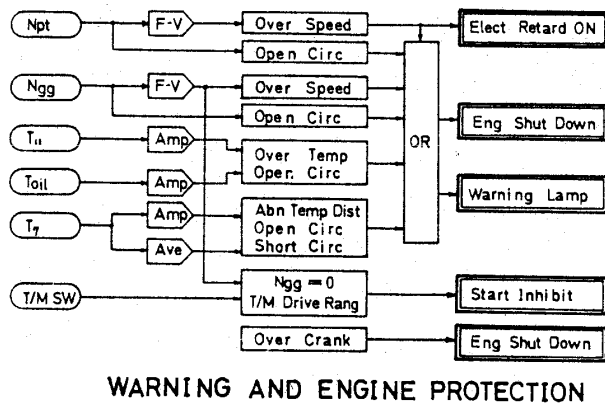


図15. 警報および危険防止の例

ン回転数又は出力軸回転数，車速など)，④圧力（大気圧，圧縮機出口圧，潤滑油圧など）などが必要となる。位置センサとしては通常ポテンショメータ式のものが用いられ耐久性などの面からプラスチックフィルムポテンショメータが使われている。温度センサは使用場所，温度によって異なるが，大気温度は抵抗温度計，サーミスタなどが用いられ，タービン入口温度のように高温の場合は熱電対が使用されるが応答性も考えて十分な性

能のものが無い。白金－白金ロジウムなどが使われているが太いものは数秒の時定数の応答おくれがある。又，この時定数は流速によっても変わるため時間おくれの補償なども考慮されているがなかなか難しく十分とは言えない。最近では高温温度センサとして流体素子を用い温度による音速の変化を利用したものなども試験的に用いられている。測定場所としてはガス発生機タービンの入口が良いがセンサの耐久性を考えて，出力タービン入口，あるいは出口温度ですませているのが現状である。最近研究開発の進められているセラミックガスタービンなどではサイクル最高温度は1,350℃に達するため，今までのような温度制御そのものも考え直す必要があろう。又タービン入口温度のセンシングには温度分布の不均一，一つ切れても制御可能なことなどを考慮して4～6本の複数のセンサをとりつ

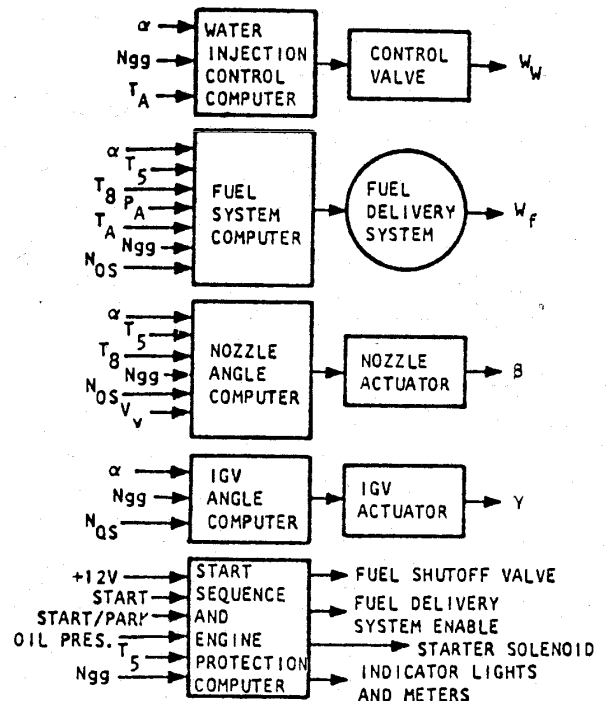


図16. 自動車用制御装置の構成および機能

けて使用している⁽⁷⁾。回転数は通常歯車に近接してとりつけた電磁式ピックアップで周波数に変換

してとり出している。圧力センサは特に変わった点はないので省略するが、これに関連し、サージセンサの実現が大いに期待されているが、まだ実用にはなっていない。アクチュエータとしては、①燃料流量制御弁、②可変静翼および圧縮機案内翼駆動アクチュエータ、③各種スイッチ類などが含まれる。一般的には電気-油圧サーボを使うものが多く、航空機用のものからの転用が多いこともあり大変価格が高いため、車輛用として低コストのものを開発する必要がある。燃料制御弁については、弁開度をサーボモータで制御し、弁前後の圧力差を圧力補償弁で常に一定に保つようなものが多く使われているが、精密加工を必要とし、弁開度も非常に小さいためゴミなどに弱いことなどから、電磁弁のオン・オフのデューティをかえて流量を制御するPWM方式を試みた例もある(PWM;パルス幅変調)。又、燃料供給ポンプの回転数を直接制御して吐出流量を制御するものもある⁽⁵⁾(図17)。水噴射は大気温度が高く最大出力が低下

するおそれのあるときに行うため、こまかな流量制御は行う必要がないので水噴射用のバルブはオン・オフのソレノイド弁が用いられている。可変静翼用のアクチュエータは直線運動をする油圧サーボ式が多く、クライスラーのアップグレードエンジンの例では12°のブレードアングルに対しストロークが1.80インチ、レスポンスは1.38インチを0.1秒程度のものを用いている。これらのアクチュエータに関する供給電圧はバッテリーの関係で12V系又は24V系になる。

3-6. 演算部 機能の複雑さ、変更の容易さなどから電子制御方式がとられていることは前述したが、そのため演算部はアナログコンピュータで構成されている。回転数制御に関連した燃料制御弁への指令信号の演算および、タービン入口温度制御に関連した可変静翼アクチュエータへの指令信号の演算が最も重要な演算となる。通常は回転数および温度の差信号を比例、積分処理したいわゆるPI制御が用いられている。しかしながら、

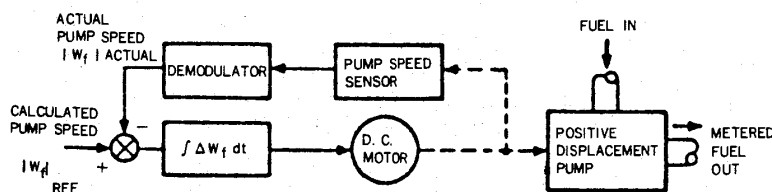


図17. 燃料ポンプ回転数制御による燃料制御の例

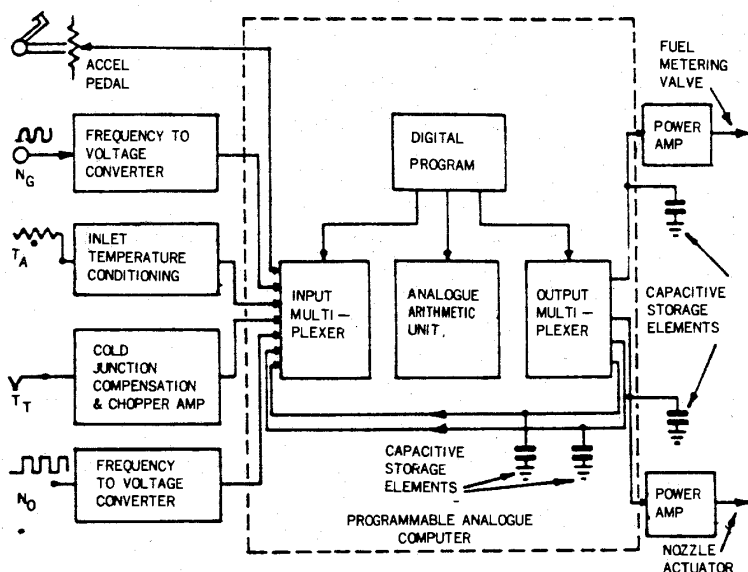


図18. プログラム可能なアナログ制御システム

制御精度、偏差、応答性、安定性などを考慮し制御系の特性はそのエンジンに合わせ最適化されるべきであり各社独特の方法がとられている。又、車輛用ガスタービンはまだ開発段階であり制御系そのものもまだこれと定まっているわけではないので変更の容易さを重視して、Programable analog Control System^{(8),(9)}と称して、ストアされたデジタルプログラムによってアナログ演算器のゲインをコントロールし、制御関数を自由にかえられる便利なものもある。図18に1例を示す。又最近ではLSIなどが容易に使えることを反映して純デジタル式のものもあり⁽¹⁵⁾、いずれこの傾向が主流となると思われるが、演算部だけがデジタルになってもうま味はなく、これに付随したセンサ、アクチュエータ類のデジタル化も同時に考えていかねばならない。

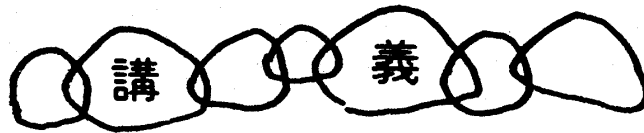
4. 今後の展望

自動車用ガスタービンの研究開発は30年以上前から始られ、今なお続いているわけであるが、これを動かす

制御系は初めの頃の油圧式、開ループ制御から、電子式、閉ループ制御へと変ってきた。特に最近の電子技術の進歩は著しくアナログは時代おくれになりつつある。自動車用ガスタービンをとりまく環境は排気規制、騒音規制、燃費向上とますます厳しさを加えており、それにともない構造的にも可変静翼、圧縮機入口案内翼、可変ディフューザ、可変燃焼器、等「可変」の部分がどんどん増えている。これらはすべて制御の対象となり、益々複雑な制御を要求されることになるが、制御変数の数が増えるにつれて制御のむずかしさは等比級数的に増えてくる。シャワーの温度と湯量を水および湯の2つのバルブでコントロールすることの難かしさは誰でも経験済のことと思うが、すでに燃料流量と可変静翼によるエンジンのコントロールの中にはこの問題が入っており2つのループの干渉による不安定現象など古典的な制御理論にもとづいた設計では対処しきれなくなっている。制御理論そのものの発達も著しくきわめて高度な理論もないわけではないが、あまりにも数学的すぎて実用しづらいというのが現状である。これらの新しい制御理論の使いにくさを考慮して、英国を中心に最近古典的手法を発展させた逆ナイキスト法が開発され⁽¹⁰⁾、この手法を用いて自動車用ガスタービンの制御系を設計し実際のエンジンを運転した例なども紹介されだした⁽¹¹⁾⁽¹²⁾⁽¹³⁾。いずれにしても多変数制御理論を取り入れるなどソフト面での開発もして行かないと行きづまることは明らかであり、又エンジンそのものの動的特性の把握などもまだ十分には行われていない。今後はこの方面での研究努力が大いに期待されよう。

参考文献

- (1) Kronogard, S.O. Proc. 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress. (1977)
- (2) Best, G.C., Flanigan, E.E., ASME Paper 72-GT-93 (1972-3)
- (3) Angell, P.R., Golec, T., SAE Paper 760280 (1976-2)
- (4) 伊藤, 保坂, GTSJ 第2回定期講演会論文集 (1974-6)
- (5) Lefevre, H.P., Lewis, L.D., McKinley, L.E., ASME Paper 76-GT-123 (1976-3)
- (6) Teumer, K.A., ASME Paper 71-GT-31 (1971-3)
- (7) Hiraki, H., Nakao, K., Miyamaru, T., ASME Paper 74-GT-142 (1974-3)
- (8) Court, D.J., SAE Paper 770963 (1977-11)
- (9) Dent, J.D., Bergman, G.D., ASME Paper 74-GT-117 (1974-3)
- (10) Rosenbrock, H.H., Computer-Aided Control System Design, (1974) Academic Press.
- (11) McMorran, S.M., Proc. IEE, Vol. 117, No.10 (1970-10) p.p. 2050~2056
- (12) Winterbone, D.E., Munro, N., Lourtie, P.M.G., ASME Paper 73-GT-14 (1973-3)
- (13) Winterhone, D.E., Munro, N., Nuske, D.J., ASME Paper 79-GT-73 (1979-3)
- (14) Walzer, P., Meier-Grottrian, J., Mardell, J., ASME Paper 79-GT-74 (1979-3)
- (15) Risch, D., SAE Paper 770961 (1977-11)



ガスタービン — 蒸気複合サイクル発電用熱交換器の動特性

東京芝浦電気 ㈱ 京浜事業所 中 本 政 志
東京芝浦電気 ㈱ 京浜事業所 鶴 田 魁

1. まえがき

コンバインド発電プラントは従来の火力発電プラントに比較して熱効率、運用特性等が優れている事から近年大きく注目されるようになり、そのプラント構成、熱特性、運用特性等について多くの報告が見られるようになってきた⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾。

コンバインド発電プラントのプラント構成には蒸気タービンで使用する蒸気の発生方法により種々の方式があるが、ガスタービンの排熱を利用する排熱回収方式のものにおいては、高温のガスタービン排ガスとの熱交換により蒸気を発生する排熱回収熱交換器が設けられる。排熱回収熱交換器はガスタービンの排ガスのエネルギーを蒸気タービンで使用可能な蒸気に変換するコンバインド発電プラントにおける最も主要な熱交換器である。

ガスタービンや蒸気タービンなどでは燃料流量や蒸気流量の変化に対する、出力、回転数等の応答は一般にかなり早い。一方排熱回収熱交換器は熱交換により蒸気を発生するものであり、節炭器、蒸発器、過熱器、ドラムなどの大きな熱容量をもつものから構成されているため、ガスタービンの排ガスの流量、温度、蒸気タービンへの蒸気流量の変化などに対して、ガスタービンや蒸気タービンに比較するとはるかに遅い応答を示す。

排熱回収熱交換器は通常の火力発電プラントに用いられるボイラとは異なり、温度や圧力などの内部状態により加熱量を連続的に変化させるようなフィードバック制御ループを一般には持たず、加熱側はガスタービンの運転状態から決まる排ガスの温度、流量の条件で決定される。また蒸気タ

ービンへの蒸気流量は排熱回収熱交換器の蒸気圧力、温度および蒸気タービンの運転状態により決まる。このため何らかの原因でガスタービンに出力変化がありその排ガス温度、流量が変化すると、排熱回収熱交換器の蒸気圧力、温度の変化を介して、蒸気タービン出力に変化を与え、再びガスタービンの出力にフィードバックされる。このように排熱回収熱交換器の動特性はコンバインド発電プラント全体の動的な動きに大きく影響を与える。

ボイラや熱交換器の動特性については従来より数多くの研究が行われており、排熱回収熱交換器の動特性についても、そこで得られた結果を利用することができる。基本的にはドラムボイラと同様な考え方を行えばよいが、加熱側も流体であり過熱器、蒸発器、節炭器で熱交換により温度を変えつつ流れるので、一段のボイラの動特性に熱交換器としての動特性も併せて考えることが必要となる。またコンバインド発電プラントの蒸気タービンの運転方法は一般の火力発電プラントにおける運転方法と異なる場合もある。このような場合にも排熱回収熱交換器の動特性は一般のドラムボイラとは異なる考え方が必要となる。

本講義ではボイラや熱交換器の動特性の研究から得られた結果を基礎にして、排熱回収熱交換器の動特性がどのように表わされるかを説明する。本文の構成はまず第2節でコンバインド発電プラントのシステム構成を、第3節で排熱回収熱交換器の概要を説明する。第4節では排熱回収熱交換器のうちで蒸発器が強制循環のものについて、その特徴を説明する。第5節において動特性を示す基礎式を導き、その特性を説明する。第6節では蒸気圧力およびドラム水位の動特性の特徴について

(昭和57年3月1日原稿受付)

述べる。

2. コンバインド発電プラントのシステム構成

周知のようにコンバインド発電プラントは、ガスタービン、排熱回収熱交換器、蒸気タービンによって構成される。本プラントの生命は、ガスタービンと蒸気発生器のシステムをいかなるものにするかと言う事を前提とするが、これはガスタービンの発達と共に変遷し、現在までに過給ボイラサイクル、排気再燃サイクル、排熱回収サイクル等が出現している⁽⁴⁾。これらの中で現在最も用いられているものは排気再燃サイクル及び排熱回収サイクルであり、前者は主にベース負荷用として欧州に、後者はミドル負荷用として米国に多い。これらの方式はガスタービンの特性、燃料事情、プラントの負荷運用などと密接に関係があり、現在のように原子力発電をベース負荷用とし、コンバインド発電を負荷調整用のミドル運用として志向する時は排熱サイクルが好適と考えられる。

排熱回収サイクルはガスタービン排ガスを直接排熱回収熱交換器に導いて蒸気を発生させる単純な形式のものであるが、これには二通りのものがある、それぞれ負荷調整の容易さ、システムの信頼性、部分負荷効率、環境への影響などを考慮し機器の構成を選択する。

その第一のものは一軸方式のもので図1に示すように、一台のガスタービンに一台の排熱回収熱

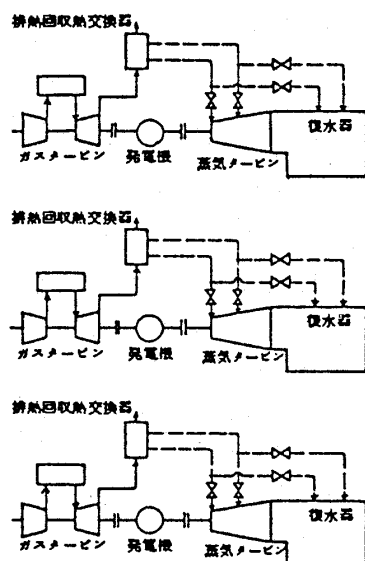


図1. 一軸型コンバインドサイクル

交換器、蒸気タービンを設け、ガスタービン、発電機、蒸気タービンを直結し、これを複数台配置して大容量のプラントとする。これはシステム構成が単純であるため、システムの信頼性の面で有利であり且つ一軸毎の起動、停止が可能であるため部分負荷時に於ても定格時と同じ程度の効率での運転が可能である。

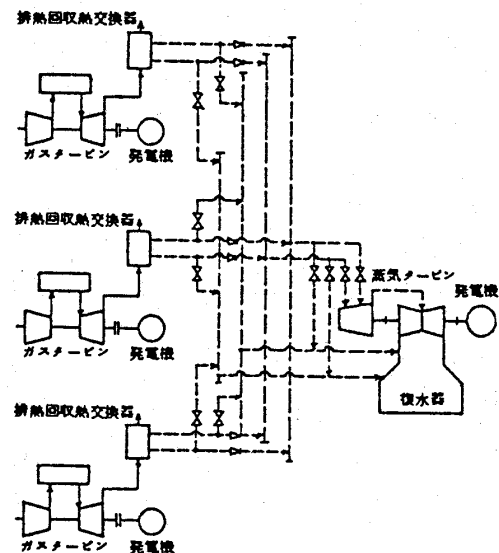


図2. 多軸型コンバインドサイクル

一方、第二のものは多軸方式のもので図2に示すように、ガスタービンと排熱回収熱交換器の組み合わせを複数系列用意し、これに一台の大型蒸気タービンを設置したものである。従って、発電機もガスタービンと蒸気タービンにそれぞれ備えられる。このシステムは大きな蒸気タービンを使用するため定格負荷での蒸気タービン効率が良いというメリットがある反面、各排熱回収熱交換器の発生蒸気は蒸気ヘッダで合流するため、各発生蒸気間のマッチングの複雑さがある。また、システム構成上、ガスタービン単独運転による部分負荷運転が可能であるものの、この場合、ガスタービン排ガスはガスタービン出口部排ガスバイパス煙道を通じ直接大気へ放出され、排熱回収熱交換器の脱硝装置を通過する事がないので環境的に制約のあるところにはむかない。

本講義では、一軸式のコンバインド発電プラントの場合を取扱う。

3. 排熱回収熱交換器

コンバインド発電プラントに用いられる排熱回収熱交換器はガスタービンから排出される約500℃程度の中温排ガスから熱を吸収し、蒸気を発生させる。一般に、輻射による熱伝達が期待できるのは通常700℃以上であるから、この場合排ガスからの熱伝達は対流伝達が支配的である。従って、伝熱面は燃焼ボイラのように水管壁を設けず、すべて対流伝熱面によって構成する。更に排ガス温度が余り高くないため、伝熱管には伝熱面積の大きいフィンチューブを用いて熱回収量の増大を計る。フィンチューブは、現状においても各種形状のものが存在するが、一般にはスパイラルフィンチューブが用いられる。これは裸管に比べ、特に熱伝達が促進されるものではないが、上述の如く伝熱面積の増大による熱回収量の増加が著しい。

排熱回収交換器の伝熱面はこのように構成され、中温領域の一般産業排熱ボイラと変らず、機器構成もほぼ等しい。しかしながら、ガスタービンの急速起動や停止及び負荷変動にも、十分追従して安定に運転でき、構造的にも運転条件の変化に伴う熱膨張や伸縮を十分吸収できるよう設計する事が要求される。

また規模の上から比較すると、多量のガスタービン排ガスを用いるため、同じ温度領域の排熱ボイラに比べ、容量が非常に大きく、1缶当りの蒸発量は200 T/H程度となる。

このように比較的大きい排熱ボイラではあるが現地据付工程を短縮化の上から、極力パッケージ化された設計をする事が重要である。

一般にボイラには貫流ボイラとドラムボイラがあるが、貫流ボイラは保有水量が少く、負荷変動に鋭敏でありすぎ、良好な制御を行うには複雑で高価な制御装置が必要である。一方、ドラムボイラはドラム部に多くの水を保有する上、蒸発部にも蒸発量の5～20倍程度の循環水を循環させているから、本質的に負荷変動の吸収が容易である。このため、本例のように、急速起動、停止や部分負荷運転など負荷変動の激しい条件下に用いられる場合はドラムボイラが適当である。ドラムボイラは蒸発部に蒸発量の何倍かの循環水を循環させ、循環比と循環速度を適当にして蒸発管を冷却させ伝熱管の安全を計る。このため蒸発管の保護の上

から水循環は最も重要である。

水循環系は蒸発器と、蒸発器上方に配置され蒸発器から送り込まれる気液を分離するためのドラム、ドラムと蒸発器をつなぐ降水管とによって構成される。循環水は蒸発器で加熱されると蒸気と水の二相流となり、気液混合水の平均密度は小さくなり、密度の大きい降水管側の循環水によって押しあげられ、循環が始まるが循環系の諸摩擦損失や蒸発部二相流の蒸発に伴う平均速度増大による静圧損失等の諸損失とつり合った所で流れが平衡する⁽⁵⁾。水循環はこの原理に従うため現在では自然循環によって良好な水循環が得られ、十分な伝熱管の冷却が可能である。一方、高圧では気液の密度差が小さくなり、循環機能が低下するから蒸発器と降水管の間に循環ポンプを置き、強制的に水循環を行う。

厳密な水循環の計画には圧力の他、伝熱面形状、降水管、管寄せの効果などを考慮して行うが、一般には、圧力が100kgf/cm²までは自然循環でまかない、それ以上は強制循環とする。

低圧であれば上述のように自然循環が可能であるが、低圧であってもボイラの占有面積を小さくし空間の有効利用を計ってボイラのコンパクト化に努めたいときは、その循環系の構成上、良好な循環が得られないことがある。この時にはボイラは強制循環とする。

4. 強制循環排熱回収熱交換器

約500℃程度のガスタービン排ガスを用いる場合、プラント効率を最大にする蒸気圧は高々70kgf/cm²程度であり、圧力の基準から言っても自然循環が可能である。しかしながら、コンバインド発電プラントは比較的大型の排熱回収熱交換器を複数台(例えば1000 MWでは7台)設置するので、排熱回収熱交換器をコンパクト化して強制循環とする場合がある。

図3はこのような強制循環排熱回収熱交換器の例を示している。ここで伝熱管は水平に配置されガスタービン排ガス上流側から、伝熱面を、それぞれ過熱器、高圧蒸発器、高圧エコノマイガ、低圧蒸発器、低圧エコノマイガの順に積み上げ、空間を有効利用してコンパクト化されている。以下に本熱交換器の運用上、特に重要な蒸発器、エコノマイガ、ドラムについて解説する。

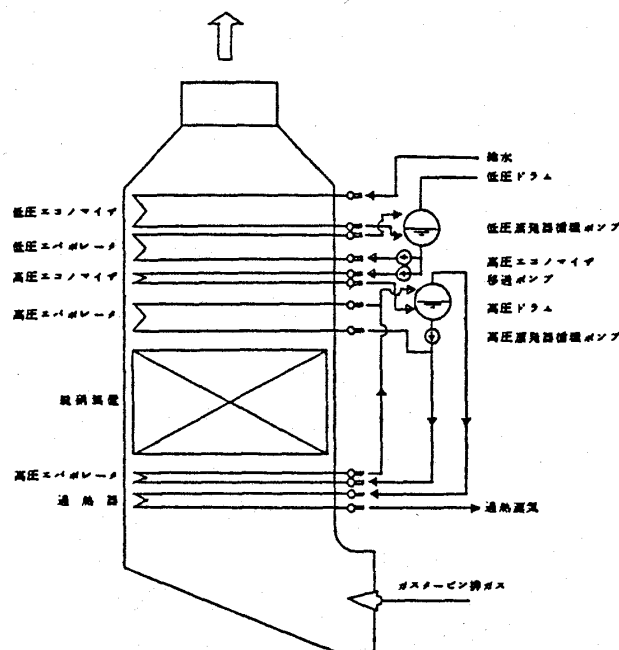


図3. 強制循環排熱回収熱交換器

蒸発器は高、低圧二種類の蒸気を発生するように設計し、高圧蒸気で高い熱落差を与えて、蒸気タービンのサイクル効率の向上に努めるとともに、低圧蒸気も発生させて、排熱回収効率の増大を計る。これを通常、混在型排熱回収熱交換器と呼んでいる。

一般に、高熱負荷蒸発器では伝熱管内面液膜の消失によるバーンアウトが問題になるが、本蒸発器の平均熱流束は高圧蒸発器排ガス上流部においてさえ、比較的 low $10^5 \text{ kcal/m}^2\text{h}$ を越えない。従って一般産業用小型水管ボイラと同様この問題は免れ得る。しかしながら、水平管蒸発器では、蒸発管入口流速が低いと管内の気相・液相が分離し、軽い蒸気は管内上面に集り、液は下面を流れるようになって伝熱管上面の熱吸収が劣化して過熱され、酸化腐食が促進される。また水処理の程度にもよるが、管外ガス温度が低くとも二層の分離の際は伝熱管上内壁にスケールが折出して内部から腐食されるという問題がある⁽⁶⁾。これらの層分離を避けるには、一般に蒸発管入口流速を 2 m/s 以上にとることが望ましいとされているが、この他に次のような流動判別線図を用いる方法もある⁽⁷⁾。図4は蒸発管内で予想される気液二相流の流動パターンの図であり、環状流、スラグ流(A, B, C), 層状流, プラグ流を示している。通常、図4のう

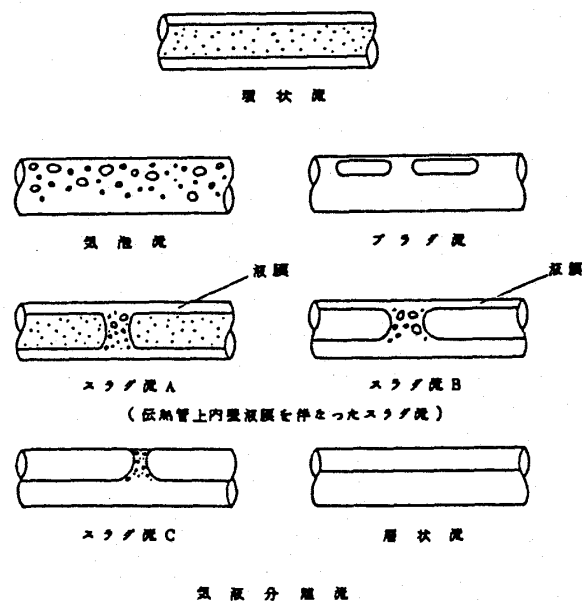


図4. 流動パターン

ち層状流、マラグ流を分離流と称し上述の問題の対象とする。図5には著者らが、低圧用に R113 を用いて行った等価実験によって求めた流動判別線図の例を示している。ここで、 G_g 及び G_l は蒸発管の任意の点における蒸気と液のおおのの重量速度を示し、各重量流量を管路断面積で除した値で表わす。縦軸は蒸気の重量速度を、横軸は気液の重量速度の比が取っており、 φ , Ψ はベーカーによる作動流体の物性値の補正項であって、次のように与えられる。

$$\varphi = \left[(\rho_g / \rho_a) (\rho_l / \rho_w) \right]^{1/2}$$

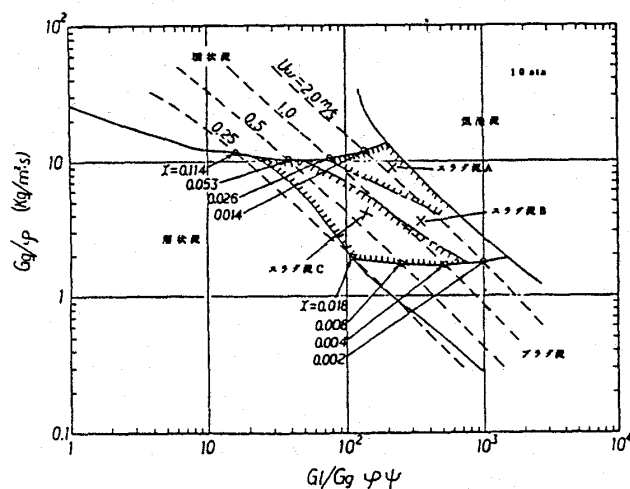


図5. 流動判別線図

$$\Psi = (\sigma_w / \sigma_e) \left[(\mu_e / \mu_w) (\rho_w / \rho_e)^2 \right]^{1/3}$$

ここで、

ρ_g : 作動流体の蒸気の比重量 kgf/m³

ρ_a : 空気の比重量 kgf/m³

ρ_e : 作動流体の液の比重量 kgf/m³

ρ_w : 水の比重量 kgf/m³

σ_w : 水の表面積 kgf/m

σ_e : 作動流体の表面張力 kgf/m

μ_e : 作動流体の粘性係数 kgfs/m²

μ_w : 水の粘性係数 kgfs/m²

本図には図4の流動パターンの領域が表わされ左上りの破線は蒸発管入口流速を一定とし、加熱量を増加させていった時の蒸発管内流動パターンの移動を示す線であり、蒸発が進むにつれて伝熱管内の蒸気が増大するから図上を右から左に移動することになる。ここで x は各流動線が流動の境界と交差するときの蒸気の乾き度を示している。著者らは、実験により図4に示すようにスラグをA,B,Cの3つに分け、スラグAとBは伝熱管上内壁に液膜が存在して蒸気が管内壁を直接おおうことはないと言う意味で、通常のいわゆる分離流とは別にして取り扱っている。図5より、蒸発管入口流速の増加とともに、流動は分離流領域からスラグのA,B領域へと移り、流動境界の乾き度も小さく(すなわち、蒸発管におけるスラグの発生領域も小さく)ない、著者らの定義による非分離流動領域に入る事が分かる。

本プラントでは部分負荷時の蒸気タービン効率の低下や、湿り損失の増大を防いでプラント効率を高く維持する目的で変圧運転が行われる。変圧運転時は飽和温度が低下する上、給水量も減るためエコマイガの効果が大きくなり、スチーミングの発生条件になることがある。また排熱回収熱交換器はガス側の圧力損失の許容範囲内で経済的採算の可能な限り、伝熱面積を拡大し、熱回収効率を高めた設計とするため、低圧エコマイガ出口ガス温度は著しく低下して100℃近くまで下る。従って、イオウ分の多い燃料では硫酸腐食が、クリーンな燃料でも炭酸腐食の問題にさらされる。これは燃料の燃焼過程で生成される亜硫酸ガスや炭酸ガスが排ガスの中の水分と反応して、ガス温度の低下と共に硫酸及び炭酸として伝熱管表面に結露し伝熱管を腐食さす現象である。この露点の

温度は燃料中の両者の成分であるイオウや炭素の量によっても異なるがおよその目安として前者は約120℃、後者は100℃程度である。このため、エコマイガ出口排ガス温度は、いかなる運転時にも露点以下とならぬようにコントロールする必要がある。

ドラムは蒸気の飽和圧力が余り高くないため、気水の分離は重力分離を主体に考え、蒸発管からの二相流の運転エネルギーを吸収し、液面の揺動を抑止するじゃま板と簡単な気水分離器等で充分である。しかしドラム容量については、負荷変動による水位の変動等の吸収を容易にする目的から、通常のように飽和圧力、蒸発量、給水の質からのみ決定する方式はとらず、制御上の都合も合わせ決定されるので通常のものよりは大きくなる。

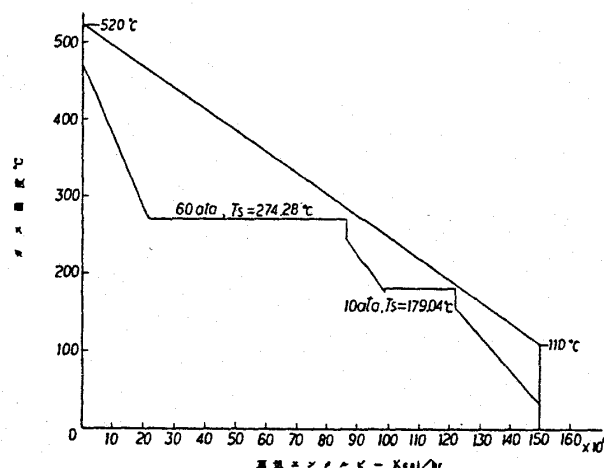


図6. 混圧型強制循環ボイラの蒸気条件と排ガス温度例

図6には参考のため、ここに述べた排熱回収熱交換器の蒸気条件と各熱交換器前面及び後面での排ガス温度の分布例を示した。

5. 動特性の基礎方程式

ボイラや熱交換器の圧力や温度の動特性はその系の熱容量や体積と、その系に出入する熱や物質の流量、系の内部状態の変化に対する熱や物質流量の変化の割合、などから導くことができる。排熱回収熱交換器を構成するドラム、節炭器、蒸発器、過熱器等の各サブシステム間で、互いに他のサブシステムに影響を及ぼす要因にはどのような関連があるかを知ることは動特性を理解する上で

参考になる。混在方式のコンバインド発電プラントについてのこの関係を図7に示す。各ブロックでシステムの状態に影響を与える要因を左から入る矢印で示す。また右からは状態の変化が出力される。節炭器、蒸発器、過熱器では、排ガスと水・蒸気の熱交換による温度、エンタルピーが出力される。ドラムでは、熱や物質の出入りより蒸気圧力、ドラム水位が出力される。

ボイラ、熱交換器の分野では、このような流体の温度や圧力の動特性については、従来より数多くの研究が行われており⁽⁸⁾⁽⁹⁾⁽¹³⁾、排熱回収熱交換器についてもそこで得られた方法を用いることによって、その動特性を表わす基礎方程式を導くことができる⁽¹¹⁾⁽¹²⁾。

いま対象としている排熱回収熱交換器で生じる現象のすべてについて式を立てることは、複雑さを増し、取り扱いを困難にするので、動特性の寄与の少ない現象については無視して式を導く。

5-1. 節炭器、蒸発器、過熱器の動特性

ガスタービンの排ガスと水・蒸気間で熱交換を行うもので、同様な取り扱いができる。伝熱管の内側の状態は通常の運転状態下では節炭器では圧縮水、蒸発器では水・蒸気の二相流、過熱器では蒸気とそれぞれ異なっている。このため温度に対

する圧力の影響もそれぞれ異なった形で現われてくる。

よく知られているように、伝熱管を用いる熱交換器では温度またはエンタルピーは、場所と時間の関数となり、その動特性は偏微分方程式で表わされる。また一般に非線形となる。

このような熱交換器の動特性は、物質収支、熱収支より次のように導かれる⁽⁵⁾⁽⁶⁾。

まず物質収支より、

$$\frac{\partial(\rho_f S_f)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho_f G_f)}{\partial x} = 0$$

$$\frac{\partial(\rho_g S_g)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho_g G_g)}{\partial x} = 0$$

となる。

熱収支より、水・蒸気側、伝熱管、ガス側について、それぞれ次式が成立する。

$$\frac{\partial(\rho_f S_f H_f)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho_f G_f H_f)}{\partial x} - Q_f = 0$$

$$\frac{\partial(C_m T_m)}{\partial t} - Q_g + Q_f = 0$$

$$\frac{\partial(\rho_g S_g H_g)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho_g G_g H_g)}{\partial x} + Q_g = 0$$

$$Q_f = K_f G_f^{0.8} (T_m - T_f)$$

$$Q_g = K_g G_g^{0.6} (T_g - T_m)$$

ここで、

$$T_f = \begin{cases} T_f(H_f) & \text{節炭器} \\ T_f(\rho_f) & \text{蒸発器} \\ T_f(\rho_f, H_f) & \text{過熱器} \end{cases}$$

節炭器では伝熱管内の水は圧縮水であるので、温度への圧力の影響は小さい。蒸発器は通常の運転中では伝熱管内は水と蒸気の二相流であり、管内の温度はほぼ圧力の飽和温度で様となっている。また過熱器には過熱蒸気が流れているので、その温度は圧力の影響を受ける。

いま流体の流速、密度を一定とすると、エンタルピーの変化についての

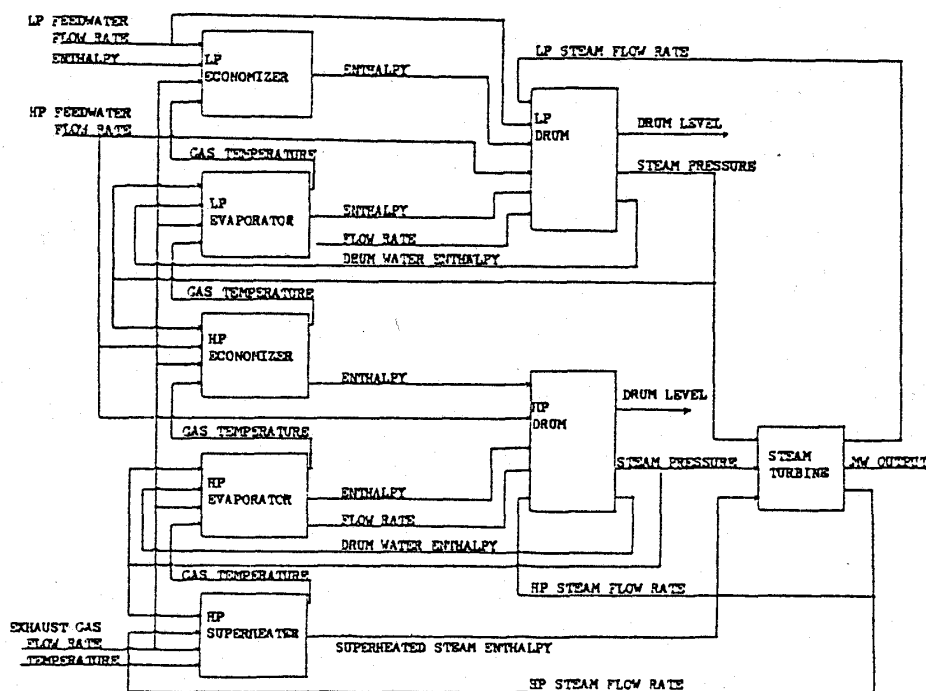


図7. 排熱回収熱交換器の部分システム間の関係

式は次のようになる。

$$\frac{S_f}{G_f} \frac{\partial H_f}{\partial t} + \frac{\partial H_f}{\partial x} - \frac{Q_f}{\rho_f G_f} = 0$$

左辺第一項の係数は流体の流速が大きくなると、それに比例して小さくなり、時間応答は早くなる。過熱器では蒸気が流れているので流速が大きく、 S_f/G_f は小さい。このため蒸気温度の時間応答は早くなる。

蒸発器では水から蒸気に相が変わるので、密度 ρ_f の時間、場所に対する変化が大きい。このため動特性の評価には注意が必要である。

5-2. ドラムの動特性 ドラム容器内での温度、密度等の場所による分布はないものと考え、水および蒸気部分について熱収支、物質収支、体積収支から次のような関係が成立する。

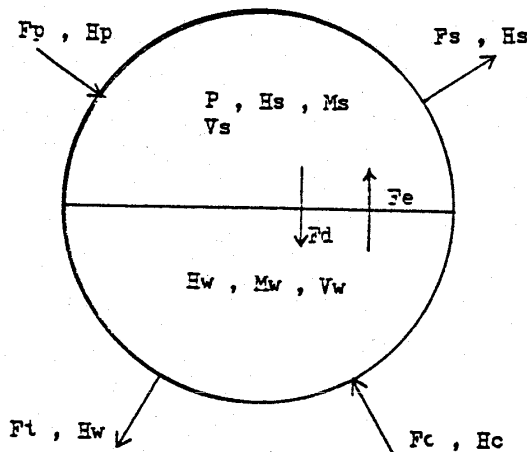


図8. ドラム

$$\frac{dM_s}{dt} = xF_p + F_e - F_s - F_d$$

$$x = (H_p - H_w) / (H_s - H_w)$$

$$\frac{d(M_s H_s)}{dt} = x H_s F_p + H_s F_e - H_s F_s - H_w F_d + A W_s \frac{dP}{dt} - Q_s$$

$$\frac{dM_w}{dt} = (1-x) F_p + F_c + F_d - F_t - F_e$$

$$\frac{d(M_w H_w)}{dt} = (1-x) F_p H_w + F_c H_c + F_d H_w - F_t H_w - F_e H_s + A W_w \frac{dP}{dt} - Q_w$$

$$\frac{d(C_{dm} T_{dm})}{dt} = Q_s + Q_w$$

$$\frac{d}{dt} (M_s V_s + M_w V_w) = 0$$

$$Q_s = K_s (T - T_{dm})$$

$$Q_w = K_w (T_{dm} - T)$$

ここで T は圧力の飽和温度。

$$\text{体積についての式より } \frac{d(M_s V_s)}{dt} > > \frac{d(M_w V_w)}{dt}$$

なので、

$$\frac{d}{dt} (M_s V_s + M_w V_w) \approx \frac{dM_s V_s}{dt} = M_s \frac{dV_s}{dt} + V_s \frac{dM_s}{dt} = 0$$

となる。 $\frac{dM_s}{dt}$ については物質収支より得られる関係を用い、 V_s については圧力のみ関数であることから、ドラムの圧力については次の式が導かれる。

$$\frac{dP}{dt} = \left(-\frac{V_s^2}{\partial V_s} \right) \cdot \frac{1}{W_s} \cdot (xF_p + F_e - F_s - F_d)$$

これから圧力はドラムの蒸気部分の入出流量の差に対して積分特性となり、蒸気部分の体積に積分の傾きが反比例することがわかる。また、

$\left(-V_s^2 / \frac{\partial V_s}{\partial P} \right)$ は圧力のみ関数で図9に示すような特性をもち、圧力により大きく変化する。低圧で使用される場合に同じ流量偏差に対しての圧

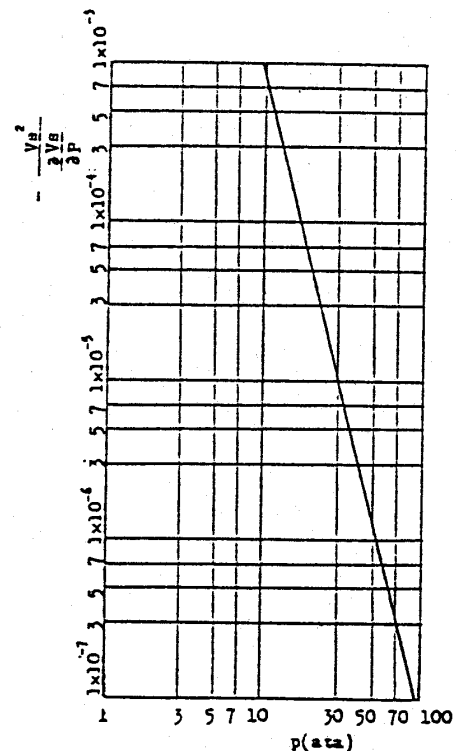


図9. $-\frac{V_s^2}{\frac{\partial V_s}{\partial P}}$ と圧力の関係

力の変化率は大きくなることがわかる。

他の未知数 F_g, F_d, H_u についても前述の関係式および飽和条件などを用いて導くことができる⁽¹⁵⁾。

5-3. シミュレーション 前項で導いた基礎方程式は複雑な上に、非線形、分布型でもあるので数値計算により解を求めることになる。混圧型の排熱回収熱交換器について計算機によりシミュレーションを行った例を図10に示す。図にはプラントの発電出力を変えた場合の排熱回収熱交換器の動きを示している。高压過熱器は排ガスと最初に熱交換を行う熱交換器であるのと、ガスと蒸気の流れが向流であることから比較的早い応答を示す。

6. 動特性の特徴

この節では蒸気圧力およびドラム水位について動特性の特徴を説明する。

6-1. 圧力動特性について 前節で導いた基本方程式を取り扱いやすくするために、ドラムと蒸発器を一つの系とみなし、定常点で線形化を

行くと、ドラムボイラでよく知られた次の式が得られる⁽⁴⁾⁽¹⁰⁾。

$$T_B \frac{d\Delta P}{dt} = \Delta Q + R_a \Delta T_c - R_b \Delta F_c - (1 - R_b) \Delta F_s$$

$$T_B = \frac{1}{Q} \{ R_c C_m + R_d (M_w + M_g) + R_e M_s + R_f \}$$

ここで $\Delta P, \Delta Q, \dots$ はそれぞれ定常値からのずれを、その定常値で除したものである。また、 R_a, R_b, \dots の値は図11⁽⁸⁾に示すような温度と圧

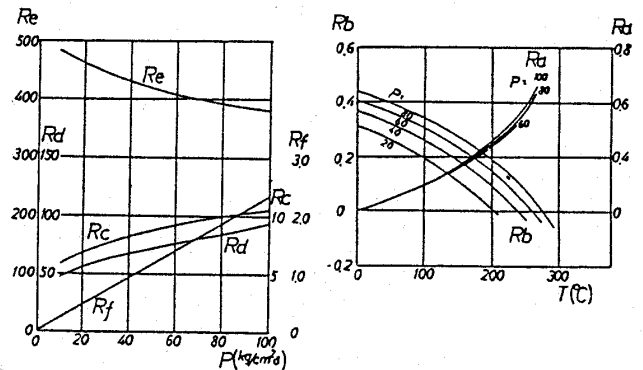


図11. 圧力動特性の係数⁽⁸⁾

力から決まる。ここで示された式は圧力が右辺の各項、すなわち加熱量、給水温度、給水流量、蒸気流量の変化に対して積分特性を示すことを表わしている。 T_B の値は右辺の各項の一つをステップ的に変えた時に圧力がその変化幅まで変わるのに要する時間を示している。 T_B が大きいと、加熱量や蒸気流量の変化に対する圧力の時間変化の変化率は小さくなる。また T_B を与える式の中には C_m/Q , $(M_w + M_g)/Q$, M_s/Q を含む項が現われるが、これらの値はいずれもドラムや蒸発器の設計によって決まるものであり、大きな構造を持つものとするれば T_B は長くなり、圧力の時間変化率は小さくなる。

排熱回収熱交換器では蒸発器での収熱は熱伝達で行われる。また蒸発器の水側の温度は圧力の飽

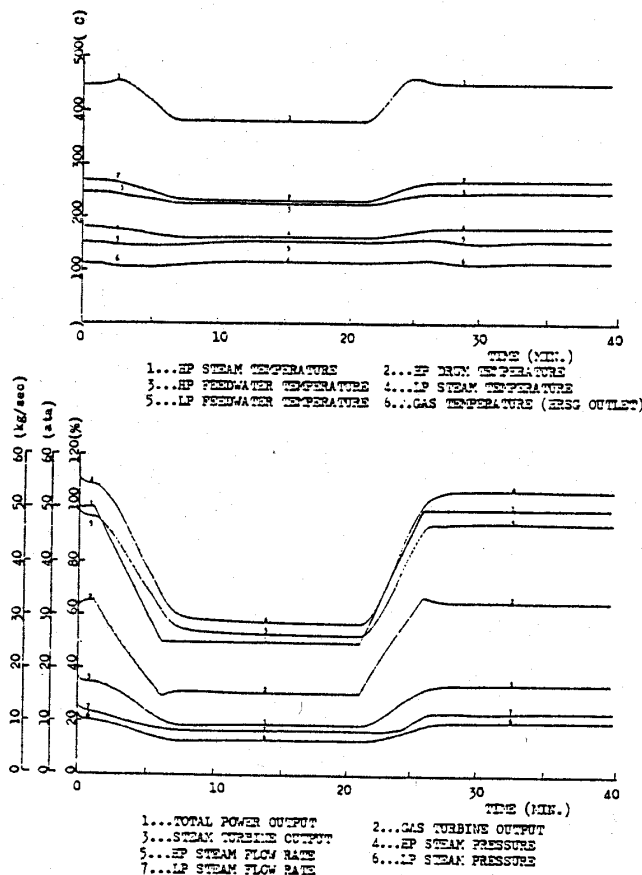


図10. 排熱回収熱交換器のシミュレーション
(プラントの出力変化)

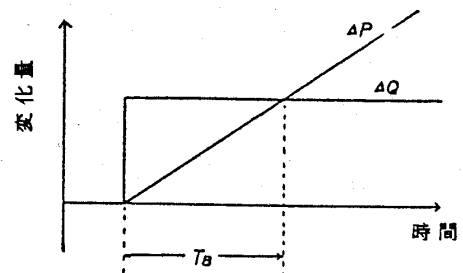


図12. 圧力の積分特性

和温度であるので、蒸発器での収熱は圧力の影響を受ける。今簡単のために蒸発器を集中化近似し、水とガスとの熱伝達量を代表温度の温度差を用いて書くことにする。このとき $Q = K_f \cdot (T_g - T)$ となり、これより ΔQ を求めると、

$$\begin{aligned}\Delta Q &= \frac{T_g}{T_g - T} \Delta T_g - \frac{P}{T_g - T} \cdot \frac{\partial T}{\partial P} \cdot \Delta P \\ &= R_g \Delta T_g - R_p \Delta P\end{aligned}$$

となる。前出の圧力の式に代入すると、

$$\begin{aligned}\left(\frac{T_B}{R_p}\right) \frac{d\Delta P}{dt} &= -\Delta P + \frac{R_g}{R_p} \Delta T_g + \frac{R_a}{R_p} \Delta T_c - \frac{R_b}{R_p} \Delta F_c \\ &\quad - \frac{1-R_b}{R_p} \Delta F_s\end{aligned}$$

となる。この時圧力の応答は図13のようになる。

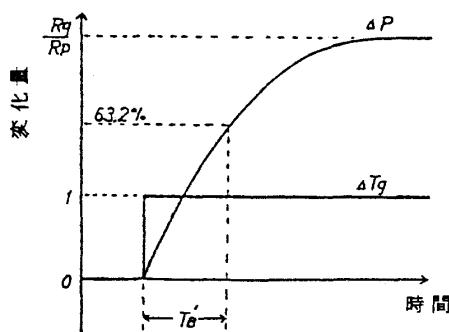


図13. ガス温度変化に対する圧力応答

ここで ΔT_g , ΔF_s に対するゲインは $\frac{R_g}{R_p}$, $\frac{1-R_b}{R_p}$ で与えられ、普通 $\frac{R_g}{R_p} > \frac{1-R_b}{R_p}$ となる。このため同じレベルの排ガス温度の変化は蒸気流量の変化によるものより、圧力の変化に与える割合が大きくなる。

プラントの熱効率向上のため、蒸気タービンの加減弁を全開のままプラントを運転する方法がある。この時には、蒸気流量は蒸気の圧力、温度で決定される。今簡単のために、蒸気流量がドラムの蒸気圧力に比例するものとする、 $\Delta F_s = \Delta P$ となり、これを圧力の式に代入する。また図11より $R_b < 1$ なので ΔF_s について R_b を無視すると、

$$\begin{aligned}\frac{T_B}{R_p+1} \cdot \frac{d\Delta P}{dt} &= -\Delta P + \frac{R_g}{R_p+1} \Delta T_g + \frac{R_a}{R_p+1} \Delta T_c \\ &\quad - \frac{R_b}{R_p+1} \Delta F_c\end{aligned}$$

となり、圧力は時定数 $T_B' = \frac{T_B}{R_p+1}$ をもつ一次遅れ系となる。

これより排ガス温度の変動に対する、圧力変化の定常値は、線形性の成立する範囲において、前式の左辺を零とおき、 ΔT_c と ΔF_c も零とおくことにより、 $\Delta P = \frac{R_g}{R_p+1} \Delta T_g$ で求められる。

6-2. ドラム水位について ドラムボイラと同様に排熱回収熱交換器においても、ドラム水位は重要な制御対象であり、その動特性を把握しておくことは制御設計に必要である。

ドラム水位の変化は基本的にはドラムへの流入流出量の差の積分特性で表わされ、次式のようになる。

$$\frac{dL}{dt} = \frac{1}{S} (F_c - F_s)$$

ここで、 L は水位、 S はドラム水面の面積、 F_c , F_s はそれぞれ給水流量と蒸発量である。

ただしドラムのように飽和水または飽和に近い水を蓄えている容器の場合には、その水位は流入量、流出量の差により生じる積分的な変化だけではなく、ドラム内の水面下の蒸気の気泡の発生や消滅による水位変動があることが知られている⁽⁸⁾。

排熱回収熱交換器のドラム水位についても、全く同様に、この水中の蒸気の気泡による水位の変動に注意する必要がある。いま定常状態で運転されている時に、急激にガスタービン側で出力を増加させ、排ガス温度・流量が増加した時には蒸発器の管内の気泡が増すためドラム水位が一時的に上昇する。この時蒸発量は増加するので、給水量とに差が生じ、水位はやがて積分的に低下する。また同様に急激に蒸気流量を増加すると、圧力が低下するため水中の気泡が増加し、一時的に水位を上昇させ、気泡の整定後水位は給水量と蒸気流量との差により積分的に低下する。この現象はドラム水位の逆応答として知られている。

記号表

ρ ; 密度	P ; 圧力
S ; 断面積	M ; 質量
G ; 体積流量	F ; 重量流量
H ; エンタルピー	W ; 体積
Q ; 熱量	R ; 係数

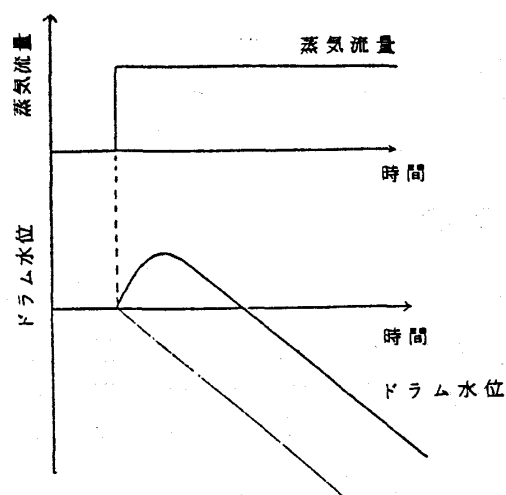


図14. ドラム水位の逆応答

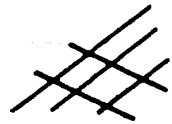
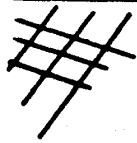
 C ; 熱容量 T ; 温度 K ; 係数 V ; 比体積 t ; 時間 x ; 場所

添 字

 f ; 水・蒸気 g ; ガス m ; 金属部分 s ; 蒸気 p ; 蒸発器よりドラムに入る流体 e ; ドラム水の蒸発 d ; 蒸気の凝縮 u ; 飽和水 w ; ドラム水 dm ; ドラム金属部 c ; 給水

参考文献

- (1) Baker, A. M., ほか2名, Control and Automation of Single Generator Combined Cycle Plant, ASME Technical Paper 75-Pwr-18
- (2) 石川, ほか2名, 複合サイクル発電プラント, 動力, 153(昭55-4), 43
- (3) 荒川・幸田, 高性能複合発電プラント, 火力原子力発電, 30-4(昭54-4), 411
- (4) ガスタービン利用技術総合資料集, 日本技術経済センター, 下巻, (1976), 33
- (5) 植田・辰洋, 蒸気ボイラ及び原動機, 共立出版, (1977), 65
- (6) Hinchley, P., I, C, I, Waste Heat Boilers ; Problem & Solutions, C.E.P, 90(1977-4)
- (7) Baker, O., Oil Gas Journal, 53(1954), 185
- (8) 寺野・竹内, ボイラの自動制御, (昭44) オーム社
- (9) 増淵, 熱交換器, その動特性と制御, 計測制御, 16-2(昭52-2), 173
- (10) プロセス動特性研究会編, プラントのダイナミクス, (昭35), 化学工業社
- (11) Baker, A. M., ほか3名, Automation of Multi-Generator Combined Cycle Plants, ASME Technical Paper 75-Pwr-23
- (12) Nakamura, S., ほか3名, Steam and Gas Turbine Combined Cycle Plant. Thermodynamics and Computer Simulation Study for Control., IEEE Paper No PG 75-646-0
- (13) Tyso, A., Modeling and Parameter Estimation of a Ship Boiler, Automatica, 17-1(昭56-1), 157
- (14) 吉江, 高圧ボイラの動特性とその制御, 富士時報, 6(昭37), 54
- (15) Moeck, E. O., McMorran, P. D., Dynamic Simulation of a Reboiler, IFAC 4TH Congress Vol. 1, 53



セラミック回転体強度の評価

日産自動車中央研究所 佐々木 正 史

日産自動車中央研究所 佐々木 直 人

日産自動車中央研究所 山 崎 慎 一

1. 緒 言

将来の乗用車用原動機としてガスタービン・エンジンは多様な燃料に対応でき、かつそれらに対する排出成分のコントロールも比較的容易であるなどの優れたポテンシャルを有する反面、高効率化を図る上でサイクル最高温度をより高温化する努力が不可欠である。このためガスタービン・エンジン的高温部品にセラミックスを適用する試みが日、米、西独、スウェーデンなど各国で盛んに行われつつある。しかしセラミック材料は高温強度に優れるとはいえ、安定した強度特性が得にくく、強度評価自体かなり困難なのが実情である。とりわけ回転体は高引張り応力下にさらされ、セラミックスを適用することが最も困難なコンポーネントであって厳密な強度評価の手法が望まれる。このような脆性材料の強度評価に際しては統計的な手法を用いる必要があり、従来 Weibull¹⁾のWLT (Weakest Link Theory) が有効である場合も少なくない。回転体においては竹内²⁾、TRANTINA³⁾らは中実円板、WELZ⁴⁾は軸流タービン・ブレードを模した試験片を用いて回転試験を行い、その破壊強度を試験片抗折強度からWLTに従って予測した強度と比較し、いずれも良好な一致を見ている。その一因としてこれらは回転体が比較的単純な形状を有し、抗折試験片との試作過程上の差異を最小限にとどめることが可能だったことが考えられる。一方、実際の回転部品が急激な肉厚変化等を含む複雑形状の場合、単純に有効体積

の概念を適用して実体強度を予測し得るかどうかを系統的に調べた報告例は見当たらない。

本報ではラジアル・タービンロータの形状を模した射出成形セラミック回転体の回転試験を行い、製法の違いによる強度特性の差異を調べた。さらに密度を合わせた抗折試験片の強度特性と比較を行い、有効体積あるいは有効表面積の概念を適用することの妥当性について検討を加えた。

2. 抗折試験

抗折試験片は反応焼結窒化珪素(RSSN)と、常圧焼結窒化珪素(SSN)の二種類で、いずれも焼成したままの状態(AS-Sintered)で3点曲げ抗折試験に供された。荷重印加速度は0.05mm/minである。成形は金型プレス法によった。

図1はRSSNの抗折試験結果をワイブル・プロットしたものである。この際の試験片は幅8×高4×スパン20mmで、密度は2.7g/cm³である。図1に示されるようにRSSNの抗折試験片の破壊確率Fはワイブル分布に従うとみなし得、ワイブル数 $m=14$ 、平均破壊強度 $\bar{\sigma}=25.2\text{kg/mm}^2$ である。

図2はSSNの一例で幅8×高8×スパン50mm、密度は平均3.1g/cm³である。図2に示されるごとく、SSNの抗折試験結果はワイブル分布に従わず、2本の直線の折れ線で表わされる分布を示す。図中の m は各々の直線を単独でワイブル分布とみなした時のワイブル数である。全データの最小自剰平均によるワイブル数は $m=6.6$ である。

この折れ線分布をもたらしひとつの要因として破壊起点の差異に起因するものが考えられる。すなわち、走査型電子顕微鏡写真によれば、低応力

(昭和56年10月23日原稿受付)

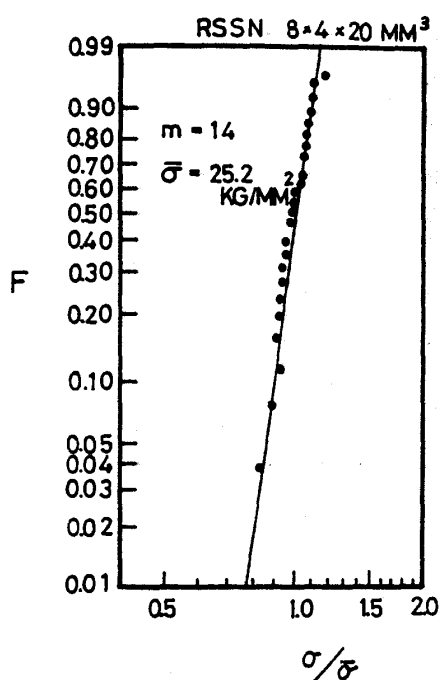


図1. 3点抗折試験(RSSN)

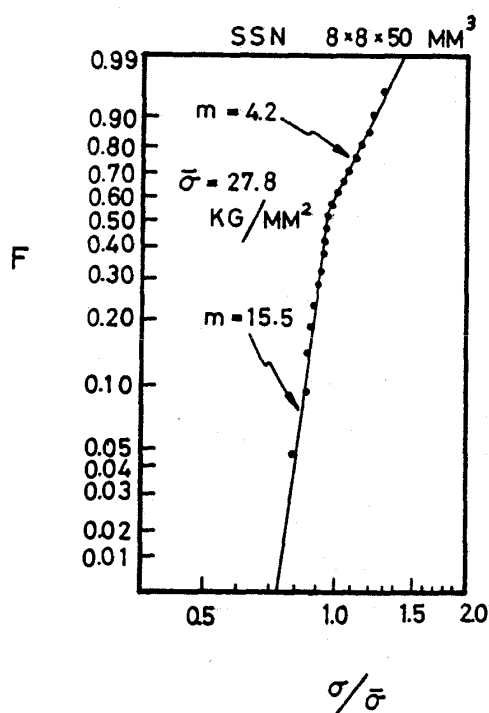


図2. 3点抗折試験(SSN)

で破壊した試験片は圧倒的に表面が破壊起点になっている場合が多く、一方比較的高応力で破壊したものでは内部に破壊起点を持つ例が観察される。一方、RSSNでは破壊起点が表面にあるものと内部にあるものが混在している。

3. ラジアル・タービンロータ回転試験

セラミック回転体の実体強度を把握するために中心軸穴を持つ背板付きラジアル・タービンロータの回転破壊試験を行った。供試体はRSSN, SSNの2種類で、いずれも射出成形によった。密度は抗折試験片のそれと各々ほぼ同様である。供試体の一例を図3に示す。供試ロータは駆動タービン軸にセンタボルトで締結され、常温の真空ピット²⁾内で破壊に到るまでその回転数を緩慢に上昇する。

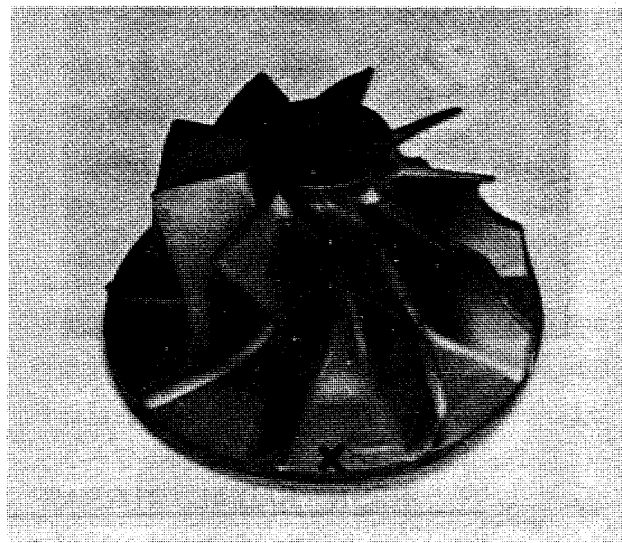


図3. ラジアル・タービンロータ

破片がロータ周囲に巡らされたレーザ・ビームを遮断した際の信号をトリガとしてストロボが点灯し、破壊時の瞬間写真を撮影する²⁾。ストロボの遅れ時間は1 μs以下、露光時間は1.8 μsである。破壊の瞬間写真の一例を図4に示す。破片の移動距離等から破壊の起点方位をかなり明確に推定できる場合も少なくない。

RSSNロータの回転試験結果を図5に示す。試験に供した全個体のデータ(記号X)はワイブル分布に近いもののワイブル数はきわめて小さい。

SSNロータの回転試験結果を図6に示す。全供試体のデータを記号Xで表わす。SSN抗折試験結果(図2)と同様、分布の傾向が2つに大別される。

射出成形法はラジアル・タービンロータのように肉厚の急変を含む複雑な形状の成形に適する反面、圧力伝播の不均一性や流動に伴うモールドの折り返しなどのために有害な欠陥を生じ易く、金型プレス法で成形した抗折試験片と同じレベルの

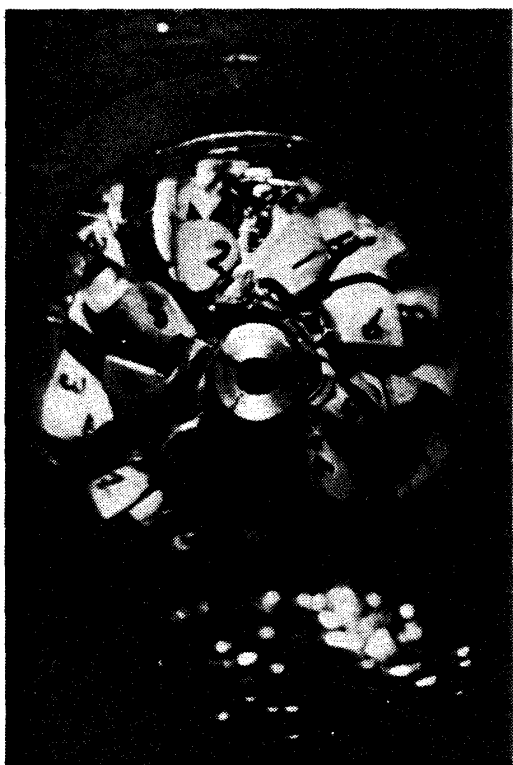


図4. 破壊の瞬間写真

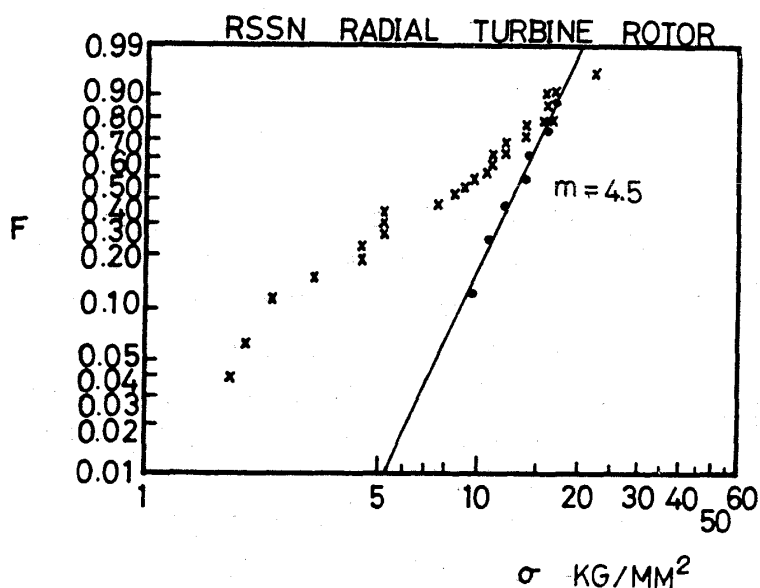


図5. RSSNロータの回転試験結果

欠陥密度ないし欠陥寸法に近付けることは困難と考えられる。従って実体の強度評価を行う際には一定の基準のもとに非破壊検査を行い、あらかじめ欠陥の状態を把握しておくことが現状では不可欠である。

ここでは外観目視および複数方向からのX線透

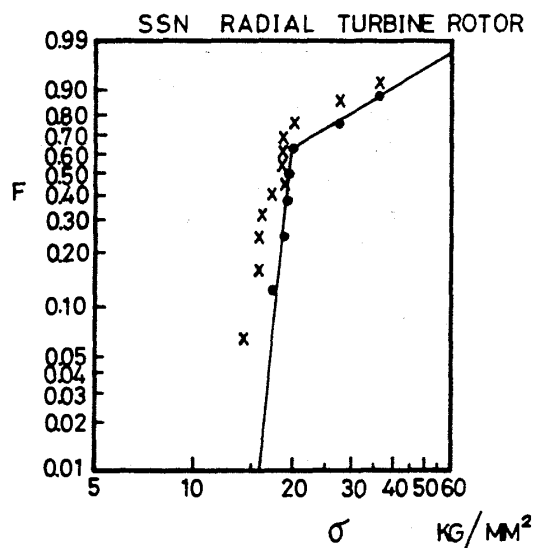


図6. SSNロータの回転試験結果

過写真によって明らかな欠陥を含まないことを基準とし、これらの個体のみのグループについてワイブルプロットして図5, 6中に記号・で示した。

このような個体の選別を行ったRSSNロータの破壊確率は図5に示すようにワイブル分布を示し、

平均強度が全個体平均よりかなり大きくなるばかりでなく、ワイブル数 m も高い値になる。しかし3点抗折試験片の m よりはかなり小さい。

SSNロータ(図6)についてもRSSNロータ(図5)と同様のことが言えるが、2つの直線部分にはっきり区別できる傾向は変わらない。

このように目視およびX線検査は強度的に優れた個体を選別する上でかなり有効な手段であることが明白である。図7にX線検査によって発見された内部欠陥(矢印)の一例を示す。検査に際して目視で明らかな表面上のクラックはX線透過写真によっても発見されない場合が多く、また破壊後の回収片の中からX線検査では確認できなかった大

欠陥が発見されることもあって、これらの検査法だけではまだ十分とは言えない。X線透過写真によって発見できる欠陥寸法は多くの場合 $100\mu\text{m}$ 以上である。

4. 考 察

Weibull¹⁾によれば、WLTに従って破壊確率

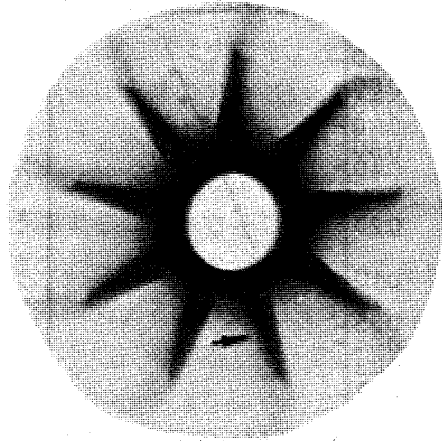


図7. 内部欠陥の一例(空隙)

(Failure of Probability)は次式で表わされる。

$$F = 1 - \exp \left[\int (\sigma / \sigma_0)^m dV \right] \\ = 1 - \exp \left[V_E (\sigma_{\max} / \sigma_0)^m \right] \quad (1)$$

ここで σ_{\max} は最大応力, σ_0 は標準化定数である。
 V_E は有効体積と呼ばれ次式で定義される。

$$V_E = \int_V (\sigma / \sigma_{\max})^m dV \quad (2)$$

また平均応力 $\bar{\sigma}$ は,

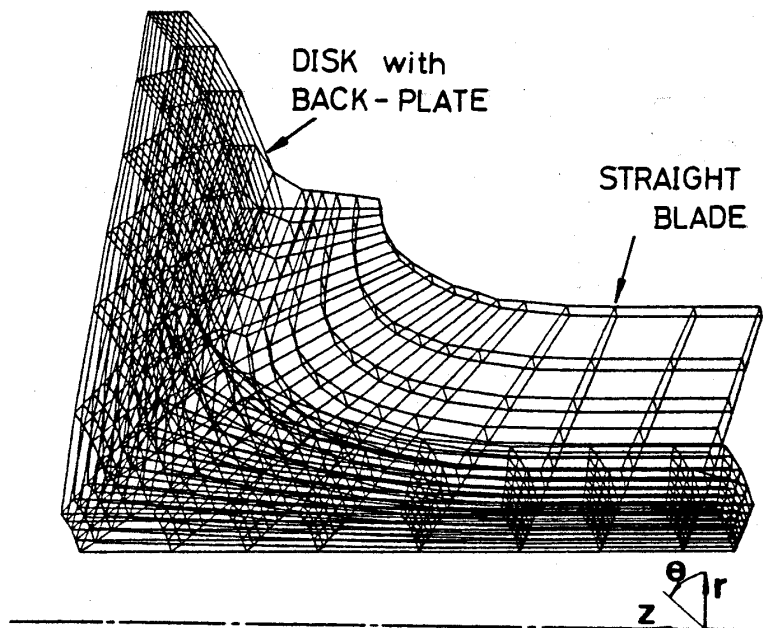


図8. FEM要素分割図

$$\bar{\sigma} = \sigma_0 V_E^{\frac{1}{m}} \Gamma \left(\frac{1}{m} + 1 \right) \quad (3)$$

これより,

$$\bar{\sigma}_1 / \bar{\sigma}_2 = (V_{E2} / V_{E1})^{\frac{1}{m}} \quad (4)$$

すなわち単純形状の試験片(添字1とする)の平均応力と有効体積およびワイブル数を求めると, 実体(添字2)の有効体積がわかれば実体の平均強度が予測できることになる。

一方, 表面欠陥のみが破壊に関与しているとみなせる場合には有効表面積 S_E の概念を適用するのが適当で, この場合も同様に,

$$\bar{\sigma}_1 / \bar{\sigma}_2 = (S_{E2} / S_{E1})^{\frac{1}{m}} \quad (5)$$

を得る。

式(2)に示されるように V_E , S_E を求めるには供試体の応力分布を知る必要がある。ここではラジアル・タービンロータの応力分布を有限要素法により求めた。要素分割図を図8に示す。ブレードは直線翼で近似した。供試ロータのブレードは到るところで半径方向を向く要素から成るので, 熱や流体力を付与しない常温・真空中の回転試験では直線翼によって十分近似されるものと考えられる。一例として最大周速 $v = 290 \text{ m/s}$ の場合の計算結果を図9に示す。応力値は全て引張り側の最大主応

力として示しているが, ディスク部についてはほぼ σ_θ , ブレード部はほぼ σ_r と等しい。この分布 (σ / σ_{\max}) から式(2)によって V_E , S_E が計算される。この際接線方向には応力分布は均一なものと仮定し, 半径方向を細分して2~7次の多項式で応力分布を近似し積分を行った。

ロード・ファクタ $K = V_E / V$ (V : 実体積) は, σ_θ と σ_r 各々単独で求められるロード・ファクタの和として求めた³⁾ が, 中心孔付きのロータ・ディスクでは σ_r は V_E に殆ど寄与しない。同様の理由から σ_z および各剪断応力成分は無視した。

上述のようにして求めた V_E と抗折試験で得られた m を用いてRSSNの抗折試験結果からRSSNロータ実体の破壊

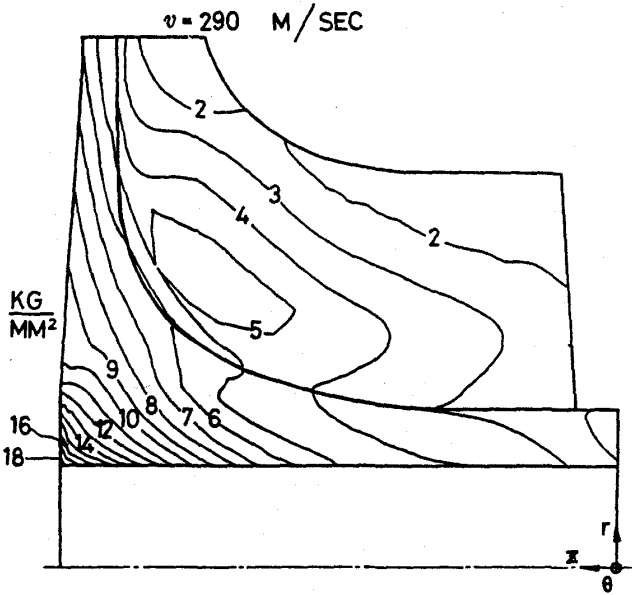


図9. 応力分布の一例

確率を予測し、図10に破線で示す。実線は非破壊検査によって選別されたロータの回転試験結果である。予測平均応力に比べ実際の平均応力は40%近くも低く、ワイブル数も低い。

RSSNロータの $\bar{\sigma}$ および m が著しく低いのは、試作過程上の諸条件を管理しても個体によって欠陥の密度や大きさに相当のばらつきが生ずるためと考えられる。従って図10に示した予測値と実際値との差異についても再現性を期待し難く、この結果のみから補正係数等を導いても実用性には乏しいと予想される。実体成形時のばらつきに關与するパラメータを把握すると共に、抗折試験片の成形も射出成形法を用いるなど相方の材料特性を近付ける努力が必要である。

SSNの場合、破壊確率は単一なワイブル分布を示さないが、その分布傾向が抗折試験片においても実体においても同様に明確に2分されることから、2つの弁別したグループ毎に比較を行うことが可能である。図11は2種類の傾きからなる直線の内、低応力グループと高応力グループとそれぞれ別個にワイブル・プロットし直したものであり、便宜的に前者には s 、後者には v

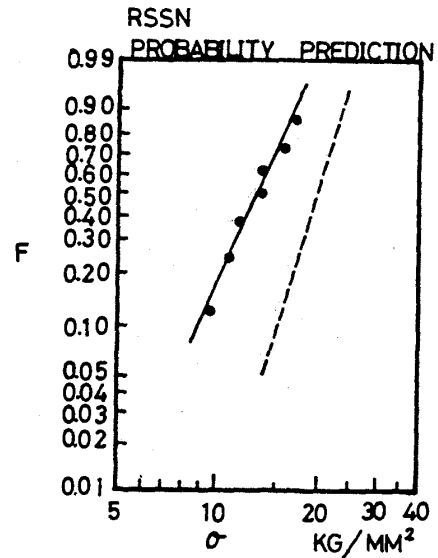


図10. 破壊確率予測(RSSN)

の添字を付して区別した。図11の左側の2組のプロットは3点抗折試験片、右側の2組は実体ロータのプロットである。いずれの場合も低応力部分(記号・)と高応力部分(記号○)は各々ワイブル分布とみなせる。抗折試験片の場合、低応力部分は前述のごとく表面上に破壊起点を持つものが多いので有効表面積 S_E を用いて実体の破壊確率を予測し、図11右図に破線で示した。ワイブル数 m_s は等しく、予測強度は実体の強度の+20%以内の

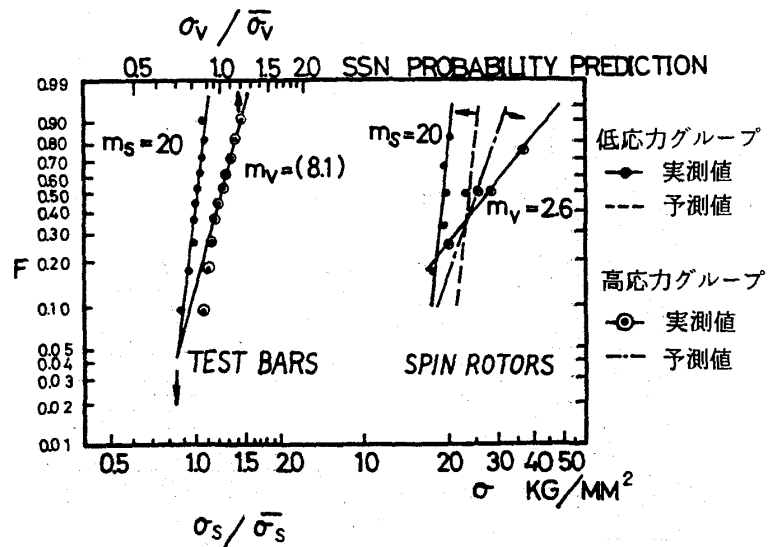


図11. 材料特性の弁別と破壊確率予測(SSN)

誤差にとどまる。一方高応力部分は V_E によって予測し、図11右図に一点鎖線で示した。実体の平均強度は予測強度より12%上まわっているが、ワイブル数 m は実体の方が低い。しかし設計者側の立場からは、低応力部分のみに注目し20%程度の実体の強度低下を見込んだ上でその危険率を安全側で予測することができる。

このように本研究で評価した2種類の窒化珪素供試体に関する限り、SSNロータは比較的ワイブル数、平均強度が高く、予測精度も優れている点でRSSNロータより高いポテンシャルを有していると結論できる。

RSSNとSSNの焼成過程を比較すると、一般に収縮率はSSNの方がはるかに大きく、複雑形状では局所的な収縮速度の相違などから内部応力を発生して表面クラックを生ずることが懸念される。それにもかかわらずSSNのポテンシャルが高いのは収縮に伴う密度増加が深く関与しているためと考えられる。すなわち密度増加(収縮)に伴う欠陥の微細化や欠陥分布の均一化などの効果が期待できる。

以上の諸点に注目し、今後より信頼性の高いセラムック回転体を開発していく必要がある。

5. 結 言

以上、反応焼結窒化珪素(RSSN)と、常圧焼結窒化珪素(SSN)のラジアル・タービンロータの回転

強度評価を試みた結果について述べた。すなわち、

1. 複雑形状部品は有害な欠陥を生じ易く、使用に際しては目視、X線透過、その他の非破壊検査による選別が不可欠である。
2. RSSN成形体の破壊確率はワイブル分布にしたがう。
3. SSN成形体の破壊確率は単一なワイブル分布とはならず、2組の異なる特性グループに弁別される。各々のグループでの破壊確率はワイブル分布にしたがう。
4. 実体の平均強度は抗折試験結果からWLT (Weakest Link Theory)に基づいて予測した強度より20~40%低く、特にRSSNロータではワイブル数も低い。
5. 本供試体に関する限り、平均強度・ワイブル数および予測精度のいずれの点からもSSNロータの方が優れた特性を有する。

参 考 文 献

- 1) Weibull W., Journal of Applied Mechanics, 18 (1951), 293
- 2) 竹内・佐々木, 自技会学術講演会前刷集, 802 (1980), 393
- 3) Trantina G.G., ほか1名, Fracture Mechanics of Ceramics. 3 (1977), 177
- 4) Wertz J.L., ほか1名, SAE Paper. 800194 (1980), 69

入 会 者 名 簿

(昭和57年3月3日現在)

正 会 員	高松康生(九大)	丹羽伸夫(川崎重工)	大宮司久明(東北大)	高井欣司(トヨタ自工)
	川本増夫(トヨタ自工)	山口譲二(トヨタ自工)	赤井 亘(トヨタ自工)	
	内田 博(豊田中研)	大村正夫(日立造船)	沢柳朋之(三和工機)	河原大展(関西電力)
	森 秀隆(三菱重工)	佐藤大二郎(三菱重工)	鈴木富夫(ユニオンカーバイド)	
	土肥圭司(日本製鋼所)	三宅罔博(職業訓練学校)		
学生会員	富田むつとし(武蔵工大)			
賛助会員	日本酸素㈱			

誤差にとどまる。一方高応力部分は V_E によって予測し、図11右図に一点鎖線で示した。実体の平均強度は予測強度より12%上まわっているが、ワイブル数 m は実体の方が低い。しかし設計者側の立場からは、低応力部分のみに注目し20%程度の実体の強度低下を見込んだ上でその危険率を安全側で予測することができる。

このように本研究で評価した2種類の窒化珪素供試体に関する限り、SSNロータは比較的ワイブル数、平均強度が高く、予測精度も優れている点でRSSNロータより高いポテンシャルを有していると結論できる。

RSSNとSSNの焼成過程を比較すると、一般に収縮率はSSNの方がはるかに大きく、複雑形状では局所的な収縮速度の相違などから内部応力を発生して表面クラックを生ずることが懸念される。それにもかかわらずSSNのポテンシャルが高いのは収縮に伴う密度増加が深く関与しているためと考えられる。すなわち密度増加(収縮)に伴う欠陥の微細化や欠陥分布の均一化などの効果が期待できる。

以上の諸点に注目し、今後より信頼性の高いセラムック回転体を開発していく必要がある。

5. 結 言

以上、反応焼結窒化珪素(RSSN)と、常圧焼結窒化珪素(SSN)のラジアル・タービンロータの回転

強度評価を試みた結果について述べた。すなわち、

1. 複雑形状部品は有害な欠陥を生じ易く、使用に際しては目視、X線透過、その他の非破壊検査による選別が不可欠である。
2. RSSN成形体の破壊確率はワイブル分布にしたがう。
3. SSN成形体の破壊確率は単一なワイブル分布とはならず、2組の異なる特性グループに弁別される。各々のグループでの破壊確率はワイブル分布にしたがう。
4. 実体の平均強度は抗折試験結果からWLT (Weakest Link Theory)に基づいて予測した強度より20~40%低く、特にRSSNロータではワイブル数も低い。
5. 本供試体に関する限り、平均強度・ワイブル数および予測精度のいずれの点からもSSNロータの方が優れた特性を有する。

参 考 文 献

- 1) Weibull W., Journal of Applied Mechanics, 18 (1951), 293
- 2) 竹内・佐々木, 自技会学術講演会前刷集, 802 (1980), 393
- 3) Trantina G.G., ほか1名, Fracture Mechanics of Ceramics. 3 (1977), 177
- 4) Wertz J.L., ほか1名, SAE Paper. 800194 (1980), 69

入 会 者 名 簿

(昭和57年3月3日現在)

正 会 員	高松康生(九大)	丹羽伸夫(川崎重工)	大宮司久明(東北大)	高井欣司(トヨタ自工)
	川本増夫(トヨタ自工)	山口譲二(トヨタ自工)	赤井 亘(トヨタ自工)	
	内田 博(豊田中研)	大村正夫(日立造船)	沢柳朋之(三和工機)	河原大展(関西電力)
	森 秀隆(三菱重工)	佐藤大二郎(三菱重工)	鈴木富夫(ユニオンカーバイド)	
	土肥圭司(日本製鋼所)	三宅罔博(職業訓練学校)		
学生会員	富田むつとし(武蔵工大)			
賛助会員	日本酸素㈱			

●●●研究だより●●●

船舶技術研究所におけるガスタービンの研究

船舶技術研究所 森 下 輝 夫

1. 当所のガスタービン研究のねらい

当所のエンジン関係の研究は、機関開発部、機関性能部、原子力船部の3部で行なわれ、約50名の研究員がこれに従事している。ガスタービンの研究は機関開発部で行なわれており、当部は6研究室22名の研究員で構成されている。このうち、ガスタービンを主な研究対象としているのは7名、材料強度の研究などで間接的に関係するものを含めればガスタービンの研究に係わる者は部員の半数以上になる。当部の前身の運輸技術研究所原動機部では30名近い部員全員がガスタービン研究に従事していたので、それと比べれば激減したというものの、現在の商船用主機関の中に占めるガスタービンの地位を考えれば、かなりの人数が依然としてガスタービン研究に従事しているといえよう。このことは、当所が船用ガスタービンの将来性に対してかなりの期待を持っていることを意味する。

当所のガスタービン研究の中心課題は、「船用」燃料が使える低燃費の商船主機関用ガスタービンの実用化である。より正確には、実用化の可能性を実証的に示すことである。

現在及び近い将来の商船用燃料の主流は低質重油であり、石炭液化燃料にしても低品質のものが使われよう。すでにかなり低質の重油が使えて、潤滑油消費を考慮に入れた等価熱効率でも45%近い船用ディーゼル機関を相手に商船用ガスタービンの実用化をはかるのは容易ではない。商船用重油の低質化は今後ますます進むので、ディーゼル機関では燃料噴射や完全燃焼が困難となるよう

な極低質重油でも、ガスタービンでは使用できる可能性があることを示さなければならない。

水素の大量海上輸送が求められる時代は、それ程遠い未来のことではないように思われる。完全な水素燃料時代には、ディーゼル機関は現在の効率を維持し難くなるのに反してガスタービン機関の性能は飛躍的に向上する。船用ガスタービンでは50%以上の熱効率を得られる可能性があるが、それを実証しなければならない。

当所のガスタービン研究は、このような基本認識に立って進められているが、以下研究の内容について簡単に紹介させていただく。

2. 水素燃焼器の研究

出力275馬力の小型ガスタービンを用いて我が国最初の100%水素燃料による運転を行い、在来型ガスタービンの水素燃料化にともなう多くの知見をえた。すなわち、爆発的着火が生じ易いこと、石油燃料用燃焼器のまゝでは NO_x 発生が増大すること、運転条件によって極めて激しい振動燃焼を発生すること、燃焼器内筒温度は低下すること

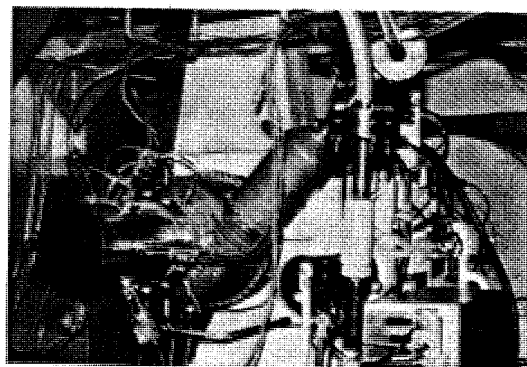


写真1 小型ガスタービンの水素燃焼試験

(昭和57年1月25日原稿受付)

などである。こうした知見をもとに、燃焼速度が高いことと放射伝熱が少いことを生かした燃焼負荷率の高い水素専焼燃焼器の開発を行っている。この燃焼器は小型化と同時に安定した燃焼範囲の確保と低 NO_x 化が必要である。そのために、一次燃焼空気配分率の変更、施回式水素噴射弁の改良、燃焼器内圧力変動の測定などが、燃焼器単体及び前記の小型ガスタービンを用いて行なわれている。

3. タービン内再熱ガスタービンの研究

翼冷却に使った水素を翼後縁から後流中に吹き出し燃焼させることによって、タービン内を流れるガスを近似的に等温膨脹させることができる。我々は、この形式のタービンをタービン内再熱ガスタービンと名付けている。タービン内再熱と高再生を行なうことで熱効率は著るしく向上するが、圧縮機での中間冷却を加えれば等温圧縮・等温膨脹のエリクソンサイクルに近づく。言うまでもなくエリクソンサイクルの熱効率はカルノサイクルのそれに等しい。

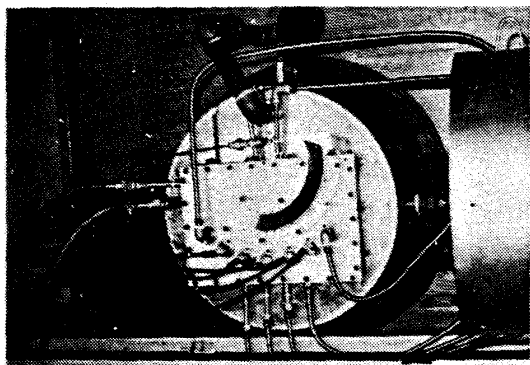


写真2 扇状翼列の水素吹出し燃焼実験

これまでに直線翼列及び扇状翼列を用いて高温ガス風洞で吹出し燃焼実験を行い、後流中での燃焼の確認と翼面及び後流の温度分布を調べてきた。不均一温度分布をもつ後流が次の翼列でどのような仕事をするかは、タービン内再熱ガスタービンの性能を知る上で最も重要なことなので、試験用タービンでこれを調べることにしている。静翼と動翼の間隔が変えられる出力約500馬力の試験用単段タービンを現在試作中である。

4. タービン翼の灰付着・腐食試験

3気圧1,100℃の重油燃焼ガス風洞による2次元冷却翼列の灰付着・腐食実験を行っている。この実験は従来から行なわれており、冷却翼の灰付着の主要機構は燃焼ガス中の灰分蒸気の凝縮によることを明らかにした。現在は耐食性が極めて高いとされているIN939で作った蒸気冷却翼を用いて実験を行っている。

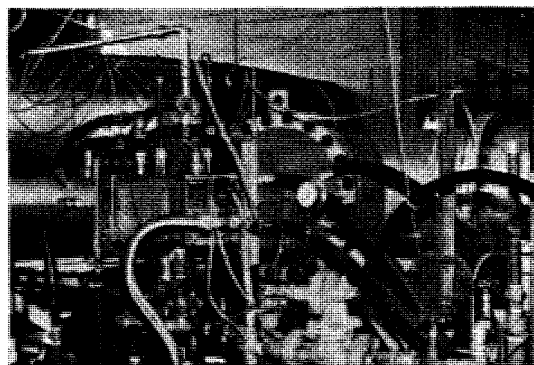


写真3 冷却翼の重油燃焼灰付着試験

5. 低質重油燃焼の研究

最近の商船用重油燃料は残留炭素分が極めて多いのが特徴である。そのため燃焼完了までの時間が長くなる。粘度もきわめて高く3,000秒(100°FレッドウッドNo.1)を超す重油も珍しくない。このような低質重油を使用できる燃焼器の開発のための研究が、燃料供給系を含めて行なわれている。

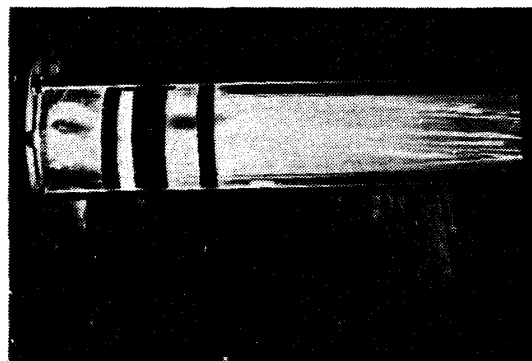


写真4 石英製燃焼器による
低質重油燃焼実験

6. 耐熱合金の環境強度の研究

ニッケル基 casting 合金の高温疲労強度やクリープ強度に及ぼす水素雰囲気や腐食性燃焼生成物質の影響を調べている。この実験は、雰囲気槽を有する高温疲労試験機及びクリープ試験機や、腐食性物質を詰めた中空円筒形試験片を用いて行なわれている。

研究経過は本誌5巻17号(1977年6月)に紹介させていただいているので省略した。

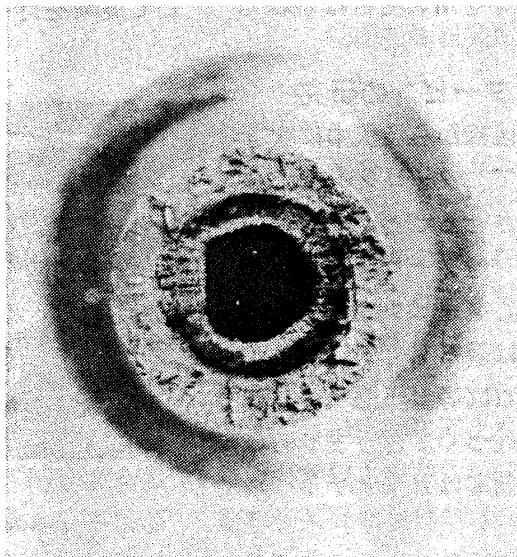
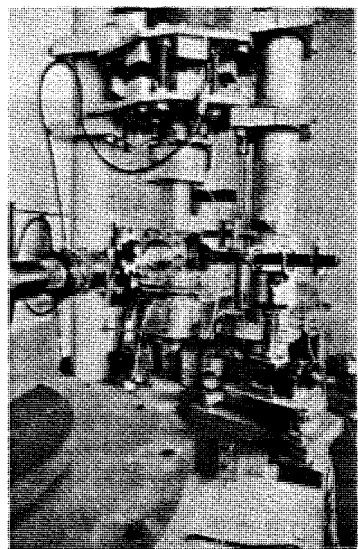


写真5 雰囲気槽つき高温疲労試験機と中空円筒形試験片の破断面

これまでに、純粋水素中では高温疲労強度やクリープ破断強度(1,000h)は大気中におけるそれらより低下しないこと、腐食灰の影響は、腐食に強いといわれている IN939 材でも 850℃における疲労強度を著しく低下させることなどが明らかにされている。

7. セラミック材料の応用その他

楔形断面をもつ試験翼を風洞型熱疲労試験装置にかけて、熱疲労亀裂の発生を調べる実験が行なわれている。

蓄熱式熱交換器のセラミックコアの重油燃焼ガスに対する耐久性を調べる実験が予定されている。

セラミック材の高温曲げ疲労試験も行なわれている。

ホログラフィ干渉法による非軸対称な温度分布をもつ火炎の温度分布測定法の研究が行なわれている。

以上最近の当所におけるガスタービンに関する研究を紹介させていただいた。なお、これまでの

超高温耐熱材料（金属及びセラミックス）米国調査団に参加して

高効率ガスタービン技術研究組合 辻 高 弘

このたび高効率ガスタービン技術研究組合は、昭和56年10月約2週間に亘り、組合加入の材料メーカーの専門技術者により、金属及びセラミックスの2つのグループを編成し、米国の材料関係の学会に出席した後、10ヶ所の研究所・大学・メーカを訪ね、超高温耐熱材料の最近の研究状況の調査を行った。筆者もこの調査団に参加したので、その間見聞したことについて紹介する。

1. 米国金属関係及びセラミックス関係の両学会共催の1981年秋季大会¹⁾への出席

この大会は、ケンタッキー州ルービル市で3日間と半日開催され、金属・セラミックスの両関係者が一堂に会し、両者が関心を持つ基礎的共通テーマについて、お互に意見を交換する場が設けられた。

このようなことは初めての試みで、本大会の案内にも大きくとりあげられていた。

とりあげられたテーマは、このような企画にに応じて、電子顕微鏡技術、粉末技術、材料の欠陥発生・破壊メカニズムといった内容を中心に組まれていた。この企画は金属・セラミックスの技術者がお互に相手がどんな考えを持ち、研究を進めているかを知り得て、興味ある企画だったといえよう。

技術的内容は金属あるいはセラミックスの調査内容の項でふれることにする。開催地であるルービル市はオハイオ川に面し、米国中部の地方都市で、会場は市内コモンウェルス コンベンションセンターという100名前後の入れる部屋を30以上ももつ立派な会議場であった。こゝで合計88のセッションが13の部屋で同時進行した。前掲のテーマの部屋は大体満員に近く盛況であったが、そうでない部屋もいくつかあった。会場には女性

の姿も多く、発表された方もかなりあったもようで、この分野での活躍が目についた。この大会を通じ、またあとで述べる訪問先での印象と合わせ感じたことの一つは、このような基礎的分野に携わる技術者の層が厚く、多くの人が熱心に取り組んでいることで、米国の技術の底辺の一部をかいまみたように感じたのは筆者のみではなかったようである。

2. セラミックス関係の研究の現状と動向

前述の学会への出席のほか、海軍研究所、ペンシルベニア・ワシントン・カルフォルニア各大学及びEPRI（電力中央研究所）の計5カ所を訪問した。限られた短期間の調査であるが、その間Rice, Bradt, Mueller, Evans 各教授など多くの人々に面接し、研究設備の見学を含め、現在と取り組んでいる研究内容や問題について広く意見を聞くことができた。これらの意見や学会の発表内容より、その研究動向を要約すれば次のように言えよう。

1) 高温長時間応力下での材料の劣化： 材料の劣化の要因の解明、例えば応力下のき裂成長と劣化の関係、更に酸化・腐食による影響などについて、基礎的かつ総合的研究が各方面で行われている。これらの研究に対応して、欠陥の検出法・欠陥近傍の応力状態の改善・コーティング法などの強化対策の研究を多くの人が行っている。

2) 信頼性の向上： 上記1)項にも関連して、10～100ミクロンの欠陥の検出は信頼性の向上に必要で、エレクトロニクス研究者の協力を得て、内部欠陥に対して有用であるX線のほか、くさび形トランスデューサーによる超音波（振動数50～200MHz）を使用した表面欠陥の検出の研究が進められており、内部欠陥に対してはCスキヤン法をとり入れている。またOpt-Acoustic

（昭和57年2月原稿受付）

Techniques による研究も行われている。一方寿命予測の手段として保証試験が有効であるとし、またクリープなどの長時間データの蓄積が必要と指摘していた。

3) 破壊メカニズムなどの説明: 材料研究者と機械設計者の強力な協力体制のもとに、動的応力下の破壊メカニズムの理解のため、動的応力拡大係数の導入、部品間接触応力下での破壊モードの研究など基礎的な研究に多くの努力がされている。特にワシントン大学ではカリキュラムにも反映させるなどその意欲がうかがわれた。

以上要約したように、予想以上に基礎的研究が、材料・機械・エレクトロニクスの技術者の協力により、多くの大学・研究所などで進められている。このことは、セラミックスに対するニーズに対応して、もう一度セラミックスを根底より見直し、更に大きな向上を求めんとする熱意からくるものであろう。

3. 耐熱金属材料関係の研究の現状と動向

学会への出席の後、空軍材料研究所・ハウメット社 (Alloy Div. Dover, N. Y.)・キャメロン社・ギャレット社・サーティファイドアロイ社の5カ所を訪問した。学会の発表内容を含め、これらの訪問を通じて言えることは、材料の研究開発の大多数が、NASAとか空軍材料研究所などの国立機関が中心で、自らの研究と民間に委託される多くの契約による研究により行われており、民間の材料メーカーが自ら行う研究は少いようである。以下研究の現状と動向について要約する。

1) 入手困難な資源 (原材料) の問題: Co やCrのように米国に余り産出せず、国際情勢によっては入手困難が予想される原材料を、できるだけ使用しない材料の開発と、このような原材料を多量に含有する合金の再使用に関する研究が盛んである。学会においても、政府関係者の資源の現況報告に始まり、多くの発表がされた。訪問したメーカーでもこの問題を取りあげ、特に再使用についての研究を行っている。

2) メルティングストック・一方向凝固技術の研究: メルティングストックの製造については、狭い許容成分範囲のコントロールと不純物の低減、特に酸素と窒素の制限がポイントであり、分析技術が非常に重要となる。メルティングス

tockのメーカーは分析値のみを保証し、材料の機械的特性は保証しないのが通例である。

一方向凝固技術の中で、柱状晶合金 (DS) については、PWA社の1422合金のほかに、GE社のRené 150合金の開発も行われている。また単結晶合金 (SC) についてもその製造技術の研究及び部品としての実用化研究も盛んである。共晶合金については、GE社のNiTaC系、PWA社の $r/r' - \delta$ 系及び今回の学会で発表のあったUnited Technologies社の鉄系の合金などの研究が進んでいる。

3) 金属間化合物、粉末冶金利用合金等の研究: 空軍材料研究所ではAlの金属間化合物の研究が行われており、密度の小さいことなどジェットエンジン部品としては有利な性質をもっており、ディスク材として開発されている。従来金属間化合物は伸びが少いといわれていたが、伸びも大幅に改善されたとして自信をもっており、直径8mm位の棒を床に投げつけるデモンストレーションを行ったほどであった。また超高速冷却粉 (RSP) を用いたタービン翼の研究にも注力していた。またキャメロン社ではディスク材として、René 95, IN100などの粉末冶金製合金について研究と製作の実績をあげており、また恒温鍛造の研究も進み実用化も近いとの説明もあった。

以上のほかにもいろいろの研究が活発に進められている。しかしいずれもが有望というわけでもないとの声もありこれら米国の研究動向を注目しながら、今後の研究方向を考えねばなるまい。

以上、セラミックス及び金属材料の研究の動向について述べたが、この方面に関与する大学・研究所・メーカーの技術者の層が厚く、相互の関係も密であることを改めて認識した次第である。

最後に、今回の調査に当たり、調査団の団長をお引き受け頂き、ご指導を賜った当技術研究組合の顧問である名古屋工業技術試験所、奥田博部長 (セラミックス) 及び金属材料技術研究所、山崎道夫総合研究官 (耐熱金属) のご意見及び団員各位の報告内容をこの見聞記の随所に入れさせて頂いたことを附言し謝意を表する。

注1) 1981 Fall Meeting, The Metallurgical Society of AIME and Basic Science Division of ACerS

レニングラード工科大学に出張して

関東学院大学工学部 渡部 一郎

1. はしがき

1981年9月13日～20日、レニングラード工科大学の招聘により出張した。このことの仕掛人は、1979年秋私が出席したチェコスロバキアのプラハで開催された「産業用圧縮機に関するシンポジウム」に、同じく招待講演に来ていたレニングラード工科大学 J. B. Galerkin¹⁾ 教授であって、ターボ機械の講演、討論、技術情報の交換に来てくれというものであった。ソ連のことであるから個人的の招待では何かと不便も多いかと考え、正式の招待状が入用であると言っておいた処、8月末正式の招待状が来て、9月中10日間以内ならば筆者の都合よき日で良いこと、旅費は出せないけれども宿泊費その他はすべて負担することが書いてあった。それで上記約1週間の出張をした訳で、ここにはレニングラード工科大学のこと、H3Л^{エスセーエリ}工場の見学談などを散文的に述べて見よう。

2. レニングラード工科大学

レニングラード工科大学正確にはカリーニン名レニングラード工科大学 (Ленинградский Политехнический Институт им. М.И. Калинина, ^{エリペーイー}以下には略称 ЛПИ を用いる) は1899年の創設、1902年10月経済学部、金属学部、電気機械学部、造船学部が設立。1917年10月の社会主義革命を経てさらに拡張、現在は水力工学部、電気機械学部、エネルギー機械学部、物理機械学部、物理冶金学部、経済工学学部、ラジオ物理学部、夜間学部、通信学部がある。ЛПИ では第2外国語は英語か独語、夜間学部は6:30～10:00 pm とのこと。エネルギー機械学部は1934年に設立され、ここには compressor chair (圧縮機講座) があって前記 Galerkin 教授はここに属している。エネルギー機械学部にはつぎの8講座がある。1. 内燃機関、2. 水力機械、3. 蒸気ボイラ、4. 蒸気タービンとガスタービン、5. 建設土木機械、6. 圧縮機、

7. エネルギープラント、8. 熱工学基礎。学年は5年半で、学生は各講座を混成学習する由。ЛПИ 全体では講座数は100とのこと。この圧縮機講座は教授3、助教授8、主任1、助手2の構成。学生数はこの講座だけで毎年50名(5年半だから全学生数は250名)、卒業生数は毎年40名という。研究は企業と密接に関連、研究費は最高教育省から来る由。6年次に(a)圧縮機講座で働いている学生は20名、(b)企業と契約している学生30名で、年に企業から400,000 ルーブル(1ルーブル350円として1億4000万円)がこの講座へ払い込まれるが、これは(b)の学生の給料だけでなく教授にも支払われる由。この圧縮機講座の研究対象は産業用圧縮機(遠心および往復圧縮機)に限られ、交通機関用圧縮機は含まれないというから、日本から見ると妙な分類である。

紙数の制約のため機械工学関係の教授内容は割愛させていたが、第1セミスタは9月初旬に始まり、12月末～1月が試験、2月始めの休暇をはさみ2月中旬～5月中旬が第2セミスタ、つづいて試験。第6年次は9月～2月が製作実習、論文作製となっている。各セミスタの週数はセミスタ1～5は17週、6～10セミスタは14または15週となっており、日本より多いようだ。

Galerkin 教授が短時間ではあったが、研究室を案内して呉れた。図1の(a)はソ連で用いられて

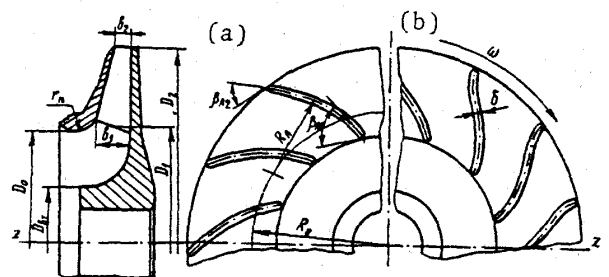


図1 (a)伝統的遠心羽根車と(b)ЛПИ遠心羽根車

(昭和56年12月16日原稿受付)

いた伝統的遠心羽根車であるが、これに対してЛПИで研究開発した羽根車が(b)に示してある。この羽根車はすでに研究開発を終り研究室の隅においてあったが、その設計概念はGalerkin論文²⁾に詳記してある。このЛПИ遠心羽根車では、最適負荷分布としては平均相対速度に対する減速比0.66~0.71, 高速羽根車で0.57となっており、実験結果もЛПИ羽根車の方が効率、圧力係数がともにすぐれていることが示されている。

700kW電気動力計で遠心圧縮機を10,000rpmまで増速駆動する閉回路試験装置があり、回路の内圧は100ataまで高められるという。Re数の影響の研究用とのこと、結果は注目に値すると思う。Ismailov助教授は半導体を用いて非定常流れを測定、ジェットとウェークの研究を行っていた。ほかに遠心圧縮機の性能試験装置が3基あり、回転数は18,000rpmまで高められるという。遠心羽根車流路内相対流れをヨーメータと圧力分布で計測していた。³⁾リターンチャンネルも研究であった。

実験室の戸棚に図2に示す実験装置が置いてあった。Galerkin教授が以前に実験したもので、非粘性ポテンシャル流れ理論の式 $\nabla^2\phi=0$ の ϕ は電磁場におけるポテンシャルと置き換えられる相似関係を利用したものである。彼の論文³⁾には詳

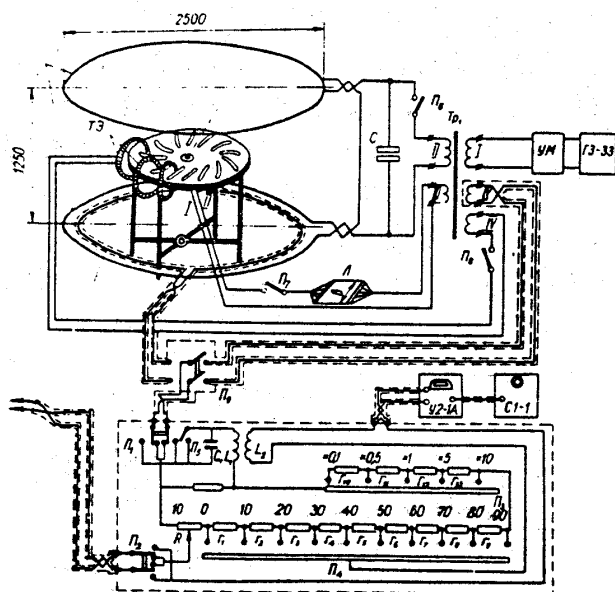


図2 電磁相似則による羽根車内ポテンシャル流れの実験装置

細な結果は発表されていないが、図から判断されるように、銅製羽根車のまわりをstylusで等電磁ポテンシャルの軌跡を求めて流線を見出す方法である。ポテンシャル流れという制約のため、現時点ではあまり魅力はない。

3. レーニン名ネフスキー工場 ^{エヌゼーエリ} НЗЛ (Невский Завод имени В.И. Ленина) 見学記

Neva河畔に1857年設立され、始めは溶鉱と機械工作の工場であったが、革命以降、ガスタービン、電動機駆動遠心圧縮機、蒸気タービン、送風機、軸流圧縮機等の設計、生産をする最新のソ連主力企業の1つとなった。1947年1000kW実験用ガスタービン1号機の開発以降、НЗЛでは15型式以上のガスタービンが生産されて来た。これらの中には発電用ガスタービン、冶金工業、化学工業の廃熱利用ガスタービン、ガスパイプラインの圧縮機ステーションにおけるガスタービンなどが含まれている。25MWГТН-25パイプライン用ガスタービンは全自動式で、もう一まわり小さい10MWのパイプライン用ガスタービンと共に現在かなり生産が行なわれている。現場で美人通訳を通して圧縮機製造部最高設計者ビクトロビッチ氏、ターボ機械実験研究課マネージャ、ポリソビッチ氏から説明を受けたが、燃焼室のガスノズルは外側円周ノズルと内側円周ノズルが互に反対の接線方向にガスを噴出するので、混合が良く燃焼室の長さは極めて短いことが特長と言うことであった。これらガスタービンの軸受は白メタルでレモン状断面。燃焼室には水噴射は行なわぬ由。タービン入口温度は800℃、950℃とのこと。クリスマストリーは縦型と横型のブローチで製作。圧縮機翼はダブテールを用いて取付ける点は西側のやり方と全く同じであった。

高炉用ターボ圧縮機も多数生産しており、1940年代は容量2000~4000m³/min, 圧力2.8kgf/cm²であったが、1952年以降高炉用として2700, 3200, 5000m³/minの生産を開始、現在は圧力5~6kgf/cm², 容量4000~7000m³/min, 消費動力18~30MWであるという。駆動蒸気タービンは入口蒸気条件8.83MPa, 535℃および3.43MPa, 435℃の復水タービン。これら高炉用ターボ圧縮機はブルガリア、中国、エジプト、ハンガ

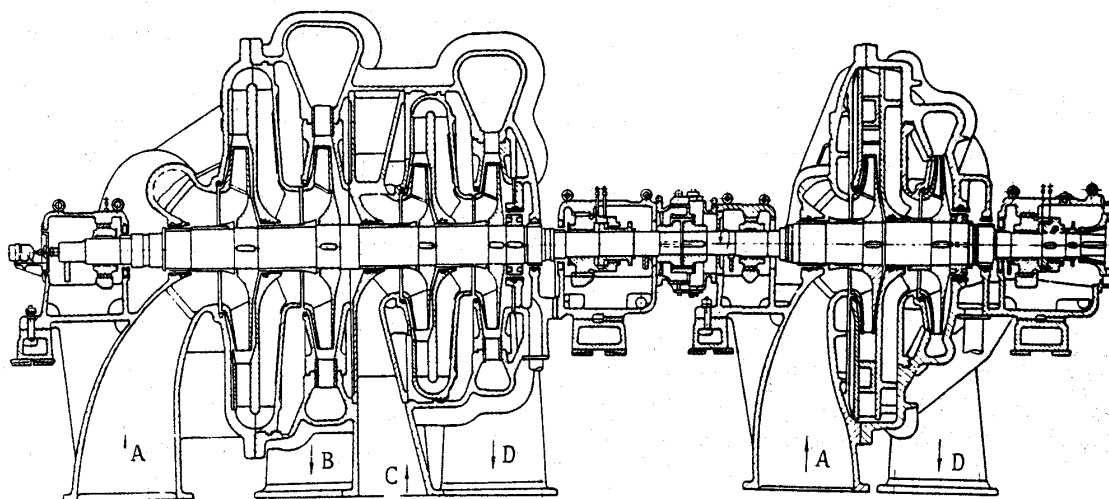


図3 空気分離装置用蒸気タービン駆動遠心空気圧縮機 K 3000-61-1 型

リ、インド、イラン等に輸出。

図3は空気分離装置用蒸気タービン駆動遠心空気圧縮機 K 3000-61-1 型の断面図で、圧縮機は2シリンダよりなり、第1シリンダは4段、中間冷却器を内蔵している。2段を内蔵する第2シリンダへ行く途中にも中間冷却器がある。圧縮機のサージングに対し、圧縮機には自動保護装置を装着。駆動タービンと圧縮機の回転数を自動的に変換する装置もある。吸入圧力 0.97 atm abs., 吸入温度 +20℃ のときの吸入流量 3200 m³/min, 吐出圧力 6.6 kgf/cm², 駆動動力 14250 kW, 回転数 3260 rpm, 駆動蒸気タービンの初圧力 90 kgf/cm², 初温度 535℃, 最大動力 20500 kW, 回転数 2500 ~ 3500 rpm となっている。

4. ЛПИ における筆者の講演

9月15日(火), 16日(水)の2:00~4:30 pm, それぞれ "Compressors in Japan", "Problems concerning Centrifugal and Mixed-Flow Compressors" と題した講演を行った。聴講者数 50 ~ 60 名, 内訳は ЛПИ の学生と外部の人 (たとえば НЗЛ) が半々であった。前者の講演は 1979 年 10 月 チェコスロバキアのプラハで筆者が講演したもので、2 年間の空白があり、これを日本から持参した各社カタログを回覧することで補足した。後者は私の長年の研究を述べたもので、前者の逐次通訳は ЛПИ の英語の先生 Nelly 女史, 後者の場合は Ismailov 助教授であった。

Центробежны Компрессорны Машины

（遠心圧縮機）の著者 В.ф. Рис が 2 日間聴きに來ていた。彼は НЗЛ の圧縮機関係の技師長だかを長年勤め、現在は囑託の如き地位とか。IHI にいた浜島操氏と筆者が上記著書を和訳、コロナ社から出版したものをもって來てサインを求められたし、また新版（第3版）を寄贈してくれた。写真4は講演中、写真5は講演後の写真であって、写真5は左から座長をした Galerkin 教授、右端が Рис 博士であり、同博士は筆者の研究が直線放射状翼羽根車に片寄りすぎているから、長生きして彎曲

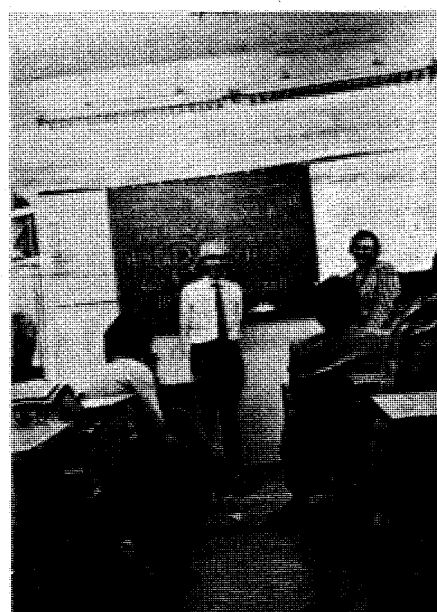


写真4 講演中の筆者と逐次通訳の Nelly 女史

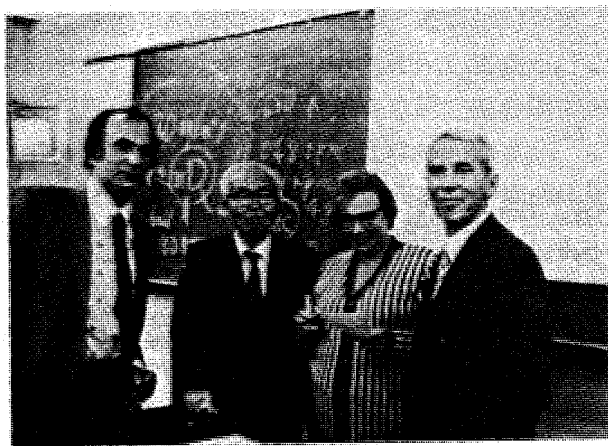


写真5 左よりGalerkin教授, 筆者,
Nelly 女史, B.Φ.Рис 博士

翼羽根車も研究するようにコメントをくれた。それで筆者は、日本の平均寿命も延びたので、100才まで長生きして研究すると冗談を飛ばせた。日本各社製の圧縮機に対しても種々質問が出たが、筆者に不明の箇所は各社に直接問合わせよう頼んで講演を終った。

- 1) 英語名が分っている場合は英語名を用いた。
- 2) Galerkin, J. B.ほか1名, Учебное пособие, ЛПИ(1979)
- 3) Galerkin, Jouri. La Termotecnica, 28-6,7 (1974-6,7), 314, 317

死 去 会 員

正 会 員 仲 西 啓 一 君 42才 日産自動車㈱
昭和57年2月27日 逝去
ご 遺 族 横浜市金沢区釜利谷町1917-229
仲 西 喜代子 殿

本会に関する記事

昭和47年5月 入会

同氏には本会各種委員として御活躍いただきました。謹しんで哀悼の意を表します。

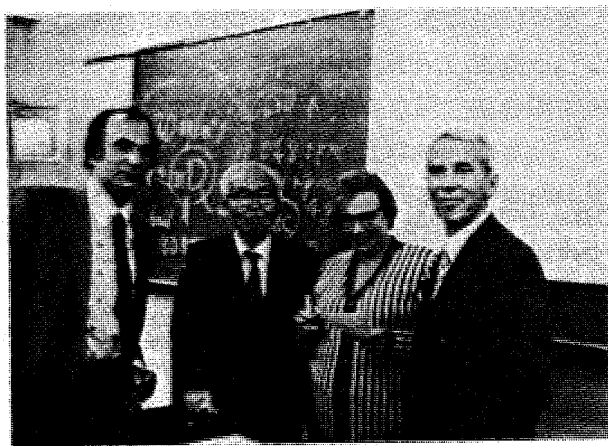


写真5 左よりGalerkin教授, 筆者,
Nelly 女史, B.Φ.Рис 博士

翼羽根車も研究するようにコメントをくれた。それで筆者は、日本の平均寿命も延びたので、100才まで長生きして研究すると冗談を飛ばせた。日本各社製の圧縮機に対しても種々質問が出たが、筆者に不明の箇所は各社に直接問合わせよう頼んで講演を終った。

- 1) 英語名が分っている場合は英語名を用いた。
- 2) Galerkin, J. B.ほか1名, Учебное пособие, ЛПИ(1979)
- 3) Galerkin, Jouri. La Termotecnica, 28-6,7 (1974-6,7), 314, 317

死 去 会 員

正 会 員 仲 西 啓 一 君 42才 日産自動車㈱
昭和57年2月27日 逝去
ご 遺 族 横浜市金沢区釜利谷町1917-229
仲 西 喜代子 殿

本会に関する記事

昭和47年5月 入会

同氏には本会各種委員として御活躍いただきました。謹しんで哀悼の意を表します。

米国DOE会議に参加して

日産自動車 伊藤 高根

昨年10月26日から29日までの4日間、米国エネルギー庁(DOE)主催の Automotive Technology Development Contractors Coordination Meeting がミシガン州ディアボーンに於て開催され出席する機会を得ましたのでその印象などをお伝えします。この会議はDOE・C.C.M.と略称されていますがその前進はEPA主催の自動車用代替エンジンの開発にさかのぼり、その後ERDAに引継がれ、現在はDOEのプロジェクトとなっています。今までは毎年5月と10月頃の年2回会議が行われ開発状況が各コントラクタ会社から報告されていましたが、レーガン政権誕生後の経費削減により昨年は年1度となってしまいました。

現在このC.C.M.であつちつしている中味は大きく分けて次のようになります。(括弧内数字は今回発表件数)

- (1) 自動車用ガスタービンエンジン開発 (5)
- (2) 自動車用スターリングエンジン開発 (14)
- (3) セラミックス技術の開発 (13)
- (4) 車両システム開発 (6)
- (5) 代替燃料 (17)

米国においては自動車用に使用される石油燃料の全体に占める割合は50%近くであり、石油を輸入にたよる体質にするためには自動車用原動機の改良が是非とも必要との観点に立ち、将来の有望な代替エンジンの最有力候補としてガスタービンとスターリングエンジンが対象となっています。又、セラミックス技術の開発はガスタービンエンジンの開発と関連づけて進められていますが、今までのガスタービンに使用されている超耐熱合金の成分、ニッケル、コバルトなどは生産地が限られ戦略物資となり得るので、このような不安定な物質にたよっているのは国策としていかにも不安があり、国内で手当のできるセラミックスを是非とも物にしたいとの考えが裏にあるのは明らかで

す。スターリングエンジンは燃費の面でも注目されているエンジンですが、自動車用についてはスウェーデンの United Stirling 社が技術的に進んでおり、サブコントラクタに引き込み、本格的な、自動車用エンジンの開発を進めています。早く技術を米国のものにしたいというのがその目的の一つになっているようです。

さてガスタービン関係に焦点を絞って会議の概要を述べることにします。関連のプロジェクトは次のように分けることができます。

- (1) AGTプロジェクト(Advanced Gas Turbine Powertrain System Development Project)
- (2) CATEプロジェクト(Ceramic Applications in Turbine Engines Project)
- (3) Inter/Intra City Bus プログラム
- (4) セラミック基礎技術

(3)のバスプログラムはGMの Detroit Diesel Allison Division (DDA)の開発したGT404 エンジン搭載のガスタービンバスを一般路線に入れディーゼルバスと同じように使ってみて、ドライバー、お客からのフィードバックをはじめ、使用経験のデータを取ろうという試みで行われ、当初3phaseの12年計画であったが、予算削減のあおりを受け今回かぎりで行切りということで、最終報告⁽¹⁾となりました。結果をまとめ表1に示しておきます。特に都市内のスタート・ストップのモードはガスタービンにはかなりきついようと思わぬトラブルもあったようですが乗客の印象は非常に良かったようです。

CATEプロジェクト⁽²⁾はGT404エンジンをベースに順次部品をセラミックスにおきかえてゆき(図1)、セラミックスの使用技術の開発をしながらエンジン効率を高めて行こうというものです。セラミックス化は3段階にわかれ図2に示すような燃費向上をねらっています。現在1,900°Fが終了し、2,070°FのSTEP II を実行中でガス発生機部分は

(昭和57年2月4日原稿受付)

表 1. 都市間/都市内バスプログラム

項 目		都 市 間 走 行 バ ス	都 市 内 走 行 バ ス
コ ン ト ラ ク タ ー		Greyhound Lines	Booz Allen 2 Hamilton
使 用 エ ン ジ ン		GT 404-4 5台	GT404-4 6台
使 用 車 輛		Coach 4台	Coac h 4台
ト ラ ン ス ミ ッ シ ョ ン		HT740CT 自動変速機	V730CT 自動変速機
使 用 路 線		(1) Washinton D.C. ~ Philadelphia (2) Chicago ~ Louisville	Baltimore ~ Annapolis
走 行 距 離		170, 610 マイル	19, 660 マイル
走 行 燃 費		4.26 mpg (ディーゼルは 5.66 mpg)	2.7 mpg (ディーゼルは 4.5 mpg)
故障走行 当り距 離の離	コ ー チ	5,170 マイル / 故障	862 マイル / 故障
	エ ン ジ ン	4,265 "	2,107 "
	変 速 機	21,326 "	6,322 "

すべてセラミック化するところまできており、注目のセラミックブレードのテストの報告がありました。メタルディスクにセラミックブレードを植え込みコールドスピントスト、ホットリグテスト、着火テスト、定常テスト(TIT=925℃)を実施し今のところ問題なしと言っていますが、強度がまた不十分な面もあり製造プロセスの改善計画を並行して進めているようです。STEPⅢの2,265°Fはやはり予算削減で設計のみで終了することにな

りそうです。

DOE の計画の中で、我々が最も興味を持っているのは何と言っても AGT 計画です。このプログラムの目標を表 2 に、又開発日程を図 3 に示しますが、現在、NASA-Lewis Research Center の、technical management の元に、DDA/Pontiac チームと Garrete Turbine Engine Company/Ford Motor のチームとがそれぞれ 2 軸式(図 4)、

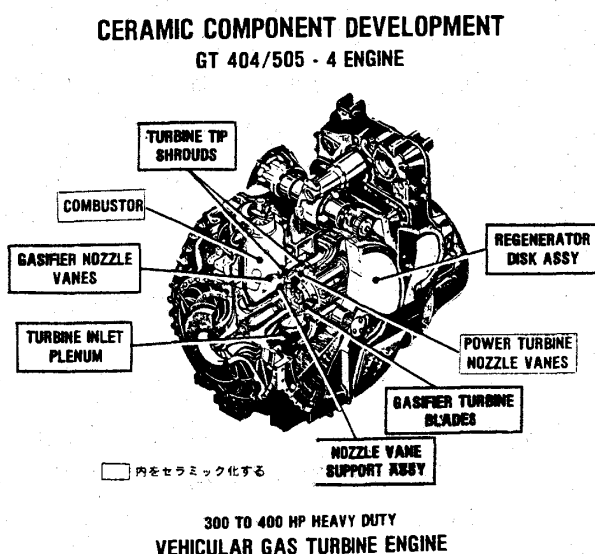


図 1. CATEプロジェクトのセラミック化部品

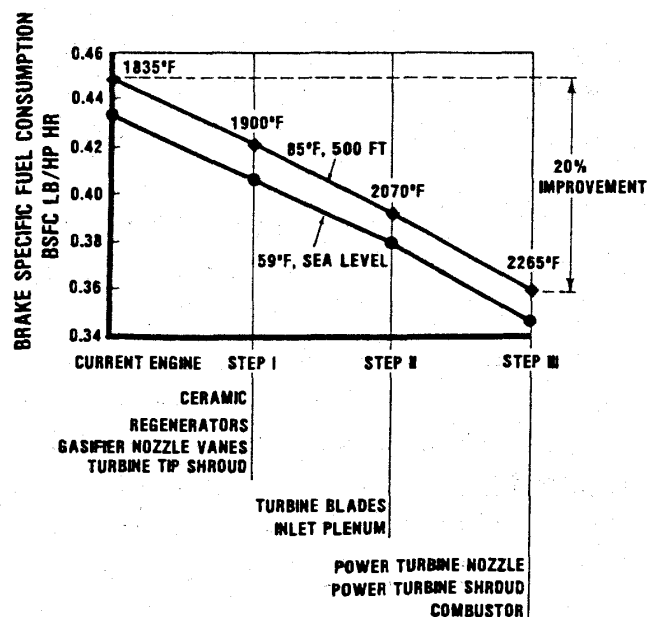


図 2. セラミック化と燃料消費率 (CATE)

表 2. AGTプロジェクトの開発目標

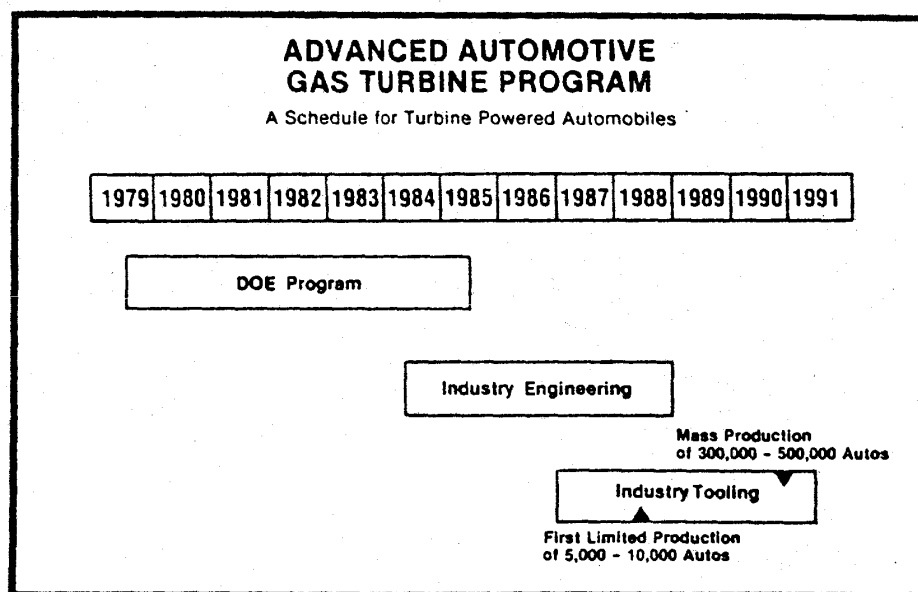
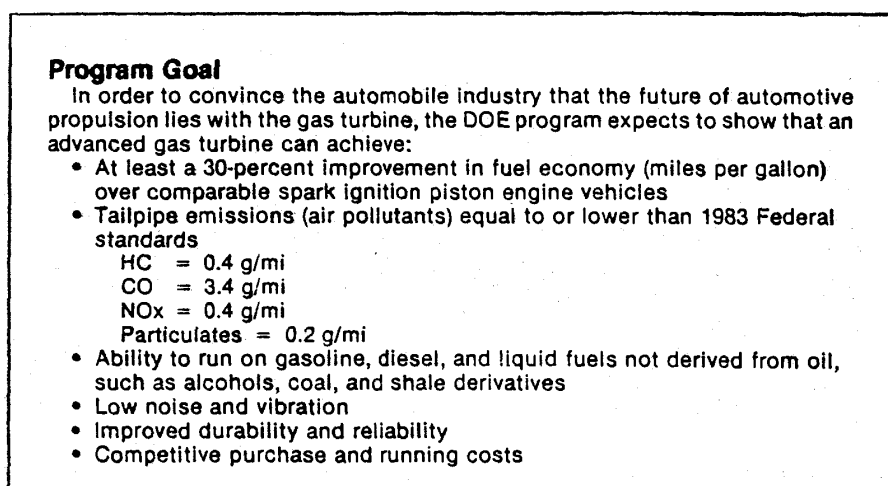


図 3. AGTプロジェクト開発日程

1軸式(図5)の乗用車用セラミックガスタービンの開発を競争して進めており、1982年秋頃には、このうちどちらか1つのチームを選ぶことになるようです。この計画が成功するかどうかは、(1)セラミック部品、特にタービンロータがうまく作れて回わせるか、(2)小型(流量0.3~0.38kg/sec程度)の、空力コンポーネントの効率が予定どおり出せるか

り、はじめに危惧されたようなことはなさそうで、どちらのチームもこの分では目標値の変更は必要なかろうと報告しています。セラミックエンジンとしてはまだ出来上っていませんが、部品をメタルで造った Model I エンジンが出来上りテストランが始められ、これからがいよいよ面白くなるというところです。展示されているモックアップエ

どうか、にかかっています。セラミック部品については米国の主なセラミックメーカーは全てこの計画に参加し、それぞれの得意な分野をうけもって開発に努力していますが、何といっても一番の難物はセラミックラジアルタービンロータの製造でDAチームは主としてSiC系で、Garrettチームは主としてSi₃N₄系で開発を進めており、どちらもようやく形ができるようになり、コールドスピントストが開始されたという段階ですが、最新データではかなりよい結果がでており、10万RPMを超えた結果が報告されました⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾⁽⁶⁾⁽⁷⁾。コールドで成功してもホットになったときにメタル軸との継ぎの問題などが出るでしょうし、まだまだ難関はいくつもあるようですが、1つの大きな山をのり越えつつあるという感を強くしました。他方、小形空力コンポーネントの開発も順調に進んでおり、まだ最終目標は達成していませんが、中間目標を予定どおりか、幾分上回る程度の成果が出てお

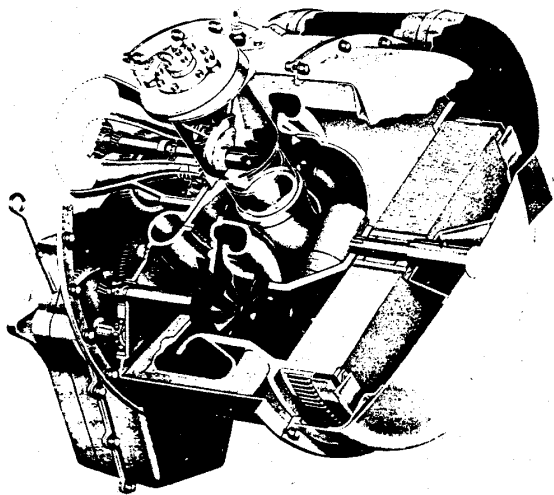


図4. DDAの2軸セラミックエンジン (AGT-100)

ンジンや部品を見ていると、完成したときの事を想像し何となくワクワクしてきますし、是非とも成功してほしいと思いますが、今回の会議に出席しての不安はレーガン政権による予算削減の影響です。DOEのプロジェクトの予算は大幅に削られており、会議の一般討議の中でもこれでは日本に敗けてしまうと説明役の下院議員を困らせる一幕もありました。DOEそのものをなくしてしまうとの大統領のステートメントが昨年暮に出されました。現プロジェクトは商務省の下で続けられるようですが、内容の大幅削減は避けられないようで、その辺を担当者に聞いてみると「先のことは解らんが、そのうち大統領も変わるだろう」と表面的には平静を保っていますが、弱ったことだとの感は否定できません。DOEの今までの規模に比べれば足元にも及びませんが、同じことを目指してきた一技術者として米国のセラミックガスタービンの開発に関する情勢が好転することを願って筆をおきます。

参 考 文 献

- (1) Nigro, D.N., "Inter/Intra City Bus Programs"
- (2) Byrd, J.A., "Ceramic Applications in Turbine Engines (CATE)"
- (3) Helms, H.E., "Advanced Gas Turbine Powertrain System Development Project-Detroit Diesel Allison Division General Motors Corporation"

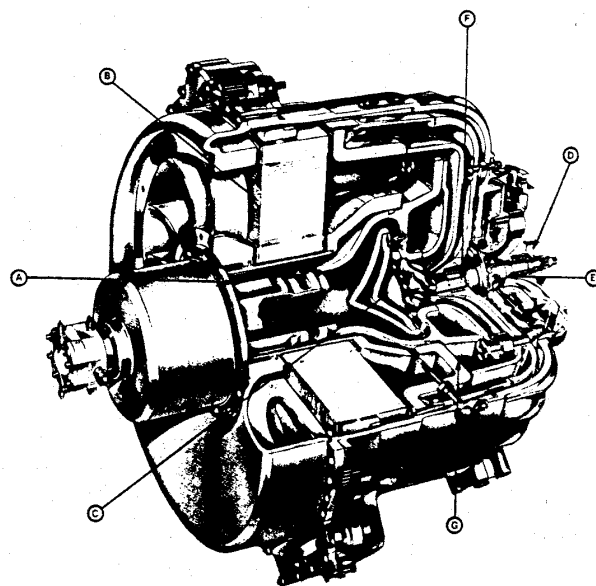


図5. Garrett の1軸セラミックエンジン (AGT-101)

- (4) Rackly, R.A., Kidwell, J.R., "The AGT Advanced Automotive Gas Turbine-Garrett Turbine Engine Company"
- (5) Styhr, K.H., "Fabrication of Silicon Nitride Engine Components"
- (6) Mangels, J.A., "Sintered Reaction Bonded Silicon Nitride For The AGT101 Turbine Rotor - An Update"
- (7) Storm, R.S., "Net Shape Fabrication of Silicon Carbide Turbine Components"

以上いずれもPre-print Paper, Automotive Technology Development Contractors Coordination Meeting, Oct. 1981, Dearborn

新製品 紹介

三菱・新型大容量ガスタービン MW-701D及びMW-501D型

三菱重工業㈱ 高砂製作所技術部 大久保 敦 生

1. まえがき

三菱重工業は、最新の高温技術を駆使した大容量ガスタービンMW-701D（図-1）及びMW-501D型の開発・製作を進めて来たが、このほどこれらの初号機に対する工場実負荷試験によってその性能及び信頼性の実機検証試験を完了した。

以下に紹介するのは、高性能ガスタービンMW-701D及びMW-501D型の概要である。

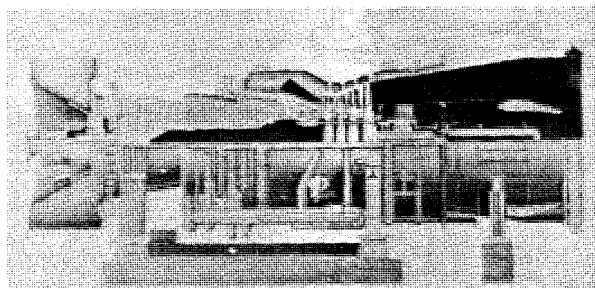


図-1 MW-701D型ガスタービン

2. 仕様および特長

MW-501D型は、納入台数150台以上、総運転時間200万時間以上という豊富な実績をもつMW-501シリーズで蓄積した運転経験を基に、信頼性向上のための諸改善と最新の高温技術導入による高性能化を図った60Hz用ガスタービンである。

MW-701D型は、MW-501D型をベースに、流体的・機械的特性がMW-501D型と同等になるように、相似設計手法を用いて開発した50Hz用ガスタービンである。

MW-701D及びMW-501D型の仕様は、表-1に示すように、圧縮機は軸流形19段・圧圧比14、タービンは反動形4段であり、いずれも二軸受支持方式を採用している。

（昭和57年1月25日原稿受付）

表-1 MW-701D, MW-501D型の仕様

項目	型番	701D型	501D型
圧縮機	段数	19	19
	圧力比	14	14
	空気流量 (kg/s)	440	353
	抽気段数	3	3
	車室構造	水平二分割式	水平二分割式
タービン	段数	4	4
	1段動翼入口ガス温度℃	1,085	1,085
	強制空冷翼（静翼）	1, 2段	1, 2段
	“（動翼）	1, 2段	1, 2段
	車室構造	水平二分割式	水平二分割式
燃焼器	形式×個数	キャン形×18	キャン形×14
	点火装置×個数	火花放電式×2	火花放電式×2
ロータ	形式	二軸受支持方式	二軸受支持方式
	回転数 (rpm)	3,000	3,600
	全長 (m)	9.9	9.6
	重量（翼を含む）(ton)	5.5	3.5

表-2 MW-701D, MW-501D型の
性能主要目

大気条件 15℃×760 mmHg
燃 料 天然ガス
吸・排気損失 75×75 mm H₂O

項目	型番	701D型 (50Hz用)	501D型 (60Hz用)
発電機端出力	MW	122	100
熱効率（低位基準）	%	32.6	32.6
タービン入口ガス温度	℃	1,085	1,085
排ガス温度	℃	520	520
圧力比		14	14
排ガス流量	kg/s	449	360

表-2は、MW-701D/501D型の性能主要目である。両者のサイクル効率は同等であるが、MW-701Dの出力は、流量増加によりMW-501Dに比べ22%増えている。

MW-701D/501D型は、従来のMW-701/501(AA, B)シリーズから次の点の改良を行

なっている。

- (1) 圧縮機
 - (a) 圧力比の増加によるサイクル効率の向上
 - (b) 段間シールの強化による要素効率の向上
 - (c) 静翼表面の特殊コーティングによる翼損失の低減
 - (d) 各段の翼負荷配分の最適化によるサージングマージンの増加
- (2) 燃燃器
 - (a) 内筒のフィルム冷却の強化による壁面温度の低下と均一化
- (3) タービン
 - (a) 最終段動翼の長翼化による排ガス流出損失の低減
 - (b) 1段静翼の単独翼化による翼寿命の延長
 - (c) タービン冷却空気系統の改善

図-2に示すタービン冷却空気系統により、各部へ供給する冷却空気条件（温度・圧力）の最適化を図り、冷却空気損失を最小に押えている。
 - (d) 1, 2段動静翼の効果的な空冷化

最も厳しい雰囲気中に曝される

1段静翼は、図-3に示す冷却機構より成り立っており、ダブルインサート冷却に加えフィルム冷却及び後縁部にピンフィン冷却を採

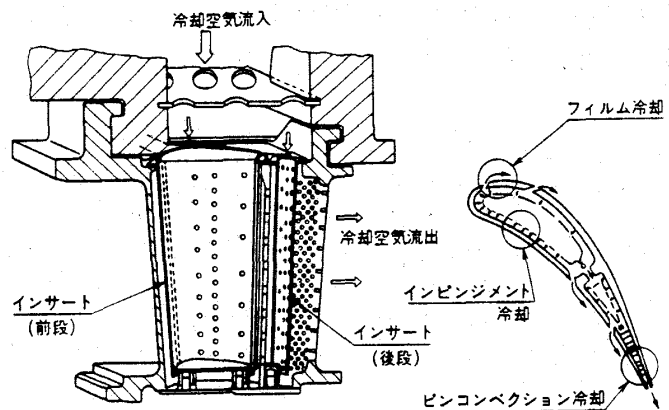
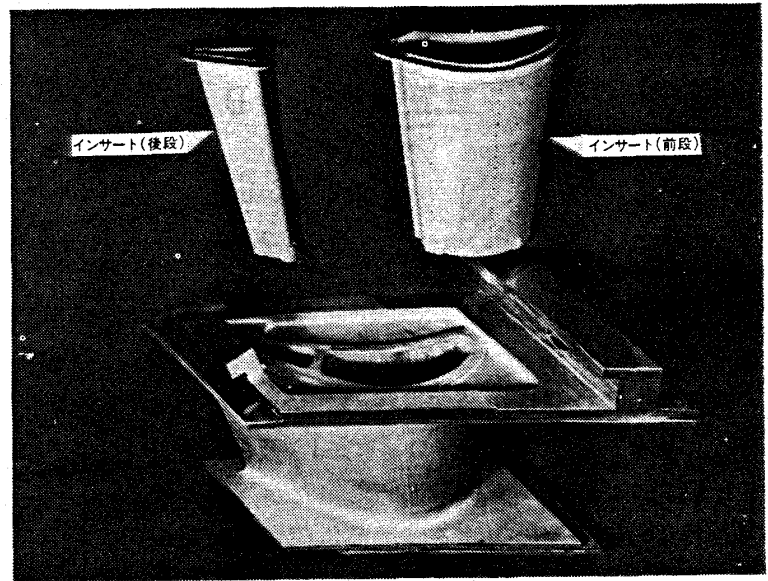


図-3 MW-701D/501D型タービン1段静翼

用し、メタル温度の低減を図っている。

3. 工場実負荷試験

新型ガスタービンMW-701D（図-4）及びMW-501D型は、各々、初号機の製作を昭和56年8月と10月に完了し、三菱重工業㈱高砂製作所ガスタービン運転場において、発電機及び負荷吸収設備（図-5）と結合し、約4ヶ月間に亘り実負荷試験を実施した。試験では、通常計測に加え特殊計測（計測点数：温度=160点、圧力=170点）を行ない、ガスタービンの内部特性を把握し、機械的特性及び信頼性を確認した。また、性能試験では、全負荷性能・部分負荷性能及びコンバインドサイクルとして重要なI.G.V.（入口案

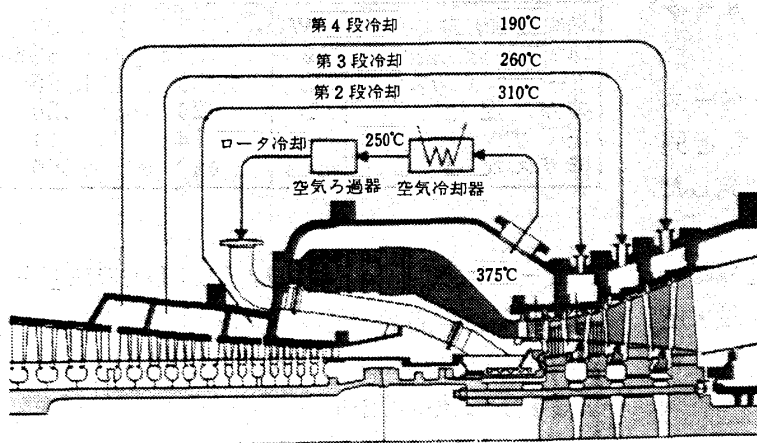


図-2 タービン冷却空気系統

内翼)変化時の性能を実測し、定格時性能が、表-2に示す計画性能を十分満足していることを確認した。

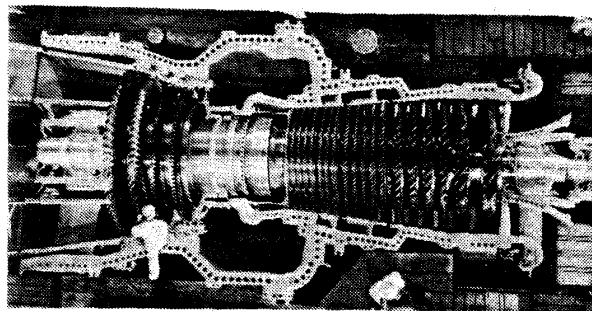


図-4 工場組立中のMW-701D型
ガスタービン

4. あとがき

50 Hz 機 MW-701D 及び 60 Hz 機 MW-501D 型は、最近の石油価格の高騰を背景にクローズアップしつつあるコンバインドサイクル用として使用され、高いプラント効率を発揮することにより省エネルギーという社会的要求に応えることが期待されている。

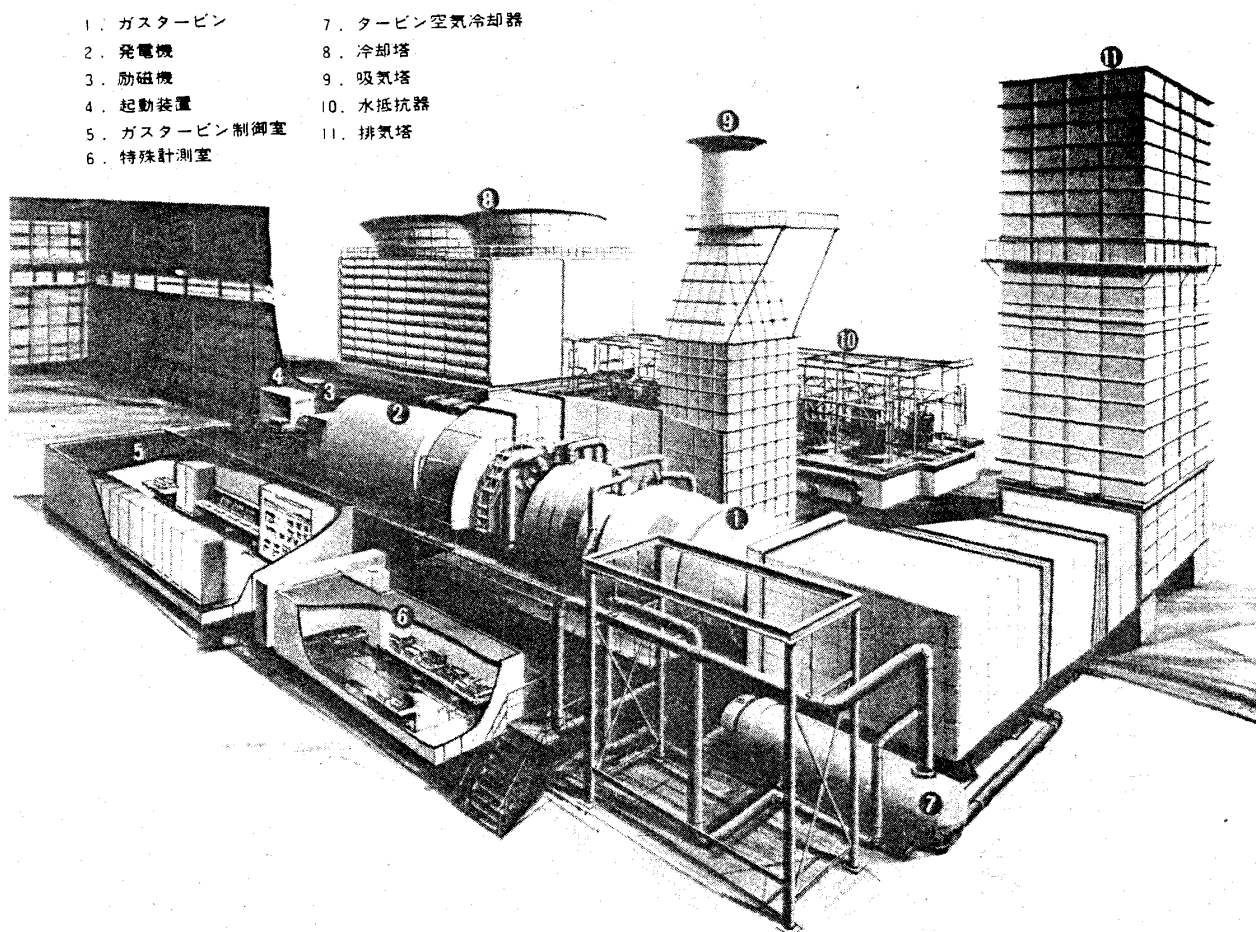


図-5 120 MW 実負荷試験設備



後記

編集委員 佐藤幸徳

ガスタービンの発達に伴ってますます要求される複雑な現象に関する情報が、エレクトロニクスやオプトエレクトロニクスに代表される新しい計測技術によってもたらされるようになり、理論の発展と相まって、ガスタービン自身の高性能化や高信頼性化等のみならず、ガスタービンの開発期間の短縮や効率化に寄与している。また陸船用はもとより航空用ガスタービンにも電子化の波が押し寄せ、コンピュータを利用した複雑な、きめの細かい制御が可能となり省エネルギーや排ガス制御等に貢献している。

本36号ではこのような状況のもとでかねてから企画され暖められてきていた「計測・制御技術」に関する解説を4編、実際に携わっておられる専門の方々に御執筆頂きました。また本号では示唆に富む随筆を頂戴し更に有意義な講義とホットなニュース・見聞記を3編記載しました。読者の皆様に興味を抱いてくれることを望むとともに、執筆者各位に厚く御礼申しあげる次第です。

さて本号で56年度の最終号となりましたが、周知のようにガスタービンに係る技術分野は多岐にわたっているが、その中でも今年度は主として（代替）燃料、材料、計測・制御技術に関するも

ので比較的時代に沿った、幅広い分野の解説を載せることができたのではないかと考えていますがいかがでしたでしょうか。

当学会主催のシンポジウムや 세미나などの参加者もますます増加しつつあり、最近ではテキストが不足することもあるときき、ガスタービンへ寄せられる期待と関心が着実に高まってきたあらわれと喜んでいきます。しかし一方今年1年間編集委員を仰せつかったの短い経験で言うともだまだ投稿記事や論文が少ないと感じます。本学会誌が会員の皆様の御意見、情報交換の場として活用されることを望むとともに、編集委員の1人としてそのPR不足を痛感している次第です。

今年は日英共同開発RJ500ファンエンジンの試運転をはじめ高効率ガスタービン、FJR710ファンエンジンといったビッグプロジェクトが同時進行し、この中でガスタービン学会発足10周年を迎えます。ここに至るまでの諸兄の御努力に敬意を表すると共に、本学会誌がガスタービンにかかわる1人でも多くの人達のコミュニケーションの有力な媒体の1つであることを願ってやみません。

事務局 だより

吹く風もどことなく春めき、道行く人もコートを脱いで軽やかな足どりです。今年度も残りわずかなり、年度末のあわただしさの中、事務局の引越が行なわれました。かねてより慶応工学会から立ち退き要求が出されていたので、あちこち歩きまわり捜していたのですが、なかなか良い所が見つからずどうしたものかと思っていたところ、ひょんなことから今度のビルをみつけました。広さは12坪弱で委員会などの会議をするスペースも出来、今までのお客様がいらしてもお互い立ったままということもなくなって大満足。事務局の私達としてはお掃除が多くなって大変ですが、間借りの肩身の狭さから解放されて大いに仕事がかどります。引越荷物は、余り財産はないはずでしたのに（机も本箱も今まで借りものでした）それでも資料のファイルやら雑誌やらでダンボール箱40個ほどになり、改めて10年の歳月を感じました。

会告のページにも掲載されておりますが、新事務所の住所・電話番号は下記の通りです。

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル4階402

TEL 03-365-0095

さて、来年度は当学会創立（ガスタービン会議時代より数えて）10周年にあたります。記念式典・記念講演、学会賞授与など種々の企画を予定しておりますので、くれぐれも会告のページをお見逃しなくようご注意ください。また従来通り講演会、見学会などの行事もすべて会告のページに掲載されております。10周年を迎えて、ますます学会活動も活発になっていくことと思いますので、事務局としても今までより以上に張り切っていくと、このパン工場の隣りの新しい事務所で、一同気持を新たにしています。

〔A〕



後記

編集委員 佐藤幸徳

ガスタービンの発達に伴ってますます要求される複雑な現象に関する情報が、エレクトロニクスやオプトエレクトロニクスに代表される新しい計測技術によってもたらされるようになり、理論の発展と相まって、ガスタービン自身の高性能化や高信頼性化等のみならず、ガスタービンの開発期間の短縮や効率化に寄与している。また陸船用はもとより航空用ガスタービンにも電子化の波が押し寄せ、コンピュータを利用した複雑な、きめの細かい制御が可能となり省エネルギーや排ガス制御等に貢献している。

本36号ではこのような状況のもとでかねてから企画され暖められてきていた「計測・制御技術」に関する解説を4編、実際に携わっておられる専門の方々に御執筆頂きました。また本号では示唆に富む随筆を頂戴し更に有意義な講義とホットなニュース・見聞記を3編記載しました。読者の皆様に興味を抱いてくれることを望むとともに、執筆者各位に厚く御礼申しあげる次第です。

さて本号で56年度の最終号となりましたが、周知のようにガスタービンに係る技術分野は多岐にわたっているが、その中でも今年度は主として（代替）燃料、材料、計測・制御技術に関するも

ので比較的時代に沿った、幅広い分野の解説を載せることができたのではないかと考えていますがいかがでしたでしょうか。

当学会主催のシンポジウムや 세미나などの参加者もますます増加しつつあり、最近ではテキストが不足することもあるときき、ガスタービンへ寄せられる期待と関心が着実に高まってきたあらわれと喜んでいます。しかし一方今年1年間編集委員を仰せつかったの短い経験で言うともだまだ投稿記事や論文が少ないと感じます。本学会誌が会員の皆様の御意見、情報交換の場として活用されることを望むとともに、編集委員の1人としてそのPR不足を痛感している次第です。

今年は日英共同開発RJ500ファンエンジンの試運転をはじめ高効率ガスタービン、FJR710ファンエンジンといったビッグプロジェクトが同時進行し、この中でガスタービン学会発足10周年を迎えます。ここに至るまでの諸兄の御努力に敬意を表すると共に、本学会誌がガスタービンにかかわる1人でも多くの人達のコミュニケーションの有力な媒体の1つであることを願ってやみません。

事務局 だより

吹く風もどことなく春めき、道行く人もコートを脱いで軽やかな足どりです。今年度も残りわずかとなり、年度末のあわただしさの中、事務局の引越が行なわれました。かねてより慶応工学会から立ち退き要求が出されていたので、あちこち歩きまわり捜していたのですが、なかなか良い所が見つからずどうしたものかと思っていたところ、ひょんなことから今度のビルをみつけました。広さは12坪弱で委員会などの会議をするスペースも出来、今までのお客様がいらしてもお互い立ったままということもなくなって大満足。事務局の私達としてはお掃除が多くなって大変ですが、間借りの肩身の狭さから解放されて大いに仕事がかどりそうです。引越荷物は、余り財産はないはずでしたのに（机も本箱も今まで借りものでした）それでも資料のファイルやら雑誌やらでダンボール箱40個ほどになり、改めて10年の歳月を感じました。

会告のページにも掲載されておりますが、新事務所の住所・電話番号は下記の通りです。

〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル4階402

TEL 03-365-0095

さて、来年度は当学会創立（ガスタービン会議時代より数えて）10周年にあたります。記念式典・記念講演、学会賞授与など種々の企画を予定しておりますので、くれぐれも会告のページをお見逃しなくようご注意ください。また従来通り講演会、見学会などの行事もすべて会告のページに掲載されております。10周年を迎えて、ますます学会活動も活発になっていくことと思いますので、事務局としても今までより以上に張り切っていくと、このパン工場の隣りの新しい事務所で、一同気持を新たにしています。

〔A〕

(社)日本ガスタービン学会設立 10 周年 記念事業を実施するにあたって

学会設立 10 周年記念 行 事 委 員 会

1. 学会設立から

昭和47年10月に、わが国で初の国際ガスタービン会議が開かれた。これは日本機械学会、米国機械学会の共催によるものであるが、実際の準備・実施は国内に組織委員会を設け、さらに下部機構の実行委員会がこれにあたった。そのメンバーは当時、ガスタービンに最も関係が深かった人々が集まり、情熱を傾け会議遂行にあたった。会議は大成功に終わったが、折角ガスタービン関係者が一堂に会し、情報交換を行ったのであるから、それ以後も懇談の場を常置して欲しいとの声が高まり、これがきっかけとなり、翌昭和48年6月に日本ガスタービン会議が発足した。当初、ガスタービン関係者の情報交換・懇談の場として、サロンのような気軽な形で運営することが考えられていたが、会報が発行され（年4回）、定期講演会が開かれるなど種々の事業が行われるようになると、次第に会員規模も拡大し、社会的にもより責任ある団体となることが望まれるようになった。丁度、昭和52年に2回目の国際ガスタービン会議開催の話がもちあがるとともに、日本ガスタービン会議を公益法人化しようとの動きが起った。数年の長い準備期間ではあったが、昭和51年6月に文部省より公益法人としての認可をえ、これを機会に日本ガスタービン学会に改組された。爾来、今日まですでに6年がたとうとしている。その間、予定通り昭和52年5月には、この日本ガスタービン学会が中心となり、日本機械学会、米国機械学会（ガスタービン部門）の三者共催で国際会議が開かれ、多くの立派な研究成果が報告され、無事終了した。

その後、会員数も増え、現在1238名（内、学生会員19名、この他に賛助会員81社）（57年2月現在）となり、年間を通じての事業も定期講演会、ガスタービン・セミナー、見学会・技術懇談会、特別講演会、シンポジウム、映画会など多彩にわたっている。また、学会誌など定期刊行物のほかに、ガスタービ

ン生産統計資料集なども発行された。この他、毎年ガスタービンの生産統計の作成を行い、また、調査研究活動として、ガスタービン用作動流体の物性値についての情報を蒐集中である。

2. 記念事業計画と準備状況

このように日本ガスタービン会議が昭和47年に発足してから本年が10年目になる。そこで学会理事会では、昨年7月に学会設立10周年を記念する事業を準備・実施するため、円城寺一前会長を委員長とする学会設立10周年記念行事委員会を発足させた。現在まで5回の委員会を開催してその具体案を検討してきたが、その結果、例年6月に行う定期講演会に合せて記念式典を行うことになった。簡単に内容を紹介すると以下の企画をたてている（詳しくは、別掲会告参照）。

昭和57年6月3日（木）

午前 パネル討論会「21世紀を目指すガスタービン」

午後 記念式典
会長挨拶ほか
学会賞授与
記念講演会「最近のガスタービンの開発と現状」について3題目、
レセプション

6月4日（金）

午前 講演発表会

午後 “

上記の企画で、6月3日の午前中のパネル討論会は、21世紀を目前にひかえ、エネルギーからみたガスタービンやシステムの中のガスタービンに焦点をあわせた話題をとりあげ、午後の記念講演会では、現在のガスタービンおよびターボ過給機の最先端技術が集約しているとみられる高効率ガスタービンや日英共同開発の航空エンジンRJ500さらに自動車用小形ターボ過給機の開発現状を講演していただくことになっている。

記念式典では、各関係学協会の代表から設立10周年を祝うご挨拶をいただく予定であるが、さらにこの式典の席上で、ガスタービン学会賞の授与式が計画されている。学会賞については次節に述べる。

3. 学会賞設定の経過

上記、学会設立10周年記念行事委員会の発足に先立って、組織検討委員会（委員長松木正勝）において学会賞の設定に関する審議が続けられてきた。その対象や性格および選考方法など各方面から検討が加えられた。また、関係者へのアンケート結果なども参考にした。結局、上記の通り学会設立10周年を迎えるにあたり、ガスタービンおよびターボ過給機に関する工学と工業の発展を奨励することを目的として優秀な論文・技術に対し、日本ガスタービン学会賞を贈り、表彰を行うことになった。そのため、過去10年間に当学会会誌や当学会関連の国際会議 Proceedingsなどで発表された論文およびガスタービン・ターボ過給機の本体、周辺機器、材料、計測などに関し、数年以内に完成した新技術を対象として会員より募集を行った。すでに1月20日に募集を締切ったが、現在それらについて選考が進められている。

4. その他

以上の記念事業とは別に6月に発行される会誌も記念特集号とし、6月3日の記念講演やパネル討論会の内容が掲載されるほか、学会賞授賞論文・

技術の紹介、各方面からの祝辞などを盛り込んだものとなる筈である。

さて、学会事務局も設立以来、新宿・紀之国屋ビル内の慶応工学会の一隅を借りていたが、10年たったこのたび、同じ新宿にあるビルの一室を借り移転することになった。^{注1} 従来、手狭なため学会事務にも支障があり、会員の皆様にもご迷惑をおかけしていたと思うが、以前に較べいくらか良い条件となったので、いずれ会員にも良い形で還元されることが期待される。

日本ガスタービン学会は、ガスタービン・ターボ過給機、その他関連分野の技術に常に強い関心をもち、その発展に尽力されている方々の集りだが、それに加えて、創立期にみられた横の連繫を密にし、気軽に技術的懇談ができる雰囲気佚われない学会と考えられる。そのせいか、諸事業への参加者も多く、学会運営にも献身的に協力されており、会員全員の力で今日のガスタービン学会が築かれたものと思われる。今後さらに10年たった頃には、一層本学会の特徴が活かされ、社会の多様化されたニーズに対応できる活力溢れる学会に成長していることを期待したい。

注1 東京都新宿区西新宿7-5-13,
第3工新ビル 4F

1983年国際ガスタービン会議東京大会の準備状況

1983年国際ガスタービン会議東京大会 実行委員会 総務

本会誌12月号誌上にも、すでに1983年国際ガスタービン会議東京大会の会告が掲載され、関心を寄せられている会員の皆様も少なくないことと思われるが、現在までの会議の準備状況について簡単にご紹介する。

1. 予備的な準備段階

わが国における第三回目の国際ガスタービン会議開催については、昭和52年5月に東京で開かれた1977年国際ガスタービン会議終了後からすでに予備的な段階での打診が始められていた。すなわち、昭和53年4月英国ロンドンで開かれたASMEの23回国際ガスタービン会議の折、日本ガスタービン学会から代表が出席し、ASMEガスタービン部門の実行委員会とこの件につき、主に開催時期を中心に話し合いがもたれた。

その後、学会内に国際会議検討委員会（委員長 田中英穂）が設けられ、1977年会議を振り返り、その経験をいかして次の開催に必要な諸情報を集め、最適の開催時期、場所などの検討が重ねられた。その間、毎年春に開かれたASMEガスタービン大会には関係者が先方と折衝し、調整を続けていた。一方、日本機械学会からもその趣旨に賛同いただき、協力が仰げることになった。その結果、昭和58年10月に、再び東京で開く方針がほぼ固ってきた。とくに、今回はガスタービン・ターボ過給機および関連製品の展示会開催が可能かどうか四囲の情勢を分析し、さらに、適当な会場が借りられるかなど慎重な検討が行われた。1977年には止むなく実現できなかった展示会開催を希望する声も強く、折よく恰好な会場が使用できる見通しとなったため、前向きで調査を進めた。

さて、会議の開催形態は、従来は日本ガスタービン学会、日本機械学会、The American Society of Mechanical Engineers (ASME) の三者共催で行われていたものを、今回はヨーロッパ関係の学会にも協力を呼びかけ、より広い範囲から参加者を募ることにした。このため、The

Institution of Mechanical Engineers (IME), Verein Deutscher Ingenieure (VDI) にも共催につき協力を要請した。

昭和56年3月に検討委員会を改組し、新委員を加え、準備委員会が発足した。同委員会は、同年秋の組織委員会設立の準備にあたった。もちろん、この間、国際会議準備のためにも、前委員会で行った調査、予備折衝を継続してその具体化に努力した。従って、この間は組織委員会の構成の検討、打診、調整などに主力が注がれ、さらに国際会議予算の第一次案の作成、また、これに関連し、関係業者からの見積りの比較、会議条件に適った業者の選定作業などが同時に進められた。

一方、組織委員会発足に先立ち、日本ガスタービン学会会長経験者の方々にも会議開催や組織委員会についてご相談し、日本ガスタービン学会理事会の審議をへた結果、組織委員会設立発起人として水町長生氏を代表とし、計11名の方々が決った。

2. 組織委員会発足

以上のような準備期間をへて、昭和56年10月30日に第一回組織委員会が東京、学士会館で開催された。当日は、まず、設立発起人代表 水町長生千葉工大教授より挨拶があり、主催学会としての日本ガスタービン学会の井口泉会長、日本機械学会 千々岩健児会長から各々挨拶が行われた。

次いで、井口会長が議長となり、議事が進められた。最初に、組織委員会規約の審議から始まり、一部修正の上、可決された。委員総数は208名で当日委任状を含め、184名の出席者があった。この後、役員として次の方々を選任された（敬称略）。

名誉委員長 土光敏夫、委員長 水町長生、副委員長 井口 泉、今井兼一郎、浦田 星、円城寺 一、岡崎卓郎、岡村健二、田中英穂、山内正男、監事 入江正彦、永野 治、顧問 渡部一郎

ここで、水町委員長が議長に代り、以後の審議が進められた。すなわち、上記規約により組織委員会

の下に実行委員会を設置し、国際会議を実際的に準備し、実施・運営にあたることになったが、その委員長に田中英穂東大教授が選出され、ほかに実行委員32名が選任された。引き続き、田中実行委員長より第一回組織委員会開催までの経過につき、報告が行われたのち、1983年国際ガスタービン会議東京大会の計画大綱につき、説明があり、実行計画が可決、承認された。また、同計画を実施するための予算および募金計画についても承認された。

第一回組織委員会は以上のようにして発足し、正式に1983年国際ガスタービン会議東京大会の準備が始まった。本来、幹事学会として当学会が会議の準備・実施に直接あたるべきところ、とくに組織委員会を設置してその任にあたっていたいくことになった訳である。

3. 現在の準備状況

上記、第一回組織委員会開催後、実行委員会においてさらに種々の準備が進められている。まず、明年10月の国際会議までのタイムスケジュールについては、論文関係が中心に検討が始められている。その一部を紹介すると、日本ガスタービン学会・日本機械学会を経て論文発表申し込みをする場合には次の予定になっている。

論文募集案内、第一回サーキュラ 発 送

昭和57年 4月

論文申し込み締切： 昭和57年 9月30日

論文概要締切： 昭和57年11月30日

本論文締切： 昭和57年 3月31日

次に、募金の具体化、サーキュラ発送先のリストの整備、アナウンスメントの作成およびその発送作業が行われている。さらに、学術セッションの時間の割り振り、論文申込方法、諸行事〔晩さん会、ウェルカム・レセプション（アーリーバード・レセプション）、婦人プログラム、工場見学など〕も各担当部門で具体化が進んでいる。これらの一部については、本年4月頃に配布される予定の論文募集案内、第一回サーキュラなどで会員にもお知らせすることになる。

製品展示会関係もシャンシャイン シティ内の文化会館で開催することで規模・方式など出展社募集に先立つ諸準備が進められている。近く製品展示関係のサーキュラが作成される予定である。

さて、会議の共催については、その後、IME、VDIからも協力していただけることが決まったが、論文募集など具体的方法については今後、引き続き折衝を進めることになっている。

以上、現在までに実行委員会の下で行われている会議準備への作業状況の一端をご報告したが、今後にも必要に応じ、本誌などを通じ会員に情報を提供したいと考えている。なにわともあれ、1983年国際ガスタービン会議東京大会は、本学会会員が中心になって開催されなければ成功は期待できないので、是非とも色々な形で会議開催につきご指導、ご協力いただけるよう心からお願いする次第である。

(社)日本ガスタービン学会設立10周年記念行事・定期講演会 に関するお知らせ

本学会は、昭和47年6月に日本ガスタービン会議として発足し、その後昭和51年6月に社団法人日本ガスタービン学会に改組され、現在にいたっております。従って来年6月で丁度設立10周年を迎えることになりますので、定期講演会と合わせ、下記のような記念行事内容を企画いたしましたので、ご案内申し上げます。

是非とも多くの会員の方々に、ご参加いただけますようお願い申し上げます。

記

(社)日本ガスタービン学会設立10周年記念行事

(1) 開催日：昭和57年6月3日(木)、4日(金)

(2) 会 場：機械振興会館

(3) 内 容：6月3日(木)

9:00~12:00 パネル討論会 ホール

「21世紀を目指すガスタービン」 座長 松木正勝(航空宇宙技術研究所)

i) 「燃料の多様化とガスタービン」

ii) 「産業とガスタービン」

iii) 「車輛用ガスタービン」

話題提供者8名の予定

13:30~14:30 記念式典 ホール

会 長 挨 拶

来 賓 祝 辞

学 会 賞 授 与

15:00~17:00 記念講演 ホール

i) 「高効率ガスタービン開発の現状」 辻 高弘(高効率ガスタービン技術研究組合)

ii) 「日英共同開発航空エンジンRJ500の現状」 今井兼一郎(石川島播磨重工業)

iii) 「高性能小形ターボ過給機開発の現状」 林 雅一(三菱重工業)

17:30 レセプション 66・67号室

6月4日(金) 定期講演会

9:00~ 講演発表 研修室

13:00~ 同 同上

(4) 参加費：正会員6,000円、学生会員2,000円、会員外12,000円(2日間・含レセプション)

第10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57年6月3(木) 午前 パネル討論会
 昭和57年6月4(金) 第10回ガスタービン定期講演会
 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, 筆頭者と同じ場合, 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 青木千明(石川島播磨) A-1 高圧燃焼における火炎ふく射の研究 ※鈴木邦男, 大橋勲司, 本橋金一(機械技研) A-2 乱流せん断層における予混合火炎の構造(第5報) ※崔炳輪(阪大工), 岩田祐児(阪大院), 香月正司, 水谷幸夫(阪大工) A-3 燃焼室内空気流量配分の予測 ※林則行, 佐藤勲, 石橋洋二(日立機研) A-4 連続流燃焼器に関する研究(二次空気の一次燃焼への効果) ※中村直, 佐藤秀之, 篠原邦彰(慶大院), 川口修, 佐藤家(慶大理工)	9:30	座長 吉識晴夫(東大生研) B-1 有限要素法によるタービン翼の振動解析 ※間瀬正隆(三菱重工) B-2 ガスタービンのロータの振動(ケーシングとその支持剛性を含めた考察) ※宮地敏雄(航技研) B-3 ラジアルガスタービンロータの二次元応力解析手法に関する検討 ※藤原昭文, 山本晋, 永田有世, 坂本雄二郎(神戸製鋼) B-4 自動車用ターボチャージャの信頼性向上のための方策とその評価方法について ※清水正三(石川島播磨)
11:10	座長 鈴木邦男(機械技研) A-5 高負荷水素燃焼器の燃焼性能 ※野村雅宣, 池田英正, 羽鳥和夫(船研) A-6 ガスタービン燃焼器の吹消え特性 山中国雅, 佐藤幸徳, ※藤秀実, 中野静嘉(石川島播磨) A-7 ガスタービン用渦巻式燃料噴射弁の設計および特性 ※田丸卓, 黒沢要治(航技研)	11:10	座長 久保田道雄(日立製作所) B-5 150馬力級小型ガスタービンの開発 ※平川博将, 星野昭史, 柴田稔, 曾根泰行, 吉井茂城, 巽哲男(川崎重工) B-6 液酸液水ロケットエンジン・タービンの性能 ※橋本亮平(航技研), 藤田敏彦(宇宙開発事業団), 太田豊彦(石川島播磨) B-7 高膨張比ラジアルタービンの基礎研究 ※松尾栄人, 樋口光(三菱重工)
12:35	座長 田丸卓(航技研) A-8 希薄予混合予蒸発燃焼によるガスタービン燃焼器からのNOx排出低減の研究(第1報) ※林茂, 齊藤隆, 堀内正司, 山田秀志(航技研) A-9 小型ガスタービンのNOx生成に及ぼす入口空気湿度の影響(第2報) ※檀上旭雄, 沢田照夫(阪府大), 佐藤正明(阪府大院) A-10 キャン型燃焼器の内部燃焼状況について 中原崇文, ※萬代重実, 稲田高, 佐藤巨男(三菱重工)	12:35	座長 菅進(船研) B-8 シャ熟コーティングされた静翼のエンジンテストに見られる金属組織変化 ※竹田博光, 馬場英一, 箱島一三(東芝総研), 高原北雄, 吉田豊明(航技研) B-9 断熱セラミックス被覆を行った冷却タービン翼の研究 ※高原北雄, 吉田豊明, 柳良二, 藤沢良昭, 熊谷隆王(航技研) B-10 曲面上のフィルム冷却に関する実験(第3報) ※坂田公夫, 進藤重美(航技研), 後藤哲哉(日大院)
13:30	座長 荒木達雄(東芝) A-11 遠心圧縮機の作動範囲と性能について ※小菅秀順, 伊藤高根(日産) A-12 ガスタービンの動特性シミュレーション ※吉富秀樹(三井造船) A-13 航空用ガスタービンの全デジタル制御装置の研究開発 ※遠藤征紀(航技研), 岸本孝生, 渡辺康之, 遠藤誠(石川島播磨)	13:30	座長 杉山晃(三菱重工) B-11 タイムマーキング法によるタービン段落の完全三次元流れ解析 小林正, ※田沼唯士(東芝) B-12 高負荷高効率軸流タービンの実験的研究(II) ※袁田光弘, 井上重雄, 臼井弘, 山本孝正, 能瀬弘幸(航技研), 竹嶋健次郎(三菱重工) B-13 剥離を伴う振り振動翼の非定常空力特性(第3報前縁剥離を呈する場合) ※藤本一郎, 田中英穂(東大工), 石井進(日大生産工), 山口和夫(東大工) B-14 周期変動流中の翼面圧力分布に関する実験的研究 ※吉識晴夫, 高間信行(東大生研)
14:45		14:45	
14:55		14:55	
16:10		16:35	

< 参加登録について >

- 事前申込締切 5月14日(金)
- 参加登録費 会員 6,000円(学生会員 2,000円)
 会員外 12,000円
 - 事前登録の方法 はがきに「第10回ガスタービン定期講演会申込」と標記し, (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, 下記あてお送り下さい。なお, 著者も参加登録をお願いします。
 - 事前申込先 〒160 東京都新宿区西新宿7-5-13 第3工新ビル402
 日本ガスタービン学会
 - 送金方法 次のいずれかをご利用下さい。
 - ・現金書留
 - ・郵便振替 (東京7-179578, 社団法人日本ガスタービン学会)
 - ・銀行振込 (富士銀行新宿支店 番No-503141, 社団法人日本ガスタービン学会)
 - 講演論文集配布
 5月14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にてお渡しします。
 なお, 当日会場でも, 入会申し込み, 参加登録を受け付けます。準備の都合上, なるべく期日までにお申し込み下さい。

57 年 度 見 学 会 予 定

日 時：昭和 57 年 6 月 25 日 (金)
場 所：俳 明 電 舎 沼 津

詳細は後日ご連絡いたします。

国 際 会 議 の ご 案 内

- 1) 会 議 名 6 th International Symposium on Air Breathing Engines
会 期 1983. 6. 6～11
開 催 地 Paris
主催団体 International Society on Air Breathing Engines (ISABE),
Association Aeronautique et Astronautique de France
(AAAF)

アブストラクト
締 切 日 1982. 6. 1

国内連絡先 〒812 福岡市東区箱崎 6-10-1
九州大学工学部 航空工学教室
難 波 昌 伸

- 2) 会 議 名 Air-Breathing Propulsion Sessions in AIAA 21st
Aerospace Sciences Meeting
会 期 1983. 1. 10～13
開 催 地 Reno, Nevada, U.S.A
主催団体 AIAA
アブストラクト
締 切 日 1982. 7. 2
連 絡 先 Prof. M. Kurosaka
Dept. of Aerospace & Mechanical Engineering Univ. of
Tennessee Space Institute Tullahoma, Tennessee 37388
U.S.A

57 年 度 見 学 会 予 定

日 時：昭和 57 年 6 月 25 日 (金)
場 所：俳 明 電 舎 沼 津

詳細は後日ご連絡いたします。

国 際 会 議 の ご 案 内

- 1) 会 議 名 6 th International Symposium on Air Breathing Engines
会 期 1983. 6. 6～11
開 催 地 Paris
主催団体 International Society on Air Breathing Engines (ISABE),
Association Aeronautique et Astronautique de France
(AAAF)

アブストラクト
締 切 日 1982. 6. 1

国内連絡先 〒812 福岡市東区箱崎 6-10-1
九州大学工学部 航空工学教室
難 波 昌 伸

- 2) 会 議 名 Air-Breathing Propulsion Sessions in AIAA 21st
Aerospace Sciences Meeting
会 期 1983. 1. 10～13
開 催 地 Reno, Nevada, U.S.A
主催団体 AIAA
アブストラクト
締 切 日 1982. 7. 2
連 絡 先 Prof. M. Kurosaka
Dept. of Aerospace & Mechanical Engineering Univ. of
Tennessee Space Institute Tullahoma, Tennessee 37388
U.S.A

事務所移転のご案内

(社)日本ガスタービン学会は、3月8日(月)から事務所を下記に移転し、業務を行うこととなりましたので、ご案内申し上げます。

敬 具

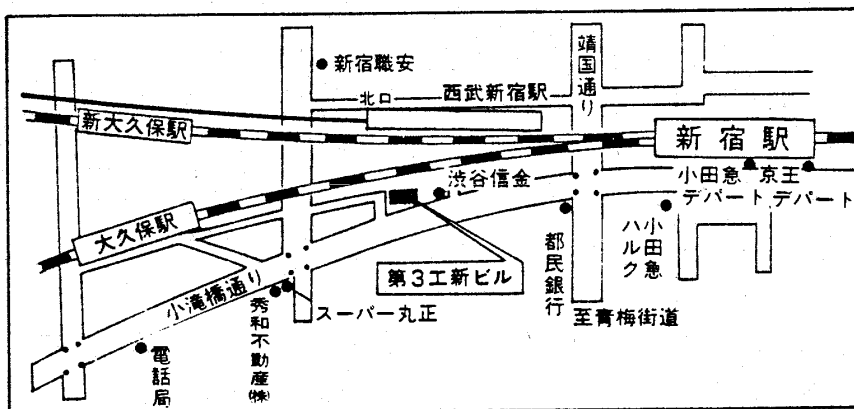
記

新事務所：〒160 東京都新宿区西新宿7丁目5番13号 第3工新ビル402

新電話番号 : 03-365-0095

業務開始日 : 昭和 57 年 3 月 8 日(月)

地圖



交通案内

国鉄新宿駅下車

徒步 10 分

国鉄大久保駅（新宿

寄り出口)下車

徒步 3 分

the gas turbine division newsletter



January, 1982

W. F. O'Brien, Jr., Technical Program Chairman, Discusses 1982 London Gas Turbine Conference

Forty Percent of Technical Sessions To Be Gas Turbine User Oriented

The Gas Turbine Division returns to London, England for the 27th International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held at Wembley Conference Centre, April 18-22, 1982. The technical program is the largest to date in the series of successful annual conferences sponsored by Gas Turbine Division of ASME.

A program of 84 technical sessions and panel discussions provide the most comprehensive international forum ever assembled on gas turbine related topics. Users of gas turbines will find more than 40% of the technical program to be of direct interest. The large size of the program offers an in-depth coverage of most current topics in gas turbine technology. All members of the gas turbine technical community will find much of interest, as engineers from virtually every area associated with gas turbines will be presenting advance concepts, research results and operating experience.

The 17 technical committees of the ASME Gas Turbine Division have organized the sessions and panel discussions to be presented at the meeting. All have done an excellent job, resulting in an outstanding technical program. Members of the Turbomachinery Committee will present 19 technical program sessions. A number of committees have developed joint and/or complementary sessions, adding to the depth of the technical presentations. Panel discussions, in many cases placed to follow related papers sessions, will provide an opportunity to expand upon the previously presented material, as well as to address current topics. The quality of the technical papers is excellent. Every one of the more than 300 papers to be presented at the meeting have completed the ASME review procedure and will be printed and available for individual selection at the meeting.

Those of us involved in the development of the technical program believe we have assembled a Conference which will prove to be most rewarding and useful to all attendees. We are confident you will agree, and we look forward to seeing you in London.

K. A. Teumer, Chairman: Gas Turbine Division Highlights

Your Gas Turbine Division Newsletter is published four times a year to keep you abreast of Division activities. The Executive Committee is pleased with what Editor Bob Hammon has done with the Newsletter. As



K. A. Teumer

a past chairman of the Gas Turbine Division's Executive Committee, he is in a position to know what is of best reader interest. Maybe you have some thoughts from time to time of what information the Newsletter should include or not include. We will certainly pay close attention to any inputs or suggestions from you, if you care to call or write.

Our Division's International Gas Turbine Center in Atlanta has been in existence for over three years. Established to provide greater services to ASME members in the Gas Turbine Division, it is continually achieving that goal. You can call on the Atlanta office for a copy of any paper presented at our divisional conferences all the way back to 1957. An Annual Technol-

Continued on last page

COUNT DOWN... 1982 International Gas Turbine Conference and Exhibit London, April 18-22, 1982

★321 Technical Papers Have Been Reviewed And Will Be Available
In Pamphlet Form At The Conference.

The number of sessions and panel discussions is now firm at 84.

★With Three Months To Go, The Empire Area Exhibition Hall And
Adjacent Pavilion Structures Are 93% Sold Out.

A number of parking lot exhibit spaces have also been sold.



**27th International Gas Turbine
Conference and Exhibit
Wembley Conference Centre
London
April 18-22, 1982**

GAS TURBINE DIVISION
The American Society of Mechanical Engineers
THE INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER
6065 Barfield Road • Suite 218 • Atlanta, Georgia 30328 • 404/256-1744

Gas Turbine Locomotive For National Museum Of Transport

The world's first successful gas turbine-mechanical drive locomotive went on display at the National Museum of Transport in St. Louis, October 7, 1981.

In 1952, the U.S. Army Transportation Corps established a project to determine the applicability of the gas turbine to military railway motive power. The old Davenport-Besler Corporation delivered a 300 h.p., 30-ton, gas turbine-mechanical drive locomotive in 1954. Testing and assignment in yard and transfer service continued at Fort Eustis from 1955 through 1959. In 1959, the Railroad Construction Company of Goose Creek, South Carolina purchased the locomotive for several jobs. After that firm ceased business in 1961, the Mecklenburg Equipment Company of Charlotte, North Carolina acquired the No. 1149.

R. Tom Sawyer of Ho-Ho-Kus, New Jersey, the designer of the gas turbine locomotive, first suggested in 1961 that this significant relic be preserved at the Transport Museum. However, acquisition was delayed for the next 20 years since the salvage firm had offers and even down payments on the Boeing turbine engines, the locomotive frame and the wheels; however, no deal was completed. Finally, Mr.



Gas turbine - mechanical drive locomotive displayed at National Museum of Transport, St. Louis.

Sawyer visited the salvage yard in August 1980, purchased the locomotive, and had it loaded aboard a flat car. The Southern Railway and the Terminal Railroad Association contributed the transportation to St. Louis. The No. 1149 arrived in February 1981 at the Transport Museum where it was cleaned, painted and assembled.

Mr. Sawyer and a delegation from the

Gas Turbine Division of The American Society of Mechanical Engineers attended the dedication of the display on October 7, 1981 along with Transport Museum Association President, Joseph E. Vollmar, Jr., and St. Louis County Parks and Recreation Director, Wayne C. Kennedy. The Museum, located at 3015 Barrett Station Road, is open every day 9-5.

Call For Papers 1982 Joint Power Generation Conference

In 1982, the Joint Power Generation Conference (JPGC) will be held in Denver, Colorado, October 17-21. Although the ASME Gas Turbine Division's Electric Utilities Committee has been supplying papers for this Conference for a number of years, this will be the first year the entire Division will participate in lieu of the ASME Winter Annual Meeting. Ten or more sessions are anticipated. The deadlines are as follows:

Green sheet including abstract	March 1
Completed Manuscripts	April 1
Final copy on mats to ASME Headquarters	July 15

Special calls for papers have been received from three GTD Technical Committees as follows:

Turbomachinery Committee - A special session is being planned, jointly sponsored with the Turbines and Related Auxiliaries Committee of the Power Division.

Appropriate paper topics include turbomachinery design, development, and application concepts directed toward the improvement of the state-of-the-art of power plant thermal performance. It is anticipated that the session will attract papers from both the steam turbine and gas turbine aerodynamic communities and that the importance of plant thermal performance improvement will be emphasized.

Offers of papers and accompanying abstracts should be submitted to either co-organizer: W. G. Steltz, Power Dynamics, Inc., 600 Reed Rd., Broomall, PA 19008, (215) 359-1505, or R. J. Ortolano, Southern California Edison Co., P. O. Box 800, Rosemead, CA 91770, (213) 572-1860.

Combustion and Fuels Committee - Four sessions are planned. Subject areas of particular interest at this meeting are: alternative fuels for ground power engines, combustor designs/experience with alternative fuels, combustor emission control technology,

control of fuel nitrogen conversion to NO_x, fuel injection and fuel spray research, advances in combustor durability, and combustion system modeling.

The Combustion and Fuels Committee is soliciting papers on these and similarly related combustion topics. Send green sheets and abstracts to: Robert E. Jones, NASA Lewis Research Center, 21000 Brookpark Road, MS 86-6, Cleveland, OH 44135, (216) 433-4000, Ext. 6155.

Manufacturing Materials and Metallurgy Committee - Two sessions are planned. Please contact: William P. Schimmel, Manager, Materials & Process Engineering, Williams International Corporation, 2280 West Maple Road, Walled Lake, MI 48088, (313) 624-5200, or Bryant H. Walker, Mechanics of Materials & Structures, Pratt & Whitney Aircraft Group - GPD, P.O. Box 2691, West Palm Beach, Florida 33402, (305) 840-3283.

Short Courses 1982 London Gas Turbine Conference

The American Society of Mechanical Engineers and Cranfield Institute of Technology of England will conduct five short courses in conjunction with the 27th International Gas Turbine Conference and Exhibit. The courses will be held in Cranfield, Bedford, England on April 17 and course participants can then travel to London for the Gas Turbine Conference which runs from April 18-22, 1982.

The following courses will be offered:

Turbomachinery Erosion & Performance Deterioration

Solid particle erosion problems are of great concern in gas turbine engine applications. This course will present the principles involved in the turbomachinery erosion and particle trajectory study fields and the latest state-of-the-art in erosion prediction for engines subjected to solid particle ingestion. The application of turbo-machinery erosion principles and performance deterioration fundamentals will assist researchers and design engineers in improving the design and operation of machinery used in particle environments.

Preliminary Design & Off-Design Analysis Of Aircraft Gas Turbine Engines

This course will provide engineers and practicing specialists in the air breathing engine and airframe industries, a comprehensive review of the methodology of cycle analysis and an interpretation of the design trends predicted by such analyses. Simple methods for estimating "uninstalled" off-design performance will be developed, and illustrated through examples such as variable area turbine turbojets, variable pitch turbofans, high disc loading turboprops, etc. The vitally important limitations imposed through installation requirements will be illustrated by reference to many present and planned engine applications.

Introduction To Gas Turbine Liquid Fuels

Fuel availability and quality have been of growing concern in recent years. This situation is both a problem and an opportunity for gas turbine designers and users. This course reviews present fuel options and future possibilities for both aviation and industrial gas

turbine applications. This course combines fuel properties and engine "hot end" design requirements.

Vibration In The Gas Turbine

Problems arising as a result of gas turbine vibration vary from rough-running to the loss of mechanical integrity associated with fatigue. To insure machine reliability, the engineer should possess a working knowledge of the various mechanisms which can lead to vibration and recognize the onset of such problems before serious damage occurs. This course will present modern techniques currently employed at the design stage and methods for machine health monitoring. The course is intended for design engineers and machine users who are involved with gas turbine vibration problems.

Practical Design Of Extended Surface Heat Exchangers

A thermodynamic and mechanical analysis of compact heat exchanger design will occur in this course. The application of heat exchangers in waste heat recovery, combined cycles and system performance will be considered. Major emphasis will be placed on heat transfer and pressure drop analysis, material specifications, fatigue, reliability and maintainability. This course is intended for engineers in heat transfer and energy conservation fluids needing an appreciation of heat exchanger system design principles.

FOR FURTHER INFORMATION PLEASE CONTACT:

ASME
Professional Development
345 East 47th Street
New York, N.Y. 10017
212-644-7743
TWX 710-581-5267

TO REGISTER, CONTACT:

Cranfield Institute of Technology
School of Mechanical Engineering
Cranfield, Bedford
MK43 0AL, England
(0234) 750111 Ext. 528
Telex 825072

Thru The Years . . .

Tom Sawyer
Publisher Emeritus



It is very IMPORTANT to be at our London ASME Gas Turbine Conference because we hold one in Europe only every four years. The first one in Zurich in 1966, Brussels in 1970 and again

in Zurich in 1974. The exhibits expanded a great deal and we could not return to previous locations. Therefore, in 1978, we went to Wembley Conference Centre in London and it was such a fine place, we will be there in 1982. Wembley Conference Centre complex has a big exhibit hall and many session rooms.

The Advance Program contains information on hotel reservations and advance conference registration. If you have not received your copy of the Advance Program or if you would like to obtain additional information, contact The International Gas Turbine Center in Atlanta. Their address and phone number are listed in this Newsletter and they will be happy to assist.

Be sure to make your reservations soon for London. We all hope to see you there.

P. F. Pucci Elected To ASME Fellow Grade

Paul F. Pucci, P.E., past chairman of Gas Turbine Division's Executive Committee, was recently elected to ASME Fellow grade.

Pucci, professor of mechanical engineering at the Naval Postgraduate School, Monterey, Calif., began his extensive work with gas turbines in the early 1950's at the Scientific Laboratory of Ford Motor Co., Dearborn, Mich. During this time he also obtained a Ph.D. in mechanical engineering from Stanford University, Calif. In 1956 he joined the Naval Postgraduate School's Mechanical Engineering Dept. as an assistant professor and was soon elevated to associate professor and, in 1967, to full professor. Over the years, Pucci has served as an aeronautical research engineer for the Heat Transfer Branch of Ames Research Center, NASA, Moffet Field, Calif., and as an associate research scientist, Space Flight Laboratory, The Martin Co., Denver, Colo.

Pucci is a member of NATO's Technical Panel, SNAME, three honor societies, and is a Fellow of Britain's Institution of Mechanical Engineers.

1982 International Gas Turbine Conference and Exhibit
April 18-22, 1982
Wembley Conference Centre
London, England

1983 International Gas Turbine Conference and Exhibit
March 27-31, 1983
Civic Plaza
Phoenix, Arizona

Highlights, cont.

Continued from front page

ogy Report is published and made available to members upon request which includes recent technical progress reports from manufacturers and academic institutions. Information concerning technical committees and participation in any Division function is available.

Our "Home Study Course of Basic Gas Turbine Technology" will be available soon. Arizona State University has been engaged to prepare this course. It will provide a good background for operators in gas turbine plants, sales and application engineers and others interested in basic gas turbine design and development.

You have previously read and will read again in this issue of the Newsletter about the 27th International Gas Turbine Conference and Exhibit at the Wembley Conference Centre in London, England, April 18-22, 1982. I will not dwell on it here except to say that the large input of high quality technical papers and the enthusiastic purchase of exhibit space assure another successful Conference. The high level of technical information to be presented and the exhibits of the latest technology in gas turbine and related fields should draw a very large attendance. Hope to see you there too!

Call For Papers

■ The Tokyo International Gas Turbine Congress will be held in Japan, October 24-28, 1983. Abstracts are requested by October 1, 1982 and should be directed to Roy Kamo, Cummins Engine Co., 1900 McKinley Ave., Columbus, Indiana 47201, (812) 379-5591.

■ The 15th CIMAC Congress will be held in Paris, France, June 13-17, 1983. Synopses of proposed papers should be sent by March 1, 1982 to General Secretariat of CIMAC, 10, Avenue Hoche 75382 Paris CEDEX 08 (France).

the gas turbine division newsletter

Volume 23, Number 1, January, 1982

Published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER, Gas Turbine Division, A.S.M.E., 6065 Barfield Road, Suite 218, Atlanta, Georgia 30328, U.S.A. (404/256-1744), Donald D. Hill, Director of Operations - Sue Collins, Administrative Assistant.

Chairman: Kenneth A. Teumer
Woodward Governor Company
Fort Collins, Colorado
Vice Chairman: Norman R. Dibellus
General Electric Co.
Schenectady, New York
Editor: Robert A. Harmon
Consulting Engineer
Latham, New York
Publisher Emeritus: R. Tom Sawyer
Ho-Ho-Kus, New Jersey

SERVICES AVAILABLE FROM THE INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER

- ◆ The 1981 Committee Roster is a directory of all administrative and technical committee members of the ASME Gas Turbine Division. It is published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER and contains an alphabetical listing with the committee member's name and address. The Roster has been sent to everyone listed in it. Additional copies are available, without charge.
- ◆ The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER produced a directory of technical papers from ASME Gas Turbine Division Conferences dating back to 1957. The directories are available without charge and individual papers may be purchased for \$5.00 each prepaid.
- ◆ The 1982 edition of ASME Gas Turbine Division's Annual Gas Turbine Technology Report will be available for distribution by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER in the near future. The Report will be sent to ASME Gas Turbine Division's Technical Committee members, exhibitors and contributors to the Report. Others may reserve a free copy.
- ◆ Development of the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER'S correspondence course on basic gas turbine technology will soon be completed under contract by Arizona State University. The course will be available from the Center in Atlanta.
- ◆ The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER still has available without charge a quantity of Advance Programs containing information on lodging, travel and advance registration for the 27th International Gas Turbine Conference and Exhibit to be held at the Wembley Conference Centre, London, April 18-22, 1982.

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER is sponsored by the ASME Gas Turbine Division and funded primarily with income received from Division activities such as the annual INTERNATIONAL GAS TURBINE EXHIBIT.

THE INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER

6065 Barfield Road • Suite 218 • Atlanta, Georgia 30328 • 404/256-1744

EXECUTIVE COMMITTEE 1981-82

CHAIRMAN
KENNETH A. TEUMER
Woodward Governor Company
1000 E. Drake Road
Fort Collins, Colorado 80525
303-482-5811

VICE-CHAIRMAN
NORMAN R. DIBELLUS
General Electric Co.
1 River Road, Bldg. 53-322
Schenectady, N.Y. 12345
518-385-9674

CHAIRMAN OF CONFERENCES
A. A. MIKOLAJCZAK
United Technologies Corp.
1 Financial Plaza
Hartford, CT 06101
203-728-7634

REVIEW CHAIRMAN
GEORGE K. SEROVY
Mechanical Engineering Bldg.
Iowa State University
Ames, IA 50011
515-294-2023-1423

FINANCE COMMITTEE & PAST CHAIRMAN
ARTHUR J. WENNERSTROM
Aero Propulsion Lab (AFWL/POTR)
Wright Patterson AFB, Ohio 45433
512-255-7162/4738

DIRECTOR, OPERATIONS
DONALD D. HILL
International Gas Turbine Center
6065 Barfield Rd. #218
Atlanta, GA 30328
404-256-1744
ADMINISTRATIVE ASSISTANT
SUE COLLINS
404-256-1744

TREASURER
R. TOM SAWYER
P.O. Box 188
Ho-Ho-Kus, N.J. 07423
201-444-3719

OPERATIONS
ASSISTANT TREASURER
THOMAS E. STOTT
Spartan, Inc.
525 Executive Blvd.
Elmsford, N.Y. 10523
914-592-4710

NEWSLETTER EDITOR
ROBERT A. HARMON
25 Schanen Drive
Latham, N.Y. 12110
518-785-8651

EXHIBIT MANAGER
ROBERT L. WHITENER
P.O. Box 13412
Dunes International Airport
Washington, D.C. 20041
703-471-5761
Telex: 899133

INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER
Gas Turbine Division
The American Society of Mechanical Engineers
6065 Barfield Road, Suite 218
Atlanta, Georgia 30328

ASME GAS TURBINE DIVISION

のご好意により複写の許可を得ました。

学 会 誌 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の2種類とする。依頼原稿とは、会よりあるテーマについて特定の方に執事を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、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。
4. 原稿用紙は横書き440字詰のものを使用する。
5. 学会誌は刷上り1頁約1900字であって、

1編について、それぞれ次の通り頁数を制限する。

論説4～5頁、解説および論文6～8頁、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース1頁以内、新製品紹介1頁以内、書評1頁以内

6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。
〒160 東京都新宿区新宿3-17-7,
紀伊国屋ビル、財団法人慶応工学会内
日本ガスタービン学会事務局
(Tel 03-352-8926)

自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 投稿は随時とする。ただし学会誌への掲

載は投稿後6～9ヶ月の予定。

4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

技 術 論 文 投 稿 規 定

1. 投稿原稿は次の各項に該当すること。
 - 1) 投稿論文は著者の原著で、ガスタービン技術に関するものであること。
 - 2) 投稿論文は日本文に限る。
 - 3) 投稿論文は本学会以外の刊行物に未投稿で、かつ本学会主催の講演会（本学会との共催講演会を含む）以外で未発表のものに限る。

2. 投稿原稿の規定頁数は原則として8頁以内とする、但し1頁につき10,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
3. 投稿原稿は正1部、副2部を提出すること。
4. 投稿原稿は原稿執筆要領に従うこと。尚、投稿論文の採否は本学会に一任願います。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 学 会 誌

第 9 卷 第 36 号

昭和 57 年 3 月 10 日

編 集 者 谷 田 好 通

発 行 者 井 口 泉

(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

非 売 品