



## 複合サイクルとしてのガスタービン型式

三菱重工・原動機事業本部 竹 矢 一 雄

### 1. ガスタービンの歩み

ガスタービンこそが次代の原動機の旗手になるのではないかと多くの期待を担って開発が開始されたのは、第二次大戦の戦禍から漸く立ち直りを見せ始めた1950年代の初頭であり、新機種と云われたガスタービンもすでに30年の歳月を経過したことになる。

その間のガスタービンの歩みを眺めると、使用目的から時と処を得た航空用が、既存のエンジンを完全に過去のものとするまでに発展成長したのに比べ、地上用のものはガスタービンの枠内での評価としては技術水準の大幅なレベルアップにより、学問的に非常に多岐に渡る技術部門を包含する附加価値、波及効果の高い技術製品としての認識が確立したにもかかわらず、ガスタービンの社会的、経済的評価が今一つ高まらず、何時までも脇役に終始して来たという厳粛なる事実を、ガスタービン技術者の一員として謙虚に受けとめねばならない。

ガスタービン、特に発電用大型機種の電力事業における立場の弱さは、多くの本質的な因子を持っており、特定問題の解決で直ちに画期的な逆転劇が可能とは考えられない。その中でも致命的な理由は、熱効率の低さから、ピーク負荷及び非常用設備とか、自家発電の熱併給プラントの様な、特殊条件を考慮しなければ発電コストが経済ベースに乗らないという事実である。それではこの熱効率の悪いガスタービンが主役ではないまでも全世界にこれだけ普及したのは何故か？という逆の設問が出て来るが、私見としてはガスタービンのセールス方針が脇役に徹し特殊な環境ニーズの発

掘と、その利点を重点的に強調する、技術的、営業的経営政策の推進に、最大限の努力を結集した結果と考える。

しかしながらこの数年来の石油需給の危機的な展開は、ガスタービン市場をとりまく環境条件を一挙に暗転させるものがあり、至近年ではガスタービン発電プラントの大口需要は、中近東産油国の一部に殆んど限定されたかの観がある。従って過去30年の推移の延長線上に、次代のガスタービン事実を想定し、位置づけることはもはや不可能になったと云わざるを得ない。

これを単にガスタービンという一事業の将来を占う展望として取扱うのではなく、省エネルギーという全人类的な命題解決の重要な柱の一つとしての見直しが必要な時期ではないかと考える。

### 2. 省エネルギー対策としての複合発電プラントの位置づけ

ガスタービンの熱効率の悪さは熱力学的な宿命であり、関連技術の急速な進歩を如何に楽観的に期待しても、1980年代にディーゼルエンジンや、火力プラント以上の高効率を実現しないだろう。

しかしながらガスタービンはその発生損失の殆んど全部が、比較的高温な排出ガスの熱エネルギーの形で保存されている。従って排熱の有効利用によってガスタービン単独効率の悪さを十分にカバーし、総合効率(発電端)では現在の標準ガスタービンを利用しても、超臨界圧の蒸気タービン発電を若干上廻ることが可能であると計算されている。

ところが現実に100万KWの火力発電プラントは米国、日本等で多数実用期に入っているのに対し、100万KWの複合発電プラントは世界に一基

(昭和54年8月1日原稿受付)

も存在しない。これは計算上の定格点出力での若干の熱効率の改善メリットを相殺する他の多くの不安定要素、例えば未経験、実績のないものに対する使用者の抵抗感といった類の心理的要因もある程度作用しているにもせよ、より現実的に経済性を総合評価した場合、使用燃焼の限定、メンテナンスコストの相対的上昇、小容量（ガスタービンは現在10万kWが最大）のためのユニット構成の複雑さ、等々を考えると航空エンジンがレシプロからジェットに転換した場合の様な魅力は見当らないためであると思われる。とはいえすでに大成した火力プラントに比し、はるかに多くの可能性を秘めているガスタービン技術の将来性を考えると、複合サイクルの総合熱効率が50%台に達することは夢物語ではない筈である。このような高効率の複合サイクルが現実のものとなった場合には、前述の考察も主客逆転し、多くの問題点を相殺しても尚総合的に利得が得られることも実証されるであろうし、その場合にはこの方式を導入することを前提に、マイナス面、問題点は個別テーマとして、製造者も使用者も真剣に取上ることにより、解決の道は開けるものと信ずる。

反面このようなケースでは、ガスタービンは従来の脇役から主役の座への移動を意味し、それに伴うより多くの試練が待ち受けているものと思わねばならないが、限りある燃料資源を如何に節約するか、その為になすべき努力と英知の集約は超国家レベルの大義名分である。電力事業にとって、燃料の質的転換と高効率化が二本柱となることは論を待たないが、後者の抜本的対策としての複合サイクルへの期待は大きく、ガスタービン技術者にとっては将に千載一遇の好期到来というべきであろう。

国家プロジェクト“ムーンライト計画”は昭和53年に発足し、その中核としての高効率ガスタービン開発プログラムも軌道に乗り、官民一体の協力体制が敷かれている。

次にムーンライト計画で開発すべきガスタービンの性格づけについて、私見を少し述べさせて頂く。従来のガスタービンの開発は各国の主要メーカー共、ガスタービン単体としての機能を考えた製品化を指向して来た。従って複合サイクルプラントはこの様な単体機種としてのガスタービンを

組合せることでシステム化する利用技術の一環として計画立案している訳で、複合サイクルとしての最適設計を中心課題としたガスタービンの開発例はない。これに対し今回のムーンライト計画では発電設備の高効率化を最重点項目としており、複合サイクルとしての高効率化に最も大きく寄与するガスタービン型式が望まれていると考える。ガスタービンを構成する各種基礎技術は現在のところ日本の総力を結集したとしても、世界のトップレベルに比し残念ながら一日の差は認めざるを得ないし、ここ数年の研究成果に期待しても平均値として互格になれば成巧と考えてよいのではないが、逆説的であるがこの様な技術ポテンシャルの実体を踏えて、世界最高の高効率複合サイクル発電システムを開発するには、ガスタービン型式面での優位性を特色づけることが必要不可欠と考える。

現在国内主要ガスタービンメーカー、材料メーカーの共同体である“高効率ガスタービン技術研究組合”の設計室では開発すべきガスタービンの概念設計をほぼ完了し、基本計画、設計を実施中であるが、概念設計による技術評価の結論として複合サイクル発電プラントとして高効率化、大容量化の可能性及び運用面から部分負荷効率の高水準化を考慮し、再燃器及び中間冷却器を持った再燃ガスタービン（レヒート・ガスタービン）型式を選定したことを附言する。

### 3. レヒートガスタービンの技術評価

複合サイクルの構成要素としてレヒートガスタービンの利点を二三例示する。

技術比較には当然のことながらタービン入口ガス温度とか要素（タービン、圧縮機）の空力性能、冷却技術といった基礎技術レベルを合せて評価しなければならない。以下の図はタービン入口ガス温度1,300℃、冷却翼構造は最近の航空エンジンで実用されている方式、蒸気タービンは実績のある非再熱混圧方式として計算したものである。

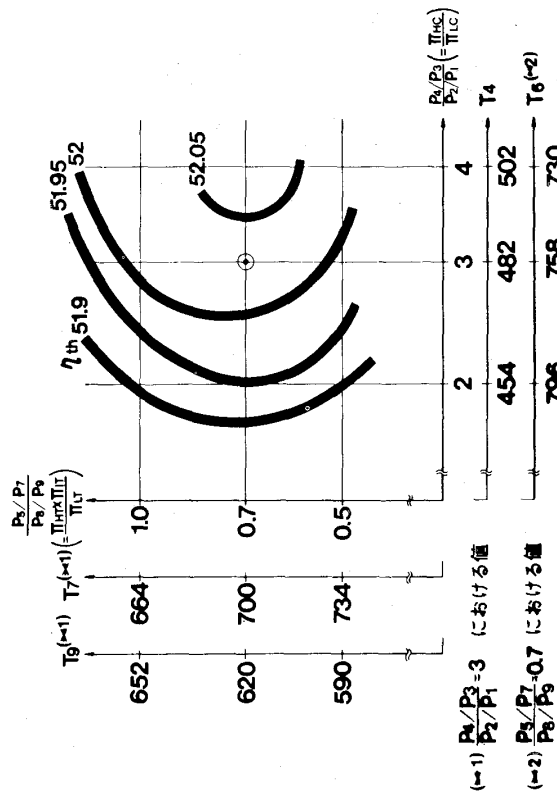


図-2 レヒートガスタービンパラメータ特性

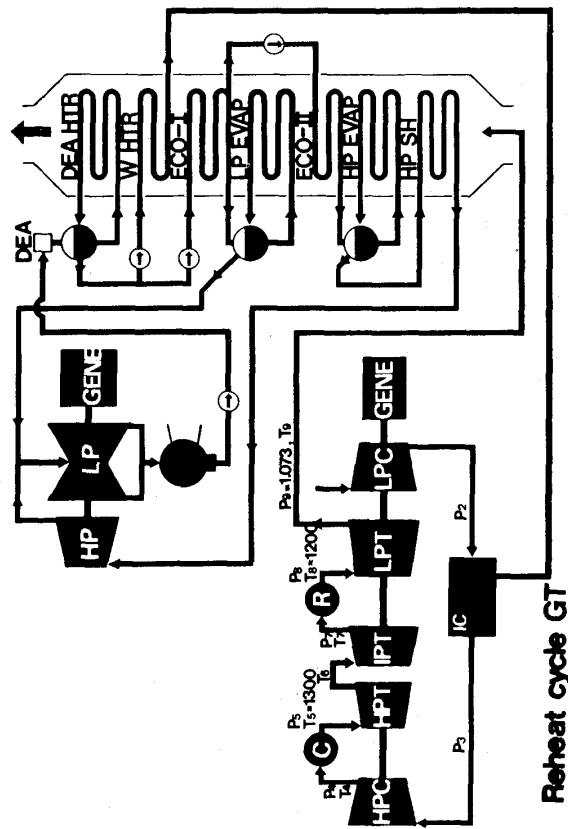


図-1 レヒートガスタービン複合サイクル系統概図

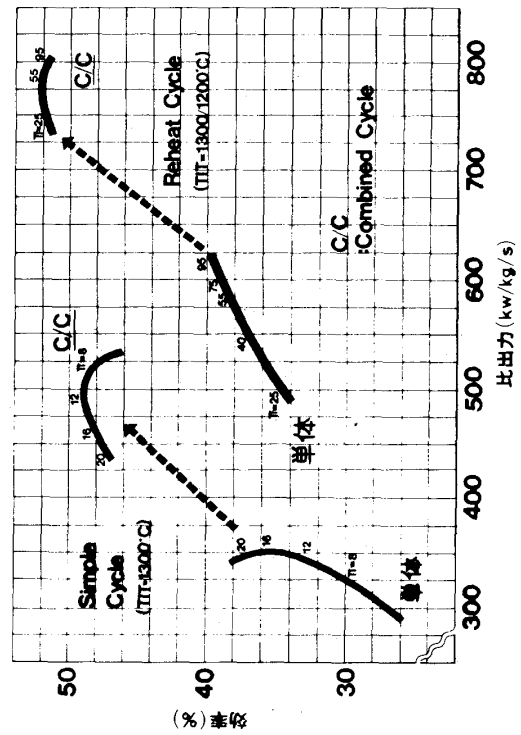


図-3 レヒート、シンプルガスタービン性能比較

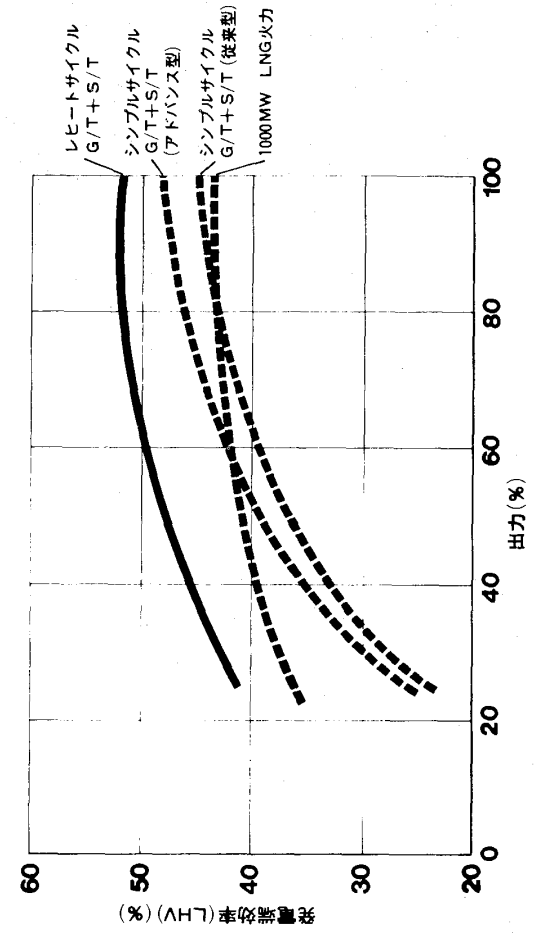


図-4 各種発電プラント部分負荷効率比較



## 自動車用ターボチャージャのマッチング解析手法

日立製作所 機械研究所 内山 恭一  
 “ 岡崎 勉

### 1. まえがき

石油資源の不足が予想されることから自動車の燃料消費率の低減が重要な課題となっており、その一つの対策としてディーゼルエンジンが注目されている。我が国では商用車のディーゼル化は進んでいたが、最近ではディーゼル乗用車も急増の傾向にある。

自動車用ディーゼルエンジンではエンジンの単位重量当りの出力向上が急務となっており、これにはターボチャージャが有効である。このため国内においてもターボ過給エンジンに対する関心が高まりつつある。<sup>(1),(2),(3)</sup>

ターボチャージャをエンジンに装着するときエンジンとのマッチングが重要な技術課題となる。マッチングによってエンジンの出力性能が左右されるとともに、効率、高地性能、加速性ひいては排気ガス成分、騒音等も影響を受け、これらの諸性能の総合的な最適化を実現する必要がある。

本文においては、主としてマッチングの解析手法について公知となっている刊行物と文献からその現状をまとめ解説するとともに将来の動向と今後の研究課題を考えていきたい。

ターボチャージャのマッチング解析の方法は、計算の複雑さ、使用の目的等から次の三つの方法に分類できる。<sup>(4)</sup>

- (i) 簡易計算法
- (ii) 定常熱サイクル解析
- (iii) 準定常解析

上記以外にターボ過給エンジンの過渡特性を予測するためのシュミレーションも行われているが本文においては触れない。

### 2. 簡易計算法

本方法はマッチングの最も簡単な計算法でありエンジンの総排気量、回転数、出力の値が与えられると、エンジンに関する最小限の情報をもとにターボチャージャに要求される空気流量、コンプレッサ圧力比、タービン膨張比等を計算することができる。

本方法に使用する計算式<sup>(4)</sup>および計算手順を附録に示す。この計算では手計算によって短時間に結果が求められる。

エンジン出力が与えられると燃料消費率を用いて燃料の質量流量が求められ、さらに空燃比を用いて空気の質量流量が計算できる。空気の吸込条件を大気状態に等しいとしてコンプレッサの空気の体積流量を計算し、次にエンジンの総排気量と回転数および体積効率を使用してコンプレッサ出口の密度を求める。コンプレッサ出口空気密度を実現するため必要とするコンプレッサの圧力比をコンプレッサ断熱効率を仮定して繰返し計算によって求める。同時にコンプレッサ出口の空気温度も得られる。

次に燃料の総発熱量から有効な仕事、摩擦損失および冷却損失を差し引き、エンジンの給気側と排気側との間のエンタルピの増加を求め、エンタルピがすべて熱に変換されたとしてエンジン出口の排気ガス温度を計算する。エンジン排気温度はタービン入口温度となる。

(昭和54年4月9日原稿受付)

タービン出力とコンプレッサ入力との平衡関係からターボチャージャの基本的な次の関係式が成立する。(5)

$$\frac{\dot{m}_a T_1 C_p}{\eta_c} \left\{ \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right\} = \eta_m \eta_T \beta (\dot{m}_a + \dot{m}_f) T_3 C_p' \left\{ 1 - \left( \frac{P_4}{P_3} \right)^{\kappa'} \right\} \dots\dots\dots(1)$$

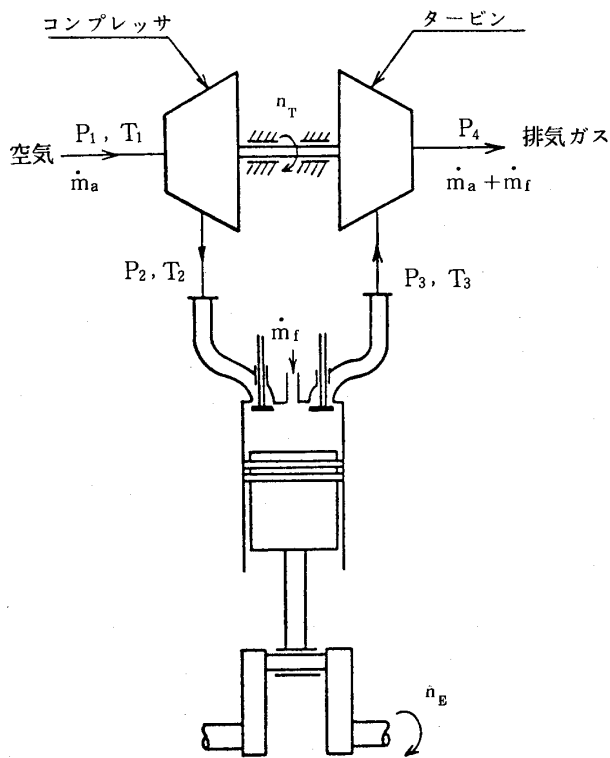


図1 ターボチャージャシステム

記号 (図1 参照)

- $\eta_c$  : コンプレッサ断熱効率
- $\dot{m}_a$  : 空気質量流量 (kg/s)
- $T_1$  : コンプレッサ入口空気温度 (K)
- $C_p$  : 空気定圧比熱 (J/kg K)

- $\kappa$  : 空気比熱比
- $P_2/P_1$  : コンプレッサ圧力比
- $\eta_m$  : タービン機械効率
- $\eta_T$  : タービン定常性能の効率
- $\beta$  : 脈動流のタービン性能への影響係数
- $\dot{m}_f$  : 燃料質量流量 (kg/s)
- $T_3$  : タービン入口排気ガス温度 (K)
- $C_p'$  : 排気ガス定圧比熱 (J/kg K)
- $\kappa'$  : 排気ガス比熱比
- $P_3/P_4$  : タービン膨張比

ここで  $\beta$  はエンジン排気ガスの脈動エネルギーの利用率を示す係数であり、(5) 動圧過給の場合には一般に  $\beta \geq 1$  となる。したがって  $\beta \eta_T$  が非定常流下におけるタービンの見掛けの効率となる。

表1 簡易計算法によるマッチング計算例 (7)

エンジン仕様		
4サイクル6シリンダ	総排気量	1 1.3 2 l
シリンダ径 1 2 7 mm	最大出力	1 7 5 kW
ストローク 1 4 9 mm	(1800 r.p.m)	
エンジン作動点	エンジン回転数	$n_E = 1 8 0 0 \text{ r.p.m}$
	エンジン出力	$P_E = 1 3 6 \text{ kW}$
ターボチャージャ作動点	ターボチャージャ回転数	$n_T = 6 0, 0 0 0 \text{ r.p.m}$
	空気質量重量 (標準大気状態)	$\dot{m}_a = 0.2 6 \text{ kg/s}$
	圧力比	$p_2/p_1 = 1.8$
試験データ	燃料消費量	$\dot{m}_f = 0.0119 \text{ kg/s}$
	排気ガス温度上昇	$T_3 - T_2 = 5 8 0 \text{ K}$
計算補助データ	燃料低位発熱量	$H_u = 4 2 5 0 0 \text{ kJ/kg}$
	排気ガス定圧比熱	$C_p' = 1.11 \text{ kJ/kg} \cdot \text{K}$
	排気ガス比熱比	$\kappa' = 1.3 3$
計算結果	燃料消費率	$b_c = 2 3 2 \text{ g/PS} \cdot \text{h}$
	空燃比	$\lambda = 2 1.8$
	コンプレッサ出口温度 ( $\eta_c = 75\%$ と仮定)	$T_2 = 3 6 4 \text{ K}$
	空気密度比	$\rho_2/\rho_1 = 1.4 5$
	体積効率	$\eta_v = 8 8 \%$
	タービン膨張比 ( $\eta_m = 95\%$ と仮定)	
	$\beta \eta_T = 75\%$ の場合	$P_3/P_4 = 1.5 9$
$\beta \eta_T = 80\%$ の場合	$P_3/P_4 = 1.5 5$	
性能マップからの読み取り値	タービン膨張比	$P_3/P_4 = 1.5 8$

上記の計算結果からマッチングの良否を判定することは困難であるが、エンジンの吸排気弁のタイミングにオーバーラップ期間があるため  $P_2 > P_3$  であることが望ましく、 $P_2 = P_3$  となるタービン入口排気ガス温度が低いほどターボチャージャの総合効率が優れていることになる。<sup>(6)</sup>

表1はエンジン試験データとターボチャージャの性能マップが明らかにされている公知の実験例<sup>(7)</sup>をもとに、簡易計算法によって計算に必要な諸値を逆算し、最後に(1)式から求められるタービン膨張比と実験データをもとにタービン性能マップから読み取った膨張比との比較を示す。

本実験例ではターボチャージャの効率値が不明であったが、運転点におけるコンプレッサの作動点は最高効率点付近にあったので  $\eta_c = 75\%$  とした。タービンの見掛けの効率を  $\beta \eta_T = 75 \sim 80\%$  に選ぶと膨張比は性能マップから読み取った値とほぼ一致することがわかる。

本計算例ではエンジンの排気ガス温度に実験データを使用できたため妥当な結果が得られたが、実際の計算では排気ガス温度を左右する燃料消費率、空燃比および冷却損失の見積りが難しく、精度の高いマッチング計算を行なうためには実験データの蓄積と経験を必要とする。

しかし、計算に必要な諸データは専門書あるいは文献等から推定できる値であり、第1近次のマッチングに対しては実用性がある。したがって簡易計算法はエンジンやターボチャージャの基本的な計画・検討の段階でおおよその見当をつける際に適当な計算法であると言えよう。

### 3. 定常熱サイクル解析

前述の方法より精度の高いマッチング解析手法として、定常熱サイクル解析による計算法がある。この方法では熱サイクルを考慮したエンジンのシミュレーションを行なうが、エンジンの性能を1サイクル当りの平均値で代表させ、エンジンを定常機関とみなして解析を行なう。

このような考え方でディーゼルエンジンをモデル化する方法は古くから発表されている。<sup>(8),(9),(10),(11)</sup>

高速ディーゼルエンジンでは図2に示すサバテサイクルを仮定し熱サイクル計算を行なう。B点はシリンダ内の圧縮開始点であり、 $B \rightarrow C$ は圧縮行程である。燃焼行程は等容燃焼 ( $C \rightarrow M$ ) と等

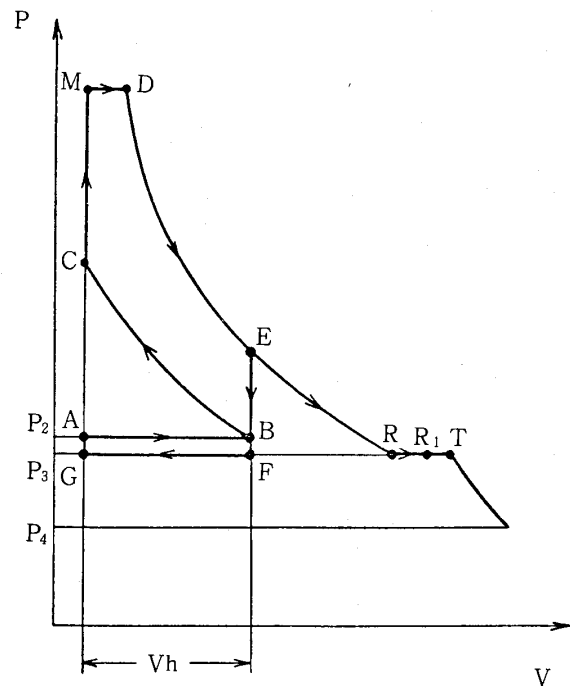


図2 サバテサイクル

圧燃焼 ( $M \rightarrow D$ ) に分割される。 $D \rightarrow E$ は膨張行程である。圧縮行程と膨張行程はポリトロップ変化を仮定する。引き続き  $E \rightarrow F \rightarrow G \rightarrow A \rightarrow B$  で排気と吸気が行なわれる。

排気・吸気行程で考慮しなければならないことは給気弁と排気弁のオーバーラップ期間が存在し、新気と残留ガスが同時に排気弁から流出することである。この間のガスの混合の仕方、オーバーラップ時の吹き抜けの状態等によって圧縮開始点Bの状態が左右され、また排気ガス温度に対しても影響を与える。

タービンを駆動する排気ガスは膨張行程の終りE点において排気弁から排気管に流出し、 $E \rightarrow R$ に沿って圧力  $P_3$  まで膨張してRの状態になる。さらに排気弁からの流動の運動エネルギーが全部熱に変わるものとするればRの状態は  $R_1$  に移動し、さらに新気が吹き抜けて混合するため状態は  $R_1$  からTに移動する。T点がタービン入口状態となる。

図3に本計算法の基本的なフローチャートを示す。ターボチャージャの性能マップは回転数をパラメータとして実験点が与えられ、その間の作動点は補間法によって求める。軸受損失は回転数を変数として実験式によって表わす。本計算法で精

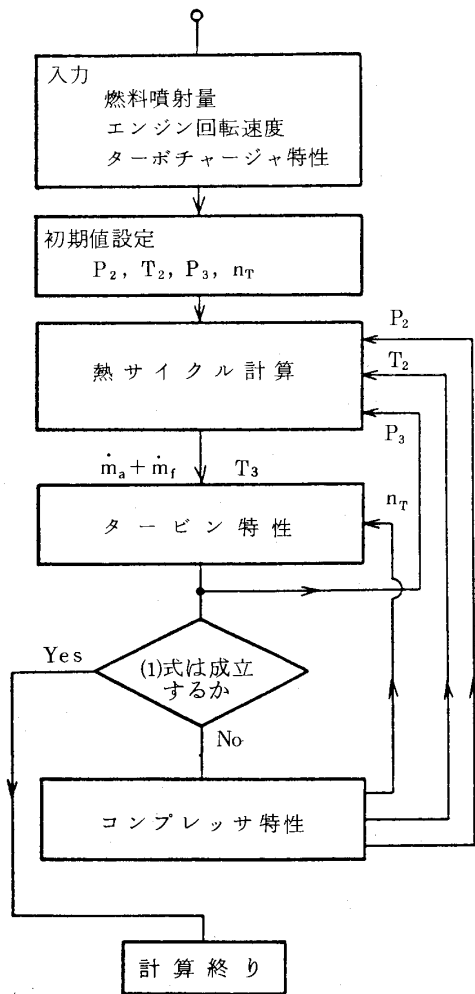


図3 定常熱サイクル解析フローチャート

度の高い予測を行なうためには、ポリトロップ指数、爆発度、線図係数、燃焼効率等を与え、熱サイクル計算を正確に行なう必要がある。タービン入口温度の高低がターボチャージャの出力を左右するから排気管の冷却損失も考慮しなければならない。

以上に述べたように本方法ではエンジンに関する多くのデータを入力として用意する必要があり、これらのデータには試験結果から推定される値を用いる。マッチングの対象となるターボ過給エンジンの試験データがあれば、本計算法によりまず計算結果がエンジン試験データに合致するようにエンジンに関する諸データを定め、これをもとにマッチング解析を行えば実用上満足できる精度の予測が可能である。<sup>(4)</sup>

本方法では計算結果からコンプレッサ性能マッ

プ上にエンジン作動曲線を書くことができる。

この定常熱サイクル解析による方法は、第1の方法より高精度で複雑な解析が可能であるから、既に過給化されているエンジンについて出力向上、マッチング改良、高地性能の予測等を行なう場合に適している。

#### 4. 準定常解析

本解析ではエンジンおよび排気管内の状態の時間的変化をごく短い時間間隔では定常状態の関係が成立すると仮定して、時間あるいはクランク角度の変化に対して逐次計算を行なう。

このような解析方法は船用エンジンを対象として盛んに研究が行なわれてきた。初期の研究では排気管内の圧力波の伝ばを無視して排気管を容積とみなした計算が行われたが<sup>(12),(13),(14)</sup>最近では電子計算機の高性能化とともに排気管内の圧力波を考慮した解析も可能になってきた<sup>(15),(16),(17)</sup>

逐次計算ではシリンダ内において、各クランク角度におけるエネルギーおよび質量の平衡をもとに計算を進める。エネルギーに関しては次式が成立する。<sup>(18)</sup>

$$de = i_E dm_E - i_A dm_A \pm P_Z dV_Z + dQ - dQ_W \quad (2)$$

記号

- e : 内部エネルギー (シリンダ内) ( J )
- i : エンタルピ ( J/kg )
- m : 吸排気弁から出入するガスの質量 ( kg )
- P<sub>Z</sub> : シリンダ内圧力 ( P<sub>a</sub> )
- V<sub>Z</sub> : シリンダ体積 ( m<sup>3</sup> )
- Q : 燃焼によって発生する熱量 ( J )
- Q<sub>W</sub> : シリンダ壁へ伝わる熱量 ( J )
- 添字 E : 吸気弁, A : 排気弁

燃焼行程では吸排気弁は閉じており、完全ガス ( P<sub>Z</sub> V<sub>Z</sub> = m<sub>Z</sub> R T<sub>Z</sub> ) を仮定するとシリンダ内の圧力とガス温度は次式のようなになる。<sup>(19)</sup>

$$\frac{dP_Z}{d\theta} = P_Z \left\{ \frac{1}{m_Z C_v' T_Z} \frac{d(Q - Q_W)}{d\theta} - \frac{\kappa'}{V} \frac{dV}{d\theta} \right\} \dots\dots\dots(3)$$

$$\frac{dT_Z}{d\theta} = T_Z \left\{ \frac{1}{m_Z C'_v T_Z} \frac{d(Q - Q_W)}{d\theta} - \frac{(\kappa' - 1)}{V} \frac{dV}{d\theta} \right\} \dots\dots\dots(4)$$

記号

- $\theta$  : クランク角度
- $C'_v$  : 燃焼ガスの定積比熱 ( J/kg・K )
- $\kappa'$  : 燃焼ガスの比熱比

以上の計算においてシリンダから逃げる熱量  $Q_W$  はシリンダ壁面の熱伝達係数を与えて求める。各クランク角度における発生熱量  $Q$  ( heat release ) は計算で求めることは困難であり、指圧線図から逆算して推定する方法がとられている。

排気管内の圧力脈動の計算は管内流を1次元モデルとみなし、特性曲線法によって解かれている。実際に近い排気管系について、分岐・合流部の流れの条件を満足させるとともに、管内の摩擦損失および放熱量を考慮した計算法によって排気管系のマッチングが検討されている。<sup>(17)</sup>

準定常解析によるマッチング計算の方法は、定常解析の場合より計算時間が長く、また必要とする入力データが完備されていないこともあって実用化の域には達していない。<sup>(4)</sup> 自動車用ターボ過給エンジンではエンジン低速域における出力の不足が問題であり、排気管内の脈動パルスの有効利用を図るために、今後も準定常解析による研究は進められるであろう。

### 5. タービンのマッチング

マッチング解析からエンジンとターボチャージャとのマッチングに問題があると判明した場合、タービン側を変更することが多い。また、ターボチャージャのタービンは脈動する排気ガスで駆動されるため、非定常性能を予測することが重要である。

現状ではタービンの非定常性能を流れ計算から直接求めることは困難であるから、定常性能を基本としてこれに経験的にわかっている非定常流の影響を補正して、実働状態のタービン性能を予想する方法が実用的である。

次式はタービンの流量特性に関する基本式であ

る。<sup>(20)</sup>

$$\dot{m}_T = \alpha F_{Tred} \sqrt{\frac{P_3}{T_3}} \sqrt{\frac{2}{R}} \sqrt{\frac{\kappa'}{\kappa' - 1} \left[ \left(\frac{P_4}{P_3}\right)^{\frac{2}{\kappa'}} - \left(\frac{P_4}{P_3}\right)^{\frac{\kappa'+1}{\kappa'}} \right]} \dots(5)$$

記号

- $\dot{m}_T$  : タービン質量流量 (  $\dot{m}_a + \dot{m}_f$ , kg/s )
- $\alpha$  : 脈動流の流量への影響係数
- $F_{Tred}$  : タービン等価絞り面積 (  $m^2$  )
- $R$  : ガス定数 ( J/kg・K )

タービンの流量、膨張比およびタービン入口状態が与えられるとタービンの等価絞り面積を求めることができる。 $\alpha$  はタービンの定常流量特性に対する脈動流の影響を示す係数である。これに対して(1)式の  $\beta$  はタービンの定常出力特性 ( すなわち効率特性 ) に対する脈動流の影響を示す係数である。実験結果から一般に  $\alpha < 1$ ,  $\beta > 1$  となる。

タービン性能を測定するとき圧力測定には一般に水銀または水柱マンオメータを使用するが、この方法で脈動圧力を測定すると算術平均値に近い値が読み取れる。また熱電対等による脈動する温度の測定の場合にも同様の傾向を示すと考えられる。このような方法で脈動流下のタービン性能を測定し、定常性能マップから実際の性能を推定すると、 $\alpha < 1$  であるから流量は定常流の場合より低く、 $\beta > 1$  であるから出力は定常流の場合より大きいことがわかる。

図4はタービンの定常性能と非定常性能の比較であるが、上記と同じ傾向を示しており、膨張比が低くなるほどその差は大きい。<sup>(21)</sup>

$\alpha$ ,  $\beta$  は排ガスの脈動周波数、パルス波形によって異なってくると考えられる。このためタービンの定常性能をもとに準定常流れを仮定して圧力脈動の実測波形から非定常性能を計算によって求め、脈動状態と性能との関係を明らかにする研究が行なわれてきた。<sup>(22), (23), (24), (25)</sup>

脈動周波数の影響については、高周波数になるほど定常性能と非定常性能との差は小さくなる傾向にあることがわかっている。このことはエンジ



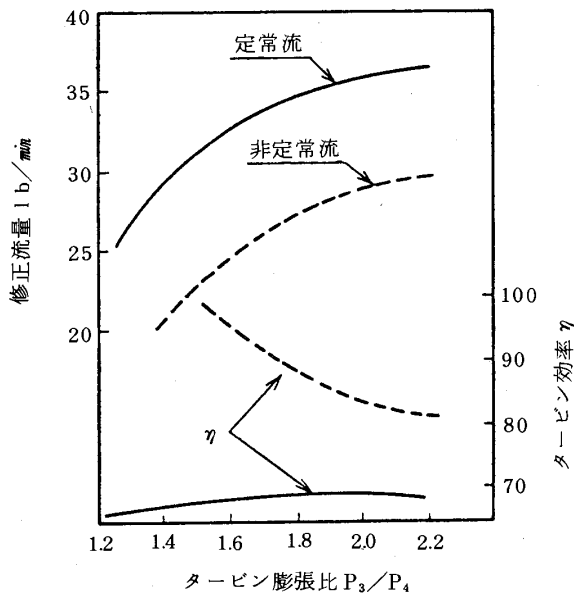


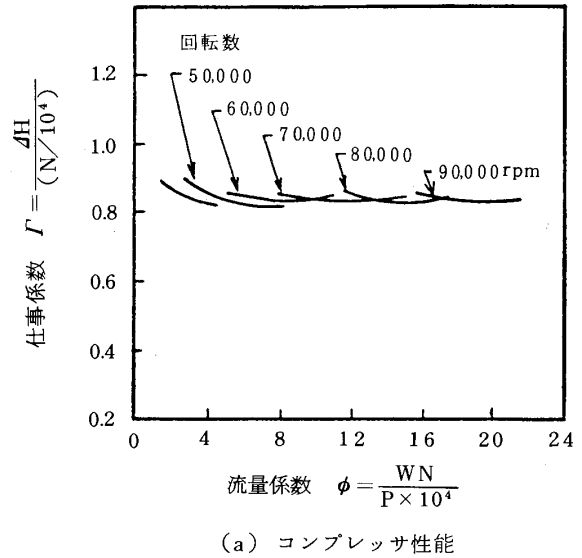
図4 タービンの定常性能と非定常性能の比較(分割形タービンケーシング使用)<sup>(21)</sup>

低速域の出力がタービンの非定常性能によって左右されることを意味している。また、パルス波形を定量化して形状係数を定義し、形状係数と非定常性能との関連が研究されている。<sup>(26),(27)</sup>

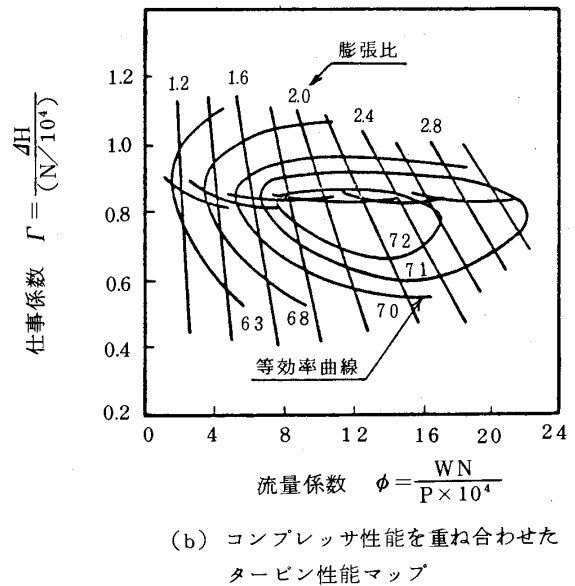
脈動周波数やパルスの形状係数を変数として、定常性能と非定常性能との関係が定量化できれば、マッチング解析の精度はさらに向上することが期待される。

しかし、パルスの波形はエンジンの構造、排気管の長さ、タービンスクロールの形状等によって変化することが知られており、前章において述べた準定常解析による脈動流の計算が必要になる。

タービンのマッチングについてはさらにタービンの性能マップに、コンプレッサ性能を重ね合わせてコンプレッサとの関係を検討することが行なわれる。<sup>(28)</sup> 図5(a)は横軸にタービンの流量係数を取り、縦軸にタービンにおけるエンタルピー変化を無次元化した仕事係数を取り、対応するコンプレッサ性能の作動点を回転数をパラメータとして示したものである。タービン性能マップ上においてはコンプレッサの作動曲線はほぼ水平な狭い領域内にある。したがってエンジン作動線もコンプレッサ作動線に沿ってほぼ水平となる。これにタ



(a) コンプレッサ性能



(b) コンプレッサ性能を重ね合わせたタービン性能マップ

図5 タービンとコンプレッサとのマッチング<sup>(28)</sup>

ービンの性能を重ね合わせたのが図5(b)であり、膨張比をパラメータとしてタービン性能曲線がプロットされており、さらに等効率曲線が示されている。図5(b)からタービン効率の高い領域はコンプレッサの効率に比較してかなり広いことがわかる。この線図からタービンが効率的に使用されているかどうかを判定することができる。

### 6. 結論

本文においては主として自動車用ディーゼルエンジンを対象としたターボチャージャのマッチング解析手法とその関連する技術の現状を述べた。

将来もさらに研究を必要とするテーマとして次の項目が予想される。

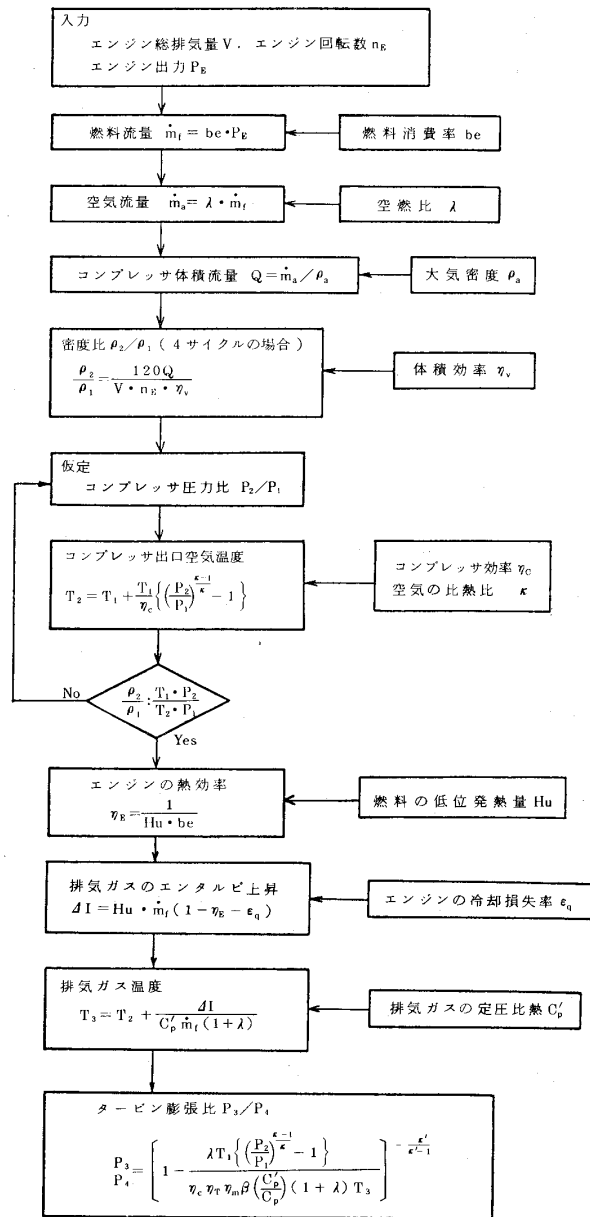
- (i) 自動車用ターボ過給エンジンの排気管内の流れの測定
- (ii) エンジンおよびタービンを含む排気管系の脈動流の計算法
- (iii) タービンの非定常性能

今後、ターボ過給エンジンの高性能化によって、排ガスエネルギーの有効利用が実現され、ターボチャージャが自動車の省エネルギー化へ貢献することが期待される。

参考文献

- (1) 豊田, 機械学会誌, 82-722 (昭54-1), 79
- (2) 木原・河村, 機械学会誌, 82-723 (昭54-2), 156
- (3) 岡崎, ガスタービンセミナー第7回 小型ガスタービンとターボチャージャ 資料集, (昭54-1), 4-1, 日本ガスタービン学会
- (4) Freeman, P.F., Walsham, B.E., Turbocharging and Turbochargers, I. Mech. E. Conference Publications (1978), 85
- (5) Zinner, K., Aufladung von Verbrennungsmotoren, (1975), 79, Springer-Verlag
- (6) 林・杉本, 自動車用ディーゼル機関, (昭52), 49, 山海堂
- (7) Winterbone, D.E., ほか3名, Proc. Instn. Mech. Engrs, 190-22/76 (1976), 267
- (8) 長尾, 平子, ほか2名, 機械学会論文集, 20-100 (昭29), 844
- (9) 長尾, 平子, 機械学会論文集, 24-148 (昭33-12), 1007
- (10) 八田・浅沼編, 内燃機関ハンドブック, (昭35), 36, 朝倉書店
- (11) Whitehouse, N.D., ほか2名, Proc. Instn. Mech. Engrs., 178-19 (1963/1964), 483
- (12) Whitehouse, N.D., ほか3名, Proc. Instn. Mech. Engrs. 176-9 (1962), 195
- (13) 串山, ほか2名, 機械学会論文集, 31-230 (昭40-10), 1539
- (14) 永井, ほか3名, 機械学会論文集, 40-332 (昭49-4), 1154
- (15) Benson, R.S., Proc. Instn. Mech. Engrs. 182-Part3L (1967/1968), 91
- (16) Wright, E.J., SAE Paper 710 174 (1971-1)

附録 マッチング簡易計算法<sup>(4)</sup>



$\eta_T$  : タービン定常性能の効率  
 $\eta_m$  : タービン機械効率  
 $\beta$  : 脈動流のタービンへの影響係数  
 $\kappa'$  : 排気ガスの比熱比

- (17) 森棟, ほか2名, 機械学会講演論文集, 780-11 (1978), 118
- (18) (5)の47頁
- (19) 長尾, 内燃機関講義(上巻), (昭44), 養賢堂 61
- (20) (5)の80頁
- (21) Nancarrow, J.H., SAE Paper 660133 (1966-1)
- (22) Wallace, F.J., ほか2名, Proc. Instn. Mech. Engrs. 184-10 (1969/1970), 183

- (23) Wallace, F.J., Miles, J., Proc. Instn. Mech. Engrs. 185-77 (1970/1971), 1091
- (24) 宮下, ほか2名, 石川島播磨技報, 13-3 (昭48-5), 259
- (25) Yoshiki, H., ほか3名, Joint Gas Turbine Congress (1977, Tokyo), Paper No. 47 (1977-5)
- (26) Benson, R.S., SAE paper 740739 (1974-9)
- (27) Kosuge, H., ほか2名, Trans. ASME, Ser.A. 98-1 (1976-1), 53
- (28) Woollenweber, W.E., SAE paper 700534 (1970)

# 講 義

## セラミックスについて(Ⅱ)

工業技術院 名古屋工業技術試験所 奥 田 博

### 4. セラミックスの製造方法

表4にセラミックスの主な製造方法，その特徴及び製造される主要材質を示す。

表4 セラミックスの製造法

特 徴	製造法	製造される主要材質
焼 結 法	各種の形状のものが得られる。寸法精度低い。	$Al_2O_3, MgO, ZrO_2, \mu$ ライト, コーディエライト, $SiC, Si_3N_4$
ホットプレス法	ち密なものが得られる。複雑な形状ものは困難。	$Al_2O_3, MgO, SiC, AlN, Si_3N_4$
反応焼結法	各種の形状のものが得られる。寸法精度高い。密度が小。	$SiC, AlN, Si_3N_4$
CVD法	ち密なものが得られる。硬度大。厚さに制限される。	$SiC, Si_3N_4, BN, C$
ガラスセラミックス	成形容易。融点が高い。	$\beta$ -スポジュメン, コーディエライト
溶融 鑄造	単純な形状のみ製造可。	$Al_2O_3, MgO, \mu$ ライト

4-1 焼結法 焼結法はセラミックスの最も一般的な製造法であり，原料粉末を各種の方法で成形後，焼成炉において適当な温度及びふん囲気で焼結する。その主な製造工程を図10に示す。

この方法は各種の形状の製品が得られ，製造単価も安く，多くのセラミックスはこの方法で製作されている。この場合，原料粉末の性状，成形及び焼成技術が重要である。

4-1-1 原料粉末 原料粉末は製品の使

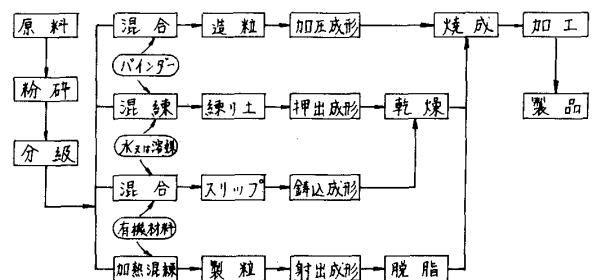


図10 セラミックスの一般的な製造方法

用目的に適合する化学的純度をもっと同時に，粉末粒子の大きさ，形状，集合状態，表面性状などの物理的性質が重要になる。このような原料粉末の性状は，その後の成形及び焼成の過程に大きな影響を及ぼし，良好な焼結体（製品）を得るには，まず良好な原料を得ることが必要であると言われている。

4-1-2 成形 セラミックスの成形方法には加圧成形，押出し成形，鑄込成形，射出成形などがある。どの成形方法を選ぶかは，品物の形状，寸法精度，原料の特性などから決めてゆく必要がある。

加圧成形は金型などに原料粉末を詰め，主に上下から加圧して成形する。粉体を型に均一に充てるため，原料粉末は噴霧乾燥などにより団粒化して使用する。この方法は自動化ができ，成形速度が速く，多量生産の方式がとれるため経済的であり，小物の成形に多く用いられている。しかし，形状が複雑で数量の少ないものは割高になる。また，成形体厚さが成形圧に直角な方向の寸法の2.5倍以上になると，上下面の圧力分布が不均一になり，焼成後変形するなどの欠点が現れる。こ

(昭和54年7月23日原稿受付)

のような圧力の不均一性を防止するため、静水圧を利用したアイソスタチックプレス成形が用いられている。これは静水圧を伝達する媒体にゴム型やゴム袋が多く使用されるので、ラバープレスとも言われている(図11)。この方法で作られた成形体の生強度は大きく、焼成収縮は非常に均一で再現性もよいが、寸法精度を高めるには成形後の機械加工が必要である。

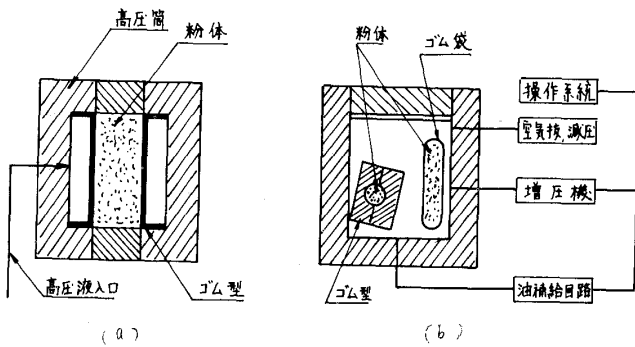


図11 ラバープレス(a)乾式, (b)湿式

押し出し成形は可塑性のある練り土を用い、一定断面の品物を連続的に成形する方法として適している。高純度酸化物及び非酸化物系のセラミックのような非可塑性物質においては、有機系の可塑性剤、バインダーなどの添加により可塑性を付与して押出す。この場合、粉体の粒度分布、可塑性剤の性状、混合方法などの適正化が重要であるが、更に口金の設計などで多くの工夫が必要である。パイプ状、ロッド状などの長尺物、ハニカム構造などの単純な形状の成形に適した成形方法として利用されている。なお、板状の品物は、可塑性剤を含んだ練り土をミキシングロール、カレンダーロールを経てロール成形も行われている。

鑄込成形法は石こう型の吸水性を利用して行われるもので、原料粉末に分散剤を添加し、水などの溶媒と混合し、原料粉末が溶媒中によく分散したスリップを作り、図12のような石こう型に注入して成形する。成形の方法としては、スリップを石こう型に注入し、一定時間経過して石こう型面に一定の厚さの肉厚がついたとき、余分のスリップを排出する排泥鑄込法と、注入したスリップを全部固化させる固形鑄込法とがある。固形鑄込の場合は、含水率をできるだけ少なくすることが必

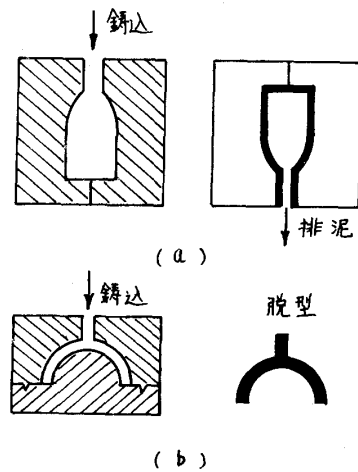


図12 鑄込成形法 (a)排泥鑄込法, (b)固形鑄込法

要である。また、スリップが鑄込時間中分離または沈殿を起こさないよう分散剤の種類及び量、原料粒子の粒度分布などの調整が重要になる。

鑄込成形を応用した薄板の作成方法にテープ鑄入成形法(ドクターブレード法)がある。これは図13に示すように、原料粉末、有機質のバインダー(例、PVA)、可塑性剤(例、ポリエチレングリコール)、分散剤(例、魚油)、溶媒(例、メチルエチルケトン)を混合粉砕して調製したスリップを連続的に移動するキャリヤフィルム上に流し出し、その厚さをドクターブレードで調整し、出てきた薄膜状のスリップを乾燥して溶媒を蒸発させ、連続的なフィルムを得る方法である。

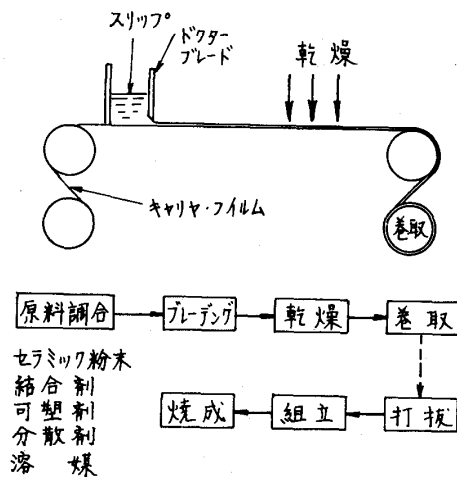


図13 ドクターブレード法

この方法では、均一な厚さの薄板を容易に得られること、積層することができること、焼成品の表面平滑性がよいことなどの特徴があり、IC基板、パッケージなどの作成に利用されている。

射出成形は原料粉体に熱可塑性樹脂、滑剤及び可塑剤を添加し、これらを加熱混練後、錠剤化して成形材料を作成する。この成形材料を用いて、プラスチックの成形と同様に射出成形機で成形する。この場合、固体と有機物質との割合、粉体の性状、射出温度、射出時間、射出圧、保持時間、保持圧などの制御が必要であり、これらの制御を十分行うことにより、複雑な形状の成形を能率よく行える。この方法は、非酸化物系セラミックスを中心とした材料の複雑形状品の成形に、今後大きく取り入れられるものと思われる。

4-1-3 焼成 焼成はセラミックスの製造上最も重要な技術である。成形時において比較的少量の有機物を使用した成形物は、本焼成に先立ってそれらの有機物を分解しておく必要がある。例えば、ドクターブレードング鑄込成形物、射出成形物などでは10~20%の有機物を含有しているので、200~400℃でゆっくりと焼成し、有機物を分解除去する。この工程を脱脂ともいう。

セラミックスは高温に加熱すると物理的及び化学的变化が生じる。すなわち、焼結が始まる。一般のセラミックスは種々の原料の混合物であるので、加熱により熔融点の低い原料あるいは不純物は液相を形成するようになり、この液相が原料粒子の結合を助け、焼結が進行する。

高純度酸化物においては、液相を作らずに焼結する。これは粒子の接触点で、粒子を構成しているイオンが熱のため拡散反応を生じ、粒子の成長が起こり、粒子間の結合が大となって焼固する。これに対して、炭化ケイ素、窒化ケイ素などの非酸化物系セラミックスにおいては、拡散速度が極めて遅いので、高温下の拡散による粒子の成長、固着は起こりにくい。このため高温で液相を生じようような酸化物系焼結助剤(添加物)の添加が必要である。

セラミック成形体の乾燥物または脱脂工程終了後の製品は、すでに述べたように40~60%の気孔を含んでいる。これら気孔は焼結の進行とともに徐々に減少し、最終的に数%以下になり焼結

が終了する。このように焼結によりセラミックスの気孔が減少し、粒子間の固着力が生じるので、その機械的強度が増大し、化学薬品などへの抵抗性も大となる。このような焼結反応には元の原料の性状、焼成温度、焼成時間、焼成ふん囲気などが大きな影響を与えるので、それらの厳重な管理が必要である。焼成条件の管理を十分に行い、また、添加剤の適切な使用によって、理論密度に近い気孔のほとんどない焼結体を得られ、高純度酸化物などでは透光性のあるセラミックスも得られている。

実際の焼成作業には、焼成収縮や高温での粘性流動によるセラミックスの変形が生ずるので、焼成中の品物を保持する道具が重要である。

4-2 ホットプレス ホットプレスは高温加熱下加圧することによって、セラミックスの成形と焼成を同時に行うもので、一般の焼成温度より低い温度で緻密な焼結体を得られ、焼結体の結晶粒の成長も少なく、強度その他の性能において優れた製品が得られる。

通常のホットプレスは加熱炉と油圧加圧装置とを組み合わせたものであり、加圧パンチ棒と型が最も重要な部分である。これらは高温下で大きな荷重を受けるので高温強度が高いこと、また、試料粉末との反応性のないことなどが要求され、一般に黒鉛が用いられる(図14)。黒鉛は耐火度が高く、加工が容易であり、誘導炉によっても加熱できるなどの長所をもっているが、酸化されやすく、常温の機械的強度が小さいなどの欠点がある。その他の型材料としてはアルミナ、ジルコニア、炭化ケイ素などがあるが、使用温度の上限は黒鉛に比べて低く、使用が制限される。

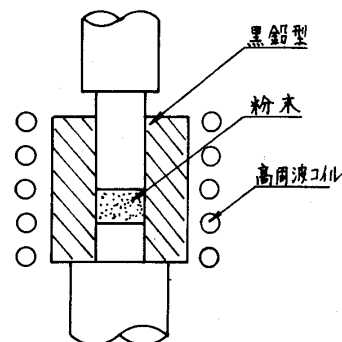


図14 誘導加熱式ホットプレス

圧力を一軸方向にかけると一般のホットプレスでは、加圧方向とそれに垂直な方向では、結晶組織に差が生じ、機械的性質などが変化する。このため三軸方向の加圧可能なホットアイソスタテックプレス（HIP）の使用が最近試みられるようになった。HIPでは圧力媒体としてヘリウム、アルゴンなどのガス媒体を使用し、金属カプセル中に封入されたセラミック粉末を高温下アイソスタテックに加圧し焼結させる。この場合、金属カプセルの材質により焼結温度は制限されるが、予備焼結によりあらかじめ開気孔のほとんどない焼結体を作っておけば、カプセルに封入しなくてもHIPが行なえる。この方法はセラミック切削工具の製造に応用され、極めて高密度な高性能製品が生産されている。

**4-3 反応焼結法** 反応焼結法はセラミックの高温での合成反応を利用して、同時に焼結を行う。例えば、SiとCあるいはSiとN<sub>2</sub>を高温で反応させ、このとき生じるSiCあるいはSi<sub>3</sub>N<sub>4</sub>で全体を結合して焼結させるものである。この場合、焼結後にSiが残存したり、気孔率の大きい製品しか得られないという欠点はあるが、複雑な形状のものが作れ、焼成収縮が極めて小さいので寸法精度が高い、焼結助剤を必要としないので高温強度の低下が少ないなどの特徴がある。

図15は窒化ケイ素の反応焼結による製造工程の概要を示す。この工程では、まず、高純度（Si純度99%以上）の200メッシュ以下の粒度のSiをアルミナボールを用いたボールミルで乾式粉碎

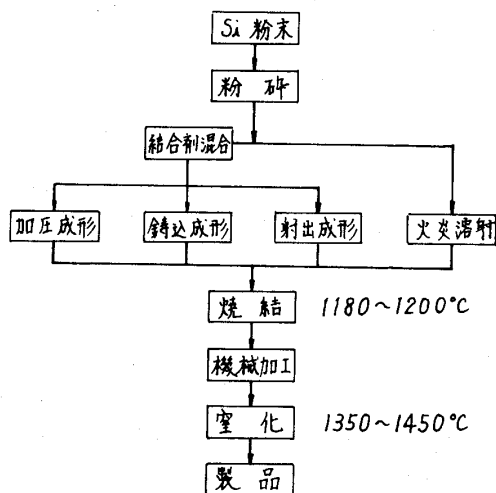
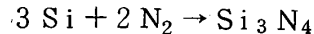


図15 反応焼結窒化ケイ素の製造工程

する。粉碎時間は成形方法によって異なるが、12~140時間行われる。鑄込成形及び射出成形においては、これらのSi粉末の粒度分布が成形過程に大きな影響を及ぼすので、作業上最も適した粒度分布に粉碎する。Si粉末に窒化助剤として少量の酸化鉄や酸化クロムを添加し、有機系のバインダー、可塑剤などを添加した上、加圧成形、鑄込成形、射出成形などの成形が行われる。そのほか黒鉛などの基体の表面にSiの火炎溶射を行う成形法でも成形される。これら成形体は有機物を分解脱脂後、真空中1180~1200°Cに焼結し、Si成形体にある程度の機械的強度をもたせて、その後の取り扱いをやすくする。このとき焼結し過ぎると、その後の窒化処理に悪影響を及ぼす。最後にアンモニアあるいは窒素気流中で窒化処理し、



の反応により窒化ケイ素が生成する。生成した窒化ケイ素は、Si粒子の空隙を埋める形で針状の結晶として成長し、反応終了後の形状変化は少ない。このため窒化前に機械加工などにより精密に仕上げておけば、焼結後の加工を必要としない精密な製品が得られる。しかし、この場合の反応は発熱反応であるので、加熱時の温度制御を十分に行わないと、焼結体中に欠陥が生じ、性能が低下する。これらの反応焼結窒化ケイ素の密度は成形体の生密度により定まる。また、成形体の生密度は使用するスリップの濃度あるいは溶媒やその他の有機物の含有量で決まってくる。例えば、72.5容積%のSiと27.5%の有機物質との混合物から射出成形された成形体の生密度は約1.7g/ccであるがこれを窒化処理すると2.7g/ccの密度の窒化ケイ素が得られる。

炭化ケイ素の反応焼結としては、SiC粉末にSiとCを混合して、高温でSiとCとを反応させ、このとき生じるSiCで全体を結合するもの、SiC粉末にCを混ぜて成形した成形体を、Siの高温融液につけて、CをSiCに変えることなどの方法が行われる。

**4-4 セラミックの化学蒸着（CVD）**

CVDを利用したセラミックの合成は、将来の高性能セラミックの製造方法として有望視されている。

CVDは加熱した基体上に原料ガスを導入し、

熱分解反応，水素還元反応，複合反応などの種々の化学反応を生じさせ，その結果生じた非揮発性物質を基体上に繊維状，膜，バルク状などの状態で析出させたものである。

この方法では高純度で理論密度に近い高密度のセラミックスが得られ，一般の焼結に用いるような焼結助剤が必要でなく，複雑な形状の基体にも被覆でき，多層被覆ができるなどの特徴をもっている。しかし，蒸着速度は一般に小さく，蒸着物の配向性が大きく，基体面に平行な方向と垂直な方向では蒸着物の性質が著しく異なり，残留応力が生じるなどの欠点がある。最近，系の全圧を調整することなどにより，窒化ケイ素などについてかなりの蒸着速度を得られる方法が開発され，注目されている。また，この方法はセラミックコーティングの有力な方法としても重要である。

4-5 その他の製造方法 ガラスセラミックスは，いつたんガラス状に溶融したものをガラスの成形方法により成形し，その後再加熱して再結晶させたもので，各種の形状のものが得られるが，材質的に制限される。Li<sub>2</sub>Oを含有する低熱膨張性セラミックスの製造方法として有望である。

溶融鑄造法は金属の鑄造と同様の操作でセラミックスを溶融し，型に鑄込んで固化させる。単純な形のものしか製作されないが，ち密な組織のものが得られ，凝固の方法を工夫することによって，特異な組織をもつものが得られる。

## 5. 主要なセラミックスの現状

ガスタービン，ディーゼルエンジン，高温熱交換器などの高温耐熱部品の候補材料として考えられている主なセラミックスについて，その製法，性能などの概要を述べる。

5-1 酸化物系セラミックス 酸化物系材料としてはマグネシア(MgO)，ジルコニア(ZrO<sub>2</sub>)，アルミナ(Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)などのように高耐火性をもつものから，ムライト，コーディエライト，β-スボジュメンなどを主要構成結晶とするセラミックスのように熱衝撃抵抗の大きいものがある。これらのうち主要なセラミックスの性質を表5に示す。

MgOは2800℃の融点を持ち，2000℃以上の高温で使用可能な耐熱材料であるが，還元雰囲気下では蒸発が著しく，また，熱膨張率が大き

表5 主要酸化物系材料の性質

材 料 名	99% アルミナ	ムライト	コーディエ ライト	β-スボ ジュメン
化 学 式	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	3Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> ・2SiO <sub>2</sub>	2MgO・ 2Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> ・ 5SiO <sub>2</sub>	Li <sub>2</sub> O Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> ・ 4SiO <sub>2</sub>
密 度 (g/cm <sup>3</sup> )	3.9	2.6	1.8~2.3	1.6
吸水率 (%)	0	0	0.02~17	0
熱伝導率 (cal/cm.sec.°C)	0.06	0.01	0.04~0.01	0.0047
熱膨張率 (X10 <sup>-6</sup> /°C)	6.8~7.5	4.4~4.6	1.3~2.5	0.15
ヤング率 (X10 <sup>4</sup> kg/mm <sup>2</sup> )	2.0~4.0		2.3~5.0	
曲げ強度 (kg/mm <sup>2</sup> )	30~40	13~14	3.5~10.5	
圧縮強度 (kg/mm <sup>2</sup> )	300	38~45	20~68	85
備 考				Cercor

く，強度が小さいことから熱衝撃に弱いことなどのため実用上の制約があるが，高温電気絶縁材料などとして用いられている。

ZrO<sub>2</sub>は1100℃付近の温度で，結晶移転による異常体積変化があるため，CaO，MgO，Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>などを添加し，安定化して使用されている。熱膨張率が比較的大きく，熱伝導率も低いので，熱衝撃抵抗は小さいが，断熱性は大きい。このような特性を利用してZrO<sub>2</sub>セラミックスは金属の表面コーティング材料として実用化されている。例えば，二重コーティングなどによりZrO<sub>2</sub>-Y<sub>2</sub>O<sub>3</sub>系の熱障壁厚さ0.25~0.64mmの場合，無被覆の場合に比べて金属表面温度を140-190℃低下させる効果がある<sup>1)</sup>。

Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>は融点(2050℃)が高く，硬度，常温強度，耐薬品性などが大きく，電気絶縁性などの電気特性も優れている。ただ高温強度は窒化ケイ素，炭化ケイ素などに比べて劣る。Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>はIC基板やパッケージなどの絶縁物として重要な材料であるが，その優れた機械的性質を利用して，砥石，切削工具，メカニカルシール，各種の摺動部品，耐熱耐摩耗性ノズルなど広く利用されている。Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>は酸化物系セラミックスの中で最も繁用性の高い，また，最も重要な材料である。



ムライト、コーディエライト及びβ-スποジュメンは、強度は大きくないが、熱膨張率やヤング率が小さいため、熱衝撃抵抗が大きく、温度変化の激しい環境下で使用されるセラミック材料として使用される。

ムライトは粘土とアルミナを、コーディエライトは粘土とマグネシア(MgO)系材料との混合物を焼成して合成される。β-スποジュメンはLi<sub>2</sub>Oを含むガラスを熱処理し、再結晶させて作られる。これらのセラミックスは、熱衝撃は非常に大きい、強度のさほど必要としない部分、例えば、高温熱交換器のハニカムなどとして使用し得る。

5-2 非酸化物系セラミックス 最近のセラミック耐熱材料においては、耐熱性と同時に高温強度、耐クリープ性などの優れた性能が要求され、それに適用でき得るセラミックスとして、炭化物及び窒化物系の材料が研究され、大きな発展がもたらされている。表6にそれらのうちの主要な材料の特性の比較を示す。

表6 主要非酸化物系材料の特性の比較

材料名	炭化ケイ素			窒化ケイ素			SI ALON
	反応焼結	常圧焼結	ホットプレス	反応焼結	常圧焼結	ホットプレス	
成形性	○	○		○	○		
強度		○	○		○	◎	
耐クリープ性		◎	◎	◎			◎
耐酸化性		○	○		○	○	◎
耐熱衝撃性				○	○	◎	

◎非常に優れている, ○優れている, 無印は普通又は劣る

5-2-1 炭化ケイ素(SiC) SiCの焼結はかなり以前から行われていたが、極めて多孔質のものしか得られなかった。これは再結晶SiCとも呼ばれており、微粒及び粗粒のSiCの混合物を還元ふん囲気下で約2250℃に焼成して、再結晶化の過程を経て焼結したものである。この焼結体は焼結助剤を用いないため、1500℃以上でも強度は低下しないが、結晶粒が大きく、強度が余

り高くなく、気孔率が高い欠点がある。

このようにSiCのち密な焼結は困難と考えられていたが、最近、ホウ素(B)またはホウ素と炭素(C)を微量SiCに添加した成形体を、低酸素分圧のふん囲気中で2100~2200℃に焼成し、極めてち密な焼結体を得ることができるようになった。<sup>2)</sup>更に、ホットプレス法によればより低温で焼結でき、高強度のものが得られる。ホットプレスSiCの曲げ強度は80kg/mm<sup>2</sup>程度で、高温における強度の低下は少なく、1400℃以上の高温ではホットプレス窒化ケイ素より優れたものをもっている。また、焼結SiCはホットプレスSiCよりもやや強度が低く、曲げ強度で40~70kg/mm<sup>2</sup>程度であるが、成形性などの点で有利であり、実用的である。このようなSiCのち密焼結は最近急速に発展してきた技術であり、今後の発展の期待できる分野である。

SiCの反応焼結体は、適当な粒度のSiC粉末に金属ケイ素(Si)と炭素(C)の粉末を10~20重量%混合し、成形後非酸化性ふん囲気中1400℃前後の温度で熱処理して作られる。この方法ではSiとCとが反応してSiCを生成し、これによって既存のSiC粉末が結合され、更に一部残存するSiも結合剤として作用し焼結する。そのほかSiCとCとの混合物の成形体に、1450℃付近の温度で熔融したSiを浸透させ、成形体中でSiCを形成させる方法もある。反応焼結SiCは複雑で大型な製品の製造上有利な点があるが、未反応Siが残存するのでSiの融点である1420℃以上では急激に強度が低下する。反応焼結SiCの強度は、焼結後その表面を研磨して除去すれば上昇するが、<sup>3)</sup>SiCのような高硬度セラミックスの加工は容易でない、焼成後の加工をしないで強度を上げる方法が研究されている。

SiCのCVDはSiを含んだ気体と、炭化水素とを高温の基体上で分解させ、SiCとして析出させて得られる。それらはほぼ完全にち密で、その曲げ強度は残留応力のため室温では比較的低くて30kg/mm<sup>2</sup>程度であるが、高温ではひずみがとれて、かえって増加すると言われており、処理方法の改良により極めて高強度のものが得られる可能性がある。最近、CVD SiCはいくらか厚いものも得られるようになりつつあり、将来の高温耐熱材料

として有望な材料と考えられている。

SiCの耐クリープ性は一般に優れており、反応焼結 $\text{Si}_3\text{N}_4$ と同程度である。また、SiCは $\text{Si}_3\text{N}_4$ に比べて熱伝導率は大きい、熱膨張率、ヤング率も大きいので熱衝撃抵抗において劣る。

SiCは耐熱材料として、ガスタービンの燃焼器、ノズルなどへの応用が試みられているが、今後更に高温での性能の向上の期待できる材料として注目すべき材料である。

5-2-2 窒化ケイ素( $\text{Si}_3\text{N}_4$ )  $\text{Si}_3\text{N}_4$ はSiCと同様にそれ自身での焼結性はないが、マグネシア( $\text{MgO}$ )、アルミナ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ )、イットリア( $\text{Y}_2\text{O}_3$ )などを添加し、 $1700^\circ\text{C}$ 付近に加熱すると、これら添加物と $\text{Si}_3\text{N}_4$ が反応し、高温融液が生じ、焼結が進行する。これらの焼結をホットプレスにより加圧下で行うと、高強度の焼結体を得られる。特に $\text{Y}_2\text{O}_3$ を添加したものは、曲げ強度で常温 $130\text{kg}/\text{mm}^2$ 、 $1200^\circ\text{C}$ で $100\text{kg}/\text{mm}^2$ の高強度製品が得られている。<sup>4)</sup>これは $\text{Y}_2\text{O}_3$ と $\text{Si}_3\text{N}_4$ が反応して生じた融液を冷却したとき、比較的高融点をもつ $\text{Y}_2\text{Si}_3\text{N}_4\text{O}_3$ 結晶が析出し、この結晶中に $\text{CaO}$ 、 $\text{MgO}$ など原料 $\text{Si}_3\text{N}_4$ に含まれていた不純物を取り込み、粒界相を改善するためと考えられている。<sup>7)</sup>このようにセラミックスの粒界相の改善により、強度その他の性質が改善できるので、各種の添加剤の研究が盛んに行われている。

Si粉末を成形後、窒化処理した反応焼結 $\text{Si}_3\text{N}_4$ は、寸法精度が極めて良好であり、任意の形状のものが得られる。 $\text{Si}_3\text{N}_4$ の反応焼結体は余りち密に焼結できないので、気孔率は大きく、強度も大きくないが、 $1500^\circ\text{C}$ 近くまでその強度の低下は少なく、また、耐クリープ性も大きい。反応焼結 $\text{Si}_3\text{N}_4$ のもう一つの利点は、種々の製作方法がとれることであり、鑄込成形、射出成形、火炎溶射成形などが利用でき、更にこれらの成形体の結合も可能であり、結合後反応焼結すれば、複雑な一体物の焼結体も得られる。反応焼結 $\text{Si}_3\text{N}_4$ の強度や耐酸化性は焼結体の密度と比例的であるので、密度の向上のための添加成分、成形方法などの研究が行われている。

CVD $\text{Si}_3\text{N}_4$ はSiを含む気体をアンモニア、窒素などとともに加熱された基体上に導き、 $\text{Si}_3\text{N}_4$ として析出させたもので、基体を除去すれば、

完全にち密な $\text{Si}_3\text{N}_4$ 製品が得られる。CVD $\text{Si}_3\text{N}_4$ は高純度で気孔も含まないため、耐クリープ特性、高温耐食性などが優れ、硬度も高い。しかし、現在のところ残留応力のため、強度は低い。今後、蒸着過程の改善などにより、強度の向上も期待できるので、CVD $\text{Si}_3\text{N}_4$ は将来の有望な材料と考えられている。

$\text{Si}_3\text{N}_4$ は熱膨張率が小さいので熱衝撃抵抗が大きく、特にホットプレス $\text{Si}_3\text{N}_4$ は耐酸化性、強度ともに優れており、ガスタービン用などへの応用が試みられている。一方、反応焼結 $\text{Si}_3\text{N}_4$ は多孔質であるため、耐酸化性は劣るが、これは表面コーティングなどの方法で向上することが試みられており、各種耐熱材料への利用が図られている。

最近、複雑な形状の $\text{Si}_3\text{N}_4$ 製品の製造に当り、別々に製作された部品をホットプレスで接合する技術も開発された。例えば、米国フォード社で開発された二重密度 $\text{Si}_3\text{N}_4$ ガスタービンローターは、応力は大きい、温度はブレードほども高温にならないで、形も単純なハブに対してはホットプレス $\text{Si}_3\text{N}_4$ を使用する一方、形の複雑なブレードは射出成形し、その後窒化した反応焼結 $\text{Si}_3\text{N}_4$ を用い、この密度の異なる両者をホットプレス条件下で拡散接合して製作される。<sup>6)</sup>

### 5-2-3 窒化アルミニウム( $\text{AlN}$ )

$\text{AlN}$ の焼結体は、従来 $\text{AlN}$ 粉末に金属アルミニウム( $\text{Al}$ )粉末を混合し、窒素ふん囲気中で加熱し、 $\text{Al}$ と $\text{N}_2$ から $\text{AlN}$ を生成し、それにより $\text{AlN}$ 粉末を結合させる、いわゆる、反応焼結法で焼結されてきたが、この焼結体は多孔質で強度も極めて小さかった。

しかし、最近 $\text{AlN}$ 粉末に $\text{Y}_2\text{O}_3$ または $\text{Y}_2\text{O}_3$ と $\text{SiO}_2$ を少量添加してホットプレスすることにより、ち密な高強度をもつ焼結体を得られ、その特性もSiCあるいは $\text{Si}_3\text{N}_4$ と肩を並べるまでに至った<sup>7),8)</sup>。また、この系の材料は無加圧焼結によっても、ち密な焼結体を得られる。

$\text{AlN}$ ち密質焼結体は耐酸化性も高く、 $1000^\circ\text{C}$ の水蒸気にも耐え、熔融金属に対する耐食も大きく、高温機械装置、冶金治具その他の広範囲な用途が期待できる。しかし、強度の点では $\text{Si}_3\text{N}_4$ などよりやや劣ると考えられる。

### 5-3 酸窒化物系セラミックス 最近、窒

化物と酸化物の中間的な組成の酸窒化物系の新しい化合物が発見され、セラミック材料の新しい領域が開かれつつある。その代表的なものは、 $\text{Si}_3\text{N}_4-\text{AlN}-\text{Al}_2\text{O}_3-\text{SiO}_2$ 系<sup>9),10)</sup>からなるSIALONと呼ばれているものである。これは $\text{Si}_3\text{N}_4-\text{Al}_2\text{O}_3$ 系の焼結の研究中に発見されたのが端緒で、前記4成分系の複雑な固溶関係のあることが知られ、現在、この系について世界各国において精力的な研究が進められている。

高温高強度材料としては、 $\beta\text{-Si}_3\text{N}_4$ のSiとNの一部をそれぞれAl及びOで置換した $\beta'\text{-Si}_3\text{N}_4$ が重要である。これは(1)Si粉末にAlまたは $\text{Al}_2\text{O}_3$ 、AlNを所定量混合して窒素中で加熱する、(2) $\text{Si}_3\text{N}_4$ とAlN、 $\text{Al}_2\text{O}_3$ を混ぜて窒素中で加熱する。(3) $\text{SiO}_2$ とAlNまたは $\text{SiO}_2$ とAlの混合物を反応焼結させる、など各種の方法で合成されている。 $\beta'\text{-Si}_3\text{N}_4$ の性質はまだ十分明らかでない部分が多く、特にガラス相やその他の異相の生成などによって性質が変化する。しかし、この系のホットプレス焼結体は、50-80 kg/cm<sup>2</sup>の曲げ強度をもつものも得られ、耐酸化性、耐食性、耐クリープ性などの性質が優れ、熱熱衝抵抗においても良好な特性をもつことが分かりつつあり、高温耐熱材料として期待されている新材料の一つである。今後は高温強度の低下の原因と考えられるガラス相や異相の存在しない焼結体の製造方法、常圧焼結によるち密質材料の製造技術の研究開発が要望されている。

Si-Al-O-N系固溶体の発見と並行して、 $\text{Al}_2\text{O}_3$ やAlN以外のBeO、MgO、 $\text{Li}_2\text{O}$ 、 $\text{Y}_2\text{O}_3$ などの固溶する系も発見され、一般的にいつて、Si-M-O-N(Mは金属)系の各種固溶体に発展してきている。

以上のように、Siを含む酸窒化物は最近出現し始めた極めて新しい材料であり、その性質もほとんど分っていないのが現状である。しかし、その構造上から耐酸化性、耐クリープ性などの優れた材料の出現することも予想できるので、今後の研究の進展に期待がもたれている。

## 6. むすび

最近、エネルギー技術に関連して、例えば、ガスタービン、ディーゼルエンジン、核融合炉などの耐熱材料として、セラミックスの利用の研究が

進められるようになってきた。特にセラミックガスタービン部材の開発は、世界各国で最も活発に展開されている。これは他分野への波及効果の大きいことのためである。

ガスタービンにおいては、動翼、静翼、燃焼器、熱交換器などへのセラミックスの利用を試みようとしているが、これらの部材には、耐熱衝撃性、耐クリープ性、高温強度、耐食性などの諸特性が要求され、更に、高い精度で複雑な形状に仕上げるといった厳しい条件がつけられている。現在、窒化ケイ素、炭化ケイ素などを中心にした新しい高性能セラミックスを候補材料にして、セラミックスの加工、接合を含めた製造技術全般について、精力的な研究が進められている。前記の諸材料の性能の向上は日進月歩の状況にあり、近い将来、要求される諸性能をある程度満足するようなセラミックスが出現するものと思われる。

しかし、現在のセラミックスに対しては、その性能のバラツキが大きな問題である。理論的な観点からは、セラミックスは超高強度をもつ可能性のあることが知られているが、現実にはそんな高い強度よりも、より低い強度でもバラツキの少ないほうが重要であり、機器の設計に使うデータを整備が必要である。そのためには、セラミックスについての材料評価技術や非破壊試験法の確立と、これらを用いての設計技術が重要になってくる。これには材料の開発研究者と製造メーカ、それら材料を使用するユーザの三者の密接な協力が必要である。以上のセラミックスについての概論が多少でもその参考になれば幸である。

## 文 献

- 1) Stecura, S., Am. Ceram. Soc. Bull. 56-12(1977-12), 1082
- 2) Prochazka, S. and Scanlan, R. M., J. Am. Ceram. Soc., 58-1/2(1975-1/2), 72
- 3) Kennedy, P., Shennan, J. V., Braiden, P., McLaren, J. and Davidge, R., Proc. Brit. Ceram. Soc., 22(1973-6), 67
- 4) Tsuge, A., Nishida, K. and Komeya, K., J. Am. Ceram. Soc., 58-7/8(1975-7/8), 323
- 5) Rate, A. W. J. M., Thompson, D. P., Pipkin, N. J. and Jack, K. H., Special

- Ceramics, 6 (1974), 347, The British Ceramic Research Association
- 6) Baker, R. R., Ezis, A., Hartsock, D. L. and Goodyear, M. U.,  
Ceramics for High Performance Application-II (1978), 207,  
Metals and Ceramics Information Center.
- 7) Komeya, K. and Inoue, H., Trans. Brit. Ceram. Soc., 70-3 (1971-5), 107
- 8) Komeya, K., Inoue, H. and Tuge, A., J. Am. Ceram. Soc., 57-9 (1974-9), 411
- 9) Gauckler, L. T., Lukas, H. L. and Petzow, G., J. Am. Ceram. Soc., 58-7/8 (1975-7/8), 346
- 10) Jack, K. H., J. Mater. Sci., 11-6 (1976-6), 1135

## 燃焼器におけるガス流動および燃焼 (1)

慶応大学 川 口 修

### はじめに

ガスタービンの基本的な構成要素としては圧縮機、燃焼器、タービンの3つがあるが、そのうちの圧縮機とタービンが机上の計算によって設計され、性能の予測も可能であるのに対し、燃焼器は実例や経験に若干の設計資料を加えて試作し、要求仕様に合致する様に改善するという手法がとられる。それは燃焼器内では気流中で燃料の混合、着火、燃焼というような物理的および化学的な過程が複雑に交錯し、互いに影響をおよぼし合っておこなわれており、その解明が不十分なため、結果としてきまる燃焼器の性能を予め計算で求めることはほとんど不可能であるからである。

このことから燃焼器の新規開発、あるいは改良にあたっては、それまでの実験的な研究の成果や経験の積み重ねを理論的に採り入れることが極めて重要なことである。燃焼器の設計に有効に採り入れることのできる実験のデータとしては、設計しようとしている燃焼器になるべく近い燃焼器による、同等の条件におけるものが望ましいが、実際には費用や時間の関係で、モデルによる実験やシミュレーションに基く実験のデータを利用することが多い。

本講義においてはこのように計算によって設計し、開発することが不可能な燃焼器について、基本的な機能とそれを維持するための構造を概説したのち、燃焼器の内部のガス流動、燃料の添加から燃焼にいたる過程について、基礎的な実験のデータも混えながら概説する。

### 1. 燃焼器の役割

ガスタービンの基本構成要素としての燃焼器の役割は、圧縮機から送られる高圧の空気に燃料を加えて燃焼させ、高温の気流としてタービンに供給することである。このこと自体はさほど困難なことではないが、ガスタービンの燃焼器としての

要求事項を満たそうとすると様々な困難な問題にぶつかる。ガスタービンの燃焼器としてはおよそ次の条件を満たしている必要がある。

1. 広い作動条件の範囲で燃焼が安定で、吹き消えや著しい振動燃焼をおこさない。
2. 燃焼効率が高い。
3. 着火、あるいは吹き消え後の再着火が容易である。
4. 内部に炭素堆積がなく、排気が清浄で CO, NO<sub>x</sub>, HC などの有害成分が少ない。
5. 圧力損失が少ない。
6. 軽量、小形で燃焼負荷率が高い。
7. 耐久性があり、寿命が長い。
8. 点検、整備が容易である。

ガスタービンがどのような目的に使われるかによって、これらの条件の重要度も異なるが、ガスタービンとして最も使用目的に対する要求のきつい交通機関の動力源として使われる場合を考えると、運転状態の変化に関係する1~4の項を満足することが重要である。

ガスタービンの燃焼器においては、高速の気流中に供給される燃料が安定に燃焼を続けることが最低必要条件であり、A.H.Lefebvre は燃焼器構造の成り立ちを図1のように示している。<sup>(1)</sup>(a)のように気流中に単に燃料を噴射しても、気流速度が燃焼律速過程の速度に比して一般に大きいので、火炎を器内の特定の位置に維持することはできない。火炎を安定に保持するには燃焼器内の気流速度を落すことが必要であるが、(b)のように燃焼筒の断面積を大きくすることは燃焼器が大形化することにもなり好ましくない。そこで(c)のように燃焼器内の気流中の一部に速度の遅い領域を故意に作り、そこに燃料を噴射して火炎を保持する方法が考えられる。しかしながら、この方法は火炎の安定化には有効でも燃料の完全な燃焼を期することは困難である。ところで圧縮機から送られる空気を加熱するに必要な熱量を供給する燃料には、

(昭和54年8月20日原稿受付)

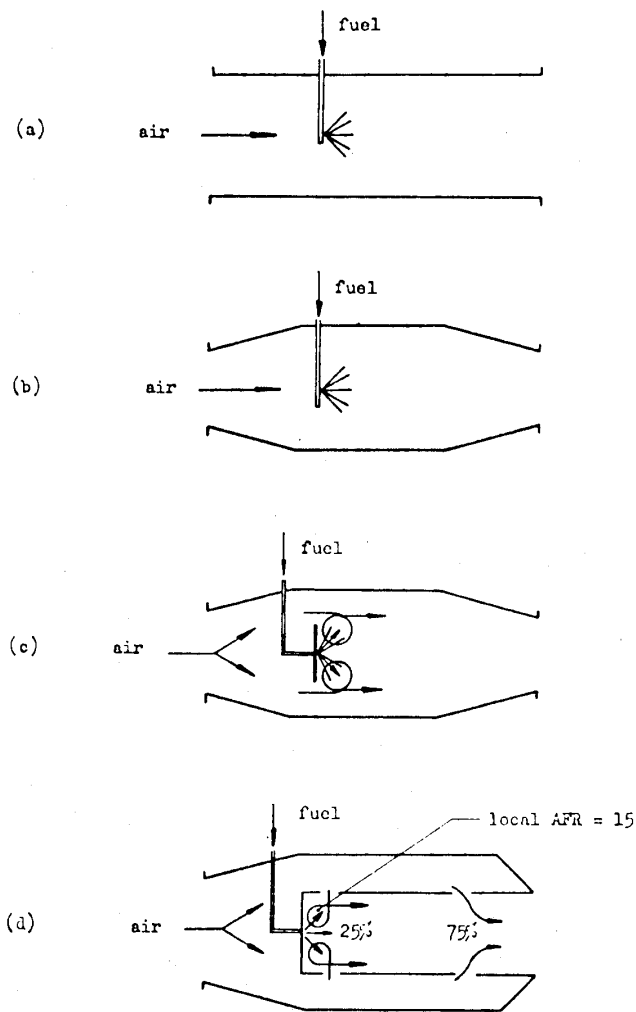


図1 ガスタービン燃焼器の基本構造の成り立ち<sup>(1)</sup>

酸化剤としてその空気の数分の一しか必要としない。したがって燃料の燃焼に必要な分の空気のみ上流側で供給して燃焼させ、残りは燃焼後の高温ガスに下流側で混合させて、タービン入口条件にまで希釈するように燃焼器の内部の機能を分割した、(d)のような燃焼器の基本構造が生まれたわけである。現在の種々の燃焼器は、前述のような必要条件を満たすように、この基本構造から発展、改良されたものと考えられる。

## 2. 燃焼器の機能

前述のように燃焼器の役目は、供給した燃料を有効に燃焼して加圧空気の

温度を上げることであるが、タービン翼の強度の点から燃料・空気の理論混合気の燃焼温度よりかなり低く抑えることが必要で、そのために希薄な状態で有効に燃焼させる工夫が必要である。このような目的のために燃焼器には次の基本的な機能を持たせる。

- (1) 流入する空気を燃焼用と希釈用に分ける。
- (2) 安定な燃焼帯を維持する。
- (3) 燃焼用の空気で燃料を燃焼する。
- (4) 燃焼ガスを希釈用空気で希釈する。

これらの機能を持ち、しかも前述のガスタービン燃焼器としての条件を備えた燃焼器として最も一般的な基本構造、およびガス流れを図2に示す。圧縮機から送られる空気は、燃焼器の入口部で減速されるとともに分割され、中央部の空気は旋回器を経て、周囲に流れる空気は内筒壁面に設けた空気口から内筒内に流入する。一般に前者を一次空気、後者のうち上流側の空気口から流入する空気を二次空気、下流側からの流入空気を希釈空気と呼ぶ。そして内筒内部はその機能に応じて次の3つの領域に区分される。

一次燃焼領域：この領域では火炎を安定に保持しながら主要な燃焼反応を行なわせる。内筒の上流側頭部から流入する一次空気に燃料噴射弁から燃料を供給して燃焼させるので、そこで行なわれる燃焼に伴う過程にはガス流れが極めて大きな影響を与える。火炎の安定化のために流速の遅い高温領域を作ることが必要であるが、ガスタービ

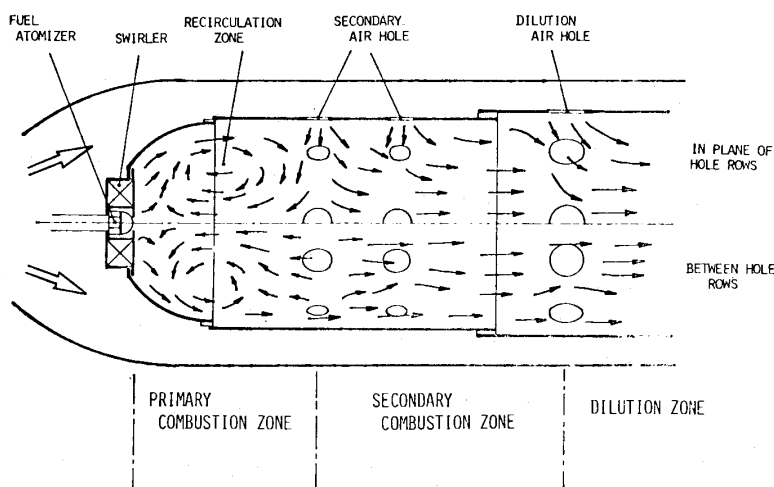


図2 ガスタービン燃焼器の基本構造、ガス流れおよび領域の区分

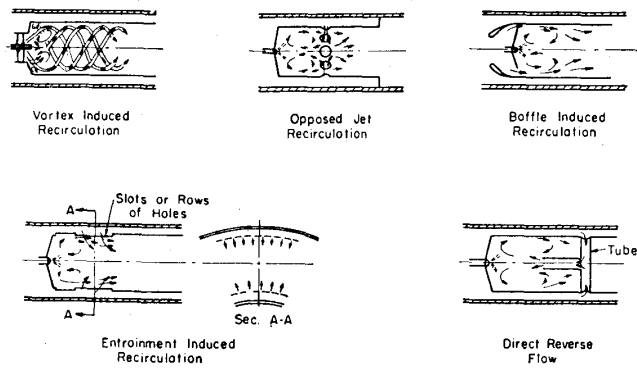


図3 ガスタービン燃焼器における循環流の種々の形成方法<sup>(2)</sup>

ン燃焼器では図3のようないろいろな方法によって高温循環流を形成させている。<sup>(2)</sup> 最も一般的なものが旋回羽根を用いて旋回気流を生ぜしめ、循環流を作る方式で、その他に内筒の空気口からの噴流の衝突による方式、環状空気口を用いる方式、中心軸上上流に向かう噴流を用いる方式などがある。

このようなガス流れの中に火炎を保持し、しかも燃焼を有効に行なわせるためには、そこに噴射される燃料が適当にガス流れ中に分散し、着火、燃焼しなければならない。そのためには適当な噴射弁を選定するとともに、空気量に対して最適な燃料噴射量を設定する必要がある。航空用燃焼器による実験によれば、一次燃焼領域の空燃比(空気流量と燃料流量の重量比)は8~13で燃焼効率が最高になる。<sup>(3)</sup> A.H.Lefebve は一次燃焼帯の空燃比が理論混合比、燃料過濃、燃料希薄の場合のそれぞれで燃焼器特性にどのような利害得失があるかを比較(表1)している。<sup>(1)</sup>

二次燃焼領域：この領域は一次燃焼領域における未燃焼分、燃焼中間生成成分を完全に燃焼させるとともに、燃焼反応中の熱解離による損失を回復させる役割を持つ。そのために一次燃焼領域のあとに内筒に設けた空気口から必要な空気を導入するが、その量は理論空気量に対して一次空気不足する分を補うのみでなく、空燃比で18~20程度(理論空燃比は灯油で約15)にする。このようにやや希薄側に設定する方法は、混合不良による過濃混合気の生成を防ぎ、NO<sub>x</sub> 生成の防止にも有利であろう。二次燃焼領域が有効に働いた

表1. 一次燃焼領域混合比の影響

一次燃焼領域混合比	有利な点	不利な点
理論混合比	1.熱発生率最大 2.火炎の輝度が低い 3.排煙がわずか 4.炭素堆積が少ない	1.燃焼筒壁への熱伝達率が大きい 2.中間領域が必要
過濃混合比	1.循環流速度を低くすると希薄側吹き消え限界が広く、着火が容易	1.熱負荷が低い 2.高輝度火炎となる 3.排煙濃度が高い 4.壁面に炭素付着 5.燃料性状で燃焼筒温度が変わる 6.十分な中間領域が必要
希薄混合比	1.うすい青色 2.排煙がない 3.炭素堆積がない 4.燃焼筒壁面温度が低い 5.中間領域が不要 6.出口温度分布良好	1.強い循環流とすると逆に燃焼の安定や着火性能を損う。 2.着火が困難

めには内筒に設けられる空気口が適切であることが必要で燃焼器の設計の上で空気口の配置、大きさ、数などは燃焼器の性能を大きく左右する。空気口については基礎実験のデータを混えて後述する。

希積領域：内筒の下流側壁面に設けられた少数の大きな空気口からの十分な貫通力を持った空気噴流で高温燃焼ガスを希積する領域である。この場合、噴流の相互の干渉で強い乱れを作って有効に、かつ一様に希積するよう配慮される。

### 3. ガス流れと燃焼

燃焼器内におけるガス流れが燃焼状態に大きな

影響を持つことから、燃焼器の新規開発、既成の燃焼器の改良を行なう際にはガス流れの測定を行ない、ガス流れの良否の判定をすることが多い。燃焼状態における流れの測定は、水冷式のヨーメータによる方法などがあるが、流れを乱し、温度、ガス組成の測定もあわせて行なわねばならないし、精度のよい測定は困難をとまなう。これに対して通風状態における測定は、種々の流れの測定法を容易に適用できるのでよく行なわれる。この場合は時間や経費の関係から模型試験によることが多く、しかも燃焼器との幾可学的相似性と  $Re$  数のみを考え、燃焼による物性の変化は考慮しない。しかし燃焼状態との違いは、おゝむね下流域における速度の大きさに限られるので、上流の主燃焼領域では少なくとも流れの良否を知るには通風状態の模型試験のデータは有用である。

図4は燃焼器の一次燃焼領域のみに着目して、一次空気が導入される旋回器のみを備えたかん形燃焼器模型の流れ模様を、下流を大気開放状態にて通風時に測定した例である。<sup>(4)</sup> 測定は自由に動くことのできる短いもめん糸を用いるタフト法によって行なったものであるが、旋回気流による循環流が形成される様子などや、流れの乱れている様子が明らかである。この流れ模様を詳細に観察すると燃焼筒内の流れは安定した環状渦を中心とした循環流領域、流れの方向が定まらない乱れた部分が中央部にある絞り領域、下流に向かって乱れた流れの部分が拡がっている乱れ円錐領域の3つの領域に区分される。このような流れ模様は燃焼筒内の平均流速が  $3 \text{ m/s}$  以上になるとほとんど変化せず、幾何学的に相似な大きさの異なる模型でも同様である。

図4の燃焼器模型に単純渦巻噴射弁を用いて燃料を噴射して燃焼させると、その火炎は前掲のガス流れに対応して形成される。図5が空気量を一定のまま燃料の噴射圧を徐々に上げていったときに観察される火炎の形をスケッチしたものである。<sup>(4)</sup>

(燃焼状態(1)) 噴射圧が低いいため噴霧角が小さく、噴霧の一部が中心軸付近の方向の定まらない乱れた部分で黄赤色の細長い火炎を形成する。

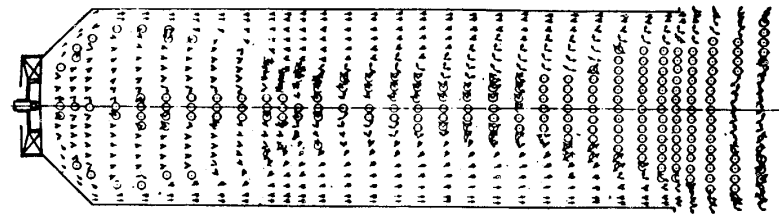


図4 一次燃焼領域模型の通風時の流れ模様<sup>(4)</sup>  
(燃焼筒直径 200mm, 代表流速  $3.15 \text{ m/s}$ )

(注) 図中の矢印の方向が流れの方向。二つの矢印は、流れの方向がその間で変動することを示し、丸印は、流れの方向が定まらないことを示す。

条件によっては未燃焼の燃料蒸気が白煙となり排出される。

(燃焼状態(2)) 噴射圧の上昇では一定の噴霧角となり、流れに乗って旋回するふくらんだ黄色火炎となる。

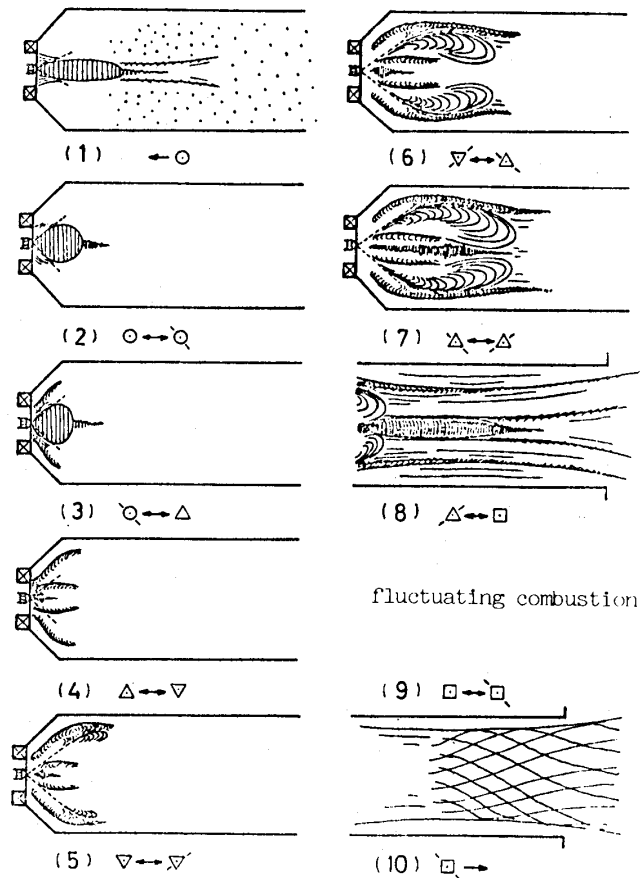


図5 一次燃焼領域模型における燃料噴射圧変化による火炎性状のスケッチ<sup>(4)</sup>  
(燃焼筒直径 200mm, 代表流速  $3 \sim 8 \text{ m/s}$ )



( 燃焼状態(3) ) ふくらんだ中心部火炎と循環流を囲んで主流との境界部にできる周辺部火炎とからなる。

( 燃焼状態(4) ) 中心部火炎の先端が開いて筒状になるとともに、周辺部火炎は循環流領域に沿って下流に伸びる。噴射弁近傍は黄赤色炎で、他は黄色炎となる。

( 燃焼状態(5) ) 循環流領域の周囲を下流に伸びる周辺部火炎は循環流にのって旋回しながら一部が内側に入り込む。全体に黄色火炎で周辺部に一部青色火炎がある。

( 燃焼状態(6) ) 循環流領域に入り込んだ火炎が中心部の筒状火炎と合体し、周辺部火炎は壁面に沿って下流に伸びる。

( 燃焼状態(7) ) 循環流領域全体が火炎によって包み込まれている。全体に火炎は黄色である。

( 燃焼状態(8) ) 循環流領域の先端から細長い柱状輝炎が下流に向かって突き出ている。周辺部火炎も燃焼筒外へ伸びて出る。

( 燃焼状態(9) ) 燃焼状態(8)と(10)を長い周期で不規則に繰り返す脈動燃焼の状態。

( 燃焼状態(10) ) 燃焼筒内では中心部火炎はなく、周辺部で弱い燃焼。主として筒外の黄色炎燃焼。

以上のような火炎の性状、燃焼の状態は、旋回器を通して流入する空気が形成するガス流れに対して、燃料噴射弁から中空円錐状に噴射される燃料噴霧が分散しながら蒸発、混合を経て燃焼することによってかたちづくられる。したがってガス流れとともに燃料噴霧の特性、およびそれによってきまる燃料の分散状態、すなわち局所空燃比が燃焼の状態をきめる。図6が燃焼器模型の燃焼の特性を空燃比と平均流速(燃焼用空気の入口状態における燃焼筒内平均流速)とであらわしたものである。<sup>(4)</sup> 図中の記号は図5の火炎のスケッチ下の記号と対応する。この燃焼特性図によれば流速の高い範囲ではほとんど空燃比のみによって燃焼状態がきまり、流速は大きな影響をもたないように思われる。このことは流れ模様が平均流速が3 m/s をこえるとほとんど変化せず、燃料噴霧の持つ運動量と気流の運動量の比が同一空燃比ではほぼ同じで、局所混合比の分布が同様のためと思われる。

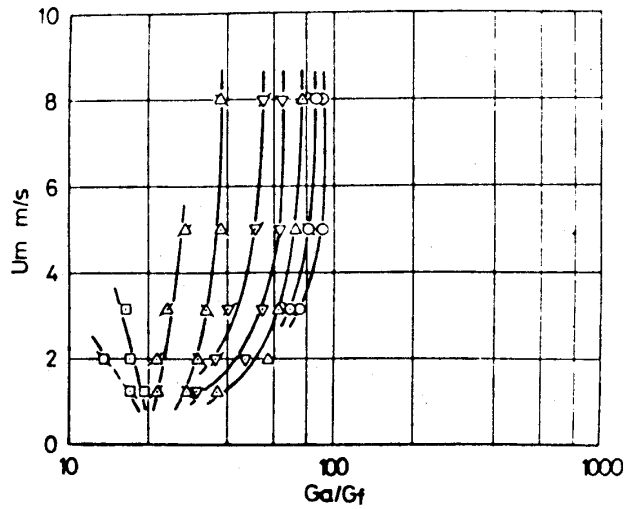


図6 一次燃焼領域模型の燃焼特性  
( 燃焼筒直径 200 mm, 噴射弁  
単純渦巻式 4.5 GPH60 A )

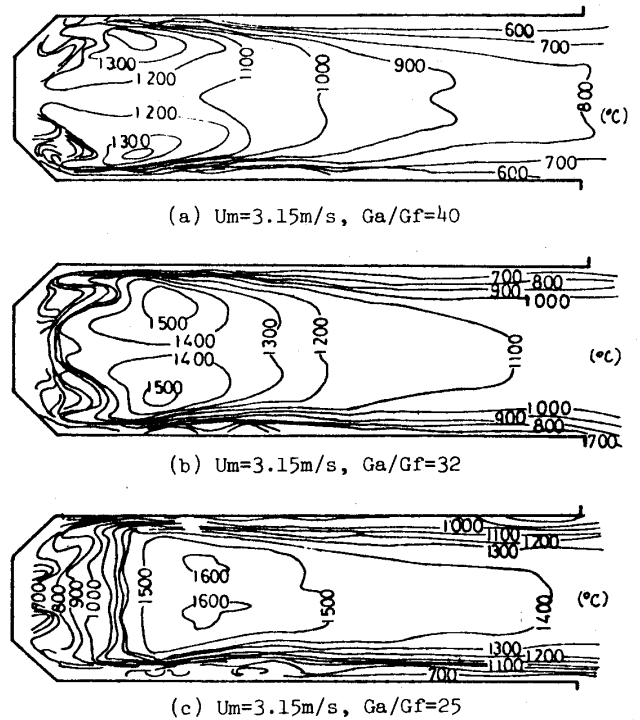


図7 一次燃焼領域模型の種々の空燃比における等温線<sup>(4)</sup>  
( 燃焼筒直径 200 mm, 代表流速 3.15 m/s )

さらに燃焼の状態を明確にするために、燃焼ガスの温度を熱電対によって測定し、各点における

その時間平均値を求めて等温線によって示したのが図7である。<sup>(4)</sup> 燃料噴霧円錐の部分は、燃料油滴の加熱、蒸発、あるいは燃焼予反応のために温度が低い。空燃比の高いときは環状渦の中心付近が最も温度が高く、中心部がやゝ温度が低くなっている。空燃比の低下にともない温度は上昇し、また温度分布が噴霧円錐、環状渦とほとんど関係なく一様に近づく。

このような循環気流によって保持された噴霧火炎の構造は、気流中に噴射された噴霧を構成する個々の油滴の挙動と密接に関連し、極めて解析が困難である。これについて詳細な実験データとともに後述する。

4. 循環流と火炎の保持

4.1 循環流の形成 前述のようにガスタービン燃焼器では、広い作動条件の範囲において火炎が安定に保持されることが必須の条件である。そのために種々の方法を用いて高温ガスが滞留する領域を燃焼器内に形成させるが、そのうちで最も一般的な旋回噴流による方法について少し詳しく述べる。

気流を旋回させるには、多くは旋回器と呼ばれる流れの軸を中心に、流れの方向に傾斜角を持った十数枚の羽根が放射状に固定されたものが用いられる。これによって作られる流れの旋回の強さは、流れの中心軸に対する、回転方向の角運動量の軸方向流束  $G_\phi$  と、軸方向運動量流束  $G_x$  と噴流口の代表半径  $R$  との積  $G_x \cdot R$  との比によって表わされる旋回度  $S = G_\phi / G_x \cdot R$  によって定義される。この旋回の強さを表わす旋回度  $S$  によって、旋回噴流の性質は明確に区分される。すなわち  $S < 0.5$  では旋回噴流中には流れの遅い領域ができるのみで、循環流は形成されないが、 $S > 0.6$  となると図8のような極めて安定した環状渦ができ、循環流となる。<sup>(5)</sup> 図中の流線は速度分布の測定値から計算された流れ関数の相対値  $\psi/\psi_0$  の等しい点を結んだもので、 $\psi/\psi_0 < 0$  の流線は循環流を、 $\psi/\psi_0 > 1$  は雰囲気からの誘引流を表

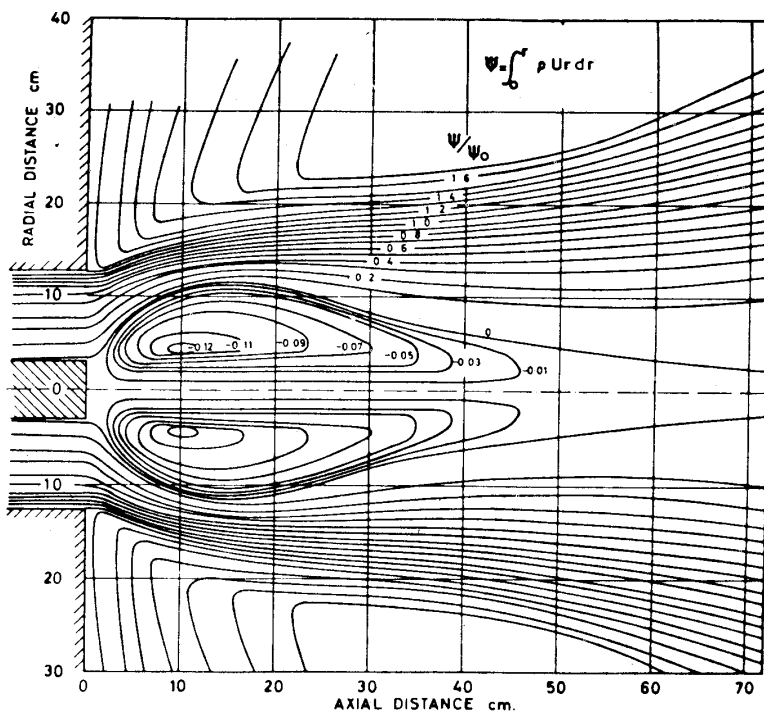


図8 旋回環状噴流における流線<sup>(5)</sup>  
(旋回度  $S = 1.57$ )

わしている。また旋回度が増すと、噴流の軸方向距離に対する速度の減衰率が著しく大きくなり、噴流は半径方向に広がる。これらの旋回流の性質はガスタービン燃焼器における火炎の安定保持、火炎長の短縮による高負荷小形化の要求に好都合である。先にのべたように旋回器は固定旋回羽根を用いるので、旋回の強さを自由に調節することができず、また圧力損失の関係からも、強い旋回を得ることは難しいが、一般に用いる旋回器では、旋回羽根の流れに対する傾斜角度は  $45^\circ$  程度が多い。旋回器で得られる旋回度については理論的には、旋回羽根の内径(ボスの径)  $R_1$  と外径  $R_2$ 、および羽根角度  $\alpha$  の関数として

$$S = (2/3) \cdot \left\{ 1 - (R_1/R_2)^3 \right\} / \left\{ 1 - (R_1/R_2)^2 \right\} \tan \alpha$$

と表わされるが、実際には羽根の部分における種々の流体力学的損失のために計算上の旋回度の  $70 \sim 80\%$  程度となる。旋回噴流の性質については、

I FRF\*を中心として系統的な研究が行なわれており、また Beer の著書に詳しい記述があるので参照されたい。<sup>(6)</sup>

循環流を形成するもう一つの方法で、しばしば使われる方法に流れの中に流れを妨げるもの、例えば円板や、円錐などを設置する方法がある。この場合には、円板の直径と燃焼筒の直径の比、あるいは円錐の頂角によって循環流の大きさ、逆流の強さなどがきまる。図9(a)は円板の背後にできる循環流領域の境界  $\psi/\psi_0=0$  を、円板の直径  $d$  と燃焼筒直径  $D$  の比の自乗  $(d/D)^2$  をパラメータとして表わしたもので、図9(b)は上流方向に向う逆流流量  $M_r$  の全流量  $M_0$  に対する比を、軸方向距離の関数として表わしたものである。<sup>(7)</sup> このよ

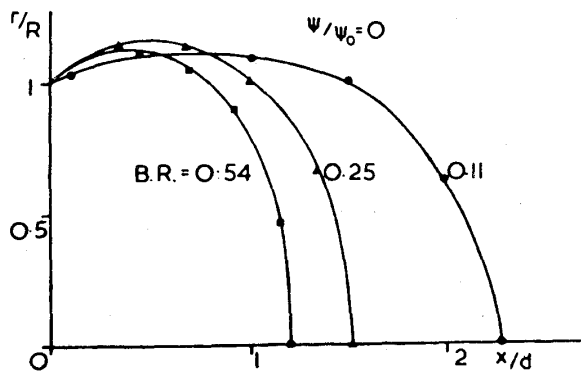


図9(a) 流れの中の円板の背後にできる循環流の形状のブロック比 B.R. による変化<sup>(7)</sup>

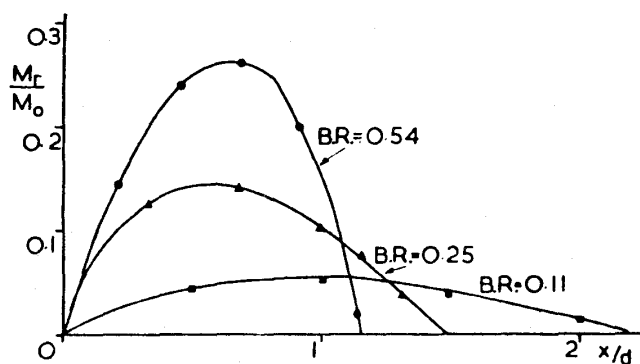


図9(b) 流れの中の円板の背後の逆流量の軸方向分布<sup>(7)</sup>

うに  $(d/D)^2$  (これをブロック比という) が大きくなるとともに循環流領域は小さくなり、逆流量は多くなる。

4.2 循環流による火炎保持 このような循環流領域による火炎の保持機構については様々な研究があり、<sup>(8),(9),(10),(11)</sup> 詳細はそれらを参照されたいが、基本的な考え方は、循環する高温ガスによって、その周囲を流れる可燃ガスが連続的に着火し、火炎が保持されるとともに、新たに燃焼反応をはじめたガスの一部は循環流と主流との間の剪断流による乱流混合で循環流領域中に流入し、反応を継続して高温場を維持していく、というものである。したがって主流と循環流との間で連続的な着火が行なわれて火炎が維持できることと、その着火に必要なエネルギーを循環流領域が安定して供給できるだけの高温を維持できることが必要である。そのためには循環流領域への流入ガスが滞留することのできる時間が、反応に要する時間より十分に大きくなければならないし、十分な循環流量で十分な熱量を循環流領域が保持しなければならない。

図10は大気開放の予混合環状噴流による火炎中の流れの様子を、気流中に加えた微量の酸化マグネシウム粉の航跡によって観測したものである。<sup>(12)</sup> この場合はブロック比は 0.72 である

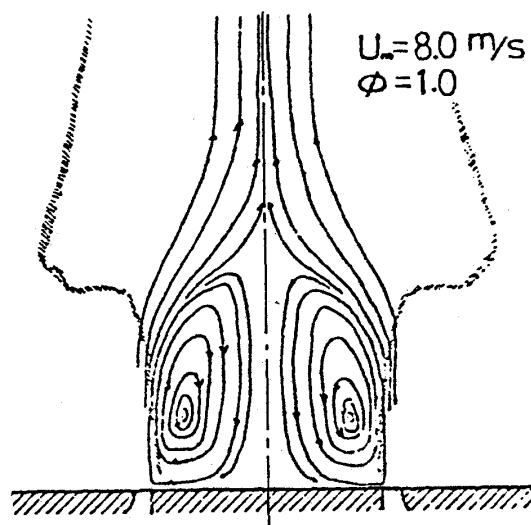


図10 予混合環状噴流火炎における火炎中の流れ模様<sup>(12)</sup>

(環状ノズル外径 30 mm, 内径 25.5 mm, 燃料プロパン)

\* Interuational Flame Research Foundation, Ijmuiden, Holland

が、安定した循環流領域が形成され、火炎が保持されている様子がわかる。さらに、この火炎の温度分布を詳細に測定し、微粒子航跡法で得たガス速度とから、火炎の基部付近における、対流および熱伝導による熱流束のベクトルを示したのが図 11 である。この熱流束ベクトルの分布によれば、予混合気噴流の速度  $U_m$  が速い場合は、循環する高温燃焼ガスは噴流の出口と新気と出会う際に、大量の熱量を供給し、新気に着火して火炎を安定に保持していることが明らかである。

このような循環流領域による火炎の安定保持の機構については、主として予混合気火炎について研究がなされており、ほとんどの燃焼機器類で採用されている拡散燃焼の場合の研究は少ない。基本的には同じような機構が考えられるが、循環流領域に向かって燃料が噴射される場合、燃料の拡散混合過程が関係するので、更に複雑となる。次回にはこのような場合についての実験例について、測定データとともに紹介する。

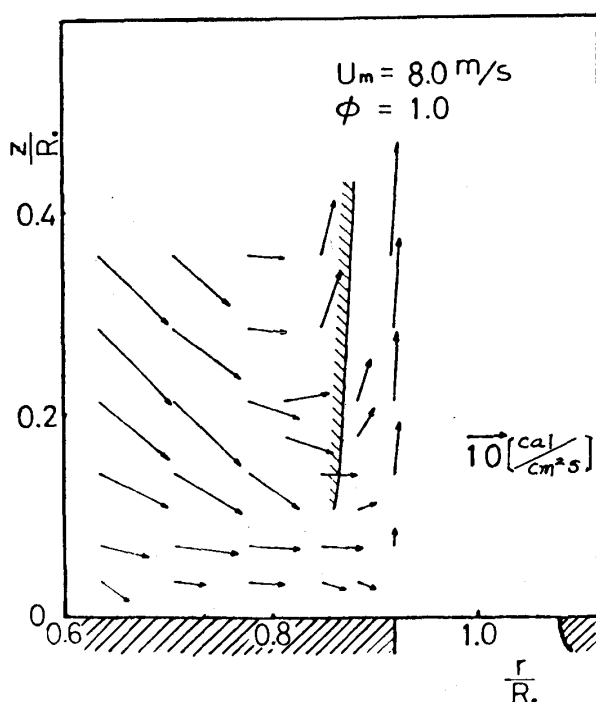


図 11 予混合環状噴流火炎の基部における熱流束ベクトル<sup>(12)</sup>

### 参考文献

- (1) Lefebvre, A.H. : "Design Considerations in Advanced Gas Turbine Combustion Chambers", Combustion in Advanced Gas Turbine Systems, Pergamon Press, (1967), P.4.
- (2) Way, S. : "Combustion in the Turbojet Engine", Selected Combustion Problems-II, AGARD, Butterworths Scientific Publications, (1955), P.296.
- (3) 鈴木, 田丸, 堀内, 斉藤 : ガスタービン燃焼器, 航技研報告 TR-208, (1970-9), P.20.
- (4) Sato, G.T., Kawaguchi, O, et al. : Experimental Investigation on the Effects of Gas Turbine Combustion Chambers, Proc. 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress, (1977), P.129.
- (5) Chigier, N.A. and Beér, J.M., Velocity and Static Pressure Distribution in Swirling Air Jets, Trans. ASME, 860, J. Basic Eng. (1964), 4, P.788.
- (6) Beér, J.M. and Chigier, N.A., Combustion-Aerodynamics, Applied Science Publishers, (1972).
- (7) Davies, T.W. and Beér, J.M. : "Flow in the Wake of Bluff-Body Flame Stabilizers", 13th Symp. on Combustion, (1971), P.631.
- (8) Lewis, B. and von Elbe, G. : Comb., Flames and Explosions of Gases, Academic Press, 1961.
- (9) Wright, F.H. and Zukowski, E.E., Flame Spreading from Bluff Body Flame Holders, 8th Symp. on Combustion, Williams and Wilkins, (1953), P.933.
- (10) Longwell, J.P., Frost, E.E. and Weis, M.A. : "Flame Stabilization in Bluff Body Recirculation Zone", Ind. Eng. Chem., 45-8 (1953), P.1629.
- (11) Zukowski, E.E. and Marble, F.E. : "Experimental Concerning the Mechanism of Flame Blow-off from Bluff Bodies", Proc. Gas Dyn. Symp. on Aerochemistry, (1955), P.205.
- (12) 川口, 大川, 桑原, 佐藤 : "予混合環状噴流火炎の研究", 機講論, 740-16, (1974), P.183.

# 技術論文

## 入口案内翼の2次元翼列の実験的研究

### (正の大迎角をもつ場合)

航空宇宙技術研究所 原動機部 蓑田光弘  
山崎紀雄

#### 1. はじめに

航空用ファンエンジン等の高圧圧縮機は、高い圧力比を得るため、一般に段数が多く、10～15段程度のものとなっている。このような多段高圧圧縮機では、起動時などの低回転領域において、流れが設計状態から大きくずれるため、十分な性能、安定した作動が得られない。この対策として可変静翼、段間抽気などによる流れの制御が不可欠となっている。特にエンジン要素として高圧圧縮機を考えた場合、エンジンをいろいろの運転条件において、安定して自立運転に入れるためには、低回転領域における性能を向上させること、安定な作動を得ることが要求される。航空宇宙技術研究所における例では、可変静翼スケジュールの最大値は $\Delta\delta = 40^\circ$ 程度となっている。<sup>(1)</sup> 従来、翼列の設計資料としては、設計点性能に関するものがそのほとんどであり、入口案内翼についてのNACAにおける広範な実験<sup>(2)</sup>においても同様である。そこで筆者らは、一般の作動範囲を越えた正の大迎角の場合の入口案内翼の2次元翼列性能を得るため、NACA 63(10A<sub>4</sub>K<sub>6</sub>)10翼形を用いて、2次元翼列実験を行った。本実験では、可変入口案内翼を対象としているため、軸流流入(流入角 $0^\circ$ )とし、比較的低い流入マッハ数範囲で実験を行った。実験パラメータは迎角(本実験ではくいちがい角に等しい、 $\alpha = 0 \sim 55^\circ$ )、ノリディティ( $\sigma = 0.75 \sim 1.5$ )である。

#### 2. 実験装置・供試模型

実験には航空宇宙技術研究所の高速翼列風洞<sup>(3)</sup>を用いた。測定部の写真を図1に示す。測定は3

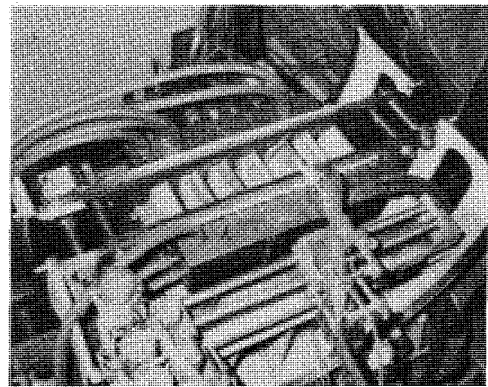


図1 測定部

孔アローヘッド型ピトー管による後流測定法によって行った。表1に測定項目を示した。若干の測定点をのぞいて、測定およびデータ処理はマイクロコンピュータを組込んだ自動計測・オンライン

表1 測定項目

	測定量	測定器具	測定位置
流状入態	全静全	全圧管 壁面圧力孔 抵抗線温度計	集合胴 翼列上流 集合胴
流状出態	全流出	3孔ピトー管	翼列下流約 $\frac{1}{2}$ 弦長 スパン中央断面
	静圧	気圧計	実験室
圧分力布	翼面圧力	翼面圧力孔	中央翼のスパン中央断面

(昭和54年6月20日原稿受付)

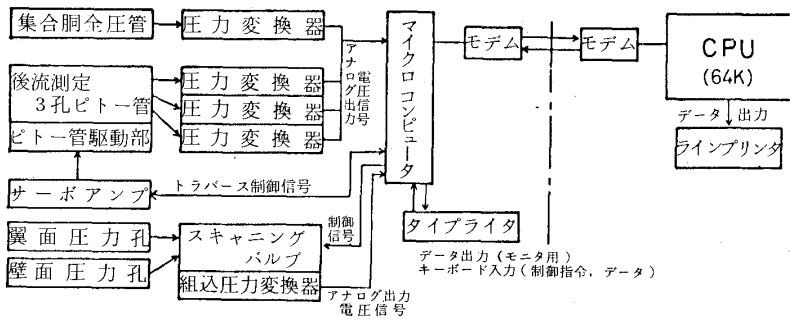


図2 自動計測システム

データ処理システムによって行った。この計測システムの概要を図2に示す。

後流測定用3孔ピトー管の圧力は、風洞集合同全圧との差圧として、圧力変換器で電圧信号に変換され、さらにAD変換によりデジタル信号化され、データ処理が行なわれる。この圧力変換器からの出力をペンレコーダに記録した測定例を図3に示す。この測定例はピトー管をある位置に固

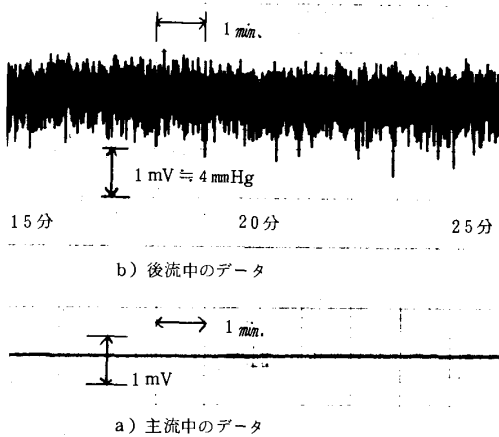


図3 アナログ出力の時間変化の測定例

定して、長時間(約40分間)連続して測定したものである。図3(a)は主流中の点、図3(b)は後流中のもっとも損失が大きいと思われる点にピトー管を固定した場合である。図4には図3に示したアナログ出力をAD変換のちデータ処理をした結果を示す。主流中での測定値がよく安定していること、後流中での測定値にはかなり乱れがあるが、その変動巾はほぼ一定であり、平均値もほぼ一定であることがわかる。

供試模型の翼形には入口案内翼として設計資料も多く、よく用いられているNACA 63系翼を選び、実機の翼配備を考慮して、翼形諸元を表2のように選定した。図5に翼模型外形および翼断面を示した。模型はローストワックス法精密鑄造によるステンレス鋼製で、翼フランジ部のみを機械加工し、翼面は鑄放しである(翼面粗さは、JIS精密鑄造標準片8~10S)。

使用した翼枚数はソリディティによって異っており、これを表3に示す。この中の1枚は翼面圧力分布測定翼である。この測定翼は翼枚数が奇数の場合は中央翼、偶数の場合は中央翼間通路の背面側となるよう配置した。ソリディティの変更はピッチの異なる翼支持板を用いて行ない、迎角(くいちがい角)は設定治具を用いて翼模型を個々に設定した。図6に模型の写真を示した。

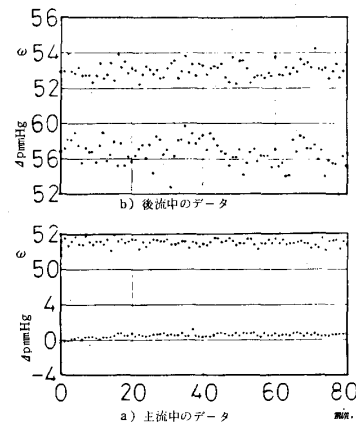


図4 デジタル化したデータの時間変化の測定例

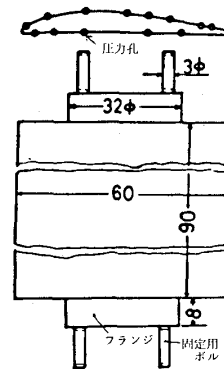


図5 翼形状と翼断面図

表2 翼形諸元

翼形	$C_{l0}$	$t/c\%$	$r_l$	$r_t$	翼弦長	翼スパン
NACA 63 (10A <sub>4</sub> K <sub>6</sub> )10	1.0	10	0.30 mm	0.60 mm	60 mm	90 mm

表3 使用翼枚数

ソリディティ	1.5	1.0	0.88	0.83	0.79	0.75
翼枚数	7	7	6	5	5	5

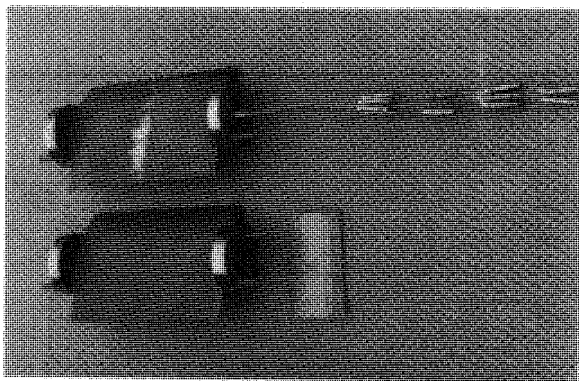


図6 翼模型・圧力分布測定翼とダミー翼

### 3. 実験方法・性能の表示

本実験のように、流れが翼面から大きくはくりにしている場合については問題点がいくつかあり、これについては後述するが、本実験では従来のピトー管を用いた後流測定法を用いた。

実験手順 ある一定の翼配備(ソリディティ、くいちがい角)について、流入マッハ数をパラメータとして後流測定を行った(表4)。流入マッハ数の範囲は、供試翼列が入口案内翼であること

表4 測定範囲

$\sigma$	1.5	1.0	0.882	0.833	0.789	0.75
$(\alpha)$	0	0	0	25	0	0
	15	5	15	35	25	15
	25	15	35	45	35	25
	35	25	45	50	40	30
	45	30	55	55	45	35
	55	35			50	40
		45	55		55	45
					50	55

を考慮して、設計迎角に近い場合には  $M_1 = 0.2 \sim 0.5$  程度とし、圧縮機の低回転時に対応する大きい迎角の場合には  $M_1 = 0.1 \sim 0.15$  からチョーキングマッハ数に近い値までとした。

性能の表示 迎角の大きい入口案内翼の翼列では、流れはかなり増速されるが、ここでは圧縮機(減速翼列)における取扱いにならって、流入状態を基準として無次元化した。翼列性能はおもに偏差角  $\delta$ 、平均全圧損失係数  $\zeta$  (以下では損失係数)を用いて表した(図7)。流入マッハ数は、風胴集合胴で測定した流入全圧と、測定部側壁に設けた圧力孔で測定した流入静圧とを用いて算出した。平均流出角  $\bar{\alpha}_2$  は主流中における質量平均値とし、偏差角、損失係数は次式によって算出した。

$$\delta = \beta_2 - \bar{\alpha}_2$$

ここで  $\beta_2$  は翼出口角に相当し、

$$\beta_2 = \xi + 12.5^\circ$$

とした。

$$\zeta = \frac{1}{q_1 \cdot S} \frac{\int_0^S (P_{01} - P_{02\ell})(\rho_2 V_{a2})_\ell dS}{\int_0^S (\rho_2 V_{a2})_\ell dS}$$

ここで  $q_1 = P_{01} - P_{S1}$

ただし、後に示すように迎角が非常に大きい場合、ソリディティにより、後流測定断面で逆流領域と考えられる領域があった。このような場合、この逆流領域においては流出全圧が流出静圧(すなわち大気圧)に等しいと仮定した。

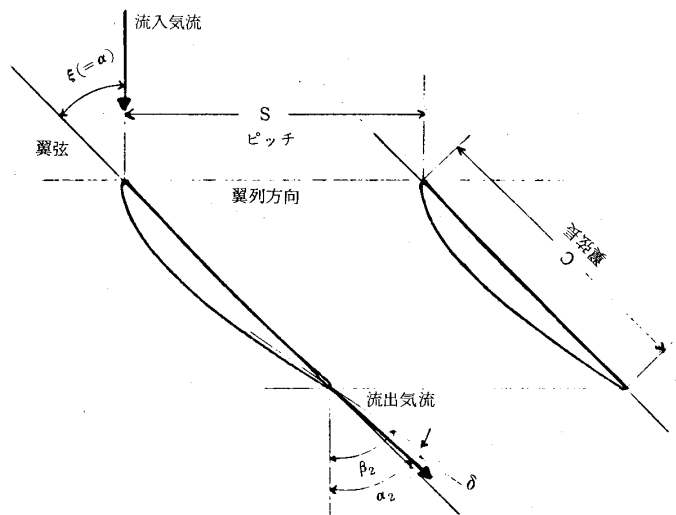


図7 翼列の角度

また抵抗係数  $C_D$ 、翼面圧力係数  $C_P$  は次式によった。

$$C_D = \zeta \cdot \frac{S}{C} \cdot \frac{\cos^3 \alpha_\infty}{\cos^2 \alpha_1}$$

いまの場合  $\alpha_1 = 0^\circ$  であるから

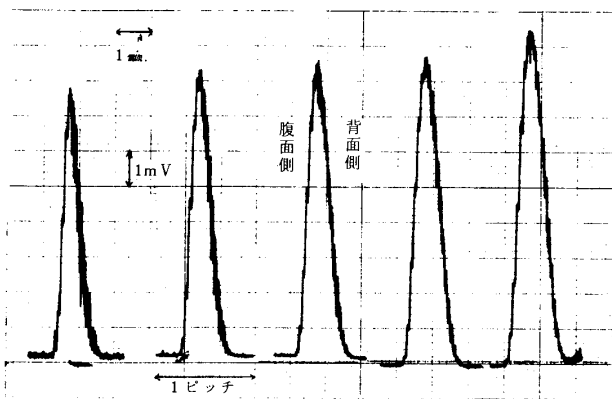
$$C_D = \frac{\zeta}{\sigma} \cdot \cos^3 \alpha_\infty$$

$$C_P = \frac{P_\ell - P_{S1}}{q_1}$$

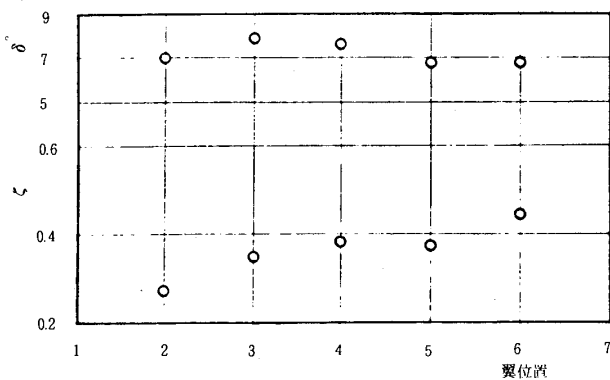
翼弦長と流入速度とを用いて求めた試験レイノルズ数は  $1.1 \sim 6.2 \times 10^5$  であった。

4. 後流形状と翼列性能のスパン方向分布

図8に翼列方向に5ピッチ分の後流測定を行なった結果の一例を示した。図8(a)は流出全圧をペンレコーダに記録したものであり、図8(b)はこれ



a) アナログ出力



b) 処理データ

図8 翼列方向の後流測定例

( $\sigma = 1.0, \xi = 45^\circ, M_1 \doteq 0.2$ )

をデジタル化してデータ処理をした結果である。この測定例の場合、使用翼枚数は7枚であるが、中央の3ピッチ分についてはほぼ様な分布が得られている。以下に示す結果は測定翼の後流を測定して得られたものである。

図9は翼列条件の異った場合の後流形状の測定例として、代表的なソリディティ  $\sigma = 1.5, 1.0, 0.75$  について、迎角  $\alpha$  をパラメータとして、流入マッハ数  $M_1 \doteq 0.25$  の場合を示した。図で  $\Delta P/q_1$  は流入全圧と局所流出全圧との差 ( $P_{01} - P_{02\ell}$ ) を流入動圧 ( $P_{01} - P_{S1}$ ) で無次元化したものである。

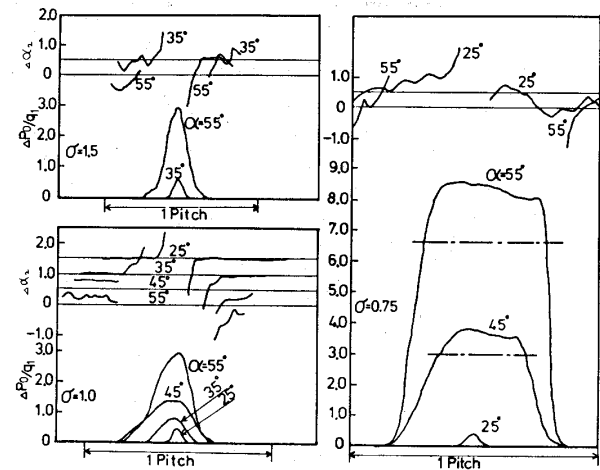


図9 後流形状の測定例

$\sigma = 0.75$  の図に記入した鎖線は流出静圧に等しい圧力を示したものである。したがって、この鎖線で示された値より  $\Delta P/q_1$  が大きい領域では、局所流出全圧が流出静圧より低く測定されたことがわかる。 $\Delta \alpha_2$  は平均流出角と局所流出角との差 ( $\alpha_{2\ell} - \bar{\alpha}_2$ ) である。

図9や後に示す翼列性能(例えば図12)の図からわかるように、本実験で測定されたような大きなはくりや逆流領域がある翼列条件では、一般の作動範囲内と同程度の精度でその翼列性能を求めることは現在できていない。これはこのような場合での翼列性能の定義を含めて今後の問題と考えられる。したがってここでは本実験における測定値の精度を付して、その結果を報告する。

まず後流形状(図9)についてみると、 $\sigma = 1.0$  の場合、 $\alpha = 25^\circ \sim 45^\circ$  では迎角の増加とともに



後流の巾が大きくなること、 $\alpha = 45^\circ, 55^\circ$  では後流の巾がほぼ等しいことがわかる。また  $\Delta P/q_1$  の最大値は 3.0 で、いずれも局所流出全圧が流出静圧より高いことがわかる。これに対して  $\sigma = 0.75, \alpha = 45^\circ, 55^\circ$  の場合には、局所流出全圧が流出静圧より低い値を示した領域がある。この領域の巾は流入角によって違いがあり、 $\alpha = 45^\circ$  では約  $1/3$  ピッチ、 $\alpha = 55^\circ$  では約  $1/2$  ピッチを占めている。

このような領域では逆流を生じていると考えられる。図 10 に示す  $\rho V_a$  比の値もこのことを示している。今回の実験の範囲では  $\sigma = 0.833, 0.789, 0.75$  で  $\alpha \geq 45^\circ$  の場合にこのような逆流領域があり、 $\sigma = 1.5, 1.0, 0.882$  の場合には測定されなかった。データ処理上、 $\sigma = 0.833, 0.789, 0.75$  の場合のこのような逆流領域においては、流出全圧は流出静圧に等しいという仮定をした。

図 10 に  $\sigma = 0.75, \alpha = 35^\circ, 45^\circ, 55^\circ$  の場合について、転向角、損失係数および  $\rho V_a$  比のスパン方向分布を示す。このようなスパン方向分布は実験範囲のすべてについて測定したのではなく、もっとも分布が悪いと予測される  $\sigma = 0.75$  で、大きな迎角の場合について測定を行った。損失係数についてみるとスパン中央でやや大きく、スパン両端で小さいという分布をもっていて、スパン方向についての平均値とスパン中央断面における測定値との差は平均値の 10~20% であった。平均流出角  $\bar{\alpha}_2$  のスパン方向分布は、 $\alpha = 55^\circ$  ではスパン中央でやや大きく、 $\alpha = 35^\circ$  では逆にスパン中央でやや低いというように、迎角によって異った形をしているが、スパン方向についての平均値と中央断面における測定値との差はいずれも  $1^\circ$  以内であった。

図 10 に示した  $\rho V_a$  比は、 $\alpha = 45^\circ, 55^\circ$  については逆流領域をのぞいた部分についての平均値を

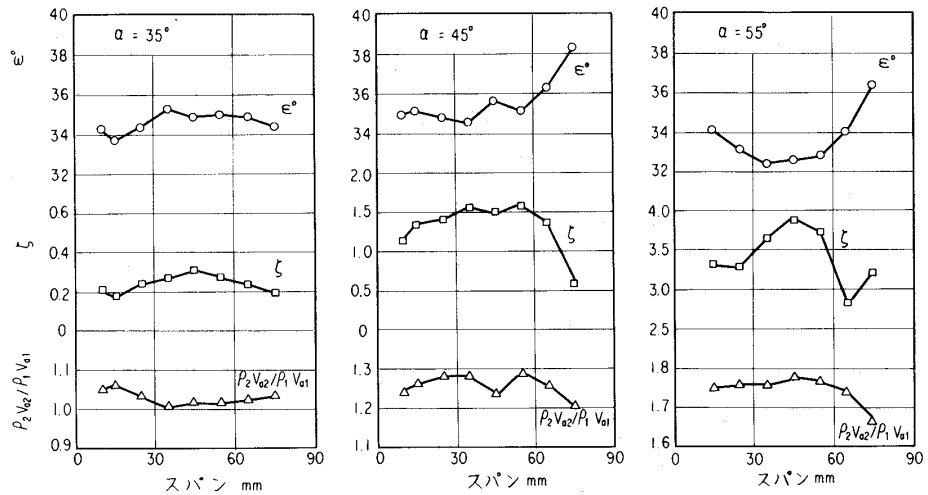


図 10 翼列性能のスパン方向分布の測定例 ( $\sigma = 0.75, M_1 = 0.25$ )

とっている。 $\alpha = 45^\circ, 55^\circ$  の場合、スパン中央部分ではほぼ一様な  $\rho V_a$  分布であり、スパン両端で減少する。 $\alpha = 35^\circ$  の場合、スパン両端でやや大きくなるが、スパン 15~75 mm でほぼ一様な分布を示す。 $\rho V_a$  比は翼列実験において二次元性が保たれているかどうかを判定する数値であり、理論的には 1.0 が実現されていなければならない。そこで図 10 についてみると、 $\alpha = 35^\circ$  の場合、スパン中央断面では 1.02 が得られ、一応二次性が得られている。 $\alpha = 45^\circ, 55^\circ$  の場合、スパン中央部分の平均値はそれぞれ 1.29, 1.74 であり、これは非常に大きい値である。しかし図 9 の後流形状から判るように、これらの場合には大きな逆流領域があり、この部分では流出全圧 = 流出静圧を仮定している。このことによって見掛け上このように大きな数値が得られたと考えられる。したがってこれを  $\rho V_a$  比ではなく、この  $\rho V_a$  比に通路面積比を乗じた流量比とすると、上記の値はそれぞれ 0.9, 0.97 となる。これは 1.0 よりやや低い値であるが、いくつかの仮定をおいて得られた数値であることを考慮すれば許容される値と考えられる。

### 5. 実験結果

流出マッハ数と流入マッハ数 図 11 に  $\sigma = 0.75, 1.0, 1.5$  の場合の平均流出マッハ数  $M_2$  と流入マッハ数  $M_1$  との関係を示し、迎角をパラメータとして示した。迎角  $\alpha = 25^\circ \sim 55^\circ$  の場合に対して、

翼列通路面積比を用いて、一次元等エントロピー流れを仮定してチョーキングマッハ数を算出し、これを図11に鎖線で示した。 $\alpha = 45^\circ, 55^\circ$ については最大流入マッハ数においてほぼチョーキング状態になっていると考えられるが、この一次元流れを仮定して算出した値と比較すると $\sigma = 0.75$ では0.06~0.08、 $\sigma = 1.0$ 、 $\alpha = 55^\circ$ では0.04実験値が低い、 $\sigma = 1.5$ ではその差はほとんどない。

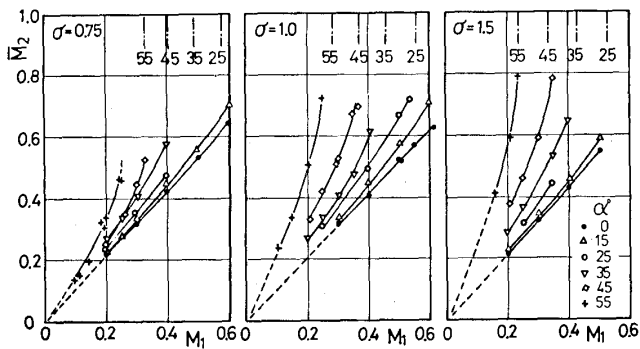
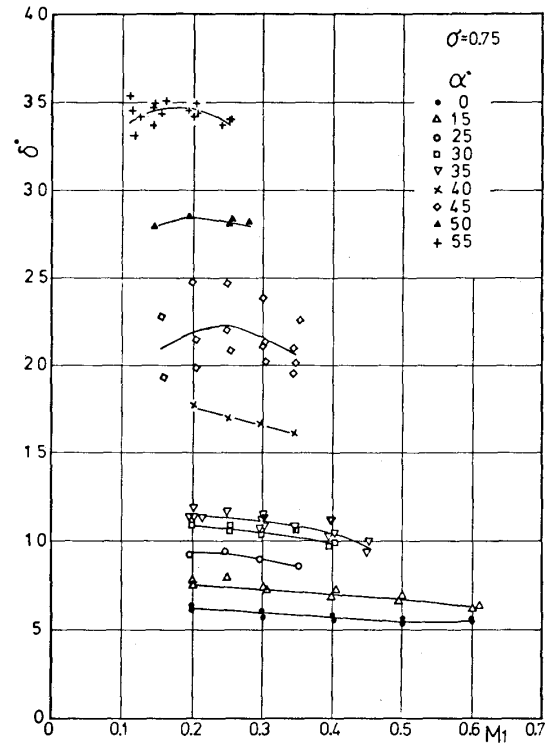


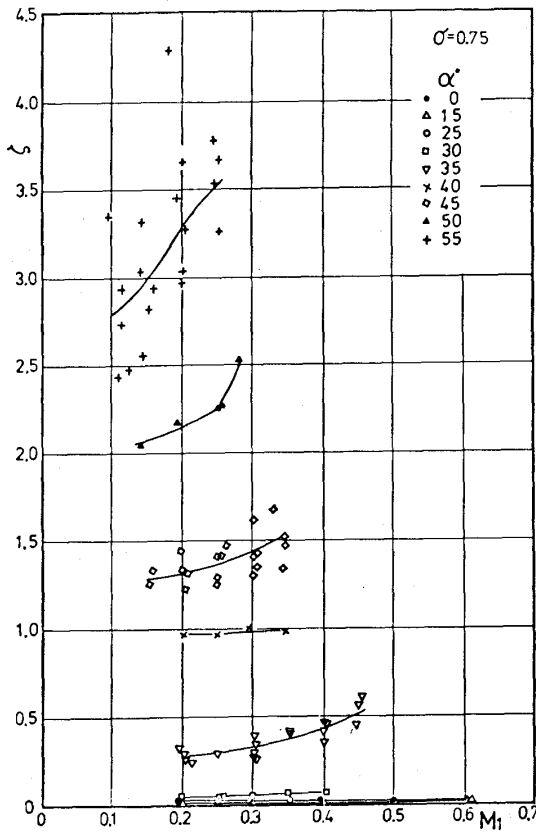
図11 流出マッハ数と流入マッハ数

損失係数・偏差角・圧力分布 図12~14に $\sigma = 0.75, 1.0, 1.5$ における損失係数・偏差角を流入マッハ数に対して示した。パラメータはいずれも迎角である。損失係数についてみると、

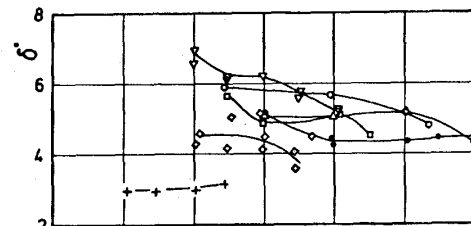


b) 偏差角

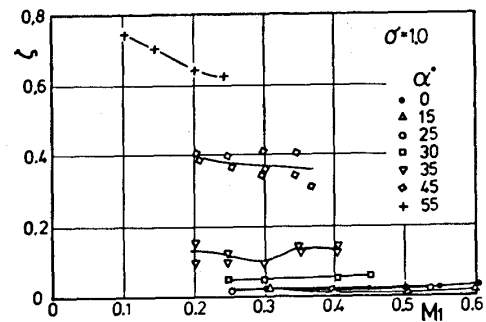
図12 翼列性能 ( $\sigma = 0.75$ )



a) 平均全圧損失係数



b) 偏差角



a) 平均全圧損失係数

図13 翼列性能 ( $\sigma = 1.0$ )

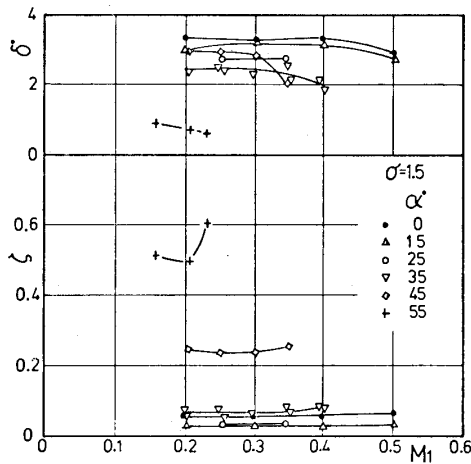
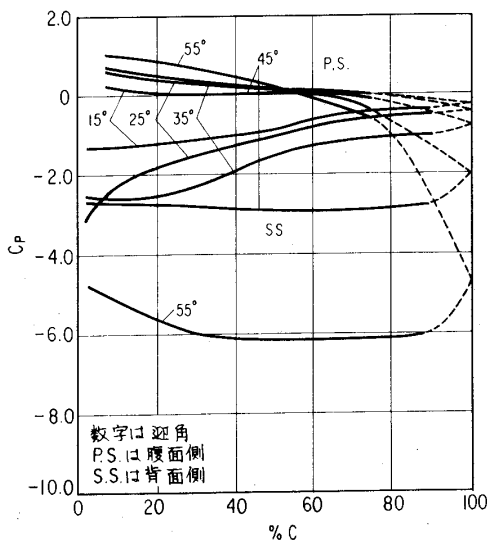


図 14 翼列性能 ( $\sigma = 1.5$ )

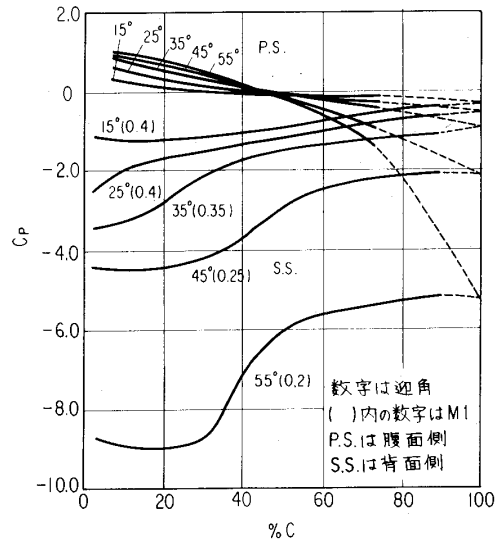
流入マッハ数による変化は比較的小さく、迎角、ソリディティによって大きく影響されることが判る。また大きな迎角ではソリディティによる変化が特に大きい。 $\alpha = 55^\circ$ ,  $M_1 = 0.2$  の場合、 $\sigma = 1.5$  では  $\zeta \approx 0.5$ ,  $\sigma = 1.0$  では  $\zeta \approx 0.65$  であるのに対して、 $\sigma = 0.75$  の場合  $\alpha = 40^\circ$  で  $\zeta \approx 1.0$ ,  $\alpha = 55^\circ$  で  $\zeta \approx 3.3$  となっている。偏差角についても迎角、ソリディティによる変化に比して、流入マッハ数による変化は小さい。迎角による変化はソリディティによって異なる。 $\sigma = 1.5$ ,  $1.0$  では迎角による変化は比較的小さいが、 $\sigma = 0.75$  の場合  $\alpha \geq 40^\circ$  では偏差角が著しく大きくなる。



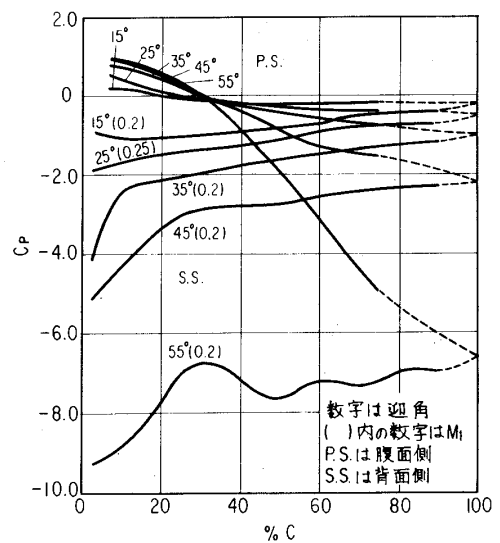
a)  $\sigma = 0.75$ ,  $M_1 = 0.2$

損失係数、偏差角については、入口案内翼の軸流マッハ数を考慮すると、流入マッハ数による影響は非常に小さいといえる。

翼面圧力分布には流入マッハ数による影響よりソリディティ、迎角による影響が大きく、ここでは迎角をパラメータとして、 $\sigma = 0.75$ ,  $1.0$ ,  $1.5$  の場合について翼面圧力分布を示した(図 15)。 $\sigma = 0.75$  の場合、 $\alpha = 40^\circ$  以上では翼背面において前縁近傍からはくりを生じている



b)  $\sigma = 1.0$



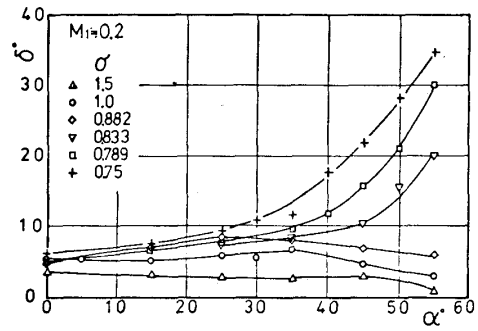
c)  $\sigma = 1.5$

図 15 翼面圧力分布

ことを示している。 $\sigma = 1.5$ ,  $\alpha = 55^\circ$ では翼背面で圧力分布が波打つような特異な形を示しており、これははくり域での強い渦によるものと考えられるが、その原因については今後の問題としたい。

また図15に示した測定条件では、翼面圧力はいずれも臨界値をこえずしたがって翼面上の速度はすべて音速以下であるが、流入マッハ数を高くすると翼面で音速をこす場合がある。例えば $\sigma = 1.0$ ,  $\alpha = 35^\circ$ ,  $M_1 = 0.41$ では測定した翼面圧力係数の最小値 $C_{P, \min} = -3.8$ であり、これは一次元等エントロピー流れを仮定して得られる臨界値 $C_{P, cr} = -3.4$ より低い。しかしこのように臨界値をこえたいくつかの場合でも超音速の領域は前縁近傍に限られており、また衝撃波に伴う圧力上昇もはっきりとは認められなかった。翼面圧力分布からも流入マッハ数による影響は支配的なものではないといえる。

翼列性能に対してより大きな影響を示した迎角、ソリディティによる変化をはっきりした形で比較するため、 $M_2 = 0.2$ における損失係数、偏差角をソリディティをパラメータとして、迎角に対して示した(図16)。損失係数については、損失係数の小さい迎角範囲( $\alpha \leq 35^\circ$ )はスケールを変

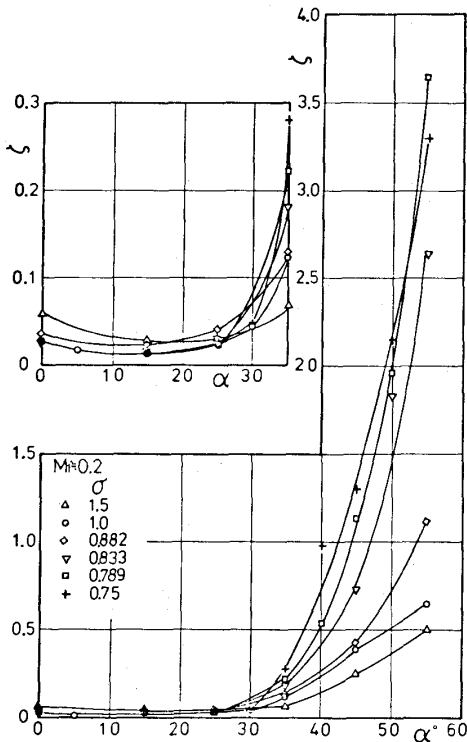


b) 偏差角

図16 翼列性能

えて拡大した形ででも示した。 $\alpha = 0 \sim 55^\circ$ の広い範囲の迎角について損失係数の変化をみると、 $\alpha \leq 30^\circ$ では迎角による影響は小さく、ソリディティによる差も小さいが、 $\alpha \geq 35^\circ$ では迎角が大きくなるとともに損失係数が増加し、ソリディティによる違いもいちぢるしくなる。

偏差角については、ソリディティの影響がはっきりあらわれるとともに、大きいソリディティの翼列条件の場合に偏差角が小さいという一般的な傾向がみられる。 $\sigma = 1.5 \sim 0.882$ では、迎角の増加による偏差角の変化が比較的小さいのに対して、 $\sigma \leq 0.833$ では迎角による偏差角の変化が大きく、迎角の増加にほぼ比例して偏差角が増加する領域がある。したがってこのような領域ではある迎角以上では流出角がほぼ一定となる。このような現象を示す迎角はソリディティによって異なり、 $\sigma = 0.75$ で $\alpha \geq 35^\circ$ 、 $\sigma = 0.833$ では $\alpha \geq$



a) 平均全圧損失係数

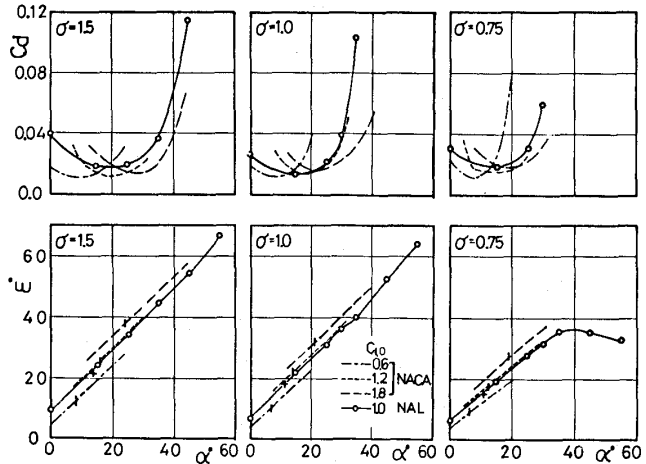


図17 翼列性能(NACAデータとの比較)

45° となっている。

NACAの実験結果との比較 図17にNACAにおける実験の結果との比較を示した。ただしNACAにおける実験は揚力係数  $C_{l0}$ 、最大翼厚比  $(t/c)_{max}$  が本実験の場合とやや異っている。またNACAの実験結果は抵抗係数  $C_D$ 、転向角  $e^\circ$  で表されているため、図17ではこれにならなかった。また図にNACAによる設計点を示した。翼形が同一でないため厳密な比較はむづかしいが、両者の結果はかなり良い一致を示している。

## 6. むすび

多段高圧圧縮機の可変静翼を対象として、NACA 63系翼を用いて、ソリディティ 1.5～0.75 で、広い迎角範囲について二次元翼列実験を行った。その結果一般の作動範囲をこえた大きな正の迎角をもつ場合の入口案内翼の翼列性能を

限られた翼配備についてはあるが、明かにすることができた。圧縮機設計上なんらかの資料として役立てば幸いである。

本実験に際して、松木原動機部長、大山圧縮機研究室長には問題提起と討論をしていただいた。西尾原動機制御研究室長および杉山・越沼両技官には自動計測・データ処理システムの整備に多大の努力をしていただいた。また空気源担当の小倉・黒沢両技官には実験に協力していただいた。末尾ながら記して感謝の意を表します。

## 文 献

- (1) 原動機部編, 航技研報告, TR-482.(昭52)
- (2) Dunavant, J. C., NACA TN3959, (1957)
- (3) 近藤, 養田, 坂口, 山崎, 航技研報告, TR-44, (昭38.)

# ●●●研究だより●●●

小松製作所・技術研究所・エンジン研究室

（株）小松製作所技術研究所エンジン研究室 中西英介

エンジン研究室は現在小松製作所技術研究所に所属している。研究所の本部機構は平塚市に所在し、様々な研究室を擁しているが、その中でエンジン研究室だけが川崎市内にある当社の川崎工場内に在り現在にいたっている。当研究室の歴史をふり返ってみると、1959年川崎工場内にエンジン研究所として発足したのがその始まりである。

当初は主として小形ガソリンおよびディーゼルエンジンのテストを担当していたが、当時から次代をになう原動機としてガスタービンに関心を持っていた。機械学会のラジアルガスタービン研究会に参加したり、所内に研究会・勉強会を設けたりして、今から振りかえると幼稚なものではあったが基本的な概念設計を試みていた。

一方、当時のわが国内の建設機械業界は米国資本の日本上陸をひかえて緊迫した情勢にあり、当社においても世間によく知られている④作戦を実施することになったため、わがエンジン研究室もその作戦の一翼をになうべく、ディーゼルエンジンの品質向上に全勢力を投入していった。

それらの作戦の見通しがついた1964年、細々と再開されたガスタービンに関する研究は、この年、海外の各社でガスタービン搭載の建機をテスト中というニュースが流れるとともに、にわかには活況を呈することとなった。ガスタービンに関連する情報の収集につとめると共に、まづ現物にふれる必要があるということでRover IS/60を購入しテストを繰返すことにより、ガスタービンとはどんなものかということをもって体験した。

1967年、技術研究所の発足にともない、そ

の一部門としてのエンジン研究部となるとともにガスタービンに関する本格的な研究開発を実施するための体制を整えた。

とは言うものの、研究員は皆素人ばかりで手本となるエンジンを購入したり、外部に指導をあおいだり知識の吸収に懸命に努めていたのが当時の状況であった。

これらの基礎的な努力の上にならって、1969年初頭よりZW6410という名称の車載用のガスタービンの設計を開始し、1970年初めには写真1に示すようにエンジンとしての性能テストを実施することが出来る段階に達した。その後、このエンジンについては開発途上で発生する種々のトラブルを克服し、改良を重ねることによって1973年ダンプトラックに搭載、車輻によるフィールド・テストを実施した（写真2）。フィールドテストの結果、当時のガスタービン技術としてはそれなりに満足すべき点多々存在したが、結論としては二軸再生式ガスタービンでは性能に限界があり、ディーゼルに対抗するには力不足であるということになった。

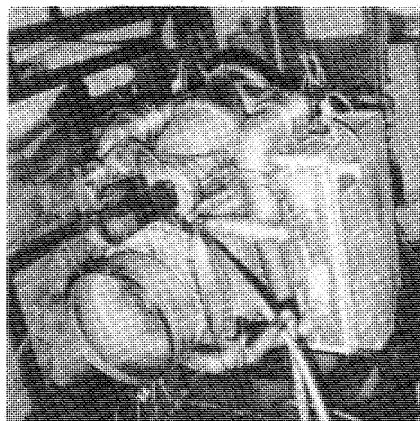


写真1 ZW6410 ガスタービン

（昭和54年5月7日原稿受付）

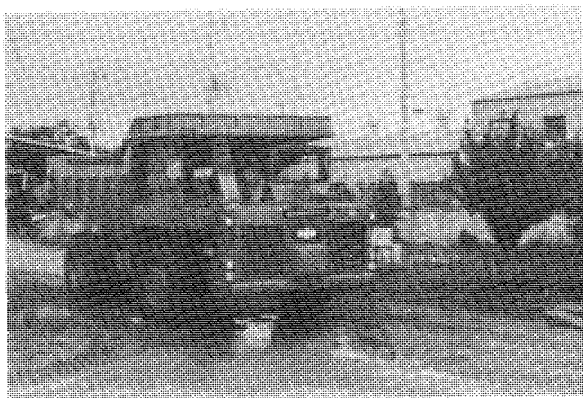


写真2 ZW 6410 搭載ダンプトラック

現在のところ、世界各国を見渡しても商業ベースに乗った車載用エンジンは未だ市場に出現しておらず、まだ若干の時間が必要だと思われる。しかしながら、依然としてガスタービンは将来のディーゼルに対する代替エンジンとしての最有力候補の一つである。その意味から現在わが研究室ではガスタービンを含め、もっと広範囲な観点から将来エンジンに対する基礎的な探索研究を実施している。

一方、上述のガスタービンの開発を通じて蓄積された様々なテクノロジーはディーゼルエンジンの改良やその他の工業製品に応用されつつある。

例えば、ガスタービンの開発に際して非常に苦労した熱交換器の技術は、工業炉の排熱回収用の熱交換器の開発に応用されている。写真3～6は当研究室で開発された種々のタイプの工業炉排熱回収用熱交換器である。いずれもガスタービン開発によって得られたフィン・プレートタイプの熱交換エレメントを装着しており、工業炉用の熱交換器としては非常にコンパクトであると同時に表

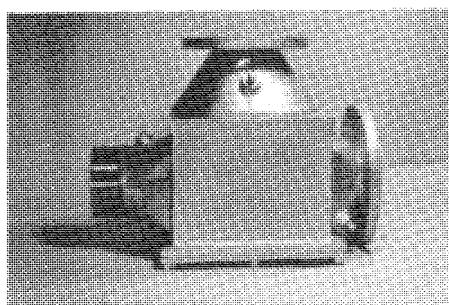


写真3 高温型熱交換器

にその例を示すように性能的にも高いものとなっている。

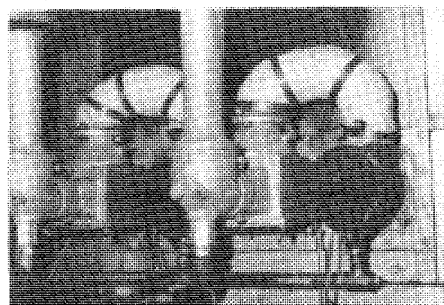


写真4 高温型熱交換器設置状況

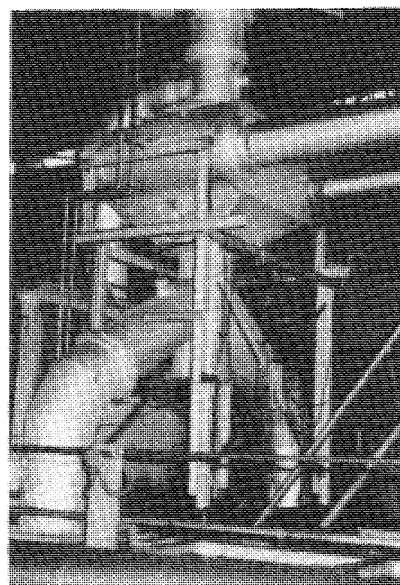


写真5 低温型熱交換器設置状況

空気力学に関する技術は将来のディーゼルにとって必須のものとなるであろう高過給用ターボチャージャの研究や吸排気系の改善に関する研究に利用されており、着々と成果をあげつつある。

また、当研究室では1976年度より通産省の研究助成金の交付のもとに断熱形ターボコンパウンドディーゼルエンジンの開発を実施しており、このプロジェクトにも多くのガスタービン開発時に蓄積された技術が応用されている。よく知られているように、ターボコンパウンドエンジンにおいてはエンジン性能に占める過給機の割合が大きいこと、高速歯車系の技術が必要なこと等、ガスタービンに関する基盤技術を必要とする部分がか

なりあり、Z W 6 4 1 0 開発時に蓄積された技術が非常に役立っている。

表1 低温型熱交換機標準仕様

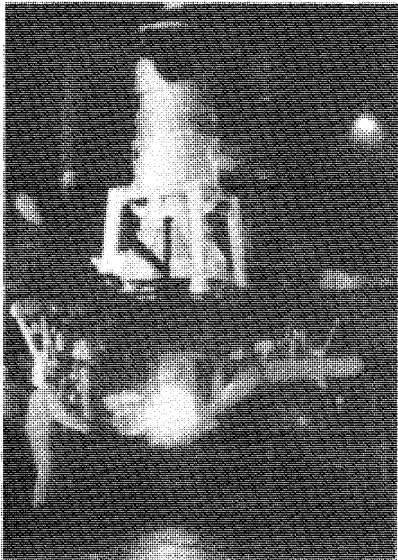


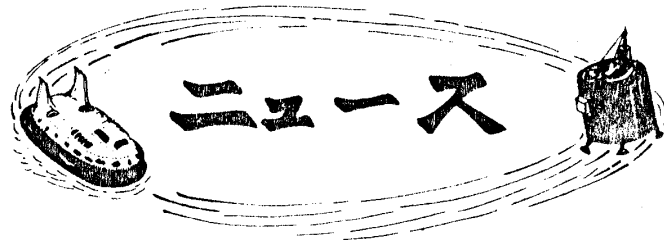
写真6 輻車型熱交換器稼動状況

	RFL100	RFL200	RFL300
燃料消費量 ( $l/h$ 以下)	100	200	300
排ガス量 ( $Nm^3/h$ 以下)	1,200	4,400	3,600
排ガス温度 ( $^{\circ}C$ )	650	650	650
予熱空気温度 ( $^{\circ}C$ )	300	300	300
ガス側圧損 ( $mmAq$ )	3	3	3
空気側圧損 ( $mmAq$ )	100	120	180

以上、雑把な文で貴誌にふさわしい紹介記事にならないのではないかと気がかりですが、当研究室のガスタービン関係研究の推移を紹介させていただきました。

今後ともガスタービンは次代エンジンの有力候補であることは間違いなく、かが研究室も建設機械という特殊性を考慮にいれつつ、ガスタービンに関する探索研究を続けたいと思っております。





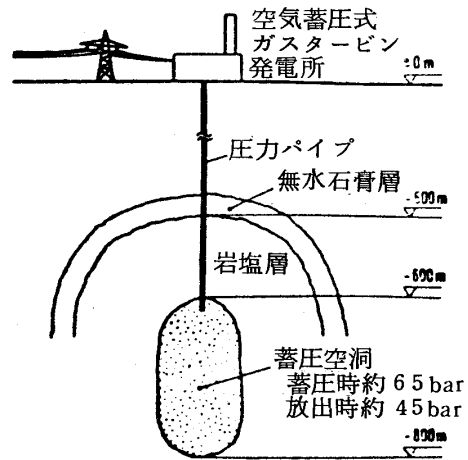
## 空気蓄圧ガスタービン発電所

慶應義塾大学 小茂鳥 和 生

西独 Bremen の近くで最近風変りな蓄圧式ガスタービン発電所が稼働を始めたという記事が西独の雑誌に載っていた。一般誌のため、サイクルその他技術的な詳細は記されていないが、一つのニュースとして紹介する。

この地域には地下に大きな岩塩層があるため、ここに水を注入すると容易に空洞状に掘削することができる。このような空洞を蓄圧槽とし、電力の余剰時にガスタービンで空気を圧縮し、蓄積する。岩塩蓄圧空洞は約 800 m の地下に造られた容積 200,000 m<sup>3</sup> のものが 2 つ、これに最高約 70 気圧の空気が蓄えられる。尖頭負荷時にこの空気を取り出し、最高 290 MW という高出力を出すことができる。このときは多分圧縮機タービンを切り離して、全タービン出力を発電機と接続するのではなかろうか。それにより通常運転の約 3 倍の出力が発揮できるであろう。圧縮機 2 台、発電機、タービンの順に直列に並んだ写真が示されている。

一番はじめの圧縮機はケーシング締付ボルトの太さから見て、蓄圧用のようである。発電機をはさんでタービンと圧縮機を分けた。配列も面白いが、多分圧縮機を切り離す便宜の為であろう。なお燃料は天然ガスである。



(1) Scala ; Nr. 4. 1979. S16



## N A S A ルイス研究所

航技研 小林 紘

昭和51年11月より2年間、NRC-NASAの給費駐在研究員として、NASAルイス研究所に滞在し、ジェットエンジン低騒音化の研究、特にファン騒音の研究を行う機会を得ましたので、NRCの制度並びにNASAルイス研究所の研究内容について述べます。

NRC (National Research Council)の給費駐在研究員制度は、National Academy of ScienceとNational Academy of Engineeringの2つのAcademiesの実務機関であるNRCが、NASAや陸・空軍等の研究所と協力して行っているものであり、研究員の滞在費用等の全ての費用は受け入れる研究所の予算から支給されています。この制度はアメリカ国内及び外国の博士号を有する研究者、技術者に、受け入れる研究所の研究利益となる範囲内で研究の機会を与え、研究者自身の研究の向上と研究成果のその研究所に対する貢献を目的としたものであり、研究者に比較的良好な条件を提供している制度と思われる。

NASAルイス研究所は五大湖の最も南の湖、エリー湖畔に位置する鉄鋼の町、最近では破産宣告を受けた町として有名なクリブランド(オハイオ州)の中心より約15マイル程西側の郊外にあり、片側をJohn Hopkins International Airportに、他方を長さ50km以上におよぶ、別名エメラルドネックレスと呼ばれているCleveland Metropolitan parkに接して建てられています。

研究所の敷地は約43万坪の広さであり、これより50マイル位西側に980万坪を有するPlum Brook支所があります。この研究所の位

置するクリーブランドは、ほぼ北海道の函館と同程度の緯度にあり、春夏秋冬のはっきりした、何か、東北地方の風景、気候を感じさせ、ぶな、楓類の林や森が多く、4~5月の新緑、秋の紅葉の美しさは目をみはらせるものがあります。研究所の敷地内では、たぬき、うさぎ、きじ等の小動物を間近かに見ることも珍らしくはなく、自然と相接した研究環境の良い所ではありますが、飛行場とも接近しているため、時には、飛行機の離着陸時の騒音に悩まされるのが欠点です。

NASAルイス研究所の人員構成は、職員数約2,700名で、その内約40%がengineer, 40%がmechanics, 残り20%が管理、事務部門に属しています。mechanicsは実験装置の制作、組立、運転等の仕事に従事し、engineerの研究を側面から助けています。組織はNASAルイスDirectorの下に7つのDirectrates (Aeronautic, Space system and technology, Launch vehicles, Energy program engineering service, Technical service, Administration)があり、各々のDirectrateの下にDivision-Branch-Sectionのラインを構成しています。そして3~4 SectionがBranchを、4前後のBranchがDivisionを、3~7のDivisionが1つのDirectrateを形成しています。したがって、航技研を例にとって比較すると、Sectionが研究室に、BranchもしくはDivisionが部に相当し、Directrateが研究所に対応している感があります。研究のprojectは基礎研究から実物試験まで一環して行われており、ルイス研究所内部での研究と、大学や会社とのContractによる研究が効果的に連絡されています。これは、NASA自体、アメリカの航空宇宙産業の育成、発展のための基礎的技術を提供する

(昭和54年8月6日原稿受付)

という目的に強く沿っているものと思われます。

NASAルイス研究所は、NASAの9つの研究センターの1つであり、1942年にNACAの3番目の研究所として、レシプロ、ターボジェット、及びロケット推進の研究を行うため、Aircraft Engine Research Laboratoryとして創設されました。当初、タービンエンジン、液体水素ロケット、材料、空軍の支援、推進テスト設備が主たる研究内容でありましたが、1958年からロケット、無人人工衛星用ロケット打ち上げ（Atlas/Centaur, Titan/Centaur）の分野に力がそそがれました。現在、ルイス研究所の研究の約50%は航空の分野に関係しており、その主な内容は低燃費の推進機関の開発で、そのために、低公害、低燃費のエンジンの研究が進められ、それと同時に、航空機からの排気による大気汚染の資料集積も行われています。宇宙の推進機関に関する研究は新しい効率の良い蓄電池、燃料電池、太陽電池をもったイオン推進機関の研究、高効率、高出力の伝送波管、遠隔地へのテレビ送信を目的としたカナダとの共同の通信衛星の開発が進められています。さらに、今日まで開発された高度な航空、宇宙技術を地上に応用することを目的として、ODEの委託により、エネルギー分野で、自動車ガスタービン、石炭ガスによるガスタービン発電、風力タービン、太陽電池による太陽エネルギー利用、電気自動車の研究が活発に行われています。これらのために、金属、化学プラズマ物理、燃料、潤滑、流体力学、熱伝達、エレクトロニクス、制御やこれ以外にエンジン開発に必要な基礎研究が広い分野にわたって続けられています。主な研究設備として、throat部を油圧で変形させることにより、Mach数2.0から3.5まで自由に換えられる10 feet×10 feetの超音速風洞、亜音速から超音速までの飛行状態を作り出せるfull-scale jet engineの試験設備、無重力状態での燃焼、物質の性質等を調べるための約130 mの落下型無重力試験装置、宇宙空間をシミュレートするための大きな真空タンク等があります。そして、ルイス研究所の約760億円の研究開発費（人件費を含む）は航空関係に38%、宇宙に33%、エネルギー関係に29%使用されています。

石油代替エネルギーとして石炭或いは石炭生成燃料を用いた発電方式について、DOEとNSFとNASAが共同で研究を行い、NASAルイス研究所エネルギーDirectrateがエネルギー変換システムの研究を分担しました。これには、GE, WH, United Technology Group, Burns & Roe Inc.が参加し、Phase IとPhase IIの概念設計より石炭ガス方式のガスタービン-スチームタービンのコンバインドサイクルが有望であることが明らかとなり、そして、これはHigh-temperature Turbine Technology(HITT)として継続され、NASAルイスは、ガスタービンの冷却、燃焼、セラミックスの研究に参加しています。

現在、NASAではCommercial aircraftに関して、(1)Energy conservation subsonic aircraft, (2)Supersonic cruise aircraft, (3)General aviation aircraft, (4)Powered-lift aircraft, (5)Advanced rotorcraftの研究を行っており、NASAルイスではNASA内の唯一の航空原動機の研究センターとして、その推進力となるエンジンの研究開発を進めています。(1)~(5)はすでに使用されているか、あるいは10~15年後に実用となるものを対象にしていますが、これ以外に21世紀に登場する可能性のあるLarge cargo aircraft, Hydrogen fuelled aircraft, Hypersonic aircraftの研究も行っています。

低石油価格時代に重要であった、高速化、巨大化、耐久性、低公害に加えて、石油資源の減少、石油価格の上昇ともなあってエンジンの燃費の向上が重要な問題となってきているため、1976年に亜音速商用機の石油使用料の減少のためのエンジンに関する研究が、他の研究所での航空機の軽量化、空力的改良等の研究と並行して、ルイス研究所で始められました。これは、Improved current turbofan, Advanced turbofan, Advanced turbopropの3つのProgramからなっています。Improved current turbofan programはJT8D, JT9D, CF6等の現在使用されているエンジンの燃費をタービン、圧縮機、排気ノズル等要素の改良を進めて5%向上させようとするものであり、1977年よ

り5ヶ年間の計画で行われています。

Advanced turbofan のための Energy Efficient Engine program (EEE) は将来の turbofan engine の燃費を現在より12%向上させるために、1976年より8ヶ年間の計画で行われており、現在、P&WとGE社による概念設計が終り、詳細設計と実験が行われています。これには、タービン翼冷却、要素部効率向上、tip clearance control、複合材によるファン、ナセル、digital制御、並びに熱サイクル効率向上のために、全圧力比を現状の22-30から37-45、ファンバイパス比を4-5から6-9、燃焼器出口温度を2,200-2,500°Fから2,500-2,700°Fの上昇をねらっています。High speed turbo-propに関しては、Hamilton Standardとのcontractのもとで製作された thin airfoil, swept leading edge, multiple bladeのプロペラのテストがNASAルイス8×6超音速風洞で行われて(1976年)、Mach 0.8で約80%のプロペラ効率の目標の可能性が示されました。これが実現されれば約40%の燃料節約が可能となります。このprogramは1976年から基礎研究に続いて、1978年から3ヶ年間試験研究が行われ、成功すれば大きなmodelや飛行試験が行われる予定です。

超音速、亜音速両方においても効率良く、離着陸時の騒音が低く、低公害のSupersonic cruise transport propulsionの研究は1973年より、将来への発展を旨として進められています。この条件を満たすVariable-cycle engine technologyの研究は、1976年より5ヶ年間の計画で始められ、Variable-cycle 実験engineへの発展を旨としています。このprogramに参加しているP&WはF100 engineを用いて、double-bypass variable cycle engineのためのduct burner 特性、騒音、ノズル性能の研究を、GEはJ101 engineを用いて、variable stream-control engineのために、front valving 特性、coannular効果による性能、騒音の研究を進めています。

NASAルイス研究所では、1979年のEPA (Environmental Protection Agency) Standardに適合するようにemissionを大幅に低減

する航空機用の新しい燃焼器の開発と評価を行っています。ルイス研究所ではすでに、Experimental Clean Combustor Program (ECCP)で現在のcombustorからemissionを低下させる研究を行っており、1973年にこのprogramにsupersonic aircraftのemissionによる大気汚染の問題が加えられ、GE、P&Wのエンジンメーカーも参加し、概念、詳細設計、試作試験が行われました。それらの研究結果で、Swirl-can modular concept, Double-annular concept (GE, CF6), Vorbix concept (P&W, JT9D)の2段階燃焼方式により、従来のもののNO<sub>x</sub> emissionは半分となりました。目標とする3g/Kgに到達するために、Stratospheric Cruise Emission Reduction Program (SCERP)として、1976年より継続されています。

上述の商用航空機エンジンとともに民間用航空機用エンジンの研究が行われています。大きなturbofan engineにおいて研究開発された低騒音、低emission技術を小さなgeneral aviation fan engineに応用するために、Quiet Clean General Aviation Turbofan engine project (QCGAT)として、AVCO-LycomingとGarret AiResearchで、LTS101 turbo-shaft engine coreを基礎とした1600馬力クラスのturbofan, core engineとしてTFE731を用いた推力3,900馬力のturbofanの研究がそれぞれ1977年より2年間の予定で進められています。同じく1977年より400~1,000馬力クラスのエンジンの価格を低下させ、gasturbine engineの需要範囲を広げるための概念設計がDetroit Diesel Allison, Teledyne, AiResearchとWilliams Research 4社のcontractのもとでGeneral Aviation Turbine Engine (GATE) programとして進められています。またピストンエンジンのemission低減のため、空燃比と点火タイミングの調整の研究が研究所内とともに、AVCO-Lycoming, Teledyne-Continental 2社とのcontractのもとで行われています。また、これ以外のエンジンの可能性を試験するため、過給機付Rotary engineや軽量Diesel engineの研究も進められています。

Powered-lift Transport Propulsion に関して、大きな空港での混雑を解消し、空港までの時間を節約するため、住居や商業地域に隣接した小さな飛行場で使用出来る、騒音が小さく、短い離着陸距離の飛行機のエンジンの研究開発 (Special short-haul airplane) を進めています。1974年にNASAはQuiet Clean Short-haul Experimental Engine (QCSEE) projectとしてGEとのcontractで2つのengineを製造し、Under-the-wing (1976年に第1回test)、他はOver-the-wing (upper-surface blowing) の研究を行っており、このengineを使用する飛行機は空軍のYC-14、YC-15と類似したものとなる予定です。これらの技術はEEE projectやAdvanced turbopropにも応用されます。現在、QCSEE programのOTWはNASAでtestされ、UTWも近くNASAでtestされる予定です。また、Rotorcraftの開発に必要なRotorcraft transmission技術開発のためのベアリング、シール、歯車、潤滑等の研究が1975年から5年間の予定で進められています。

上述のprogramsの一連として、騒音発生源と吸音の両面から商業用航空機の低騒音エンジンの研究がfull-scale fan rig, full scale engine, acoustic flow ductを用いて精力的に進められています。ファン騒音発生源に関して、亜音速動翼における動翼の後流やtip vortexと静翼の干渉の研究、M.P.T.騒音低減を旨としたswept rotorの研究、並びにforward velocity effectの研究は理論解析的研究と、無響室、9×15の無響風洞、vertical lift stand等にJT15D engineを取り付け、また、これにinflow control deviceを装備して、地上での騒音のflight simulationを模擬する実験的研究が進められています。吸音に関しては、軽くて、効率の良い吸音材並びにライニング設計のため、ファンダクト内及び放射場での音の理論的研究、並びに流れの中での吸音材の特性が所内及びcontractで遂行されています。

筆者は、地上騒音が飛行時のものより一層高いレベルの原因とされるinflow distortionやturbulenceとファン動翼との干渉によって発生

する騒音の強さ、騒音のモード機構等を明らかにして、forward velocity effectを解明することと、並びに効率の良い吸音材設計のための資料を提供して、低騒音ファンエンジンの設計に役立てる目的で、上述の研究に参加し、3次元非定常翼列理論を用いて、理論解析を行いました。そして、干渉の3次元効果を明らかとするとともに、JT15D等のエンジンで行われた実験結果と比較検討を行い、良い一致を得ました。これらの結果は2冊のNASA-TMレポートあるいはAIAA paperとして発表されています。2年間にAIAA Acoustic Conference (1977,10), AIAA 16th Aerospace Meeting (1978,1), AIAA 11th Fluid and Plasma Conference (1978,7)に参加あるいは発表する機会も得ることが出来ました。NASAルイス研究所での日本人のNRC駐在研究員は筆者が始めてとの事であり、様子が解らず多少心配した面もありましたが、NASAルイス研究所staffの研究並びに生活面における多大なる親切な援助を受けることが出来たことは幸でした。私の研究題目からV/STOL and Noise Divisionに属していましたが、私の研究指導にあたるMarvin E. Goldstein氏の関係から、始めは、Physical Science Division、後に、Fluid Component Divisionの中に新設されたComputational Fluid Mechanics Branchに席をおいて研究に従事しました。その関係でレーザー、プラズマ、熱伝達、流体力学、騒音等の研究に従事する多くのNASAの研究者、特に筆者の興味ある非定常空気力学の分野の研究者と討論出来、より広い分野での友人を得て、より一層充実した研究生活をルイス研究所で過ごすことが出来ました。

最後に、NASAルイス研究所での研究の概略を記したにとどまりましたが、みな様方の参考になれば幸いに思います。筆者にNASAルイス研究所に滞在する機会を与えて下さった関係機関各位に、この場を借りて感謝の意を表します。



NASA ルイス研究所  
Computational Fluid Mechanics  
Branch のパーティーで  
(筆者：左から6人目)

∞ 特別講演会のお知らせ ∞

日本航空宇宙学会との共催の講演会を下記の要領で開催致します。奮ってご参加下さい。

1. 日 時 : 54年11月5日(月) 15:00~17:00
2. 場 所 : 東京大学宇宙航空研究所13号館(本館)3階講堂  
(目黒区駒場4-6-1 Tel 03-467-1111)
3. 演 題 : 流力騒音の現状と展望(通訳なし)
4. 講 師 : Dr. Allan Powell( David W. Taylor Ship Research & Development Center )
5. 参加要領 : 1) 参加費:無料(但し、資料ご希望の方に実費(500円程)にてお分けします。  
2) はがきで日本ガスタービン学会事務局まで勤務先・氏名・所属学会・資料希望の有無を明記の上10月末日迄にお申し込み下さい。

第8回ガスタービン定期講演会開催予告

第8回ガスタービン定期講演会は、第7回と同じく本会と日本機械学会と共催予定で、下記のとおり開催いたします。なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載致します。

開 催 日 昭和55年5月下旬または6月上旬  
場 所 東京 芝 機械振興会館(予定)

\*\*\* 事務局移転のお知らせ \*\*\*

日本ガスタービン学会事務局は8月6日より紀伊国屋ビル5階から6階へ移転致しました。

電話番号、住所はもとのままです。

## 第 8 回 セ ミ ナ ー の お 知 ら せ

本年度も下記の通り昭和55年1月24日、25日の2日間にわたって「大型ガスタービンの現状と将来」と題し、GTSJガスタービンセミナーを企画いたしました。

プログラム、参加要領などの詳細は後日追ってご案内いたします。

### 記

1. 日 時 昭和55年1月24日(木), 25日(金)
2. 場 所 千代田区有楽町1-1-2 日比谷三井ビル
3. 仮題並に講師
  - (1) 航空用ガスタービン
 

航 技 研	松 木 正 勝
-------	---------
  - (2) 航空転用ガスタービン
 

石川島播磨重工㈱	吉 本 健一郎
----------	---------
  - (3) 船用ガスタービン
 

川崎重工㈱	犬 伏 才 延
-------	---------
  - (4) 大容量ガスタービン
 

三菱重工㈱	大 内 一 紘
-------	---------
  - (5) 石炭ガス化発電
 

石炭技研	穂 積 重 友
------	---------
  - (6) 坑内ガス利用ガスタービン
 

東 芝 ㈱	本 間 友 博
-------	---------
  - (7) 炉頂ガスタービン
 

三井造船㈱	手 島 清 美
-------	---------
  - (8) 天然ガスパイプラインの動向とシステム計画
 

㈱ 日 立	油 井 兄 朝
-------	---------



## 国際会議案内

明年秋、オーストラリアにおいて「ガスタービン会議」の開催が計画されております。現在、下記の点について連絡がございましたのでお知らせします。なお、詳細については判明次第ご案内申し上げます。

### 記

開催時期 : 1980年10月上旬(1日～3日頃の予定)  
開催場所 : オーストラリア, メルボルン市  
主催 : Society of Automotive Engineers, Australasia  
(本件は、本会名誉会員 T. Sawyer 氏より連絡があったものです)

## 関東地区見学会のお知らせ

今年度の関東地区見学会を次のように予定しています。詳細は後日ご案内いたします。

時期 : 昭和54年11月  
会場 : トヨタ自動車工業㈱ 東富士研究所

## 日本学術会議選挙について

昭和55年11月25日に日本学術会議第12期会員選挙が行なわれます。

会員を選挙し、会員に選挙されるためには日本学術会議の有権者名簿に登録されなければなりません。

登録その他選挙については下記へお問い合わせ下さい。

日本学術会議中央選挙管理委員会

〒106 港区六本木7-22-34 Tel 403-6291

## 関西地区見学会のお知らせ

会員の皆様にご案内いたしましたように、関西地区見学会を下記により開催いたします。申込期限後も定員未満の場合は申込を受付けますから、事務局までお申出下さい。

### 記

1. 日 時 : 昭和54年10月5日(金) 12:15~17:00頃
2. 会 場 : 神戸製鋼所高砂事業所
3. 内 容 : (1) 見学会 ガスタービン試運転工場 その他  
(2) 技術懇談会: テーマ「Kongsbeg ガスタービンについて」  
講師 中原盛夫氏(神戸製鋼所)
4. 交通の便 : 国鉄姫路駅南口より貸切バス  
なお山陽電車「荒井駅」より徒歩3分
5. 参加要領 : (1) 定員50名(申込多数の場合は抽選)。申込期限は9月12日。  
(2) 参加料・1,000円 当日受付にてお払い込み下さい。

事務局 〒160 新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビル6F

(財)慶応工学会内 (社)日本ガスタービン学会 Tel 352-8926

## 映画会のお知らせ

別稿の通り臨時総会が開催されます。この機会に映画会を開くべく準備を進めています。プログラム等詳細は後日ご案内いたします。

1. 日 時 : 昭和54年11月30日(金) 13:30より
2. 会 場 : 機械振興会館地下2階ホール
3. プログラム
  - (1) マリンパワー
  - (2) 航空機用ジェットエンジンの研究開発
  - (3) ガスタービン
  - (4) ガスパイプライン敷設工事の記録
  - (5) レーザの利用

そのほか

“ 国産ガスタービン資料集 ”  
— 統計，生産実績，仕様諸元 —  
発行のお知らせ

(社) 日本ガスタービン学会

(社)日本ガスタービン学会では、国内ガスタービン・メーカーの御協力を得て毎年日本国内で生産されるガスタービンの資料を蒐集し統計を作成して会誌に掲載してきました。この度これらの資料を集大成し広く会員の皆様の便に供するため“国産ガスタービン資料集”を発行することと致しました。この資料は3部からなり

- 第1部 統計 (毎年国内で生産されるガスタービンの出力、台数などの統計資料を豊富に掲載)
- 第2部 生産実績 (過去に国内で生産された全てのガスタービンの納入先、仕様など)
- 第3部 仕様諸元 (各社で生産されるガスタービンの仕様諸元)

で構成されます。この種資料の決定版として御利用載けるものと確信しております。

記

1. 発行時期 昭和54年12月
2. 価格 予約 1冊につき 4,500円  
(送料とも) 予約なし 1冊につき 5,000円

3. 予約方法

別添申し込み書により下記事務局へ申し込み下さい。

予約申し込み締切 昭和54年10月末

4. 事務局

〒160 東京都新宿区新宿3-17-7

紀伊国屋ビル

(財)慶応工学会内

(社)日本ガスタービン学会

会 員 各 位

(社)日本ガスタービン学会

会長 山内正男

### 正会員会費改訂に関するお願い

本学会も発足以来7年余（法人化後3年）が過ぎ、組織としても安定して参り、目指す学会の機能も一つ一つ実現化しつつあります。これはひとえに会員の皆様方のご熱心なご協力に負うところが多いものと厚くお礼申し上げます。

さて、この間できるだけ皆様にご負担をかけないようにあらゆる面で努力をいたし、約6年間にわたり、現行の会費（年額2,000円）の据えおきに努めて参りました。しかし年々諸物価が高騰をつづけ、このままでは、学会の正常な運営にも支障をきたす情勢になって参りました。したがって目下、正会員会費の改訂につき検討中であります。

つきましては、今秋臨時総会を開催し、これらにつきご説明致し、ご審議、ご承認を賜わる予定です。なお同時に役員の選出方法、評議員数などについても現行の定款・細則を若干、改訂することも合せ検討中であります。詳細については改めてご連絡申し上げますが、限在、一応下記の次第で臨時総会を開催する予定でございます。

以上、会員の皆様のご理解を賜わりますようお願いする次第であります。

#### 記

開催月日 : 昭和54年11月30日 午後

会 場 : 機械振興会館地下2階ホール

次 第 : 1 会費値上げの件

2 定款・細則改正の件

その他 当日は、映画会などが開催される予定です。

<b>本会協賛講習会</b>
----------------

## 第 6 回 ターボ機械講習会

日 時 : 昭和 5 4 年 1 1 月 2 9 日 (木) ~ 3 0 日 (金)

場 所 : 科 学 技 術 館

### テ ー マ

ポンプ, 送風機および圧縮機に関する新しい 1 0 章 (最新の動向から見た重要項目のやさしい解説)

### 趣 旨

ポンプ, 送風機および圧縮機は, 日常生活から原子炉にいたるまで, 流体システムの心臓として広く使われております。用途の多様化と, 技術の進歩に伴う, 大型化, 高速化, さらには無公害, 省力・省エネルギーからの要求によって, この分野の常識とされている問題も, 実質的には変わりつつあるといえます。

このような現状を推進されている第一線の方々を講師にお願いして, 基本的な問題をわかりやすく解説していただき, ユーザーおよびメーカーの方々や学生諸君の共通の理解を深めるために, 本講習会を企画いたしました。最近問題となっている S I 単位や国内, 国際規格についても行きとどいた説明がありますので, 広く多数の方々の御参加をお願いいたします。

### 1 1 月 2 9 日 (木)

時 間	講 習 内 容 ( 題 目 )	講 師
9:00~10:20	主要用語解説 ( 流体機械の種類語句の定義等も含む )	豊 倉 富太郎 (横 国 大)
10:30~11:50	ポンプの用途と選定	大 橋 秀 雄 (東 大)
13:00~14:20	送風機, 圧縮機の用途と選定	古 山 雪 (三 菱)
14:30~15:40	ポンプ用弁, 駆動機および制御	守 田 恒 (日 立)
15:50~17:00	送風機, 圧縮機用弁, 駆動機および制御	谷 浩 二 (I H I)

### 1 1 月 3 0 日 (金)

時 間	講 習 内 容 ( 題 目 )	講 師
9:00~10:20	S I 単位系の解説	辻 茂 (東 工 大)
10:30~11:50	関連規格の解説	井 田 富 夫 (神 奈 川 大)
13:00~14:20	軸封装置および軸受	山 田 信 夫 (日 揮)
14:30~15:40	ポンプの振動・騒音	松 村 益 至 (電 業 社)
15:50~17:00	送風機・圧縮機の振動・騒音	鈴 木 昭 次 (荏 原)

※ 詳細はターボ機械協会 ( Tel 03-264-2564 ) へお問合せ下さい。

○ G T S J 共催講演会

「第20回航空原動機に関する講演会講演募集」

- |   |   |
|---|---|
| <p>共 催： 日本機械学会，日本ガスタービン学会，日本航空宇宙学会</p> <p>企 画： 日本航空宇宙学会航空原動機部門委員会</p> <p>日 時： 昭和55年2月22日(金)</p> <p>会 場： 航空宇宙技術研究所<br/>〒182 調布市深大寺1880</p> <p>申 込 先： 日本航空宇宙学会(〒105 東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館<br/>電話 03-501-0463)</p> <p>申込方法： はがきに「第20回航空原動機講演申込」と題記し，下記項目を記入してお申込み下さい。</p> | <p>(1) 題目</p> <p>(2) 講演者(氏名，会員資格，勤務先，連絡先)連名の場合は登壇者に○印をつける。</p> <p>(3) スライドの有無</p> <p>講演発表時間： 1題につき20分(討論5分を含む)</p> <p>講演申込期限： 昭和54年11月9日(金)</p> <p>前刷はオフセット印刷4ページ(1ページ1292字詰)とします。申込者には折返し所定の原稿用紙をお送りします。</p> <p>原稿提出期限： 昭和54年12月11日(火)</p> |
|---|---|

○ G T S J 協賛講習会

「ターボ機械協会第6回講習会」

- 開催日： 昭和54年11月29日，30日
- 場 所： 科学技術館(千代田区北の丸公園2-1)
- テーマ： ポンプ送風機及び圧縮機に関する新しい十章  
—— 最新の動向からみた重要項目のやさしい解説 ——
- 詳細につきましてはターボ機械協会(Tel. 03-264-2564)にお問い合わせ下さい。

○ G T S J 後 援

「'79 流体機械技術会議」

- 主 催： (社)日本能率協会
- 開催日： 昭和54年11月7日～9日
- 場 所： 千代田区内神田コープビル
- テーマ： ターボ機械の新技術と信頼性向上
- 詳細につきましては日本能率協会(Tel 434-6211内547)にお問い合わせ下さい。

○ G T S J 共催講演会

「第20回航空原動機に関する講演会講演募集」

- |   |  |
|---|--|
| <p>共 催：日本機械学会，日本ガスタービン学会，日本航空宇宙学会</p> <p>企 画：日本航空宇宙学会航空原動機部門委員会</p> <p>日 時：昭和55年2月22日(金)</p> <p>会 場：航空宇宙技術研究所<br/>〒182 調布市深大寺1880</p> <p>申 込 先：日本航空宇宙学会(〒105 東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館<br/>電話 03-501-0463)</p> <p>申込方法：はがきに「第20回航空原動機講演申込」と題記し，下記項目を記入してお申込み下さい。</p> | <p>(1) 題目</p> <p>(2) 講演者(氏名，会員資格，勤務先，連絡先)連名の場合は登壇者に○印をつける。</p> <p>(3) スライドの有無</p> <p>講演発表時間：1題につき20分(討論5分を含む)</p> <p>講演申込期限：昭和54年11月9日(金)</p> <p>前刷はオフセット印刷4ページ(1ページ1292字詰)とします。申込者には折返し所定の原稿用紙をお送りします。</p> <p>原稿提出期限：昭和54年12月11日(火)</p> |
|---|--|

○ G T S J 協賛講習会

「ターボ機械協会第6回講習会」

- 開催日：昭和54年11月29日，30日
- 場 所：科学技術館(千代田区北の丸公園2-1)
- テーマ：ポンプ送風機及び圧縮機に関する新しい十章  
—— 最新の動向からみた重要項目のやさしい解説 ——
- 詳細につきましてはターボ機械協会(Tel. 03-264-2564)にお問い合わせ下さい。

○ G T S J 後 援

「'79 流体機械技術会議」

- 主 催：(社)日本能率協会
- 開催日：昭和54年11月7日～9日
- 場 所：千代田区内神田コープビル
- テーマ：ターボ機械の新技術と信頼性向上
- 詳細につきましては日本能率協会(Tel 434-6211内547)にお問い合わせ下さい。

○ G T S J 共催講演会

「第20回航空原動機に関する講演会講演募集」

- |   |   |
|---|---|
| <p>共 催： 日本機械学会，日本ガスタービン学会，日本航空宇宙学会</p> <p>企 画： 日本航空宇宙学会航空原動機部門委員会</p> <p>日 時： 昭和55年2月22日(金)</p> <p>会 場： 航空宇宙技術研究所<br/>〒182 調布市深大寺1880</p> <p>申 込 先： 日本航空宇宙学会(〒105 東京都港区新橋1-18-2 航空会館分館<br/>電話 03-501-0463)</p> <p>申込方法： はがきに「第20回航空原動機講演申込」と題記し，下記項目を記入してお申込み下さい。</p> | <p>(1) 題目</p> <p>(2) 講演者(氏名，会員資格，勤務先，連絡先)連名の場合は登壇者に○印をつける。</p> <p>(3) スライドの有無</p> <p>講演発表時間： 1題につき20分(討論5分を含む)</p> <p>講演申込期限： 昭和54年11月9日(金)</p> <p>前刷はオフセット印刷4ページ(1ページ1292字詰)とします。申込者には折返し所定の原稿用紙をお送りします。</p> <p>原稿提出期限： 昭和54年12月11日(火)</p> |
|---|---|

○ G T S J 協賛講習会

「ターボ機械協会第6回講習会」

- 開催日： 昭和54年11月29日，30日
- 場 所： 科学技術館(千代田区北の丸公園2-1)
- テーマ： ポンプ送風機及び圧縮機に関する新しい十章  
—— 最新の動向からみた重要項目のやさしい解説 ——
- 詳細につきましてはターボ機械協会(Tel. 03-264-2564)にお問い合わせ下さい。

○ G T S J 後 援

「'79 流体機械技術会議」

- 主 催： (社)日本能率協会
- 開催日： 昭和54年11月7日～9日
- 場 所： 千代田区内神田コープビル
- テーマ： ターボ機械の新技術と信頼性向上
- 詳細につきましては日本能率協会(Tel 434-6211内547)にお問い合わせ下さい。



## 54年度理事・委員名簿

理事・会長	山内正男					
理事・副会長	円城寺 一					
総務理事	阿部安雄	有賀一郎	岡田 彰	堀 昭史	山崎慎一	
編集理事	一色尚次	小島秀夫	小茂鳥和生	高田浩之	宮沢清人	森下輝夫
	渡辺哲郎					
企画理事	秋葉雅史	大槻幸雄	佐藤 晃	平山直道	松木正勝	村田 暹
総務委員	一井博夫	樗木康夫	高原北雄	猪木恒夫	真下俊雄	
編集委員	秋山光庸	遠藤 肇	北見恒雄	黒川英二郎	竹生健二	能瀬弘幸
	平岡克英	鶴見喜男	森 義孝	安井 元		
企画委員	伊藤高根	大鍋寿一	三輪国男	蓑田光弘	谷田好通	和田正倫
地方委員	大塚新太郎	表 義則	沢田照夫	妹尾泰利	永井康男	永田有世
	三輪光砂	村田 暹	阪口哲也			
技術情報 センター委員	須之部量寛	菅 進	酒井俊道	鈴木邦男	高原北雄	葉山真治
統計作成委員	樗木康夫	吉識晴夫	村尾麟一	石沢和彦	村山 弘	森 義孝
	佐藤玉太郎	阿部安雄				
組織検討委員	松木正勝	阿部安雄	有賀一郎	井口 泉	樗木康夫	本間友博
	田中英穂					
第3回国際 会議検討委員	田中英穂	阿部安雄	有賀一郎	一井博夫	猪木恒夫	久保田道雄
	佐藤玉太郎	高田浩之	平山直道	堀 昭史		



編集委員 能 瀬 弘 幸

— 第8回ガスタービン講演会へ向けて —

お気付きの方も多いと思いますが、来年の第8回ガスタービン定期講演会予告が本号に掲載されております。本編集委員会では既に、その準備活動を開始いたしました。会員各位におかれましても、種々構想を練って居られる事と思います。

前号巻頭に、山内正男会長は「わが国ガスタービンの発展に不可欠な独創的な研究開発を勇気付け、その推進に役立つような活動を展開して行かなければならない」と書いて居られます。その趣旨に添うためにも、独創的研究開発に日夜努めて居られる会員の方々からの Presentation が不可欠だと思います。

講演会も今年から機械学会との共催となり、例年にも増して盛況を極めました。来年も一層の盛り上りを、そして願わくば、講演の合間の“ロビー討論”のために、ゆったりとしたスペースと時間と、香り高い一ぱいのコーヒーを、

— メニュー —

ガスタービンという共通のターゲットを有する会員から成る当学会の守備範囲は、一見明確に限定されているような感じを受けますが、ガスタービンの（可能性も含めた）利用形態の多様なことや、その構成要素の多さ等を考えますと、ガスタービン学会会員個々の関心事は極めて多岐に亘ることが容易に想像されます。従って学会、ひいては当学会誌の守備範囲は、1,200名余りの会員規模と比較して大変広いと云えそうです。

このような状況の下に、限られたスペースの中で学会誌が最大の機能を発揮するよう、そのメニューの選定のために歴代の編集委員会が腐心してこられたようですし、今後もそれは続く事でしょう。

ところで毎号のメニューが、会員の栄養となり活力となっているか、食中毒や消化不良の原因となっていないか、はたまた日干しとなっていないかは知る由もありません。本誌がガスタービン発展のため、何らかのインパクトを与え得るものであるためには、多くの会員の方々、とり分け若い研究技術者の方々の“食後感”や討論、要望等を

逐一反映させる必要があると思います。そのために、本誌の購読に費やされる時間の中から5分間を割いて、ペンを取られてはいかがでしょうか？

さて前号に続いて本号にも、近年ガスタービンへの利用という観点からクローズアップされているセラミックスについて講義が連載されており、さらに、多くの方々の関心事である燃焼の問題についての講義が開始されました。さらに引き続き新しいメニューが用意されつつあります。

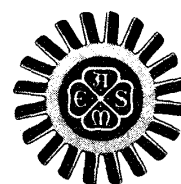
— 突 破 口 —

昨年わが国で生産されたディーゼル機関（単機出力100 PS以上）は約1万台、総出力約7,175千KWに達するそうです。また最近の石油節約対策の一環として、大型タンカーの蒸気タービンをディーゼル機関に換装する動きも報道されております。

一方ガスタービン生産統計（本誌第25号）によりますと、昨年わが国で生産された陸船用ガスタービンは104台、総出力約1,231千KWとのことです。これからも、数多くの優れた特徴を持ちながら、まだ普及の実を上げ切れないガスタービンの姿が窺えるように思はれます。

研究、開発、生産を通してわが国のガスタービンを眺めますと、航空用ターボファンエンジン FJR710/600 や XF3-20 の開発、航空転用型ベースロード用ガスタービン発電システム IM-5000 の稼動、大型ガスタービンシステムの出カタービンの国産化、国産技術による発電用小型ガスタービンシステムの生産、自動車用ガスタービンエンジンの研究開発、高効率ガスタービンの研究開発プロジェクトの開始等々、多くの明るい材料も見られます。しかし最近のアメリカの航空用ガスタービン研究開発に見られるように、多くの生産実績と世界中で稼動中のエンジンからの膨大なデータを基に改良を重ねる一方で、数多くの基礎研究を背景に得られた新技術を盛り込んだ新型エンジンの開発が強力に進められるという状況の中でわが国のガスタービンが活路を見出すためには、一刻も早く、多様な利用分野の中から一つの突破口を見出すことが必要ではないでしょうか。

# the gas turbine division newsletter



august, 1979

## John P. Davis, 1979-80 GTD Chairman

In 1953 John P. Davis began his engineering career with Clark Division of Dresser Industries. During that time he was involved in various test programs for several types of turbomachinery including field testing of gas turbines. A later assignment at Clark was as design engineer for their centrifugal compressor product line.

After brief service in an Engineer Combat Battalion in the U.S. Army, John joined Transcontinental Gas Pipe Line Corp. as a design engineer on a major expansion program. His assignments have been in operations and maintenance as well as in engineering and construction. He has held supervisory positions in both Transco's Operating and Engineering Departments.

At Transco John has become experienced in the design and operation of process facilities. He was superintendent of a gas processing and sulfur recovery plant in South Texas where he became familiar with both the operation and maintenance of a broad range of mechanical and process equipment. He has also been responsible for the design of major modifications to an LNG peaking plant and installation inspection of a large cryogenic tank for storage of LNG.

To optimize Transco's gas pumping facilities, John has been involved in several studies for waste heat recovery from gas turbines and the use of combined cycles of several configurations. These investigations have led Transco to utilize waste heat recovery and combined cycles in most of its gas turbine powered stations. Some of his turbine cycle studies have indicated the economics of utilizing waste heat recovery with smaller gas turbines.

John holds a Bachelor of Science degree from the University of Texas at Austin where he was a Student Member of ASME. He is a Registered Engineer in Texas, Louisiana, Mississippi, Maryland and New Jersey and is a member of the Texas Society of Professional Engineers and the National Society of Professional Engineers.

Since 1969 John has been active in the Gas Turbine Division as Chairman of the Pipeline Applications and Operation Committee and served as the Division Program Chairman for the 1975 Winter Annual Meeting in Houston before joining the Executive Committee in 1976.

Other activities have included the Boy Scouts of America at the troop and district level and in various community projects. He has been active in church affairs and serves as a Ruling Elder of First Presbyterian Church of Houston. John and his wife Bess have three children.



John P. Davis

## E. S. Wright: Reflections of the Outgoing Chairman

My one year term as Chairman of the Gas Turbine Division has come to an end. There is no question in my mind that the Gas Turbine Division is the best in ASME. We are blessed with a large number of very able, dedicated engineers who devote a lot of time and effort to make it so. I would like to thank all of those who helped make my year as pleasant as it was and I am sure you will give John Davis the same measure of generous support.

The highlight of my year was the successful establishment of our new Atlanta office. Don Hill has exceeded all of our expectations in the pleasant, professional manner in which he has taken hold of the affairs of the Division. It has been a real pleasure to work with Don and I am sure his value to the Division will continue to increase as more of you become aware of the many ways in which Don can assist in our activities.

The major event in our year is the Gas Turbine Conference and this year's conference in San Diego was very satisfying in nearly all regards. We had record number of papers, sessions, exhibitors, and our attendance exceeded that of recent years. Exhibitors seemed pleased with the quality of the attendance which was drawn at San Diego and the Chamber of Commerce cooperated beautifully as far as the weather was concerned.

continued . . .

"The technical program of the 25th Annual International Gas Turbine Conference and Exhibit represents the largest concentration of presentations in gas turbine technology ever undertaken. A total of 92 sessions will focus on all aspects of the technology." *Paul J. Hoppe, Program Chairman.*

The 25th Annual International  
Gas Turbine Conference  
and Exhibit.

The Rivergate  
New Orleans, Louisiana  
March 9-13, 1980

continued from page 1 . . .

The implementation of our Atlanta office has not been entirely problem free. We have difficulties with ASME staff because of the unique situation a Division-funded office presents to a somewhat bureaucratic structure. We are working hard to increase the responsiveness of the Society to our special problems and are examining ways of making improvements in this area. We also need to increase the Information Center activities of the Atlanta office. Suggestions which any of you have along these lines should be forwarded to Don Hill or Glenn Kahle who heads the Information Center Committee.

My new assignment involves heading the Division's Finance Committee. I am happy to report that we have never been in better shape financially and that our situation is expected to continue to improve.

### GTD To Participate in Joint Power Generation Conference

The Joint Power Generation Conference will be held October 7-10, 1979 at the Radisson Hotel in Charlotte, North Carolina. The Gas Turbine Division is sponsoring a paper and panel session at this Conference on Tuesday and Wednesday, October 9 and 10.

The paper session, "Current Developments in Gas Turbine Technology", will include three papers as follows: "Steam-Cooled Blading in a Combined Reheat Gas Turbine/Reheat Steam Turbine Cycle", by Ivan G. Rice, Consultant, in Houston, Texas. "Parameter Monitoring for Corrosion Control in Gas Turbines", by M. Krasij, F. S. Kemp, United Technologies Corp., C. Knauf, Long Island Lighting Co., and Dr. R. Duncan, Electric Power Research Institute and "The Modeling of NOx Generation from Coal-Derived Liquids in Combustion Turbines" by G. Vermes, J. L. Toof, Westinghouse Electric Corp., and A. Cohn, Electric Power Research Institute.

The panel session, "Regulatory Aspects of Fuel Supply and Use", will be comprised of the following: Fred H. Kindl, Encotech, Inc., Chairman, R. Eugene Ayers, Salt River Project, Co-Chairman, Tom Roger, Mass. Municipal Wholesale Electric Co., Wally Scott, Public Service Authority, Eugene Zeltman, General Electric Co., and Robert Davies, Department of Energy, Panelists. The Session Organizer for the sessions is Robert J. Bazzini, Transamerica Delaval, Inc. a member of GTD's Electric Utilities Committee.

### Paul J. Hoppe, Program Chairman: 1980 Silver Anniversary Gas Turbine Conference (March 9-13, 1980)

The City of New Orleans will host the 25th International Gas Turbine Conference and Exhibit which represents the largest concentration of presentations in gas turbine technology ever undertaken. This is a fitting achievement during the Division's Silver Anniversary Conference. The Conference is combined with the 22nd Annual Fluids Engineering Conference.

A total of one hundred sessions (15 panel and 85 paper sessions) will focus on all aspects of gas turbine technology and experience, including eight sessions devoted entirely to Fluids Engineering. Of special interest, the host divisions are jointly sponsoring two symposia: One, on measurement methods in rotating components of turbomachinery, containing a total of twelve sessions; the second will explore performance predictions of centrifugal pumps and compressors and will be presented in eight sessions.

Keeping with the sharpening interest in alternate fuel technology and related developments, Coal Utilization and Closed Cycle Applications will be addressed in eleven paper sessions and four panel sessions. Combustion and Fuels, sponsoring nine sessions, concentrates four on alternate fuel technology and related topics.

Applications of gas turbines in pipeline, process industry and power generation will be addressed in twelve sessions, which are all heavily user oriented. Propulsion - in aircraft, marine and vehicular - will be covered in eighteen sessions, divided about equally between application and research documentations.

Basic design considerations in the advancing gas turbine technology in general are the topics of twenty-two sessions sponsored by the Ceramics, Heat Transfer, Manufacturing Materials and Metallurgy, Structures and Dynamics, Technology Resources and Turbomachinery Committees. Important sessions of the Controls Committee (2) and Education Committee (2) round out the Gas Turbine Conference Program.

In addition to co-sponsoring the two symposia mentioned above, Fluids Engineering will be sponsoring four sessions in fluid mechanics, two in poly-phase flow and one each in fluid machinery and cavitation.

More than three hundred exhibit booths will feature equipment, auxiliaries, controls, components, maintenance techniques and displays from which gas turbine users, engineers, and others may observe the latest developments in gas turbine technology.

### Richard J. Trippett, Program Chairman: Gas Turbines at '79 WAM

The theme for the 1979 Winter Annual Meeting is "Engineering, Innovation and Entrepreneurship". The meeting will be held from December 2 thru 7, 1979 at the Statler Hilton Hotel in New York City.

The Gas Turbine Division is sponsoring three paper sessions and one panel session. One session of a symposium is cosponsored with Fluids Engineering Division. These are listed below to help in your advance plans for attending the '79 WAM:

- Session 1, Fuel Atomization Technology, organized by the Combustion and Fuels Committee.
- Session 2, Heat Transfer in Gas Turbines, organized by the Heat Transfer Committee.
- Session 3, The third session is on general topics in turbomachinery organized by the Turbomachinery Committee.
- Session 4, The fourth session is a panel discussion organized by J. O. Wiggins, Caterpillar Tractor Co., for the Technology Resources Committee entitled "Slurry Pumping Technology Development".

In conjunction with the Fluids Engineering Division, Bill Steltz, Westinghouse, is organizing for the Turbomachinery Committee of the Gas Turbine Division one session out of five for a symposium on "Flow in Primary, Nonrotating Passages in Turbomachines".

### Gas Turbine Movie Available

ASME's Public Relations Department has copies of the gas turbine film "Proven Past - Future Power". Made in 1976, the film was produced by a professional organization with film clips provided by a number of manufacturers. It deals with the fundamentals and applications of the gas turbine in a nontechnical manner suitable for general audiences and would be useful for introducing the subject at meetings, television talk shows, management briefings, and social occasions.

Members desiring to borrow a copy of the film should contact the ASME Public Relations Department, 345 East 47th St., New York, New York 10017. Copies are also available for purchase at a cost of \$100 each. The film is 16mm, in color and sound. Running time is eight minutes.



Sam Williams (left) receiving award.

## Sam Williams Awarded Collier Trophy

Sam B. Williams, President of Williams Research Corporation, Walled Lake, Michigan, was awarded the Collier Trophy, the nation's oldest aviation award, at a ceremony in Washington, D. C. on May 11, 1979. The citation reads: "To Sam B. Williams, Chairman and President, Williams Research Corporation, for conceiving and developing the world's smallest, high efficiency turbofan engine which was selected to power U. S. Cruise missiles".

The Williams engine is regarded as a major contribution to the advancement of aeronautics in the United States. In 1954 Williams formed his own company to meet the civil and military need he foresaw for a small, efficient, inexpensive gas turbine engine. He set about to solve the problems unique to such small engines, producing a series of turbojets in the late 1950's and '60's which were used to power small drone aircraft and provide auxiliary power for industrial and aircraft applications.

The need for small turbine engines was dramatically realized by the advent of the strategic Cruise missile. When the B-1 bomber program was cancelled in 1976, the strategic Cruise missile was further elevated in importance, becoming a crucial part of the Strategic Triad, the cornerstone of U. S. defense. The Williams engine was selected and qualified for both Air Force and Navy Cruise missiles. It weighs 145 pounds, is 12 by 37 inches and produces over 600 pounds thrust.

The Collier Trophy was established in 1911 and first presented to Glenn Curtiss for his achievements in developing a seaplane. It is awarded annually by the National Aeronautic Association, administrator of the trophy, for the greatest achievement in aeronautics or astronautics in America demonstrated by actual use in the preceding year. Previous winners of the Collier Trophy include Orville Wright, Donald Douglas, General Curtis LeMay, William Lear, General Hap Arnold, and astronauts Neil Armstrong and Frank Borman.

## Call for GTD Annual Reports

The GTD Annual Report, which normally appeared as part of the January Issue of the Newsletter, will be issued as a separate publication. It is believed this will permit broader coverage and better dissemination.

It is anticipated the content of the report will be the same as in the past. Activities of each GTD technical committee will be summarized along with a compilation of individual company, agency and research organization reports. These will be brief reports (maximum of 600 words) summarizing the activities of each organization over the last year including a description of new activities, test results or particular advances of the state of the art as well as new products. No illustrations or photographs are permitted, although one table can be included in each report.

Because it takes time to edit and organize this material into one comprehensive report, it is necessary to receive this material by October 15 to meet a January publication date. Reports should be sent to the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER, Atlanta.

## Gas Turbines in Australia

The Society of Automotive Engineers/Australasia is planning a three day Gas Turbine Conference October 1 thru 3, 1980 in Melbourne, Australia. For further information regarding presentation or submittal of papers and/or attendance at the Australian conference, contact: Mr. K. J. Cuming, Chairman, Gas Turbine Section, 14/499 St. Kilda Road, Melbourne 3004, Australia.

## GTD Committee Roster Available

The GTD Committee Roster contains a list of all the administrative and technical committee members of the Gas Turbine Division. In recent years, it has been included as an integral part of the August issue of the GTD Newsletter. However, this year, the roster will be printed as a separate document and will automatically be sent to everyone included in the roster. Extra copies will also be available without charge to those requesting from the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER, Atlanta.

## Complimentary Passes Available For 1980 GTD Exhibit In New Orleans

With a record technical program shaping up and the goal of a complete exhibit sellout within reach, the 25th Annual International Gas Turbine Conference and Exhibit (March 9-13, 1980, New Orleans) promises to be the greatest in GTD's history. And, complimentary passes are available to visit the exhibit hall (only) and view all of the new developments in gas turbine manufacturing technology. Just write the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER in Atlanta and request the number of free passes needed.

## Machinery Vibrations Seminar III, Sept. 18-20, 1979 Sheraton Inn, Boxborough, Massachusetts

Sponsored by the Vibration Institute, this Seminar will emphasize vibrations that occur in rotating machinery, explanations of mechanisms that cause instability, and the hardware used to avoid vibration problems. For additional information, write or call: Dr. Ronald L. Eshleman, President, The Vibration Institute, 101 W. 55th St., Suite 206, Clarendon Hills, IL 60514, (312/654-2254)

### FUTURE GAS TURBINE DIVISION CONFERENCES and EXHIBITS

1980 MARCH 9-13  
Rivergate  
New Orleans, Louisiana

1981 MARCH 8-12  
Albert Thomas Convention Center  
Houston, Texas

1982 APRIL 18-22  
Wembley Conference Center  
London, England

1983 MARCH 27-31  
Civic Plaza  
Phoenix, Arizona

1984 MARCH 12-15  
Convention Center  
Baltimore, Maryland

## Eighth Turbomachinery Symposium, Nov. 27-29, 1979, Shamrock Hilton Hotel, Houston, Texas

The Symposium, sponsored by the Gas Turbine Laboratories at Texas A&M University, will consist of lectures, discussion groups, and a special panel session.

The object of the Symposium is to provide the opportunity to learn the applications and principles of various types of turbomachinery and to provide a forum for the exchange of ideas. In this exchange of information, users, manufacturers, basic design engineers, and technicians will discuss problem areas. A product show is also part of the Symposium.

For further information and registration forms contact: Dr. Meherwan P. Boyce, Department of Mechanical Engineering, Texas A&M University, College Station, Texas 77843.

## 1979 ASME Conferences

October 7-10, Joint Power Generation Conference, Radisson Hotel, Charlotte, North Carolina.

December 2-7, Winter Annual Meeting, Statler Hilton, New York, New York.

## Retraction

The last issue of the Gas Turbine Newsletter, Vol. XX, April 1979, No. 2, published on page 10 a press release which was unauthorized by the Gas Turbine Division Executive Committee. The release was issued by the New Solidarity International Press Service and concerned the Three Mile Island incident. It made allegations of sabotage and malfeasance of duty. The Gas Turbine Division disclaims and apologizes for the statement being included in the Gas Turbine Newsletter.



Volume 20, Number 3 August, 1979  
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 C. Collins, Administrative Assistant.  
Chairman: John P. Davis  
Vice Chairman: Arthur J. Wennerstrom  
Editor: Robert A. Harmon  
Publisher Emeritus: R. Tom Sawyer

## Statistics . . . GTD Conference and Exhibit, San Diego, March, 1979

- Over one-third of the registrants represented gas turbine users and about one-third represented gas turbine auxiliary equipment users.
- 15% of the registrants resided outside the United States and of the 774 companies represented, 21% were from countries other than the United States.
- 21% of the registrants indicated their employer was considering the use of gas turbine engines and 19% made a similar statement about gas turbine auxiliary equipment.
- Exhibit space for the March, 1979 Conference was initially sold out in December, 1978.

### GAS TURBINE DIVISION 1979-80

#### EXECUTIVE COMMITTEE

<b>CHAIRMAN</b> JOHN P. DAVIS Transcontinental Gas Pipeline Corp. P. O. Box 1380 Houston, Texas 77001 713-871-2513	<b>VICE-CHAIRMAN</b> ARTHUR J. WENNERSTROM Aero Propulsion Lab./AFAPL/ITB Wright Patterson AFB Ohio 45433 513-255-3775 510-785-9551	<b>CHAIRMAN of CONFERENCES</b> KENNETH A. TEUMER Woodward-Clyde/General Company 1000 E. Drury Road Fort Collins, Colorado 80525 303-482-5811	<b>REVIEW CHAIRMAN</b> NORMAN R. DIEHLIUS General Electric Co. 1 River Road Bldg. 324 Schenectady, NY 12343 518-385-9674	<b>FINANCE COMMITTEE &amp; PAST CHAIRMAN</b> EDWARD S. WRIGHT United Technologies Research Center E. Hartford, Conn 06108 203-727-7058
<b>OPERATIONS</b>				
<b>DIRECTOR OF OPERATIONS</b> DONALD D. HILL International Gas Turbine Center 6065 Barfield Rd. #218 Atlanta, GA 30328 404-256-1744 <b>ADMINISTRATIVE ASSISTANT</b> SUE COLLINS 404-256-1744	<b>NEWSLETTER EDITOR</b> ROBERT A. HARMON 25 Schenect Ave. Lehans NY 12110 518-785-9551	<b>TREASURER</b> R. TOM SAWYER P. O. Box 198 Holtzman, N.J. 07423 201-464-3719	<b>ASSISTANT TREASURER</b> THOMAS E. STOTT SAP/Leah, Inc. 200 Executive Blvd. Elmhurst, NY 10523 914-592-4710	<b>EXHIBIT MANAGER</b> ROBERT L. WHITENER P. O. Box 17413 Sales International Airport Washington, D.C. 20041 703-471-5761 Telex 899133

#### TECHNICAL COMMITTEE CHAIRMEN

<b>Aviation</b> CLIFFORD A. HOELZER Gunsman Aerospace Corporation Mail Stop C20-05 Bethpage, NY 11714 516-757-5838	<b>Composition &amp; Fluids</b> WILLIAM S. BLAZOWSKI Exxon Research & Engineering P. O. Box 1 Linden, N.J. 07036 201-674-3515	<b>Electric Drives</b> A. L. STEINLEN Tampa Electric Co. P. O. Box 111 Tampa, Fla. 33612 813-974-1111	<b>Structures &amp; Dynamics</b> FRANKLIN O. CARTA United Technologies Research Center East Hartford, Conn 06108 203-727-7355
<b>Compressors</b> JOHN LANNING Corning Glass Works Evanston Automotive Plant Corning, NY 14850 607-974-1218	<b>Control</b> GEOFFREY R. HANLON Hawley Sidbury Dynamics Eng. Ltd. Manor Road Hullfield/Horsham/Al. 10 9LP England	<b>Heat Transfer</b> MIKIO SUO United Technologies Research Center E. Hartford, Conn 06108 203-727-3734	<b>Thermodynamics &amp; Applications</b> TREVOR ALBONE Power Gas Project P.O. Box 90 Commerce Court West Lubbock, Tex. Carondec Mkt. 113 416-869-2703
<b>Control Systems</b> ANTHONY PIETSCH Admission Manufacturing Co. Dept. 591-001-503-30 P. O. Box 5217 Phoenix, Arizona 85010 602-987-3011 Ext. 3345	<b>Education</b> WALTER F. O'BRIEN JR. Virginia Polytechnic Institute & State University Blacksburg, Virginia 24061 703-961-7591	<b>Manufacturing Materials &amp; Metallurgy</b> RICHARD SCHMITT Research Div. Garrett Corp. 402 S. 36th Street Dept. 95 - 11M Phoenix, Arizona 85034 602-267-2412	<b>Technology Resources</b> JESSE O. WIGGINS Caterpillar Tractor Co. Technical Center - Bldg. F Peoria, IL 61602 309-678-6071
<b>Coal Utilization</b> ROY R. PETERSON The MTRBE Corp. Mailen Division McLean, Va. 22102 703-927-6000	<b>1979 WAM</b> RICHARD J. TRIPPETT General Motors Corp. Research Laboratories Warren, Mich. 48090 313-575-3074	<b>1980 Conference</b> PAUL J. HOPPE Brown Boveri Turbomachinery 711 Anderson Avenue North Saint Cloud, Minn. 56331 612-255-5366	<b>1981 Conference</b> DAVID A. NEALY Detroit Diesel Allison Div. GMC P. O. Box 654 Indianapolis, Ind. 46206 317-245-7467

#### PROGRAM CHAIRMAN

<b>1979 WAM</b> RICHARD J. TRIPPETT General Motors Corp. Research Laboratories Warren, Mich. 48090 313-575-3074	<b>1980 Conference</b> PAUL J. HOPPE Brown Boveri Turbomachinery 711 Anderson Avenue North Saint Cloud, Minn. 56331 612-255-5366	<b>1981 WAM</b> COLIN F. McDONALD General Atomic Co. P. O. Box 81508 San Diego, CA 92138 619-455-3496	<b>1982 Conference</b> DAVID A. NEALY Detroit Diesel Allison Div. GMC P. O. Box 654 Indianapolis, Ind. 46206 317-245-7467
--	---	--	--

#### OTHER CHAIRMAN and REPRESENTATIVES

<b>1980-81 Review Chairman</b> Incoming Member of Executive Committee A. A. MIKOLAJCZAK United Technologies Corp. 1 Financial Plaza Hartford, Ct. 06101 203-728-7000 Ext. 238	<b>Dr. Outreach &amp; Long Range Planning Committee &amp; CEO Advisor</b> EUGENE P. WEINERT Nucor Ship Engineering Center Philadelphia, Pa. 19112 215-355-3841/3258	<b>Awards &amp; Honors Representative</b> Consultant WANG B. BIDE P. O. Box 231 Spring, Texas 77173 713-353-5450	<b>Publicity Committee</b> GLENN W. KAHLE John Deere Harvester Works 1100 13th Ave. E. Moline, Ill. 61204 309-752-6364
---	---	---	---

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

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

### ASME GAS TURBINE DIVISION

のご好意により複写の許可を得ました。

## 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。 載は投稿後6～9ヶ月の予定。
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) 投稿論文は日本語に限る。
  - 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 7 卷 第 2 6 号

昭和54年9月10日

編 集 者 一 色 尚 次

発 行 者 山 内 正 男

(社)日本ガスタービン学会

〒160 東京都新宿区新宿3丁目17の7

紀伊国屋ビル(財)慶応工学会内

TEL (03) 352-8926

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

