

# A—1 粘性後流中にある可動翼列非定常応答予測法の改良

(速度欠損減衰係数の導入)

船崎 健一 (岩手大工)

## 1. 緒言

ターボ機械の内部流は非定常であり、そのため動翼や静翼には常に非定常流体力が作用し翼振動の原因となっている。特に、前段翼列からの粘性後流に起因する翼の励振問題は、高サイクル疲労を誘発することなどターボ機械の信頼性にかかわる重要な問題であるため、以前から研究が盛んに行われている。著者は以前これに関連して、粘性後流中にある翼列に作用する非定常流体力、モーメントを算出する手法を、渦度輸送方程式に基づいて開発し<sup>(1)</sup>、また実験によってこの手法の精度を検証したが<sup>(2)</sup>、そこでは計算モデル中に粘性後流速度欠損の減衰効果を適切に考慮する必要性が明らかにされた。さらにこの実験では、装置上の制約のため比較的低い無次元周波数領域でしか実験が行えず、高無次元周波数領域での予測精度が不明であった。

最近石原らは、図1に示すように、回転円柱を用いて実機状態に近い周波数の非定常流を作り、この円柱粘性後流中にある可動翼列上の非定常圧力分布を広範囲にわたり計測した<sup>(3)</sup>。彼らの実験は系統的に行われており、そこで得られたデータは非定常流体力予測手法の改良にとり貴重なものである。

以上のことから本論文では、はじめに先の実験で指摘された粘性後流減衰の効果、Reichardtの円柱下流速度分布に関する実験式<sup>(4)</sup>を基にモデル化し、既存の計算コードの改良を行う。次に、この計算コードによる予測結果と石原らの実験データとの比較を行い、高無次元周波数までの計算精度を検証する。

### 記号

$a$	: 減衰係数	$(u^*, v^*)$	: 渦度による誘起速度
$C$	: 翼弦長	$U_i, W_i$	: 動翼列絶対、相対流入速度
$C_d$	: 円柱の抗力係数	$W_g$	: 変動速度振幅
$C_L$	: 非定常揚力係数	$X$	: 円柱下流方向への距離
$k$	: 無次元周波数 ( $= \omega C / 2W$ )	$(x, y)$	: 動翼固定座標
$(k_x, k_y)$	: 波数ベクトル	$\beta_i$	: 動翼列相対流入角
$t_r, t_s$	: 動翼列、静翼(円柱)列のピッチ	$\lambda_s$	: ガスト角

## 2. 粘性後流の減衰モデル

2.1 背景 先に著者が開発した手法は、線形化された二次元非粘性渦度輸送方程式により上流からの粘性後流をモデル化している。このため、粘性拡散や乱流拡散などによる粘性後流、換言すると速度欠損の減衰効果を考慮することができなかった。これを考慮するには粘性流中の渦度輸送方程式を解く必要があるが、本論文が目的としている簡易手法には適当でない。そこで本論文では、Reichardtの円柱下流速度分布に関する実験式を基に、そ

の速度分布のフーリエ解析結果から各n-モード成分の振幅の減衰に対する近似関数をもとめる。そしてこの関数を先の計算コードに組み込み、粘性後流減衰のモデル化を試みる。

2.2 Reichardtの実験式 円柱下流の速度分布U(Y)に関するReichardtの実験式は次の様に与えられる。

$$U_{c1}/U_1 = 0.939 \sqrt{Cd} (X/D)^{-1/2}$$

$$b/D = 0.250 \sqrt{Cd} (X/D)^{1/2} \quad (1)$$

$$U(Y)/U_{c1} = \exp \{-0.639 (Y/b)^2\}$$

ここで、Cdは円柱の抗力係数、U<sub>c1</sub>は速度欠損の大きさ、U<sub>1</sub>は一様流速、2bは速度欠損の半値幅である。式(1)を円柱列の周期性(t<sub>eff</sub>: ts)を考慮してフーリエ展開し、円柱からの距離 X/D に対する各n-モード成分の振幅 A の減衰を求めた。その結果を図2 (Cd=1.0)、図3 (Cd=2.0) に示す。なお幾何学的データはすべて石原らの実験を引用した(詳細を表1に示す)。図2、3より、n-モードごとに減衰の度合いが異なっていることがわかる。また、1次n-モード成分の振幅の減衰が最も遅く、計算範囲内で直線的に

減衰している。翼列の非定常応答においては1次n-モードの効果は支配的と考えられるので、以下に1次n-モードについてのみ考察を行うこととする。もちろん、高次n-モードに対しても以下の議論はそのまま適用できる。

ここで円柱の抗力係数Cdについて考える。通常CdはReynolds数の関数として与えられるが、Reynolds数のかなり広い範囲(およそ1×10<sup>3</sup>~2×10<sup>5</sup>)でCd≒1となることが知られている<sup>(6)</sup>。一方、石原らと同様の回転円柱列を用いたDoorly<sup>(6)</sup>は、式(1)にCd=2を代入した結果と計測結果が比較的良く一致するとを確認している。両者の差異の原因は明確ではないが、圧縮性効果の他に、回転場における遠心力効果が関与しているものと推定される。

### 2.3 速度振幅の1次n-モード成分に関する減衰モデル

前述の図2、3の各1次n-モード成分を取り出し、代表長さを動翼弦長に変えてそれらの減衰の状況を再表示したものを図4、5に示す。なお、縦軸は参照位置での振幅との比である。この結果、円柱列t<sub>eff</sub>/tsが小さくなるほど、換言すると円柱数が多いほど振幅の減衰が速いことがわかる。ここで、円柱列t<sub>eff</sub>の減少により、円柱列の回転速度が一定の場合、無次元周波数が高くなる点に注意する。ここでの結果から、粘性後流の減衰をモデル化する際には、円柱列t<sub>eff</sub>による減衰速度の変化をその都度考慮する必要があることがわかる。図4、5の結果から

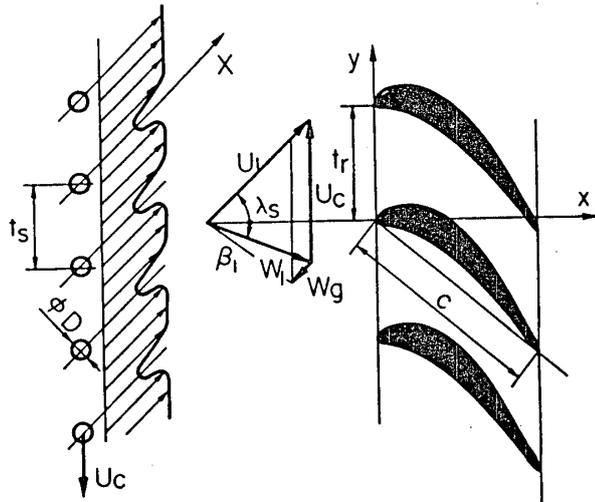


図1 翼列配置および速度三角形

No. 1	翼弦長(C)	t <sub>eff</sub> (tr)	翼枚数
	80.0 [mm]	45.87 [mm]	49

(翼列)

	円柱径(D)	t <sub>eff</sub> (ts)	円柱数
No. 1	4 [mm]	51.41 [mm]	44
No. 2	4	102.82	22
No. 3	8	205.63	11

(円柱)

表1 計算に使用した翼列および円柱列データ

振幅比の減衰を次の様に正規化した。

$$A(X/C)/A_{ref} = \exp \{- a((X-X_{ref})/C)\} \quad (2)$$

ここで  $a = a(tr/ts)$  で、表2で与えられる。また、 $ref$ は速度の参照位置を表す。なお上式を展開すると、ガス  
ト振幅減衰の効果を検討した石原らの表現とはほぼ同様の表現になることがわかる<sup>(6)</sup>。さて、次を定義する。

$$\Delta T \equiv (X - X_{ref}) / U_1 \quad (3)$$

$\Delta T$  は距離  $(X - X_{ref})$  を速度  $U_1$  で移動するのにかかる時間を表す。式(3)より式(2)は次の様に書き直される。

$$A(\Delta T)/A_{ref} = \exp \{- a(U_1 \Delta T/C)\} \quad (4)$$

$$= \exp \{- a \int d(X/C)/(U_1/U_1)\} \quad (5)$$

式(4)または(5)から、一様流とともに移動する観測者からは粘性後流（の1次ハモニック成分の振幅）の減衰は時間の関数として表せることがわかる。これにより相対、絶対の座標系の違いによらず同一の減衰正規化が使用できることになる。式(5)を定常流線上を移動する場合に一般化すると、結局次式を得る。

$$A(\Delta T)/A_{ref} = \exp(-a\Delta T) \quad (6) \quad \Delta T = \int d(S/C)/(W/W_1) \quad (7)$$

2.4 渦度の減衰正規化 上流側翼列からの粘性後流速度分布を、図1のように動翼に固定された座標系において表示すると<sup>(1)</sup>、

$$C(x, y; t) = W_g \exp \{j(kt - k_x x + k_y y)\} \quad (8)$$

ここで  $W_g$  は、式(6)、(7)および座標系の傾きの関係を考慮して次のよう表される。

$$W_g = W_g(X-X_{ref}) = W_g((x-x_0)/\cos(\lambda s)) \quad (9)$$

式(8)、(9)およびガス角  $\lambda s$ （上流側翼列からの流出角）から粘性後流の  $x$ 、 $y$ 成分を求め、結局翼列への流入渦度は次式で計算される。

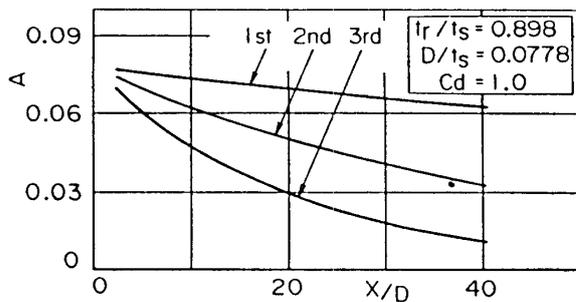


図2 各ハモニック成分速度振幅の減衰 (Cd = 1.0)

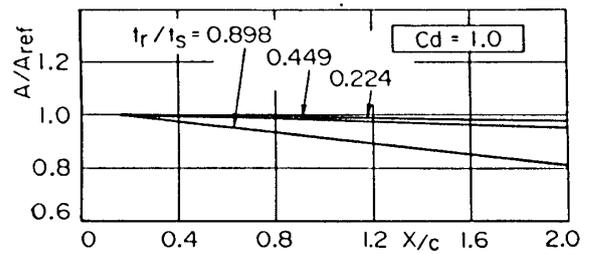


図4 1次ハモニック成分速度振幅の減衰 (Cd = 1.0)

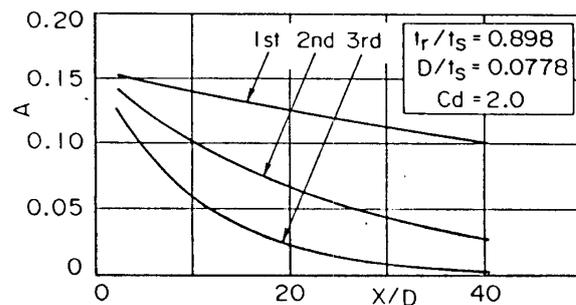


図3 各ハモニック成分速度振幅の減衰 (Cd = 2.0)

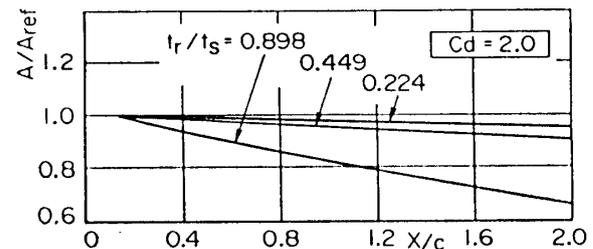


図5 1次ハモニック成分速度振幅の減衰 (Cd = 2.0)

tr/ts	a(Cd=1.0)	a(Cd=2.0)
0.898	0.10898	0.21815
0.449	0.02728	0.05474
0.224	0.01383	0.02721

表2 減衰係数

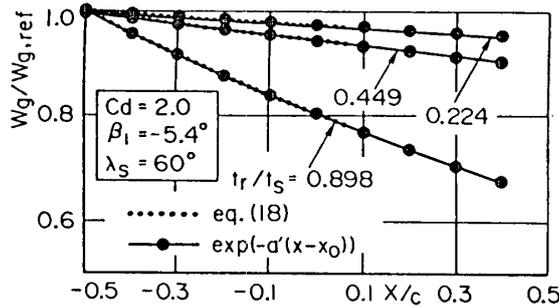


図6 渦度減衰係数の検証 (Cd = 2.0)

によって一様流中での速度分布の減衰がどの程度再現されるかを計算する。式(10)の時間項を除き、減衰係数を考慮した渦度分布は次式で与えられる。

$$\zeta = \zeta^* \exp \{-a'(x-x_0) - jk_x x + k_y y\}, \quad a' = a / \cos(\lambda s) \quad (14)$$

ここで、 $x_0$ は渦度の減衰開始位置である。渦度による誘導速度 ( $u^*, v^*$ ) は

$$u^* = - \frac{1}{2\pi} \iint \frac{\zeta \cdot (y-y')}{(x-x')^2 + (y-y')^2} dx' dy' \quad (15)$$

$$v^* = \frac{1}{2\pi} \iint \frac{\zeta \cdot (x-x')}{(x-x')^2 + (y-y')^2} dx' dy' \quad (16)$$

で計算される。上の被積分関数を部分分数分解し、付録の関係式を用い結局次式を得る (ただし、 $x > x_0$ )。

$$u^* = j\zeta^* \exp(jk_y y) (z_1 + z_2 + z_3) / 2, \quad v^* = \zeta^* \exp(jk_y y) (z_1 + z_2 - z_3) / 2 \quad (17)$$

$$z_1 = \exp \{-k_x(x-x_0) + (a' - jk_x)x_0\} / (k_x - jk_x)$$

$$z_2 = \exp(jk_x x_0) [\exp \{-(a' + jk_x)(x-x_0)\} - \exp \{-k_x(x-x_0)\}] / (k_x - a' - jk_x) \quad (18)$$

$$z_3 = \exp \{-a'(x-x_0) + jk_x x\} / (k_x + a' + jk_x)$$

式(17)に対し、表1の幾何学的条件および先に求めた減衰率 $a'$  (Cd=2.0)を代入し渦あり速度 ( $u^*, v^*$ )を計算する。その速度の大きさの流れ方向への変化を図6に示す。またこの図には式(6)より算出した速度の減衰をあわせて示してある。この結果、式(11)の $\partial Wg / \partial x$ を無視した式(12)の渦度減衰係数が、速度欠損の減衰を十分な精度でシミュレートできることがわかった。

$$\zeta = \zeta^* \exp \{j(kt - k_x x + k_y y)\} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \zeta^* &= -j Wg k_y / \cos(\lambda s) + \partial Wg / \partial x \\ &\equiv \zeta^* + \partial Wg / \partial x \end{aligned} \quad (11)$$

式(11)の右辺において、一般に第二項は第一項と比べ十分小さく無視できることから、渦度の減衰係数は速度に関する係数式(6)と同形となる。即ち、渦度の振幅に関して、

$$|\zeta / \zeta_{ref}| = \exp(-a\Delta T) \quad (12)$$

非一様流中においても式(12)の係数が適用できるものと仮定し、さらに減衰がない場合の渦度 $\zeta$ の一般表示式<sup>(1)</sup>および指数関数の性質を利用して次式を得る。

$$\zeta = \zeta^* \exp \{-jk \int dS / W(S) - a\Delta T\} \quad (13)$$

2.5 減衰係数の検証 式(12)で与えた渦度の減衰係数の妥当性を検証するため、式(12)

### 3. 計算結果

3.1 定常圧力分布 図7、8に翼まわりの定常圧力分布の計算結果を、実験値とともに示す。なお、翼形状および翼列配置は図1に示されている。また、以下の計算には文献(3) No.1翼を使用した。定常圧力分布に関しては、実験値と計算値は全般的によく一致をしている。流入角 $\beta_1 = 18.6^\circ$  (文献(3)では $\beta_1' = 120^\circ$ )の場合に翼背面側の前縁近傍で若干の差が見られるが、これはインデックスが大きくなり翼面上に剥離泡が生じたためと推定される。

#### 3.2 非定常揚力

##### 3.2.1 計算格子 図9に渦あり速度

( $u^*, v^*$ ) を求めるための計算格子を示す。この格子は y 軸に平行で等間隔の縦線と定常流線とで構成されているおり、格子点数は  $55 \times 21$  である。

##### 3.2.2 非定常揚力 非定常揚力係数

$C_{l,m,n}$  は次式で与えられる。

$$C_{l,m,n} = L_{m,n} / 0.5 \rho W |Wg| C \quad (19)$$

$$L_{m,n} = L_x \cos(\beta_{m,n}) + L_y \sin(\beta_{m,n}) \quad (20)$$

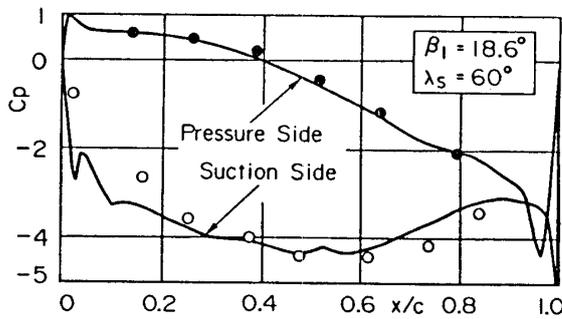


図7 定常速度分布 ( $\beta_1 = 18.6^\circ$ )

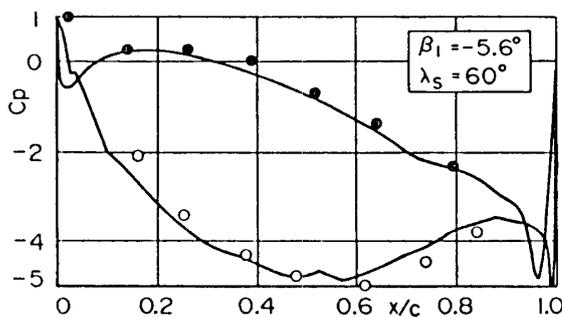


図8 定常速度分布 ( $\beta_1 = -5.6^\circ$ )

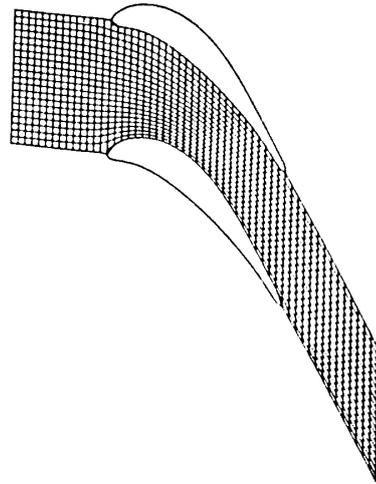


図9 渦度分布用計算格子 ( $\beta_1 = -5.6^\circ$ )



図10 翼間流路内渦度分布 ( $t_r/t_s = 0.898$ )

ここで、 $L_x$ 、 $L_y$  は  $x$ 、 $y$  方向の流体力、 $\beta_{max}$  は実験的に求めた  $L_{max}$  の作用方向である。

非定常揚力に関する実験値と計算結果との比較を行う前に、石原らの実験について簡単に述べる。石原らは実験においてガス角が一定になるように円柱列回転速度 ( $U_c$ ) を変化させ、結果として無次元周波数を変化させている。このとき供試翼列への流れは円柱列に作用する抗力の反力により転向させられ、この流れの転向量は円柱列の回転速度とともに変化する。一方今回の計算では、計算格子の再計算という煩雑さを避けるため、流入角  $\beta_1$  一定の場合のみを考えている。このとき流量係数  $U_1/U_c$  も一定 ( $= 0.547$ ) となるため、無次元周波数のみを独立に変化させることはできない点に注意する。

図10には、円柱後流位置を表す翼間流路内の等渦度線を示し、また図11には、この等渦度線と渦度により誘起される非定常速度ベクトル ( $u^*$ 、 $v^*$ ) との関係を示す (減衰効果なし)。なお、ガス角  $\lambda$  は  $60^\circ$  である。図10、

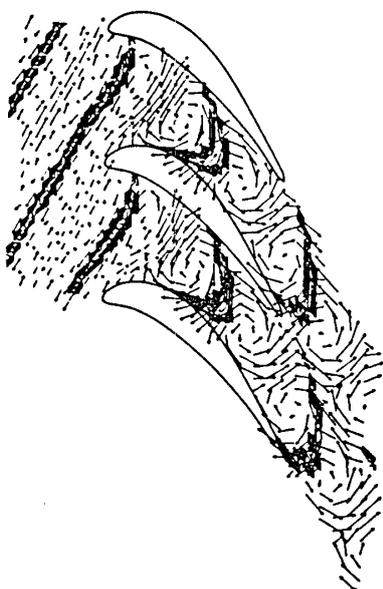


図11 減衰効果のない非定常速度場  
( $t_r/t_s = 0.898$ )

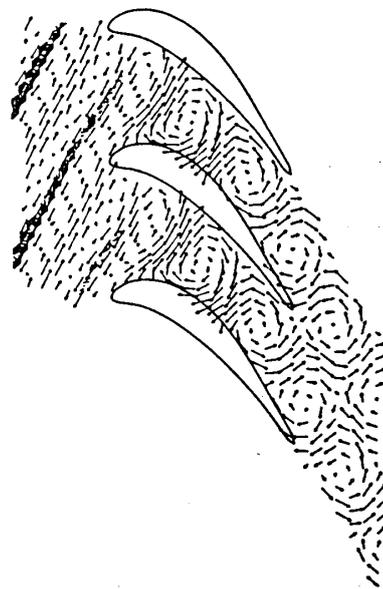


図13 減衰効果のある非定常速度場  
( $t_r/t_s = 0.898$ )

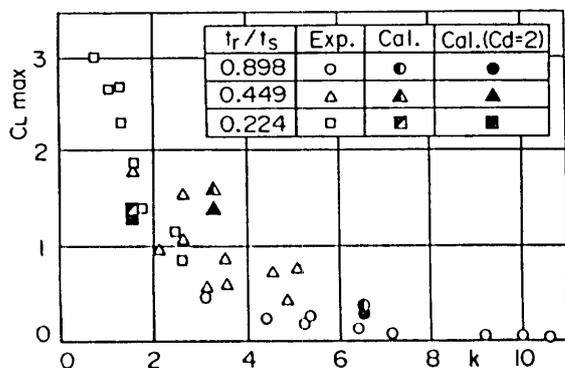


図12 非定常揚力 (計算値と実験値との比較)

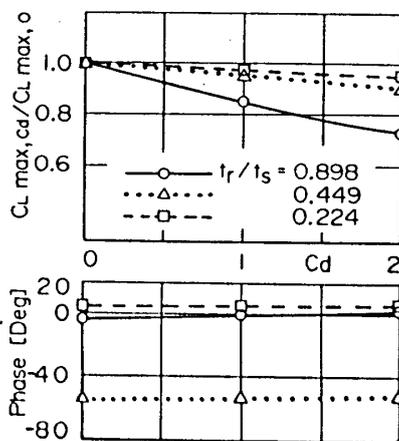


図14 渦度減衰効果による非定常揚力の変化

11から、翼前縁で切断された円柱後流が翼間流路内で変形し、その際誘起された非定常速度場が、流路の両側に回転方向が異なる渦構造を形成することがわかる。

非定常揚力係数の実験値と計算結果（減衰効果を考慮した場合  $C_d = 2.0$  を含む）を図12に示す。減衰効果を考慮しない計算結果は、無次元周波数  $k$  に対する揚力の変化に関して実験値と定性的にはほぼ一致しており、比較的低い  $k$  のところでは振幅値も実験に近い<sup>(9)</sup>。一方、高無次元周波数領域では計算値が実験値の1.5~2倍程度になっており、解析法の予測精度が低下している。ただしこの差が有意差であるかどうかの厳密な議論は、実験および計算で求めた揚力係数の不確かさの範囲に基づいて行う必要がある<sup>(7)</sup>。

図13には減衰効果を考慮した場合の渦度による非定常誘起速度 $\hat{v}'(t)$ を示す。なお、図中の渦度および速度 $\hat{v}'(t)$ の指示方法は図11と同じである。この結果では、渦度の減衰効果を導入しても、速度 $\hat{v}'(t)$ の大きさが下流方向に減衰しているほかは、流路内の非定常速度場全般には大きな変化は見られない。

減衰 $\epsilon'$ を用いた場合（ $C_d = 1.0, 2.0$ ）の非定常揚力係数の計算値を図14に示す。この図より、粘性後流の減衰効果により非定常揚力の振幅が減少し、その位相が若干進むことがわかる。このとき、 $\epsilon'$ の比  $\tau_r/\tau_s$  が大きい（無次元振動数が高い）ほど、また抗力係数が大きいほど振幅値の減少の割合が大きい。ここで、非定常揚力の無次元化（式(20)）に用いるガス振幅  $W_g$  が渦度の減衰により下流方向に変化していることに注意する。従って、実験値との比較を適正に行うためには、円柱列位置（ $x/C = -0.5$ ）とガス計測位置（ $x/C = -0.269$ ）と指定し、式(6)によりこのガス振幅値の変化分を補正しなければならない。この補正を施した結果を図12に併記する。ここではDoorlyらの指摘<sup>(9)</sup>を参考にした  $C_d = 2$  の場合の結果を示す。揚力係数の減少がガス振幅の減少分で若干打ち消された格好にはなっているが、粘性後流の減衰 $\epsilon'$ の導入により、主に高無次元数領域での計算値が改良され、実験に近い値となっていることがわかる。

## 4. 検討

以上の結果から、本論文で提示した渦度の減衰 $\epsilon'$ を既存の計算コードに組み込むことにより、特に高無次元周波数領域での非定常揚力に関する予測精度の改善が得ることがわかった。しかしながら、ここでの減衰 $\epsilon'$ は二次元流中の円柱後流速度分布に基づいて誘導された結果であり、三次元回転場中での $\epsilon'$ の有効性については今後検討および改善の余地がある<sup>(9)</sup>。また、改良された計算コードを実際のターボ機械での問題に適用する場合には、翼列の粘性後流に関する適当な実験式を用いる必要がある。例えば、Reynoldsらの研究では、圧縮機動翼後流の最大速度欠損  $U_{cL}$  の実験式として次式が示されている<sup>(9)</sup>。

$$U_{cL}/U_1 = C_d^{-1/4} \{ B_1 [(X/D)-(X_0/D)]^{-1/2} + B_2 [(X/D)-(X_0/D)]^{-1} \} \quad (21)$$

ここで、式(1)と式(21)で抗力係数の指数が異なっている点に注意する。

この Reynoldsらの実験式も汎用性については十分検討されているとは言えない。今後計算コードの精度向上と汎用化のため、実験データの蓄積を進めることにより、実用的な後流速度分布の実験式を決定する必要がある。

## 5. 結言

本研究で得られた成果をまとめると以下になる。

(1) Reichardtの円柱後流速度分布に関する実験式を基に、動翼列に対する粘性後流速度の減衰 $\epsilon'$ を求め、こ

れより渦度の減衰 $\epsilon/\mu$ を提示した。

(2) 提示した渦度減衰 $\epsilon/\mu$ の使用により一様流中の周期変動速度の減衰が十分な精度で再現できることを示した。

(3) 先に開発した粘性後流中にある動翼列の非定常応答計算コードは、定性的に良好な予測値を与えるが、高無次元周波数領域でその精度が低下する。

(4) 渦度減衰 $\epsilon/\mu$ を同計算コードに組み込んだ結果、実験値により近い予測値を得ることができたが、今後さらに精度向上のための改良が必要である。

終わりに臨み、貴重な $\epsilon/\mu$ 等を提供していただいた川崎重工業(株)石原国彦氏に謝意を表す。また、本論文の図面作成には本学正路良孝技官の助力があったことを記し、ここに謝意を表す。

## 文献

- |                                           |                                                                     |
|-------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------|
| (1) 西山、船崎、機論、50-454、B編(昭59)、1476          | (5) Schlichting, H., Boundary-Layer Theory, (1968), 17, McGraw-Hill |
| (2) 西山、船崎、機論、52-475、B編(昭61)、1005          |                                                                     |
| (3) 石原ら、機論投稿中(平1)                         | (6) 石原、船川、機論、44-384、(昭53)、2717                                      |
| (4) Reichardt, H., VDI-Forsch. 414 (1942) | (7) 笠木、長野、 $\mu$ - $\mu$ 機械、17-4、(平1)、256                           |
|                                           | (8) Reynolds, B. et al., AIAA J. 17-9, (1979), 959                  |

## 付録

$$I_1 = \int \frac{\exp(jKy, y')}{(y' - y) - j(x - x')} dy' \quad I_2 = \int \frac{\exp(jKy, y')}{(y' - y) + j(x - x')} dy'$$

Fourier積分に関する公式より(付1)、

$$\int \frac{\exp(-2\pi jxy)}{(x - (C_1 + jC_2))^m} dx = 2\pi j H(-C_2 y) \operatorname{sgn}(C_2) \times (-2\pi jy)^{m-1} \exp\{-2\pi j(C_1 + jC_2)y\}$$

ここで、 $H(x)$ はHeavisideのステップ関数である。 $I_1, I_2$ ではそれぞれ、

$$x \rightarrow y' - y, C_1 = 0, C_2 = x - x', m = 1, -2\pi y = K,$$

$$x \rightarrow y' - y, C_1 = 0, C_2 = -x + x', m = 1, -2\pi y = K,$$

を代入することによりそれぞれ次式で与えられる。

$$I_1 = 2\pi j H(x - x') \operatorname{sgn}(x - x') \exp\{K_j(y - (x - x'))\}$$

$$I_2 = 2\pi j H(x' - x) \operatorname{sgn}(x' - x) \exp\{K_j(y + (x - x'))\}$$

結局、式(16)、(17)の被積分関数はそれぞれ  $I_1, I_2$ を用いて次のように表される。

$$I = -(I_1 + I_2) / 2 = -\pi j \exp\{K_j(jk - |x - x'|)\}$$

$$J = (I_1 - I_2) / (2j) = \operatorname{sgn}(x - x') \pi j \exp\{K_j(jk - |x - x'|)\}$$

(付1) Lighthill, M. J., An Introduction to Fourier Analysis and Generalised

Functions, (1956), Cambridge Univ. Press



## ダンプディフューザ急拡大部における 噴流と再循環渦の挙動

\*佐藤 篤 (東京理大院)

本阿弥 真治 (東京理科大工)

### 1. 緒言

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

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

### 2. 実験装置及び方法

図1に実験装置を示す。実験に用いた流路は空気を作動流体とする回流型密閉風洞であり、送風機、三次元ディフューザ、回流路、整流部、二次元ノズル、助走路、測定部、回収部サージタンクより構成される。図2に測定部概略図を示す。測定部はすべてアクリル製であり、二次元模型を用いた。助走流路は二次元性を確保するために、高さ $H_1 = 20\text{mm}$ 、幅 $300\text{mm}$ でアスペクト比は15であり、またその長さは $200\text{mm}$ である。境界層を遷移させるため、ノズル出口両壁に

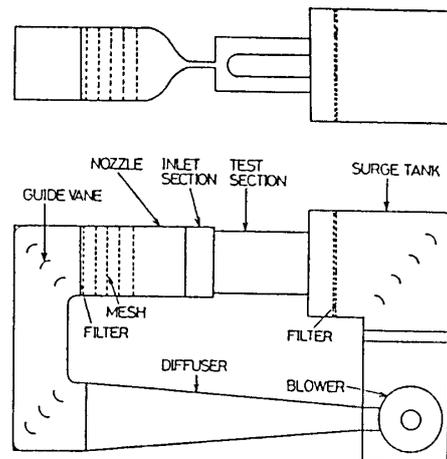


図1 実験装置

は  $\phi 0.5\text{mm}$  のトリッピングワイヤを取り付けた。左右分流路高さ  $H_L$ 、 $H_R$  は共に  $20\text{mm}$  であり、従ってディフューザの面積拡大比は  $2.0$  である。燃焼筒モデルは先端部が半径  $50\text{mm}$  の半円形で、それに続く壁面は平行である。プレディフューザは拡がり角  $2\alpha = 0^\circ, 10^\circ, 14^\circ$  の三種類を用い、長さ  $L$  はすべて  $20\text{mm}$  である。プレディフューザ出口から燃焼筒先端部までの距離であるダンプギャップ  $D$  を可変とした。

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

実験はすべて  $X = -2H_L$ 、 $Y = 0$  の基準点における流速  $U_{ref}$  を  $30\text{m/s}$  の条件の下で行った。  $H_L$  を代表長さとしたレイノルズ数は  $3.92 \times 10^4$  である。

レーザドップラ流速計 (LDV) の光学配置を図3に示す。LDVは前方散乱型で、 $15\text{mW}$  の He-Ne レーザを光源とし、4枚のミラーを用いて  $X - Y$  平面内で測定体積を移動させることができる。図4に本LDVシステムのブロック線図を示す。ビームスプリッタにより2本に分光されたレーザ光の一方は、逆流測定用の周波数シフタを通過し、 $40\text{MHz}$  シフトされる。2本のレーザ光は流路上面より入射され、流路中央 ( $Z = 0$ ) で交差し、測定体積を形成する。トレーサにはサラダ油を流路入口部に設置されたネブライザにより噴霧したものをを用いる。フォトマルチプライヤからのドップラ信号は周波数ミキサを通り、トラックタイプ信号処理器に送られる。トラックからの速度信号出力電圧は  $12\text{bit}$  A/Dコンバータを介してマイクロコンピュータのメモリ

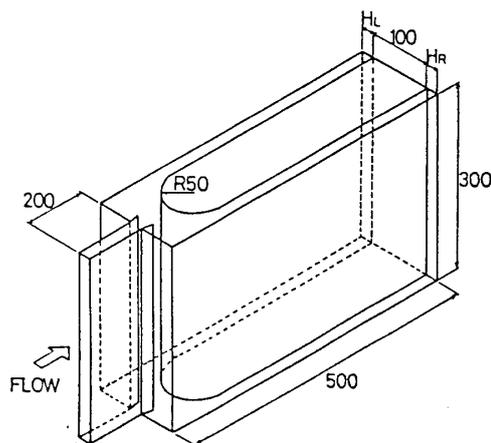
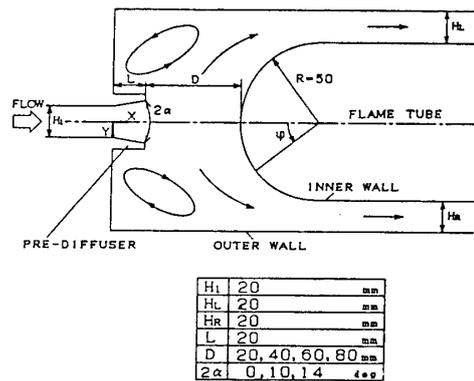


図2 測定部概略図

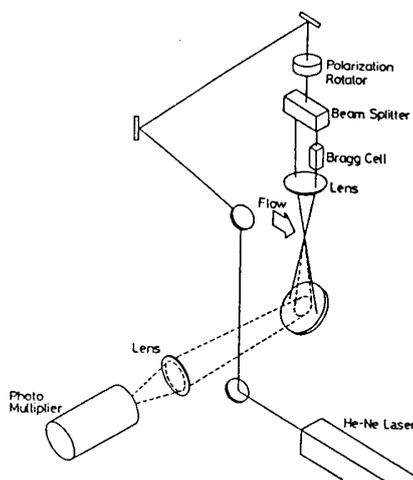


図3 LDV光学配置

にサラダ油を流路入口部に設置されたネブライザにより噴霧したものをを用いる。フォトマルチプライヤからのドップラ信号は周波数ミキサを通り、トラックタイプ信号処理器に送られる。トラックからの速度信号出力電圧は  $12\text{bit}$  A/Dコンバータを介してマイクロコンピュータのメモリ

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

次にFFTアナライザシステムのブロック線図を図5に示す。燃焼筒に衝突する噴流の発振現象を調べるため、燃焼筒先端部の左右45°に設置された二つの静圧孔より得られる圧力を圧力変換器（一次共振周波数：600Hz）で測定し、その出力をFFTアナライザに取り込み周波数解析を行った。演算結果はGP-IBインタフェースを介してマイクロコンピュータのメモリに転送され、フロッピディスクに記録される。

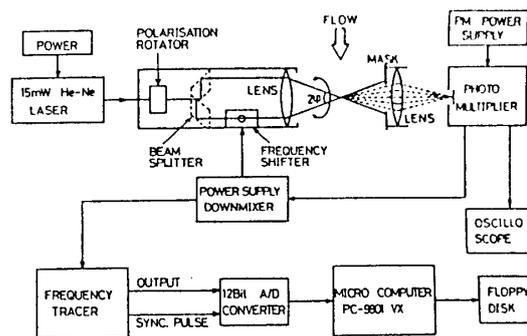


図4 LDVシステムブロック線図

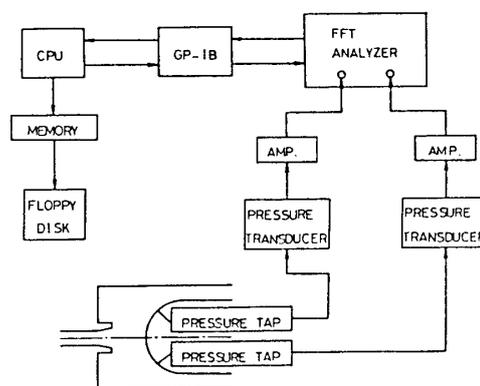
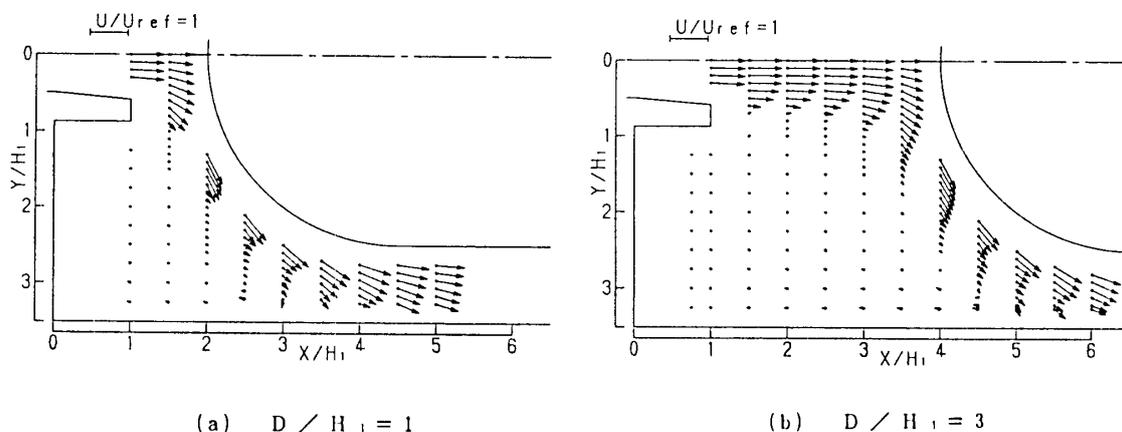


図5 FFTアナライザシステム

ブロック線図



(a)  $D/H_1 = 1$

(b)  $D/H_1 = 3$

図6 速度ベクトル線図

### 3. 実験結果

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

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

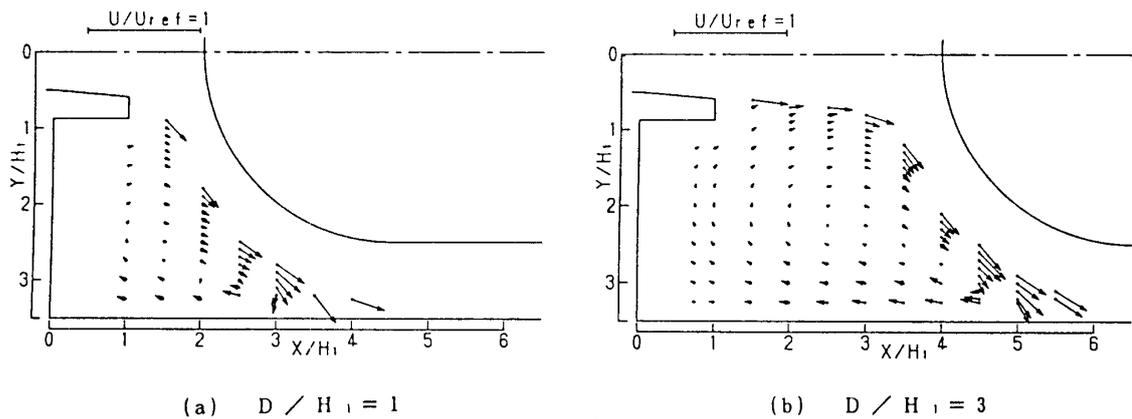


図7 急拡大部の速度ベクトル図

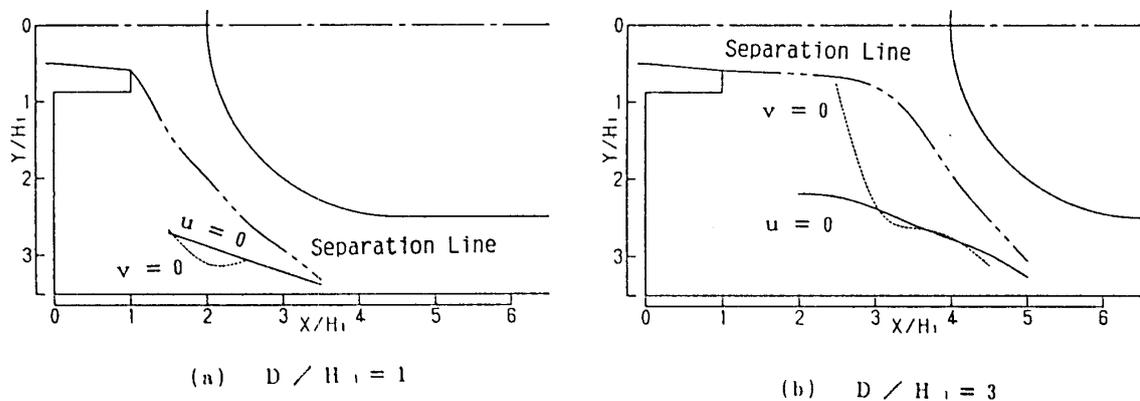


図8 はく離線、 $u = 0$ 及び $v = 0$ の軌跡

図8-(a), (b)には, 三次曲線近似により求めたはく離線,  $u = 0$ 及び $v = 0$ の軌跡を示す. はく離線と燃焼筒の間を実質的な流れの幅と考えると, 燃焼筒先端部 $\varphi = 45^\circ$ 付近でその幅が狭くなり, それにより一時流れが加速され, その後再び減速される. これは, 既報<sup>(9)</sup>に示した燃焼筒先端部の壁面静圧分布により裏付けられる. この部分での加速, 減速が圧力損失を生じる原因となることが予想される. また, 流れが徐々に曲げられる $D/H_1 = 3$ の場合に対し,  $D/H_1 = 1$ では流れは急激に曲げられており, プレディフューザ内で既に燃焼筒の影響を受けていると考えられる. 通常 $u = 0$ かつ $v = 0$ である点が渦中心と考えられるが,  $D/H_1 = 1$ 及び $3$ 共に $u = 0$ かつ $v = 0$ を満たす点を二つ以上持つ. これは, 後方ステップ流れに通常見られるような定常渦の性質を持つ部分と, 流れが燃焼筒や外壁面に衝突することにより生じる非定常的な渦の性質を持つ部分とが混在していると考えられる.  $D/H_1 = 1$ では,  $D/H_1 = 3$ の場合に比べて渦がわずかに外壁面側に寄せられているが, 燃焼筒に沿うはく離線の軌道には大きな相違は認められない.

乱流運動エネルギー分布を図9-(a), (b)に示す. ここで,  $\overline{w'^2}$ を $\overline{u'^2}$ と $\overline{v'^2}$ の相加平均と近似することにより, 乱流運動エネルギー $k$ を,

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

と定義する.  $D/H_1 = 3$ の場合, 流れが拡散し, せん断層が薄く広がっていくのが認められる. 急拡大部における乱流運動エネルギーは逆流領域でわずかに高くなっているが, 全体的に低い値を示している. しかし分流路に近づくにつれてその値は大きくなり, 特に流れが反転する付近でピークを示す. 流れが燃焼筒によって強制的に外壁面に再付着させられる付近で生じるこの乱れが急拡大部の渦の逆流成分により運ばれるので, 順流域に比べて逆流域でエネルギーが高くなる. 急拡大部におけるこの渦は速度ベクトル線図によると単一構造に見えるが, 上流側の部分は乱流運動エネルギー分布が

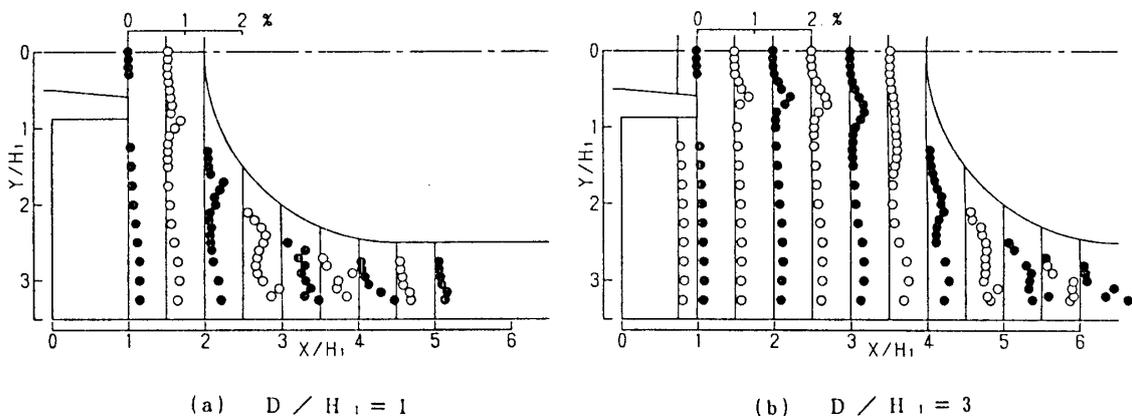


図9 乱流運動エネルギー分布

ら定常的であり、逆に分流路入口付近の流れは非定常性の高いことがこの図からも予想できる。また、分流路入口付近では流れが急激に曲げられることによる乱流運動エネルギーのピークの他に、燃焼筒に沿う流れのせん断層によるピークも認められる。 $D/H_1=1$ の場合も同様な分布も示すが、 $D/H_1=3$ に比べて再循環渦の定常的な部分が小さくなっている。また、燃焼筒に沿う流れのせん断による乱流変動エネルギーが大きい。分流路へ流入した流れは徐々に一様な分布となり、乱流運動エネルギーが減少していくのが分かる。

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

次に燃焼筒周りの左右 $45^\circ$ の二点における圧力変動のコヒーレンス及び位相差を図11-(a)、(b)に示す。これらの図により燃焼筒周りの左右に分歧した噴流の振動の相関及び位相差が分かり、噴流の発振現象を把握することができる。 $D/H_1=3$ の場合、コヒーレンスより約 $180\text{Hz}$ の卓越周波数が認められる。その位相差分布より、圧力振動におけるこの周波数は燃焼筒の左右で逆位相であることが分かり、これは噴流の発振によるものと予想される。また、約 $150\text{Hz}$ 以下に見られるいくつかの卓越周波数はいずれも位相差はなく、それによりこれらは流路固有の振動によるものと解釈できる。同様にして $D/H_1=1$ の場合を調べると、噴流の発振現象による圧力振動は約 $345\text{Hz}$ で見られる周波数がそれに相当すると考えられる。ここで、これら噴流の自励振動による周波数を $f(\text{Hz})$ としたストローハル数 $St$ を、

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

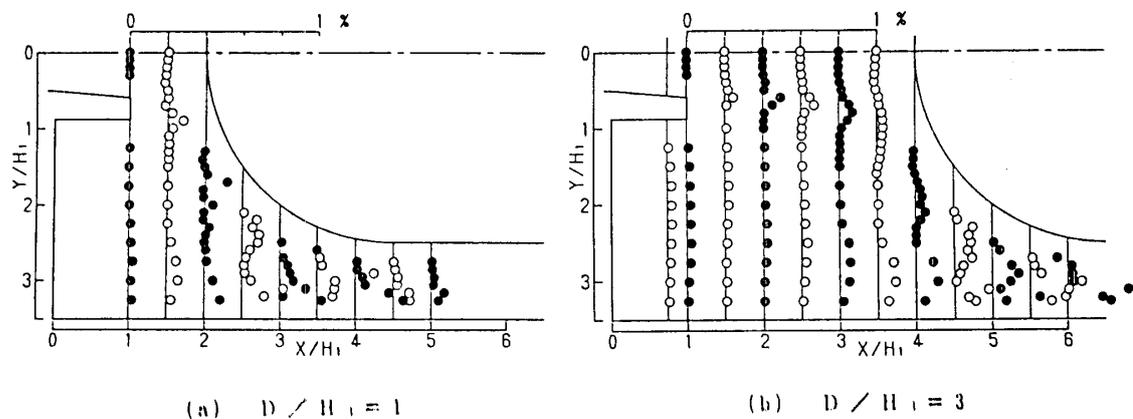


図10 レイノルズせん断応力分布



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

#### 参考文献

- (1) Biaglow, J. A., NASA TM X-2216, 1971
- (2) Fishenden, C. R., et, AIAA Paper No. 74-1097, 1974.
- (3) Klein, A., et, 2nd ISABE, Sheffield, Paper, 1974.
- (4) Stevens, S. U., et, AIAA Paper No. 76-726, 1974.
- (5) Klein, A., et, Trans ASME, Vol. 102, 1980, pp236.
- (6) 佐藤, 他, 第12回ガスタービン講演会講演論文集, 1984, pp37.
- (7) 佐藤, 他, ガスタービン秋季講演会講演論文集, 1985, pp24.
- (8) 森岡, 他, ガスタービン学会誌, 16巻61号, 1988, pp81.
- (9) 森岡, 他, 第15回ガスタービン講演会講演論文集, 1987, pp39.



放電式翼端隙間測定法の研究

(その2)

○渡辺 高幸 (日本工業大学)  
 大脇 良文 (日本工業大学院生)  
 松木 正勝 (日本工業大学)

1. はじめに

放電式翼端隙間測定法についての基礎的技術資料が少ないことから<sup>1)2)</sup>、筆者等はピトー管移動装置を用いての疑似翼端隙間の測定<sup>3)</sup>、試作装置によるマイクロファンを用いた翼端隙間の測定<sup>4)</sup>、および測定精度に影響を及ぼすと考えられる放電隙間の性質について実験調査してきた。本報告では、放電隙間の性質を知る目的として、また極短ギャップでの報文がほとんどないことから<sup>5)</sup>、

(1) 紫外線照射の効果、(2) 電極材質と放電特性、(3) 高温雰囲気中での放電特性、(4) 放電経路を変えた場合の放電特性について、実験調査した。またマイクロファンを用いて翼端隙間を測定したが、この測定に(1) 探針の材質、(2) 精度上影響を及ぼす要因、(3) ファン軸をどうしての通電、(4) 紫外線照射の効果、(5) Ar, Heガス中での測定、(6) ファン軸に通電しない方法について実験調査したので報告する。

2. 放電隙間と放電電圧の関係

2-1. 紫外線照射の効果

放電隙間と放電電圧の関係を湿度、圧力を変えた場合について既に調べたが<sup>3)4)</sup>、この際、測定した放電電圧値の読み取り判断が難しく、特性がとりにくかった。沢氏の報告<sup>5)</sup>によれば、15[ $\mu\text{m}$ ]以上の極短ギャップ放電において破壊電圧の測定には紫外線照射が実用上不可欠なものであると述べられていることから、紫外線照射の効果について調べた。電界は図. 1に示すような直径1[mm]の(+)側電極と平板状の(-)側電極より成り立ち、隙間は(+)側電極を最小読み取り値1/1000[mm]の微動装置により稼働した。電極材質は銅で、紫外線発生装置は低圧水銀ランプ(浜松ホトニクス製)、照射距離約10[mm]、紫外線強度は0.6[mW/cm<sup>2</sup>]である。図. 2は紫外線照射

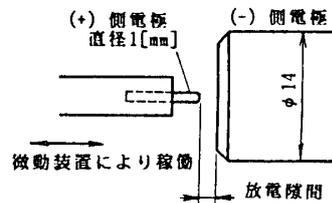


図. 1 電極形状「電極(1)」

をした時としない時の放電隙間と放電電圧の関係である。測定点は各々10個のデータの平均値で、図より紫外線照射が有る時と無い時とでは特性直線の傾きに差がみられる。図. 3は図. 2の特性直線の95%

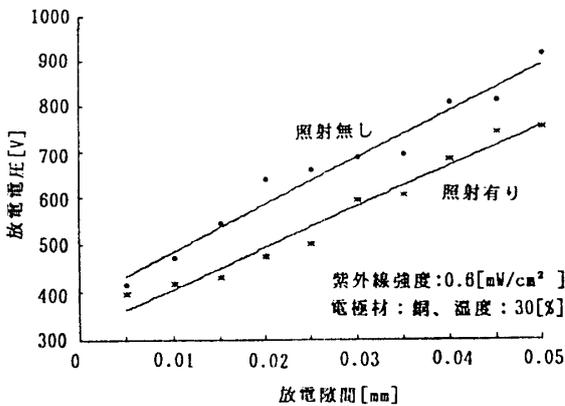


図. 2 放電特性の比較

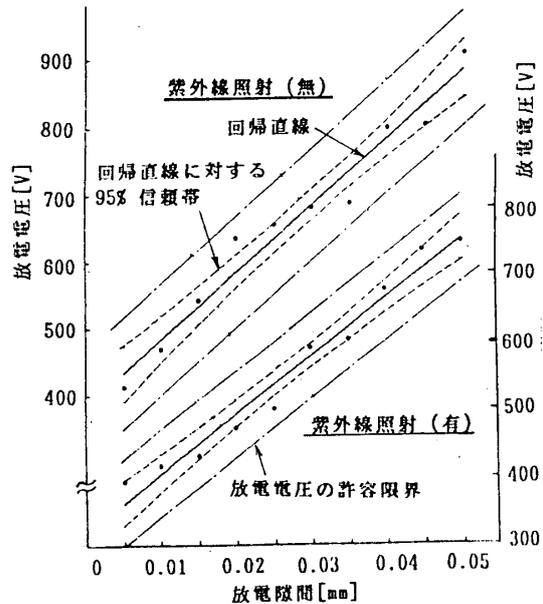


図. 3 信頼帯、許容限界の比較

信頼帯の上下限、放電電圧の95%許容限界の上下限を示す。図より紫外線照射が有る時の方が無い時より信頼帯、許容限界の範囲が狭く、データのバラツキの小さいことがわかる。図. 4は印加電圧一定で、隙間を変えてゆき、放電したときのそれを測定した結果である。測定回数は紫外線照射有り、無し共、各々100回、印加電圧は500[V]である。図より測定値は紫外線照射を行なうことにより、照射を行なわない場合より範囲の狭い正規分布になることがわかる。図. 5は放電波形で、紫外線照射を行なうことにより、早い放電周期が得られることがわかる。

以上の実験を通して、(1) 0.05[mm]までの微小隙間の放電においては、紫外線を照射することにより、放電電圧のバラツキが小さくなる。(2) 放電特性をとる際、放電の判断が確実になることが観察よりわかった。特に(1)の傾向は、当計測器に紫外線を照射することの有効性を示している。

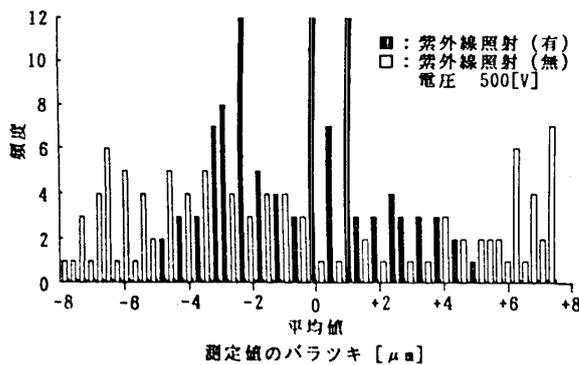


図. 4 データの散布度の比較

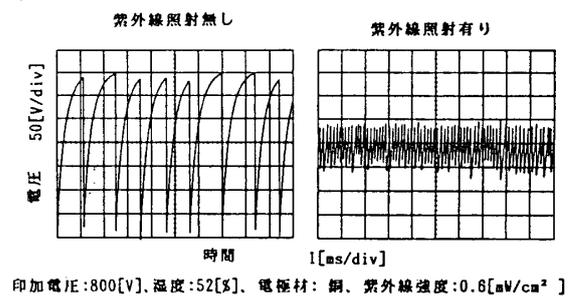


図. 5 放電波形の比較

## 2-2. 電極材質の種類による特性変化

真空中の1[mm]以下の隙間においては、火花放電電圧 $V_s$ と隙間 $d$ に $V_s = k d$ の関係があり、 $k$ は電極材質や形状等によってきまる<sup>6)</sup>。一般的な傾向として電極材料の機械的な強度、硬度が大きく、熱的な性質である融点が高く、熱伝導率の小さなものほど火花放電電圧は高くなる<sup>6)</sup>といわれるが、当計測器のような空気中での極短ギャップ放電においても、そのような性質を示すのか、電極材料が放電特性にどのように影響するのか調べる必要がある。そこで、図. 1に示すような電極より成り立つ電界の隙間と放電電圧の関係を材質を変えて調べてみた。材質は銅、黄銅、ステンレス、白金で、紫外線を照射しながら特性をとった。測定する際、電極表面の汚れは非常に影響が大きい<sup>6)</sup>のでよく研磨した。結果を図. 6に示す。図の横軸の放電隙間は隙間ゼロからの絶対長さで、ゼロの位置を電氣的導電により決めたが、その標準偏差は0.0012[mm]である。図から放電電圧と隙間には材料に関わりなく上記の比例関係が成立するが、一般的な性質としての材質による特性の傾向はみられなかった。

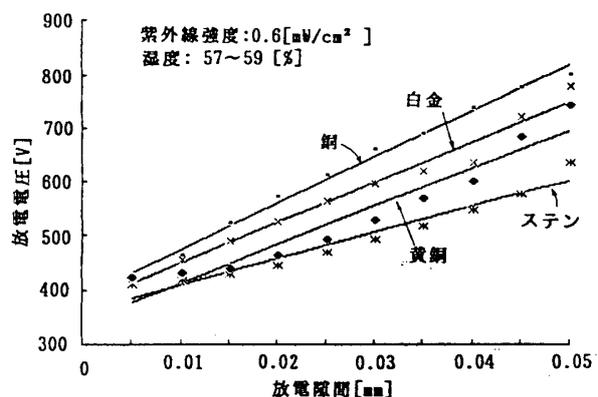


図. 6 材質による放電特性の比較

## 2-3. 高温雰囲気中での特性

タービン内は、摂氏数百度の高温になることから、この雰囲気中で当計測器を使用した場合、温度により放電特性が影響を受けないか調べる必要がある。大気中で電極を加熱すると火花誘起電圧が大きく低下する<sup>6)</sup>。図. 7は約300[℃]の高温雰囲気中で放電特性をとることのできる隙間装置

である。①は石英ガラスで囲まれた高温室で、②より熱風が送られ、③のセラミック製の遮蔽部の小孔を通して④より排気される。また熱伝導を防ぐため⑤より冷風を送り④より排気する。微動装置の最小読み取り値は1/1000[mm]で、電極材としてsus-304を使用、温度は⑥の熱電対により測定した。図. 8は室温、100、200、300[℃]における測定結果で放電特性にわずかに差はみられるが、測定誤差を考慮すると、実験した温度範囲では放電特性は変わらない。従って約300[℃]の高温雰囲気有するタービン内に当計測器を使用した場合、圧力による影響は受ける<sup>3)</sup>が温度による影響は受けない。

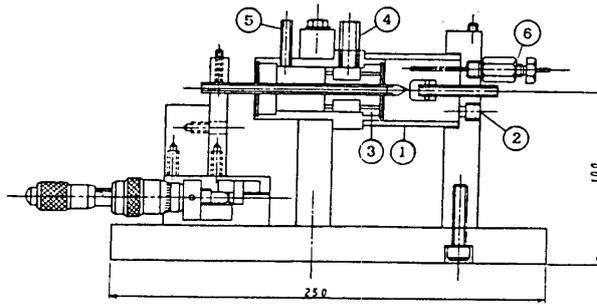


図. 7 高温雰囲気測定装置

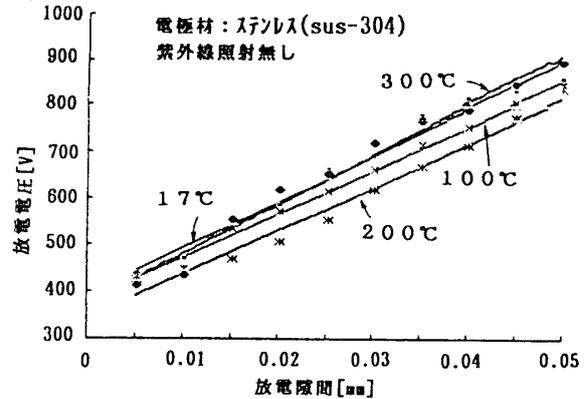


図. 8 高温雰囲気中での放電特性

#### 2-4. 放電経路を変えた場合

放電式翼端隙間測定装置は電極の一方を翼端としているが、翼端を極とせず、放電経路として使用した場合放電特性はどのようになるのか調べた。製作した電極を図. 9に示す。電極(2)はステンレス管(sus-304)の中に導線を入れたもので、外側を(-)側電極、内側を(+)側電極として使用した。電極(3)は電極(2)に用いた導線を平行に並べたものである。図. 10は電極(2)の放電特性を表す。測定精度の程度と特性の再現性をあらわす意味から、2回の測定結果をあらわした。特性は直線で図. 1の電極(1)をもつ電界の特性と同じである。図. 11は電極(3)の測定結果で、特性は曲線で、片対数方眼紙上で直線となり指数特性を呈する。図. 12は図. 1の電極(1)と、いま述べた2種類の電極の特性の比較である。放電隙間が大きくなるに従って、各種電極間に放電電圧の差が

みられる。

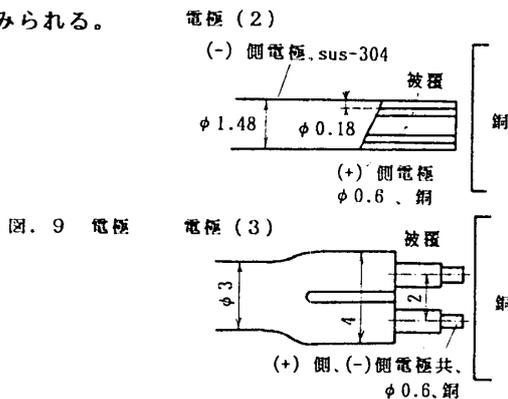


図. 9 電極

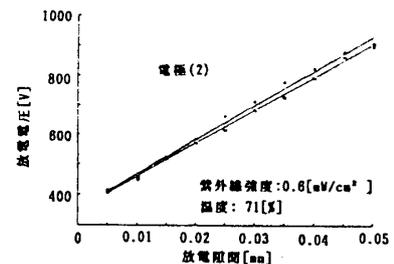


図. 10 電極(2)の放電特性

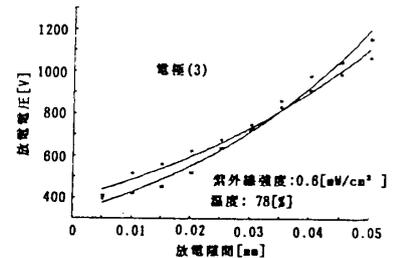


図. 11 電極(3)の放電特性

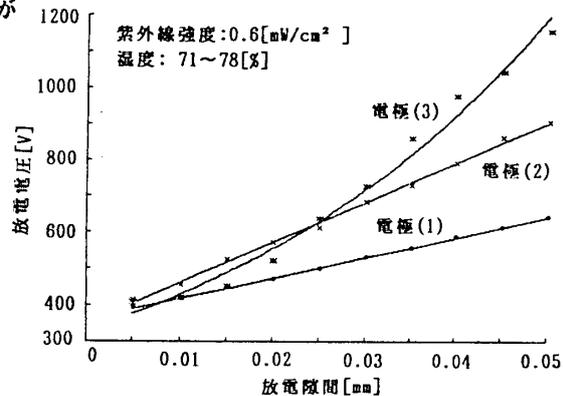


図. 12 放電特性の比較

### 3. マイクロファンを用いた翼端隙間の測定

#### 3-1. 装置の概要

マイクロファンを用いて翼端隙間の測定を行なったが、その構成を図. 13に示す。探針駆動装置は、ステッピングモータの回転をボールネジにより直線運動に変えた機構で送りは $2.5[\mu\text{m}/1\text{ step}]$ である。信号取り出し回路は微小時間信号を確実にとらえるように設計された回路で、ヒステリシスコンパレータ、フリップフロップ回路、ワンショットマルチよりなる。モータの正転、逆転の制御と測長値の演算表示はステッピングモータコントローラボードをセットしたパソコンによる。マイクロファンは直径110[mm]、回転数3000[r.p.m]、羽根数5枚、羽根材質は鉄である。

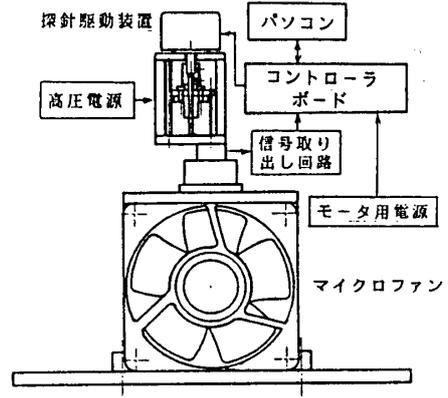


図. 13 装置の構成

#### 3-2. 探針の材質のちがいによる測定値への影響

探針の材質を銅、黄銅、白金、ステンレスに変えて測定値に与える影響を調べた。探針を同一長さに製作することは困難なので、材質の違いによる測長値の比較は行わず、データのバラツキを調べた。結果を表. 1に示す。各材質ともデータのバラツキに大きな差はみられないが、経験上、ステンレスは翼端への接触が時折みられ、銅系統には接触がほとんど無いことから、以後探針材質として、黄銅を用いることとした。

表. 1 探針材質によるデータの散布度 単位[mm]

材 質	白 金	黄 銅	sus-304	銅
許容限界 ( $2\sigma$ )	0.00783	0.00363	0.00705	0.00758

#### 3-3. 測定値に影響を及ぼす要因の調査

測定は、図. 14に示す翼端と基準零点電極板の間の測長値Bが、放電隙間 $\delta$ により影響をうけることから、測長値Bのバラツキと平均値から測定値を評価した。当計測器の基本回路は図. 15のようになるが、湿度等の外気の影響を除いた場合、測定値に影響を及ぼすと考えられる要因は容量C、電圧E、電流Iである。この要因から測定値に影響を及ぼす因子をみつけるために、各因子を2水準にとり、 $L_8(2^7)$ による直行配列実験を行なった。この際、(-)極の通電には3-4項で述べるスリップピンを使用した。その結果を表. 2に示す。表より電圧が有意差1%で高度に有意であることがわかる。

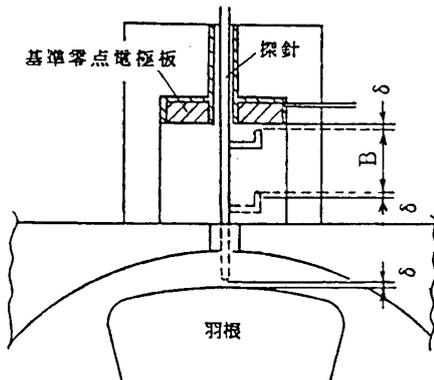


図. 14 測長値

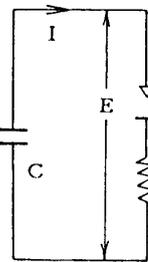


図. 15 当計測器の基本回路

表. 2 分散分析

要 因	水準1	水準2
E [V]	500	800
I [mA]	50	80
C [ $\mu\text{F}$ ]	2	10

要因	平方和	自由度	不偏分散	分散比
平均	27.547	1		
E	$3.781 \times 10^{-4}$	1	$3.781 \times 10^{-4}$	**53.75
I	$1.249 \times 10^{-5}$	1	$1.249 \times 10^{-5}$	1.78
C	$3.120 \times 10^{-6}$	1	$3.120 \times 10^{-6}$	0.44
残差	$2.814 \times 10^{-5}$	4	$7.035 \times 10^{-6}$	
計	27.54759687	8		

$F(0.05)=7.71, F(0.01)=21.20$

### 3-4. ベアリング通電が測定値に与える影響

当計測器は、(-)側電極である翼への通電を軸受ベアリングを通して行なうが、この影響があるかどうか調べた。図. 16は板バネ状の鉄片にピンを取り付け、これをファン軸に押付け通電するもので、このピンを用いたときの回転時の電気抵抗は数 $[\Omega]$ である。図. 17は、ベアリング通電した場合の電気抵抗を電磁オシロで計測した結果で、静止時20 $[\Omega]$ 程度であった電気抵抗が回転時7~10 $[\text{M}\Omega]$ 程度になっていることが観測された。図. 18はピン(スリップピン)に通電した時と、ベアリングに通電した時の測定値を表している。印加電圧は500[V]、電流は放電時の抵抗を零、ベアリングの抵抗を零とした時50[mA]である。平均値、バラツキともほぼ同じで計測値がベアリング通電の影響を受けないことがわかる。これは、上記の分散分析から電流が測定値に影響を及ぼす要因とならない結果を立証している。

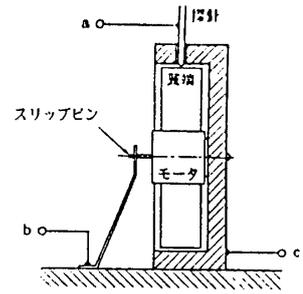


図. 16 スリップピン

正規回転時での抵抗値は7~11 $[\text{M}\Omega]$ である。

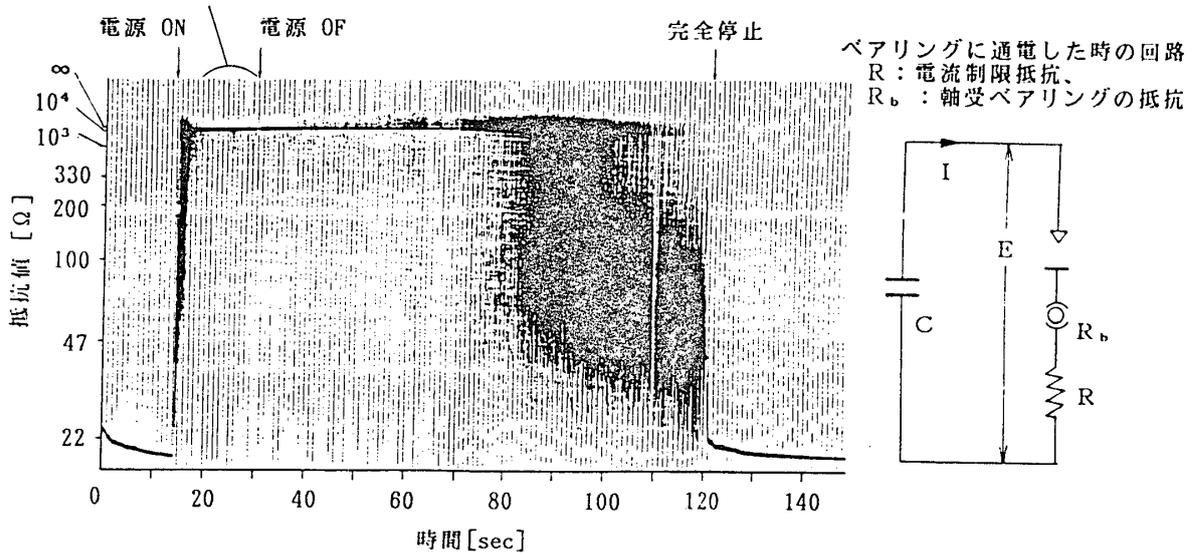


図. 17 軸受ベアリングの回転時における電気抵抗  $R_b$

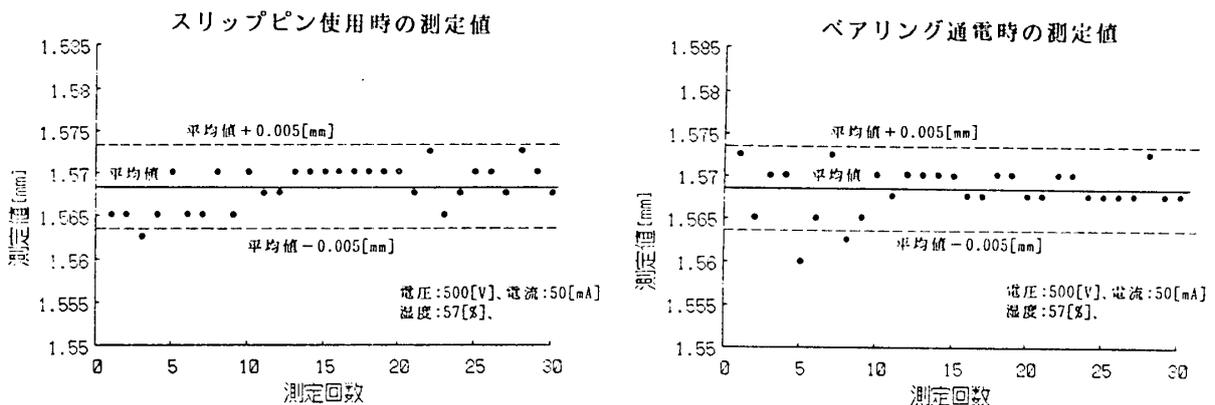


図. 18 計測値の比較

### 3-5. 印加電圧の測定値に与える影響と紫外線照射の効果

図. 19は印加電圧を変えた時の測定結果で、横軸に印加電圧、縦軸に電圧400[V]の測定値からの測定差をとっている。分散分析の結果のように、印加電圧の上昇に伴って測定差は大きくなり、測定値Bが減少してゆくことがわかる。図中の許容限界は2倍の標準偏差の範囲を表し、電圧が高

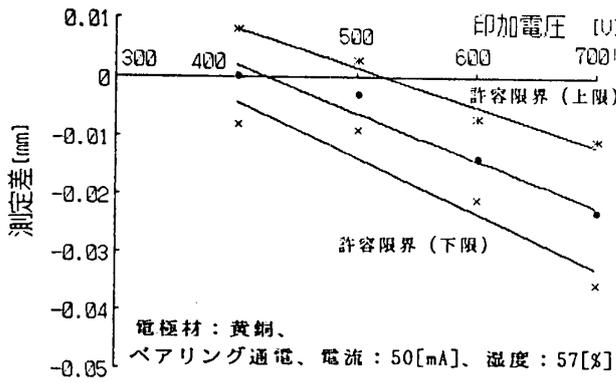


図. 19 印加電圧の影響

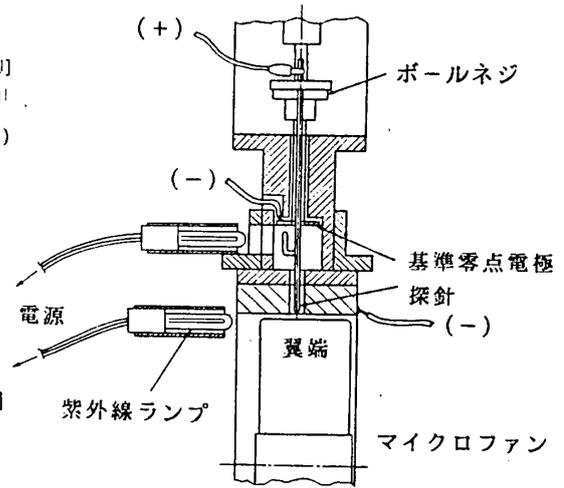
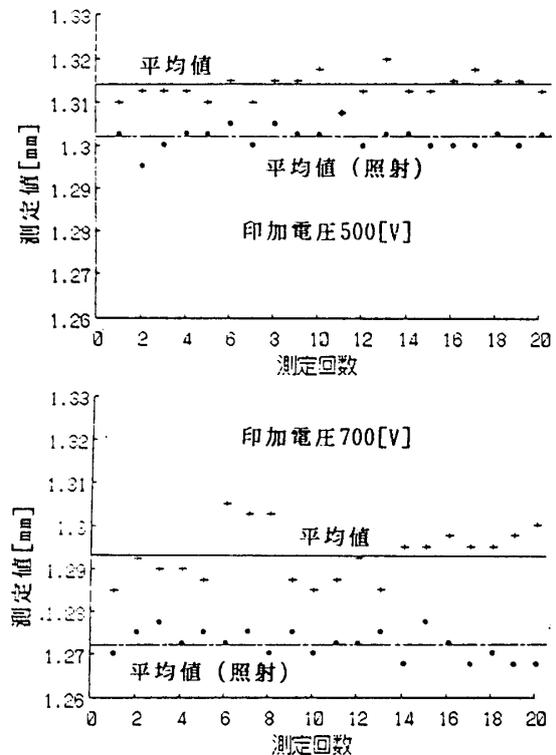
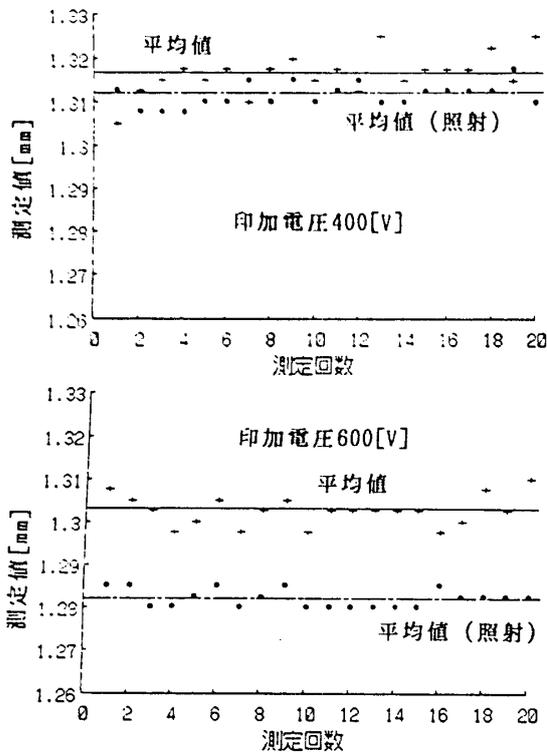


図. 20 紫外線の照射方法



紫外線強度: 0.6[mW/cm<sup>2</sup>], 電極材: 黄銅、ベアリング通電、電流: 50[mA]、湿度: 57[%]

図. 21 測定値の比較

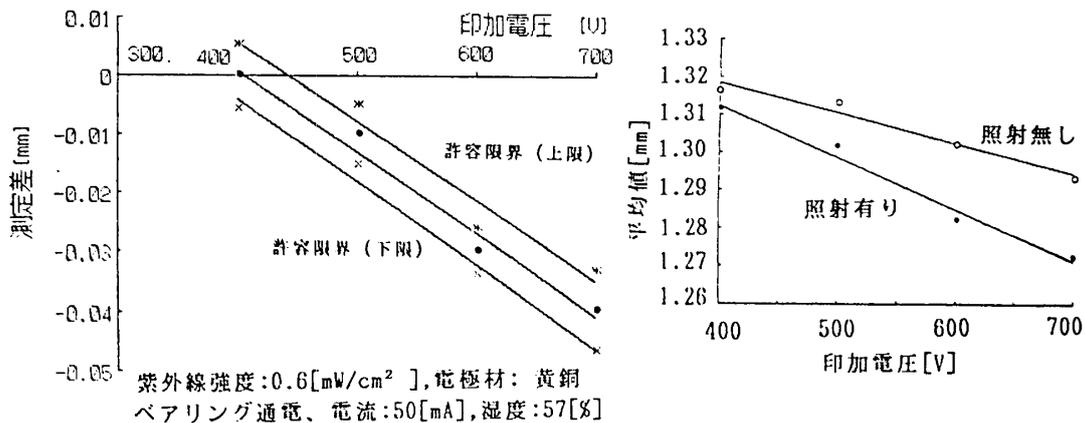
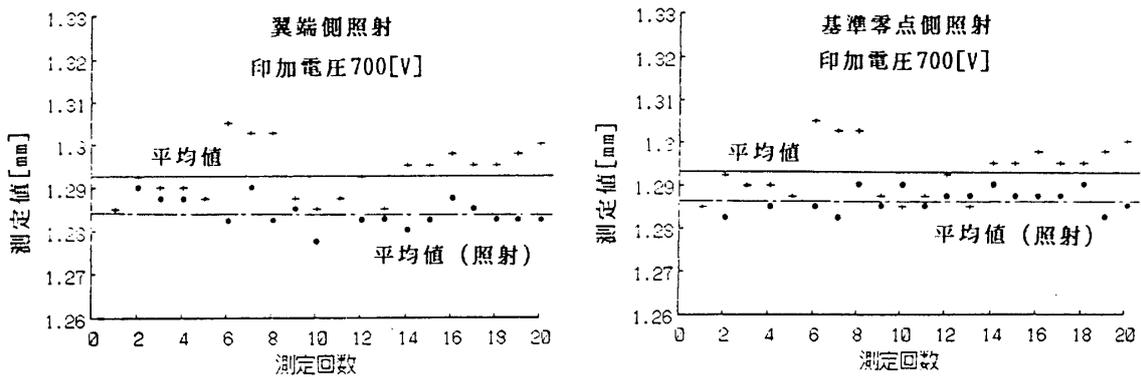


図. 22 紫外線照射の効果

くなるとバラツキも大きくなることがわかる。2-1 の項で紫外線照射が放電特性に影響を及ぼすことを述べたが、実際の測定においてどのような効果があるのか調べてみた。照射は図. 20のように、翼端側と基準零点側に低圧水銀ランプを用いて行なった。照射距離は約10[mm]、紫外線強度はこの時0.6[mW/cm<sup>2</sup>]である。図. 21はこの測定結果で、各20回の測定値の状況を表している。これを図. 19と同様に表したのが図. 22で、紫外線を照射することによって、印加電圧が上昇してもバラツキが変わらないことがわかる。また印加電圧の上昇に伴う平均値の低下は紫外線を照射したときの方が大きく、これは図. 2の放電特性の結果からも伺える。図. 23は印加電圧700[V]において、翼端側と基準零点側に一方ずつ紫外線を照射したときの測定結果で、静止電極、動電極にかかわりなく、紫外線が作用することがわかる。



紫外線強度:0.6[mW/cm<sup>2</sup>],電極材:黄銅、ペアリング通電、電流:50[mA],湿度:57[%]

図. 23 翼端側、零点側への照射の比較

### 3-6. 翼端を極としないで測定する方法

当測定装置は電極の一方の極を翼とし、翼全体および軸受が導電性をもつ材質であることを必要とする。この条件を満たせない場合、測定可能な一方として次のような実験をした。但し、この場合でも翼端の一部が導電性をもつことを必要とする。探針として用いたのは2-4 項(2)の電極(以下、両極探針と呼ぶ)で、これを用いたとき、翼端を極とせず放電経路として使用し、信号を取り出すことができる。図. 24はこの方法による測定結果である。印加電圧は900[V]で、2-4 項の放電特性実験結果から従来の方より高い電圧を必要とする。図から、従来の方々に比べ測定値にバラツキが大きいことがわかる。また探針の耐久性に問題があり、今後検討を要するが、翼端の一部が導電性を有することが出来るならこの方法により測定が可能である。

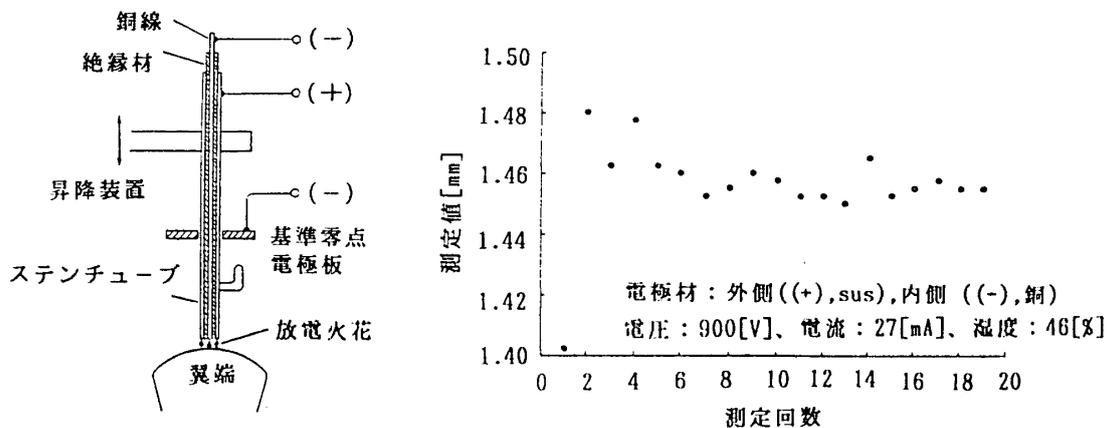


図. 24 両極探針を用いての計測

### 3-7. He, Ar ガス雰囲気中での測定

近年、He ガスを作動流体として用いたタービンが使用されるようになったことからこのガス中での計測を試みた。また同じ不活性気体であるAr ガスについても行なった。実験は図. 25 のように、計測器本体とファンに箱をかぶせ、これにガスを供給してゆき、測定値の変化をみた。図. 26 はHe ガス雰囲気中での測定結果で、ガス濃度の増加に伴って測定値はわずかに減少し、あるガス濃度で突然翼端側で信号取り出し不能に陥った。この現象はAr ガスにおいても同様で現在調査中である。

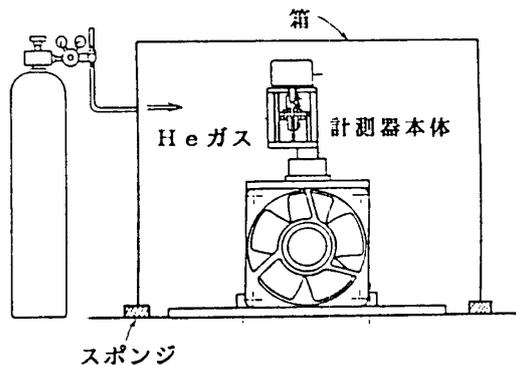


図. 25 He, Ar ガス雰囲気中での測定

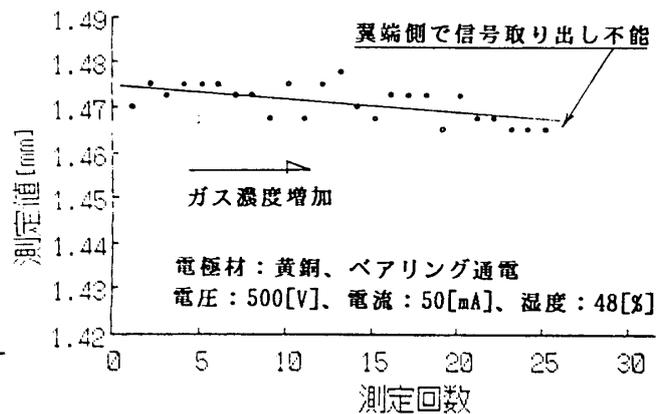


図. 26 He ガス雰囲気中での測定結果

### 4. まとめ

放電特性の実験調査、マイクロファンを用いた翼端隙間の測定を行なった結果次のことがわかった。

- (1) 常温では探針材質は銅系統が良い。
- (2) 約300[°C] の高温雰囲気中まで放電特性は変わらない。従ってこの温度まで放電隙間による測定値への影響は無い。
- (3) 基本回路において、測定精度に影響を及ぼす要因は電圧である。
- (4) 軸受ベアリングを通して翼へ通電しても測定値への影響は無い。
- (5) 印加電圧を高くすると測定値のバラツキは大きくなるが、紫外線を照射することによりバラツキは電圧によらず一定となる。
- (6) 両極をもつ探針を使うことによって、導電性の無い翼車でも翼端の一部が導電性を有すれば測定が可能である。
- (7) He, Ar ガス雰囲気中での測定は不可能だったが、現在調査中である。

終わりに、高温雰囲気中での放電特性実験に使用した隙間装置は航空宇宙技術研究所の貸与によることを記しておきます。この際御協力いただきました当研究所原動機部、越沼 威氏に感謝いたします。また、放電に関し御助言をいただきました日本工業大学超高压研究センターの佐伯正盛講師に感謝いたします。

### 参考文献

- (1) 革新航空機技術開発に関する研究調査成果報告書 (No.908) : 翼端隙間最適制御に関する研究, I S S N 0910-1500, 日本航空宇宙工業会, 昭60.
- (2) Rotadata Ltd., Clearance Microsystem カタログ(1980)
- (3) 渡辺, 松木: 「翼端隙間測定法の研究」, 1986, 第18回ターボ機械講演会講演論文
- (4) 渡辺, 松木: 「放電式翼端隙間測定法の研究」, 1989, 第17回ガスタービン定期講演会講演論文集
- (5) 沢: 「極短ギャップ放電と間欠アークの発生に関する研究」, 昭和57年度, 学位論文 (慶応大学)
- (6) 電気学会編: 「放電ハンドブック」, 昭和59年度, p 212 ~ p 213



## A-4 超音速ターボファンエンジンの性能検討

\*松本直文 足利工業大学  
坂田公夫 航空宇宙技術研究所

### 1. 緒言

近年、超音速機、あるいは極超音速機を目標とした、航空機の高速度のための技術開発が各国で盛んに行われている。当面の目標である超音速機では、飛行マッハ数2.5～3程度を巡航速度とすることが妥当とされている。超音速機用エンジンには、離着陸速度における低騒音性を確保しつつ、上空でマッハ数3程度を実現することが求められる。この為、各要素はその性能の向上のみならず、作動範囲を広げることが求められ、圧縮機/ファン、バイパス比、タービン、ノズル等を対象に何等かの可変機構の採用が検討されることになる。

本研究は、マッハ数3程度を設計点とするエンジンの基本と考えられる低バイパス比ターボファンエンジンについて、その性能を把握し、可変形状化の検討を行うことを目的として、エンジンの設計点性能を計算し、要素性能の影響について考察した上で、圧縮機の性能マップの特性を評価するため、飛行速度及び高度による広い作動範囲にわたった部分負荷性能について検討し、より広作動範囲における高性能化を目指した可変機構について考察したものである。

設計点性能の検討には、マッハ3における燃料消費率(sfc)の結果及び広い作動を可能にする条件から、圧力比、バイパス比およびタービン入口温度としての当量比( $\phi$ )を選んだうえ、各パラメータの性能に対する感度を解析した。部分負荷性能については、動圧一定の作動線上でエンジンを運転し、高度およびマッハ数による作動変化から必要とされる可変機構を検討した。

### 2. エンジンシステムと性能計算法

#### 2. 1. 対象エンジンシステム

検討の対象として、超音速低バイパス比ターボファンエンジンのシステム概念を図1に示す。本システムは、マッハ数3程度の高速域までの広い作動範囲で必要な性能を発揮するエンジンの基本構成と考えている。図にはインテーク、ノズルをはじめ各種の要素を可変形状化してあるが、本研究にはインテークにMIL規格[1]を実現する可変形状と、ノズルに完全膨張可変形状とを採用し、この他の可変機構は広作動範囲の性能あるいは機能の確保の観点から必要性を検討するための対象として示したものである。

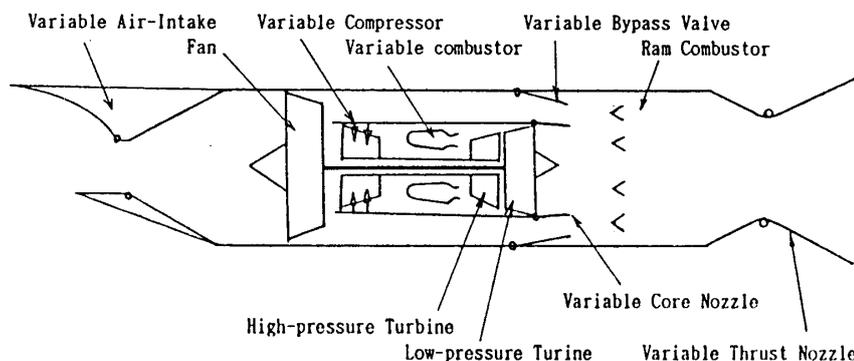


図1 超音速ターボファンエンジンのシステム

#### 2. 2. 性能計算法

本研究ではマッハ

数3におけるエンジンの設計点性能と、飛行速度（マッハ数）と高度によるエンジン外部条件の変化に従った部分負荷性能とを計算する。部分負荷性能の計算には、ファン及び圧縮機に性能マップを導入し、タービンには楕円法則を適用した。

性能計算法の概要と仮定を以下に示す。

- ①標準大気モデルを高度の関数として与えた。
- ②インテーク性能にMIL規格を用い、空気は、インテーク入前に主翼前縁で5°のランプが形成され、これによる斜め衝撃波で与圧縮されるものとした。
- ③燃料にジェット燃料を用い、燃焼過程は化学平衡計算[2]によった。

- ④部分負荷性能計算に用いるファン及び圧縮機の性能には実機データを用いた。図2[3]にファンの性能マップを示す。圧縮機の性能マップは後掲する（図7）が、データはRobbins-Duganの方法[4]によって求め、マッチング計算には、サージ限界線にはほぼ平行なそれぞれのパラメータに対応した参考線（下記）を引いて特性を表示し、計算を容易にした。

$$\pi, \bar{G}, \eta_c = f(\bar{N}, RN) \quad (1)$$

- ⑤圧縮機の設計点は後述するように、広範囲の速度/高度条件において性能を確保しつつ、サージマージンのある点として選んだ。

- ⑥ジェットとファン気流との混合は理想的に行われるものとする。

的に行われるものとする。

表1に計算に用いたシステム及び各要素の諸元を示す。表中に示した設計飛行動圧は、飛行条件としての高度と飛行マッハ数を決定するための指標として用いた。また、設計当量比の0.37はマッハ3、飛行高度17,600mでは195OKになる。

### 3. 設計点性能

#### 3. 1. 全体性能（比推力-燃料消費率）

表1 エンジン諸元

設計飛行動圧	$q = \rho v^2 / 2 = 50 \text{ kPa}$
設計飛行高度	$H = 17,600 \text{ m}$
設計飛行マッハ数	$Mo = 3.0$
インテーク圧力回復効率	$\eta_r$ : MIL 規格
ファン圧力比	$\pi_f = 1.7$
ファン効率	$\eta_f = .88$
圧縮機圧力比	$\pi_c = 4$
圧縮機効率	$\eta_c = .88$
タービン効率	
高圧タービン	$\eta_{t1} = .83$
低圧タービン	$\eta_{t2} = .88$
機械効率	$\eta_m = .87$
燃焼室圧力損失	0.05
設計当量比	$\phi = 0.37$
ノズル効率	$\eta_N = .90$

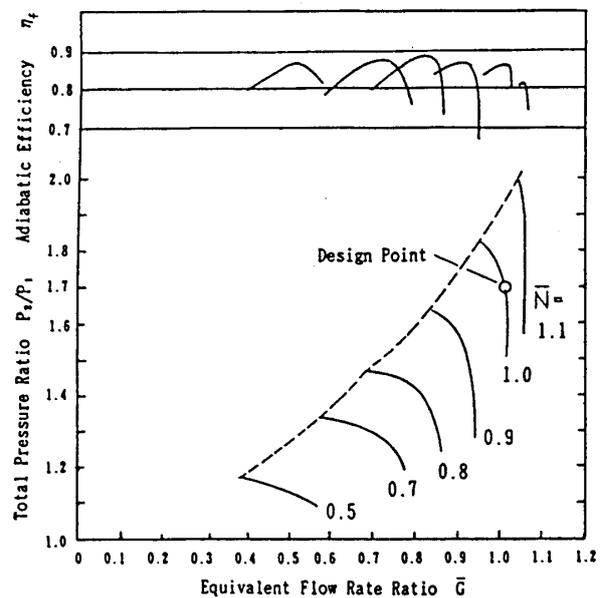


図2 ファン ( $\pi_{f,des}=1.7$ ) 性能マップ

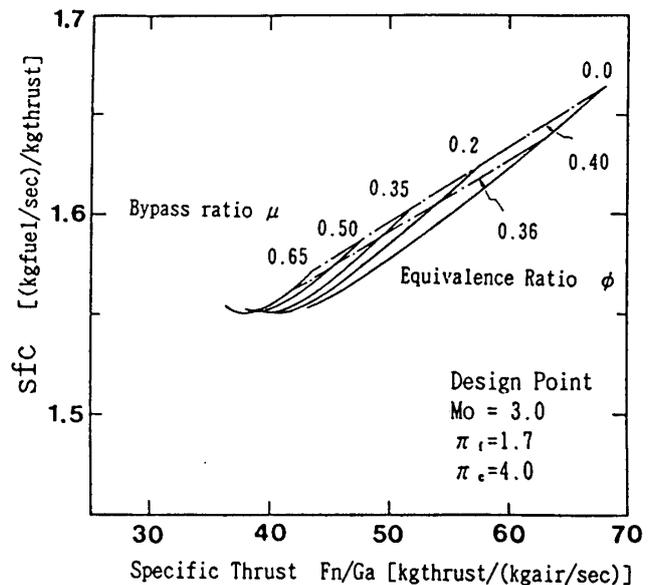


図3 低バイパス比ターボファンエンジンの設計点性能

マッハ数3、高度17,600mにおける、バイパス比 $\mu$ 及び燃焼器内当量比 $\phi$ に対するエンジン全体性能として比推力-燃料消費率の計算結果を図3に示す。この場合のファン及び圧縮機の圧力比はそれぞれ、 $\pi_f=1.7$ 、 $\pi_c=4.0$ であり、この結果はバイパス比及び当量比に関する性能変化を見たものとなっている。どのバイパス比でも最小sfcはほぼ1.55前後であり、当量比を大きくするとsfcも上がる。当然のことであるが、バイパス比の小さい方が比推力が大きい。

この結果から、システム的设计点を $\mu=0.35$ 、 $\phi=0.37$ とした。超音速域までの広い作動範囲のエンジンの设计点を設定することは、従来の亜音速エンジンの場合とは異なり、広範囲で満足できる性能機能を有することが必須であり、设计点で単に最小sfcを選ぶのではなく全作動範囲にわたった考慮が必要で、このため図示するような中間点に设计点を選ぶことも有る。ここで選定した设计点における全体性能は、sfc=1.587(kg/sec/kg)、Fn/Ga=49.0(kg/kg/sec)である。

### 3. 2. 要素性能による全体性能の感度分析

図4に、ファン圧力比、圧縮機圧力比、バイパス比等のサイクルパラメータ、および、ファン、圧縮機、タービンの断熱効率の変化によるエンジン性能(sfc)の変化、すなわち感度分析の一例を示す。この結果から、最も大きな影響を与えるパラメータはファン圧力比であることが分かる。

バイパス比及び圧縮機圧力比の影響は中程度であり、要素効率の1~2%の変動はあまり大きく影響しない。ファン圧力比はしかし自由にとり得る値ではなく、現在の技術では、一段ファンで約1.7、二段ファンで2.5程度が限度である。このため現実的な値を考えると、最適値が2近傍にあるため1.7が妥当な値であると言える。また、何れのパラメータもそれが大きくなることで性能を上げている。

### 4. 部分負荷性能

#### 4. 1. マッハ数と性能

以上の様に選定した设计点を持つエンジンを、ファン、圧縮機及びタービンの作動マップを導入して地上離陸からマッハ1を超えて動圧0.5の飛行経路に沿って加速、

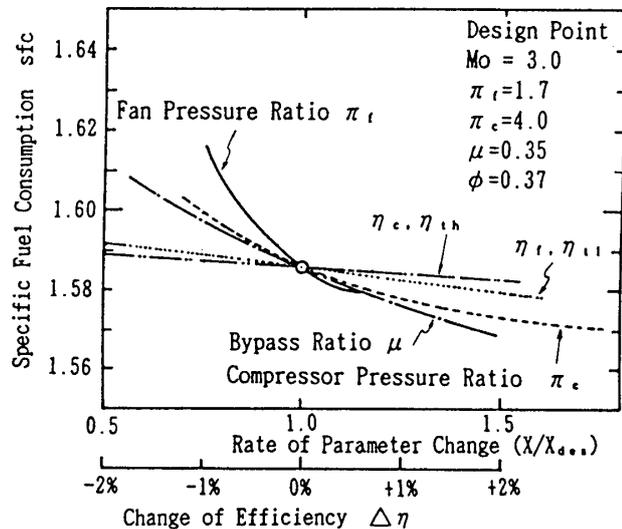


図4 設計点性能の各種パラメータによる変化(感度分析)

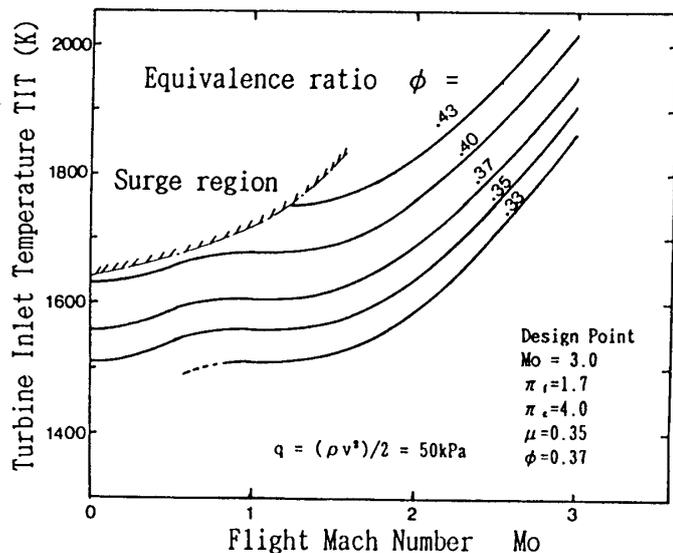


図5 エンジン部分負荷運転時の作動曲線  
(等燃空比作動によるタービン入口温度の変化)

上昇しマッハ3に至るまで飛行させ、飛行範囲における部分負荷性能を求め、エンジンの可変機構を含めて以下検討する。また同時にエンジンの作動範囲についても検討することになる。この場合の計算は、マッハ3の状態から始めて、減速・下降して地上まで飛行し得るかを確かめつつ計算を進めることになる。

後述するが、圧縮機の性能マップ上においてマッハ3の設計点から、下降するにつれて作動線は上昇し、サージ線に近づくこととなる。従ってマッハ3では十分に飛行できたエンジンが、地上付近では圧縮機のサージのために運用できなくなることになる。このことは図5の結果で示されている。

図5はマッハ3の状態から、等 $\phi$ の条件で地上へ降りてきた時に得られるタービン入口温度

(TIT) の変化を示したもので、一種のエンジン作動線である。TIT

は加速上昇と共に上昇し、0.37では地上の1560Kが、マッハ3で1950Kになる。これは、マッハ数の向上と共にエンジン入口空気温度が上昇するためであり、高速化と共に増大するファンの所用動力をタービンで得るための変化である。しかし、低速域ではかえってこの温度変化が圧縮機の修正回転数を増大させ、作動線をサージ側に寄せることになる。特にTITの高い( $\phi$ の高い)エンジンでは、圧縮機空気流量がもともと絞り気味であるため、低速域でサージに入り易いことになる。これが図5の“Surge Region”として示した領域である。また、仮にTIT一定の作動を計画すると、高マッハ数域で必要な高温のままでも低速域で運転することになるが、この場合図示される“Surge Region”に容易に入り込み、作動不可能となることが予想される。このため、この様なエンジンの作動には $\phi$ 一定といった作動

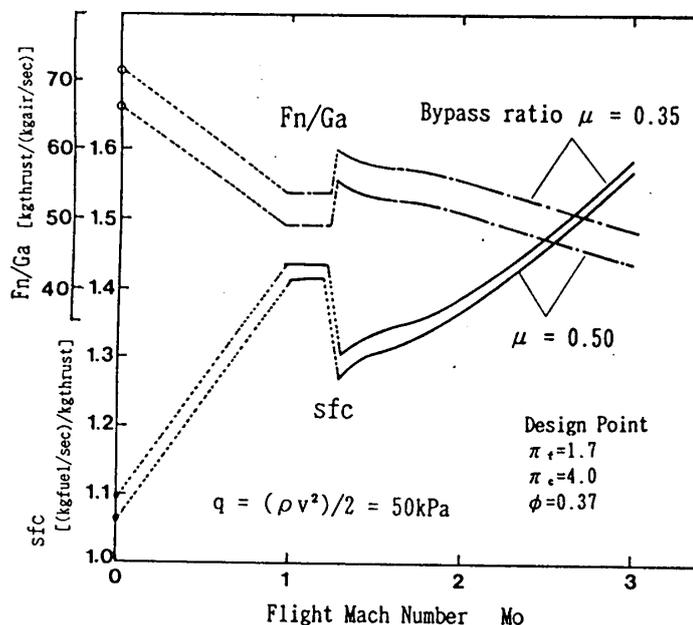


図6 飛行経路による推力及び燃料消費率の変化

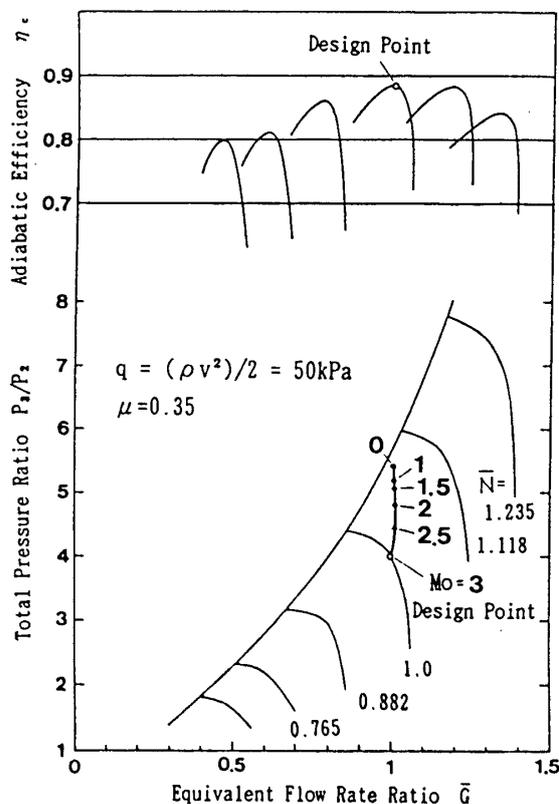


図7 圧縮機 ( $\pi_{c, \text{design}}=4.0$ ) 性能マップ上の作動線

線が望ましいと考えられる。

従って、この図から、広い範囲を満足して作動し得るエンジンサイクルが少ないことが示され、圧縮機、あるいはファン（バイパス比を含む）の作動に可変機構が必要であることが予想される。

図6は、同様の飛行を行わせた場合の性能変化である。バイパス比 $\mu$ に0.5の場合を加えている。高速化と共にsfcは増加し、比推力は減少する。これは、空気密度及び温度の変化によるもので、マッハ数1.3近傍のデータのジャンプはインテーク上流の衝撃波の状態のステップ状の変化による。バイパス比はどのマッハ数でも0.5の方がsfcが低く出ている。しかしバイパス比の増大は、タービン入口温度の向上をもたらし、低速域での作動可能域を狭めることになる。エンジンバイパス比の選定は従って性能だけで行うことは出来ない。

#### 4. 2. 圧縮機の作動線

図7は上記の飛行で実現した圧縮機の性能マップ上の作動線の例である。これは、 $\phi=0.37$ 、 $\mu=0.35$ の条件でマッハ0から3までを動圧0.5一定で運転した場合であるが、そのほかの条件でも基本的には変るところがない。エンジンをマッハ3の設計点から減速すると、圧縮機の修正流量の変化は少ないが、入口空気温度の変化から修正回転数の増大を招き、図示するように作動点が上方へ移動する。このためエンジンが地上に近づくにつれ、サージ側に近づく作動範囲にマージンが無くなってゆくことになる。従って、より広い作動の確保、あるいは前述の高バイパス比を選び得る可能性を高め高性能化を志向するには、圧縮機に作動範囲の拡大を目的とした可変形状化が必要となる。

#### 5. 結言

以上圧縮機の作動を中心として、マッハ3を巡航とする低バイパス比ターボファンエンジンの性能、作動について計算し、可変機構採用の必要性について考察を行った。ここに提示した事柄はまだ初期的な検討であるが、超音速エンジンの作動の一端を明らかにし得たと思う。今後、航技研の高速エンジン研究、通産省の大プロ等、役立てれば幸いである。

#### [参考文献]

[1]M I L - E - 5 0 0 0 8 C

[2]水谷、内燃機関、11巻7号、1972-7、pp79

[3]Oates,G.C.,ed., "Aerothermodynamics of Aircraft Engine Components", AIAA(1985), pp199

[4]Dugan, Jr., NASA SP-36, Chap.17, (1965) pp469

# A-5 超音速燃焼に関する基礎研究

(第2報 単孔直交噴流の流れと混合について)

航空宇宙技術研究所 江口 邦久 \*黒沢 要治 五味 光男  
下平 一雄 西脇 英夫  
大阪府立大学 藤井 昭一

## 1. まえがき

スクラムジェットエンジンの燃焼器に要求される性能目標の1つに、燃料と空気の混合促進による燃焼時間の短縮化が挙げられる[1]。この達成によってエンジン自体を機体と一体化して実用的な長さにすることができ、エンジンの重量軽減による高い推力/重量比が期待できる。しかし実際の燃料噴射を伴う超音速燃焼のプロセスにおいては強い流れの干渉によって生じる複雑な衝撃波構造を考え合わせて、燃料の拡散混合メカニズムを正しく理解することが重要となる。

従って本研究はスクラムジェット燃焼器の動作能力にとって1つの重要な律速パラメータとなる燃料と空気の混合速度に注目し、超音速流れにおける燃料の拡散プロセスを明確にすることを目的とした。これまで超音速混合メカニズムを知るために、二次元噴流モデルとしてスロットノズルを用いた非燃焼流れの可視化実験を試み[2]、引続き前報[3]ではマッハ2の主流中に水素燃料を模擬した高温空気をスロットノズルより音速で直交噴射した時の噴流まわりの衝撃波の構造や噴流の混合様式について定量的に解析した。今回の報告はスロットノズルに代わって単孔ノズルを用い、その三次元噴流の混合メカニズムについて得た実験結果を述べる。

## 2. 実験装置および方法

超音速混合試験の空気流路系を図1に示す。空気は、2台の遠心圧縮機(720kW)を用いて超音速混合モデルと空気予熱燃焼器の2系統に供給される。モデルへの主流空気はノズル膨張時の氷結粒子の発生を防止するため、熱交換器により加熱さ

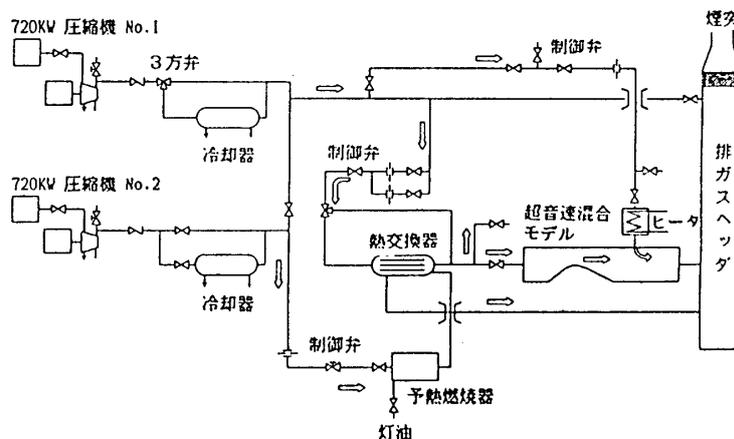


図1 超音速混合試験の流路系

れる。この空気は入口全圧 0.4MPa でスロット(膨張断面積比 1.78)を通して膨張した後、測定部においてマッハ数2、静温 295K の主流状態を得る。一方同じ供給系か

ら常温空気の一部を分岐して2台の電気ヒータ(10kW)を介して加熱した後、高温空気(最大640K)の音速噴流を得る。この三次元噴流モデルは、超音速スロートの下流にある矩形断面(50×53.9mm)に単孔ノズル(D=5mm)を配した構造である。モデルの両側面に取り付けた観測用石英ガラス窓を通して、噴流の上流50mmから下流190mmにわたってレーザー光を透過させて流れの可視化や温度測定が行なえる。

壁静圧の測定は図2に示すように、噴流壁については、噴孔中心軸上の主流方向(X)の変化と噴孔後流の横(Z)方向の広がりを調べることで、そして側壁面上の圧力測定は、噴流上流に形成された湾曲したBow衝撃波と側壁面上の流れとの干渉状態を捉えるために行った。

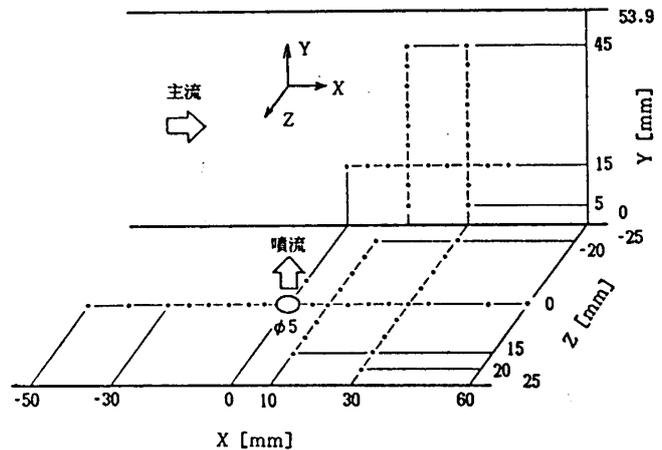


図2 単孔ノズル周りの壁静圧孔位置

本実験で流れを可視化する方法として図3に示すシャドウグラフ撮影を選んだ。光源には2Wアルゴンレーザーを用い、放物面鏡を介して平行ビームを観測部に導く。この方法で得られたスクリーン上のシャドウグラフ像は、ビデオカメラに収録すると共にカメラによる撮影も行なった。

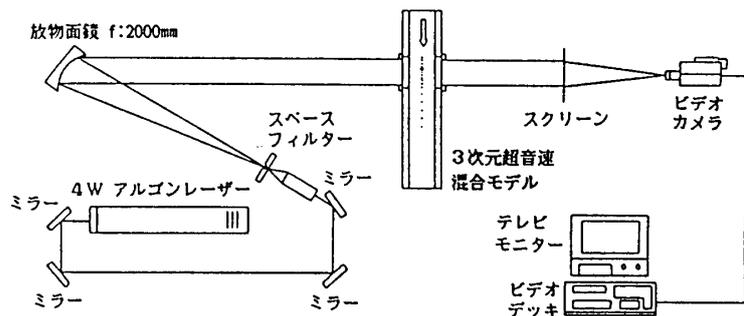


図3 流れの可視化に用いたシャドウグラフの光学系

流体の温度測定には航技研で開発した簡易CARS温度計[4]を用いた。この装置の光学系と処理システムの構成を図4に示す。温度測定では、レーザーを一定周期(20Hz)で発振させ、1点につき1,000ショットのデータをサンプルし、3σ法(σ=標準偏差)により統計処理し、算術平均を平均温度、その標準偏差を温度の乱れとして求めた。測定位置の設定は、光学系の焦

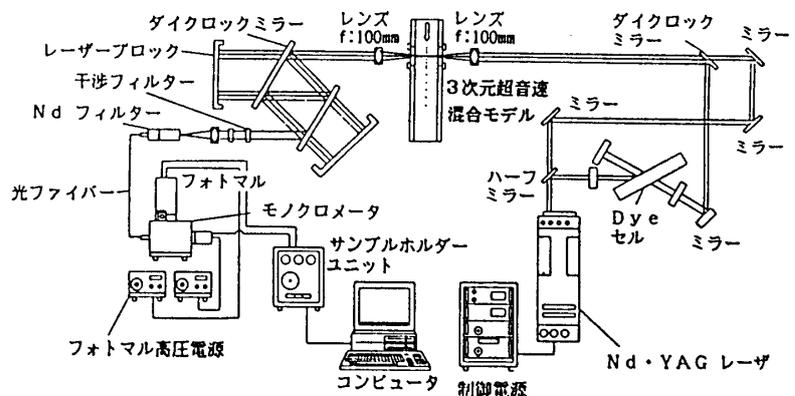


図4 CARSによる温度測定システム

平均温度、その標準偏差を温度の乱れとして求めた。測定位置の設定は、光学系の焦

点を固定させて噴流モデル本体を三次元トラバース装置により移動させて行なった。

### 3. 実験結果および考察

#### 3. 1 シャドウグラフによる流れの可視化

噴流動圧を上昇させた時の衝撃波の変化を捉えたシャドウグラフ写真を図5に示す。主流マッハ数2、音速噴流のもとで、噴流と主流の動圧比 $q_r$  ( $=[\rho_j U_j^2]/[\rho_{\infty} U_{\infty}^2]$ )を1つの動作パラメータに選んだ。この図から、噴孔上流の境界層の剝離に伴う衝撃波、その後方にBow衝撃波を形成している。このBow衝撃波は噴流の対向壁において反射を起こすと共に、 $q_r$ の増加に伴って上流に移動していることが観察される。但し、前報のスロットノズルにおいて見られたような主流域に垂直衝撃波の発生させるような干渉は起こしていない。これは噴流の周りに主流の巻き込みが起こり、主流に対する噴流のブロッキングが小さいためと考えられる。噴流コアを見ると $q_r$ の増加と共にBarrel衝撃波が成長していくことが判る。それに続くマッハディスク、再膨張衝撃波が形成され、噴流壁上の境界層においては流れの付着に伴う再圧縮衝撃波を

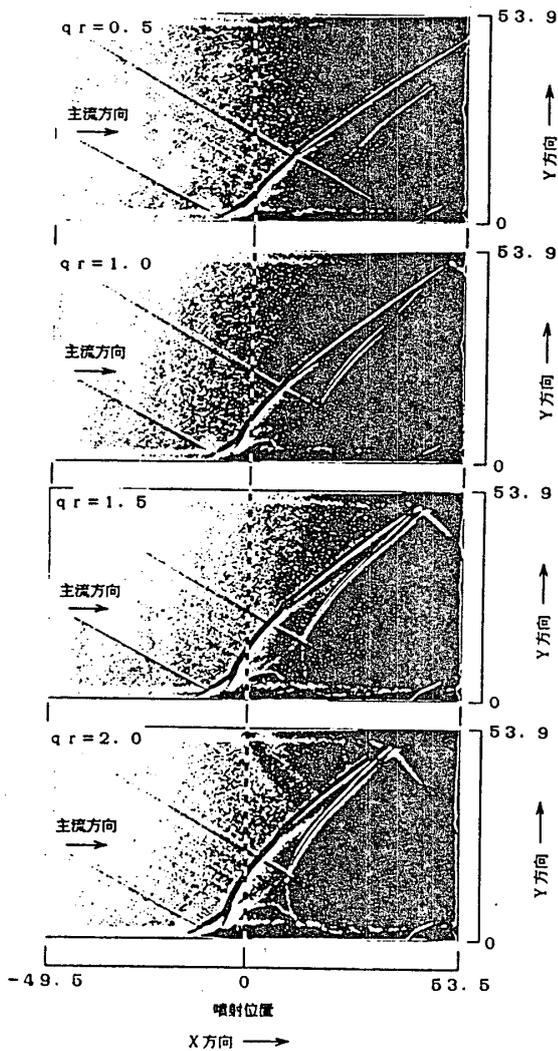


図5 単孔噴流のシャドウグラフ写真

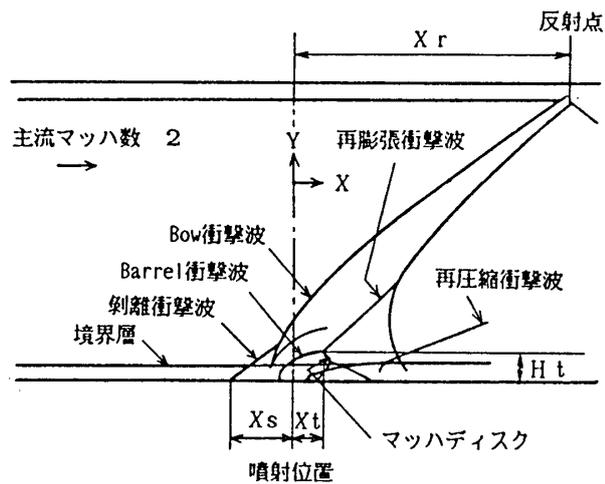


図6 単孔噴流の流れ構造

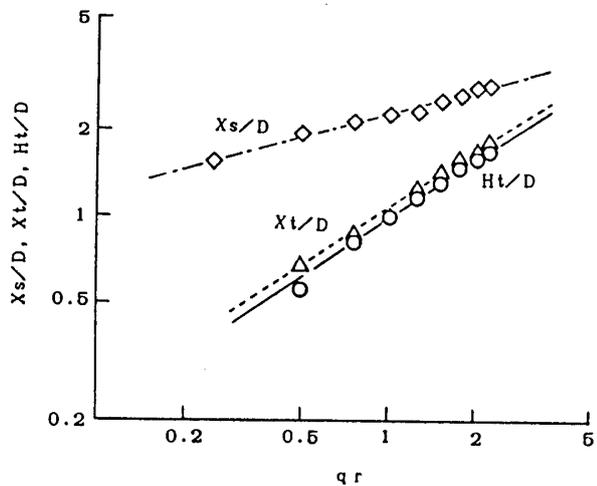


図7 上流剝離とマッハディスク位置変化



生じている。但し、噴流は三次元的な拡がりを持っているためか、この再圧縮衝撃波の輪郭はシャドウグラフでは明瞭に捉えられない。もう1つ特徴的なことはBow衝撃波とBarrel衝撃波の間に噴流境界と見られる白い線が観察された。この付近では噴流と主流との強い干渉が生じており、 $qr=0.5$ の条件ではこの噴流境界を示す白い線は下流まで伸びているが、 $qr=1.0$ 以上では他の衝撃波が強まるためか噴孔付近でしか観察されない。以上のように、単孔噴流では三次元的な横方向への拡がりを持つ複雑な流れを形成する。ここで $qr=1.0$ の条件における衝撃波の構造を模式化したものを図6に示す。シャドウグラフ写真より、噴孔まわりの衝撃波の変化を定量的に捉えるために、剝離点距離 $X_s$ と、Barrel衝撃波・マッハディスク・再膨張衝撃波が交差する3重点の距離 $X_t$ と噴流壁からの高さ $H_t$ をプロットしたものを図7に示す。それぞれの距離については、対数グラフのデータプロットがほぼ直線になるため、

$$X_s/D = 2.3 q r^{0.29} \quad X_t/D = 1.1 q r^{0.67} \quad H_t/D = q r^{0.69}$$

の式で表わされる。剝離距離の変化の傾きは、二次元噴流に比べて $1/4$ 以下となる。噴流の貫通距離を表わす3重点の距離 $X_t$ と高さ $H_t$ の比はほぼ一定しており、このことは三重点の位置が噴孔中心からある一定の傾きを持つ線上に沿って $qr$ の増加とともに遠ざかる傾向を意味する。またマッハディスクの傾きについては $qr$ を変えても主流に対しほぼ $39^\circ \sim 41^\circ$ の交差角にあり、大きく変化していない。つまり、三次元的な不足膨張噴流コアの形は類似しており、その大きさは $qr$ の変化に対応して増減するだけである。

### 3. 2 壁静圧分布の特性

図2に示した壁静圧の測定より求めた噴流壁及び側壁上の等圧分布を図8、図9に示す。尚、これらの圧力レベルは50mm上流にある噴流壁圧を基準に無次元化した値

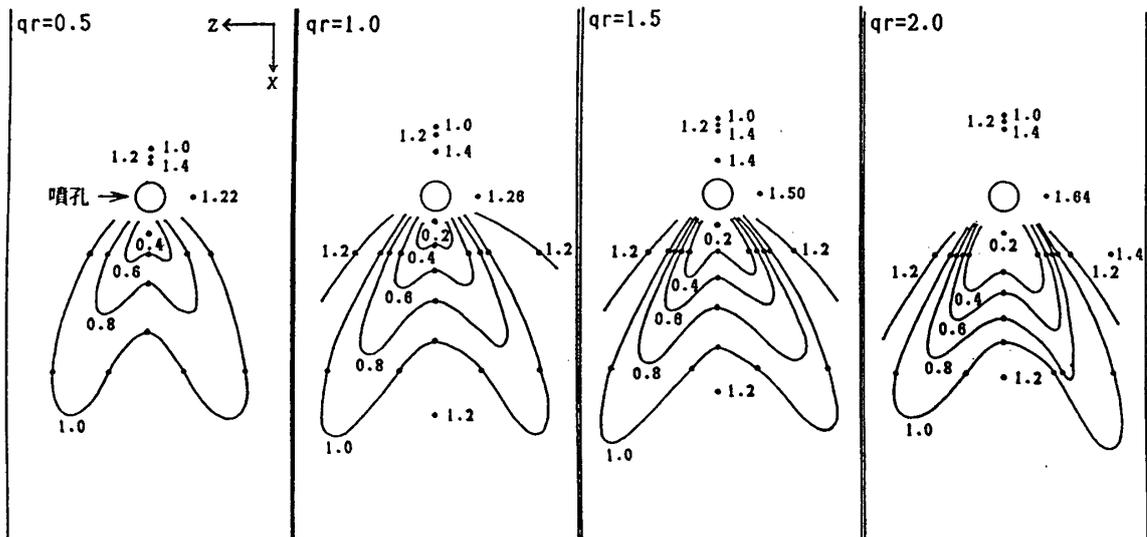


図8 噴流壁上の等圧分布

である。図8の等圧線から見て低圧域の形はくさび状となり、噴孔から下流に向かって側壁側に向かって広がっている。 $qr$ の増加とともに低圧域(0.4の等圧線を参照)は拡大するが、主流静圧に等しい等圧線に囲まれた広さは大きく変化していない。このように $qr$ の上昇は噴流壁上での圧力勾配を大きくし、主流の巻込みを強め再循環流量を増加させることになる。一方、噴孔中心に沿った上流の壁圧は、境界層剝離に伴って高い値( $> 1$ )を示しており、その剝離領域の広さは二次元噴流の場合に比べて狭くなる。また、二次元噴流と異なる点として $qr$ が1.5以上になると噴孔直前での壁静圧が下がる。このX方向の圧力勾配の傾向から、噴孔上流の剝離域には2つの方向の異なる再循環渦が存在するものと推定できる。

図9は側壁面の等圧分布を示す。図中の破線はBow衝撃波の位置を示しており、壁圧のピーク域は衝撃波の後方に位置し、 $qr$ の上昇とともにそれらは上流に向かってBow衝撃波と並行に移動してい

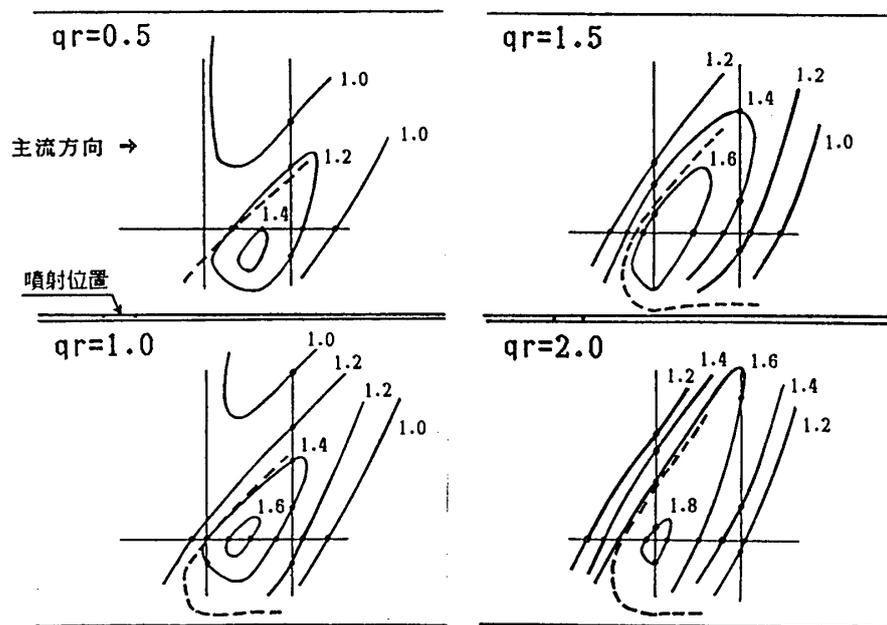


図9 側壁上の等圧分布

る。同時にその圧力の値も全体に上がる。側壁圧力の最高値は図8に示した噴流壁圧のそれに対し高く、例えば $qr=2.0$ の条件で比較すると10%程度高い。

以上の壁圧測定の結果から言えることは、噴孔の下流壁上にはくさび形の低圧域が存在すること[5]、噴孔上流の剝離域には $qr$ が1.5を越えると2つの再循環流が発生する。もう1つは噴流上流のBow衝撃波が横(Z)方向に湾曲し広がり、側壁上の境界層と強い干渉を起こす。

### 3. 3 温度分布特性

動圧比 $qr=1.0$ における噴流中心断面の主流方向の温度と乱れ強さの分布を、それぞれ図10(a)と(b)に示す。平均温度(TI)は図中の式にみられるように主流温度( $Tms$ )と噴流温度( $Tjs$ )により無次元化した。一方、温度乱れ( $\sigma$ )を平均温度(TI)で除した値を乱れ強さとして表わした。また図中にはシャドウグラフよりBarrel衝撃波、剝離衝撃波及びBow衝撃波の輪郭を合わせて示す。

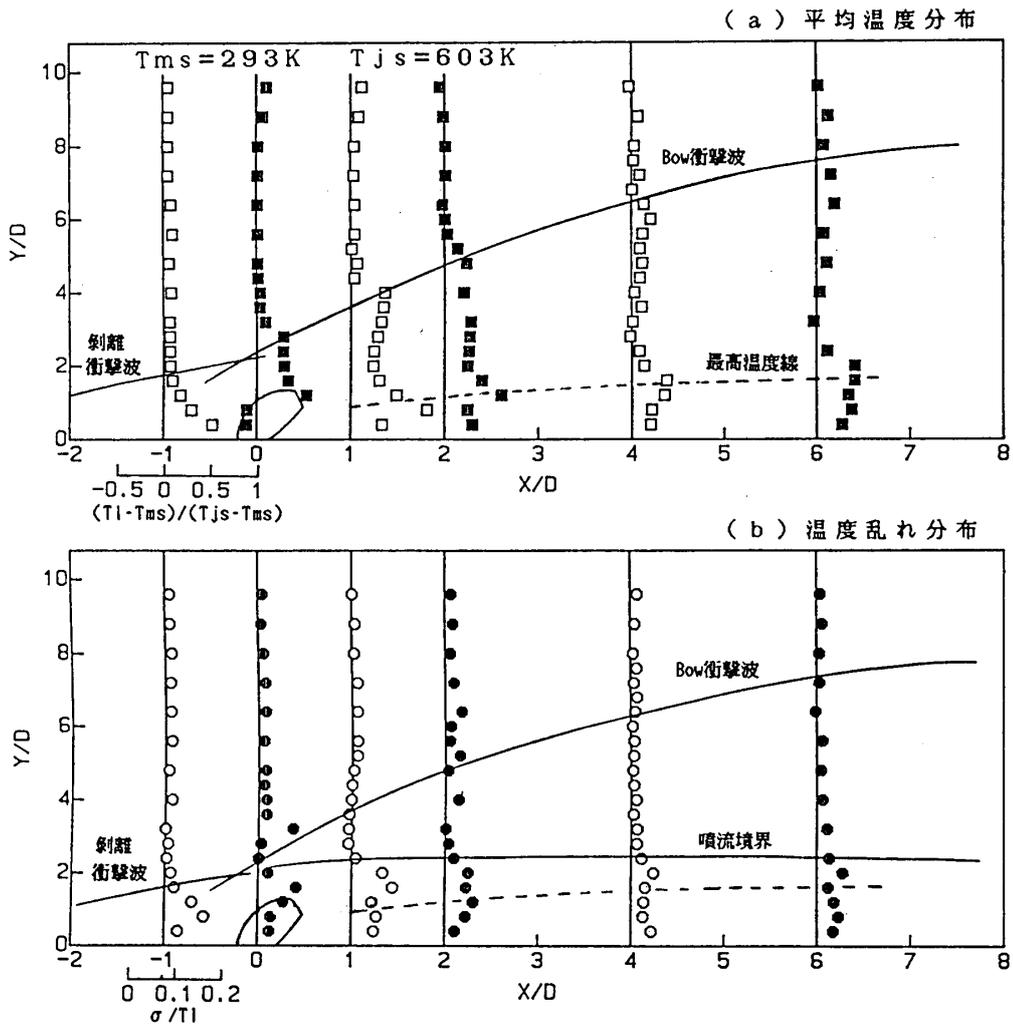


図 10 噴流中心に沿う主流方向温度と乱れ ( $q_r = 1.0$ )

平均温度の分布より、噴孔上流 ( $X/D = -1$ ) の噴流壁近くに見られる温度の上昇は先に述べた剝離域における全圧回復に基づく。Bow衝撃波の発生位置では流体圧縮による温度上昇が生じている。各測定断面の最高温度点を結んだ図中の破線は噴流中心の動きに対応する。 $X/D = 4$  より下流では噴流の流れは壁に沿っていると見られる。噴孔直後の位置 ( $X/D = 1$ ) の断面における最高温度は  $0.82$  と高く、下流になるほど主流との乱流混合を介して減少する。そして最高温度の減衰にともない各断面の温度分布はフラットになっていくことが判る。

次に、最高温度線に沿って乱れ強さを見ると、壁側より主流側のピークレベルが高く、その位置で主流との混合が活発に進行している様子が伺える。このことから主流と噴流の混合する境界は乱れの上昇し始める点として、図中の実線で示した。このラインは、シャドウグラフから得た噴流境界とほぼ一致している。また、この噴流境界の高さは噴孔下流の全域にわたってほぼ  $2.4$  とほとんど変化しない。このため噴流中心と境界との間にある混合域の広さは、噴孔から徐々に狭くなり、 $X/D = 4$  より下流では変わらない。これより噴流は横 ( $Z$ ) 方向への拡散が進むものと考えられる。

そこで噴流の横方向への広がりを調べるため、噴孔から  $X/D = 4$  の代表位置における横 ( $Z$ ) 方向の分布を図 11 に示す。平均温度分布の形は扁平な台形状となっている。一方、乱れ強さについては、図 10 (b) の結果から噴流の中心と境界との巾は約  $1 D$  であり、その領域の乱れ強

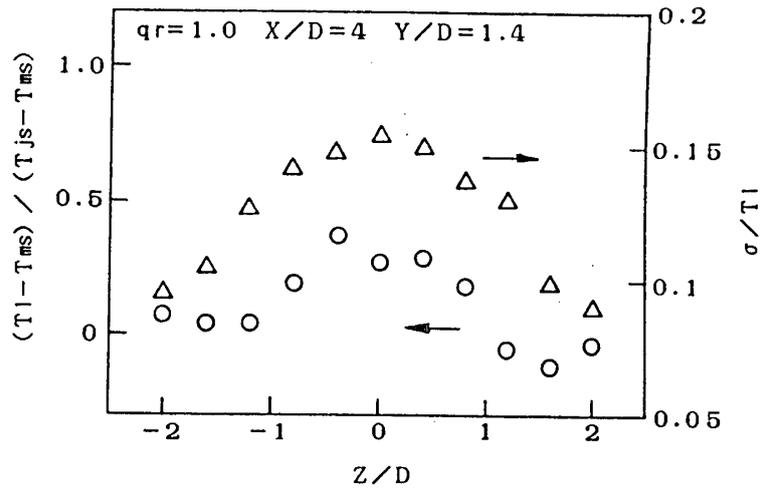


図 11 噴流を横切る断面の温度と乱れ

さは 10% 以上である。一方、10% 以上にある横方向の巾を求めると、約  $3 D$  となる。このように高さ方向に比べ横方向の広がりは  $Y/D = 4$  の位置で 1.5 倍となり、横方向への噴流拡散が強いことが判る。

以上、図 10 および図 11 の両温度分布データと壁圧分布を合わせて考えると、噴孔直後では噴流の湾曲化と主流の巻き込みによる混合が主に進み、噴流断面は扁平な形となり、さらに再付着点をすぎると壁と平行に流れて混合していくと推察できる。

ここで噴流と主流の混合が主流方向にどの程度の速さで進行するかを知るため、図 10 (a) の最高温度の変化を図 12 にプロットした。図中にはトレーサを用いた噴流実験 [6] と高温空気による同様の実験 [7] から得られたデータを併せて示す。これらのデータは、図中に示す 2 本の線の間にある。今回の実験データは、 $X/D = 4$  より上流では下側の線に従い、それより下流になると

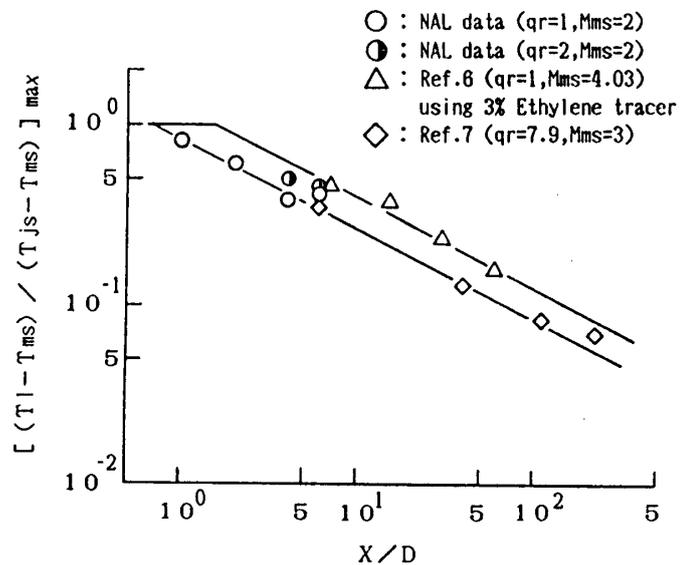


図 12 主流方向への噴流温度の減衰

上側の線に近づく。この理由の 1 つとして、図 8 に見られるように噴流壁上における流れの再付着現象によるものと推定される。この 2 つの線の間値は

$$[(T1 - Tms) / (Tjs - Tms)]_{\max} = (X/D)^{-0.5} \quad \text{の式で表わすことができる。}$$

このピーク温度の減衰曲線より、実際に水素燃料を噴射した時に理論混合比に至る距離を推算すると噴孔径の 1,250 倍となり、実験に用いた単孔のみから噴射の場合に

は噴孔から6.25mの混合距離を必要とする。さらに完全混合するまでの距離は、噴孔径の約8,300倍となる。このように超音速流への燃料の直交噴流は、亜音速流の場合に比べてその貫通力が小さく拡散速度も遅いため、なんらかの混合促進手段が要求される。

#### 4. 結論

今回の実験研究では、流れの可視化、壁静圧の測定、CARSによる温度測定に基づき三次元直交噴流の超音速混合について実験解析を行なった。その主な結論を以下にまとめる。

- (1) 噴流の貫通高さは、噴流/主流の動圧比の約0.7乗に比例して増加する。一方、上流の剝離点距離は、二次元噴流に比べて短く、動圧比の約0.3乗に比例する。
- (2) 噴流壁上には、噴孔を頂点とするくさび形の低圧域が下流に向かって拡がり、 $qr$ の増加と共にそこでの圧力勾配は大きくなる。
- (3) 噴流の流れはマッハディスクを経て再付着点まで湾曲し、主流の巻込みを伴うため、扁平な形となる。さらに、再付着点下流では壁とほぼ平行になる。
- (4) 噴流温度のピーク値は平方根に反比例した関数で減衰する。

本研究は、「高速機用エアブリージングエンジンの研究」と連携し、大阪府立大学との共同研究のもとで平成元年度に実施した実験研究である。実験及びデータ整理に協力して頂いた研修生の新井 剛、蛭間哲也両君(電機大)に感謝の意を表したい。

#### 参考資料

- [1] 鎮西信夫、升谷五郎、「スクラムジェット - マッハ4~25を目指して-」、日本航空宇宙学会誌 Vol.35, No.400, May 1987.
- [2] 江口邦久、黒沢要治 他、「超音速燃焼に関する研究: 非燃焼の可視化」、第28回航空原動機に関する講演会発表、東京、昭和63年2月。
- [3] 江口邦久、黒沢要治 他、「超音速燃焼に関する基礎研究: 二次元直交噴流の流れと混合について」、第17回ガスタービン講演会発表、東京、平成元年6月。
- [4] 五味光男 他、「実用的なCARS温度計の研究」、航空技術研究所報告 TR-999、1988年10月。
- [5] Charwat, A.F. & Allegre, J., 「Interaction of Supersonic Stream and a Transverse Supersonic Jet」, AIAA Journal Vol.12, No.11, Nov. 1964.
- [6] Torrence, M.G., 「Effect of Injectant Molecular Weight on Mixing of a Normal Jet in a Mach 4 Airstream」, NASA TND-6061, Jan. 1971.
- [7] King, P.S. et al, 「Combined Tangential-Normal Injection into a Supersonic Flow」, AIAA 89-0622, Jan. 1989.

## A-6 超音速燃焼器における空力混合の基礎研究

河合理文 安藤安則 池田英人 藤森俊郎

(石川島播磨重工業株式会社 技術研究所)

大森保紀 (石川島播磨重工業株式会社 航空宇宙事業本部)

麻生 茂 (九州大学 工学部)

### 1. はじめに

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

本論文では、最も基礎的な例として、超音速流中の平板から垂直に音速の噴流を吹込んだ場合の流れ場に関して、実験的に調べた結果、および数値解析結果との比較について述べる。図2は、対象とする流れ場の概念図<sup>(3)</sup>である。このように、平板上の乱流境界層と、噴流に誘起された衝撃波との干渉、それにより生ずる境界層のはく離と再付着<sup>(4)</sup>、さらにマッハディスクやパレルショックと呼ばれる現象など、流れ場は非常に複雑なものとなる。ここでは、噴流の圧力のみを変化させて、流れ場におよぼす影響を調べた。

### 2. 実験手法

実験は、150mm×150mmの正方形断面の測定部を有する、公称マッハ数4の吹出し式超音速風洞<sup>(5)</sup>を用いて行なった。気流持続時間は約120秒である。実験に用いた平板模型を図3に示す。幅0.5mmのスリットから音速の噴流(窒素)を吹込んだ。スリットの長さは幅の200倍以上あり、噴流は2次元性的であると考えられ、静圧分布によって実験でも確認している。図中の×の位置で平板上の壁面静圧を測定した。また、シュリーレン法により流れ場の可視化を行なった。

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

### 3. 数値解析手法

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

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} = \frac{W}{J} \quad q = \frac{1}{J}[\rho, \rho u, \rho v, e, \rho f_i]^T \quad (1)$$

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

本手法では、これらの方程式を陽解法であるUnsplit MacCormack法<sup>(6)</sup>で解く。ただし、化学種の生成項については陰的に取扱い、全体としては半陰解法となっている。この方法によって式(1)を時間方向に前進差分すると、次式となる。

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

ここで、 $Q=W/J$ 、また*n*は時間ステップである。

本論文では、人工粘性項として2階と4階を組合せたもの<sup>(7)</sup>を陽的に付加した。また乱流モデルとしては、修正SGSモデル<sup>(8)</sup>を導入している。なお今回の計算では、空気+窒素の流れ場であるため、燃焼は考慮していない。

#### 4. 結果と考察

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

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

図5は、平板上の壁面静圧分布を各ケースごとに示したものである。横軸*x*は主流方向の位置で、 $x=0$ がスリット位置である。縦軸は、壁面静圧  $p_w$  を主流の壁面静圧  $p_{in}$  で無次元化した値である。噴流の影響により、スリット上流側から急激な圧力上昇が生じている。下流側では、圧力の低下と回復が観察される。噴流の圧力の上昇に伴って、壁面圧力の上昇・低下は大きくなり、また噴流の影響が及ぶ範囲が広がっていることがわかる。

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

定量的な比較として、壁面静圧分布を実験値と比較したものが図7である。表示の方法は図5と同様である。計算値と実験値は、全体としてかなりよく一致しており、計算手法の妥当性が示されている。しかし細かく検討すると、計算結果の方が、特に上流側において振動的である。これは陽解法+人工粘性という本解析手法では、ある程度避けられないものと考えられ、圧力分布を精密に予

測するには、より高い精度の解が得られる手法（TVD法等）が必要であると言える。また乱流モデルについても、種々のモデルにより検討する必要がある。

## 5. おわりに

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

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

現在、実験についてはスリット幅等を変化させて、流れ場に与える各パラメータの影響を順次調査中である。また、バックステップ等のより複雑な流れ場についても実験を進めている。解析に関しては、TVD法による検証計算、さらに燃焼を伴う流れ場の解析実施中である。

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

最後に、数値解析を実施するに当たって有意義なご討論をいただいた、航空宇宙技術研究所の井上健二室長、福田正大主任研究官に感謝いたします。

## 参考文献

- (1) 鎮西, 升谷, 日本航空宇宙学会誌, 35-400, 1987, pp.241-252.
- (2) Kawai, M., Ando, Y., Ikeda, H., Fujimori, T., Ohmori, Y. and Fukuda, M., Proc. 3rd Intern. Symp. CFD-Nagoya, 1990, to appear.
- (3) Thayer, W. J., Ph.D. Thesis, Dept. Mech. Eng., Univ. Washington, 1971.
- (4) Hayashi, M., Aso, S. and Tan, A., AIAA J., 27-4, 1989, pp.399-404.
- (5) 河島, 岩崎, 大平, 木村, 林, 角, 難波, 九大工学集報, 44-5, 1971, pp.678-685.
- (6) MacCormack, R. W., AIAA Paper No. 69-354, 1969.
- (7) Jameson, A. and Baker, T. J., AIAA Paper No. 85-1929-CP, 1985.
- (8) Murakami, S., Mochida, A. and Hibi, K., ISCFD-Tokyo, 1985.



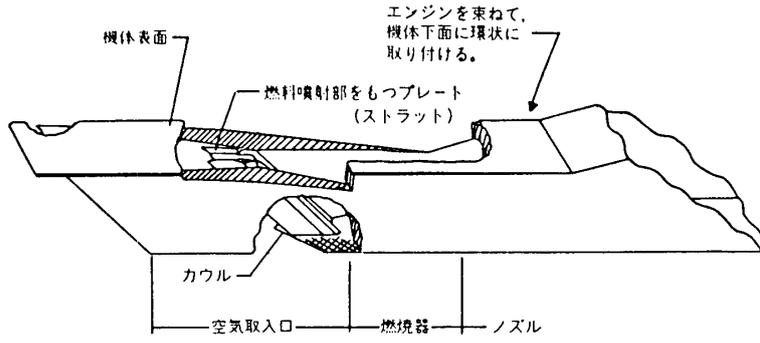


図1 NASAの提案しているスクラムジェットエンジンの概念図<sup>(1)</sup>

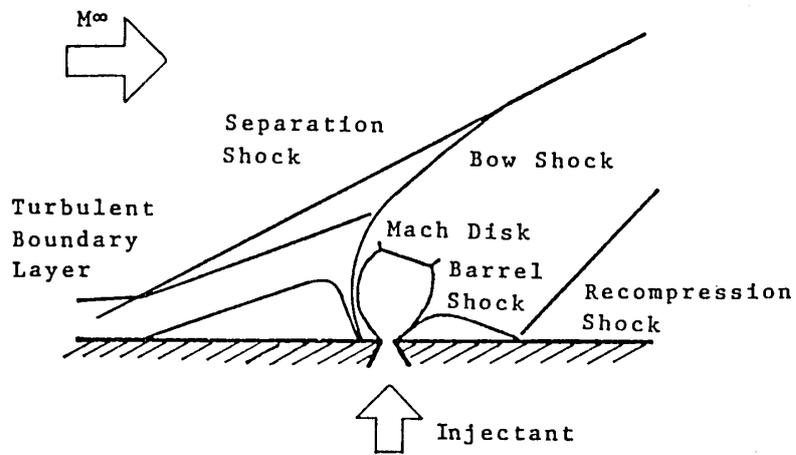


図2 流れ場の概念図<sup>(2)</sup>

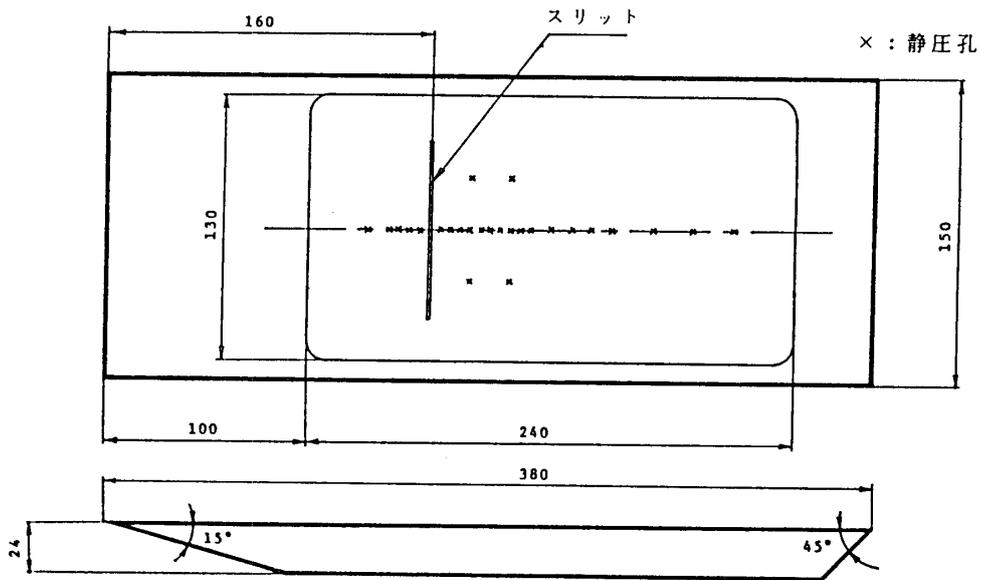
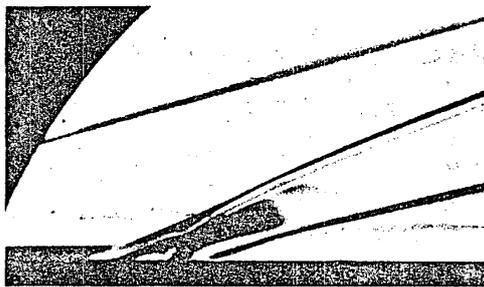


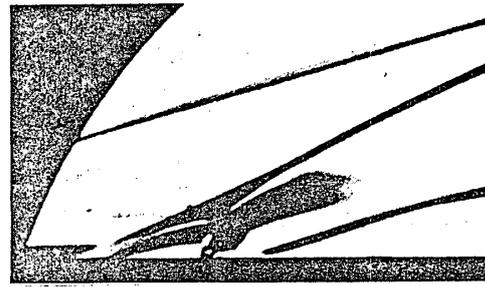
図3 平板模型

表1 ケース一覧

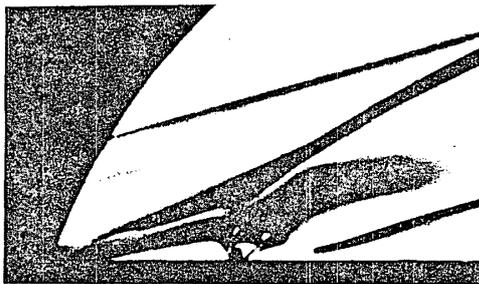
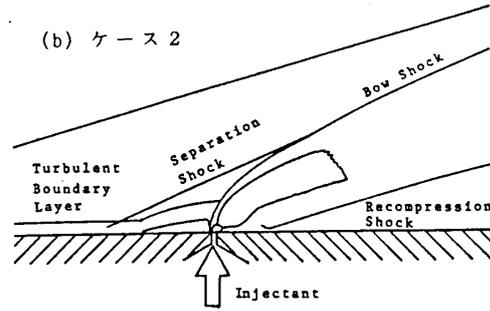
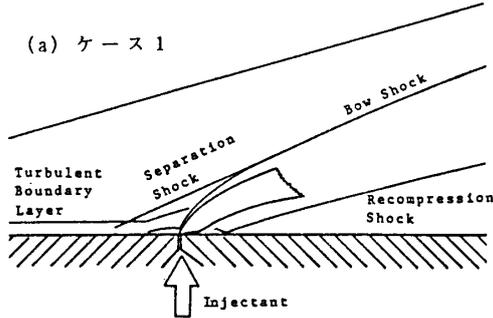
ケース	$M_o$	$P_o$ [MPa]	$T_o$ [K]	$M_c$	$P_c/P_o$	$T_c$ [K]	$W$ [mm]	$Re$	解析
1	3.81	1.20	283	1.00	0.167	283	0.5	$1 \times 10^7$	
2	↓	↓	↓	↓	0.251	↓	↓	↓	○
3	↓	↓	↓	↓	0.335	↓	↓	↓	
4	↓	↓	↓	↓	0.419	↓	↓	↓	
5	↓	↓	↓	↓	0.503	↓	↓	↓	○
6	↓	↓	↓	↓	0.587	↓	↓	↓	



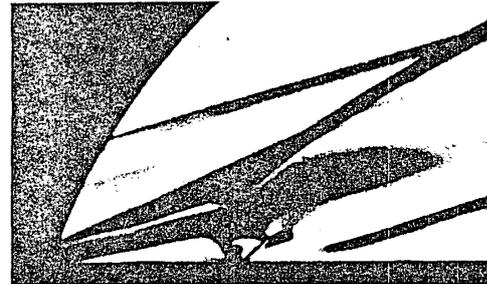
(a) ケース 1



(b) ケース 2



(c) ケース 4



(d) ケース 5

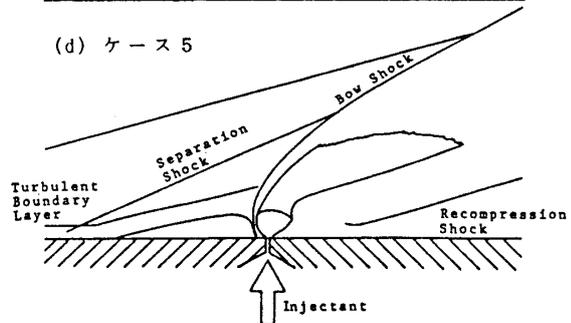
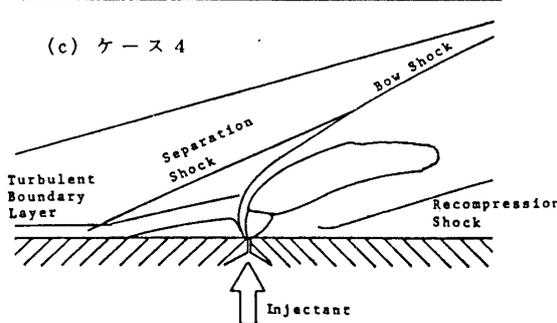


図4 流れ場のシュリーレン写真とスケッチ

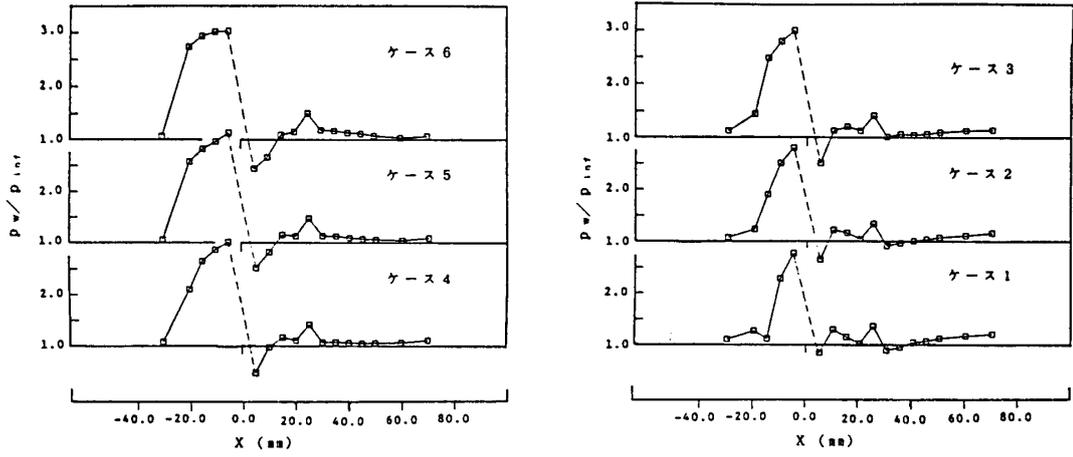
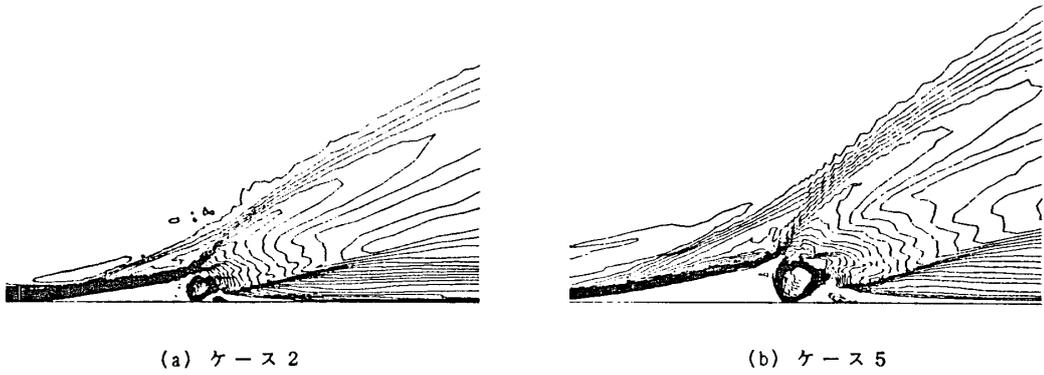


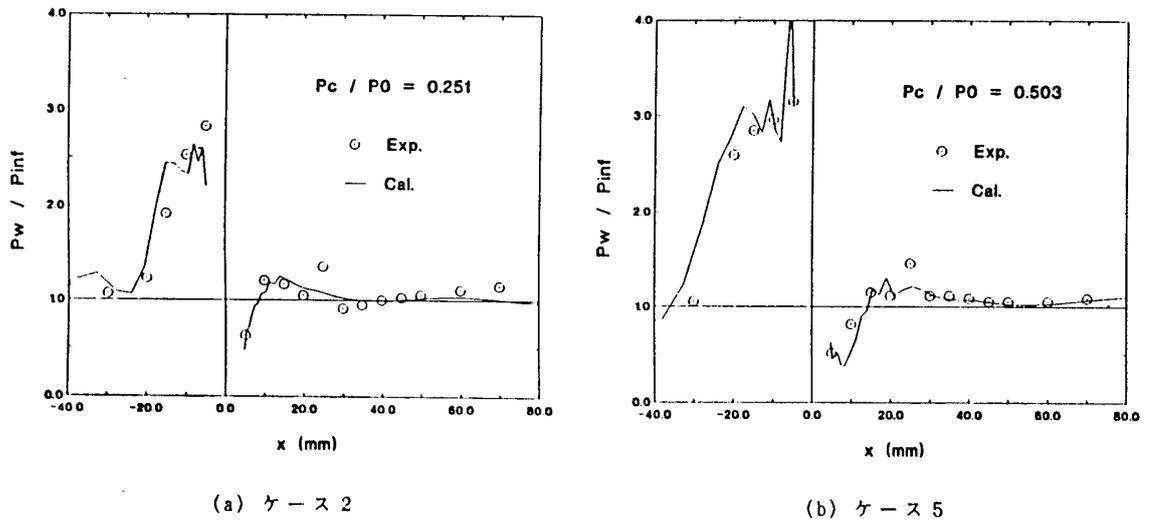
図5 平板上の壁面静圧分布測定結果



(a) ケース 2

(b) ケース 5

図6 計算結果 (マッハ数分布)



(a) ケース 2

(b) ケース 5

図7 計算結果と実験結果の比較 (平板上の壁面静圧分布)

伊藤 源 副

(石川島播磨重工業株式会社)

1. はじめに

民間航空機のエンジンとしてのガスタービンは約30年の歴史を持っている。最も単純な形式であるジェット・エンジンに始まり低バイパス比ターボファン・エンジンを経て近年はバイパス比 4.5~7 のいわゆる高バイパス比ターボファン・エンジンの全盛期である。燃料経済性を含みライフ・サイクル・コストの低減、信頼性の向上、対環境適応性の改善等を目標とした技術開発が引続き行われている。更にコンコルドの出現から二十年余を経て、新たな超音速/極超音速旅客機ならびにそのエンジンの開発も実現性のある課題として議論されるようになって来た。

ここでは民間航空機用エンジン開発の動向についてトピックス的に紹介することにした。

2. 技術開発

(1) ライフ・サイクル・コストの低減

ライフ・サイクル・コストは1)初期コスト(価格)、2)燃料コスト、3)整備コスト(単位飛行時間当りの交換部品費と分解・検査・修理・組立・運転等の人件費に大別される。

初期コストに関してはエンジン製作(部品の製作・組立・試験等全てを含む)に関する継続的な生産性向上にも拘らずマクロ的には低減傾向にない。これは燃料コスト、整備コストならびに対環境適応性等の他の要因の優先度の方が高いためである。複合材料、セラミックス等の新素材が大幅に採用されるようになれば初期コストの低減は

実現する可能性があるが、当面その段階に達していない。

燃料コストは必要出力の問題と燃料消費率の問題に大別される。必要出力の問題は基本的には搭載機全体の設計の問題であるが、エンジンの重量増は搭載機重量に3~3.5倍のインパクトを与えるの

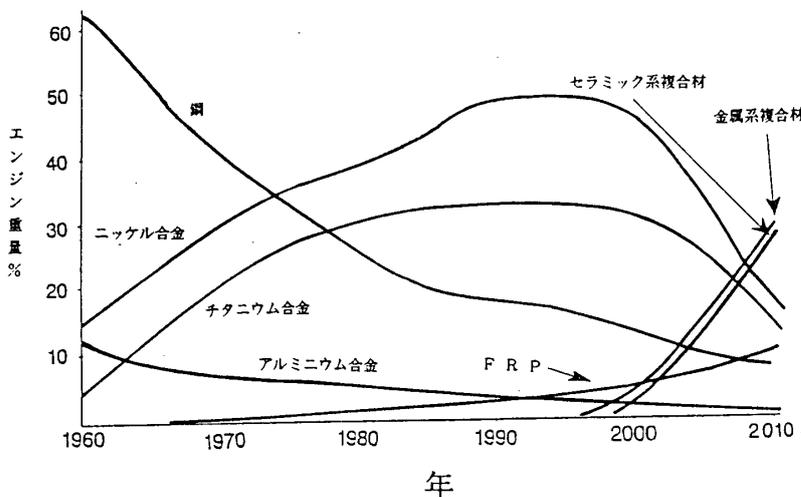


図1 使用材料の傾向

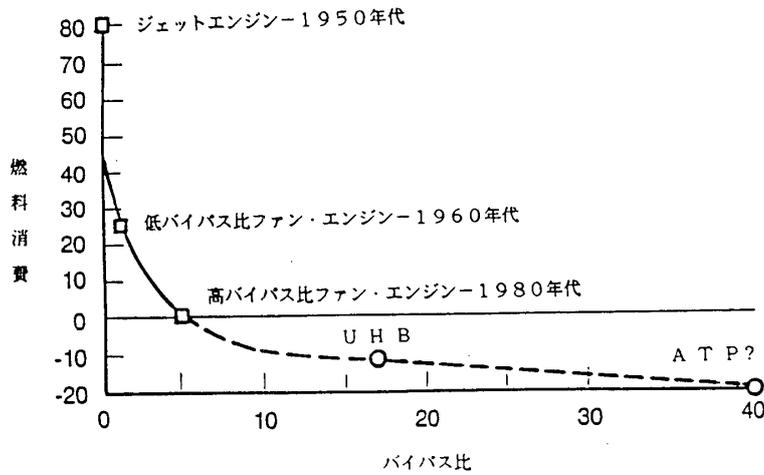


図2 燃料消費率低減の傾向

使用比率は著しく増大し軽量化に寄与しているが、全体圧力比の向上、タービン入口温度上昇等による構造の複雑化とオフセットし、推重比はほぼ5:1で最近10年以上大きな変化は見られない。今後複合材料の採用が急増する見通しであるがエンジンの軽量化に継がるかどうかの見通しは明らかでない。必要出力の問題は今一つエンジン形態との関連がある。バイパス比の高いエンジンはすぐれた巡航燃費率を実現するが、機速の増大に伴う出力の低減も大きく、最大上昇又は最大巡航定格時の出力がエンジンの大きさを決めるようなケースでは、特に高バイパス比のエンジンは離陸時の出力を（不必要に）大きく設計する必要が生じ、相対的に大きな、従って重いエンジンになる可能性が指摘される。

燃料消費率は図2に示すように年を追って低減して来ている。燃料消費の経済性は

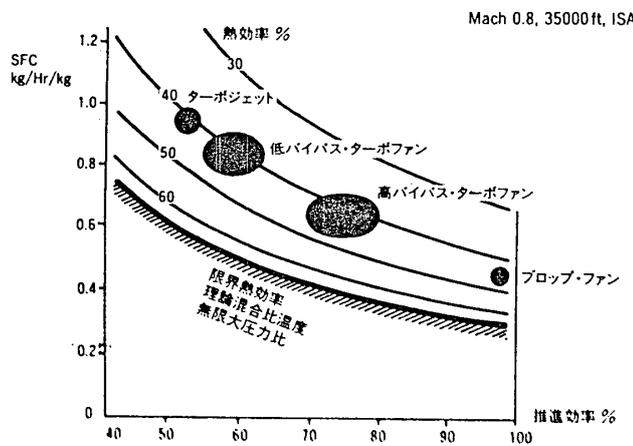


図3 熱効率と推進効率/SFCの関係

で、エンジンの軽量化は搭載機の必要出力の低減につながり、従って燃料消費量を低減し得る。図1は航空用ガスタービンの使用材料の変遷を示す。アルミニウム合金と鋼の使用比率が減り、チタニウム合金とニッケル合金の比率が上っている。

特にチタニウム合金の

推進効率とサイクル熱効率の二つの観点から見る必要がある。推進効率を高くするには単純化して言えば、より大量の空気をより低速なジェットとして噴出すれば良い。高バイパス比ターボファンに比べプロップファン/U D F等いわゆるU H B (ウルトラ・ハイバイ

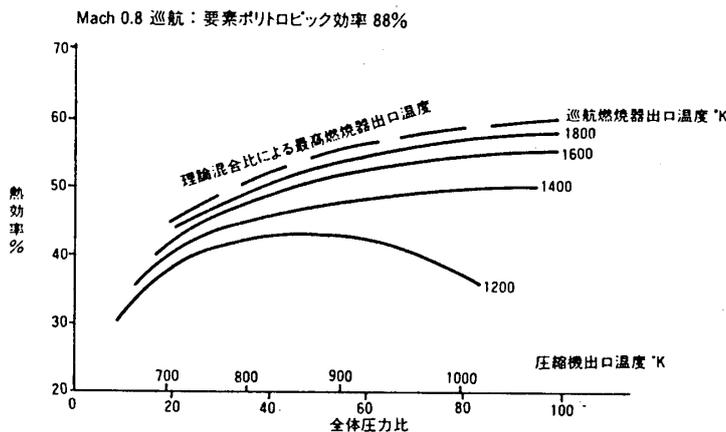


図4 最高温度と圧力比／熱効率の関係

8.5～11程度の高バイパス比ターボファン・エンジンである。現用の高バイパス・ターボファンは4.5～7のバイパス比であるが、基本的には現用技術の延長上で更にバイパス比を高くとり（即ちより大量の空気をファンで圧縮するか、現用のエンジンより低速のジェットとして噴出させることにより）、より高い推進効率を実現して燃料消費率の低減を図ろうと言うものである。燃料コストが長期間安定している為燃料経済性の飛躍的向上が実現する反面、開発費が高み、開発期間が長く、かつ技術的なリスクの大きなUHBの開発を先送りして現用技術の限界を求めるような形態のエンジン開発が現実のものになって来たことは注目に値する。UHB程で無いとは言えバイパス比10前後を実現し魅力のあるエンジンにする為には複合材の採用、高温化・高圧力比化、要素の高負荷化等新技术の採用が必要で、現用機種種の派生型とはレベルの異なる開発になることも事実である。

UHBとしては①減速歯車を介して出力タービンがファンを駆動するSuper Fan / ADP、②二重反転式出力タービンの外径側に設けた二重反転プロペラを直接駆動するUDF、③出力タービンが減速歯車を介して二重反転プロペラを駆動するATPの3つの形態が知られている。①のバイパス比は15～20程度、②のバイパス比は30～40程度、③のバイパス比は60～70程度であろう。複合材料製のファン／プロペラ動翼、可変ピッチ機構（UDFの場合は特に）、減速歯車機構（UDFの場合は不要）等立証済みでない技術が必要とされる。前述のように燃料価格が長期的に安定している為ユーザー側からのニーズが盛り上らず実機開発の動きに到っていない。前掲例を含む幾つかの技術は未実証であるが4～5年の開発期間を考えれば確立可能な水準の技術と思われる。燃料費の大幅な高騰等UHB無しには航空輸送が成り立たないような状況が出現すれば具体的な開発計画が出て来るものと思われる。特に①のSuper Fan / ADPは技術的飛躍度が小さいので現用機種の高圧系を使用する形での開発がいつ現実

パス) エンジンの燃料消費率が低くなるのは基本的にこの理由に基づく。計算例を図3に示す。

1990年代初頭にも出現すると言われたUHBの開発の動きはここへ来て停滞している。代って実現性を帯びて来たのがバイパス比

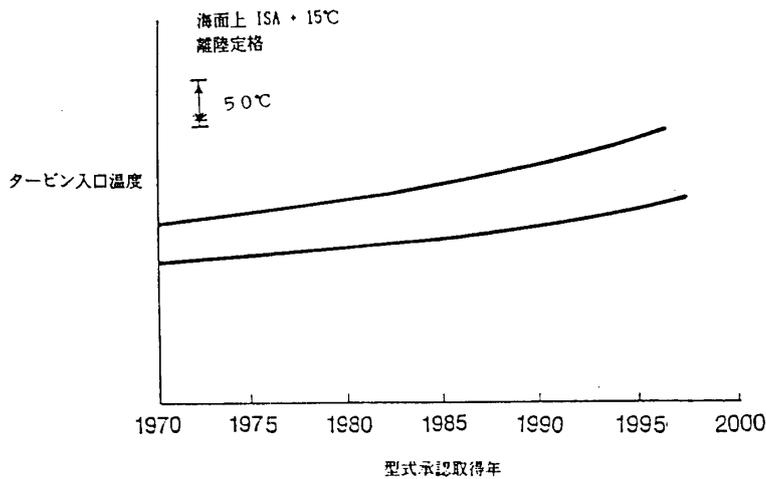


図5 燃焼器出口ガス温度の傾向

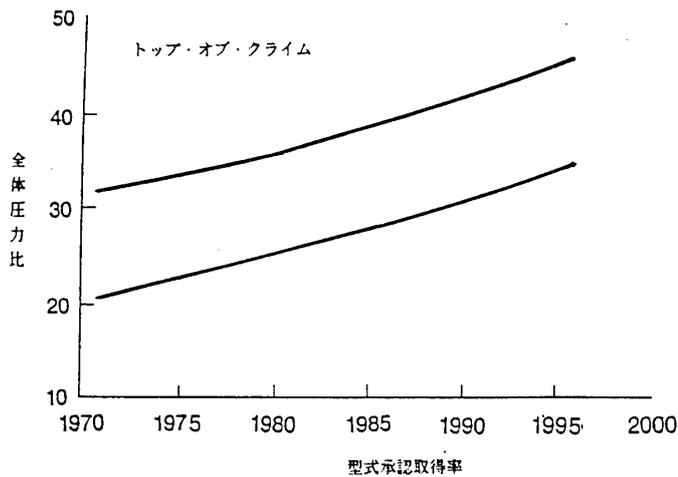


図6 全体圧力比の傾向

全体圧力比は引続き上昇傾向にあり鈍化傾向は見られない。最高温度については1980年代半ばに1,400°Cを越え、1990年代半ばには1,500°Cを越える見込みである。一般に軍用エンジン（特に戦闘機のエンジン）は民間機のエンジンより数十で高い水準を保持するが、寿命に対する要求の差を考えると、技術的な難易は判定し難い。最高温度の上昇を実現して来た要因として①燃焼器では冷却方式の改良と遮熱コーティングの進歩が大きい。冷却方式については燃焼器ライナーそのものの構造の変更による例も見られる。②タービン翼に関しては単結晶精密鋳造材の実現・改良、冷却方式の高度化ならびにコーティングの改良が主なものである。③タービン・ディスクに関しては主として焼結合金の全面的な採用・改善に負う所が大きい。全体圧力比は1980年代半ばで35程度、1990年代半ばには40をこえる見通しである。全体圧力比の向上は

化してもおかしくない。なお、UHBの可能性は上記3形態に限られるものではない。

サイクル熱効率を高めるにはサイクル最高・最低温度比（絶対温度）と全体（サイクル）圧力比を大きくすることが必要である。サイクル最高温度（燃焼器出口温度）と全体圧力比／熱効率の関係を図4に示す。この図ではエンジン各要素のポリトロピック効率は88%と仮定している。図示される通りサイクル最高温度の上昇と全体圧力比の向上はあるバランスを保って進歩しないと熱効率の向上も実現しない。図5、図6に示すように最高温度、

2軸式では低圧圧縮機の多段化／高負荷化による高圧縮比化と可変取付角静翼方式（の改良）による高圧圧縮機の高圧縮比化により、又3軸式では中圧圧縮機・高圧圧縮機の多段化・高負荷化による高圧縮比化により実現して来ている。例示される最高温度は高温日の海面上離陸定格、全体圧力比はトップ・オブ・クライム（上昇から水平飛行に移行する状態）時の最大上昇定格で、そのままではサイクル的には対応しないが、離陸時の圧縮機出口温度は現用機種でも600℃を越えており、タービン翼の冷却空気として見た時金属温度との差が400℃程度しか無く、この上全体圧力比の向上が続くと有効に冷却ができなくなって来ている。革新的な材料、革新的な冷却方法、革新的なコーティング等の出現が無いと壁が近付いている感が強い。

サイクル熱効率の向上のためには最高温度の上昇・全体圧力比の向上とあわせて各構成要素の効率の向上が実現しなくてはならない。図7に要素効率とサイクル熱効率の関係を示すが、最新鋭の民間機用エンジンでは各構成要素（ファン・圧縮機・タービン等）のポルトロピック効率はほぼ90%の水準に達しており、翼面の摩擦、回転部と静止部の隙間等実用的に取除き得ない損失を考慮すると到達し得る限界に近付いていると言えよう。境界層、二次流れ等従来は実験的にしか取扱えなかった領域が流れ模型に取入れられ、各構成要素単独での空力試験結果と突合せ修正することで実用的に十分な精度に到達し、上述のような要素効率の達成、一層の向上に寄与している。ファン動翼に関しては衝撃波の影響を最小限に止めるため、翼面の半径方向積重ねを軸方向にずらしていく後退翼が実用段階の一手手前まで来ている。

整備コストに関しては本稿で詳しく触れる余裕が無いが①モジュール構成／モジュール整備②コンディション・モニタリング／オン・コンディション整備③部品の信頼性、耐久性の向上／修理可能な材質・構造の採用：等が設計の基本的コンセプトに取り入れられ具体的な到達目標値と到達プログラムを持って開発（型式承認後の運用段階も含み）が行われるのが最近のエンジンの特徴である。

## (2) 対環境適応性の改善

対環境適応性については騒音と排気中の有害成分の問題に大別される。騒音に関してはFAAのStage 3の規定を満すのは当然であるが、ワシントン・ナショナル、ジョン・ウエイン等更に規制の厳しい空港があり、そのような厳しい規制が一般化する方向にあるため、低騒音の実現は民間機用エンジン開発上の継続的な努力目標で、騒音の発生源に対しても吸音にも様々な工夫が行われている。

排気中の有害成分としては（目に見える）煙、一酸化炭素、炭化水素、酸化窒素が挙げられる。煙は実害よりも視覚上問題とされたが、燃料の空気との混合・気化の促進により解決済みである。一酸化炭素と炭化水素は不完全燃焼から生じるもので、燃焼効率の改善により解消している。酸化窒素は高温の状態では空気中の酸素と窒素が化



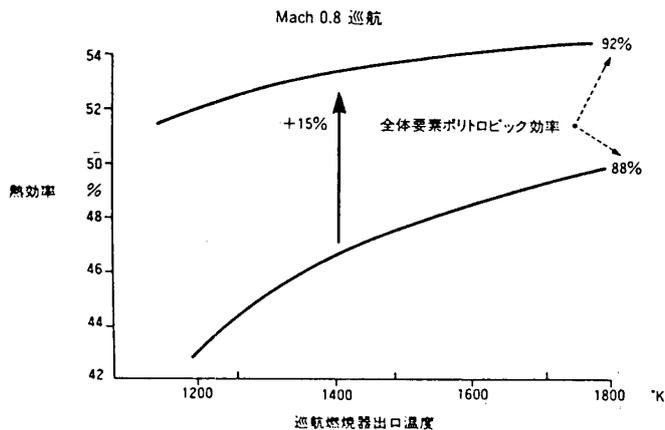


図7 要素効率と熱効率の関係

うになり、遠からず燃費が良くても酸化窒素の多いエンジン搭載機は導入させない諸国が出現する情勢になって来た。酸化窒素の排出(合成)を低減するには①理論混合比で燃焼させること②高温状態で酸素を供給しないこと③高温状態を長時間維持しないこと：が有効である。明らかに①と②は両立し難い。アイドリング状態から最大出力状態まで急加減速状態を含み安定な燃焼状態を維持することと酸化窒素の排出を両立させることは容易なことではないが、段階的な燃焼と混合の改善が有効であり、新しく開発される機種は無論のこと現存機種についても改善のための努力が各メーカーで進められている。

### 3. 出力分野別の動向

#### (1) 出力20,000lbs (9ton) 以下

この出力分野には長い間新しい開発機種がなかった。いわゆるRe-fan型のJT8D-200(18.5~21,000lbs)とTay(13.9~16,200lbs)ならびにALF502(7,000lbs)とCF34(8,300lbs)が存在したのみである。最近になってT406のファン型GMA3,007(7,000lbs)とT407のファン型CFE738(6,000lbs)が1992年型式承認を目標として開発が進められている。これら新エンジンは50席クラスの近距離機への搭載を目指しているが、ALF502、CF34とあわせて4機種の発展型が70~80席機への採用を狙って検討されている。更に90~120席機のエンジンとして16,000~20,000lbsクラスの高性能エンジンのニーズが90年代後半からの運用開始をメドに出現する、という見方があり、出現するとすれば大きな市場になる可能性がある。このクラスのエンジンのガスジェネレータは既存機種にはないので、エンジン全体の本格的開発の機会になる可能性がある。このクラスの旅客機の航続距離は一般的には短くてよいため、バイパス比10程度の高バイパス比ターボファン・エンジン又はUHBの

合するものである。燃料経済性の向上には最高温度の上昇が有利であり酸化窒素の低減とは相反する方向のため、従来その低減にはあまり力が入れられて来なかった。併し近年特に西欧・北欧で環境保全の見地から航空機のエンジンが排出する酸化窒素が問題にされるよ

出現も考えられる。

(2) 出力20,000～45,000lbs (9～20ton)

C F M 56が22,000～31,200lbs を、V 2500が22,000～30,000lbs をカバーすべく量産と並行して開発が進められている。

C F M 56はB 7 3 7-3 0 0、-4 0 0、-5 0 0、A 3 2 0、A 3 2 1、A 3 4 0に搭載又は採用が決定している。A 3 2 1用(30,000lbs)とA 3 4 0用(31,200lbs)は開発中であるがA 3 4 0は将来少くも34,000lbs 程度までの出力を要求するといわれており、C F M 56のA 3 4 0用(-5 C 2)は将来この水準までは発展開発が可能とみられる。

V 2500はA 3 2 0に25,000lbs-A 1が搭載されA 3 2 1用-A 5(30,000lbs)とM D 90用-D 5(29,000lbs)が開発中である。-A 5は-A 1と同じファン外径1.6Mを保ちながら20%出力を増大させる計画で-A 1に比べ図8に示すような設計変更を行っている。将来的には更に3～5%の出力向上のポテンシャルがある。-D 5は空力的には-A 5と同一で、胴体の脇に取付けるサイド・マウントが主な開発要因で

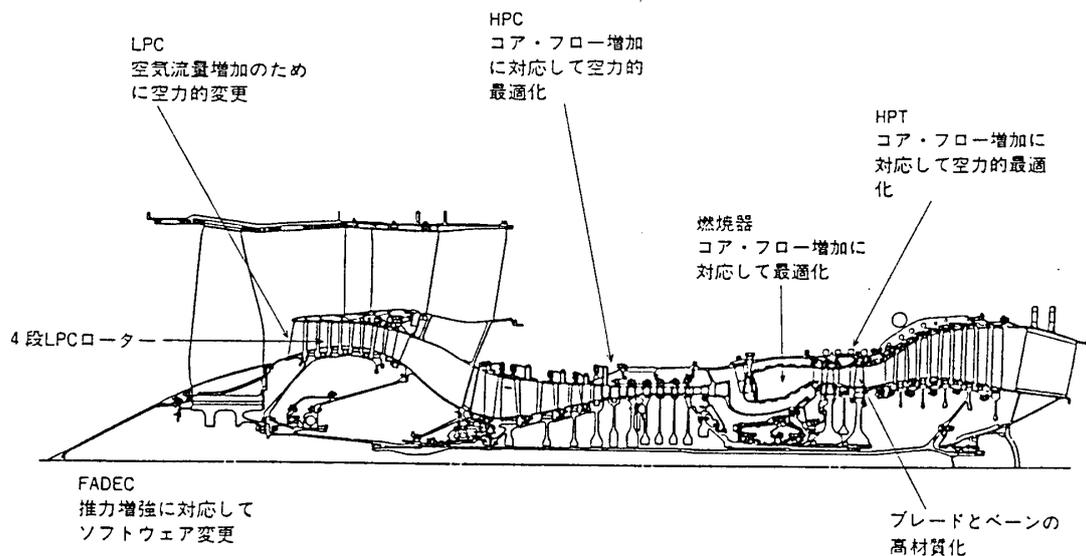


図8 V 2 5 0 0 出力向上型

ある。-A 5、-D 5とも1992年末頃に型式承認取得を目指して開発中である。

A 3 2 1、M D 90の発展型が将来開発される可能性があり、実現する場合、32,000～36,000lbs 程度の出力が必要になると見られる。V 2500のガスジェネレータはそのまま又は小改修でこのクラスに対応可能であろうが、外径1.8M以上のファンと、そのファンにマッチした低圧系が必要になる。Super Fan / A D Pの可能性もある。その場合ファン外径は2.5M程度になろう。

その上のクラスとしてはP W 2037が37,000～42,000lbs、R B 211-535 E 4が37,000～43,000lbs である。いずれも基本型開発以来約10年を経過しており、どちらも燃料消費の少ない高性能の機種であるが、搭載機種に恵まれず、出力を下げて使うには重く、あまり発展性がなさそうである。

(3) 出力45,000lbs (20ton) 以上

大型機種は1970年頃からJT9D、CF6、RB211の基本型が出現し段階的に開発を行って搭載機の長胴化、長距離型化に対応して来た。

PWは1980年代に入るとJT9Dの出力向上能力に見切りをつけPW4000(50, ~64,000lbs)の開発に着手し、その基本型は1986年に型式承認を取得しました。GEはCF6の大規模な近代化によって対応し-80A(48, ~50,000lbs)、の型式承認を1981年、-80C2(53.5~64,000lbs)の基本型の型式承認を1985年に取得した。RRは3軸形式のRB211の低圧系と中圧系を段階的に開発し、1992年に型式承認取得予定のTrent700(73,000lbs、RB211の大出力型の改称)を含む様々な派生型で対応して来ている。

近年双発機の無着陸飛行に関する規制が個別の航空機/エンジン別に見直され、充分な信頼性があると判断された場合緩和されて来た。その結果双発機の大西洋横断飛行が実現し、将来は太平洋横断も認可される機運にある。双発機の方が3発機、4発機よりも同一旅客数、同一距離であれば運航コストが低いため、1980年代後半から急速に双発機の大型化が進み始めた。Boeingが昨年末マーケティングを始め、今年半ばから開発に着手、1995年に運航開始を目指しているB777は300~350席で少なくとも大西洋横断ができる航続距離を持つよう計画されている。

B777用としては75~85,000lbsの巨大出力のエンジンが必要とされている。RRはTrentのファンの大直径化(2.8M以上?)、中圧系、高圧系の改良で対応可能な模様である。PWはPW4000のファンの大直径化(2.9M以上?)、低圧系、高圧系の大改良で対応可能と言うが77,000lbs以上にはPW4000のADPを考慮中とも報道されている。この場合ファン外径は3.3M以上になるものと想像される。GEはCF6のガスジェネレータでは73,000lbs程度が限界なので全く新型のGE90を77, ~85,000lbsを目標に開発すると今年始め発表した。GE90はバイパス比9程度、ファン直径3.1M程度、NASAのE<sup>3</sup>エンジン用に開発された高圧系を改良、スケール・アップして使う計画と言い、騒音、酸化窒素の排出量、燃料消費の点で競合エンジンよりすぐれていると主張している。PW、RRの主張は実証された技術による信頼性が高く、技術的なリスクの低い派生型による対応である。久方振りの新型エンジンの出現の可能性を含む競争であり、又在来型のバイパス比7以下の高バイパス比ターボファン・エンジンとUHB(バイパス比15以上?)の間にバイパス比10程度と言う中間ステップの製品が出現するか否かと言う技術開発のステップ上の問題として誠に興味深いところである。なおGE90のファン動翼は複合材で計画されていると言う。

#### 4. SST/HST

平成元年度から通商産業省工業技術院の大型プロジェクト制度によるSST/HST

T用エンジンの研究開発が8年間の計画でスタートした。この計画は総額約280億円を投じて飛行速度マッハ数3～5に適應する先進エンジンを開発しようというもので、わが国の航空エンジン・メーカーIHI、KHI、MHIが技術研究組合をつくって受託研究を行う他米国のPW、GE、英国のRR、フランスのSNECMAも研究受託を行う見通しである。同プロジェクトにより開発されるエンジンの基本形状（断面図）は図9に示すとおりで、マッハ0～3はターボジェット・エンジンとして作動するが広汎な飛行条件に對應し得るよう可変サイクルになっており、マッハ3以上ではラム・ジェット・エンジンとして作動する、いわゆる可変複合サイクルを採用している。

SST/HSTの実現は、少くもマッハ3までならば技術的には基本的な問題はないと考えられるが、對環境適應性、對社会適應性、經濟性等に未開明の領域が多々あり、上記研究開発を通じて順次解明されることが期待されるが、商品として成り立つためには日・米・欧三極の国家協同事業として採り上げられることが必須条件と考えられる。

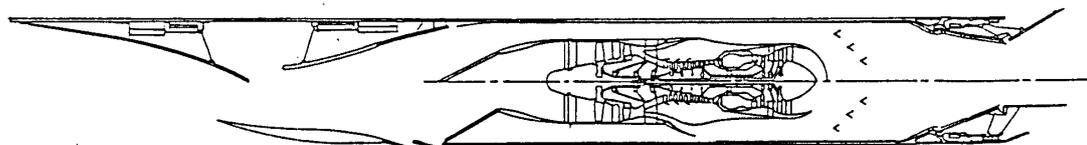


図9 SST/HST用エンジン概念図

## A-7 高温型薄膜温度センサの研究開発 (2)

\* 吉田 豊明、瀧 将展、三村 富嗣雄、藤沢 良昭 (航技研)  
山崎 禎一、嶋村 和郎 (三井造船㈱)

### 1. まえがき

航空宇宙用推進機関や地上用各種の先導的な熱機関の高温部材を開発するためには高温計測技術が必須であり、壁面温度や熱流束を測定する高温型微小センサの必要性はきわめて高い。従来からこの種のセンサの開発例は多数あり、近年ではタービン翼の研究において、ボタン型<sup>(1)</sup>、塗布型<sup>(2)</sup>、薄膜型<sup>(3)</sup>など、また一般向としては多層薄膜型<sup>(4)</sup>などの研究開発が注目される。

本報告は、薄膜型熱電対センサの研究開発に関するものであり、基本的にはGodefroyら<sup>(3)</sup>、ONERA<sup>(仏)</sup>と同種の形態である。センサ成形法としてスパッタリング法を適用しているので、多点計測が比較的容易であり、かつ壁面形状のある程度複雑なものにも施工が可能である。本研究は超高温タービン翼、熱交換器、傾斜機能材料など著者らが進めている研究開発に必要であるため行っており、壁面温度の測定可能な上限は1500°C程度を目標としている。先に研究開発の概要を紹介したが<sup>(5)</sup>、ここでは、その後も進めている円管内表面、円錐状突起を配備したプレートフィン表面測定用センサの概要を含めて報告する。

### 2. センサの構造

図1に基本的構造を示す。厚さは熱電対接点部で約20ミクロンであり、巾は供試体表面の巾、曲率などに応じてmmのオーダーで選択する。本研究では2~3mmとした。センサを設置する基材は、ステンレス鋼、超耐熱合金、イットリウム強化ジルコニア(PSZ)を試みた。PSZの場合は図1中の絶縁層を省略した。

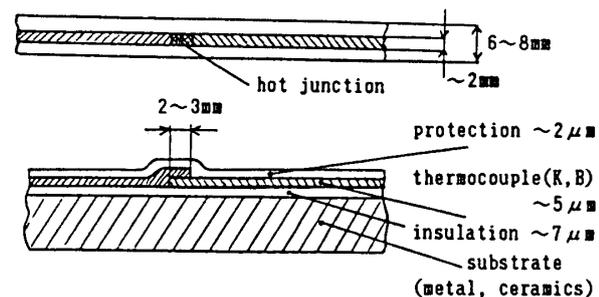
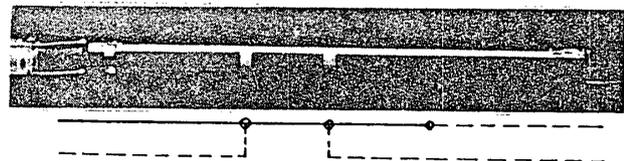


図1 薄膜熱電対センサの構造

#### (a) 1点計測配置



#### (b) 3点計測配置



#### (c) 半円周計測配置

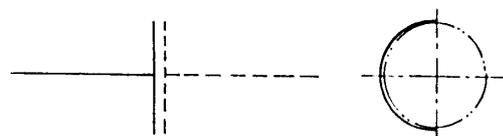


図2 熱電対接点の計測配置例

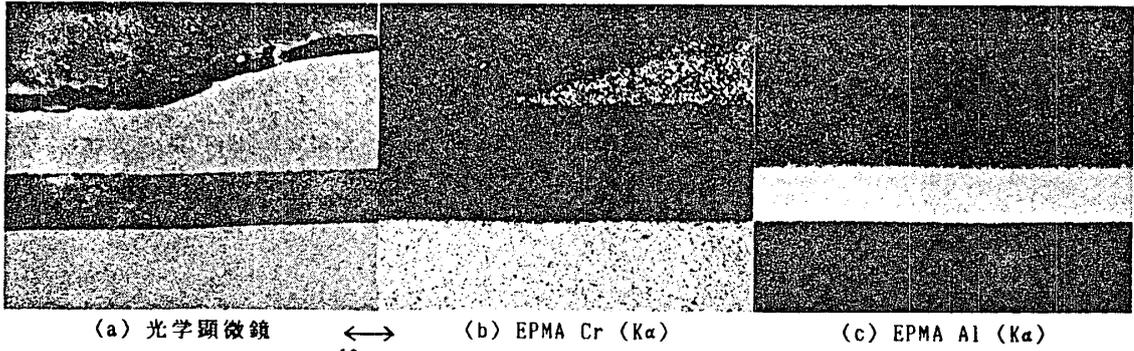


図3 試作センサ接点近傍の断面検査

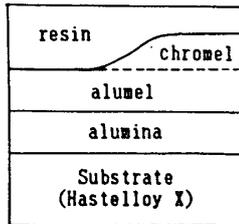


図2は試作したセンサの形態例である。すなわち1点計測(a)、3点計測(b)、半円周計測(c)用として円管状供試体に適用したものである。

図3は、初期の段階に平板状の Hastelloy X を基材とし K 熱電対を形成させて接点部を分析したものである。Cr と Al が存在する領域を観察することにより、接点部近傍の材料分布は満足すべき状態であることがわかる。

### 3. 校正

センサを成形するために重要な絶縁層、保護層は、基材および熱電対との互いの“なじみ”が良くて接着強度の高い材質でなければならない。このためには、耐熱性、絶縁性は基本条件であるが、熱膨張率も重要な選定条件である。本研究では材料の入手性、スパッタリング適用の経験なども加味して、 $Al_2O_3$ 、 $Si_3N_4$ 、 $MgO$ を試み、結果として $Al_2O_3$ を選定した。

図4は試作 K 熱電対の校正結果の一部を示す。CVD-SiC製の平板上に試作センサ2個 ( $Al_2O_3$ 、 $Al_2O_3 + Si_3N_4$ 被膜、接点大きさ  $2 \times 10 \text{ mm}$ ) および K 標準品 ( $0.8 \phi$ ) を取付け、管状型抵抗加熱炉 ( $68 \phi$ ) に入れて、大気開放で1回につき約12時間試験を行った。

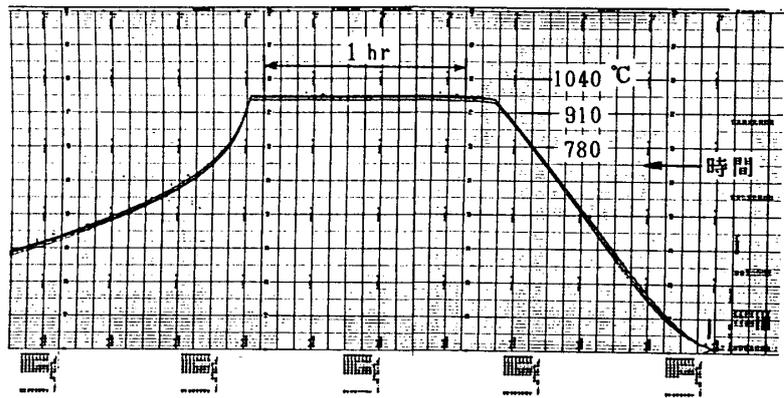


図4 試作”K”熱電対の校正結果

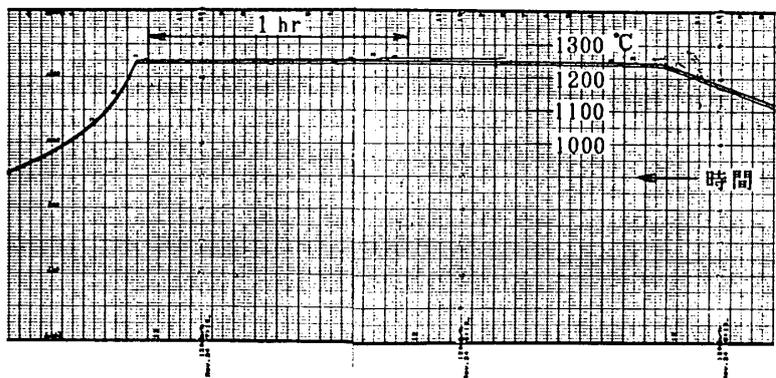


図5 試作”B”熱電対の校正結果

設定温度は960℃、1170℃であった。960℃(図4)の場合は、K標準品との差が最大14℃あるものの、作動は安定しており、試作品の特性は標準特性には近いことが検証された。1170℃の場合には試作品の1個がターミナル接続部に不具合が生じ指示不良となった。

図5はB熱電対の校正結果の一部である。用いた校正装置、校正方法は前と同じである。試作センサは2個(Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>層あり、巾2.4mm)であり、標準品はセラミック罅子付B熱電対1個である。設定温度は1250℃とした。この場合も巾2mmの試作品のターミナル部に一時不具合が生じたが、高温で全体の温度が安定してからは満足すべき作動を示した。

#### 4. 適用例

前記のような校正により、材質、スパッタリング条件等に関するノウハウを得て、各種の試験体に適用を試みた。

##### 4-1 円管外表面 傾斜機能材料試験片

熱交換器要素、超高温タービン翼基礎模型にセンサを取付けた。図6、図8はカンタル炉(石英炉心管 内径95φ)にて校正を行った結果を示し、図7はセンサの配置を示す。図6の3点計測Kセンサ(図1(b)参照、センサ間距離25mm)ではK<sub>1</sub>~K<sub>3</sub>間の指示値偏差は1℃未満で、K<sub>ref</sub>(市販シ-ス付K熱電対0.5φ)との差は1000℃状態で約10℃あった。図8の1点計測用Bセンサでは、PSZ施工結果の不具合とリード線接続部の耐熱強度不足等のため、標準品R(市販シ-ス付R熱電対0.5φ)と比べて明らかなように、温度とその上昇率が高い時指示値は不良であった。

これらは、傾斜機能材料研究用の高温引張試験片であり、実際の試験においてこれまでに、K熱電対は1150℃、R熱電対は680℃までの測定に使用することができた。

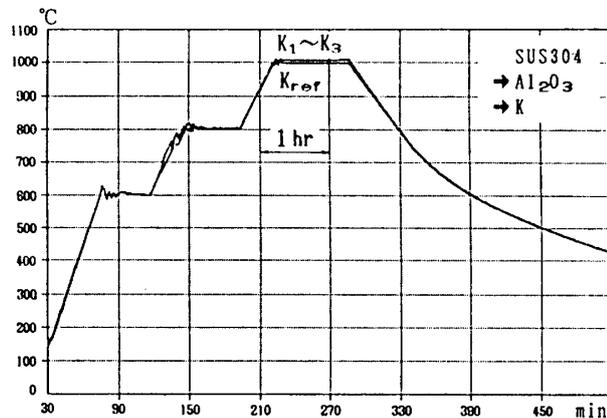


図6 円管外表面3点計測”K”熱電対校正結果

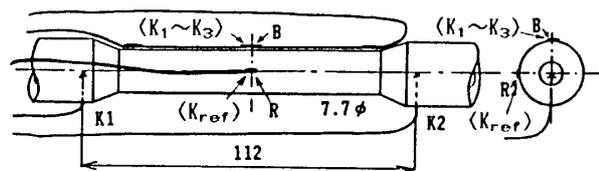


図7 校正時の温接点配置(図6は(K),図8)

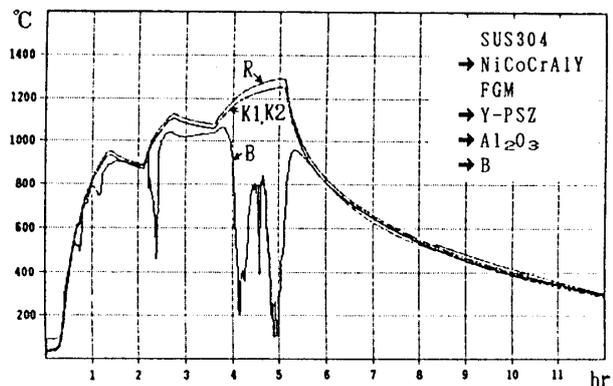


図8 円管外表面1点計測”B”熱電対校正結果

4-2 円管内表面 未踏技術の一つとして本センサを内表面温度測定にも適用すべく、試作を行っている。図9にその構成を示す。外表面の場合と比べてセンサパターンのマスクング、スパッタリング等にチャレンジすべき技術が増し、格段に難しくなるが、外表面測定と組合せると熱流束の考察等において、画期的に信頼性が向上するので、成功を期している。

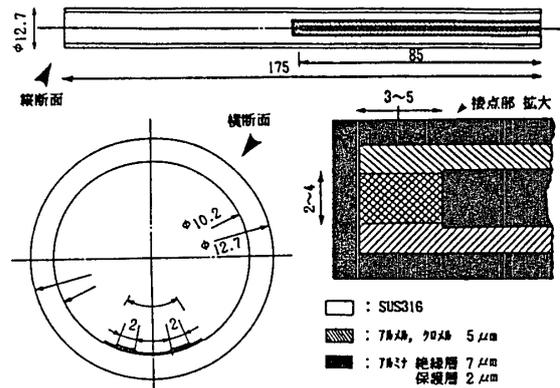


図9 円管内表面1点計測”K”熱電対の配置

4-3 プレートフィン表面 熱交換器の研究において、流れを乱すことなく、要素表面の温度情報が得られることは、詳細解析にとってきわめて有用であるため、現在研究しているプレートフィン型の試験要素にも本センサの適用を試みている。図10にその配置の一例を示す。フィンの頂点と谷間の3組(合計6点)計測の例である。ここでは、マスクング技術が成否を最も左右すると思われる。

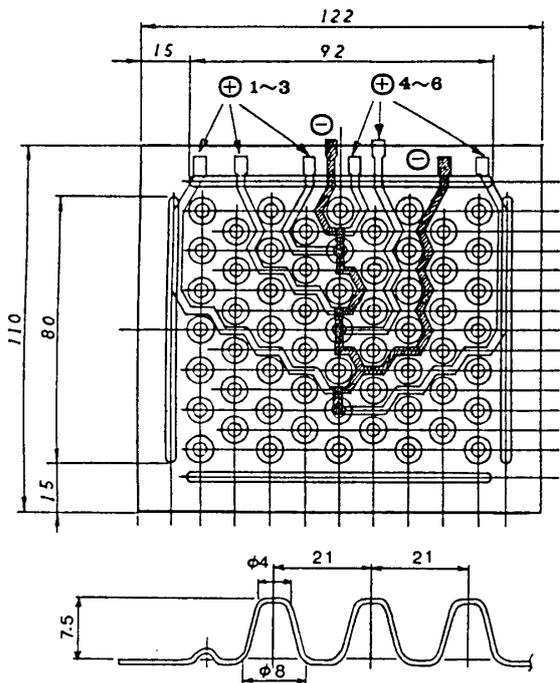


図10 プレートフィン型熱交換器要素表面温度測定用”K”熱電対の配置 (熱電対の巾は約2mm、図1参照)

## 5. あとがき

本研究開発はまだ途上にあるが、センサの基本構造は実用上成り立ち、センサの温度特性は標準品と大差がないこと、多点計測も比較的容易であること、等が

実証された。絶縁層、保護層の材質選定とスパッタリング条件の把握は、下地の材質構造に応じて異なる。また、別に重要な問題として、ターミナル接続部の構成方法がある。スポット溶接、バンド固定、セラミック接着剤固定など耐熱性を有しながら必要な接合強度を保つ必要がある。これらは重要なノウハウであり、失敗を重ね、データの蓄積を経て、実用化に至るものと思われる。

## 6. 参考文献

- (1) Dunn, M. G., Time Averaged Heat Flux Distributions and Comparison with Prediction for the Teledyne 702 HP Turbine Stage, ASME 87-GT-120 (1987).
- (2) Arts, T. and Graham, C. G., External Heat Transfer Study on a HP Turbine Rotor Blade, AGARD CP-390, No. 5 (1985).
- (3) Godefroy, J. C. and others, Thin Film Temperature Sensors Deposited by Radio Frequency Cathodic Sputtering, J. Vac. Sci. Technol. A5(5) (1987), 2917.
- (4) 林・桜井・麻生、多層薄膜熱流束センサの試作とそれによる新しい熱流束測定法に関する研究、日本航空宇宙学会誌、33-380 (1985), 526.
- (5) 吉田・瀧・三村・山崎・嶋村、高温型薄膜温度センサの研究開発、日本機械学会第67期 通常総会 講演会 講演論文集、No. 900-14、Vol. C (1990), 475.



# ガスタービンシュラウドの熱伝達特性

熊田 雅弥 (岐阜大学工学部)

\*波邊 修 (岐阜大学大学院)

小幡 正一 (石川島播磨重工)

神田 勝 (石川島播磨重工)

## 1. 緒言

近年、航空機エンジンでは高効率・高出力を達成するため、タービン入口温度は上昇する傾向にあり、現在のところ高温ガスからガスタービン各要素への熱遮断や冷却は、空気による膜冷却や、全面膜冷却(P.C.F.C.)、対流冷却、衝突冷却などによっている。しかし、いずれも圧縮機の動力を用いているため、入口温度上昇による冷却空気量の増加に伴うサイクル効率の低下という問題を抱えている。一方、同じくタービン効率向上のため、タービン入口温度の上昇と平行して翼端隙間の縮小も盛んに行なわれている。

したがって、ガスタービンの高効率化のためには、動翼[1]~[3]、静翼[4]だけでなくエンドウォールやシュラウド(ケーシング)[5][6]においても翼端隙間の影響を考慮したより効果的な冷却が重要になってきている。そのため、ガスタービンの各要素回りの熱伝達率の正確な把握が必要である。

特に、タービン動翼に近接するシュラウド部については、流動・伝熱に関する研究として翼端隙間からの漏れ流れ(leakage flow)とそれに伴う空力損失に関する研究が多くなされているが(例えば[7]~[9])、複雑で非定常な流れ場のため、現象の解明までには至っていない。したがって、熱伝達率の予測は難しく、設計資料となる実験データも乏しい状況にある。

このような背景から、著者らは前報[10]においてタービンシュラウドの冷却設計資料の蓄積を目的として、供試体として軸流タービン試験機を用い、タービンの減速時に相当する負荷条件でシュラウド部の局所熱伝達率を測定し、既存の結果と比較しその差異を明らかにした。

本報は、引き続き軸流タービン試験機を用いて、タービンの加速時に相当する負荷条件でシュラウド部の局所熱伝達率を測定し、翼端隙間や回転数との関連において、シュラウド部の伝熱特性を解明したものである。なお、タービンの負荷を操作することにより動翼相対流入角の影響についても検討した。

## 2. 主要記号

$h$ : 熱伝達率    $q$ : 熱流束    $T_{wh}$ : 加熱時壁面温度    $T_{w0}$ : 非加熱時壁面温度  
 $\delta$ : 翼端隙間    $\bar{\delta}$ : 相対翼端隙間    $Bh$ : 平均翼高さ    $x$ : 軸方向距離  
 $Cr$ : 平均翼コード長    $C_3$ : 絶対流入速度    $C_4$ : 絶対流出速度  
 $u$ : 動翼中心周速度    $u_t$ : 動翼先端周速度    $R_3$ : 動翼相対流入角  
 $Re$ : レイノルズ数    $\overline{Nu}$ : 平均ヌセルト数    $N$ : 回転数    $\Delta P$ : 壁面静圧

## 3. 実験装置及び方法

本実験に使用した軸流タービン型過給機 (IHI-VTR161型過給機) のタービン部断面図を図1に示す。試験機は、ブローからの空気によって回転し、その流量はピトー管により測定し図式積分によって求めた。またロータ回転数はホトピックアップからの信号をユニバーサルカウンタに入力して計測した。局所熱伝達率の測定は、アクリル製のシュラウドの内面にステンレス箔 (厚み $30\mu m$ ) を接着し、これを直接通電加熱することにより熱流束一定の条件で行なった。また局所熱伝達率はステンレス箔の裏面の軸方向に取り付けた9本のCu-Co熱電対 ( $70\mu m$ ) により計測した壁面温度を用い、次式(1)により算出した。

$$h = q / (T_{wh} - T_{w0}) \quad (1)$$

ここで温度差にはロータを通過する際に生ずる空気の熱落差を考慮して、加熱時と非加熱時の壁面温度差を用いた。

図2は、シュラウド、ステンレス箔、タービンロータ、ノズルの位置関係および本実験の座標系を示したものである。ステンレス箔はシュラウド部 (30mm) に接着され、動翼先端投影長 (15mm) でロータと対向している。なお、翼端隙間の影響を調べるため、内径の異なるアクリル製シュラウドを数種類製作し実験に用いている。さらに、壁面静圧分布を測定するため、タービン軸方向に9個の測定孔 ( $\phi 0.8\text{ mm}$ ) を一列に設けた。

図3に速度三角形の一例を示す。ここで翼コード長および速度三角形は全て平均直

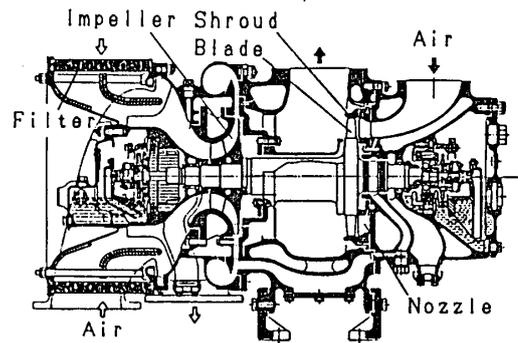


図1 軸流タービン型過給機の断面図

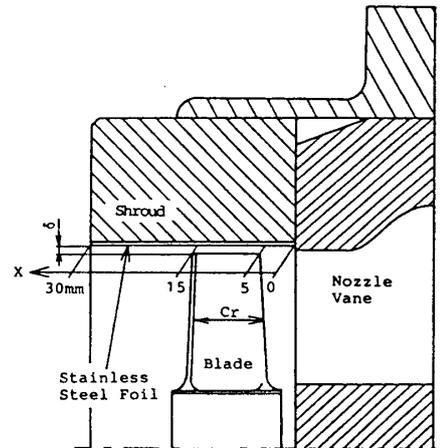


図2 座標系

$$\begin{aligned}
 Re &= 3.13 \times 10^4 & C_3 &= 60.0 \text{ m/s} \\
 N &= 6000 \text{ rpm} & C_4 &= 20.2 \text{ m/s} \\
 & & R_3 &= 37.7^\circ
 \end{aligned}$$

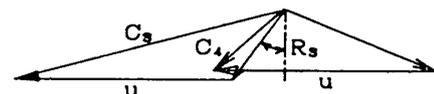


図3 速度三角形

径におけるものである。ただし、本実験装置の無衝突状態は相対流入角  $R_3 = 30^\circ$  である。

なお、本実験のレイノルズ数  $Re$  範囲は、 $(1.5 \sim 4.3) \times 10^4$  ( $N = 2000 \sim 6000 \text{rpm}$ ) で、代表長さには平均直径にて実測した翼コード長を、代表速度には平均直径での絶対流入速度と絶対流出速度との平均値を使用した。また、これら速度は速度三角形により近似的に算出された値を用いた。

#### 4. 実験結果および考察

##### 4. 1 局所熱伝達率特性

図4(a)~(c)に、動翼相対流入角  $R_3 = 62^\circ$  の場合の相対翼端隙間  $\bar{\delta} (= \delta / Bh)$  に対する軸方向局所熱伝達率分布を三種類のレイノルズ数  $Re$  に対して示す。熱伝達率はノズル出口から下流方向に減少していき、動翼前縁よりやや下流付近で上昇に転じている。その後、動翼後端付近で極大値に達した後、再び減少傾向を示し、動翼後端より1コード長下流付近から再度上昇傾向となっている。図より明らかのようにどの翼端隙間においてもレイノルズ数  $Re$  の増加に伴い熱伝達率の値は増加している。また動翼後端付近の極大値の位置は、レイノルズ数  $Re$  の増加と共に若干ではあるが下流方向に移行する傾向がある。また動翼相対流入角  $R_3$  が  $52^\circ$ 、 $43^\circ$ 、 $38^\circ$  の場合も同様の結果を得た。

これらの結果を前報[10]の減速時の負荷条件の結果と比較すると、変化の度合に違いがあるものの定性的にはほぼ一致した。また既存の結果[4]~[6]では動翼前縁付近でも極大値を示しており、さらにその値は動翼後端付近での極大値より高い。本実験結果では、装

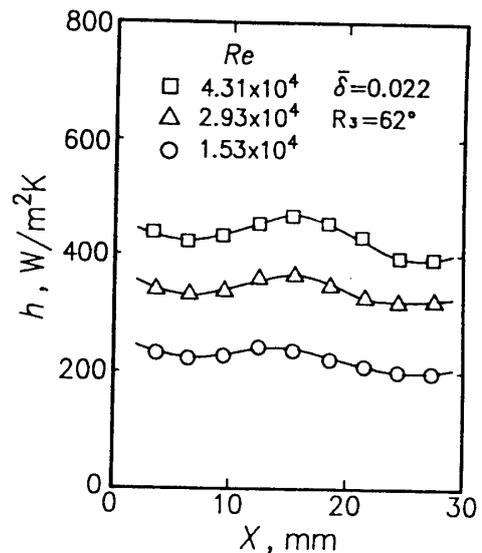


図4(a) 局所熱伝達率 ( $\bar{\delta} = 0.022$ )

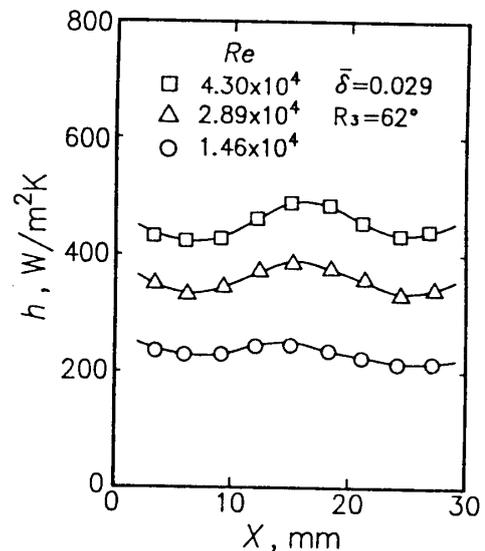


図4(b) 局所熱伝達率 ( $\bar{\delta} = 0.029$ )

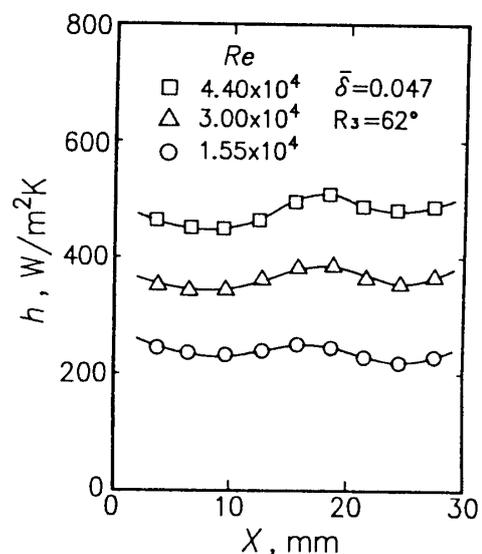


図4(c) 局所熱伝達率 ( $\bar{\delta} = 0.047$ )

置および測定法の関係から、動翼前縁付近の極大値は顕在化していないが、既報[11]で議論した様に、これは上流の非加熱部分の影響によるもので、予備実験として、極大値の存在および極大値以降の特性が、絶対値的にも一致していることを確認している。したがって、本実験結果も極大値以降は既存の結果[4]～[6]と定性的によく一致している。また、次の平均熱伝達率特性のところでも述べるが、翼端隙間の熱伝達率に対する影響は前報[10]や既存の結果[4]～[6]と比較して異なるが、定量的にはほぼ一致している。

いずれにしてもこれらの極大値やその相違を含むシュラウド部の局所熱伝達の特性の原因ははつきりしておらず、これらを明白にするにはシュラウド壁面上の流れ場の詳細な検討が必要である。

#### 4. 2 壁面静圧分布

図5に動翼相対流入角  $R_3 = 62^\circ$  の場合の局所壁面静圧分布の一例を示す。縦軸の静圧は動翼先端の周速度に対する動圧  $1/2 \rho u_t^2$  で無次元化して示してある。壁面静圧はレイノルズ数  $Re$  によらず動翼先端対向部で急激に低下しておりその勾配は動翼後端に近づくほど大きい。この静圧の低下の勾配の最も大きい動翼後端付近は熱伝達率分布での極大値の位置とほぼ対応している。この傾向は他の翼端隙間においても同じである。また前報[10]においても、ほぼ同様の結果を得ている。

#### 4. 3 平均熱伝達率特性

図6は動翼相対流入角  $R_3 = 62^\circ$  の場合の相対翼端隙間  $\bar{\delta}$  に対する平均ヌセルト数  $\bar{Nu}$  の変化を示したものである。ここで平均ヌセルト数  $\bar{Nu}$  に用いた平均熱伝達率は局所熱伝達率分布より動翼前縁から動翼後端に対向する範囲 ( $X=5 \sim 15\text{mm}$ ) で図式積分して求めたもので、代表長さにはレイノルズ数  $Re$  と同じく平均直径にて実測した翼コード長を使用した。多

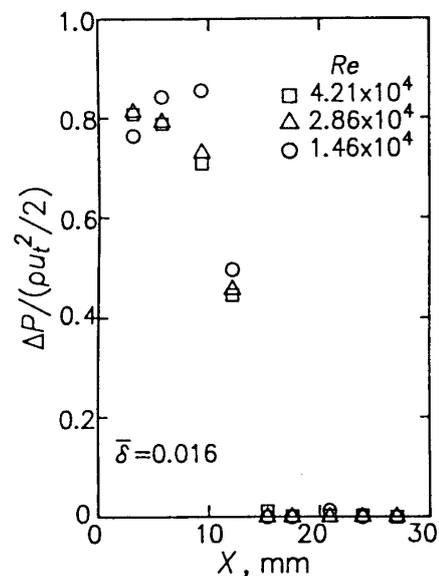


図5 局所壁面静圧分布

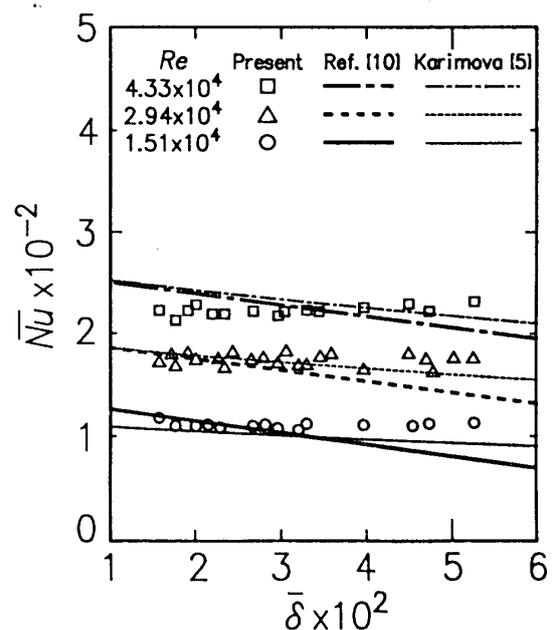


図6 平均ヌセルト数  $\bar{Nu}$  に対する  $\bar{\delta}$  の影響

少のバラツキは見られるものの、どのレイノルズ数  $Re$  においても平均ヌセルト数  $\overline{Nu}$  に対する翼端隙間の影響はほとんど見られない。前報の結果[10]や Karimova らの結果[5]と比較すると、平均ヌセルト数の絶対値は本実験範囲では三者ともほぼ同じ値を示しているが、前述の特性は異なっている。しかし、翼端隙間の影響は Karimova らの結果[5]、前報[10]、本実験の順に大きい。ここで、前報[10]は、相対流入角  $R_3 = -30^\circ$  で、これは無衝突状態から迎え角 (attack angle) を負の方向に変化させた条件 (減速時) であり、Karimova ら[5]は無衝突条件 (定常時)、本実験は迎え角を正の方向に変化させた条件 (加速時) である。これらの比較から、迎え角 (attack angle) が大きくなるほど平均ヌセルト数に対する翼端隙間の影響は小さくなることがわかる。図7(a)~(c)に相対流入角  $R_3$  を無衝突状態に近づけた場合の結果を示す。変化は顕著ではないが、無衝突状態 ( $R_3 = 30^\circ$ ) に近づくとつれて、すなわち迎え角 (attack angle) が小さくなるにつれて、翼端隙間の影響は大きくなっており、Karimova らの結果[5]とよく一致するようになる。

図8は動翼相対流入角  $R_3 = 62^\circ$  の場合の平均ヌセルト数  $\overline{Nu}$  のレイノルズ数  $Re$  に対する依存性を、相対翼端隙間  $\bar{\delta}$  をパラメータに、Karimova らの実験式[5]と比較して示したものである。

Karimova らは平均ヌセルト数  $\overline{Nu}$  に対して相対翼端隙間  $\bar{\delta}$  の効果を含めた形の次式を実験的に得ている。

$$\overline{Nu} = 0.052 \cdot Re^{0.8} \cdot (1 - 2 \cdot \bar{\delta}^{0.8}) \quad (2)$$

本実験 ( $R_3 = 62^\circ$ ) 値ではレイノルズ数の低いところで若干の差異はあるものの Karimova

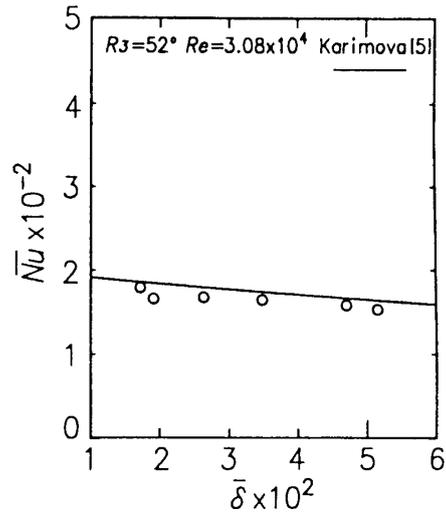


図7(a)  $\overline{Nu} - \bar{\delta}$  ( $R_3 = 52^\circ$ )

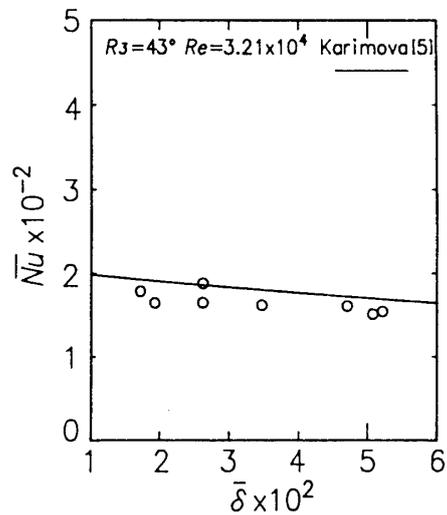


図7(b)  $\overline{Nu} - \bar{\delta}$  ( $R_3 = 43^\circ$ )

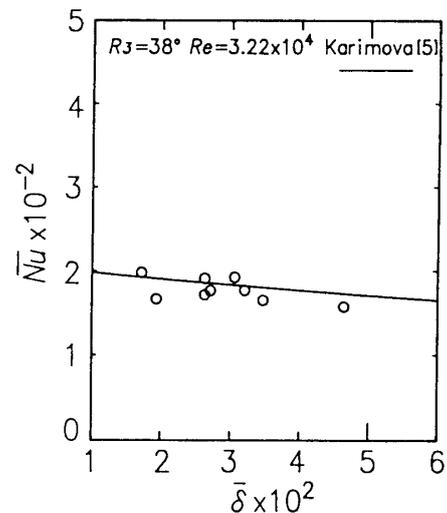


図7(c)  $\overline{Nu} - \bar{\delta}$  ( $R_3 = 38^\circ$ )

らの実験式によく一致していることがわかる。一方、シュラウド壁面上の流れは、式(2)のレイノルズ数の指数が0.8で、Colburnの平板乱流熱伝達のそれと同じであることから、平板乱流境界層的な流れであると考えられる。また、図より明らかのように翼端隙間の影響はレイノルズ数  $Re$  に比べて非常に小さく、本実験では、翼端隙間の平均ヌセルト数  $\overline{Nu}$  に対する影響および相対流入角  $R_3$  との関係を定量化することは困難であった。

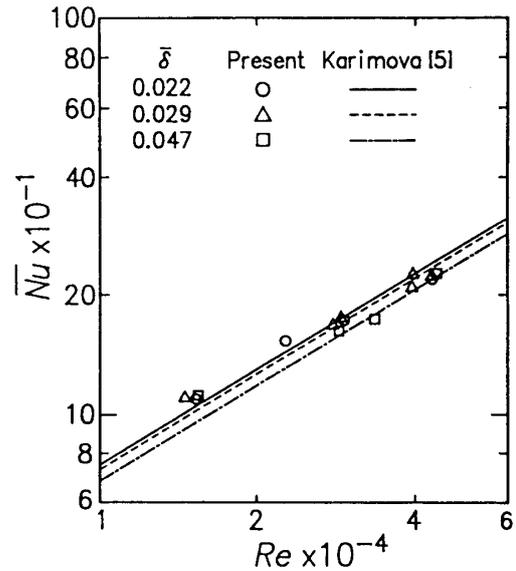


図8 平均ヌセルト数のレイノルズ数

に対する依存性

### 5. 結論

タービンシュラウド部主流側の局所熱伝達率を軸流試験機を用いて計測し、前報および既存の研究結果との比較を行ない、以下の結論を得た。

- (1) 局所熱伝達率はノズル終端から下流方向に減少していき、動翼前縁付近で上昇に転じ、動翼後端近傍で極大値を示し、その後、動翼後端1コード長下流で再度上昇の傾向を示す。これらの傾向はレイノルズ数、翼端隙間、相対流入角に依らない。
- (2) 局所壁面静圧分布は熱伝達率分布でみられた極大値と同じ位置、すなわち動翼後端付近で最も急激な減少がみられた。
- (3) 熱伝達率は翼端隙間や相対流入角に関係なくレイノルズ数の増加と共に増加する。
- (4) 動翼先端対向面上の平均ヌセルト数のレイノルズ数に対する依存性は0.8乗と平板乱流熱伝達と同一で、平均ヌセルト数に対する翼端隙間の影響はレイノルズ数のそれに比べて非常に小さい。
- (5) 平均ヌセルト数に対する翼端隙間の影響は相対流入角と共に変化し、迎え角 (attack angle) が大きくなるほどその影響は小さくなる。

### 参考文献

- [1] Metzgor, D.E. et al, ASME J Eng. for Power, 95(1973), p.180
- [2] Kumada, M. et al, ASME Paper NO.81-GT-28, (1981).
- [3] Crawford, M.E. et al, ASME J Eng. for Power, 102(1980), p.1000.

- [4] Dunn, M.G. & Hause, A., ASME J Eng. for Power, 104(1982), p.215.
- [5] Karimova, A.G. et al, Lzvestiya VRZ Aiatsinnaya Tekhnika, 16(1973), p.114.
- [6] Guenette, G.R. et al, AIAA Paper, (1985),p.1.
- [7] Booth, T.C. et al, J. Eng. for Power, 104(1982), p.154.
- [8] Hah, C., ASME Paper NO.85-GT-65,(1985).
- [9] Graha, J.A.H., ASME Paper NO.85-GT-65,(1985)
- [10] 熊田, 他3名, 第17回ガスタービン定期講演会講演論文集(1989), p.25.
- [11] Kumada, M. et al, 1st World Conf on Experimental Heat Transf. Fluid Mech. and Thermodynamics, Dubrovnik, Yugoslavia, (1988)

## A-9 回転蓄熱式熱交換器の過渡的性能

酒井逸朗 (三菱自動車工業(株))

松久忠彰 (日本ガイシ(株))

川崎啓治 (日本ガイシ(株))

### 1. 緒言

自動車用ガスタービンにおいては、熱効率向上の点から回転蓄熱式熱交換器の装備が必須である。エンジン全体の動特性を論じる上において、回転蓄熱式熱交換器（以下、回転式熱交換器と略す）はガスタービンの中では大きな蓄熱容量を持つため、制御上無視できない要素である。

前報<sup>1)</sup>では回転式熱交換器の蓄熱体中の任意の部分に注目して、蓄熱体が冷却、加熱を交互に繰返す場合、蓄熱体出口での作動流体温度、蓄熱体および作動流体の各部での温度が解析的に求まることを示した。さらに具体的な計算により温度効率を算出し、従来から示されている解析結果<sup>2)</sup>とも一致することを確認した。ここでは引き続き、自動車用エンジンの中で回転式熱交換器が運転されるときに過渡的状态を求める方法について述べる。すなわち、回転式熱交換器の蓄熱体の初期温度が、厚み方向、周方向に分布している状態で運転を開始した場合の蓄熱体各部の温度ならびに熱交換量の時々刻々の変化の様子を明らかにしようとするものである。

従来このような解析方法はガラーキン法によるもの<sup>3)</sup>が発表されているが、初期条件としては単純なもののみであった。複雑な初期条件に対しては、独立変数である時間および場所のいずれも差分近似する方法<sup>4)</sup>が発表されているが煩雑な数値計算が必要とされていた。これに対し筆者等は、場所に関しては差分近似し、時間のみを独立変数とした連立常微分方程式を導入することにより、複雑な初期条件に対しても簡便に解を得られる方法を提案したものである。

### 2. 記号

$A_s$ : 伝熱面積 ( $m^2$ )	$C$ : 流体の熱容量流量 ( $kW/K$ )
$c_m$ : 蓄熱体の比熱 ( $kJ/kgK$ )	$h$ : 熱伝達率 ( $W/m^2K$ )
$L$ : 蓄熱体の厚み ( $m$ )	$\ell$ : 蓄熱体の周方向の分割数 ( $2\ell$ /周)
$M$ : 蓄熱体の重量 ( $kg$ )	$m$ : 蓄熱体の厚み方向の分割数 ( $\equiv 1/\Delta X$ )
$Nr$ : ( $\equiv Mc_m R / C$ ) (-)	$Ntu$ : 伝熱単位数 ( $\equiv A_s h / C$ ) (-)
$P$ : ( $\equiv Ntu / 2Nr$ ) (-)	$R$ : 蓄熱体回転数 ( $rpm$ )
$T$ : ( $\equiv P\tau$ ) (-)	$t$ : 時間 ( $sec$ )
$X$ : 無次元座標 ( $\equiv x / L$ )	$x$ : 位置の座標 ( $m$ )
$\theta$ : 蓄熱体温度 ( $K$ )	$\theta$ : 作動流体温度 ( $K$ )
$\tau$ : 無次元時間 ( $\equiv tR$ ) (-)	

(添字)

$c$  : 冷却サイクル

$h$  : 加熱サイクル



### 3. 解析方法

図1に示すように、蓄熱体の単位要素に注目し、その要素の厚み方向に初期温度分布が存在するとして冷却・加熱をサイクリックに繰返したときの各部の温度は、十分時間が経過したときには静止側からみると定常状態になる。即ち、この状態を周期的定常状態 (Periodic steady state) と呼ぶことにする。

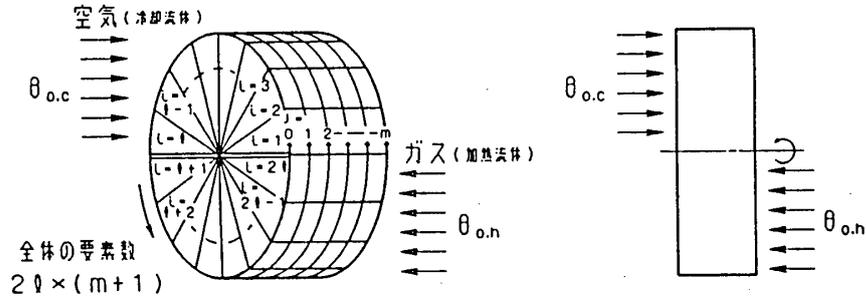


図1 回転蓄熱式熱交換器の要素分割モデル

本研究では、回転蓄熱体を周方向： $2l$ 、厚み方向： $m$ に分割し、合計 $2l \times (m+1)$ 個の要素に初期温度が与えられていると仮定し、回転式熱交換器全体としての伝熱的な挙動の解析を試みる。この方式に従って、時々刻々の熱交換の様子を1サイクルについて示したものを図2に示す。

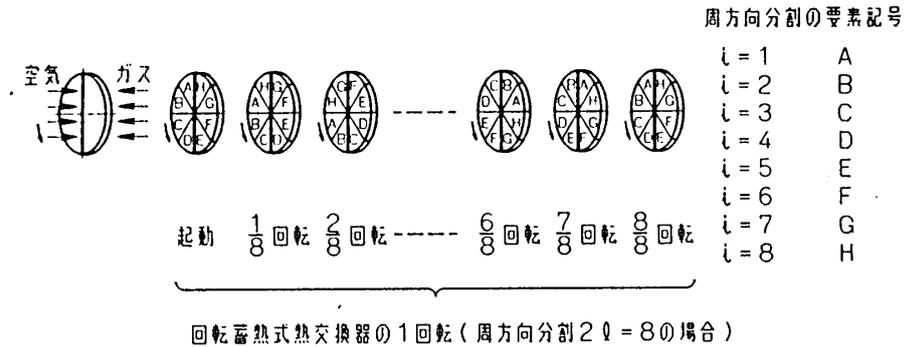


図2 回転蓄熱式熱交換器の各時刻における各要素の位置

蓄熱体の周方向の位置を $i$ 、厚み方向の位置を $j$ とすると、回転蓄熱体の付番は図1に示した通りである。この解析では、冷却側、加熱側の各伝熱単位数 $Ntu$ は同じとする。前報で述べたように、蓄熱体と作動流体間の熱収支を示した基礎偏微分方程式を差分近似し、さらに時間の関数を常微分近似することにより、蓄熱体ならびに作動流体の各温度を示す式を導出した。

蓄熱体の各要素の付番を $(i, j)$ とすれば、蓄熱体ならびに作動流体の各温度 $\theta_{i,j}$ 、 $\theta_{i,j}$ は前報と同様に式(1)、(2)で示される。

なお計算においては以下の置き換えを行なっている。

$$P = \frac{Ntu}{2Nr}$$

$$T = Pr = \frac{Ntu}{2Nr} \cdot tR = \frac{\Lambda sh}{2Mc_m} \cdot t$$

冷却サイクル

〔蓄熱体の温度〕

$$\begin{pmatrix} \theta_{i,0}(T) \\ \theta_{i,1}(T) \\ \theta_{i,2}(T) \\ \vdots \\ \theta_{i,k}(T) \\ \vdots \\ \theta_{i,m}(T) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} Q_0 & J_0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ Q_1 & J_1 & F_1 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ Q_2 & J_2 & F_2 & F_1 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ Q_k & J_k & F_k & F_{k-1} & F_{k-2} & \dots & F_1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots & \dots & \vdots \\ Q_m & J_m & F_m & F_{m-1} & F_{m-2} & \dots & F_3 & F_2 & F_1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_0 \\ (\theta_{i,0})_0 \\ (\theta_{i,1})_0 \\ \vdots \\ (\theta_{i,k-1})_0 \\ \vdots \\ (\theta_{i,m-1})_0 \\ (\theta_{i,m})_0 \end{pmatrix} \quad (1)$$

〔作動流体の温度〕

$$\begin{pmatrix} \theta_{i,1}(T) \\ \theta_{i,2}(T) \\ \theta_{i,3}(T) \\ \vdots \\ \theta_{i,k}(T) \\ \vdots \\ \theta_{i,m}(T) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_1 & F_1 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ S_2 & F_2 & F_1 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ S_3 & F_3 & F_2 & F_1 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ S_k & F_k & F_{k-1} & F_{k-2} & \dots & F_1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ S_m & F_m & F_{m-1} & F_{m-2} & \dots & F_3 & F_2 & F_1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_0 \\ (\theta_{i,1})_0 \\ (\theta_{i,2})_0 \\ \vdots \\ (\theta_{i,k-1})_0 \\ \vdots \\ (\theta_{i,m-1})_0 \\ (\theta_{i,m})_0 \end{pmatrix} \quad (2)$$

ここで  $(\theta_{i,j})_0$  : 蓄熱体要素  $(i, j)$  の初期温度

$(\theta_{i,j})_0$  : 蓄熱体要素  $(i, j)$  における作動流体の初期温度

$$(\theta_{i,j})_0 = \frac{1}{2} \left\{ (\theta_{i,j-1})_0 + (\theta_{i,j})_0 \right\} \quad (3)$$

また  $F_j(T)$  ( $j=1 \sim m$ ),  $S_j(T)$ ,  $Q_j(T)$ ,  $J_j(T)$  ( $j=0 \sim m$ ) については次式のように示される。

$$\left. \begin{aligned} F_1 &= e^{-T} \\ F_2 &= T e^{-T} \\ F_3 &= \frac{T^2}{2!} e^{-T} \\ &\vdots \\ F_m &= \frac{T^{m-1}}{(m-1)!} e^{-T} \end{aligned} \right\} (4)$$

$$\left. \begin{aligned} S_1 &= 1 - F_1 \\ S_2 &= S_1 - F_2 \\ S_3 &= S_2 - F_3 \\ &\vdots \\ S_m &= S_{m-1} - F_m \end{aligned} \right\} (5)$$

$$\left. \begin{aligned}
 Q_0 &= 1 - J_0 \\
 Q_1 &= 1 + J_0 - 2F_1 \\
 Q_2 &= Q_0 - 2F_2 \\
 Q_3 &= Q_1 - 2F_3 \\
 &\vdots \\
 Q_n &= Q_{n-2} - 2F_n
 \end{aligned} \right\} (6)$$

$$\left. \begin{aligned}
 J_0 &= F_1^2 \\
 J_1 &= F_1 - J_0 \\
 J_2 &= F_2 - J_1 \\
 J_3 &= F_3 - J_2 \\
 &\vdots \\
 J_n &= F_n - J_{n-1}
 \end{aligned} \right\} (7)$$

加熱サイクル

式(1), (2) に示した冷却サイクルの蓄熱体、作動流体のそれぞれの温度の式において、 $\theta_{j,1}(t)$ ,  $\theta_{j,1}(t)$ ,  $(\theta_{j,1})_0$  および  $(\theta_{j,1})_0$  の厚み方向添字  $j$  を  $j=m-h$  ( $\theta$  では  $h=0\sim m$ 、 $\theta$  では  $h=0\sim m-1$ ) と変更することにより、加熱サイクルに対応する関係式が示される。

出口平均作動流体温度  $\theta_m$

冷却サイクル、加熱サイクルの運転開始後  $\Delta t$  後の空気側、ガス側のそれぞれの出口平均温度を  $\theta_{m,c}$ ,  $\theta_{m,h}$  とすれば式(2) から

$$\theta_{m,c}(\Delta t) = \frac{1}{\ell} \sum_{i=1}^{\ell} \theta_{i,m}(\Delta t) \tag{8}$$

$$\theta_{m,h}(\Delta t) = \frac{1}{\ell} \sum_{i=\ell+1}^{2\ell} \theta_{i,0}(\Delta t) \tag{9}$$

と求まる。

回転式熱交換器の回転に伴って、各要素は順次、冷却、加熱、冷却、加熱…… を繰り返す。ここでは周方向の分割を 8 等分した場合について示す。周方向の要素を A, B, C, D, E, F, G, H とすれば、各時間における蓄熱体出口での平均流体温度は図 3 のようになる。

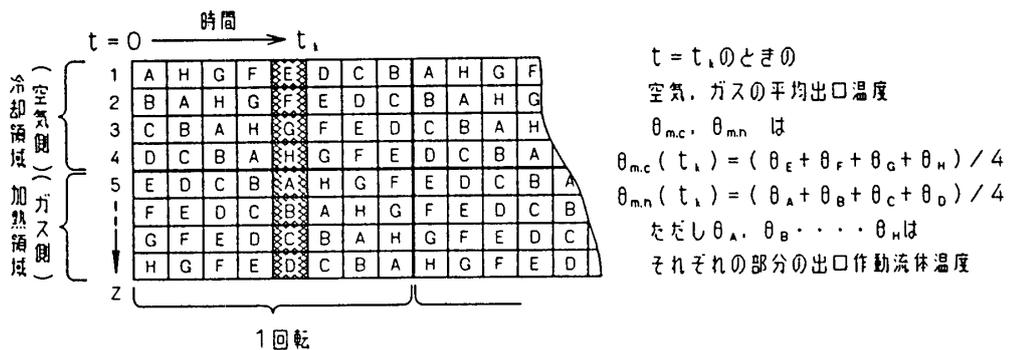


図 3 各時間における蓄熱体出口での平均流体温度

一方、蓄熱体の  $j=0$ (冷却側入口) および  $j=m$ (加熱側入口) についてオイラー的、即ち静止側のある固定点を通過する蓄熱体の温度に注目すると次のようになる。

図 3 の  $Z=3$  を通過する場合についてみると、最初蓄熱体の C 部が通過し、順次 B, A, H, G, F, E, D, C, B, A と通過することになる。十分時間が経過すると Periodic Steady State になり、静止

側の固定点を通過する蓄熱体の温度は一定となる。

#### 4. 結果及び考察

##### 4-1 計算条件

今回は計算条件のうち蓄熱体初期温度，流体入口温度，蓄熱体回転数として表1に示した4つの条件について計算を行った。蓄熱体および流体の伝熱特性は  $Ntu=14$ 、 $Nr=5.6$  (at 20rpm)、 $2.8$  (at 10rpm) とした。

表1 計算条件

		ケース 1	ケース 2	ケース 3	ケース 4
蓄熱体 初期温度 (°C)	冷却側 $[\theta_{i,j}]_0$ ( $i=1\sim4$ $j=0\sim7$ )	1	0	1	1
	加熱側 $[\theta_{i,j}]_0$ ( $i=5\sim8$ $j=0\sim7$ )	1	1	1	1
流体 入口温度 (°C)	冷却側 $\theta_{o,c}$	0	0	0	0
	加熱側 $\theta_{o,h}$	2	2	1→2 (0.1°C/cyc)	2
コア回転数 (rpm)		20	20	20	20→10(on 10cyc)

なお、ケース1は蓄熱体の初期温度が均一かつ2つの流体入口温度の平均値となっている場合、ケース2は蓄熱体の初期温度が加熱側，冷却側で異なる場合、ケース3は加熱側の入口流体温度が1から2°Cまで0.1°C/cycで上昇した場合、ケース4はコアの回転数が10サイクル目に20から10rpmまで低下した場合である。

##### 4-2 計算結果および考察

図4(a)~(d)にケース1~4の計算結果を示す。なお図中の—は周期的定常状態に達した後の冷却側，加熱側の各出口流体温度を示す。

ケース1, 4は蓄熱体の初期温度がすべて均一かつ冷却側，加熱側の入口温度の平均値に等しく、 $\theta_{o,c}$ 、 $\theta_{o,h}$ はそれぞれ時間的に概ね単調減少および単調増加し、スタートから6サイクル(約20秒後)と短時間で周期的定常状態に近づくことがわかる。一方、ケース2の場合は蓄熱体の初期温度分布に周方向に大きく段差があるため、各瞬間毎で熱交換量が大きく変動し、各々の出口流体温度がケース1, 3, 4に比べ過渡的変動が大きくなる。

ケース3は加熱側の入口流体温度がステップ的でなくランプ的に上昇した場合であるが、冷却側の作動流体は除々に加熱されるため、入口流体温度がステップ的に変わったケース1に比べ、出口流体温度は滑らかに上昇して、入口流体温度が一定となった10サイクル目以降に定常状態に向かうことがわかる。

ケース4は蓄熱体の回転速度が運転途中で変化した場合を示している。蓄熱体の温度分布が周期的定常状態に近づいた後、回転速度が20rpmから10rpmに低減すると各出口温度は過渡的に変動している。すなわち10rpm運転時の周期的定常状態の温度分布は20rpm運転時の周期的定常状態の温度分布と異なるため蓄

熱体の回転速度が変化すると蓄熱体に非定常な温度分布が発生するためである。

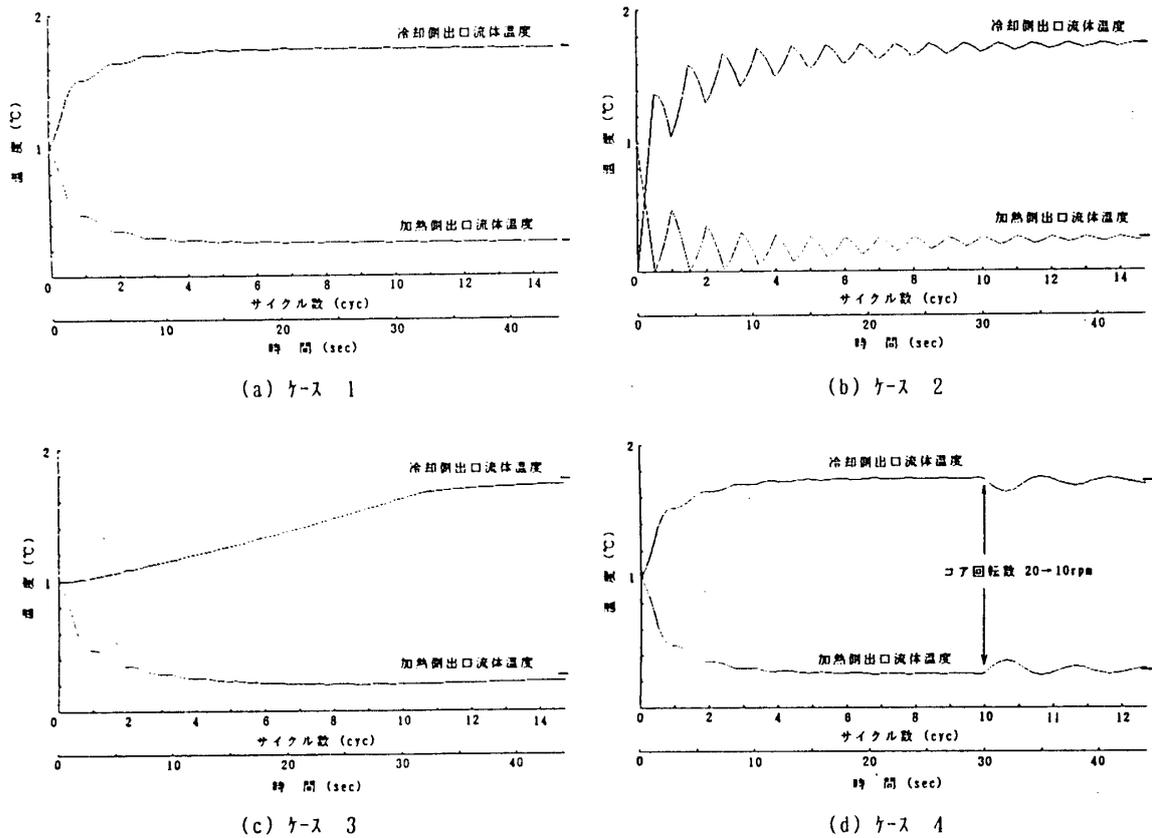


図4 計算結果

周期的定常状態に達した後の冷却，加熱側の出口流体温度およびこれより計算した熱交換器の温度効率の値は前報で求めた値と±0.1%の精度で一致することを確認した。表2 にその結果を示す。

表2 周期的定常状態時の出口平均流体温度  
および温度効率

		今回の方法	前回の方法
出口平均 流体温度 (°C)	冷却側	1.7427	1.7419
	加熱側	0.2573	0.2571
温度効率		0.8714	0.8715

入口温度 (°C) / 冷却側 : 0、加熱側 : 2

## 5. 結言

前報に示した方法を更に拡張し、実機運転に相当するような蓄熱体の各部分の初期温度が与えられ、空気、ガスのそれぞれの入口温度に対応して時間とともに各々の出口温度の平均値を求める方法を示した。この方法に従って実機相当の条件で回転蓄熱式熱交換器の過渡的な熱交換特性を計算し、周方向に分割したモデルを用いても十分な精度を保持できることを確認した。

今後これらの計算結果を回転蓄熱式熱交換器の実験値と比較し、解析モデルならびに仮定条件の妥当性を確認する予定である。

終わりに当り、本研究に多くの御助言、御指導を頂いた東工大 土方教授に謝意を表します。

#### 参考文献

- 1)酒井逸朗, 松久忠彰, 川崎啓治, "回転蓄熱式熱交換器の動特性", ガスタービン金沢地区講演会論文集, (1989)
- 2)A. Hill and A. J. Wilmot, "Accurate and Rapid Thermal Regenerator Calculations", Int. J. Heat and Mass Transfer, Vol. 32, pp. 465~476 (1989)
- 3)B. S. Baclic, "The Application of Galerkin Method to the Solution of the Symmetric and Balanced Counterflow Regenerator Problem", Trans, ASME, J. of Heat Transfer, vol. 107, pp. 214~221 (1985)
- 4)棚沢一郎, "蓄熱式熱交換器の熱的特性について", 東京大学生産技術研究報告, vol. 21, No. 1 (1971)

\* 野村雅宜, 熊倉孝尚, 波江貞弘,  
青木修一, 汐崎浩毅, 川越陽一 (船舶技研)

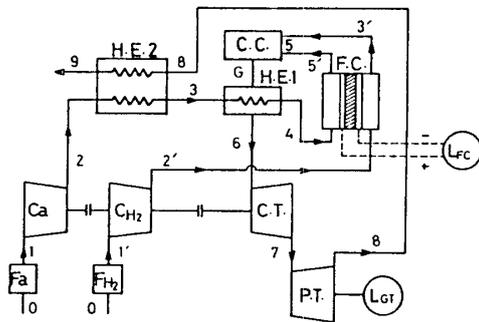
1. まえがき

ジルコニア固体酸化物電解質からなる燃料電池 (Solid Oxide Fuel Cell; SOFC) と LP / E 型ガスタービンの複合サイクル機関について性能解析を行った。前報<sup>(1)</sup>では、SOFC の作動温度ならびに燃料利用率一定の条件下における性能について検討した。今回は、前報と同じ複合サイクルにおいて、燃料電池の作動温度および燃料利用率を変化させた場合についての性能を調べた。結果として、SOFC およびガスタービンはいずれも温度依存性が強いので、作動温度を上昇させると、特に電流密度の高い領域における熱効率が改善される。本サイクルによれば、SOFC における燃料利用率の低下はガスタービン側の出力と熱効率の向上によって補われる、等の結論が得られた。

2. 想定サイクル及び性能計算法の概略

本報告では図-1 に示すような複合サイクルを考える。空気は 15°C, 1 気圧でフィルターに流入し、圧縮機で昇圧、熱交換器 HE2 および HE1 で加熱されたのち燃料電池に至る。水素も同様に大気条件下でフィルターに入り、水素圧縮機で昇圧されて燃料電池に至る。燃料電池を出たガスは混合されて 5 の状態で燃焼器に入る。燃焼器を出た高温ガスは圧縮機用タービンで膨張して圧縮機に駆動エネルギーを与え、出力タービンで外部に仕事をする。次いで、熱交換器 HE2 を通り大気に放出される。

一般に、燃料電池では出口付近でも当量比 1 の電池反応を起こさせるように過剰燃料流量を与える。従って、ここでは、燃料電池における水素流量を  $f$ 、燃料利用率を  $\epsilon$  ( $< 1$ ) とすれば、 $\epsilon \cdot f$  が燃料電池内で当量比 1 の反応を起こすと考える。燃料電池



FA, FH2: フィルタ CA, CH2: 圧縮機  
CT: 圧縮機用タービン PT: 出力タービン  
CC: 燃焼器 FC: 燃料電池  
HE1, HE2: 熱交換器 LFC: 燃料電池出力  
LGT: ガスタービン出力

図-1. 想定複合サイクル

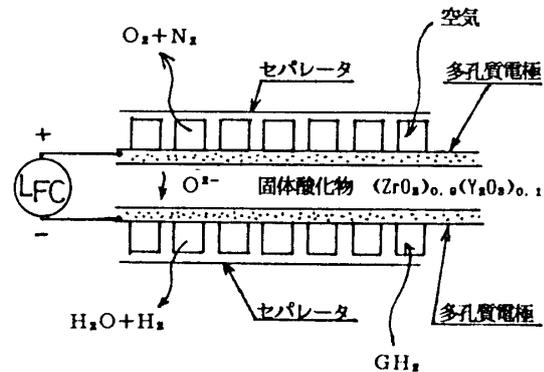
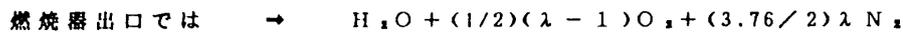
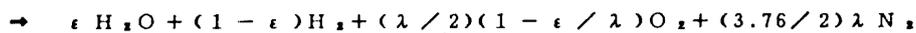


図-2. 燃料電池のセル構造

を通過した未反応水素  $(1-\epsilon)f$  と空気は、燃料電池の熱損失分だけですでに高温になっているが、燃焼器で燃焼してさらに高温のガスとなり、熱交換器 HE1 において燃料電池に流入する空気を加熱する。HE1 は熱交換器 HE2 の出口温度  $T_3$  が極端に低い場合、燃料電池の作動温度  $T_{pc}$  の低下防止に役立つ。しかし、 $T_3$  が高くなると水素ガス及び水素が当量比 1 の反応をするに必要な酸素を含む空気流量では電解質を冷却することが不可能となり  $T_{pc}$  を過熱側に押し上げることになる。従って、この計算では空気過剰率をコントロールすることで、 $T_{pc}$  を一定に保つことを考える。

燃料電池としては前報と同じく図-2 に示すようなセル構造のモデルを想定した。SOFC としては安定化ジルコニア  $(ZrO_2)_{0.9}(Y_2O_3)_{0.1}$  の薄板 ( $w=0.005\text{cm}$ ) を多孔性電極で挟んだものを考える。この電解質の場合、常温付近ではイオン導電率が非常に低いため、出来るだけ高温の  $T_{pc}$  で作動させる必要がある。高温になると酸化物イオン  $O^{2-}$  の導電性が現われ、燃料極 (-極) 側に  $H_2O$  を発生する。このようなセルを多層に重ね合わせてセルスタックとする。

燃料電池の単位面積、単位時間当たり供給される水素  $\dot{m}_{H_2}=1\text{ g-mol/cm}^2\cdot\text{s}$  の反応について考えると、空気過剰率(当量比の逆数)を  $\lambda$  とすれば  $H_2+(1/2)\lambda(O_2+3.76N_2)$  が燃料電池に入る。燃料電池では前述のように流量  $\epsilon\cdot f$  の水素が当量比 1 の反応を起こすから、燃料電池出口では次のような組成になる；



サイクルの各ステージにおける状態量はこれらの成分比を考慮して求めた。燃料電池の性能計算式は前報で説明したが、要約を以下に示す。

$$\text{可逆電位差: } V_r = -4.187\Delta G / nF \quad (1)$$

$$\text{ギブスの自由エネルギー: } \Delta G = \Delta H - T\Delta S \quad (2)$$

活性化過電圧は陽陰両極とも文献<sup>(2)</sup>から推定した；

$$V_{act} = \{0.21 + 0.043 \cdot \ln(i)\}(1 - 0.002(T - 1283)) \quad (3)$$

ここで、 $i$  : 電流密度。

濃度過電圧は陽陰両極に対し次式を用いた；

$$V_{conc} = (-RT/nF) \ln(1 - (i/i_L)) \quad (4)$$

$i_L$  ; 限界電流密度、本計算では  $i_L = 1\text{ A/cm}^2$  を仮定した。抵抗過電圧については文献<sup>(2)</sup>の実験データから安定化ジルコニアの抵抗率  $R_i$  を推定し(5)式で計算した；

$$R_i = \exp(9.51(1000/T) - 5.135) \quad (5), \quad V_{ohm} = i \cdot w \cdot R_i \quad (6)$$

$$V_{loss} = 2(V_{act} + V_{conc}) + V_{ohm} \quad (7)$$

従って、電流  $i$  が流れている場合の燃料電池の作動電圧  $V$ 、出力密度  $L_{pc}$ 、単位時間、単位面積当たりのエネルギー損失(放熱量)  $q_{pc}$ 、エネルギー変換効率  $\eta_{pc}$  はそれぞれ(8),(9),(10),(11)式により求めることが出来る；

$$V = V_r - V_{loss} \quad (8), \quad L_{pc} = i \cdot V \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \dot{q}_{pc} &= i \{(-4.187T\Delta S/nF) + V_{loss}\} \\ &= -\Delta H \cdot (1 - \eta_{pc}) \cdot \dot{m}_{H_2} \end{aligned} \quad (10)$$

$$\eta_{pc} = (nFV/4.187)/(-\Delta H) \quad (11)$$



ここで  $n = 2 \text{ elec-mol/g-mol}$ ,  $F = 96500 \text{ C/mol-electron}$ ,  $\Delta H$ ; 水素 1g-mol の反応熱 (高位発熱量 HHV),  $\Delta S$ ; エントロピー,  $T$ ; 作動温度,  $R$ ; 一般ガス定数である。

ガスタービンの性能計算は図-1の各ステージでのエンタルピー  $h$  を用いて次式から

$$\text{求めた: 空気圧縮機入力;} \quad L_c = \dot{m}_A (h_2 - h_1)_A \quad (12)$$

$$\text{水素圧縮機入力;} \quad L_{CH_2} = \dot{m}_{H_2} (h_2 - h_1)_{H_2} \quad (13)$$

$$\text{圧縮機用タービン出力;} \quad L_{CT} = \dot{m}_O (h_6 - h_7) \quad (14)$$

$$\text{ガスタービン出力;} \quad L_{GT} = \dot{m}_O (h_7 - h_8) \quad (15)$$

$$\text{ガスタービンの入力エネルギー;} \quad \dot{q}_{GT} = \dot{q}_{FC} + \dot{q}_{CC} \quad (16)$$

ガスタービンの  $\Delta H$  に対する熱効率  $\eta_{GT}$  ならびにサイクル全体の熱効率  $\eta_{total}$

$$\text{は (17), (18) 式より求めた;} \quad \eta_{GT} = L_{GT} / (-\Delta H \cdot \dot{m}_{H_2}) \quad (17)$$

$$\eta_{total} = \eta_{FC} + \eta_{GT} \quad (18)$$

ここで  $\dot{m}_A$ ,  $\dot{m}_{H_2}$ ,  $\dot{m}_O$  はそれぞれ燃料電池の単位面積, 単位時間当たりの空気, 水素, 反応生成ガス流量を表わす。電流密度  $i \text{ A/cm}^2$  を得るに必要な水素流量  $\dot{m}_{H_2}$  は

$$\dot{m}_{H_2} = i / n F \quad (19). \quad \text{従って, 燃料利用率を考慮すると燃料電池}$$

入口では  $\dot{m}_{H_2} / \epsilon$  の水素を流すことになる。この水素が空気中の酸素と当量比 1 の反応をするときに必要な空気流量を  $\dot{m}_{AO}$  と置き, 空気過剰率を  $\lambda$  とすると

$$\dot{m}_A = \lambda \cdot \dot{m}_{AO} \quad (20), \quad \dot{m}_O = \dot{m}_A + \dot{m}_{H_2} \quad (21)$$

$$\text{燃焼器における熱発生量は} \quad \dot{q}_{CC} = \dot{m}_{H_2} (1 - \epsilon) \Delta H \quad (22)$$

計算に用いた諸数値は次の通りである: 圧縮機入口条件  $15^\circ\text{C}$ , 1 気圧, 圧縮機の断熱効率  $\eta_{CA} = \eta_{CH_2} = 0.85$ , タービンの断熱効率  $\eta_{ct} = \eta_{pt} = 0.9$ , 機械効率  $\eta_m = 0.98$ , フィルター圧力損失 0.015, 熱交換器の圧力損失 0.02 (空気側), 0.05 (ガス側), 燃料電池の圧力損失 0.05, 燃焼器の圧力損失 0.05, 熱交換器の温度効率 0.6。水素燃料利用率は  $\epsilon = 0.55, 0.7, 0.85$  の 3 種類変えた。燃料電池の作動温度  $T_{FC}$  は 800, 1000, 1200  $^\circ\text{C}$  の 3 段階変化させ, 燃料電池出口におけるガス温度  $T_8$  は  $T_{FC}$  に等しいと仮定した。

計算は以下の方法で行った; まず, 圧縮機の圧力比  $R_c$  を与えて, 図-1のステージ 4 及び 5 の圧力を求め, その平均値  $P_{4,5}$  を燃料電池の作動圧力とする。 $T_{FC}$  と  $P_{4,5}$  における燃料電池の性能計算を行って, 与えた電流密度  $i$  におけるエネルギー変換効率  $\eta_{FC}$ , 水素の当量比 1 の反応に必要な空気流量等を求める。次いで, ガスタービンの各ステージ (0, 1, ..., 9) における温度, 圧力, エンタルピー, 及び圧縮機入力, タービン出力等を計算する。同時に, 燃料電池の  $T_{FC}$  を与えた温度に保持するに必要な空気過剰率  $\lambda$  を求める。

### 3. 計算結果及び考察

図-3, 4, 5 に  $R_c = 2, 4, 6$ ,  $T_{FC} = 1000^\circ\text{C}$ ,  $\epsilon = 0.85$  の場合の計算結果を示した。計算はいずれも出力密度  $L_{FC}$  が最大となる点までとした。これらの結果によると, どの  $R_c$  の時も  $L_{FC}$  は  $i$  の増加とともに急激に増加することが分かる。 $i$  はいずれの場合にも  $0.7 \text{ A/cm}^2$  近くまで取れるが,  $L_{FC, \max}$  近傍での運転は  $\eta_{FC}$  (HHV基準) の大きな低下をまねく。 $\lambda$  は  $i$  の低い範囲で急激に増加し, 高い  $i$  の範囲に

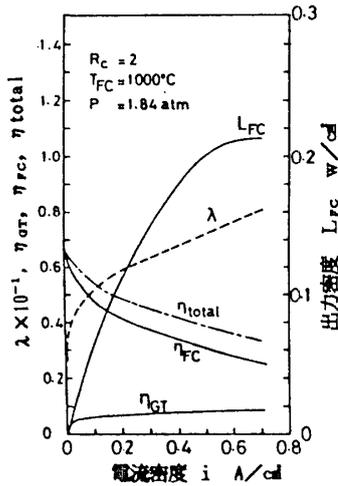


図-3. SOFC の性能  
( $R_c=2, T_{FC}=1000^\circ\text{C}, \epsilon=0.85$ )

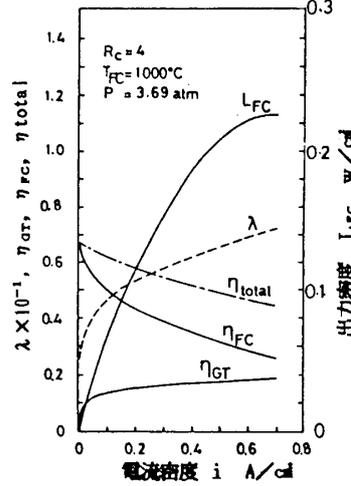


図-4. SOFC の性能  
( $R_c=4, T_{FC}=1000^\circ\text{C}, \epsilon=0.85$ )

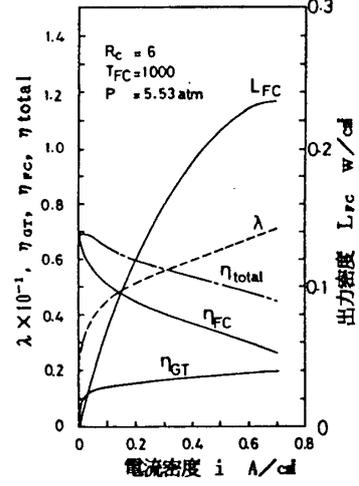


図-5. SOFC の性能  
( $R_c=6, T_{FC}=1000^\circ\text{C}, \epsilon=0.85$ )

おいては  $i$  にほぼ比例して上昇する。この傾向は  $\eta_{FC}$  の低下によって SOFC の放熱が高まることによる。 $R_c$  一定のとき、ガスタービンの熱効率  $\eta_{GT}$  は  $i$  の増加とともに緩やかに増加する。これは(15)と(17)式からわかるように  $\eta_{GT}$  が出力タービンを通過するガスの流量によって変化するため、 $\lambda$  が大きくなることに基づく。

図-3, 4, 5 の結果から明らかなように、燃料電池を高效率で動作させるためには、出力密度と電流密度の低い領域を対象にしなくてはならない。従って、必要な出力を得るためには、燃料電池の面積を大にせねばならず、結果として、装置全体を大きくしなくてはならなくなる。逆に、設計点を出力密度最大  $L_{FC,MAX}$  の付近に選ぶと、電流密度が大きく取れるため、コンパクトな装置になって都合がよい。しかし、燃料電池のエネルギー変換効率が低く、経済性の観点からは好ましいものではなくなる。どの領域を対象にするかは使用目的によって決まろうが、ここでは  $i = 0.1$  A/cm<sup>2</sup> となる点と  $L_{FC,MAX}$  となる点の2つの位置で圧力比と諸性能値の関係を見ることにした。

まず、 $i = 0.1$  A/cm<sup>2</sup> における諸性能値と  $R_c$  との関係を図-6 に示した。 $R_c$  が高くなると  $\eta_{FC}$  は 50% 付近において  $R_c$  の増加に伴わずかではあるが上昇してゆくことが分かる。 $L_{FC}$  も同様な傾向を示している。これは圧力増加とともに(2)式のエントロピーが減少することによる。ガスタービンの熱効率  $\eta_{GT}$  および  $L_{GT}$  が上昇するため、総合エネルギー変換効率  $\eta_{total}$  は高くなる。しかし、 $R_c$  が 4 を超えると  $\eta_{GT}$  は 13% で頭打ちの傾向となる。

$L_{FC,MAX}$  となる点での諸性能値を図-3, 4, 5 から

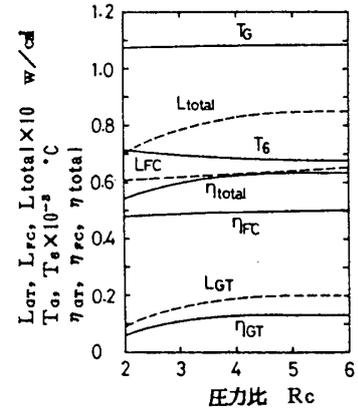


図-6. 圧力比の影響  
( $T_{FC}=1000^\circ\text{C}, i=0.1\text{A/cm}^2, \epsilon=0.85$ )

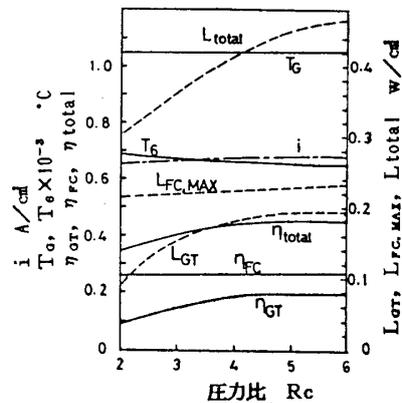


図-7. 圧力比の影響  
( $T_{FC}=1000^\circ\text{C}, L_{FC,MAX}, \epsilon=0.85$ )

読取り  $R_c$  との関係プロットすると図-7 のようになった。 $R_c$  の影響は図-6 の場合と同様である。特に、総合出力密度  $L_{total}$  の増加が著しい。 $R_c$  の増加に伴い電流密度  $i$  がわずかに上昇しているが、この理由はエントロピーの減少による。燃焼器出口および高圧タービン入口温度は図-6 とほぼ同程度の値と傾向を示していることも分かる。

$T_{FC} = 800$  及び  $1200$  °C の場合についても上記と同様な計算を行い、燃料電池の作動温度と諸性能値との関係を調べると図-8, 9 の結果が得られた。図-8 は図-6 の場合と同様に  $\eta_{FC}$  の高い領域 ( $i = 0.1$  A/cm<sup>2</sup>) について示したものである。この結果を見ると、燃料電池の性能は殆ど  $T_{FC}$  を変化させても一定値を保持していることが分かる。この原因は、 $T_{FC}$  が上昇すると(2)式に示したギブスの自由エネルギーが減少し(1)式の可逆電位が減って  $\eta_{FC}$  を悪くする効果と、 $T_{FC}$  の上昇によって過電圧が減少し  $\eta_{FC}$  を改善する効果が同程度であることによる。

図-9 は図-7 の場合と同様にして  $L_{FC, MAX}$  のときについて示したものである。この結果によると、明らかに  $T_{FC}$  の増加とともに、燃料電池の性能は上昇していることがわかる。これは過電圧の減少量が可逆電位の減少を上回ったことに基づく。ガスタービンの性能は図-8, 9 のいずれの場合においても  $T_{FC}$  を上げると、タービン入口温度が上昇する結果、高くなってゆく。図-9 の場合、SOFC の作動温度を  $800$  °C から  $1000$  °C に上げると本サイクルでは出力密度  $L_{total}$  の上昇が著しく、 $800$  °C のときの値の約 54% 高くなる。同じく  $\eta_{total}$  は約 27% 上昇している。温度を  $1000$  °C から  $1200$  °C へ上げた場合の上昇率は上記ほど大きくはない。

図-10 および 11 に燃料利用率  $\epsilon$  の影響を示した。最初に述べたように、本解析では燃料電池内部において、水素はいかなる  $\epsilon$  の場合にも当量比 1 の反応をするものと仮定しているため、 $\eta_{FC}$  および  $L_{FC}$  の値は一定となる。ガスタービンの性能は  $\epsilon$  の減少とともに増加している。この原因は過剰水素の増分に相当したタービン入口温度の上昇を来したことと  $T_e$  の上昇によって燃料電池の冷却に必要な空気流量、換言すれば  $\lambda$  を大にしなければならなくなったことに基づく。

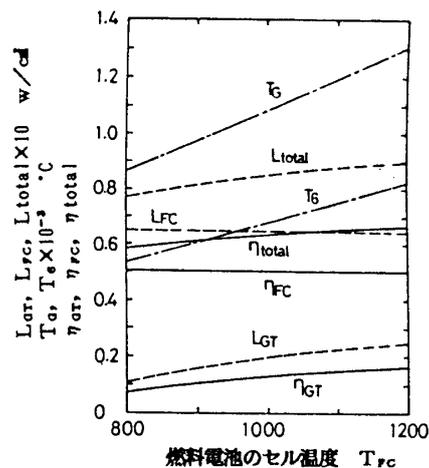


図-8. サイクルの温度依存性 ( $R_c=6, i=0.1$  A/cm<sup>2</sup>,  $\epsilon=0.85$ )

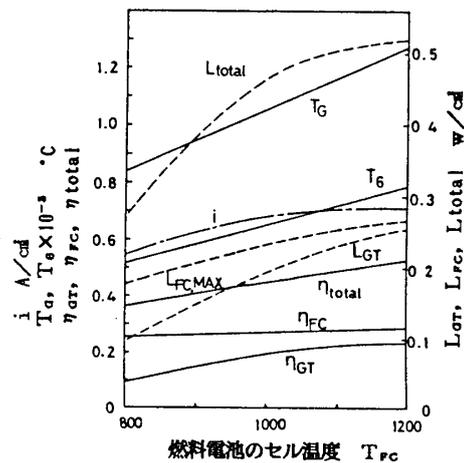


図-9. サイクルの温度依存性 ( $R_c=6, L_{FC, MAX}, \epsilon=0.85$ )

#### 4. 結論

SOFC と 1/LP 型ガスタービンの複合サイクル機関において、燃料電池に過剰水素と空気を与え、未反応水素の燃焼熱で燃料電池に入る空気を加熱するサイクルの性能を計算した結果、以下の結論が得られた；

- (1) 本解析の範囲内で、圧力比を高くすると燃料電池の性能はわずかに上昇し、ガスタービンの性能も増加するため、サイクルの全体性能は向上する。
- (2) 圧力比を高くすると燃料電池の冷却を考慮した空気過剰率は相対的に低くなる。
- (3) SOFC の作動温度が  $800^{\circ}\text{C}$  の場合でも本サイクルは運転可能である。
- (4) SOFC の作動温度を上げると、電流密度の高い領域になるほど性能は改善される。従って、サイクルの全体性能を高めるには SOFC およびガスタービン本来の特性から見て当然のことではあるが、出来るだけ高温度で運転することが望ましい。
- (5) 燃料利用率が低下してもガスタービンによって性能を補うことができる。

#### 5. 参考文献

- (1) 野村・川越, ガスタービン金沢地区講演会講演論文集, (平元-10), 79
- (2) Bockris, J.O'M., et al., "Fuel Cells", McGraw-Hill Book Co., 1969.

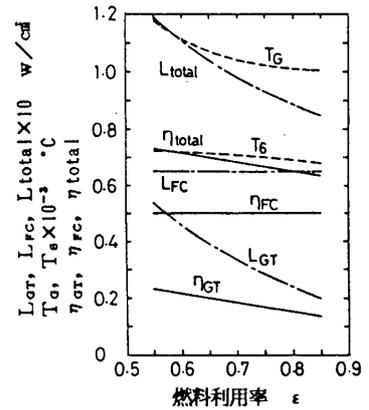


図-10. 燃料利用率の影響  
( $R_c=6, i=0.1\text{A/cm}^2, T_{rc}=1000^{\circ}\text{C}$ )

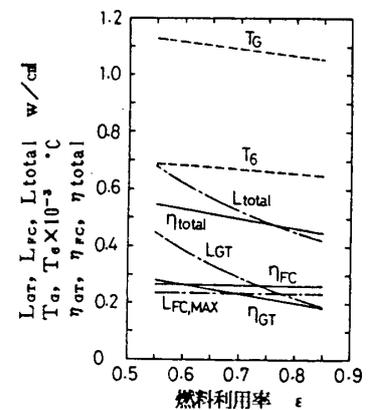


図-11. 燃料利用率の影響  
( $R_c=6, L_{FC,MAX}, T_{rc}=1000^{\circ}\text{C}$ )

## A-11 航空転用形ガスタービンへの蒸気噴射の適用

\* 萩原重雄 (石川島播磨重工業株式会社)

鈴木章夫 (石川島播磨重工業株式会社)

### 1. まえがき

近年、産業用ガスタービンにおいては、排気ガス中のNOXの低減および出力燃費の改善を目的として蒸気噴射を採用する事例が増加しつつある。

ここでは、大形の航空転用形ガスタービン、IM5000に蒸気噴射を適用する際の改造点、蒸気噴射による性能、排気ガス特性およびこれまでのコージェネレーション・プラントにおける運転実績等について報告する。

### 2. IM5000の蒸気噴射の概要とエンジンの改造点

IM5000ガスタービンにおいては、高圧蒸気を燃焼器および圧縮機出口(CDP)へ、低圧蒸気をガス発生機の低圧タービン入口へ、計3箇所から蒸気噴射する方法を採用している。蒸気噴射量は最大、高圧系36300KG/HR、低圧系32700KG/HRで計画されているが、圧縮機のストール等を避けるため各運転条件における圧縮機出口圧力により制御される。

ガス発生機は多量の蒸気噴射に対応するため、各蒸気噴射部分にマニホールド類を追加し、ガス通路への噴射孔を設けたほか、空力性能を維持するために、高圧タービン1段ノズル面積を6.5%増加し、かつ1段動翼の取付角度を3度回転させている。

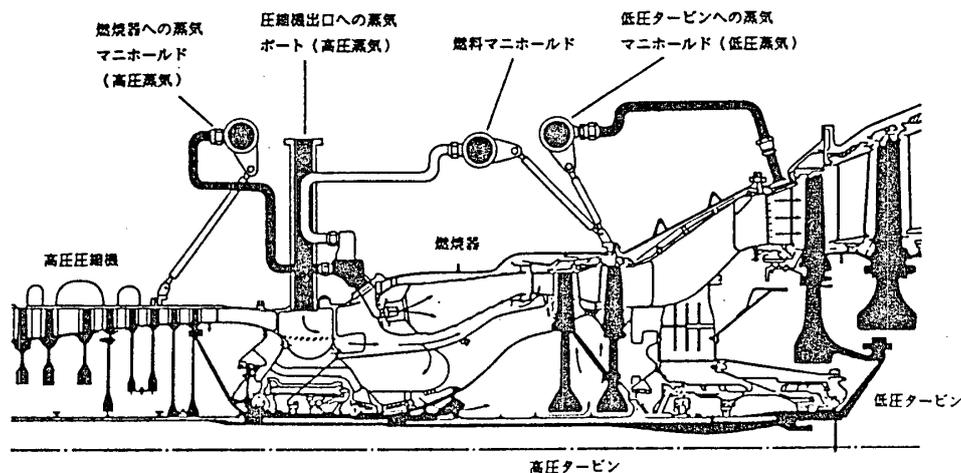


図-1 ガス発生機の蒸気噴射部

蒸気噴射の採用に伴い、出力タービンの入口圧力およびガス流量は共に約30%増加し、翼列に対する負荷はオリジナルの設計点より約43%増加する。これにより翼間効率は2.7%程度低下するが、ガス発生機の改造が出力タービンの修正流量を変更しないことを前提として実施されたため空力的なマッチング上の問題のないことと、従来機との互換性を維持するため、翼列変更等の大幅な改造は実施しなかった。強度的には、入口圧力の増加によりケーシングのボルトの応力の増加に対応し、ボルトの材質をCrMoV鋼より13CrMoWV鋼に変更した以外の改造は実施していない。

付属装置には、排ガスボイラーまたはプロセス側より供給される噴射蒸気量を制御するための高、低圧蒸気噴射ユニットを追加した。(図-2)

蒸気噴射系統は高圧2系統(燃焼器および圧縮機出口)および低圧2系統に分けて蒸気流量を制御できるように設計されている。また、各系統は起動時、蒸気配管を十分に余熱することによりエンジンへ凝縮水が混入することを防ぐためのベントおよびドレンラインが設けられている。ガスタービンの電子制御装置には各蒸気流量制御弁と共に蒸気流量を制御し、圧縮機出口圧力および低圧タービン入口ガス温度(T44)の信号により蒸気流量を制御する機能が負荷されている

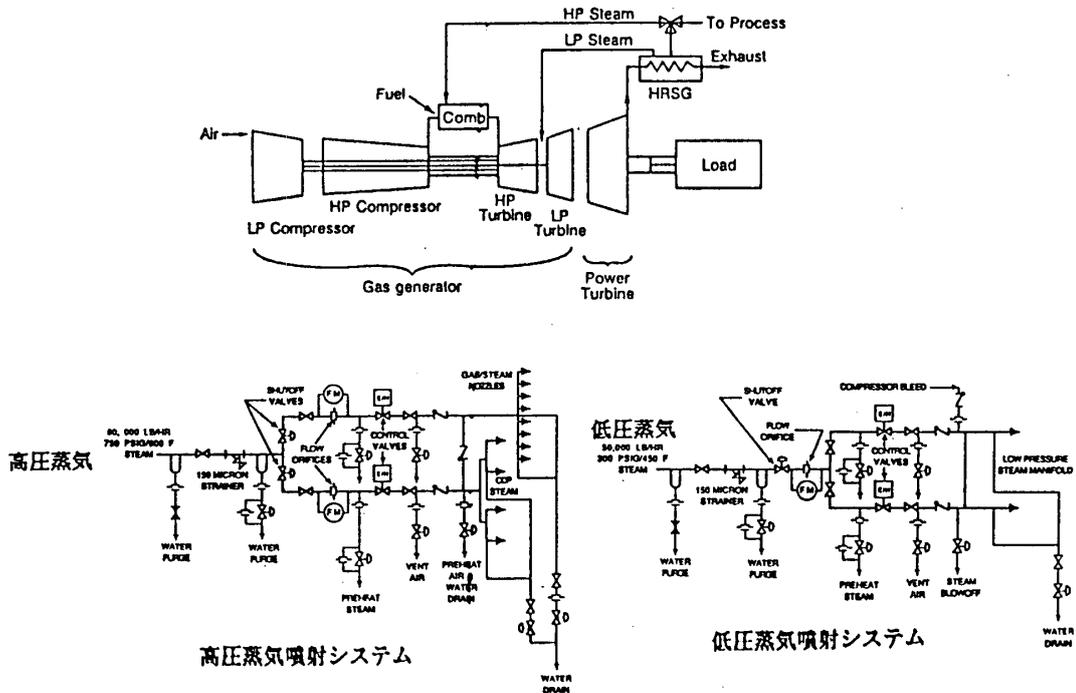


図-2 蒸気噴射システム系統図

### 3. 性能および排気ガス特性

蒸気噴射用に改造されたIM5000ガスタービン発電装置の予想性能（計算値）

は表-1のようになる。

蒸気噴射をすることにより出力は52-56%、熱効率は21-24%改善されることになる。また、排気ガス中のNOxはDRY運転時の1/7に減少するが、一方COは蒸気噴射量を増加するに伴い増加するため燃焼器への蒸気噴射量は制限される。高圧蒸気を圧縮機出口へ噴射しても排気ガス成分にはほとんど影響しないので必要量燃焼器へ噴射し、残りの高圧蒸気は圧縮機出口へ噴射し出力、燃費の改善に使用している。

図3-5に米国のコージェネレーションプラントにおけるIM5000ガスタービンの実測性能およびNOx、COの実測データを示す。

性能およびNOx低減効果はいずれも予想を上まわる結果が得られている。

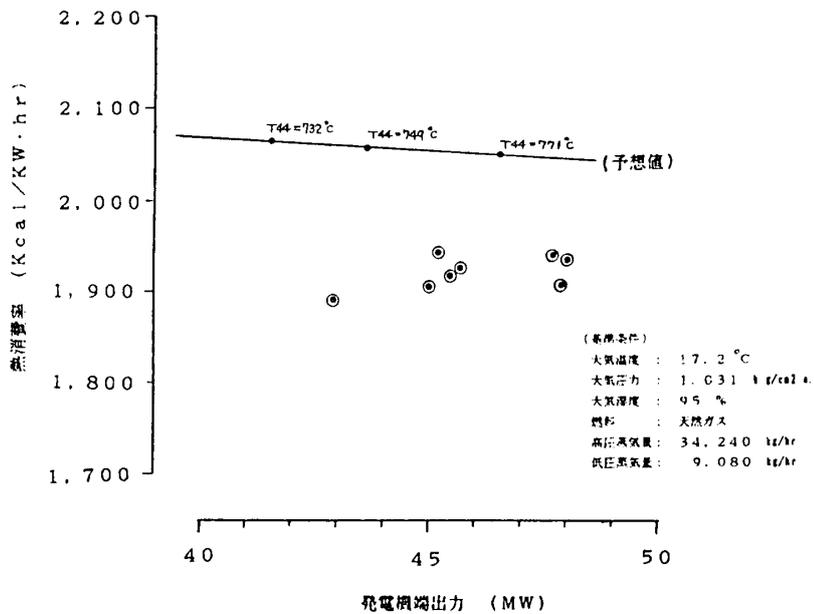


図-3 Full STIG 運転における性能計測値 (P&G, USA)

運転モード	蒸気噴射なし (DRY)	高圧蒸気噴射 (Semi STIG)	高圧/低圧蒸気噴射 (Full STIG)
発電機出力 (KW)	32210 (31700)	45930 (44790)	50300 (48310)
熱消費率 (kcal/kWh)	2340 (2418)	2043 (2119)	1926 (2006)
熱効率 (%)	36.1 (35.6)	42.1 (40.6)	44.7 (43.8)
吸込空気流量 (kg/s)	121.4	137.3	137.4
圧縮機圧力比	24.8	30.8	31.4
燃料流量 (kg/hr)	7409	9071	9387
高圧タービン入口温度 (°C)	1180	1158	1189
低圧タービン入口温度 (°C)	774	765	788
出力タービン入口温度 (°C)	691	686	660
出力タービン入口圧力 (kg/cm² a)	3.92	4.84	5.16
排気ガス温度 (°C)	458	420	397
排気ガス流量 (kg/s)	120.9	146.5	155.7
高圧軸回転数 (rpm)	9968	10425	10269
低圧軸回転数 (rpm)	3586	3877	3909
出力タービン回転数 (rpm)	3600	3600	3600
	(3000)	(3000)	(3000)
高圧蒸気噴射量 (kg/hr)	0	34470	34470
低圧蒸気噴射量 (kg/hr)	0	0	32680
排気ガス NOx (PPMVD)	184	25	25
(15% O <sub>2</sub> 換算)			
CO (PPMVD)	3	24	25
HC (PPMVD)	3	4	4

(注) ( )は50Hz機 他は60Hz機  
 運転条件  
 大気温度/圧力/湿度 : 15°C/760mmHg/60%  
 吸/排気圧損 : 100/250mmH<sub>2</sub>O  
 燃料 : 天然ガス  
 噴射蒸気 : 高圧300°C 53.8kg/cm<sup>2</sup> a.  
 : 低圧250°C 20.7kg/cm<sup>2</sup> a.  
 発電機効率 : 98%

表 1. IM5000ガスタービン発電装置の予想性能

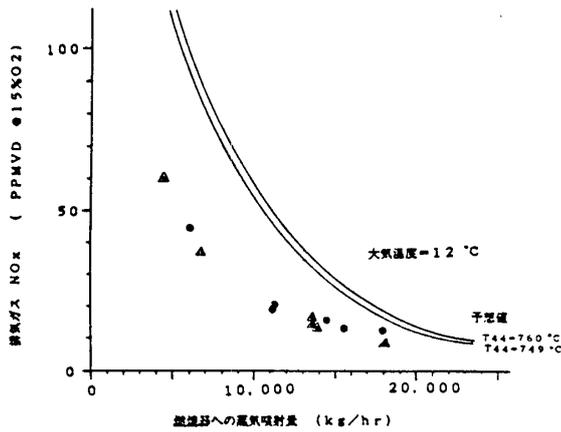


図-4 Full STIG 運転におけるNOx計測値 (SPC, P&G, USA)

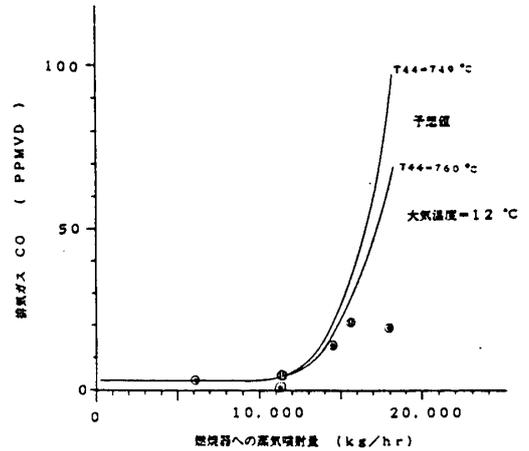


図-5 Full STIG 運転におけるCO計測値 (P&G, USA)

#### 4. 運転実績

IM5000ガスタービンの蒸気噴射連続運転の実績は、米国のコージェネレーションプラントにおいて、1989年末現在合計約45,000時間に達している。この間の、ボイラー、燃料ガス供給設備等を含めた、プラントとしての稼働率および信頼性を整理した結果を図-6に示す。ここで、稼働率および信頼性は次のように定義している。

$$\text{稼働率} = \frac{\text{カレンダー時間} - (\text{待機時間} + \text{使用不能時間} + \text{定期整備時間})}{\text{カレンダー時間} - \text{待機時間}}$$

$$\text{信頼性} = \frac{\text{稼働率} \times (\text{カレンダー時間} - (\text{待機時間} + \text{使用不能時間}))}{\text{カレンダー時間} - \text{待機時間}}$$

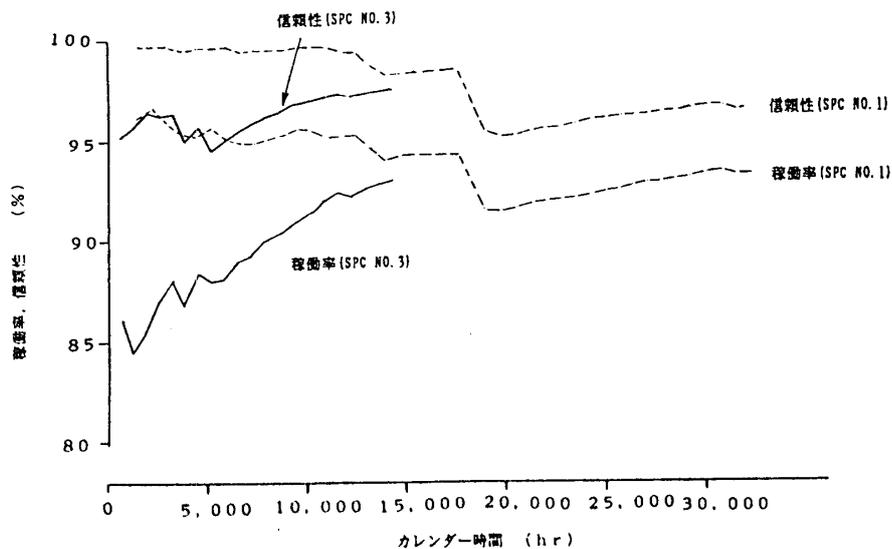


図-6 蒸気噴射連続運転時のプラント稼働率と信頼性



図中の、S P C N O. 1プラントは、23,000時間の水噴射運転の後蒸気噴射形に改造されたもので、図にはそれ以後のデータを示した。

現在までに、稼働率約93%および信頼性約98%の比較的良好な結果が得られているが、さらに機器の信頼性向上と共に、圧縮機の洗浄方法の改良等により、定期整備に含まれる圧縮機の洗浄のための停止時間を減少させ稼働率を向上させることができるものと考えている。

#### 5. あとがき

I M 5 0 0 0 ガスタービンにおける蒸気噴射の概要とこれまでの運転実績について報告した。米国S P C社向2台に加え、1990年3月より新たに1台の蒸気噴射のプラントが商業運転に入っている。今後、これらのプラントの実績をフィードバックすることにより、高効率、高信頼性を持つ航空転用形ガスタービンの発展に努めて行きたい。

#### 6. 参考文献

- (1) 堀、日本ガスタービン学会誌、VOL. 15、NO. 60、  
26—34頁
- (2) Ko l p, D. A. , M o e l l e r, D. J. , A S M E  
P a p e r 88-GT-198

## A-12 2軸ガスタービンの圧縮機運転特性

岡村 隆成 (株) 東芝 京浜事業所  
\*和泉 敦彦 (株) 東芝 京浜事業所  
佐々木 隆 (株) 東芝 京浜事業所

### 1. まえがき

近年のコンバインドサイクル発電プラントの急速なニーズに呼応して、当社はコンバインドサイクル発電機器のなかでも最重要機器であるガスタービンの開発を集約・統合し、1987年に当社京浜事業所にガスタービン開発設備を完成させた<sup>1)</sup>。図1に示すガスタービン開発設備全体図から分かるように、主要コンポーネントの圧縮機、タービン、燃焼器のテストリグと圧縮機を駆動するガスタービンそしてその排気系には実機サイズの排熱回収蒸気発生器(HRSG)が効率的に組合わされている。この設備で使用されているガスタービンは、25MW級2軸式ガスタービンとして新たに開発したが、これまでに14MWと22MWの2種類の空気源圧縮機(試験機であるとともに空気源として使用)を駆動してきた。このガスタービンは、駆動用原動機としてだけでなく、起動装置やその他補機および制御計測装置を含めたガスタービンシステムの総合検証機としての位置付けを持つが、ガスタービンの運転において、クリティカルとなる圧縮機部分について、性能や入口案内翼を含む5段落の可変静翼による起動特性等について、知見が得られたのでここに報告する。

### 2. ガスタービン仕様

#### (1) ガスタービン要項

被駆動機である空気源圧縮機を50～100%回転数の広い範囲で、更に圧力比を変えて運転するために、原動機としては、2軸式ガスタービンを採用した。本ガスタービンの圧縮機/高圧タービン系は、出力軸である低圧タービン系とは独立させ、作動域の広い高速域で使用する方が望ましい。そのために2軸式ガスタービンでは、低圧タービン可変ノズル方式あるいは圧縮機多段可変静翼方式があるが、前者は高温雰囲気下に可動部が必要で複雑な構造となるため、本2軸式ガスタービンでは後者の方式を採用した。高低圧2ロータ構造ではあるが、定格条件では同一設計回転数とし、容易に1軸式ガスタービンに設計変更することが可能なよう配慮されている。ガスタービンの主要項を表1に、組立断面図を図2に示す。

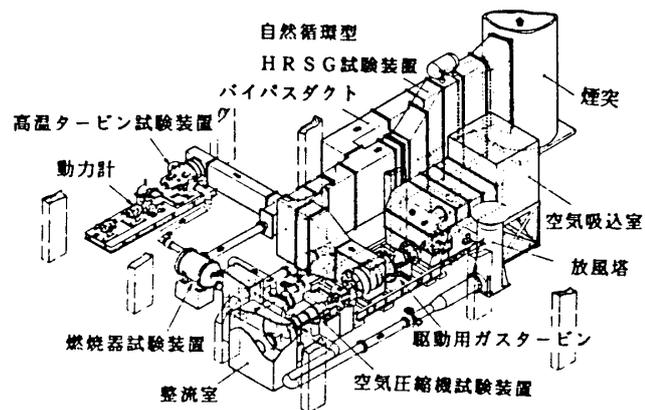


図1 ガスタービン開発設備全体図

圧縮機は15段落/圧力比1.1の高負荷軸流反動タイプで入口案内翼から第4段静翼までが単一駆動装置で高圧回転数に応じて制御される。燃焼器は10缶からなる逆流多缶型で灯油燃料をアトマイジング方式で噴霧燃焼させ、さらに環境保全の面から燃焼器内部へ水噴射を行いNO<sub>x</sub>を1/3~1/5に低減させている。またタービンは軸流衝動型で高圧2段、低圧1段の計3段構成で、そのうち第1、2段静翼および第1段動翼は冷却翼を採用している。ロータはディスク積層タイプで高低圧ともオーバーハングロータではあるが、最適スタッキングとバランスングおよびティルティングパッド軸受の組合せにより安定した振動特性を得ている。

表 1 ガスタービン要項

形式	2軸単純開放サイクル
軸端出力 MW	27.3
回転数 rpm	高圧5100; 低圧5100
圧力比	1.1
排ガス流量 kg/s	139
排ガス温度 °C	475
圧縮機段数	15
タービン段数	高圧 2 ; 低圧 1
燃焼器	キャン形-10缶
燃料	灯油

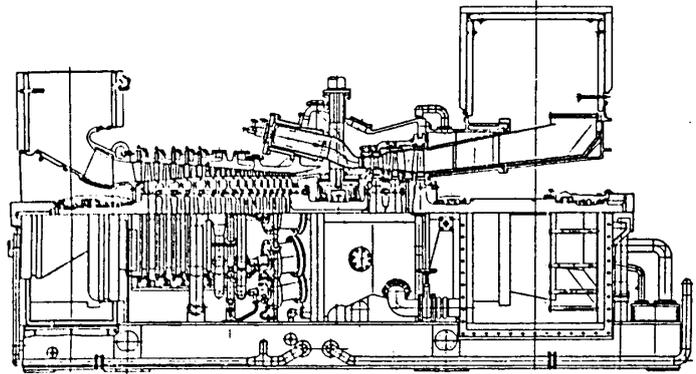


図 2 駆動用ガスタービン組立断面図

(2) 圧縮機設計要項

圧縮機は高圧力比化するにつれてその作動範囲は狭くなり、かつ起動時は旋回失速域を通過するため、サージングに入らないように慎重な立ち上げが要求される。さらに本圧縮機では機械駆動用2軸式ガスタービンであるため、部分回転数での運転も必要となる。そのため空力設計面では設計点負荷配分や放風位置、放风量等に十分配慮し設定した。

表 2 圧縮機主要目

吸込み流量	kg/s	138
フランジ圧力比		1.1
フランジ効率	% (POLYTROPIC)	88
段落数		15
入口外径	mm	1325
入口翼高さ	mm	247
入口外周周速	m/s	354
初段動翼アスペクト比		2.32
出口外径	mm	1028
出口翼高さ	mm	43
最終段動翼アスペクト比		1.43

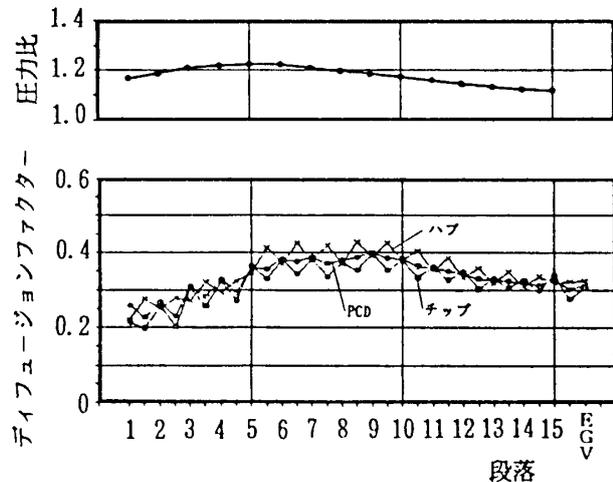


図 3 段落圧力比、負荷 (Dfファクター) 分布

設計の基本方針は次のとおりである。

- \* 翼型 入口案内翼 NACA63
- 動静翼 NACA65後縁肉厚補正
- キャンバー 円弧
- \* フローパターン 静翼振り無し（流出角一定）
- \* 前方段負荷低減による起動時の作動範囲拡大
- \* 入口案内翼～第4段静翼 取付角可変構造
- \* 抽 気 第5段入口：軸受シール、排気ケーシング冷却  
第10段入口：起動途中の放風

主要目を表2に、段落毎の圧力比、負荷（Dfファクター）分布を図3に示す。

構造面では、前方段動翼はその固有振動数が設計回転数で離調されるのはもちろん、部分回転数での振動強度に対しても十分な余裕をもつようワイドコード化している。植込部も全段アキシャルエントリダブテイル形でその応力レベルを下げ、組立時のガタは底部に挿入するシムで吸収し、低回転時のフレットングを防止している。可変静翼は各段とも共通のアーム&リンク方式で構成され、リンクの両端には球面軸受をもたせ無理のない動作が確保され、ガタや脱落のない構造としている。各段の静翼可変量はケーシングに支持された回転軸にたいして、これに取付くコントロールロッドの腕の長さとおくチュエーターロッドの腕の長さとの比により一義に設定されている。アクチュエーターは高圧制御油サーボ装置により駆動される。次ぎにガスタービンの起動手順と圧縮機の運転スケジュールについて述べる。ガスタービンは約25%回転数で、着火前パーズ運転が完了すると燃料が投入され着火、暖機、加速と起動シーケンスは進行する。そして高圧軸回転数の約60%で起動モータは離脱停止し、ガスタービンは自立する。このシーケンスに対応して圧縮機可変静翼、放風弁開閉スケジュールは図4のように高圧軸修正回転数の関数として制御している。

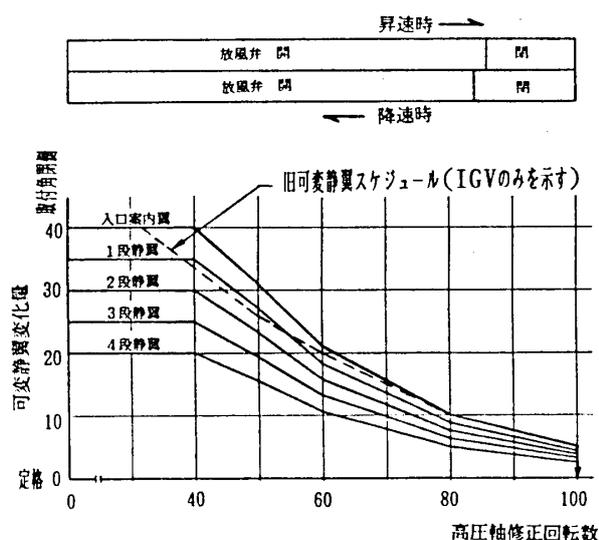


図 4 圧縮機可変静翼、放風スケジュール

### (3) 計測要項

圧縮機周りの計測に関して簡単に述べる。吸込空気流量は吸込みダクト中に設けたマルチピット管式流量計（8×8＝64点×2セット）で計測し、圧縮機全体のフランジおよび通路部効率については、図5に示すとうり吸込プレナム入口、IGV入口、EGV出口、圧縮機出口での全圧、全温楕形管計測により求めている。その他、通路部壁面静圧や途中段落での温度計測により全体の負荷配分や途中段落性能を確認している。ま

た、起動途中の旋回失速レベルを水晶式圧力変換器により非定常圧力変動として監視している。機械的特性の検証としては、静翼や可変静翼駆動装置の応力計測、ケーシング、軸受メタルの温度計測、動翼チップクリアランス計測、スラスト計測を実施している。

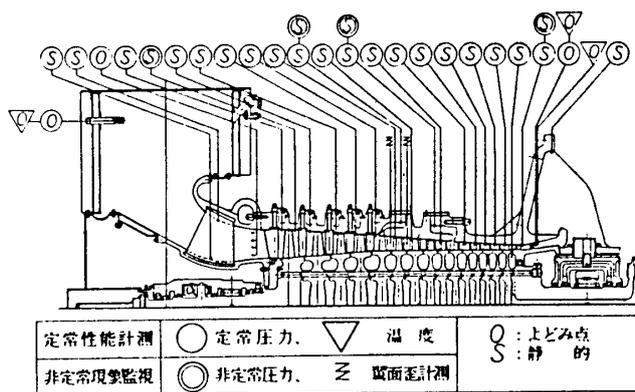


図 5 圧縮機周り計測点配置図

### 3. 圧縮機性能

圧縮機性能予測にあたり、当社では既存の動静翼列データ<sup>2)</sup>を従来からの実績データにもとずき追加補正したうえで、軸対称3次元流線解析法により内部流動解析を実施している。またエンドウォールのプロジェージについては2次元解析法<sup>3)</sup>を上記流線解析法の中に組み込んでいる。

#### (1) 全体性能

本ガスタービンは現在までに、下記2種類の空気源圧縮機を駆動してきた。

	吸込流量 Kg/s	圧力比	回転数 rpm	駆動動力 MW
第1ステップ	3.5	1.3	10200	1.4
第2ステップ	5.1	1.7	10200	2.2

上記2種類の空気源圧縮機を駆動する動力はガスタービン定格出力のそれぞれ52%、82%であるため、本ガスタービンの最大運転点は設計点までには至っていないが、それゆえ本報告においても、ここまでの運転データであることを御了承願いたい。

圧縮機運転軌跡と特性マップの関係を図6に示す。上記2種類の空気源圧縮機の運転に対し2軸式ガスタービンの特性上、本圧縮機の運転軌跡は全く同一軌跡上をたどり、実測データは重なる。起動モータが切り離される約60%回転数から上の速度域では十分なサージマージンを持って運転され、放風弁の開閉時に高圧軸回転数が多少変動するが運転上全く支障ない。次に吸込流量と効率の回転数特性を図7に示す。吸込流量特性は計算値と比較すると、90%回転数以下では2%前後実測流量は少ないが、設計回転数近傍ではほぼ良い一致を見ることができる。一方圧縮機効率は放風を行っている場合実測値は計算を上回るが、放風弁を閉じたあたりではほぼ計算値に近い値となる。さらに回転数が増加するにつれ実測効率は計算値を上回り、設計回転数近傍ではその差は約1.8%となり、フランジ効率で89%に達している。さらに別に行われた動翼チップクリアランス計測結果では、現状その間隙に十分な余裕がある事が判明しており、今後一層の効率改善の可能性が確認された。一方、吸込スクロール圧損や、吐出ディフューザ-圧損はそれぞれほぼ計画どりの性能が得られている。

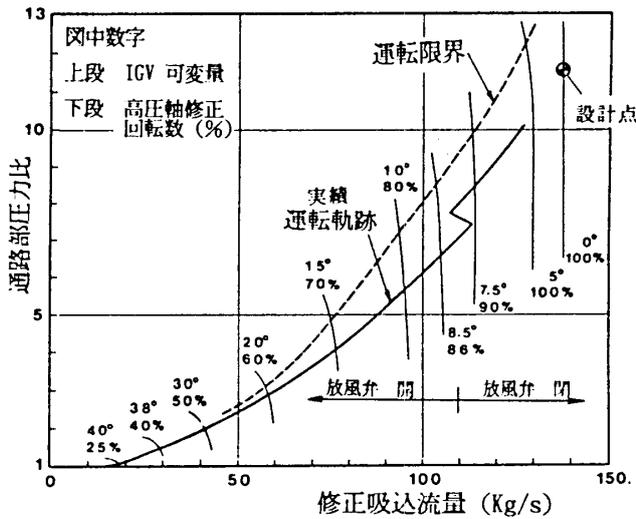


図 6 圧縮機特性マップ

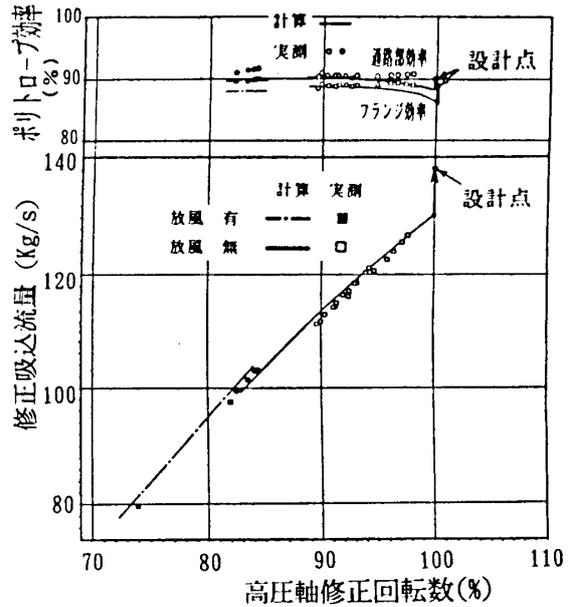


図 7 吸込流量、圧縮機効率の回転数特性

## (2) 段落特性

限られた計測データによって圧縮機内部の状態を推定するのは難しいが、ケーシング壁面での静圧分布により各段落静圧圧力比を整理してみると、段落特性分布が知られる。図8に示す静圧圧力比分布によると、初段圧力比を除くと、ほぼ実測値と計算値は良い一致が見られ、多段圧縮機で問題となる段落マッチングが良好であるといえる。ただし初段部分の不一致、特に計画以上の高い圧力比が生じていることは、入口案内翼出口の流出角や軸流速度に対して予測以上の半径方向分布や偏りが生じている可能性があり、今後検討すべき課題である。

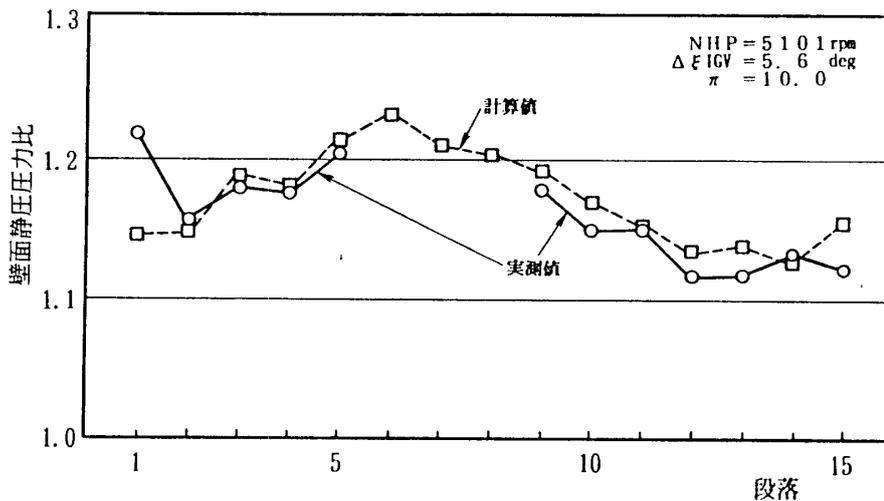


図 8 静圧圧力比分布

### (3) 可変静翼特性

本機のような2軸ガスタービンでは低圧軸条件（回転数、負荷）を固定した状態で高圧軸圧縮機の可変静翼を変化させる（ここでは仮に閉じる）と、低圧タービンへの入力エネルギーを一定に保つために、吸込空気流量が減少しないよう高圧軸回転数が上昇し、高圧系の圧縮機とタービンのパワーバランスと低圧系の出力条件の両者が満足される点で整定する。従って2軸ガスタービンではある負荷条件に対して、高圧系のマッチング点はひとつの可変静翼角度に応じてある高圧軸回転数が対応する。しかし図9に示すように高圧系マッチング点は熱効率と圧縮機の運転制限から最適値が存在する。一例として、95%低圧軸回転数、13MWの負荷条件において可変静翼特性を検討したので図9にテスト結果

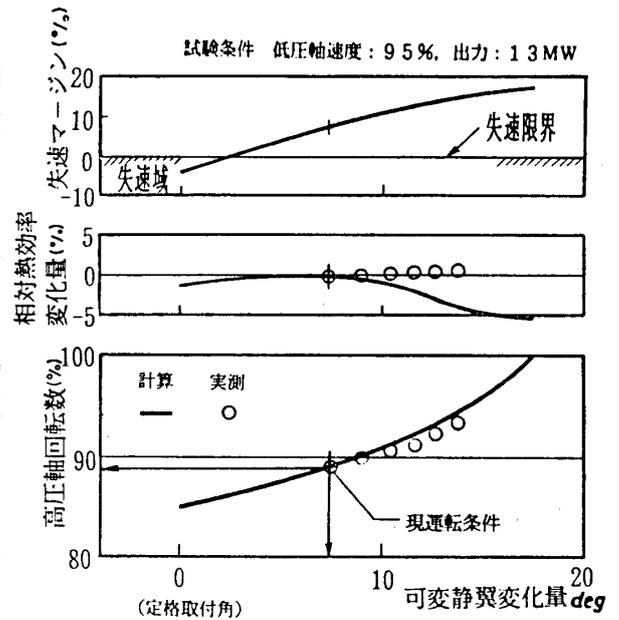


図 9 可変静翼特性

とその計算値を示す。計算によると図9から分かるように可変静翼取付角の開閉に応じて高圧軸回転数は減増するが、この負荷条件では定格取付角まで開くと高圧軸回転数は減少し前方段落で翼負荷が増加し失速限界（後述する）に達する。一方、可変静翼を17度まで閉じると高圧軸回転数は定格回転数まで増加するが、圧縮機前方段の負荷減少による効率低下によりガスタービン効率が悪化する。従って運転限界と熱効率の兼合いから、本ガスタービンでは先に示した可変静翼スケジュールが設定されている。いっぽう可変静翼を変化させた場合のテスト結果を見ると、回転数変化はほぼ計算値と同様の傾向が得られている。しかし熱効率は、基準点から可変静翼を閉じていくと計算では減少するのに対し実測値はほぼ一定となっている。このことは、前述の圧縮機性能が高回転数域で計算値を上回り、予想ほど性能劣化しないことによるものと考えられる。したがって結果的にはこの出力条件に対し高圧系のマッチング点は計画よりやや高速側に最適点があると思われる。

### 4. 運転特性

図4で示したガスタービン起動スケジュールに従って圧縮機は運転されるが起動モータが停止する約60%回転数まで圧縮機前方段は旋回失速域にあり、図6に示した特性マップからも運転軌跡が運転限界に近い事が分かる。この領域で圧縮機をサージングに入らないよう運転するには、ガスタービンの加速率や起動装置容量など配慮しなければならないが、圧縮機としても放風量や可変静翼スケジュールの最適化が必要である。本ガスタービンでは当初、図4の破線で示す可変静翼スケジュール(A)をとっていたがまれに起動時サージングに陥りガスタービントリップする経験をした。そこで、一層の

作動域拡大のために可変静翼をさらに絞り込んだ現スケジュール（B）を定め、サージング点付近での圧縮機内部の段落負荷分布を通路部計算により調べ、両者のディフュージョンファクター（ $Df$ ）分布（図10）と失速判定値（図11）を比較した。図10に示す $Df$ の比較では旧スケジュールAと現スケジュール（B）とも第1段動翼から第6段静翼までの $Df$ がかなり高く、旧スケジュールAから現スケジュール（B）への変更で前方段の $Df$ がやや減少しているものの失速限界は定めにくい。これに対し図11に示す失速判定値ではこのスケジュール変更は、失速限界上にあった1～3段落の状態を軽減していることが明瞭に理解できる。この失速判定はKochの提唱する方法<sup>4)</sup>で減速翼列を等価なディフューザとみなしたうえで、圧縮機段落に適用するにあたり動・静翼の流入動圧を平均化の重みとして使用している。この等価ディフューザの最大圧力回復点を圧縮機段落の失速限界と定義している。

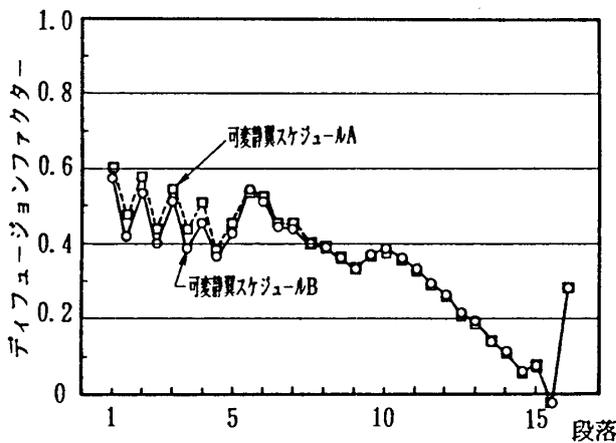


図10 低速時のディフュージョンファクター分布

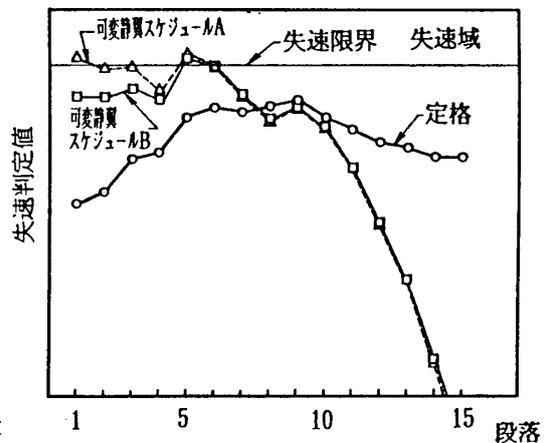


図11 低速時の失速判定値比較

またサージング発生時と現在の運転時非定常圧力変動の1例をそれぞれ図12、図13に示す。図12に示すサージング発生時は、ロータ回転数の約40%速度に対して1～4の整数倍をもつ巡回失速セルと思われる圧力変動がガスタービン着火後から現れ一旦消滅するものの約40%回転数から再度出現し、回転数の増加とともに変動レベルも増大し56%回転数でサージングに至り、タービン排気温度高でガスタービントリップしている。

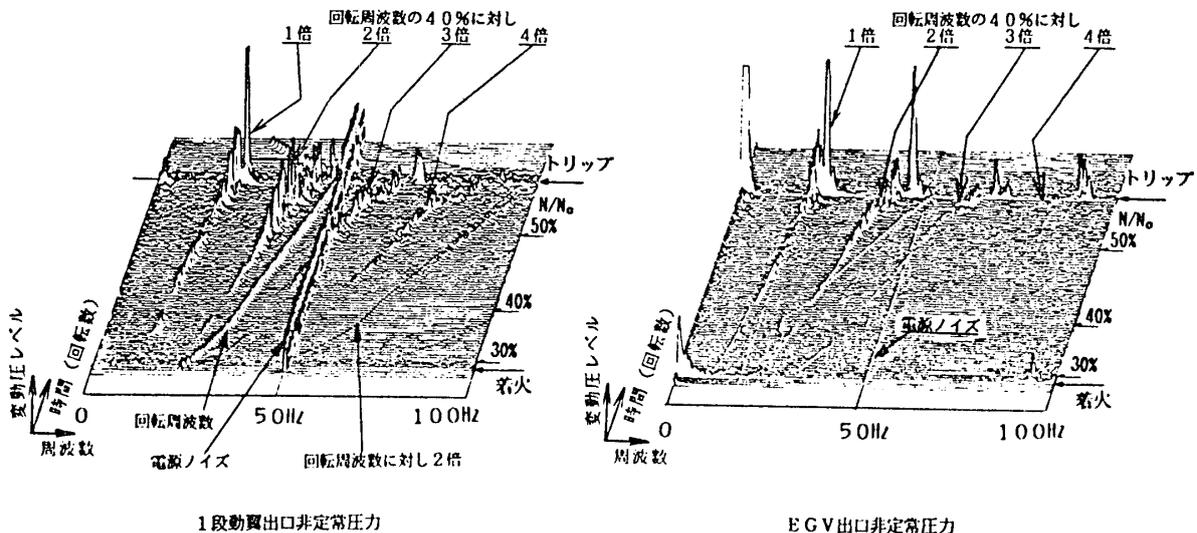


図12 改善前非定常圧力変動 (旧可変静翼スケジュール A)



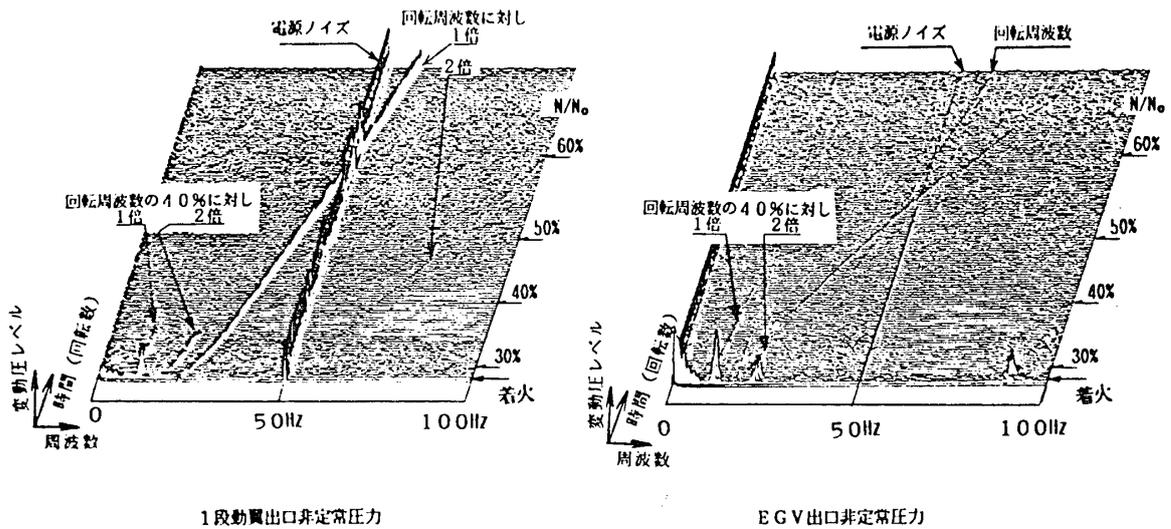


図13 改善後非常圧力変動 (現可変静翼スケジュール B)

第1段動翼出口で見られる旋回失速セルと思われる圧力変動は圧縮機吐出部でも計測され、前段側の旋回失速セルの影響が吐出部まで伝播していることをうかがわせる。しかし変更後の現状の運転では、図13から分かるように30~40%回転数で先の旋回失速セル(1&2倍分のみ)が現れるが、その後は消滅し安定した起動特性が得られている。

## 6. あとがき

機械駆動用2軸式ガスタービンにおける圧縮機について、定格点近傍や低速起動特性さらに可変静翼特性など圧縮機の設計上有益なデータを得ることが出来た。これまでの運転ではガスタービンの作動ライン上の運転範囲に限定されるため、圧縮機単独の広範囲な運転は行っていないが、機械的なトラブルは全くなく健全に運用を継続している。今後、起動時の旋回失速とサージングの関係や詳細な内部特性に対し、一層の調査解析を行い性能、運転特性の予測精度と運転信頼性を向上させていきたい。

### (参考文献)

- (1) 山本、岡村、小林:ガスタービン開発と技術検証、東芝レビュー-Vol. 42, No. 6 pp420-423
- (2) Johnson et: Aerodynamic Design of Axial Flow Compressor, NASA SP-36
- (3) G.L. Mellor et: An Axial Compressor End-Wall Boundary Layer Theory, ASME 70-GT-80
- (4) C.C. Koch : Stalling Pressure Rise Capability of Axial Compressor Stages, Tran. ASME, Ser. A, 103, 4(1981)

# B-1 石炭ガス化燃料の燃焼反応解析 —第2報 フェュエルNO<sub>x</sub>生成機構の検討—

\*山内 浩二 (電中研)

佐藤 幹夫 (電中研)

中田 俊彦 (電中研)

## 1. 緒言

次世代の石炭利用発電方式として、高効率で環境保全性に優れた石炭ガス化複合発電の開発が進められている<sup>(1)</sup>。当所では、この開発の一環として、石炭ガス化用ガスタービン燃焼器の開発を行なっている<sup>(2)</sup>。石炭ガス化燃料は、発熱量がLNGの約1/10と低く、燃えにくいCOが可燃主成分であることや、フェュエルNO<sub>x</sub>の生成源であるアンモニア(NH<sub>3</sub>)を含有するなどの特徴を有するため、石炭ガス化用ガスタービン燃焼器の開発においては、燃焼効率の優れた低NO<sub>x</sub>燃焼器の開発が必要である。

著者らは、低NO<sub>x</sub>燃焼技術確立の手段として、第1報で、反応解析による石炭ガス化燃料のサーマルNO<sub>x</sub>排出特性の検討を行なった<sup>(3)</sup>。しかし、生成NO<sub>x</sub>のかなりの部分を占める燃料中のNH<sub>3</sub>に起因するフェュエルNO<sub>x</sub>の生成機構はまだ十分解明されていない。そこで、石炭ガス化燃料のフェュエルNO<sub>x</sub>生成機構が明らかになれば、低NO<sub>x</sub>燃焼器開発に大きく寄与できるものと考えられる。

フェュエルNO<sub>x</sub>生成機構解明の手段の一つとしては、サーマルNO<sub>x</sub>の場合と同様に素反応式による反応速度論を用いた燃焼解析があり、これまでCH<sub>4</sub>にフェュエルNとしてNH<sub>3</sub>を添加した場合<sup>(4)</sup>やH<sub>2</sub>燃料中にNH<sub>3</sub>を添加した場合<sup>(5)</sup>等の研究が報告されている。しかし、本研究が対象とする石炭ガス化燃料を用いた解析はまだ行なわれていないようである。

本研究は、石炭ガス化燃料のフェュエルNO<sub>x</sub>生成特性を解明する手段として、第1報に引き続き、素反応モデルを用いた数値解析を行ない、

1. 素反応モデルの選定とモデルの妥当性の評価

2. 実験結果と解析結果の比較

等についてとりまとめたものである。

## 2. 素反応モデルによる数値解析

### 2.1 解析モデル

燃焼の反応計算を行なうにあたり、ここでは以下に示す仮定をおいた。

(1) 燃料と空気は与えられた空気比に瞬時に混合するものとする。



反応式が化学種 X に関して n 種類ある場合は、

$$\frac{d(X)}{dt} = \sum_{i=1}^n (k_f [A_{i1}]^{a_{i1}} [A_{i2}]^{a_{i2}} [A_{i3}]^{a_{i3}} x_i - k_r [B_{i1}]^{b_{i1}} [B_{i2}]^{b_{i2}} [X] x_i) \dots (2.3)$$

となる。

いま、ある化学反応式系を考え、この反応には  $N_i$  個の化学種が含まれているとする。このとき、 $N_i$  個の化学種に対し (2.3) 式を作成する。すなわち、あるひとつの化学種を含む反応式から微分方程式を作成する。

このようにすれば、 $N_i$  個の非線形微分方程式を構成することができる。したがって、問題はこの微分方程式系を数値的に解くことに帰着する。

微分方程式の数値解法は種々あるが、本研究では GEAR 法を用いた。GEAR 法は陰的な多段解法であり、stiff な問題に対して非常に強力な数値解法である。ここでは、GEAR 法について詳しい説明は省略するが (詳しくは文献<sup>(12)</sup> を参照)、その特徴として、

- ・陰的な多段解法であり、硬安定性を有する。
  - ・解析刻み時間を変化の激しいところでは小さく、ゆるやかなところでは大きくとることができる。
  - ・stiff な問題に対して、計算時間の短縮が期待できる。
- などが挙げられる。

### 3. 解析結果および考察

#### 3.1 モデルの妥当性の検討

石炭ガス化燃料の反応解析を行なうにあたり、当モデルの妥当性を検討するため Sarofim の実験結果<sup>(13)</sup> との比較を行なった。図 1 にその結果を示す。図は  $CH_4$  の予混合火炎で燃料 N として  $NH_3$  を N の重量% で 0.5% 添加した場合の、空気比  $\lambda$  に対する  $NH_3$  から  $NO$  への転換率を示したものである。

解析結果は、反応開始から 5 ms 経過後の値であり、HCN、 $NH_3$ 、への転換率も示した。なお、燃料中  $NH_3$  から  $NO$  への転換率は、計算により得られるサーマル  $NO_x$  濃度を除いて求めた。ここで、 $CH_4$  の予混合火炎における  $NH_3$  から  $NO$  への転換率は実験結果とよく一致しており、当反応モデルは妥当なものと考えられた。また、解析結果では  $\lambda$  が

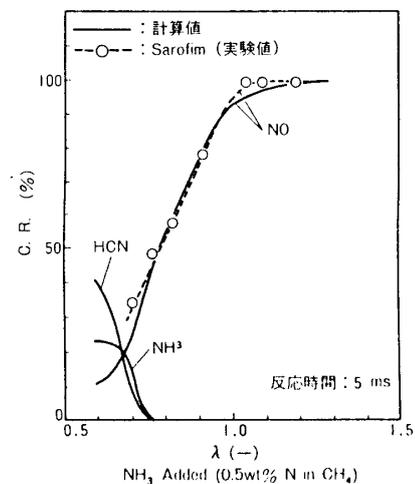


図 1 メタン予混合火炎の燃料  $NH_3$  から  $NO$  排出特性

0.75以下でNH<sub>3</sub>, HCNへの転換率が上昇した。図2は、NH<sub>3</sub>からHCNへの転換率が高いλが0.625の時の各化学種濃度の時間経過を示す。約1ms経過後、CH<sub>4</sub>の分解過程に伴い、O, OH等の活性基が急激に生成され、NH<sub>3</sub>は、活性基との反応によりNH<sub>i</sub>に分解される。これは、NH<sub>3</sub>の分解に伴い、NH<sub>2</sub>, NHが急激に生成されていることより理解される。また、CH<sub>4</sub>とNH<sub>3</sub>の総括反応により生じるHCNが急激に生成され、数ms経過後約300ppmの濃度となった。

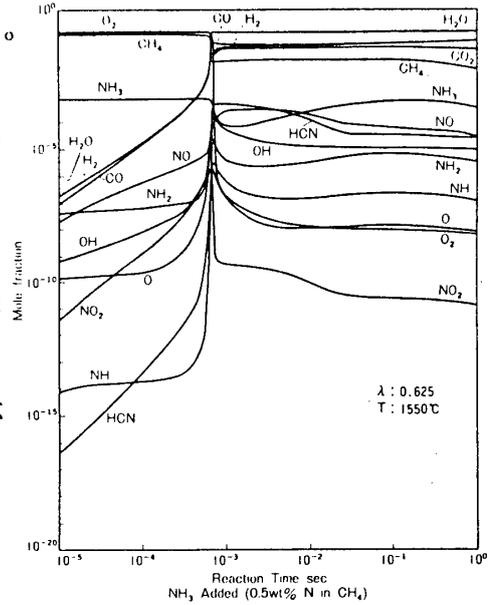


図2 反応時間に対する各化学種濃度変化

### 3.2 石炭ガス化燃料のNO<sub>x</sub>排出特性

石炭ガス化燃料中には、微量ながらCH<sub>4</sub>が含まれており、CH<sub>4</sub>等の炭化水素火炎においては、燃料過濃域で燃料中N分からHCNが生成することが知られている<sup>(14)</sup>。非炭化水素(CO, H<sub>2</sub>等)火炎ではHCNは生成されないことから、NO<sub>x</sub>排出機構に及ぼす燃料中のCH<sub>4</sub>の影響を主に検討した。

#### (1) 空気比の影響

表2に数値解析に用いた石炭ガス化燃料の組成を示す。主要可燃成分はCOとH<sub>2</sub>であり、CH<sub>4</sub>が2.6 vol%含まれる。燃料中のNH<sub>3</sub>濃度は、1000 ppmv一定とした。

表2 石炭ガス化燃料組成

組成	濃度
CO	18.8 vol%
H <sub>2</sub>	7.9 vol%
CH <sub>4</sub>	2.6 vol%
NH <sub>3</sub>	1000 ppmv
N <sub>2</sub>	Balance

図3に反応温度を1000℃一定の条件下で、空気比λを変化させた場合の各化学種濃度を示す。燃料希薄側では、HCN, NH<sub>3</sub>の排出はほとんどみられず、燃料過濃側になると、NOの排出濃度は低下するが、HCN, NH<sub>3</sub>の濃度が増加する傾向であった。図4は、燃料の低位発熱量LHVが1000 kcal/m<sup>3</sup>N, 燃料中のCO/H<sub>2</sub>モル比が2.33, NH<sub>3</sub>が1000 ppmv含まれる条件下で、燃料中にCH<sub>4</sub>が2.6 vol%含まれる場合と含まれない場合について、燃料中NH<sub>3</sub>からNO, HCN, NH<sub>3</sub>への転換率を示したものである。燃料中にCH<sub>4</sub>が含まれる場合は、燃料過濃条件になるにつれ、NOへの転換率が低下し、λが0.3あたりからNH<sub>3</sub>, HCNへの転換率が上昇した。一方、燃料中にCH<sub>4</sub>が含まれない場合は、燃料過濃になるにつれ、NH<sub>3</sub>からNOへの転換率が低下する傾向であったが、λが0.1の条件下でも、HCN, NH<sub>3</sub>への転換はほとんど見られなかった。

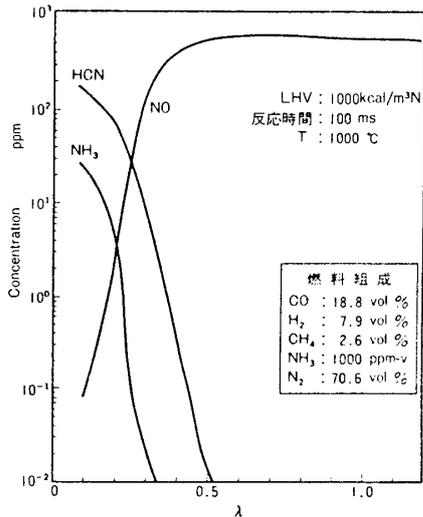


図3 石炭ガス化燃料のNO排出特性  
(空気流量変化)

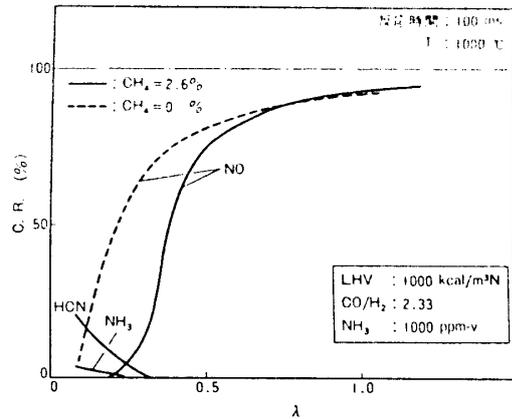


図4 NO排出特性に及ぼすCH<sub>4</sub>濃度の影響  
(空気流量変化)

### (2) 反応温度の影響

図5に $\lambda$ を0.5一定の燃料過濃な条件下で、反応温度を変化させた場合の各化学種濃度を示す。燃料組成は、表1に示したものと同一である。反応温度が上がれば、NH<sub>3</sub>からNOへの転換率は上昇し、逆にHCN、NH<sub>3</sub>への転換率は低下した。

図6は、燃料中にCH<sub>4</sub>が含まれる場合と含まれない場合におけるNH<sub>3</sub>のNO、HCN、NH<sub>3</sub>への転換率に及ぼす反応温度の影響を示したものである。CH<sub>4</sub>の有無に関わらず、反応温度が上がるにつれて、NOへの転換率は上昇する傾向であった。

しかし、CH<sub>4</sub>が含まれない場合は、CH<sub>4</sub>が含まれる燃料に比べて、より低い反応温度からNH<sub>3</sub>の分解が開始し、また、HCNの生成が少なかった。

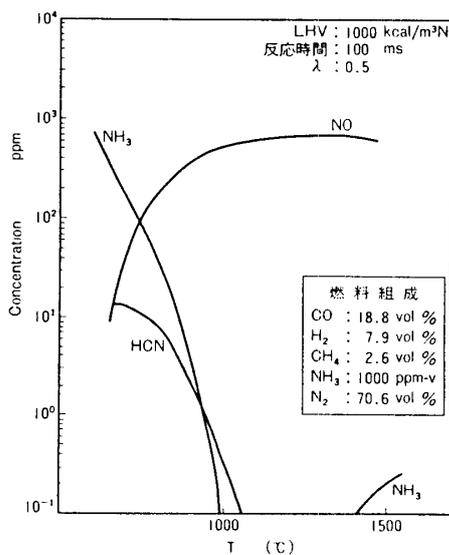


図5 石炭ガス化燃料のNO排出特性  
(反応温度変化)

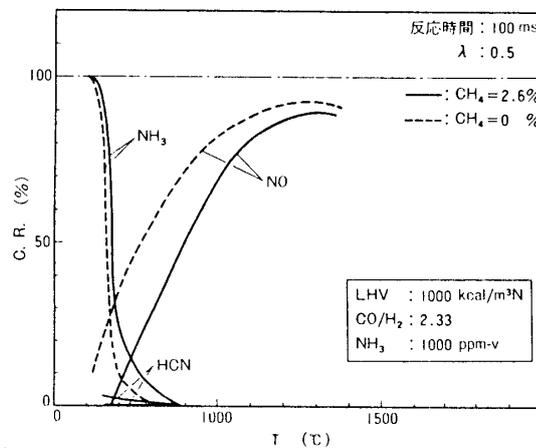


図6 NO排出特性に及ぼすCH<sub>4</sub>濃度の影響  
(反応温度変化)

### (3) 実験結果と解析結果の比較

解析結果との比較に用いた実験値を得るのに用いた燃焼器の外形図を図7に示す。

燃焼器の内壁は耐火材で内張りされており、外側は水冷されている。燃焼器の内径は90 mmφ、長さは約1 mであり、二段燃焼用の二次空気は3 Dの位置より注入した。解析にあたっては、燃焼ガス温度として理論断熱火炎温度を用いた。

また燃焼器内の滞留時間としては、燃料と空気の総流量と平均ガス温度からの計算により、二次空気注入孔までを0.1 sec、燃焼器出口までを0.4 secと仮定した。

図8は二段燃焼時の燃料中NH<sub>3</sub>からNO<sub>x</sub>への転換率に及ぼす石炭ガス化燃料中のCH<sub>4</sub>濃度の影響を示す。

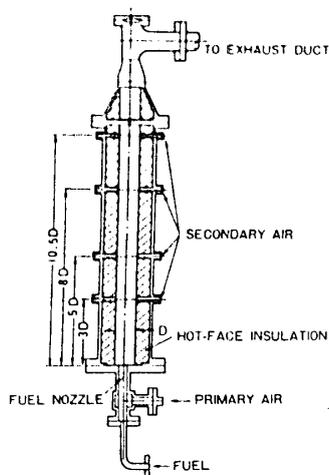


図7 燃焼器の概要

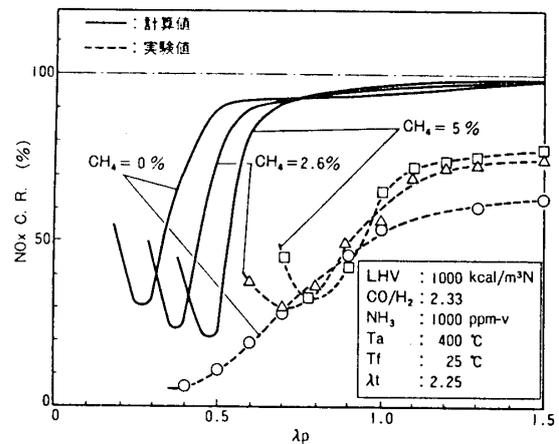


図8 二段燃焼時のNO排出特性  
(実験結果と解析結果の比較)

一次燃焼域の燃料が過濃な条件下では、NO<sub>x</sub>転換率が低下し、かつNO<sub>x</sub>転換率が最低となる一次燃焼空気比 $\lambda_{p^*}$ が存在すること、また、燃料中のCH<sub>4</sub>濃度が低いほど、 $\lambda_{p^*}$ の値は低下する傾向があること、が定性的に実験結果<sup>(15)</sup>と解析結果で一致した。しかし、定量的にみれば、計算結果は、実験結果よりも全体的にNO<sub>x</sub>転換率は高かった。また、同一条件における $\lambda_{p^*}$ は計算結果の方が実験結果と比較してより燃料過濃側であった。

この原因としては、まず火炎形状による差異が考えられる。計算では、燃料と空気が瞬時に混合すると仮定したため、予混合火炎に近いが、実際の燃焼場では、拡散火炎である。空気比が大きい範囲の拡散火炎では、予混合火炎より転換率が低くなることが知られており<sup>(16)</sup>、これは、平均的に空気過剰でも火炎内部は燃料過濃であるためと考えられていることから、実験結果と計算結果の違いは、火炎形状の差異が考えられた。

さらに、次の原因としては、反応温度の違いが考えられる。計算では、理論断熱火炎温度を用いたが、実際の燃焼試験では、炉が水冷されていることから、反応温度は理論断熱火炎温度よりもかなり低いものと推定された。

#### (4) 二段燃焼時のNO<sub>x</sub>生成機構

図8の結果より、石炭ガス化燃料では、二段燃焼時に、NH<sub>3</sub>からNO<sub>x</sub>への転換率が最低となる一次燃焼空気比 $\lambda_{p^*}$ が存在することが反応解析結果からも明らかになった。そこで、次に、二段燃焼時のNO<sub>x</sub>生成機構の詳細な検討を行なった。図9にその解析結果を示す。

計算条件は、実験結果との対応を図るために、まず一次燃焼領域で $\lambda_p$ の空気比で燃焼させ、一次燃焼域の滞留時間(0.1 sec)経過後、後流での二次燃焼域の空気比が、2.25になるように二次空気を混入し、二段燃焼させた場合を想定している。図中の破線は、二段燃焼後のHCN、NH<sub>3</sub>、NOへの転換率を $\lambda_p$ に対して示す。転換率は、燃焼器出口までの滞留時間(0.4 sec)での結果である。また、二次空気を混入させない時の一次燃焼域での燃料中NH<sub>3</sub>のHCN、NH<sub>3</sub>、NOへの転換率を実線で示した。なお反応温度は、燃料温度T<sub>f</sub>が25℃、空気温度T<sub>a</sub>が400℃の時の理論断熱火炎温度を用いた。

図より、一次燃焼域で生成されたHCNとNH<sub>3</sub>は、二段燃焼後に減衰し、転換率では、1%以下であった。また、 $\lambda_p$ が約0.4でNOへの転換率が最低となっており、さらに燃料過濃側でNOへの転換率が増大した。これは、一次燃焼域における燃料中NH<sub>3</sub>からHCNとNH<sub>3</sub>への転換率の総和が、二段燃焼後のNOへの転換率とほぼ等しいことから、一次燃焼域のHCNとNH<sub>3</sub>が二段燃焼時にNOに変換されたためと考えられる。図10は、 $\lambda_p$ が0.3の時の各化学種の反応時間に対する挙動を示す。一次燃焼域で残存するHCNおよびNH<sub>3</sub>が二次空気の混入と同時に酸化され、NOに変換されることが明らかである。

#### 4. 結言

石炭ガス化燃料中のNH<sub>3</sub>に起因するフェルNO<sub>x</sub>生成機構を解明するために、素反応モデルを用いた数値解析による検討を行なった。

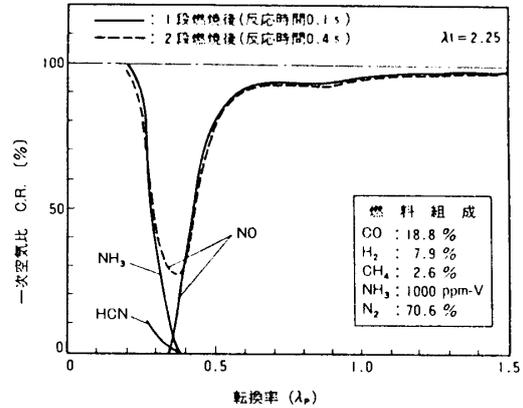


図9 二段燃焼時のフェルNO排出特性

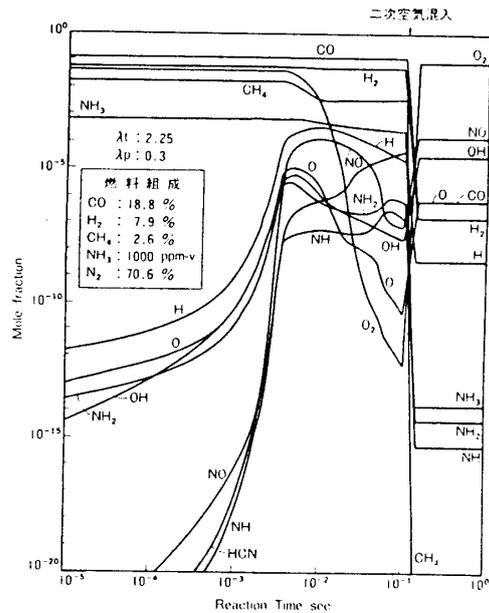


図10 二段燃焼時の反応時間に対する各化学種濃度変化



その結果、以下のことが明らかになった。

(1) 素反応モデルを用いた反応動学的数値解析結果は、予混合火炎における実験結果と一致した。

(2)  $\text{NH}_3$ を含む石炭ガス化燃料のフェル $\text{NO}_x$ 排出特性に及ぼす、燃料中の $\text{CH}_4$ 濃度の影響等を解析により明らかにした。

#### 記号

LHV	: 低位発熱量	kcal/m <sup>3</sup> N
CO/H <sub>2</sub>	: COとH <sub>2</sub> の体積比	VOL%/VOL%
$\lambda_t$	: 総合空気過剰率	—
$\lambda_p$	: 一次空気過剰率	—
T <sub>a</sub>	: 燃焼器入り口空気温度	℃
T <sub>f</sub>	: 燃焼器入り口燃料温度	℃
C. R.	: 燃料中 $\text{NH}_3$ からNO, HCN, $\text{NH}_3$ への転換率	%

#### 5. 参考文献

1. 石川、燃料協会誌 vol. 66, No. 2, (1987)
2. 佐藤他、第16回ガスタービン定期講演会講演論文集(1988), 6
3. 中田、佐藤、山内、電力中央研究所報告、W88008、昭和63年9月
4. 高城他、機論、44-388(昭53.12)、4282
5. James A. Miller Combustion And Flame 43:81-98(1981)
6. 日本機械学会、技術資料、燃焼に伴う環境汚染物質の生成機構と抑制方法
7. A. M. Dean et. al 19th Symposium(Int.) on Comb.(1982)97-105, The Comb. Inst.
8. Y. H. Song et. al 18th Symposium(Int.) on Comb. (1981) The Comb. Inst.
9. 徳本他、燃焼の基礎に関する講習会(昭63.12)、13-24
10. 阪口他、燃焼研究、78, 17(1988)
11. M. W. Chase, Jr., C. A. Davies, J. R. Downey, Jr., D. J. Frurip, R. A. McDonald And A. N. Syverud, JANAF Thermochemical Tables, Third Edition, 1985.
12. A. Chindmarsh, VCID-3001, Rev. 3, 1974, Lawrence Livermore Laboratory.
13. Sarofim, A. F., et. al AICHE Symp. Series, 148-71(1975), 51.
14. Takagi et. al 16th Symposium(Int.) on Comb., (1977-8), 181, The Comb. Inst.
15. 山内他、第27回燃焼シンポジウム講演論文(1989), 12
16. 加藤他、機論、42-354(1976), 592.

## B-2 複合型触媒燃焼器の概念と 基礎燃焼試験結果

\*小沢 靖 山中 亨 久松 暢 阿部俊夫 石川 浩（電中研）  
雑賀幹人 岡畑征弘（関西電力）

### 1. 緒 言

近年、ガスタービン設備は、非常用、ピーク用電源設備に加えて、コンバインドサイクル発電プラント、コージェネレーションプラント用として利用が拡大する傾向にある。しかし、これらの普及に伴い、大気環境保全の観点から $\text{NO}_x$  排出量について厳しい規制が課せられるに至り、 $\text{NO}_x$  の抑制は重要な課題となっている。

現在電気事業においては、燃焼器内への水／蒸気噴射、排煙脱硝装置の付設等によってガスタービン発電設備から排出される $\text{NO}_x$  を低減している。しかし、これらは発電コストの上昇要因となっており、より経済的な $\text{NO}_x$  低減技術の開発が望まれている。

そこで、 $\text{NO}_x$  を殆ど発生しない触媒燃焼法を適用したガスタービン燃焼器の研究開発が進められているが、高耐熱性大型触媒の開発、均一な予混合気の調整等の課題が存在し、未だ実用化に至っていないのが実状である。<sup>(1)</sup>

本報告は、これらの課題を解決し、より早期に触媒燃焼法を利用した低 $\text{NO}_x$  燃焼器の実用化を図ることを目的に、電力中央研究所と関西電力が共同で検討を進めている、複合型触媒燃焼器の基礎燃焼試験結果について取りまとめたものである。

### 2. 燃焼器の概念

触媒燃焼法とは、燃焼器内に触媒を設置し、触媒の酸化促進作用を利用して希薄予混合気を燃焼させる方法のことで、燃焼器内に thermal  $\text{NO}_x$  が多量に発生する高温域が存在しないため、 $\text{NO}_x$  の発生を極めて低く抑制することが可能である。しかし、ガスタービン燃焼器に適用するためには、主として以下の課題が残されている。

- (1) 触媒の高温耐久性が不十分であること。
- (2) 大型触媒の構造材としての機械的、熱的信頼性が不十分であること。
- (3) 均一な予混合気調整法の開発が必要であること。
- (4) 触媒の反応条件の制御、補助燃焼機構等の制御が必要となり、高度な制御システムが要求されること。

これらの課題を克服するために、図1に基本概念を示す複合型触媒燃焼器について

検討を進めることとした。

その特徴を以下に示す。

- (1) 触媒燃焼部を、小型ハニカム触媒を内蔵したチューブセグメントとし、バーナ部をこの触媒燃焼セグメントと予混合気供給部の集合体で構成する。その結果、触媒は小型のまま、セグメント数を増

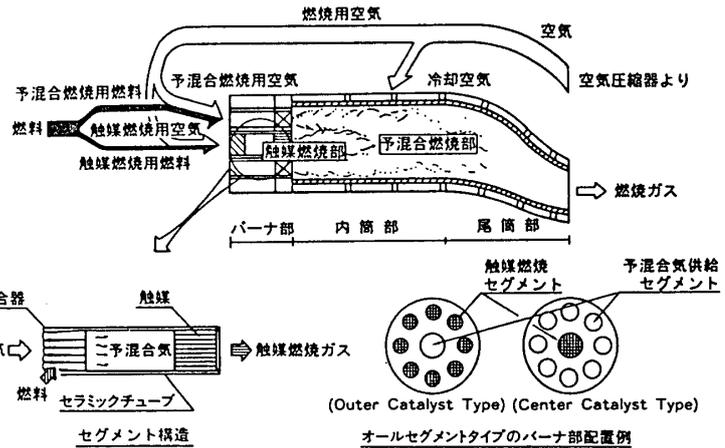


図1 新型触媒燃焼器の概念図

加することにより、触媒の構造材としての信頼性を損なわずに大型燃焼器に適應できる。

- (2) 触媒燃焼温度は1000℃以下とし、保炎源としての触媒燃焼ガスと予混合気を混合して安定な希薄予混合燃焼を形成し、所定の燃焼器出口温度を得るとともに、 $\text{NO}_x$ の発生を抑制する。すなわち、触媒燃焼と予混合燃焼の複合燃焼化によって、触媒の熱による劣化を防止するとともに、安定な低 $\text{NO}_x$ 燃焼を達成する。また、触媒燃焼温度を低く抑えることで、触媒燃焼用予混合気のある程度の不均一化にも適應できる。
- (3) チューブセグメント等の高温部にセラミックスを使用し、冷却構造の簡素化を図る。

以上の燃焼器概念の基本的成立性を検証する第1段階として、基本型燃焼器を試作し、燃焼性の高いLPGを用いた大気圧燃焼試験により、複合燃焼特性を検討した。

### 3. 燃焼器の試作

図2に燃焼器の基本構造を示す。本燃焼器は1300℃、20MW級ガスタービン燃焼器1缶分に相当する。

燃焼器の主な特徴としては、

- (1) バーナ部中央に触媒燃焼部、その周囲に予混合気供給部（予混合燃焼用）を配置したこと、
- (2) 複合燃焼の安定化を図るために、触媒燃焼部出口にバッフルプレート、

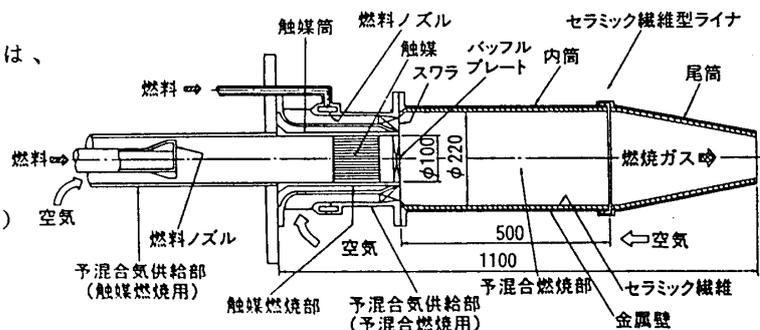


図2 供試触媒燃焼器

- 予混合気供給部（予混合燃焼用）出口にスワラを設けたこと、
- (3) セラミックス製の触媒筒およびパッフルプレート、セラミック繊維型ライナ<sup>(2)</sup>を使用したこと、
- (4) 複合燃焼特性の検討を容易にするために、空気を触媒燃焼部と予混合気供給部（予混合燃焼用）にそれぞれ独立して供給できること、（なお、予混合気供給部用空気は、一部ライナ冷却用に使用される）
- 等が挙げられる。

#### 4. 供試触媒

触媒は、プロパンの燃焼活性の高い白金系触媒を使用した。なお、触媒の構成としては、コーゼライト製正方セルハニカム型担体に、アルミナ系活性担体を担持し、さらに白金系活性成分を担持したものである。試験には直径 100mm、長さ 25mm、セルピッチ 1.5mmの触媒を 3 段使用し、入口側に低温活性の高い触媒、出口側に高温安定性の高い触媒を配置した。

#### 5. 試験設備と試験条件

図 3 にガスタービン燃焼器試験設備の系統図を示す。

空気および燃料はそれぞれ 2 系統から燃焼器に供給される。空気加熱は電気ヒータおよび燃焼ガスとの熱交換器によって行なわれる。

所定温度に予熱した空気を燃焼器に供給した後、触媒燃焼部に燃料を供給して触媒燃焼を開始し、触媒層出口温度を約 1000℃ に保持する。次に予混合気供給部（予混合燃焼用）

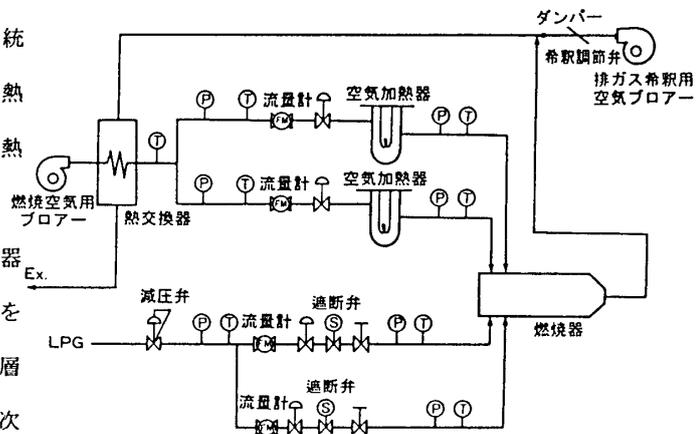


図 3 試験設備系統概略図

に燃料を供給して複合燃焼を開始し、各部温度、圧力、燃焼ガス性状を測定する。

燃料および空気流量はオリフィス流量計で、各部温度は K または R 型熱電対で測定した。<sup>(\*)</sup> また、燃焼ガス中の NO<sub>x</sub> は化学発光法、CO および CO<sub>2</sub> は非分散赤外線吸収法、O<sub>2</sub> は磁気圧力式コンデンサマイクロフォン法、全炭化水素は水素炎イオン化法をそれぞれ用いた連続分析装置によって測定した。

燃料として LPG を使用し、表 1 に示す条件を基準として大気圧下で試験を実施した。

## 6. 燃焼試験結果

### 表1 基準試験条件

#### 6.1 燃焼器出口ガス温度の影響

燃焼器出口ガス温度の燃焼ガス性状および燃焼効率に与える影響を検討するために、触媒燃焼部の燃焼条件を一定に保ち、予混合気供給部（予混合燃焼用）への燃料流量を変化させた結果を図4に示す。ここで燃焼器出口ガス温度は熱電対による実測値を用いた。なお、この実測値は熱放散等による影響により、断熱火炎温度より50~70℃低い値を示した。

NO<sub>x</sub>濃度は燃焼器出口ガス温度の上昇と共に増加したが、1300℃においても10ppm(O<sub>2</sub> 16%換算 5ppm)以下の低NO<sub>x</sub>燃焼が達成された。

CO濃度は燃焼器出口温度約1150~1300℃の範囲で数ppm以下となり、未燃炭化水素も検出されなかったことから、燃焼効率はほぼ100%となった。

燃焼器出口温度約1100℃以下では燃焼は不安定となり、失火に至った。

以上の結果より、触媒燃焼と予混合燃焼の複合燃焼化によって、燃焼器出口ガス温度1150℃以上で安定燃焼が可能となり、NO<sub>x</sub>生成も微量であることが明らかとなった。

#### 6.2 燃焼負荷率の影響

燃焼負荷率<sup>\*2)</sup>の影響を検討するために、触媒燃焼部の燃焼条件および燃焼器出口ガス温度を一定に保ち、予混合気供給部（予混合燃焼用）からの予混合気供給量を変化させた結果を図5に示す。

NO<sub>x</sub>濃度は燃焼負荷率 $1.9 \sim 3.3 \times 10^7 \text{ kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{ata}$ の範囲では燃焼負荷率の上昇と共に減少し、 $3.3 \sim 4.1 \times 10^7 \text{ kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{ata}$ の範囲でほぼ一定の10ppm(O<sub>2</sub> 16%換算 5ppm)程度となった。NO<sub>x</sub>生成が燃焼負荷率に若干影響を受けた原因としては、燃焼器内温度分布の変化、および滞留時間の変化等が考えられる。

CO濃度は10ppm程度となり、未燃炭化水素も検出されず、燃焼効率はほぼ100%と

圧力	P = 大気圧
入口空気温度(触媒燃焼用)	Tao = 300°C
(予混合燃焼用)	Tas = 220°C
燃焼器出口ガス温度	Tg = 1300°C
燃焼負荷率	Lb = $2.7 \times 10^7 \text{ kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{ata}$
触媒層出口温度	To = 970°C
燃料	工業用LPG(2種1号)

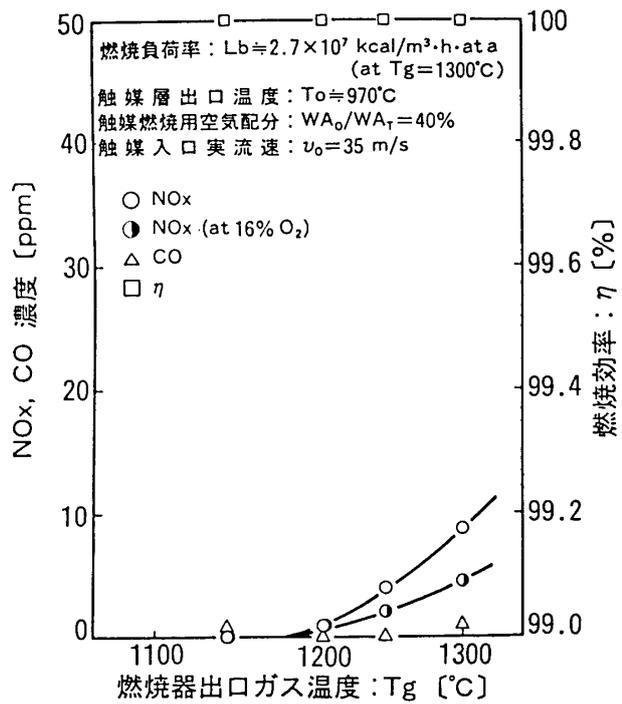


図4 燃焼器出口ガス温度の影響

なった。

以上の結果より、燃焼負荷率  $1.9 \sim 4.1 \times 10^7 \text{ kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{ata}$  の広い負荷範囲に渡って低  $\text{NO}_x$  かつ安定な燃焼が可能であることが確認された。

### 6.3 触媒燃焼用空気配分の影響

図6に、燃焼負荷率、触媒層出口温度、および燃焼器出口温度を一定に保ち、触媒燃焼用空気配分<sup>\*)</sup>を変化させた結果を示す。この場合、触媒燃焼用空気配分の増加は触媒燃焼部の燃焼負荷の増加を意味する。

触媒燃焼用空気配分の増加と共に  $\text{NO}_x$  濃度、および  $\text{CO}$  濃度が減少する傾向を示し、触媒燃焼用空気配分40%において  $\text{NO}_x$  濃度10ppm ( $\text{O}_2$  16%換算 5ppm)以下、 $\text{CO}$ 濃度数ppmの低  $\text{NO}_x$  安定燃焼が達成された。また、触媒燃焼用空気配分をさらに増加すれば、より  $\text{NO}_x$  を低減できるものと推測された。なお、本試験範囲において未燃炭化水素は検出されず、燃焼効率はほぼ100%に維持された。

$\text{NO}_x$  濃度は、触媒燃焼用空気配分の増加とともに以下の理由で減少したと思われる。

すなわち、触媒燃焼用空気配分の増加と共に触媒燃焼部の空間速度 (S.V.) が上昇し、触媒燃焼部の燃

焼効率が低下する。触媒層出口温度を一定に保つために触媒燃焼部に供給する予混合気の燃料濃度が上昇し、逆に、燃焼器出口ガス温度を一定に保持するために予混合気供給部(予混合燃焼用)の燃料濃度が低下する。その結果、予混合気供給部下流に発

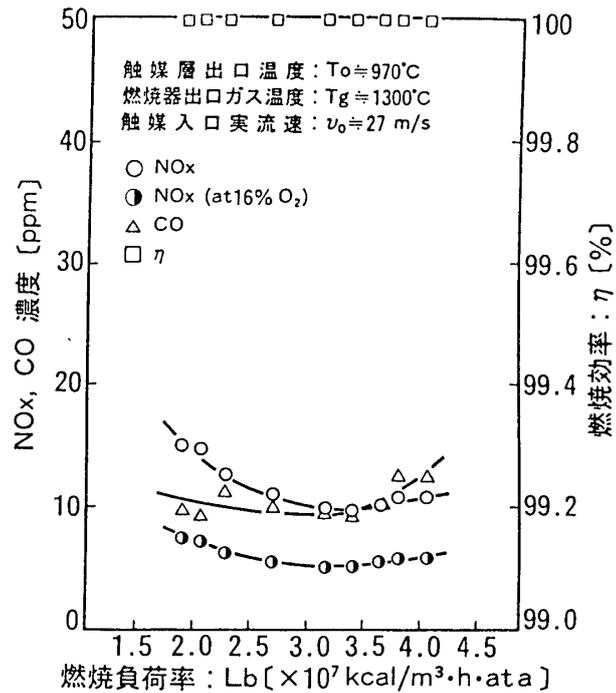


図5 燃焼負荷率の影響

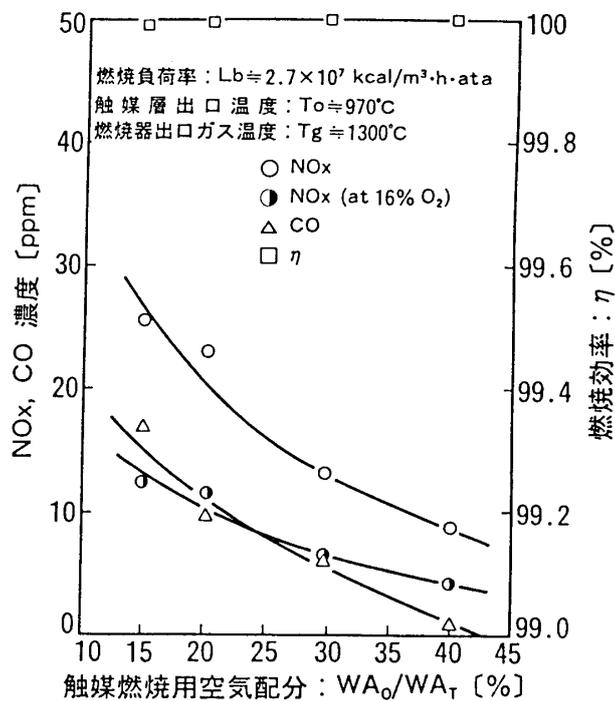


図6 触媒燃焼用空気配分の影響

生すると思われる高温域が減少し、 $\text{NO}_x$  が減少する。以上の $\text{NO}_x$  減少のメカニズムは触媒燃焼部の燃焼効率を適切な値に制御することにより、 $\text{NO}_x$  をさらに抑制できる可能性を示している。

#### 6.4 圧力損失

本試作燃焼器は、2系統から空気が供給されるために、燃焼器全体の圧力損失の測定は不可能である。そこで、予混合気供給部（予混合燃焼用）と比較して圧力損失の高い触媒燃焼部を基準に測定し、傾向を把握することとした。

図7に、燃焼負荷率、触媒層出口温度、および燃焼器出口ガス温度を一定に保ち、触媒入口流速を変化させた場合の圧力損失（触媒燃焼部基準）への影響を示す。

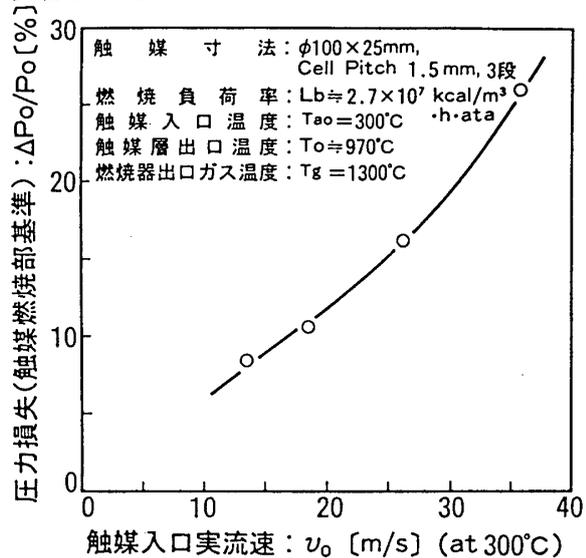


図7 触媒入口流速と圧力損失

燃焼負荷率  $2.7 \times 10^7 \text{ kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{ata}$ 、触媒燃焼用空気配分15%に相当する触媒入口実流速  $13 \text{ m/s}$  で圧力損失8%、同空気配分40%に相当する  $36 \text{ m/s}$  で圧力損失26%となり、通常の燃焼器と比較して高レベルとなった。

触媒層、予混合気供給部（触媒燃焼用）、およびバフフルプレート各部の圧力損失が加わって高レベルになったと考えられることから、これらの低圧力損失化が今後の課題と思われる。

#### 6.5 温度分布

図8に触媒層出口温度分布を示す。分布にやや片寄りがあるため、触媒の熱劣化等を考えると、より均一化を図ることが望ましいと思われる。

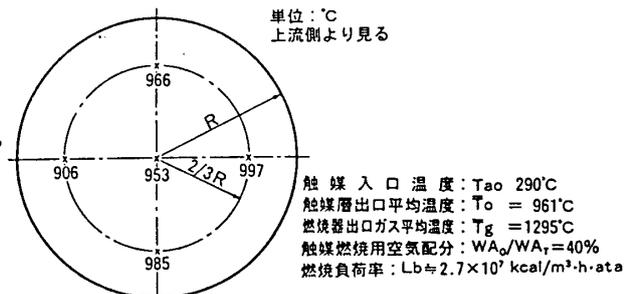


図8 触媒層出口温度分布

図9に燃焼器出口ガス温度分布を示す。パターンファクターは5~7%と良好な値を示し、ほぼ均一な温度分布が得られた。

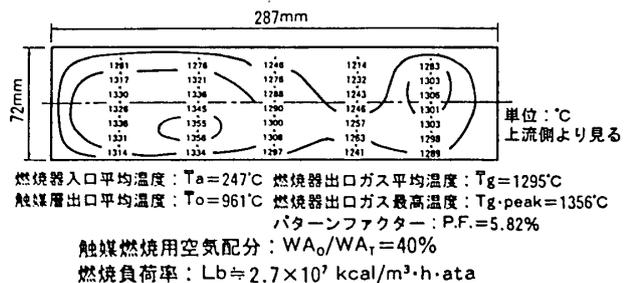


図9 燃焼器出口ガス温度分布

燃焼器ライナ温度は、基準試験条件（表1）において、セラミック繊維層で最高  $800 \sim 900 \text{ }^\circ\text{C}$ 、金属壁外

面で冷却空気温度とほぼ同等であった。

## 6.6 その他

触媒燃焼から予混合燃焼との複合燃焼への移行の際に、予混合気供給部（予混合燃焼用）への空気量が少ない条件では予混合気供給部で逆火が発生する場合があった。複合燃焼移行時の予混合気供給部への空気および燃料流量の制御には細心の注意が必要と思われる。

表2 試験結果

確認事項
1. 定格運転条件において高い燃焼性能を達成した。 (燃焼器出口ガス温度 $T_g=1300^{\circ}\text{C}$ 燃焼負荷率 $L_b=2.7 \times 10^7 \text{ kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{ata}$ ) NO <sub>x</sub> ..... 10 ppm (16% O <sub>2</sub> 換算 5 ppm)以下 CO ..... 微量 (燃焼効率ほぼ100%)
2. 触媒燃焼の負荷を更に上げるにより超低NO <sub>x</sub> 化が可能 3. 高負荷・低NO <sub>x</sub> 燃焼が可能 ( $L_b \approx 4 \times 10^7 \text{ kcal/m}^3 \cdot \text{h} \cdot \text{ata}$ ) 4. 燃焼器壁面温度は定格で約800~900°C 5. 燃焼器出口ガス温度分布はほぼ均一 (P.F. = 5~7%)
問題点
1. 圧力損失が高い。 2. 予混合燃焼開始時に、予混合気供給部で逆火する場合がある。

以上の試験結果をまとめて表2に示す。

圧力損失等についてより一層の改善が必要と思われるが、触媒燃焼と予混合燃焼との複合燃焼化によって、

触媒層出口温度を1000°C以下に保持しながら、燃焼器出口ガス温度1300°C, NO<sub>x</sub> 10 ppm (16% O<sub>2</sub> 換算 5 ppm)以下、燃焼効率ほぼ100%の低NO<sub>x</sub>安定燃焼が可能であることが確認された。また、触媒燃焼部への空気配分、および触媒燃焼部の燃焼効率の最適制御によって更に超低NO<sub>x</sub>化を図れる可能性が示された。

## 7. 結 言

触媒燃焼と予混合燃焼の複合燃焼構造を持つセグメント型低NO<sub>x</sub>燃焼器の基本的成立性を検証する第1段階として、基本型燃焼器を試作し、LPGを用いた大気圧燃焼試験により、複合燃焼特性を検討した。その結果、触媒燃焼部圧力損失を低減する必要性等はあるものの、定格試験条件下で低NO<sub>x</sub>安定燃焼が可能であることが確認された。

今後は、試験によって確認された課題を克服し、複合型触媒燃焼器の基本的成立性を明らかにするとともに、部分負荷時の適応性、燃料の多様化、触媒の信頼性等の検討も含め、燃焼器構造の最適化について検討を進める予定である。

## 注 記

\*1) 触媒層出口温度は触媒層出口面より5mm上流側のセル内に設置した5本のR型熱電対による測定値の平均値とした。また、燃焼器出口ガス温度も5本のR型熱電対による測定値の平均値とした。

\*2) 燃焼負荷率:  $L_b$  [kcal/m<sup>3</sup>・h・ata]

$$= \frac{\text{投入燃料の低位発熱量 [kcal/h]}}{\text{燃焼器容積 [m}^3\text{]} \times \text{燃焼器内圧力 [ata]}}$$



燃焼器容積は便宜的に内筒部容積のみとし、触媒燃焼部、尾筒部は含めていない。

\* 3) 触媒燃焼用空気配分:  $W A_o / W A_T$  [%]

$$= \frac{\text{触媒燃焼用空気量} [\text{m}^3_N / \text{h}]}{\text{全空気量} [\text{m}^3_N / \text{h}]} \times 100 \text{ [%]}$$

\* 4) 圧力損失 (触媒燃焼部基準) [%]

$$= \frac{\text{予混合気供給部入口空気圧力 (触媒燃焼用)} [\text{ata}] - \text{燃焼器出口圧力} [\text{ata}]}{\text{予混合気供給部入口空気圧力 (触媒燃焼用)} [\text{ata}]} \times 100 \text{ [%]}$$

#### 参考文献

(1) 小沢 靖, G T S J 16 (64), 56 (1989)

(2) 久松 暢, 阿部俊夫, 電力中央研究所 研究報告: W 8 7 0 2 2

# B-3 水素燃料ラムエンジン燃焼器用 保炎形式の実験的検討 (第2報)

\* 齊藤 隆、田丸 卓、下平一雄、  
堀内正司、山田秀志 (航技研)

## 1. まえがき

宇宙往還機あるいは大陸間高速輸送機のエンジンとして、ラムジェットエンジンが考えられている<sup>1)</sup>。この構成要素である亜音速ラム燃焼器の設計基礎資料を得る目的で、前報<sup>2)</sup>では水素を燃料とした数種の保炎器について予備的試験を行った。試験ではガッタ型保炎器が最も良好な性能を示した。しかしながら想定実機の作動条件、とくに高い燃焼器入口温度及び高い作動当量比 ( $\phi \approx 1$ ) に近づくと、①ガッタの過熱及び②局所燃料過濃領域の形成による燃焼効率低下、などの問題が生じた。本報では、新たに設計した自己冷却型保炎器についてその冷却性能と燃焼性能について得られた結果を報告する。

## 2. 供試模型及び実験条件

供試模型全体を図1に示す。流入空気を加熱するためメタン燃料予熱燃焼器を新たに設置した。水素を燃料とするラム燃焼器のガス噴射器兼保炎器については、ブロック比とオリフィス空間密度の向上が、燃焼効率の向上を来すと報告がなされている<sup>3)</sup>が、本実験では総合的な性能がすぐれているとされる<sup>4)</sup>ブロック比30%のものを用いた。前報で報告した保炎ガッタと燃料噴出部組合わせ型 (G1) のものを図2に、今回用いた自己冷却型保炎器 (G3) を図3に示す。保炎器燃料通路断面は

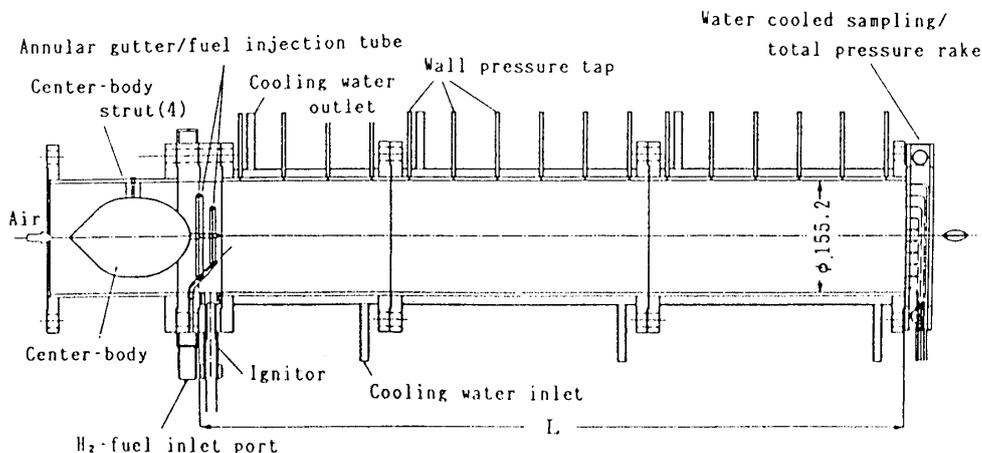


図1. 供試模型

燃焼器上流側、下流側に仕切られ、下流側を流れる燃料はインピンジンク冷却によって上流部を冷却し、スペントフローとして保炎器上流部から流出して燃焼す

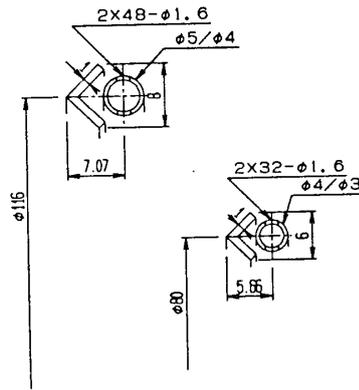


図2. 保炎器模型G1

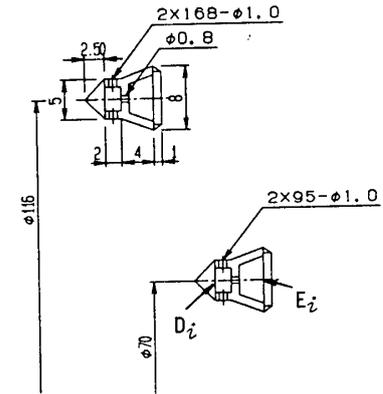


図3. 保炎器模型G3

る。燃料噴出口径と個数はG1の $\phi 1.6 \times 96$  (外輪)、 $\phi 1.6 \times 64$  (内輪) に対し、G3では $\phi 1.0 \times 338$  (外輪)、 $\phi 1.0 \times 190$  (内輪) である。性能評価はG3型保炎器内部に埋め込んだ熱電対による保炎器温度の測定と、図1に示す燃焼器出口半径方向に設けた16mm間隔10点のガス採取プローブによって採取されたガス組成によった。本実験の試験範囲は前報と同様に、離陸条件から $M = 3$ 程度の条件を考え、入口空気温度は最高600Kとした。この場合の空気は間接式加熱法を用いた清浄な空気を用いた。一方、保炎器温度測定の際に用いた1000Kの空気は600Kの清浄空气中でメタンを燃焼させたもので酸素添加はしていない。代表風速 $V_1$ は中心体上流部の断面平均風速である。燃焼器出口は大気開放で実験を行った。

### 3. 実験結果

#### 3.1 保炎器冷却性能

空気流入温度が600Kの場合の保炎器温度を図4と図5に、1000Kの場合を図6に示す。図中に示した $D_1 \sim D_4$ は保炎器上流側の温度測定点を、 $E_1 \sim E_3$ は保炎器下

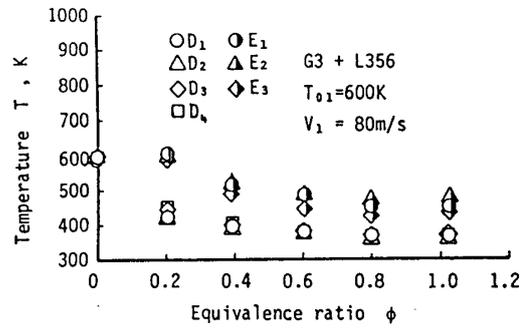


図4. G3の保炎器温度

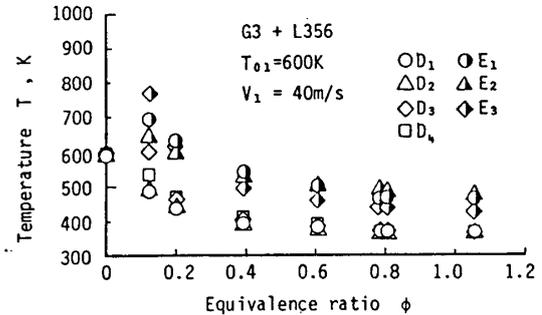


図5. G3の保炎器温度

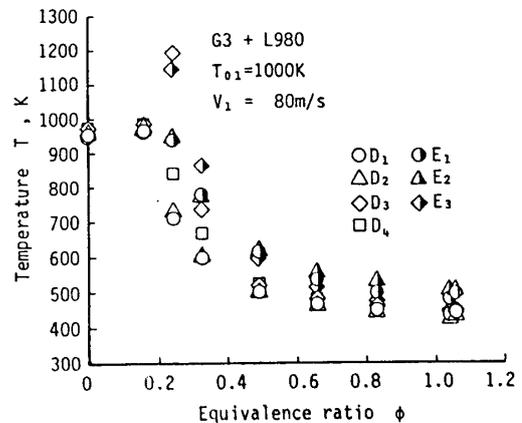


図6. G3の保炎器温度

流側の温度測定点を示す。供給水素は常温である。ここに示されるように $\phi \leq 0.25$ で高温を示す場合があるが、当量比の増加に伴って大きく保炎器温度が下がり、設計点当量比と目される $\phi = 1$ においては保炎器温度は高々500K程度となり、燃料による冷却が十分効果的に行われている様子を示している。一般に保炎器下流側では上流側より温度が高くなっている。 $V_1$ が80m/sと40m/sではガッタ温度にほとんど差が表われていない。

### 3.2 燃焼性能

燃焼器出口において採取されたガス（水素、酸素、窒素、水蒸気混合物）の組成より次の特性値を算出し、燃焼性能の評価を行った<sup>2)</sup>。

$$\text{局所当量比 (E.R.(c_j))} = \frac{\text{局所燃空比}}{\text{量論燃空比}}$$

$$\text{局所燃焼効率 (F.C.E.(c_j))} = \frac{\text{既燃燃料}}{\text{投入燃料}} \times 100 \quad [\%]$$

$$\text{局所酸素消費効率 (O.C.E.(ε c_j))} = \frac{\text{消費酸素}}{\text{利用可能酸素}} \times 100 \quad [\%]$$

総合燃焼効率 ( $\eta$ ) : 断面上の質量流束で荷重をつけた燃焼効率 [%]

保炎器G3の燃焼性能を評価する参考として、前報<sup>2)</sup>において報告した保炎器G1の燃焼性能を図7に示す。図中横軸の番号はガス試料採取点に対応するもので、1が燃焼筒断面の上端側、10が下端側を意味している。図7の局所当量比分布は燃焼器長さが短縮化される(L=388mm)と当然のことながら大きな変化をしており、従って保炎器G1との比較において保炎器G3の性能を評価するために、燃焼筒長さL=356mmのものを用いた。図8及び図9に断面風速を変えた場合につ

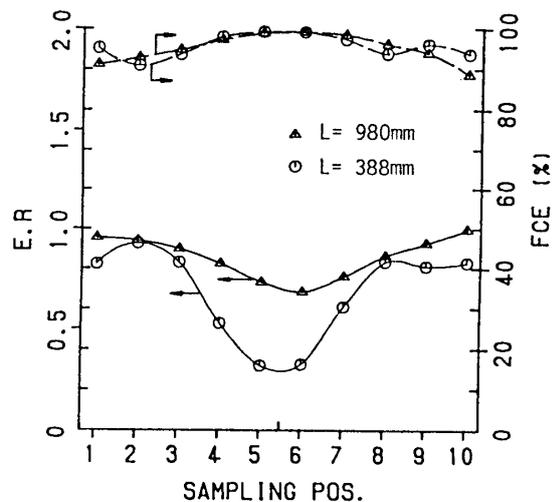


図7. 保炎器G1の燃焼性能  
( $T_{01}=600\text{K}$ ,  $V_1=80\text{m/s}$ ,  $\phi=1.0$ )

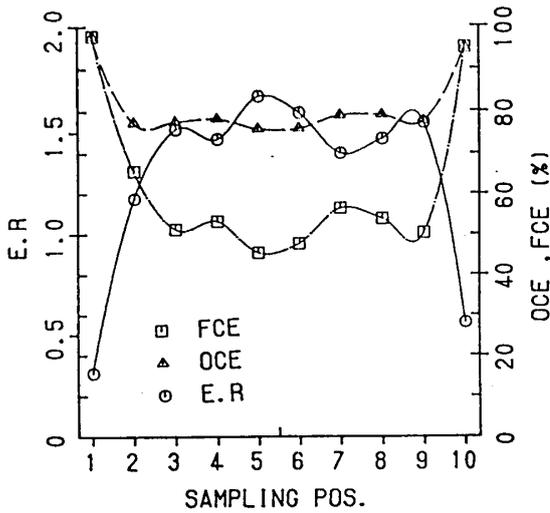


図8. G3 (L=356)の断面特性値分布  
( $T_{01}=600\text{K}$ ,  $V_1=80\text{m/s}$ ,  $\phi=1.0$ )

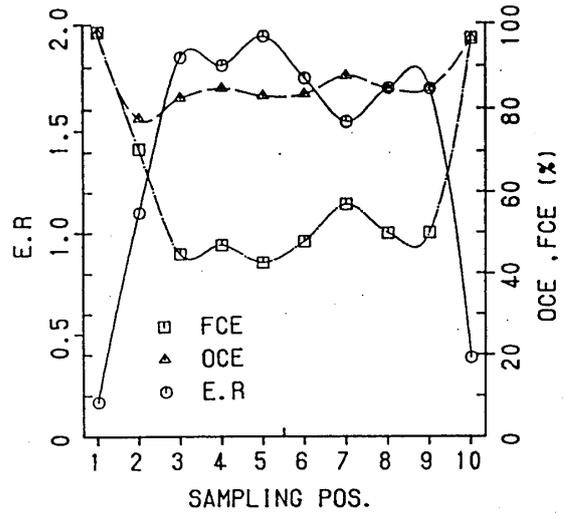


図9. G3 (L=356)の断面特性値分布  
( $T_{01}=600\text{K}$ ,  $V_1=40\text{m/s}$ ,  $\phi=1.0$ )

いて示してある。ここにみられるように断面風速が80m/sと40m/sにおいて、局所当量比、局所燃焼効率、局所酸素消費効率の半径方向分布形はほとんど同じであることが認められる。これらの図では周辺部の当量比の低下が著しく、水素ガスの壁面方向への分散が極度に悪くなっていることがわかる。これに対して中心部の局所当量比は全体当量比の150%~200%程度となっている。図10の全体当量比 $\phi=0.6$ でも中心部の局所当量比は1を超えていて、これに対応して局所燃焼効率は50%程度と低下している。また、図8~10の局所酸素消費効率は周辺部をのぞいて80%程度の値を示し、燃焼反応がきわめておそくなっていることがわかる。

保炎器G3を用いた場合の総合燃焼効率を図11に示した。ここに示されるように $\phi > 1.2$ の燃料過濃条件以外は、総合燃焼効率は断面風速80m/sおよび40m/sで相異がみられない。

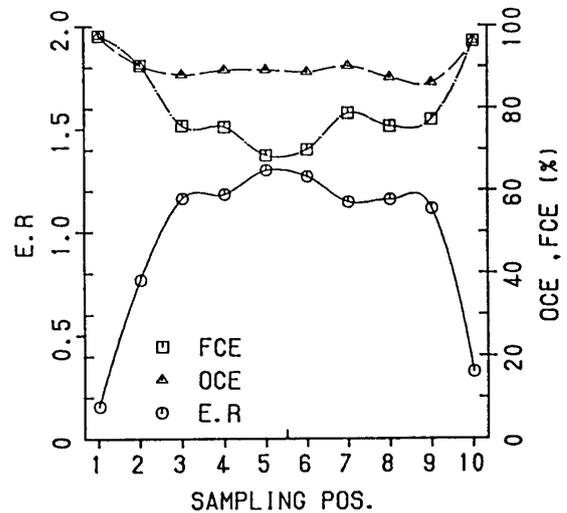


図10. G3 (L=356)の断面特性値分布  
( $T_{01}=600\text{K}$ ,  $V_1=80\text{m/s}$ ,  $\phi=0.6$ )

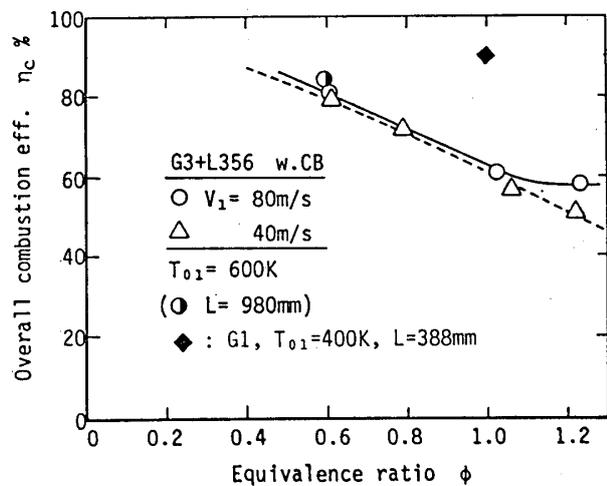


図11. G3の総合燃焼効率  
( $T_{01}=600\text{K}$ ,  $L=356$ と $980$ )

総合燃焼効率 $\phi = 1.0$ で約60%の値を示し、図中の◆印で示した保炎器G1の場合と比較して、燃焼進捗度が著しく低下している。図11中に $L=980\text{mm}$ の場合について併記してあるが、この場合においても総合燃焼効率の改善は認められない。

中心体があると保炎器との相互位置や局所風速の分布などに影響されて保炎器本来の特性の評価が困難になると予想されるため、次に中心体ははずして燃焼器長さ $L=744\text{mm}$ の位置で評価したG3とG1モデルの燃焼性能を図12～図15に示した。

図12の局所当量比分布をみると、G3では中心体のある場合と比較して分布形が変化していて、局所当量比最大位置がほぼガッタのある位置に移動している。G1の場合は、中心部で燃料希薄、管壁近傍で当量比1を上回り燃料過濃になっている。

図13の局所燃焼効率及び図14の局所酸素消費効率は、前報の結果と同様に同様局所当量比分布を反転する形状となっており、燃料希薄側で高くなる状況になっている。

図15に当量比0.6における局所当量比分布を示した。設定当量比が減少するとほとんど同じ分布形で局所値も減少することがわかる。

#### 4. 検討

##### 4.1 保炎器温度

熱伝達モデルとして、

- ① 当該保炎器を1000Kの定常平行流中にある横置円筒(外径 $d_o=8\text{mm}$ , 内径 $d_i$

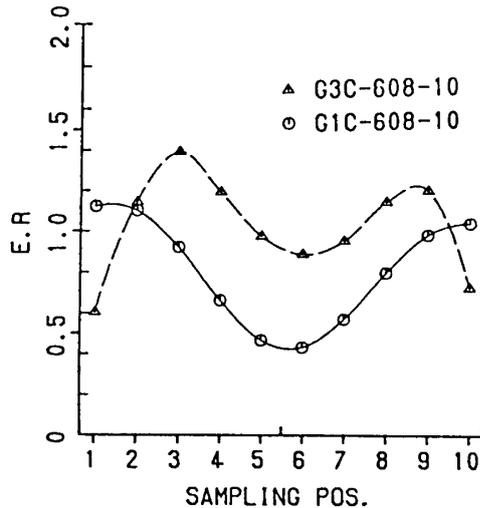


図12. G1、G3の局所当量比分布  
(中心体なし,  $T_{o1}=600\text{K}$ ,  $V_1=80\text{m/s}$ ,  $\phi=1.0$ ,  $L=744$ )

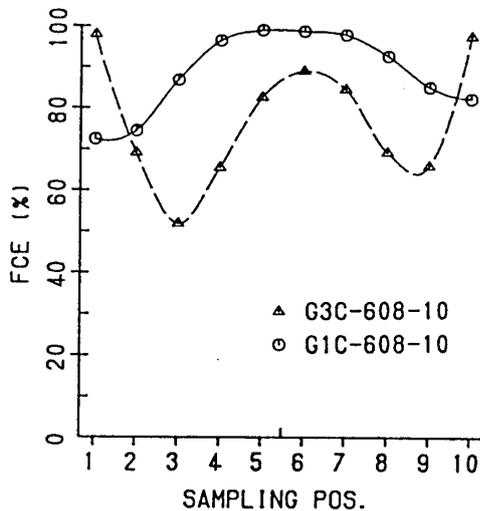


図13. G1、G3の局所燃焼効率分布  
(中心体なし,  $T_{o1}=600\text{K}$ ,  $V_1=80\text{m/s}$ ,  $\phi=1.0$ ,  $L=744$ )

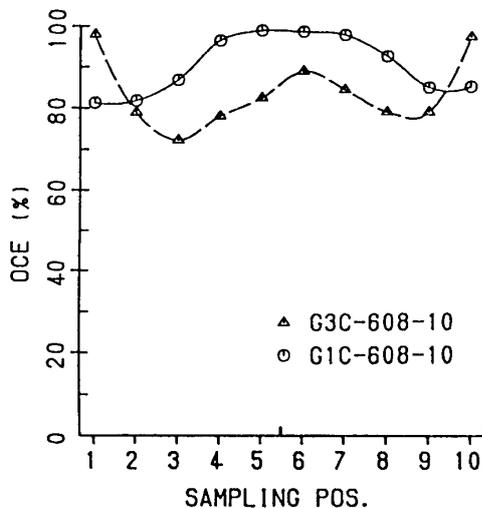


図14. G1、G3の局所酸素消費効率分布  
(中心体なし,  $T_{o1}=600\text{K}$ ,  $V_1=80\text{m/s}$ ,  $\phi=1.0$ ,  $L=744$ )

=6mm)とする。

②主流風速は80m/sとし、当該管部長さに比例分割された相当量の燃料が流れる。  
 として、保炎器温度を推算した結果が図16の実線である。

図中のFRは当該管部に流れる燃料分率である。ここにみられるように実測温度と推算温度は傾向上良好な一致を示し、保炎器温度に与える火炎の影響は少なく、この場合、主流の温度、風速と保炎器内燃料流量によって決められる強制対流冷却によるものとみなされる。

図4～6にみられる $\phi = 0.25$ 近傍での高温点は、燃料流量が少ないため冷却能力が低下したためと保炎器に火炎が付着した状況によるものである。また、入口空気温度が低い場合の方が、保炎器上流側と下流側の温度差が大きい原因は、燃料質量流量が比較的多いことによると推定される。

#### 4.2 当量比分布

G1とG3では外輪の直径が同一であるにもかかわらず、図12にみられるG3の壁面方向の分散のしにくさについて、燃料噴孔の口径と個数の点から考察する。総噴孔面積はG1の322mm<sup>2</sup>に対してG3では413mm<sup>2</sup>となっており、同一燃料流量に対して噴出速度が低下している。単純化した計算によると、全体当量比1の場合80m/sの空気流中への水素噴流の最大貫通距離はG1の約7mmに対し、G3では約3mmと見積られるが、この貫通距離の違いのみで壁面方向への分散のしにくさを説明することは困難と考えられる。分布形のちがいは燃料の貫通度の違いに加えて保炎器まわりの流れ場の相異によるものと考えられる。

次に、図8、図9の中心体のある場合のG3における中心部で最高値を示す状況について検討する。

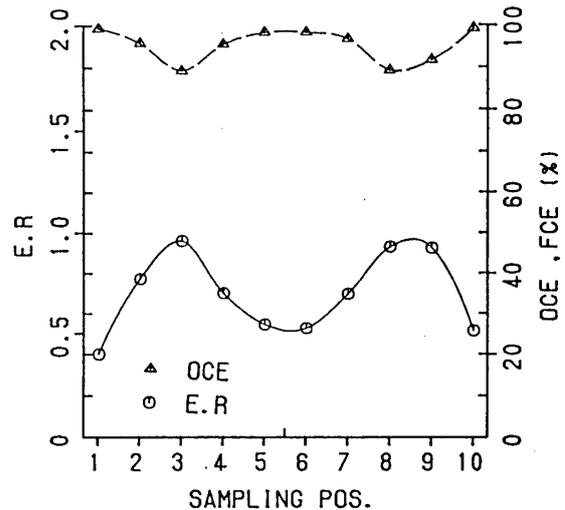


図15. G3の断面特性値  
 (中心体なし,  $T_{01}=600\text{K}$ ,  $V_1=80\text{m/s}$ ,  $\phi=0.6$ ,  $L=744$ )

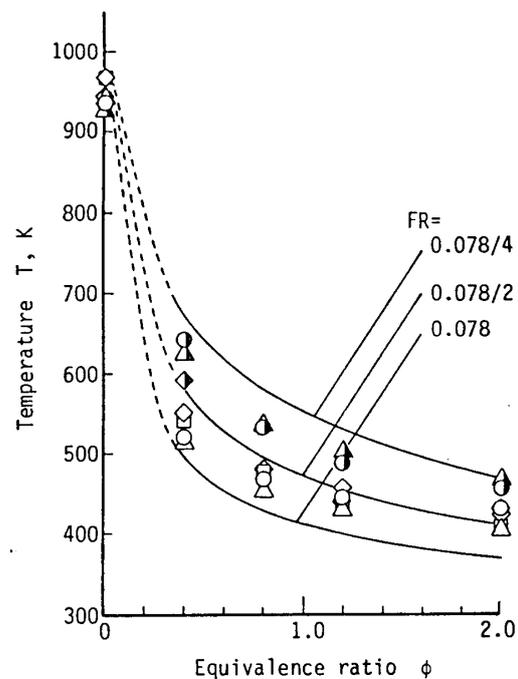


図16. 保炎器温度 (推算値)  
 ( $T_{01}=1000\text{K}$ ,  $V_1=80\text{m/s}$ )

図12は $L=744\text{mm}$ での分布形であり、上流部では更に増幅された分布形をもつと考えられるが、基本的な燃料分布パターンは変わらないと思われる。

中心体が存在するとG3では内輪直径が $70\phi$ と小さくなっていることなど、中心体と保炎器の相対位置や保炎器まわりの風速分布がG1と異なるため、G3での内側燃料過濃傾向が増幅され図8、図9にみられる中心部で当量比が高い分布を示すものと考えられる。

## 5. まとめ

ここで設計製作した保炎器についての実験結果をまとめると次のようである。

- (1) 当量比が0.25以上であれば、保炎器温度に対する火炎の影響は少なく、保炎器温度は近似的に管外の気流と管内の燃料流の強制対流熱伝達によって定まる。 $\phi \leq 0.25$ では特定の箇所に火炎付着が生ずる場合がある。
- (2) 流入空気温度が高温化するほど燃料質量流量が減少するため、インピンジング冷却の効果は低減する。
- (3) ここで採用した保炎器では混合が劣化した。この原因解明のためには、保炎器の構造によってきまる燃料貫通度や保炎器まわりの流れ場の調査が必要である。
- (4) 中心体に対する保炎器の位置、特に内径側環は大きく燃焼性能に影響する。G3の場合は中心部に燃料が集中し、総合燃焼性能を低下させた。

## 参考文献

- (1) 能瀬弘幸; 超高速機用エアブリージングエンジンの動向、日本ガスタービン学会誌、16巻61号 (1988/6) 37-50
- (2) 田丸、他4名; 水素燃料ラムエンジン燃焼用保炎形式の実験的検討、第17回ガスタービン定期講演会講演論文集 (1989/6) 109-116
- (3) Breitweiser, R. & Krull, H.G.; Combustion in Ramjet and After-burners, in NACA RM E57D23 (1957/4)
- (4) Friedman, J., et al.; The Engineering Application of Combustor Research to Ramjet Engines, 4th Symp. (Int) on Comb. (1953)



# B-4 乗用車用ガスタービン燃焼器の開発 第1報 概念設計

\*佐々木 正史 (日産中研) 鈴木 大志 (日産中研)

## 1. 緒言

21世紀の社会的環境、すなわちエネルギーの有効利用(燃料多様化対応、効率向上)、温暖化抑制(効率向上)、大気環境保全(有害排出物低減)などに適合できる将来の乗用車用原動機としてガスタービンエンジンは最も有望な代替候補の一つである。そのうち多種燃料適用性と排気清浄化は燃焼器が直接解決していかなければならない課題である。

乗用車に要求されるごく軽負荷時の燃費性能を同時期には既に出現していると思われる直接噴射式ディーゼル機関と同等以良とするためにはサイクル最高温度(タービン入口温度)を1350°C程度以上に設定し、かつ高効率の熱交換器を装着して排気熱をできる限り再生することが必要となる。こうした高い温度レベルに無冷却で適応可能な材料としてセラミックを利用する、いわゆるセラミックガスタービンの開発研究が欧米をはじめ、1970年代の終りから日産自動車でも始められた。

100PS、2軸可変ノズル方式のセラミックガスタービンの構成を図1に示す。このエンジンにおける燃焼器作動条件は図2に示すように負荷に応じて大きく変化する。最も特徴的なのは燃焼器入口空気温度 $T_{in}$ が、1200K-1300Kと著しく高いことである。これはまず燃焼筒(ライナ)の耐久性を著しく損なう。そこでライナはセラミック材料で構成するのが効果的と判断される。また最も大きな問題は、 $NO_x$ 排出量は入口空気温度に強く依存し、サーマル $NO_x$ の急増を招くことである。乗用車に対する排気規制は将来的にも厳しさを増すと考えられるが、当面図3に示すガソリン乗用車に対する10モード規制値を目標値とすると、平均 $NO_x$ エミッションインデックスは(燃費にも依存するが)約4.3g/Kg-Fuel以下でなければならない。従来型の拡散燃焼器ではこのような厳しい $NO_x$ 値を満たすのは至難であって、ガスタービン乗用車を実現するためには新たな低公害燃焼器を開発することが不可欠な要件となる。

乗用車用ガスタービン燃焼器の他の特徴は、負荷に応じて総空気が図2に示すように5-25と大幅に変化することである。これは高ターンドアンの燃料噴射弁の開発が必要になると同時に、ドライバの任意でかつ急峻なアクセルワーク(負荷変動)にも低公害性を維持しつつ追従できる高度な柔軟性を満たさねばならないことを意味している。このようなセラミックガスタービン用低公害燃焼器の開発上の技術課題を

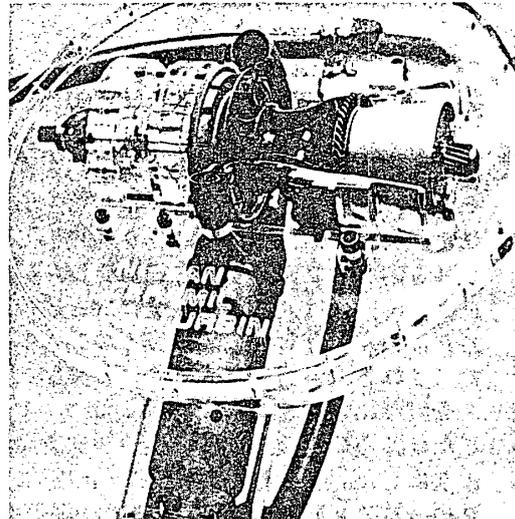


図1 乗用車用セラミックガスタービンの構成 (100PS、2軸再生式可変静翼付)

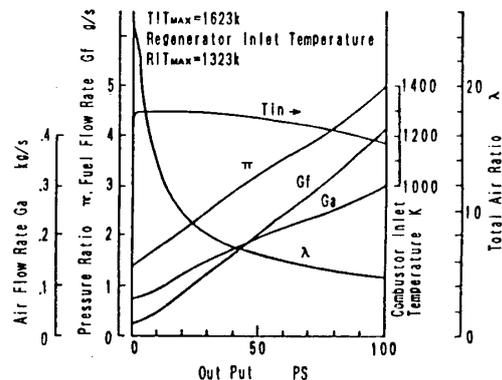
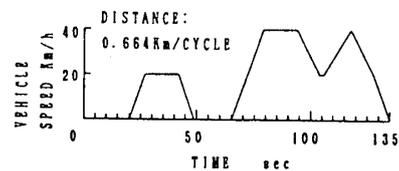


図2 エンジン負荷に対する燃焼器入口条件の変化



JAPANESE 10 MODE REGULATION (mean g/Km)  
CO:2.1, HC:0.25, NOx:0.25

図3 10モード走行モードとガソリン乗用車に対する排気規制値

概括した優れた論文がFORDのWide<sup>1)</sup>によって提出されている。

本報ではまず日本の排気規制に適合可能な燃焼方式を実験に基づく検証によって特定する。次に、その燃焼方式を実現するために課せられる技術課題を具体化し、実際に燃焼器を設計する、すなわち概略寸法を決定するための標準値を基礎的な実験に基づいて提示する。過渡性能やセラミック材料適用等に関する検討は次報に譲り、本報は予蒸発予混合希薄燃焼器の基本寸法決定にかかわる内容に限定する。

## 2. 種々の低公害燃焼方式とその排気特性

3種類の低NO<sub>x</sub>燃焼方式候補を選びそれらのポテンシャルを明かにした。いずれも保炎リング付斜流スワロー下流に形成される循環域で保炎する方式とした。NO<sub>x</sub>排出量は入口空気温度T<sub>in</sub>と燃焼圧力Pに強く依存し、一般に表1の式(1)で表される。各燃焼方式における実験データを直接比較できるようにするため、できるだけ共通の実験条件での生データを示すようにした。この標準条件(T<sub>in</sub>=773K、P=0.1MPa)を添字REFで表す。乗用車用燃焼器としての適合性判断は、定常のNO<sub>x</sub>排出量が上記10モードを満足する平均NO<sub>x</sub>エミッションインデックス(以下<NO<sub>x</sub>>EIと表記する) = 4.3 g/Kg-Fuelを10モード内のあらゆる負荷条件下で下回るかどうかによってスクリーニングした。但し実際の過渡挙動が不明なので、この定常許容NO<sub>x</sub>値はまだ十分条件とは言えない。

各燃焼方式について式(1)及び(2)の常数群を計測した結果を表1にREF条件換算の定常NO<sub>x</sub>許容値と共に示す。主として入口空気温度依存指数kの差によってREF条件での定常目標(許容)値が大きく異なり、これだけを見ても各燃焼方式の目標達成難易度が推察される。以下にREF条件における排気特性を各方式毎に説明する。

### 2.1 Rich-Lean 2段燃焼方式

重油等窒素分を含んだ低質燃料にも対応できる多種燃料型燃焼方式として活発に研究開発を行ってきた<sup>2)3)</sup>。軽油及びB重油を2段燃焼させた時のCOの排出特性を図4に示す。高い入口空気温度の効果で極めて低いレベルとなることが判る。Bosch式のスモークメータではB重油の場合でもスモークは検出できない。一方、NO<sub>x</sub>は図5に示すように典型的な2段燃焼の特徴を示しQuick-quench Zoneにおける反応凍結効果が充分高いことを示唆しているが、窒素分を殆ど含有しない軽油であっても最大の効果を示す極小値は、規制値には及びがたい。試みに33wt%までの水エマルジョンの効果調べたが、最高50%の低減効果が得られたに過ぎない。

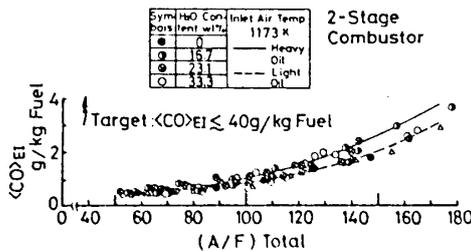


図4 RICH-LEAN 2段燃焼器のCO排出量(軽油、及びB重油:予燃焼器使用)

$$\langle \text{NO}_x \rangle \text{EI} = \langle \text{NO}_x \rangle \text{EI}(\text{REF}) \cdot (P / \text{PREF})^m \cdot \exp\{k(T_{\text{in}} - T_{\text{in}}(\text{REF}))\}$$

$$\langle \text{NO}_x \rangle \text{EI}(\text{REF}) = a \cdot \lambda^b \cdot \lambda_p / \text{Kg-Fuel}$$

REF: Reference Condition: T<sub>in</sub>(REF) = 773 K, PREF = 0.1 MPa

COMBUSTOR CONCEPT	a	b	λ <sub>p</sub> range	m	k	TARGET under REF g/Kg-Fuel
2-STAGE COMBUSTION	5.8	8	λ <sub>p</sub> = 0.7	0.63	2.1	0.89 (3)
LEAN DIFFUSION FLAME	9.6	-0.50	λ <sub>p</sub> ≥ 2	0.2	5	0.24 (4)
REVERSED LEAN COMBUSTION	15	-1.82	λ <sub>p</sub> ≥ 1.8	0.2	1.8	1.28 (5)

Japanese 10 Mode NO<sub>x</sub> Regulation: 0.25 g/Kg (mean)  
Mean <NO<sub>x</sub>>EI for the Regulation = 4.3 g/Kg-Fuel  
under Representative Condition: T<sub>in</sub> = 1293 K, P = 0.25 MPa

表1 各種低NO<sub>x</sub>燃焼方式のNO<sub>x</sub>排出モデル(実験式)と10モード規制値達成に要求される定常相当(REF: Reference 条件換算)許容値

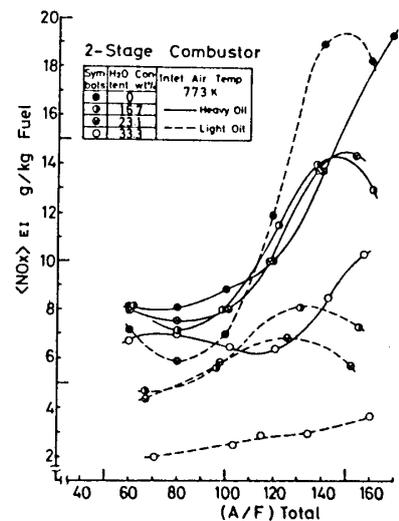


図5 2段燃焼器のNO<sub>x</sub>排出特性(軽油、重油、水エマルジョン)

以上の結果を総合して本方式によってガソリン乗用車排気規制値を満足することは極めて困難と判断した。しかし高い窒素含有率の燃料に対しては図6に示すように燃料中窒素のNOxへの転換率が著しく低下する領域が認められ、NOxの分解(還元)効果を期待できる。

### 2.2 希薄拡散燃焼方式

従来の拡散燃焼器の主燃焼領域の平均混合比を希薄にすることによってもNOxは低減する。しかし本質的には液滴燃焼であって希薄化に伴うNOx低減効果は緩慢である。セラミック単缶型燃焼器を利用して主燃焼域の平均λ(=λ<sub>p</sub>)を大きくしていった時のNOx排出特性を図7に示す。この場合入口空気温度T<sub>in</sub>に対する感度が高いため、定常NOx許容値はかなり低くなる。本方式は従来の拡散燃焼方式の延長で設計できる点で魅力的ではあるが、将来のより厳しい環境には適合し難いと判断した。

### 2.3 希薄予混合燃焼方式

広義には触媒燃焼方式も含まれる。触媒燃焼方式は乾式低NOx燃焼方式としては極限の性能と考えてよいが、高温触媒及び担体材料の開発や負荷変動に対する追従性等、大きな開発課題が山積していることからより将来型の技術と位置づけた。本報では以下気相燃焼に限定して議論することとする。

後述(図18-20)のように、セラミック缶型燃焼器を利用して軽油の均一希薄予混合気を燃焼させ、NOxの排出特性を調べたところ先述の定常許容値を十分達成できるレベルが得られたのでこの方式に着目した。予蒸発予混合希薄燃焼器全体の構成概念図及び部位毎技術課題をまとめて図8に示す。本報で扱う課題範囲を枠で表した。エンジン諸元が与えられた際、これらの諸問題を解決しつつ燃焼器を設計し、具体的に寸法諸元を決定しようとするとう入口温度範囲等使用条件の特殊性の為、直接的に利用できる資料は比較的少ない。そこで以下に設計・開発に必要な資料を得るためのモデル実験の結果に基づき、100PS級乗用車用セラミックガスタービン燃焼器の概略寸法決定手法について述べることにする。

## 3. 予蒸発予混合部の構成

混合比の不均一や燃料滴を残したまま燃焼すると低NOx効果が損なわれる。十分な蒸発と混合は時間を十分与えれば可能であるが1200 K以上の雰囲気中では自己着火や逆火を招き低NOx効果が損なわれるばかりでなく、燃焼器の一部が熱損傷を被る事がある。従って蒸発・混合をできるだけ短期間のうちに終らせなければならない。また、燃料噴射弁は急加速を考慮すると20以上のターンダウン比に対応しなければならない。

### 3.1 単一滴蒸発モデルによる支配因子の検討

燃料滴の挙動を把握するために直管内一様旋回流の対称軸上から単一液滴を導入した際

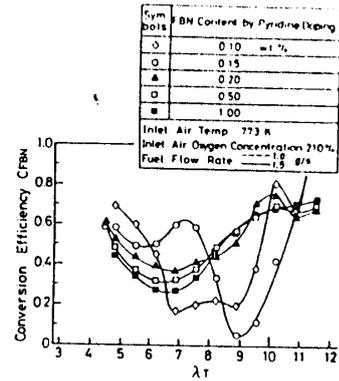


図6 2段燃焼によるFuel-NOx分解特性 (CFBN:燃料中窒素分FBNのNOxへの転換率)

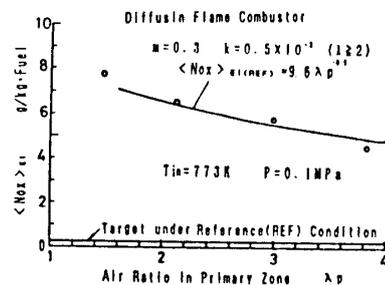


図7 拡散(希薄)燃焼方式のNOx排出特性

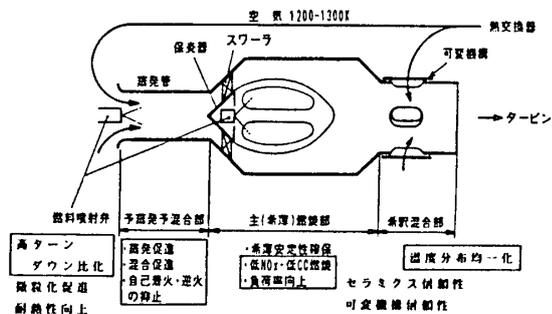


図8 予蒸発予混合希薄燃焼器の構成概念図と各部位における技術開発課題

の飛跡を解析した。但し滴まわりの熱伝達モデルにおいて主流の乱れは考慮されていない。図9に主流の流速と温度が液滴の蒸発時間に及ぼす影響を軽油と水について示す。燃料滴の蒸発促進には滴と外部流との相対速度を大きくとって熱伝達を促進することが有効であり、また主流温度が高いことも有利な条件となる。より実際的な管内噴霧を想定した時の蒸発の様相を図10に示す。図中燃料滴が管内壁面に付着する条件を△で示した。これはタービンのFOD（異物衝突）の要因となり得るカーボン堆積を形成する恐れがあるので不適と判断した。

着火遅れ時間 $\tau_c$ モデルは、

$$\tau_c = (A/P^n) \exp(E/RT) \quad (6)$$

で表し、Spadacciniらの値 ( $A=4 \times 10^{-10}$ ,  $n=1$ ,  $E=39.88 \text{ kcal/mol}$ )<sup>4)</sup>を参照すると図11のようにエンジン負荷に対し与えられた管径についての着火距離が求まる。蒸発距離が全域でこれより短ければ、最小の着火距離以下の蒸発管長が決定できる。蒸発完了距離がこの設計長より大きな範囲（高負荷側）では蒸発が完了しないまま液滴が燃焼域に導入されることになる。未蒸発分の許容割合は5乃至10%を目安としたが、蒸発管構成の諸パラメータはその目安の達成にはさほど寄与せず、噴射弁の微粒化特性に負うところが殆どであることが判った。図中の斜線部は蒸発が完了する前に着火が生じる領域である。このシミュレーションでは液滴が蒸発管内壁に付着せず、かつ着火距離が全域で蒸発距離よりも大きい条件は燃料粒径が $30 \mu\text{m}$ 以下の場合に限られた。一般にアイドル近傍のごく低負荷でかつ燃焼器入口空気温度の最も高い条件が管内最小流速及び最大許容管長を支配する。

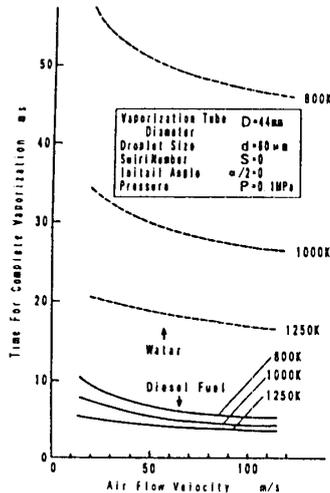


図9 単一液滴の蒸発特性 (主流流速・温度の影響)

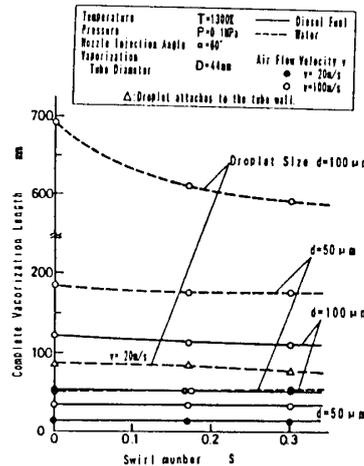


図10 単一液滴の蒸発特性 (粒径・スワールの影響)

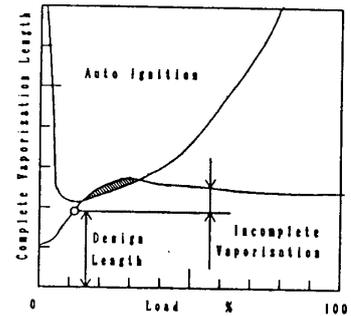


図11 エンジン負荷に対応する自己着火の抑止条件と蒸発の不完全状態

### 3. 2 実験方法及び結果

以上の検討を実験的に検証するために図12に示す装置を用いて円形断面直管内の蒸発過程を調べた。旋回は主に組成の均一化を目的として導入するが、その遠心力場が逆

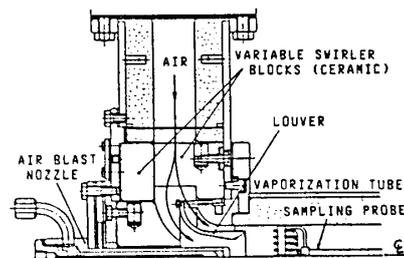
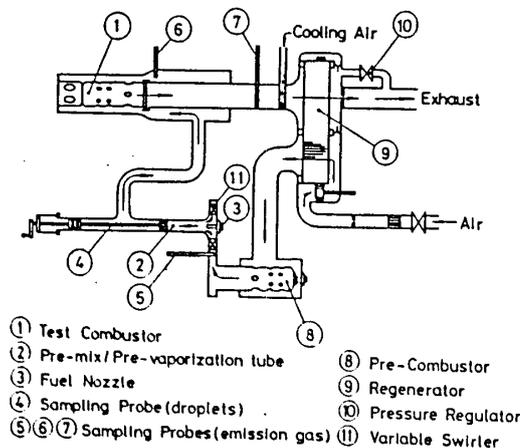


図12 実験装置  
A (左) : 実験装置全体構成  
B (右) : 予蒸発予混合装置詳細

流域を形成する程強くすると循環域における平均滞留時間が主流より1桁長くなるために自己着火を招くことになる。蒸発管においては燃焼領域とは逆に循環域の形成を抑止しなければならず、限界スワール数 $S$ （凡そ0.5）<sup>6)</sup>より小さな旋回とし、また蒸発管内への空気導入部はできる限り拡大の生じない形状とすべきである。本実験では可動ブロック式スワラ<sup>6)</sup>により旋回の強さを变化できる構成とした。

供試燃料噴射弁は図13に示す内部混合式エアブラストノズルで5孔の噴孔を持ち、頂角は $60^\circ$ である。この噴射弁の微粒化特性を図14に示す。蒸発過程の計測には内径0.5mmの数mにおよぶ17本のサンプリングプローブ内壁での凝縮を防止するのに容易なことから純水を用いた。噴霧特性は予めMalvern社の粒径測定装置により図14のように水と軽油の双方について求めておき、上記の蒸発過程モデル計算で密度、比熱、気化潜熱の効果を補正することによって純水に対する実験結果から軽油の場合の結果を推定した。

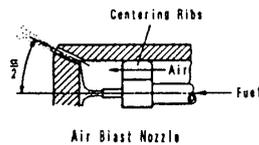


図13 燃料噴射弁

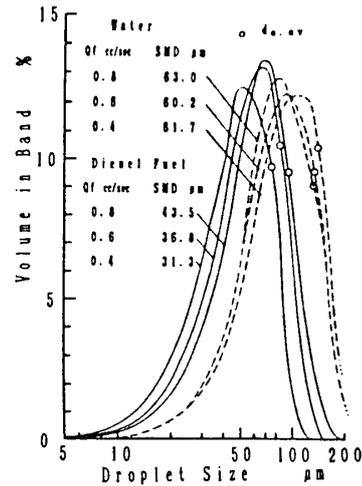


図14 燃料噴射弁の微粒化特性 (軽油及び水)

蒸発率の測定は気・液を弁別計測するためにspillover法<sup>6)</sup>を用いた。これは直径 $10\mu\text{m}$ 以上の液滴が流線の曲率に追従しないことを利用する手法で、ひとつの測定毎にサンプリング速度 $u_s$ を複数回（ここでは4回）変更して成分分析しなければならない。プローブで吸引された液滴は約 $150^\circ\text{C}$ の加熱管内及び恒温槽内で全て蒸気となりガスクロマトグラフ(TCD)によって定量された。計測装置構成及び測定原理を図15に示す。水蒸気のスパンとしては、排気ガス中の $\text{H}_2\text{O}$ 濃度を計算によって求めた値を用いた。但し液滴が極めて多い条件では、液によるプローブのロック現象が生じ、一部のデータを廃棄した。空間分解能を多少犠牲にしても最大滴粒径の10倍程度のプローブ内径とすべきである。

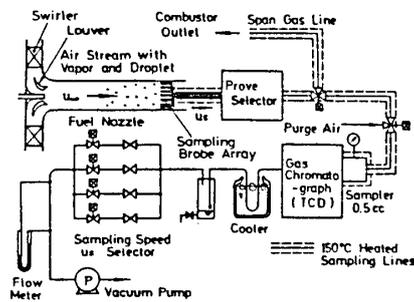


図15 蒸発率計測系概略図とSpillover法の測定原理

蒸発管入口温度 $973\text{K}$ の時の典型的な蒸発特性を図16に示す。一般に蒸発率が高く、均一な条件では混合比の分布も均一になる傾向がある、スワールはスワール数 $S=0.17$ （水の場合はこれ以上では滴の壁面付着が生じた）と微弱であっても均一化効果は著しい（●と○の比較）。また相対流速が大きく（●と△の比較）、距離 $L$ （=滞留時間）が大きい（△と▲の比較）程均一化は良好になる。これは上記蒸発を促進する諸因子と両立する。また主流に強いせん断を付与し混合を促進させるべく挿入したルーバは、これを除去した場合（×）より均一性ばかりでなく蒸発をも顕著に促進することが明かとなった。この結果から軽油を用いた場合を想定すると、微粒化特性が水と同等であっても図16と同様な蒸発率が約5分の1の距離、すなわち約50mm程度の管長で達成できることになる。しかし図10では $d=100\mu\text{m}$ でも $1300\text{K}$ で100mm以上の距離が必要（ $v$ =約 $100\text{m/s}$ ）であることが示されている。ここで達成されている90%以上の蒸発率に対応する最大粒径は図14中に $d_{0.9v}$ で示され、ルーバを挿入したことによる蒸発率の改善効果は蒸発距離にして凡そ2分

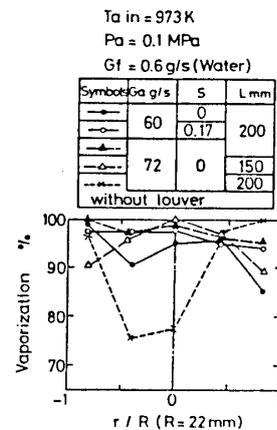


図16 蒸発率分布

の1に及ぶことが示唆された。この結果をシミュレーションと比較すると、全負荷範囲で蒸発距離が着火遅れ距離より短くなる微粒化条件は $d_{0.9v}$ で数十 $\mu\text{m}$ 以下であることが判った。

自己着火の実験は全て常圧下でJIS 2号軽油を用いて実施した。式(6)のモデルによれば、本実験範囲( $P=0.1\text{MPa}$ ,  $T_{in}\leq 973\text{K}$ )では蒸発管内( $L=250\text{mm}$ )では自己着火は生じないはずであるが、燃焼器までの全長1m余りの管内での成分ガス分析及び温度計測から自己着火の過程を追跡した。また蒸発管内壁近傍の低流速域で100Hzの強い電気火花を形成し、上流への逆火の有無を確認した。本実験範囲で逆火は認められなかったが、図17に示すように蒸発管出口(反応管入口)の曲り部に火炎が保持される条件があった。温度が高いとより希薄まで火炎形成が可能となるのが判る。また、旋回があるとより低い $\lambda$ でしか保炎できず、旋回が無い場合局所的に濃厚な部位が生じて火炎が形成され易くなることを示している。管内平均流速に対して保炎限界が複雑に湾曲するのも同様の効果であることを示唆している。

自己着火は僅かな擾乱にも敏感で、実験の再現性を確保することが予想外に難しい。装置の調整範囲で同じ条件を設定しているにもかかわらず、反応開始位置が全く異なるいくつかのモードが認められる。上流から飛来する赤熱したカーボンフレックもしくは断熱材の細片によって着火した例もあり、実際の対応は実機開発のフェーズに持ち越される部分が多いと考えられる。設計時には滞留時間を拡大しそうな形状(壁面の凹凸や曲り、急拡大等)を極力避ける工夫が必要である。

#### 4. 希薄燃焼部の構成

##### 4.1 排気特性

予蒸発管出口より約700m下流に拡散燃焼用のSiC製ライナ<sup>7)</sup>を設置し、その希釈孔を閉塞した。排気ガスはライナ出口より約300m下流で水冷多孔プローブで採取した。COは2段燃焼(図4)同様低い $\lambda$ が、さらに希薄化していくとごく僅かな $\lambda$ の増加で急激にCOが増加する点が現れ、これをもって希薄安定限界とした。NO<sub>x</sub>排出量の $\lambda$ 、 $T_{in}$ 及び $P$ に対する変化を図18、図19及び図20に示す。NO<sub>x</sub>排出量モデルは表1に示すとおりであるが、図18中に示すように、入口温度に対する温度指数 $k$ は $\lambda$ に応じてかなり大きな変化を示す。

図18の破線はREF条件に補正した値を示すが、REF換算許容排出量を下回るレベルであり、排気規制を満足する可能性が見いだされた。

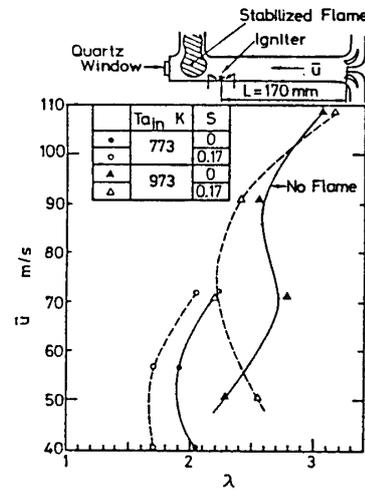


図17 電気火花による火炎形成可能範囲(T字管曲り部に保炎)

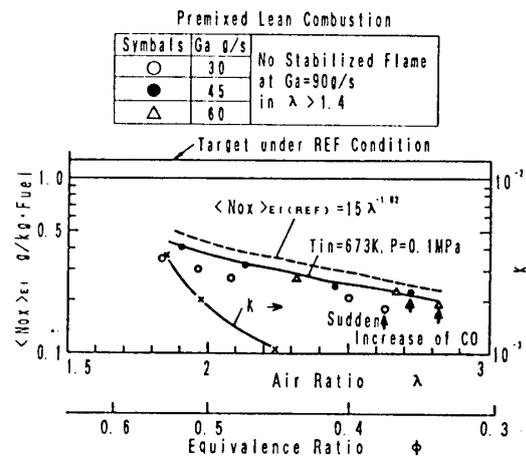


図18 希薄予混合燃焼におけるNO<sub>x</sub>排出特性(軽油: 完全予混合気)

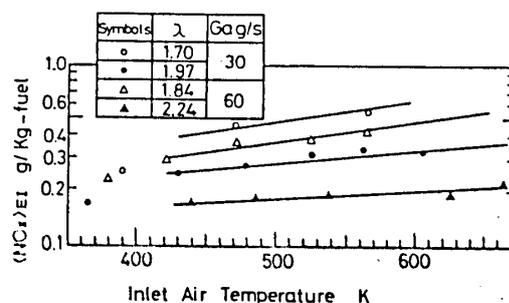


図19 希薄予混合燃焼におけるNO<sub>x</sub>の入口空気温度依存特性

### <含窒素燃料対応性>

重油など窒素 (FBN: Fuel Bonded Nitrogen) を含んだ燃料から Fuel-NO<sub>x</sub> への転換率  $c_{FBN}$  は図6にも見られるように希薄となる程高くなり、0.5 wt%以下の含窒素率<FBN wt%>では90%に達することがある。<FBN wt%>が100% Fuel-NO<sub>x</sub>に転換した場合のエミッションインデックスは、NO<sub>x</sub>を全てNO<sub>2</sub>とすると、

$$\langle \text{Fuel-NO}_x \rangle_{EI} = 2.86 \times \langle \text{FBN wt\%} \rangle \quad \text{--- (7)}$$

となる。図18においてNO<sub>x</sub>排出量と許容値との差はFuel-NO<sub>x</sub>を許容する余裕代と考えることができる。一例として $\lambda = 2$ の場合には、この余裕代は1300K、0.25MPaに換算すると、2.9 g/Kg-Fuelであり、式(7)から仮に $c_{FBN}=1$  (100%)の時でも0.13 wt%のFBNを含有する燃料が受容できることになる。しかし実際にはモード運転時の過渡特性に影響され、単純には結論づけられない。

### 4.2 空間熱負荷率

希薄化に伴って限界空間熱負荷率は著しく低下する反面入口空気温度 $T_{in}$ が高いと負荷率を上げることができる。その値は主燃焼領域の寸法を決定するのに必要である。そこでLongwell<sup>8)</sup>のWSR(Well Stirred Reactor)における負荷率を求め、現実の拡散燃焼器と希薄予混合燃焼との相対比較から設計負荷率を検討した。WSRは反応速度律速型の予混合燃焼器で、実用燃焼器との直接比較はできないが、 $\lambda$ や $T_{in}$ に対する相対的な依存は表現できるものとした。従来型燃焼器の $T_{in}$ の標準として500Kを想定し、 $\lambda = 1$ の時の空気負荷率ALF (Air Load Factor)で正規化した相対ALFを図21に示す。セラミックガスタービンの代表的な運転条件の一つと考えられる $T_{in}=1300K$ 、 $\lambda = 2$ のALFは、 $T_{in}=500K$ 、 $\lambda = 1$ の約10分の1である。しかしこれは拡散燃焼と予混合燃焼の差異を考慮しない場合である。

上記NO<sub>x</sub>排出特性(図18)の各条件における実験点の最も希薄な点(右端矢印)は、COの急増する希薄安定限界を表している。これより $T_{in}=773K$ 、空気流量 $G_a=60$  g/sの時の限界空間熱負荷率を求めた(但し、反応体積としてサンプリングプローブまでの空間をとった)ところ、約 $50 \times 10^6$  Kcal/m<sup>3</sup> h atm<sup>2</sup>と航空機用ガスタービン燃焼器の設計値並の負荷率であった。この負荷率は $\lambda = 2.6$ で達成されており、スワラ保炎による予混合燃焼器の限界負荷率は拡散燃焼器の設計値の10倍以上であることが図21から読み取ることができる。

以上を総合すると、ガスタービン燃焼器の負荷率が希釈混合部の体積をも含めた値であることを考慮すると、スワラ背後の循環域で保炎する $\lambda = 2$ 程度の希薄燃焼器は従来の拡散燃焼器設計値の凡そ2-3倍の主燃焼領域体積を与えておく必要がある。

### 4.3 負荷変動対応

負荷の変化に伴う総空気比の大幅な変化にも主燃焼領域は上述のように十分低NO<sub>x</sub>かつ安定な空気比( $\lambda_p \approx 2$ )に維持しておかないと過濃となってNO<sub>x</sub>が増えたり、希薄すぎて火炎が吹き消えたりすることになる。従って負荷に応じて主燃焼領域への空気導入配分率を適正に制御する可変機構が少なくともわが国においては不可欠と考えられる。

一方、始動及び燃焼器入口温度が十分高温になるまでの暖気時は予蒸発管の性能は期待できず、拡散燃焼を利用せざるを得ない。また、急加速のために燃料を全開状態にする際にも拡散燃焼を併用すると、燃料噴射弁は予蒸発予混合用と拡散用の2系統が必要になるが、

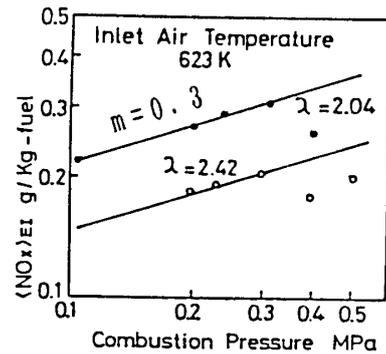


図20 希薄予混合燃焼におけるNO<sub>x</sub>の圧力依存特性

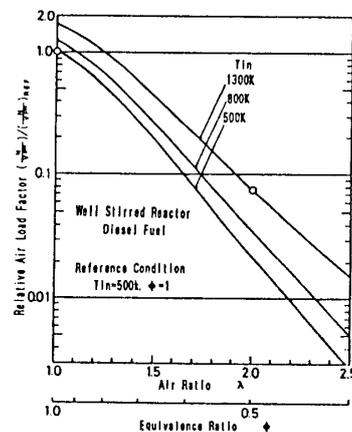


図21 WSRの空気負荷率による希薄予混合燃焼の相対負荷率推定

1基当りのターンダウン比は軽減できる。このような燃料ステージングと空気孔面積の可変化を併用した燃焼器の例としては、既にGMのGT-225<sup>9)</sup>があり、考え方としては最も現実的な構成例と考えられる。しかし、セラミックを適用した場合の可変機構の信頼性と負荷変動追従性の確保については新たな課題であり、次報に詳述することとする。

## 5. 希釈混合部の構成

温度不均一はタービン性能を損なうばかりでなく、タービンステータ材料の最高温度がクリティカルになるとすると、タービン入口平均温度は低くせざるを得ず、また周辺部品の熱応力の源となる。特にセラミックスのような脆性材料の場合は局所応力であっても破壊に直結するので従来以上に厳しい要求が課せられる。セラミックライナは制作上も耐久上もできるだけ簡素な構成が望まれるが、案内筒を持たない空気孔を用いると中心軸上で温度が高い山形の温度分布となるケースが多い。これは希釈空気の貫通力が不足している時の典型的な分布形状である。このような場合全空気流量に対する希釈空気の配分率 $n_D$ は図2.2(拡散燃焼)に示すように温度不均一率と密接な関係を持つ。セラミック燃焼器は冷却空気孔が不要でしかも高再生であることから $n_D$ が高いため、一般的には有利な条件が整っているが、形状面での制約から、要求値を満たすことは必ずしも容易でない。予混合希薄燃焼の単独モード及び拡散炎併用モードでの温度不均一率の実力は不明であるが、最終的には実機で調整することが必要となる。

特に注意すべき点は主燃焼領域の循環域近傍は乱流物質交換の活発な領域であり、希釈空気を巻き込んで保炎領域を希釈する恐れがある。これは不測の吹き消えを招くこととなり、主燃焼領域を十分長くする必要がある。主燃焼域入口空気通路径(スワラの時はその外径)の少なくとも3倍までは循環域との物質交換領域と見なして設計するが、スワール数や形状による差が比較的大きいので実機での確認が不可欠である。こうして決定した主燃焼領域の体積が余裕のある値でかつ許し難い長さとなる場合は隔壁を挿入して希釈領域との分離を図る必要がある。

## 6. ま と め

100PS級乗用車用セラミックガスタービン燃焼器開発において、排気規制を満足し得る燃焼条件の特定と、実際に設計する上での寸法諸元の決定法を基礎的な実験等に基づいて明かにした。

### 引用文献

1. W.R.Wade et al., Trans. ASME, Journal of Engineering for Power, 1974
2. M.Sasaki and T. Itoh, ASME paper 86-GT-168, 1986
3. M.Sasaki and T. Itoh, Proc. 87-TOKYO-IGTI-55, 1987
4. L.Spadaccini et al. CSS/Combustion Institute. 81-02, 1981
5. J.M.Beer and N.A.Chigier, 「燃焼の空気力学」(日本熱気機技術協会)、1976
6. R.Tacina, NASA TM X-73422, 1976
7. 佐々木、伊藤、G T S J 誌 GTSJ 16-63, 1988
8. J.P.Longwell and M.A.Weiss, Industrial Engineering Chemistry, 45-8, 1953 など
9. W.Cornelius et al., SAE paper 820175, 1982

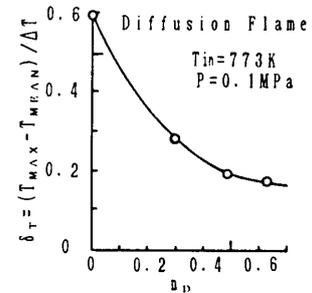


図2.2 希釈空気配分率と出口温度不均一率との関係



## B-5

### ガスタービン用セラミック燃焼器の開発

(模擬石炭ガス燃料による実圧燃焼試験結果)

原 之義 (東京電力(株))	前田 福夫 (株東芝)
古瀬 裕 (東京電力(株))	佐藤 雄三 (株東芝)
*土屋 利明 (東京電力(株))	岩井 保憲 (株東芝)

#### 1. 緒 言

耐熱性、耐食性に優れたセラミックスをガスタービン高温機器に適用することにより、ガスタービンの高温化と冷却空気の低減化が可能となり、石炭ガス化複合発電プラントの熱効率を大幅に向上させることができる。このため、東京電力(株)では、タービンメーカ3社、(株東芝、三菱重工業(株)、(株)日立製作所)と共同で燃焼器、静翼、動翼にセラミックスを導入した1,300℃、20MWセラミックガスタービンの要素開発を進めている。<sup>1)</sup>このうち燃焼器については、金属ケース内周を断熱材を介してSiC製セラミックリング(空気孔部のみタイル使用)で構成し、断熱材がセラミックスの支持と熱遮蔽を兼ねる構造のセラミック燃焼器を設計・製作し、石炭ガス化燃料とほぼ同一組成の模擬石炭ガス燃料による実圧燃焼試験を実施した。本報は、その中で主に燃焼特性について報告するものである。

#### 2. 供試燃焼器

供試燃焼器は、石炭ガス化燃料を対象とした1,300℃、20MWガスタービン用のセラミック燃焼器である。主要仕様を表1に、構造図を図1に示す。セラミック形状としては、小さく分割して局部熱応力を低めるタイル型と、製作・組立が容易なリング型の2つを検討した結果<sup>2)</sup>、空気孔近傍の温度分布の厳しい部分を除いてリング型を採用した。基本構造は、金属製ケースの内周を断熱材を介してセラミックリング及びタイルで構成されている。内筒部は7段のセラミックリングと3段のセラミックタイルから成っており、尾筒部は4段のセラミックリングで構成されている。セラミック部品と金属製ケースとの間には、セラミックリングやタイルの保持も兼ねた断熱層が設けられており、セラミックスの冷却を行わない断熱構造となっている。セラミック材料としては、耐熱性に優れた常圧焼結炭化珪素を採用し、内筒部のリング及びタイルはCIP(冷間静水圧プレス)で、又、断面形状が特異な尾筒部のリングは、スリップキャストにて成形されている。

#### 3. 試験設備と試験方法

##### 3.1 燃料供給設備

燃焼試験には、電力中央研究所の協力により図2に示した燃料供給設備を使用した。本設備では、プロパンガスと炭酸ガスを蒸気により分解、改質することにより石炭ガ

ス化燃料とほぼ同一組成の低カロリーガス燃料を得ることができる。改質ガス燃料は、CO/H<sub>2</sub>比、発熱量、温度、NH<sub>3</sub>濃度等が所定の値に調整された後、供試燃焼器に供給された。

### 3. 2 燃焼器試験装置と計測システム

燃焼器試験装置の断面概略図を図3に示す。燃焼器出口の計測ダクト（内側は耐火キャストブル製）内に設けられた高温ガス温度計（R型熱電対、5点式×5本）により、燃焼器出口ガス温度分布を測定した。又、この後流には排ガスサンプリングプローブ・全圧プローブが挿入され、排ガス組成と燃焼器出口における全圧が測定された。さらに、セラミックリング及びタイル外周にR型熱電対、金属壁外周にK型熱電対を合計54点取り付けて、燃焼器の周方向及び軸方向の温度分布を計測した。

### 3. 3 試験条件と試験方法

燃焼試験で用いた燃料及び空気の基本条件を表2に示す。燃料は空気吹き噴流床石炭ガス化炉で生成される石炭ガス化燃料とほぼ同一の組成、発熱量のものである。各負荷に対応する燃焼用空気圧力、ガス温度、燃空比、空気比等を表3に示す。セラミックスの健全性を確認する為に、試験は燃焼器内部の目視点検及びカラーチェックによる開放点検を行ないながら、順次、圧力を上昇させていった。定格及び部分負荷条件下における燃焼特性把握試験を行なった後、最も厳しい、非定常熱応力発生時のセラミックスの健全性を検証する為に、定格負荷条件からの負荷遮断及びトリップ試験も実施した。

## 4. 燃焼試験結果

前述の試験条件及び試験方法によって、燃焼特性把握試験に加えて負荷遮断試験及びトリップ試験を含む合計7回、累積約33時間の燃焼試験を実施した。定格条件（1,300℃、14.9ata）における燃焼時間は累積約3時間であった。

### 4. 1 燃焼特性

#### (1) 燃焼効率

図4は、燃焼効率に及ぼす空気比と燃焼負荷率の影響を示したものである。燃焼器圧力を6.4ataとし、燃焼負荷率一定で空気比を変化させた場合、空気比が4以下では燃焼効率は100%に近いが、空気比がある値以上では、燃焼が不安定になり燃焼効率が急激に低下する。そして燃焼負荷率が高い程、燃焼効率が急に低下し始める空気比は小さく、安定燃焼範囲が狭いことが分かる。図5及び6は、燃焼効率に及ぼす圧力の影響を示したものである。燃焼ガス温度1,000℃の場合には、圧力の低い領域で燃焼安定性に影響を受け、燃焼効率にバラツキが見られるが、圧力が上昇するにつれてバラツキが小さくなると同時に、燃焼効率も100%に近づく。一方燃焼ガス温度が1,300℃の時は、圧力の低い領域でもバラツキは無く、2ata以上では燃焼効率はほ

ば 100%である。この様に、燃焼効率は、圧力の上昇と共に向上し、その傾向は燃焼ガス温度に依存している。図7は、ガスタービンの負荷と燃焼効率の関係を示したものである。ガスタービン負荷の上昇に伴って、燃焼効率は上昇し、50%負荷以上ではほぼ100%である。

## (2) サーマルNO<sub>x</sub> 排出特性

図8に、サーマルNO<sub>x</sub> 排出特性と空気比の関係を示す。圧力一定のもとで、空気比が減少するにつれて、燃焼器内に高温領域が形成されやすくなりサーマルNO<sub>x</sub> 排出量は増大する。しかし、使用した燃料は低カロリーガスであるため、その理論断熱炎温度の最大値は約 1,690℃と低く、サーマルNO<sub>x</sub> 排出濃度は20ppm 以下と低い。図9は、燃焼器出口ガス温度 1,300℃の場合、圧力とサーマルNO<sub>x</sub> 排出濃度の関係を示したものである。圧力の上昇に伴い、サーマルNO<sub>x</sub> 排出濃度はゆるやかに増加していることが分かる。従って、サーマルNO<sub>x</sub> 排出濃度は上述の空気比及び圧力の影響により、ガスタービン負荷に対して図10の様に变化する。定格条件におけるNO<sub>x</sub> 排出濃度は18ppm (実O<sub>2</sub> = 8.5%、16% O<sub>2</sub> 換算で7.2ppm) であるが、この値は現在までに報告されている低カロリー燃料による燃焼試験結果と比べて、予想される妥当な値である。NO<sub>x</sub> に対する相関式として式(1)<sup>3)</sup>を利用して計測値の代わりに ANO<sub>x</sub> として整理した結果を図11に示す。

$$NO_x = ANO_x \cdot P_a^{0.5} f^{1.4} m^{-0.22} \exp(-19h + T_a/250) \quad (1)$$

ここで、P<sub>a</sub> : 空気圧力、f : 燃空比、m : 燃焼ガス流量、h : 空気絶対湿度、T<sub>a</sub> : 空気温度。図11の ANO<sub>x</sub> を利用することで種々の運転条件におけるNO<sub>x</sub> 値を推定、評価する事が可能である。高カロリー燃料の場合と異なり ANO<sub>x</sub> 値が、燃空比 f に対して漸減する特性となっているのは、低カロリー燃料の場合、NO<sub>x</sub> ∝ f<sup>n</sup> において n = 1.4ではなく n < 1.0 であることによる。この傾向は図12に示されている。

## (3) フューエルNO<sub>x</sub> 排出特性

図13は、定格条件において燃料中のNH<sub>3</sub> 濃度を変化させた場合のNO<sub>x</sub> 排出濃度と、NH<sub>3</sub> からNO<sub>x</sub> への転換率 (C.R., 以下NO<sub>x</sub> 転換率と示す) の変化を示したものである。NO<sub>x</sub> 排出濃度はNH<sub>3</sub> 濃度の増加と共に増大するが、NO<sub>x</sub> 転換率は、NH<sub>3</sub> 濃度の増加と共に減少する傾向を示しており、NH<sub>3</sub> = 1,000、2,000、3,000ppmの濃度に対してそれぞれ約40%、28%、23%である。このNO<sub>x</sub> 転換率の値は、積極的なフューエルNO<sub>x</sub> 低減を目的としたRich-Leanタイプの低NO<sub>x</sub> 燃焼器のNO<sub>x</sub> 転換率と比較しても優れた値となっている。従って、本セラミック燃焼器は、フューエルNO<sub>x</sub> 低減用の燃焼器としても有効であることが分かった。図14は、燃焼ガス温度 1,300℃、NH<sub>3</sub> 濃度1,000ppm一定として圧力を変化させた場合のNO<sub>x</sub> 排出濃度及びNO<sub>x</sub> 転換率を示したものである。圧力2ataでNO<sub>x</sub> 転換率は52%であるが、圧力の上昇と共にNO<sub>x</sub> 転換率は次第に

減少し、14.9ata では、40%となる。図15は、NH<sub>3</sub>濃度を約500ppmとし、ガスタービン負荷の変化によるNO<sub>x</sub>排出濃度及びNO<sub>x</sub>転換率の変化を示したものである。ガスタービン負荷の上昇に伴い、NO<sub>x</sub>排出濃度は増加するが、NO<sub>x</sub>転換率は減少し、100%負荷では56%となる。

#### (4) 圧力損失

図16に燃焼負荷率と圧力損失の関係を示す。燃焼器出口温度を一定とした場合、燃焼負荷率の上昇に伴い、圧損は増加する。また、同一燃焼負荷率では、ガス温度が低い程、すなわち空気比が高いほど、圧損は大きくなることから分かる。燃焼器の流量パラメータ ( $G_a \sqrt{T_a} / P_a$ ) に対して整理した圧損  $\Delta P / P_a$  を図17に示す。同一の流量パラメータに対して、燃空比の大きい程、圧損は大きくなる傾向を示している。これは、燃焼器内における温度上昇、混合、増速等の熱流体现象によって発生する“hot loss”と呼ばれる圧損によるためと考えられる。燃焼器の圧力損失は、空気孔前後の差圧と、“hot loss”との和であり、後者は燃焼器内の温度上昇又は燃空比に比例する特性を示すため、式(2)の様に表わすことができる。

$$(\Delta P / P_a) / (G_a \sqrt{T_a} / P_a)^2 = C_1 + C_2 (G_f / G_a) \quad (2)$$

ここで、 $C_1$ 、 $C_2$ はほぼ一定。この関係をプロットしたが図18である。高カロリー燃料で見られる様に、燃空比に対し比例して増大する傾向を示している。圧力損失は、ほぼ設計目標値(3%)を満たしている。

#### (5) 燃焼器出口ガス温度分布

燃焼器出口ガス温度分布の一例として、図19に定格負荷条件における温度分布を示す。最高温度位置は燃焼器上流側から見て若干左下にずれており、右上部及び右下部の温度が低くなっている。この様に非対称なガス温度分布が生じた原因としては、火炎の偏り、燃焼器内筒と尾筒の軸のずれや、内筒-尾筒の接続部における空気の漏れ等が考えられる。図20は、ガスタービン負荷とパターンファクタ(P.F.)の関係を示したものである。無負荷条件では、パターンファクタは約12%であるが、負荷が上昇するにつれてP.F.は若干減少する傾向があり、定格負荷条件では約10%となる。前述の出口ガス温度分布の片寄りが改善されれば、P.F.はさらに低くなると考えられ、フィルム冷却を用いた金属燃焼器に比べて、はるかに小さい値となることが期待される。

### 4.2 燃焼器壁面温度

#### (1) 燃焼器壁面温度

図21は、燃焼器壁面温度(セラミック温度及び金壁ケース壁面温度)と空気比の関係を全試験条件についてプロットしたものである。燃焼負荷率及び圧力が異なるためバラツキがあるが、金属ケース壁面温度は空気比の減少に伴い若干の増加傾向が見られるものの、ほぼ燃焼空気温度に近い値となっている。これに対して、セラミック温

度は、空気比の減少に伴い上昇する傾向を示している。特に空気比が4以下では、セラミック温度はいずれの燃焼条件においても1,000℃以上の高温になっており、高温壁面反応によって燃焼の安定化、燃焼効率の向上に寄与しているものと考えられる。

#### (2) セラミックスの周方向温度分布

燃焼器出口ガス温度分布の一例として定格条件におけるガス温度分布を図19に示した。この時の、セラミックリングの周方向温度分布を図22に示す。尾筒部のセラミックリング温度は右側が低く、特に燃焼器出口付近の温度分布は、出口ガス温度分布と酷似している。セラミックリングの周方向温度分布は、160～250℃程度であり、この程度の温度差により発生する熱応力はせいぜい60MPa程度と推定され、セラミックスを破損させる程の熱応力ではなく、特に問題となる程の温度分布ではないと考えられる。

#### (3) セラミックスの軸方向温度分布

図23は、セラミックス軸方向温度分布とガスタービン負荷の関係を示したものである。負荷が上昇するにつれて、内筒後流部及び尾筒部のセラミック温度は上昇しているが、スワラー近くのセラミック温度はあまり変化せず、その結果、100%負荷ではセラミックスの軸方向温度分布はほぼフラットになっている。

#### 4. 3 使用後セラミック部品の状況

定格負荷条件における燃焼試験において、セラミックスには異常が認められなかった。さらに、50%負荷条件からの負荷遮断、定格負荷条件からの負荷遮断及びトリップ試験を実施した。試験後、燃焼器を分解・開放し目視検査及び蛍光浸透探傷検査を実施したが、クラック等の異常は観察されなかった。

## 5. 結 言

石炭ガス化燃料とほぼ同一組成の模擬石炭ガス燃料を用いてセラミック燃焼器の実圧燃焼試験を実施し、良好な燃焼特性とセラミック部品に損傷が生じない事を確認した。長時間運転での耐久性の検証は今後の課題として残っているが、最も厳しい非常熱応力を発生する定格負荷条件からのトリップ試験においてセラミックスの健全性が確認されたのは初めての事であり、この成果は今後のセラミックガスタービン開発にとって大きな意義を持つものと考えられる。おわりに、燃焼試験の実施にあたって御協力をいただいた(財)電力中央研究所横須賀研究所エネルギー部の関係者各位に謝意を表する次第である。

## 参 考 文 献

- 1) 原、他3名、日本機械学会講演論文集NO.870-10(1987-11)、P.111～116
- 2) 原、他5名、日本機械学会講演論文集NO.890-60(1989-11)、P.7～12
- 3) D. A. Sullivan、ASME paper 76-GT-5、1976.



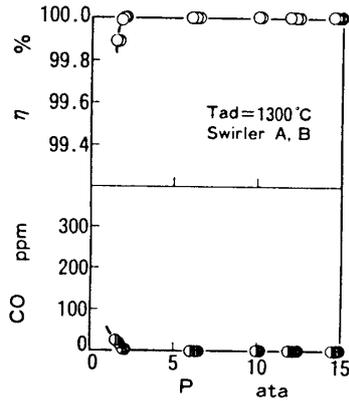


図6 燃焼効率に及ぼす圧力の影響 (約1300°C)

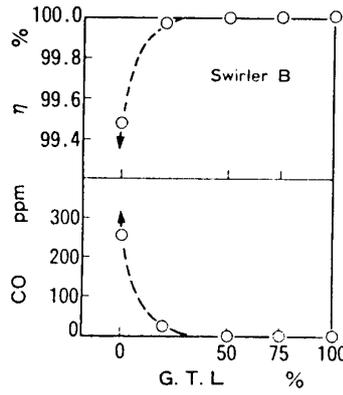


図7 燃焼効率とガスタービン負荷の関係

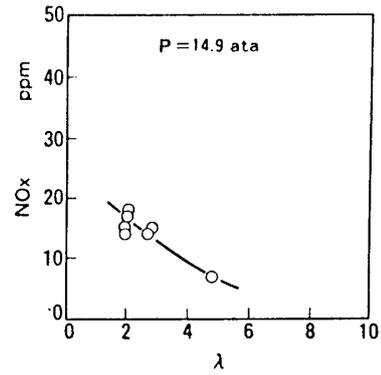


図8 空気比とサーマルNOx排出濃度の関係

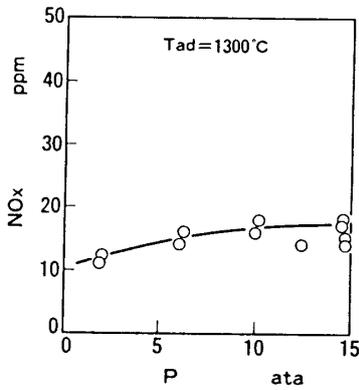


図9 圧力とサーマルNOx排出濃度の関係

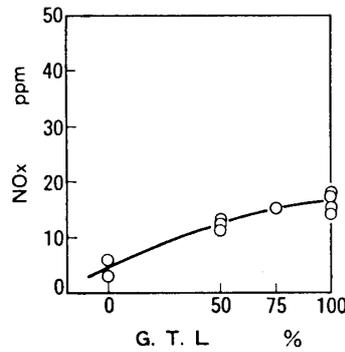


図10 ガスタービン負荷とサーマルNOx排出濃度の関係

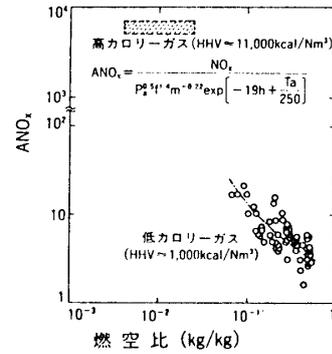


図11 ANOx特性

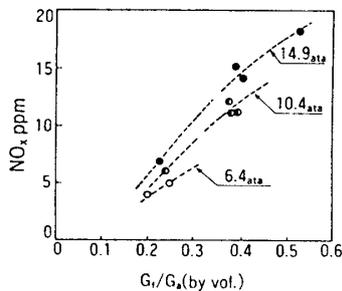


図12 燃空比とサーマルNOx排出濃度の関係

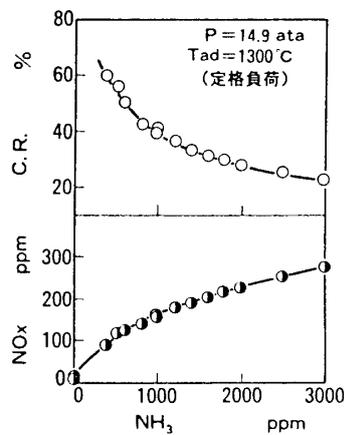


図13 NOx排出特性に及ぼす燃料中NH<sub>3</sub>濃度の影響

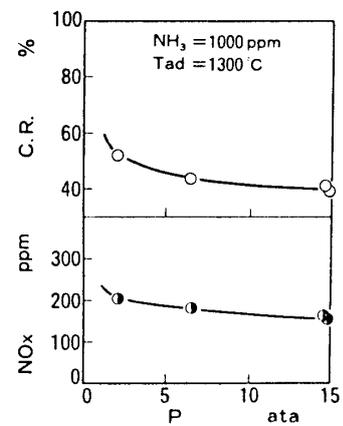


図14 NOx排出特性に及ぼす圧力の影響

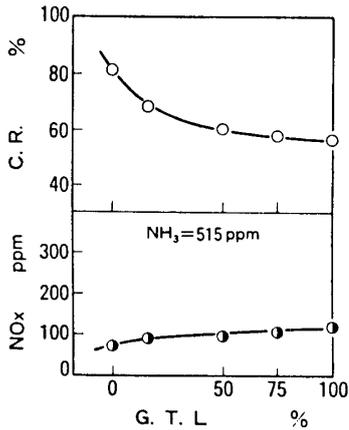


図15 NOx排出特性に及ぼすガスタービン負荷の影響

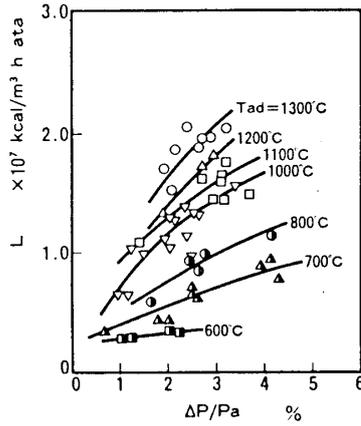


図16 燃焼負荷率とライナ差異の関係

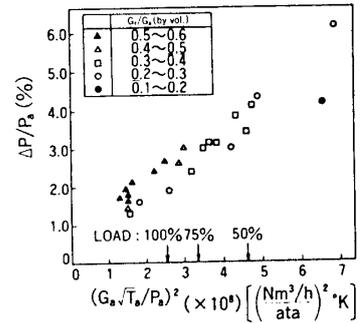


図17 圧力損失特性

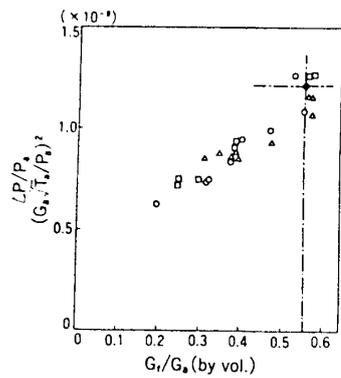


図18 圧損(パラメータ)と燃空比の関係

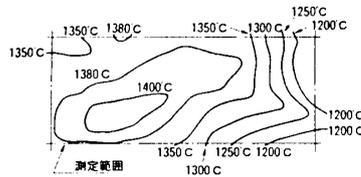


図19 燃焼器出口ガス温度分布の一例(定格条件: P=14.9, Tad=1300°C)

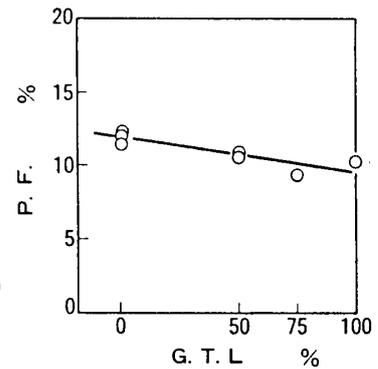


図20 ガスタービン負荷とパターンファクターの関係

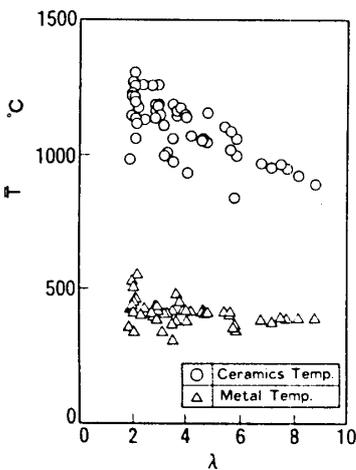


図21 空気比と燃焼器上側壁面平均温度の関係

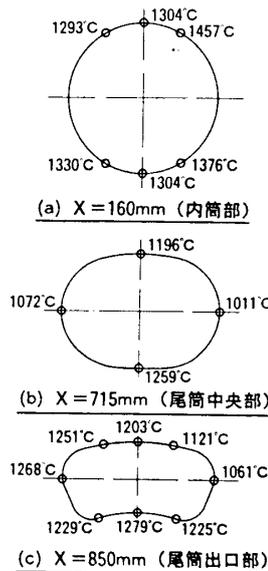


図22 セラミックリングの周方向温度分布(定格条件: P=14.9, Tad=1300°C)

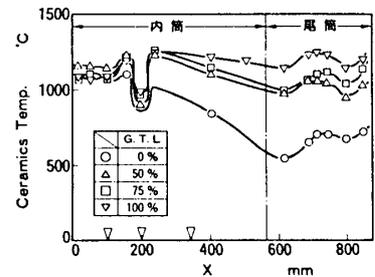


図23 ガスタービン負荷と燃焼器軸方向温度分布の関係(▽: 空気孔位置)



## 三井小型ガスタービンの低NO<sub>x</sub>燃焼器 (第二報)

\* 安部利男 (三井造船(株))

杉本悦夫 (三井造船(株))

高木圭二 (三井造船(株))

### 1. まえがき

コージェネレーション・ガスタービン発電の普及のためには、燃焼器出口温度の高い、低NO<sub>x</sub>燃焼器の開発が今後ますます必要となる。希薄拡散一段燃焼方式では、サーマルNO<sub>x</sub>の大幅な低減を達成しがたいことは、前報<sup>(1)</sup>で報告した。また、水や水蒸気噴射による方法は、ガスタービンやプラントの熱効率を低下させるし、水や水蒸気が常に使用できるとは限らない。したがって、水や水蒸気噴射なし(Dry)でNO<sub>x</sub>を大幅に低減する方法が望まれている。このため二段燃焼方式が以前から研究されている<sup>(2)</sup>。低NO<sub>x</sub>燃焼が可能な希薄拡散二段燃焼や希薄拡散/予混合二段燃焼(Lean-Lean型)では、通常空燃比制御が必要であると言われている。しかし、空気量の可変機構は、燃焼器内筒の高温で、しかも熱膨張や熱変形が生じやすい部分に摺動部を設けなければならないため、信頼性や耐久性の点から、さらにはコストや制御性の点からも問題がある。

それゆえ、可変機構を設けずに低NO<sub>x</sub>燃焼が可能であり、しかも安定な燃焼範囲の広い燃焼器が当然要求されてくる。現状の拡散一段燃焼方式のNO<sub>x</sub>値を1/2以下に減らす目標で、メタンガス燃料を用いて一連の低NO<sub>x</sub>燃焼モデル試験を行ない、その可能性並びに低NO<sub>x</sub>化の限界を見極める検討をしたので報告する。

### 2. 低NO<sub>x</sub>化の手順

図1に常圧高温燃焼実験に用いた供試燃焼器(A1~C1)の概略図を、また表1~表2にその空気量配分とスワローの寸法形状を示す。

ガスタービン燃焼器の低NO<sub>x</sub>手法の分類と特長は、前報に述べている。

- 1) まず第一に、拡散一段燃焼器においては、一次燃焼領域をさらに希薄化するために、スワロー空気量を増やしてNO<sub>x</sub>低減の効果を調べた(燃焼器A1, A2)。
- 2) 次に、二段燃焼方式に対しては、メイン燃料は希薄拡散燃焼させた方が、希薄予混合燃焼よりは安定性が良いと考え、まず希薄拡散二段燃焼方式を採用した(燃焼器B1)。

- 3) パイロット部の保炎性能を高めるとともに、部分負荷運転においてメイン部の燃焼効率を上げるために、空気量の配分とパイロット部内筒の形状を変更した（燃焼器B2, B3, B4）。
- 4) さらに、低NO<sub>x</sub>化を計るため、メイン燃料はより均一な希薄予混合気にした拡散／予混合二段燃焼方式について引き続き試験を行い、低NO<sub>x</sub>燃焼の条件と安定な燃焼範囲を調べた（燃焼器C1）。

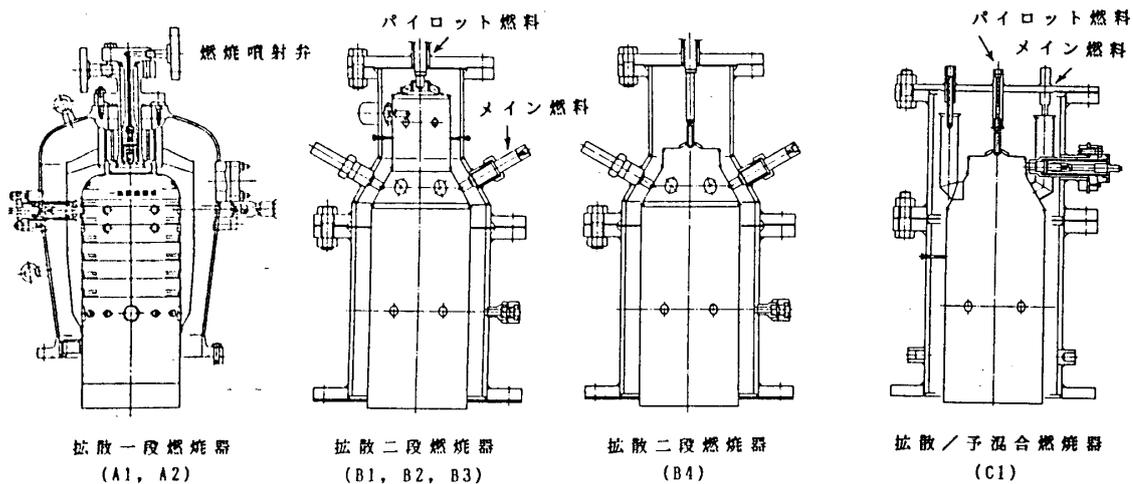


図 1 供試燃焼器概略図

### 3. 常圧モデル燃焼実験

モデル燃焼試験は、前報で報告した試験条件とほぼ同じである。（ ）内の値は実機の設計値を示す。

燃焼器入口空気温度	$T_1 = 320 \sim 360$	(347) °C
燃焼器入口空気圧力	$P_1 = 1.1 \sim 1.2$	(11.5) ata
代表流速	$U_r = 11.5 \sim 16.8$	(15.8) m/s
空燃比	$A/F = 45 \sim 100$	(63.6)

#### 3.1 希薄拡散一段燃焼

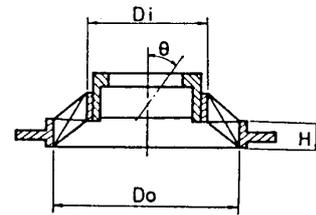
希薄拡散一段燃焼器A1のスワラ空気量を14.1%から21.4%に増して、一次燃焼領域をさらに希薄化することにより、燃焼器A2はNO<sub>x</sub>値を下げるができるが、図2に示す様に空燃比A/F = 63.6の条件でNO<sub>x</sub>値は約16 ppmであり、低減効果は約30%と小さい。そして、NO<sub>x</sub>値が実機条件換算で35 ppm (O<sub>2</sub> 16%)に相当する目標NO<sub>x</sub>値10 ppmの1.6倍と依然高い。それゆえ目標達成のためには、大幅なNO<sub>x</sub>低減効果が期待できる二段燃焼方式の採用が必要である。

表 1 燃焼器の空気量配分

燃焼器	拡散二段燃焼						拡散 / 予混合 二段燃焼
	拡散一段燃焼		拡散二段燃焼				
	A1	A2	B1	B2	B3	B4	
スワール形状	a	b	c	d	d	d	d
スワール空気	14.1	21.4	18.2	6.5	5.1	5.8	5.9
パイロット空気	27.3	25.9	13.3	15.1	11.9	-	4.9
メイン空気	-	-	32.0	36.5	28.7	32.8	48.6
希釈空気	24.1	19.1	7.5	8.5	35.1	39.9	20.7
冷却空気	34.5	33.8	29.0	33.4	19.2	21.7	21.9

表 2 スワール寸法形状

スワール		a	b	c	d
外径	Do (mm)	96	100	70	39
内径	Di (mm)	65	65	38	19.4
スワール	H (mm)	14.7	14.7	15	7.1
旋回羽根角度	$\theta$ (deg)	45	45	45	45
旋回羽根枚数	n (-)	18	18	10	12
旋回羽根厚み	t (mm)	2	2	2	1
スワール数	S (-)	0.849	0.837	0.783	0.777



### 3.2 希薄拡散二段燃焼

次に拡散二段燃焼器 B1 を用いて同様に燃焼実験をした (図 3)。燃焼器の上流側に流入する空気量割合を 41.4 % から 63.5 % に増大して、より希薄化しているため、NOx 値は空燃比 A/F = 63.6 で約 55 % 低くなっている。しかも空燃比 A/F = 55 付近で、パイロット燃料割合を 100 % から減らして 75 % にすることにより、燃焼効率を下げないで NOx 値をさらに 50 % 程度下げられることも判った (図 4)。しかし、空燃比が 70 以上になると、燃焼効率が急減しており、失火も発生した。部分負荷でも安定な燃焼をするために、パイロット部の保炎性能を上げる対策を次に行った。すなわち、パイロット部のスワールを小さくしてスワールの空気量を 18.2 % から 6.5 % に下げた (燃焼器 B1, B2)。これにより、パイロット燃料で専焼した場合には、空燃比 A/F = 55 ~ 125 の範囲において、燃焼効率は 99 % 以上で、安定した燃焼ができる様になった (図 5)。

しかし、NOx 値は燃焼器 B1 に較べて空燃比 A/F = 63.6 で約 3.3 倍にも増大した。また空燃比が 70 以上では、メタンガス燃料の場合にはメイン燃料の燃焼効率が依然として低かった。一方、空燃比 A/F = 55 付近でパイロット燃料噴射割合を 60 % 程度に減らせば、燃焼効率は 99.9 % 以上で NOx 値を 16 ppm (0.16 %) まで下げられて、拡散一段燃焼の 31 ppm の約 1/2 にできることが判った (図 6)。

そこで次に、空燃比が 70 ~ 100 の領域でメイン部の希薄化を弱めて、安定な二段燃

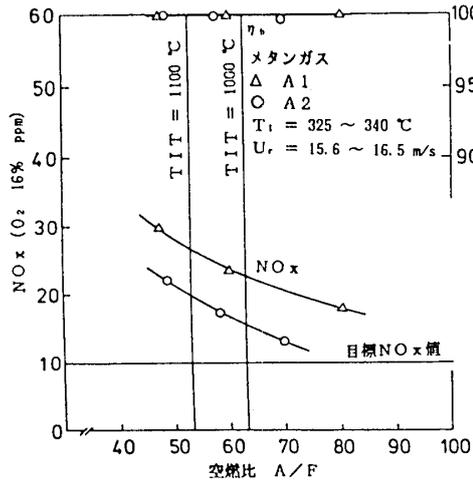


図 2 一段燃焼器の燃焼特性

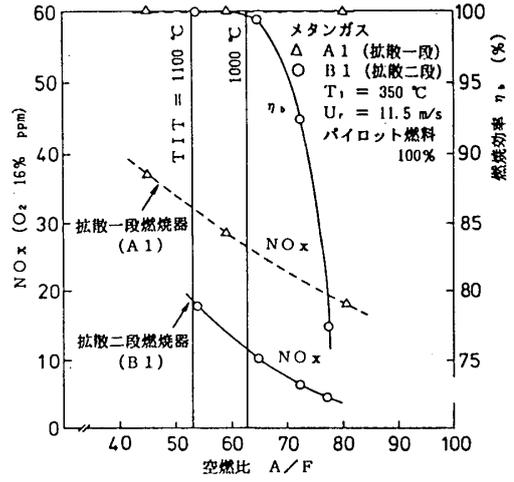


図 3 二段燃焼器の燃焼特性

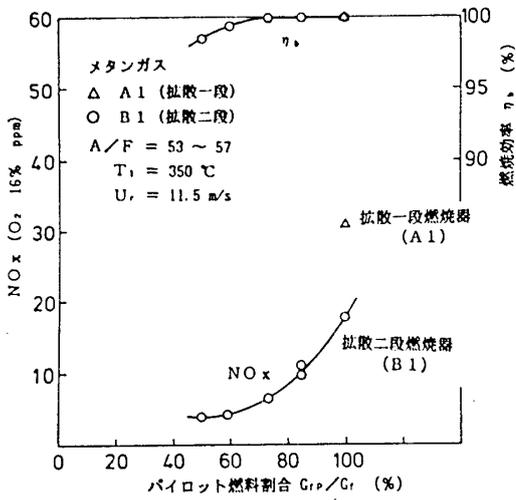


図 4 パイロット燃料割合の影響

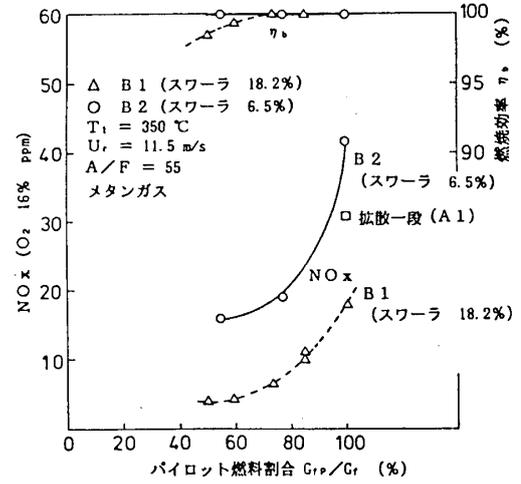


図 6 パイロット燃料割合の影響

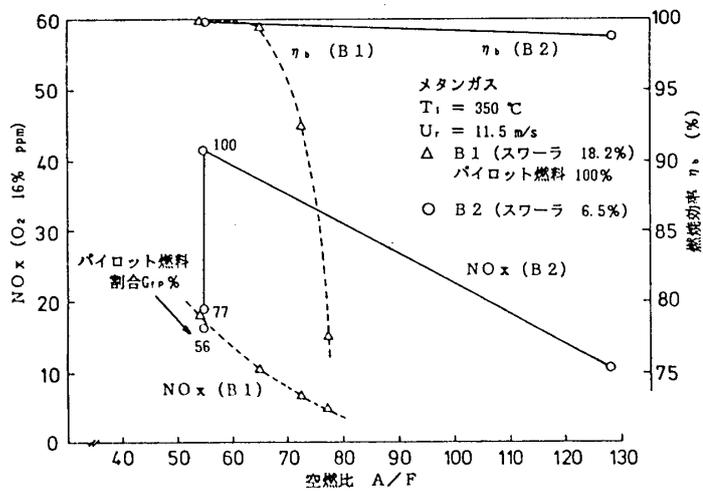


図 5 二段燃焼器の燃焼特性

焼をさせるため、希釈空気量を8.5%から35.1%を増やす改造を行なった（燃焼器B2, B3）。その結果を図7に示す。希釈空気量を増やしてもメイン燃料の燃焼効率の改善はできなかった。空燃比55付近でのNOx値は、パイロット燃料割合を20%まで減らしても約23 ppmであり、拡散一段燃焼に較べて25%程度の低減しか得られなかった。

以上の結果により、メタンガス燃料の場合にはメイン燃料を安定に希薄拡散燃焼させるために、メイン燃料の点火源になるパイロット火炎とメイン燃料を近づける必要があると判断された。それゆえ、次にパイロット内筒部を約1/3に短くする改造をした（燃焼器B4）。パイロット燃料量を8.0~8.9 kg/Hで一定に保ちながら、メイン燃料量を変えた場合の実験結果を図8-1に示す。空燃比が45~90の範囲で安定な燃焼ができるようになった。しかし、NOx値は拡散一段燃焼器(A1)に較べて、空燃比A/F = 63.6において約2倍高い値を示している。この条件でメイン燃料噴射弁の噴孔配備を図8-2に示すような円形配列から直線・扇形配列に変えることにより、低NOx燃焼ができることが判明した。これは扇形配列にすることにより、メイン燃料が速やかに、より均一に希薄化されるためと考えられる。

一連の実験から希薄拡散方式でのNOx低減に関する限界点が明らかになって来たため、空気流量可変機構を採用せず低NOx燃焼の目標を達成するためには、予混合燃焼を併用する事が必要であると判断された。

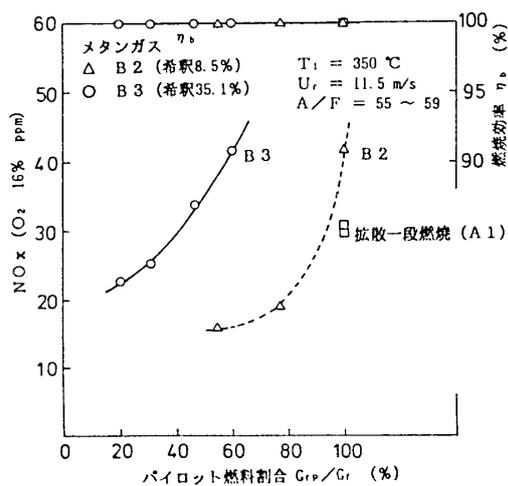


図7 パイロット燃料割合の影響

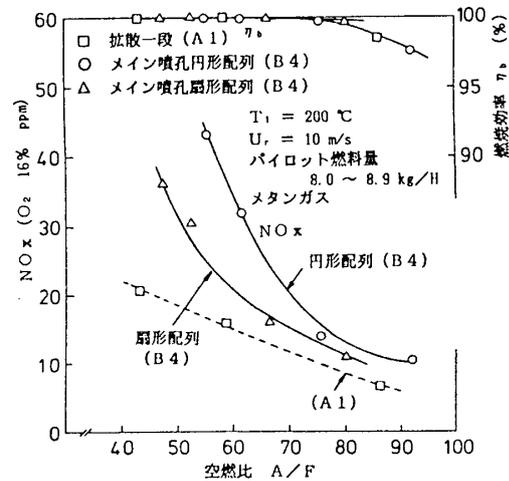


図8-1 二段燃焼器の燃焼特性

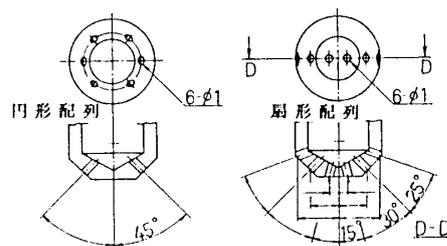


図8-2 メイン燃料噴射弁

### 3.3 拡散/予混合二段燃焼

パイロット燃料は拡散燃焼させ、メイン燃料は希薄予混合燃焼させた拡散/予混合二段燃焼器(C1)の燃焼性能を図9に示す。空燃比A/F = 50~100の範囲で燃焼効率率は99%以上である。しかも空燃比A/F = 55~57で希薄予混合燃焼を併用することにより、NO<sub>x</sub>値を約5ppm程度まで下げられることが判った。この条件におけるパイロット部とメイン部予混合気の当量比を表3に示す。

これより、メイン部予混合気の当量比が $\phi = 0.35 \sim 0.51$ の範囲であれば、安定かつ高い燃焼効率を保ちながら低NO<sub>x</sub>燃焼ができることも判明した。

図10に拡散一段燃焼器(A1)、拡散二段燃焼器(B2)、および拡散/予混合二段燃焼器(C1)の各燃焼方式に対するNO<sub>x</sub>値と燃焼効率の比較を示す。

拡散二段燃焼の採用により、従来の拡散一段燃焼器に較べて約60%にNO<sub>x</sub>値は下げられる。また、メイン燃料を均一な希薄予混合気にすれば、NO<sub>x</sub>値は約20%程度まで下げられる結果が得られた。

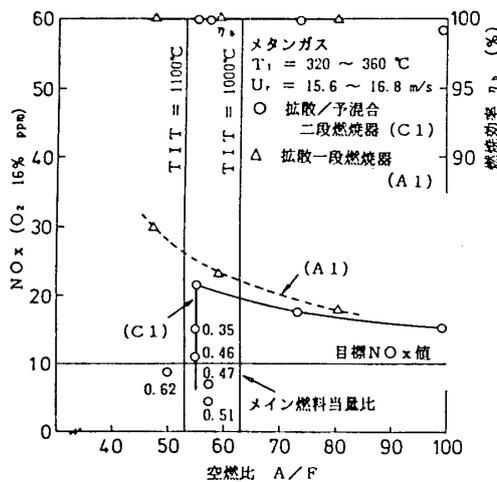


図9 予混合二段燃焼器の燃焼特性

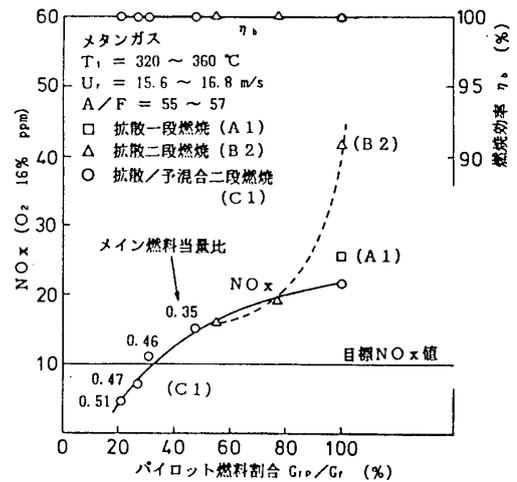


図10 パイロット燃料割合の影響

表3 予混合二段燃焼器の燃焼条件

(空燃比 A/F = 55 ~ 57)

パイロット燃料割合 G <sub>p</sub> /G <sub>r</sub> (%)	NO <sub>x</sub> (O <sub>2</sub> 16%) (ppm)	燃焼効率 η <sub>b</sub> (%)	パイロット部当量比	メイン部当量比 φ
21.1	4.4	99.9	0.394	0.509
31.4	11.0	99.9	0.612	0.462
48.1	15.2	99.9	0.933	0.348
100	21.7	99.9	1.93	0

#### 4. まとめ

水や水蒸気噴射なしで、 $\text{NO}_x$  値を従来の拡散一段燃焼方式の1/2以下に下げするために、燃焼方式や燃焼器の形状および燃焼用空気配分を変えて、メタンガス燃料で一連の常圧燃焼実験を実施して、以下に示す結果が得られた。

1. 拡散二段燃焼方式により、定格負荷付近における $\text{NO}_x$  値を従来の拡散一段燃焼方式に較べて約60%に下げられるが、限界があることが判った。
2. 拡散/予混合二段燃焼方式では、メイン燃料を均一な希薄予混合気により、定格負荷付近における $\text{NO}_x$  値は約20%まで下げられる結果が得られた。この燃焼方式で実機条件に換算した $\text{NO}_x$  値が35 ppmに相当する目標 $\text{NO}_x$  値10 ppm ( $\text{O}_2$  16%)は達成できる。
3. 二段燃焼方式に対して空気量の可変制御をしないで空燃比が $A/F = 50 \sim 100$  の範囲にわたって、低 $\text{NO}_x$  燃焼を維持しながら安定な燃焼が可能であるとの見通しを得られた。しかし、実用機としてまとめるためには、火炎の安定性をより高める必要があるので、本結果を基に、今後さらに研究を進める計画である。

#### 参考文献

- (1) 杉本、安部、高木；ガスタービン金沢地区講演会講演論文集、(平成元年10月)
- (2) K.W. Beede, et al.; ASME Paper NO. 83-GT-14 (1983)

## B-7 セラミックスの信頼性評価と設計基準

* 鈴木章彦	(石川島播磨重工業株式会社)
浜中順一	(同上)
酒井啓一	(同上)
倉田公雄	(同上)

### 1. まえがき

セラミックスは高強度、耐食性、耐磨耗性などの優れた材料特性を持ち、機械・構造材料として各分野で適用が進められている。しかし、セラミックスは典型的な脆性材料であり、強度のばらつきが大きいので、これを強度部材として用いるとき、その信頼性の確保が重要な問題となる。ここでは、セラミックス材料の強度が、セラミックス中に存在する欠陥の強度に支配されるとして、欠陥の存在する確率と強度の分布の関係について論じ、このような材料を強度部材として用いるときの信頼性確保の方法、すなわちセラミックス部材の強度設計基準の考え方について述べる。

### 2. セラミックスの信頼性評価手法

#### 2.1 単軸応力場

粉体を焼結して作成するセラミックス中には様々の大きさの多数の欠陥が存在する。これら欠陥をクラックに置き換えて考える。大きさ $a$ のクラックに応力 $\sigma$ が作用したときの応力拡大係数 $K$ は、 $C$ をクラックの形状係数として、

$$K=C\sigma\sqrt{a} \quad (1)$$

と与えられる。セラミックスの破壊が線形破壊力学に従い、 $K$ の限界値を $K_c$ として

$$K=K_c \quad (2)$$

にて生ずると考える。また、最弱環理論に従って任意の一つのクラックにおいて式(2)が満足されたときにセラミックス部材全体が破壊すると考えれば、応力 $\sigma$ のもとでのセラミックス部材の破壊の確率は、部材中に式(2)を満足する大きさ以上のクラックの存在確率に等しい。体積 $V$ のセラミックス部材中に大きさ $a$ 以上のクラックの存在する確率が、 $m, a_0$  および  $V_0$  を材料定数として

$$P=1-\exp\left\{-\left(\frac{a_0}{a}\right)^2\frac{V}{V_0}\right\} \quad (3)$$

と書けるものとするれば、応力 $\sigma$ のもとでの破壊確率または強度 $\sigma$ の分布関数は

$$P=1-\exp\left\{-\left(\frac{\sigma}{\sigma_0}\right)^m\frac{V}{V_0}\right\} \quad (4)$$



と与えられる。ここで

$$\sigma_0 = \frac{K_c}{C\sqrt{a_0}} \quad (5)$$

である。式(4)は2母数ワイブル分布と呼ばれる分布関数で、セラミックスの強度分布を表す式として最も広く用いられ、定数 $m$ はワイブル係数と呼ばれ、強度のばらつきの程度を表す指標として用いられる。式(4)あるいは式(3)中の材料定数は破壊実験結果を式(4)にあてはめることにより定められる。以上の議論は応力の存在下でのクラックの進展を無視した議論であり、比較的負荷速度の大きい破壊(即時破壊)に対し適用できる理論であるが、一般的には、金属材料の応力腐食割れに似た機構により、ゆっくりとクラックが進展し(スロークラックグロウス:SCG)、それにより時間依存の破壊が生ずる。クラック進展速度が

$$\frac{da}{dt} = BK^n \quad (6)$$

t: 時間  
B: 材料定数  
n: 材料定数、クラック進展べき数

で表されるとする。いま応力 $\sigma$ が時間によって変化する場合を考えると、初期寸法 $a_i$ のクラックの時間 $t$ での寸法 $a$ は式(6)を積分することにより

$$a = \left[ a_i^{-\frac{n-2}{2}} - \frac{n-2}{2} BC^n \int_0^t \sigma^n dt \right]^{-\frac{2}{n-2}} \quad (7)$$

と与えられる。時刻 $t^*$ ( $0 \leq t^* \leq t$ )において破壊の条件((2)式)を満足する場合の初期クラック寸法は

$$a_i = \left[ \left( \frac{C\sigma_{t=t^*}}{K_c} \right)^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^n \int_0^{t^*} \sigma^n dt \right]^{-\frac{2}{n-2}} \quad (8)$$

と与えられる。式(8)で与えられる $a_i$ の最小値は

$$F = \left( \frac{C\sigma_{t=t}}{K_c} \right)^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^n \int_0^t \sigma^n dt \quad (9)$$

が最大となる時刻の値として与えられ、式(9)を最大とする $t$ の値を改めて $t^*$ と書くことにすれば、時間 $t$ 以内に破壊するクラックの初期寸法は式(8)で表される値以上であることになる。部材内に体積要素 $dv$ を考えると、体積 $dv$ 内に大きさ $a$ 以上のクラックの存在確率 $P_1$ は、式(3)より

$$P_1 = 1 - \exp \left\{ - \left( \frac{a_0}{a} \right)^2 \frac{dv}{V_0} \right\} \quad (10)$$

で与えられる。要素 $dv$ の破壊確率は、式(8)で表される寸法以上のクラックの存在確

率に等しいから

$$P_1 = 1 - \exp \left\{ -\frac{1}{\sigma_0^m} \left[ \left( \sigma_{t=t^*} \right)^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^2 K_C^{n-2} \int_0^{t^*} \sigma^n dt \right]^{\frac{m}{n-2}} \frac{dv}{V_0} \right\} \quad (11)$$

となる。部材全体の破壊確率Pは最弱環理論を用いれば

$$P = 1 - \prod_{(v)} (1 - P_1) \quad (12)$$

すなわち、

$$P = 1 - \exp \left\{ -\frac{1}{\sigma_0^m} \int_v \left[ \left( \sigma_{t=t^*} \right)^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^2 K_C^{n-2} \int_0^{t^*} \sigma^n dt \right]^{\frac{m}{n-2}} \frac{dv}{V_0} \right\} \quad (13)$$

と与えられる。ここで、応力分布がある場合は $t^*$ が場所の関数であることに注意する必要がある。例えば非定常熱応力による破壊確率を求めるような場合、SCGを無視するとすれば、式(13)より

$$P = 1 - \exp \left\{ - \int_v \left( \frac{\sigma_{t=t^*}}{\sigma_0} \right)^m \frac{dv}{V_0} \right\} \quad (14)$$

が得られるが、 $t^*$ の値は物体内の場所ごとに異なるので、ある時点での応力分布をもって式(14)の値を求めることはできない。物体内の各点において評価すべき時刻までのうち $\sigma$ の最大値を求めておいて、それらの値で構成される応力分布に対して式(14)を評価する必要がある。これを模式的に図1に示した。また、式(13)は保証試験後の強度評価の最も一般的な式として用いることができる。ある時刻 $t_p$  ( $0 \leq t_p \leq t_a$ )までに生き残った部材について、その後の負荷( $t=t_a$ まで持続)に対する破壊確率を $P_p$ とおくとき、式(13)のPを $P_{t=t}$ と書くことにして、

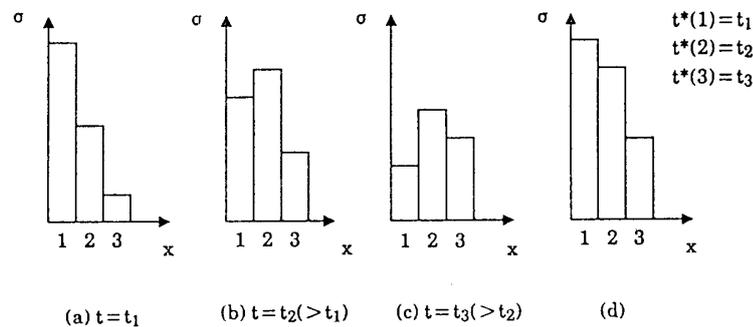


図1 応力分布が時間的に変動する場合の破壊確率計算のための応力分布再構成(模式図)、(a)  $t=t_1$  での応力分布、(b)  $t=t_2$  での応力分布、(c)  $t=t_3$  での応力分布、(d)  $t=t_3$  での破壊確率計算のための応力分布および $t^*$ の値

$$P_p = \frac{P_{t=t_a} - P_{t=t_p}}{1 - P_{t=t_p}} \quad (15)$$

と書くことができる。すなわち

$$F_a = \left( \sigma_{t=t_a} \right)^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^2 K_C^{n-2} \int_0^{t_a} \sigma^n dt \quad (16)$$

$$F_p = \left( \sigma_{t=t_p} \right)^{n-2} + \frac{n-2}{2} BC^2 K_C^{n-2} \int_0^{t_p} \sigma^n dt \quad (17)$$

として

$$P_p = 1 - \exp \left\{ - \frac{1}{\sigma_0^m} \left( F_a^{\frac{m}{n-2}} - F_p^{\frac{m}{n-2}} \right) \frac{dv}{V_0} \right\} \quad (18)$$

となる。ここで  $t_a^*$  および  $t_p^*$  はそれぞれ  $0 \leq t \leq t_a$  および  $0 \leq t \leq t_p$  なる範囲で式(9)の  $F$  を最大にする  $t$  の値である。応力が時間的に変動する場合は、 $\sigma \leq 0$  になることがあり得るが、そのような場合にも対処できるようにするためには、式(9)および式(13)において  $\sigma$  を  $\sigma Y(\sigma, 0)$  に置きかえる必要がある。ここで、 $Y(\sigma, 0)$  はヘビサイドのステップ関数である。

## 2.2 多軸応力場

2.1節では単軸応力場での議論に限ったので、クラックは常に応力軸に垂直なものだけが存在すると考えたが、実際のセラミックス中のクラックはあらゆる方向を向いたものが存在し、かつ応力状態も多軸状態にあるものと考えなければならない。いま、セラミックス中の欠陥の分布を、任意の方向に等確率で向いたベニーシェイプクラックの分布で置き換え、その大きさが、単軸応力場において2母数ワイブル分布に従う強度分布を与えるように分布しているモデルを考える<sup>1)</sup>。多軸応力下にあるクラックの破壊が等価垂直応力  $Z$  を用いて

$$K = CZ\sqrt{a} = K_c \quad (19)$$

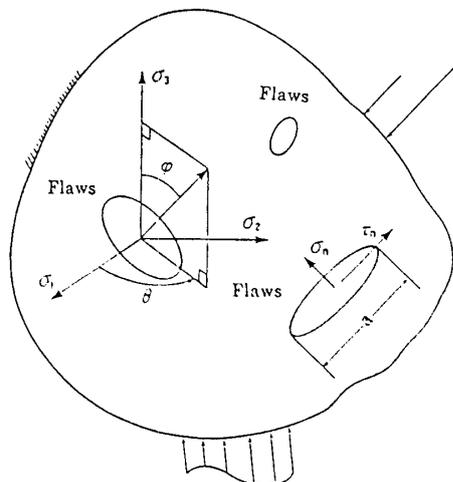


図2 セラミックス部材中の欠陥

と表されるものとすれば、式(13)に対応する多軸応力下における強度評価式は

$$P=1-\exp\left\{-\frac{1}{2n}\cdot\frac{1}{\Omega}\left(\frac{K_c}{C\sigma_0}\right)^m\int_v\int_0^{\frac{n}{2}}\left[\left(\frac{CZ}{K_c}\right)^{n-2}+\frac{n-2}{2}BC^2\int_0^{t^*}Z^n dt\right]^{\frac{m}{n-2}}\sin\phi d\phi d\theta\frac{dv}{V_0}\right\} \quad (20)$$

で与えられる。ここで  $t^*$  は

$$F=\left[\left(\frac{CZ}{K_c}\right)^{n-2}+\frac{n-2}{2}BC^2\int_0^t Z^n dt\right]^{-\frac{2}{n-2}} \quad (21)$$

を最大にする  $t$  の値である。また、多軸応力下におけるクラックの破壊が G-クライテリオンに従うとすれば、等価垂直応力  $Z$  は

$$Z=\sqrt{\sigma_n^2+\left(\frac{2}{2-\nu}\tau\right)^2} Y(\sigma_n, 0) \quad (22)$$

$\sigma_n$  : クラック面に働く垂直応力  
 $\tau$  : クラック面に働くせん断応力  
 $\nu$  : ポアソン比

と表され<sup>2)</sup>、このとき規準化定数  $\Omega$  は、単軸応力場での実験データと整合をとる必要から、

$$\Omega=\int_0^{\frac{n}{2}}\left[\cos^4\phi+\left(\frac{2}{2-\nu}\right)^2(\cos^2\phi-\cos^4\phi)\right]^{\frac{m}{2}}\sin\phi d\phi \quad (23)$$

となる<sup>1)</sup>。多軸応力下におけるクラック破壊のクライテリオンはまだ確立されたものではなく、色々なクライテリオンが提案されているが、一つの方法としては、式(20)で表されるセラミックス部材の破壊挙動が実験値ともっとも良く一致するような破壊クライテリオンを選択するという方法も考えられる。そのような考えに基づいて導入された修正 G-クライテリオンによる等価垂直応力  $Z$  は

$$Z=\sqrt{\sigma_n^2+(k\tau)^2} Y(\sigma_n, 0) \quad (24)$$

と与えられ、<sup>孔棒の</sup>軸力ねじり破壊試験の結果より

$$\left. \begin{array}{l} k=0.65 \text{ (窒化ケイ素)} \\ k=1.5 \text{ (炭化ケイ素)} \end{array} \right\} \quad (25)$$

と与えられた<sup>3)</sup>。

### 3. 設計基準

#### 3.1 強度設計の考え方

脆性材料であり、強度のばらつきの大きいセラミックスを強度部材として使用する場合には、

- (1) 材料強度のばらつきを考慮した確率統計的手法により、部品全体の破壊確率をある許容値以内に抑えるように設計する。

(2) 非破壊検査により許容欠陥寸法以上の欠陥を含む部品を棄却し、残った部品の最小強度を基準に設計する。  
 などの方法が考えられる<sup>4)</sup>。ここでは(1)の考えに基づいた設計基準について説明する。

### 3.2 即時破壊に対する設計基準

式(20)より、瞬間的な負荷に対する部材の破壊確率は

$$P = 1 - \exp \left\{ -\frac{1}{2n\Omega} \int_v \left[ \int_0^{\frac{n}{2}} \left( \frac{Z}{\sigma_0} \right)^m \sin\phi \, d\phi \, d\theta \right] \frac{dv}{V_0} \right\} \quad (26)$$

と書ける。体積 $V_{ref}$ に対する平均引張り強度 $\bar{\sigma}_{ref}$ を用いて上式を変形すると

$$P = 1 - \exp \left\{ -\left( \frac{1}{m!} \right)^m \left( \frac{\sigma_{max}}{\bar{\sigma}_{ref}} \right)^m \left( \frac{V}{V_{ref}} \right) \int_v \left[ \frac{1}{2n\Omega} \int_0^{\frac{n}{2}} \left( \frac{Z}{\sigma_{max}} \right)^m \sin\phi \, d\phi \, d\theta \right] \frac{dv}{V} \right\} \quad (27)$$

となる。ここで $\sigma_{max}$ は部材中に生ずる最大応力である。さらに変形して

$$\sigma_{max} = \frac{\bar{\sigma}_{ref}}{\left[ \frac{-\ln(1-P)}{\left( \frac{1}{m!} \right)^m} \right]^{-1/m}} \cdot \frac{1}{\left\{ \left( \frac{V}{V_{ref}} \right) \int_v \left[ \frac{1}{2n\Omega} \int_0^{\frac{n}{2}} \left( \frac{Z}{\sigma_{max}} \right)^m \sin\phi \, d\phi \, d\theta \right] \frac{dv}{V} \right\}^{1/m}} \quad (28)$$

を得る。式(28)の $P$ を許容破壊確率と読み替えれば、式(28)の右辺第1項は、ある基準体積のセラミック部材が一様引張り応力を受ける場合の許容応力を与える。したがってこれを設計のための最小強度 $S_u$ と安全係数 $K_1$ を用いて表せば

$$\sigma_{max} = \frac{S_u}{K_1} \frac{1}{\beta \gamma} \quad (29)$$

となる。式(28)の右辺第2項の分母は有効体積<sup>5)</sup>に関する項で、これを応力勾配に関する項 $\beta$ と高応力部の広がりに関する項 $\gamma$ に分けておくのが便利であり、それぞれ次のように定義される。

$$\beta = \left\{ \int_v \frac{1}{2n\Omega} \left[ \int_0^{\frac{n}{2}} \left( \frac{Z}{\sigma_{max}} \right)^m \sin\phi \, d\phi \, d\theta \right] \frac{dv}{V} \right\}^{1/m} \quad (30)$$

$$\gamma = \left( \frac{V}{V_{ref}} \right)^{1/m} \quad (31)$$

ここで、式(30)の体積積分は、 $m$ の値が大きい( $m=8\sim 20$ )ので、実質的に最大応力位置近傍の限られた体積での積分と同等になる。この積分範囲の体積 $V$ が式(31)の $V$ である。式(30),(31)の値を典型的な部材形状に対して求めておけば、式(29)を即時破壊に対する応力制限式として用いることができる。 $\beta, \gamma$ の値の例を表1に示した。また、設計のための最小強度として、文献[6]では、非破壊確率99%の応力の値を用いて

いる。さらに、用いた分布関数の実際との差異等による不安全隐患を吸収するための基本安全係数 $K_0$ を導入して即時破壊に対する応力制限式として

$$\sigma_{max} < \frac{1}{K_0} \frac{S_u}{K_1 \beta \gamma} \quad (32)$$

が与えられている<sup>6)</sup>。

### 3.2 時間依存破壊

一定の大きさの荷重が持続して負荷される場合の破壊を静疲労破壊と呼ぶが、長時間寿命 $t_f$ に対して、式(20)の中カッコ中の第1項を省略し、さらに体積 $V_{ref}$ に対する寿命 $t_f$ での平均強度 $\bar{\sigma}_{ref}^t$ を導入して、

$$\sigma_{max} = \frac{\bar{\sigma}_{ref}^t}{\left[ -\frac{\ln(1-P)}{mn} \right]^{\frac{n-2}{mn}} \left[ \left( \frac{V}{V_{ref}} \right) \int_v \left[ \frac{1}{2n\Omega} \int_0^{\frac{n}{\sigma_{max}}} \left( \frac{Z}{\sigma_{max}} \right)^{\frac{mn}{n-2}} \sin\phi d\phi d\theta \right] \frac{dv}{V} \right]^{\frac{n-2}{mn}}} \quad (33)$$

が得られる<sup>7)</sup>。クラック進展ベキ数 $n$ が大きい( $n=20\sim 100$ )ことを考え

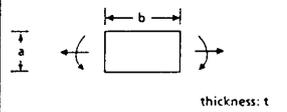
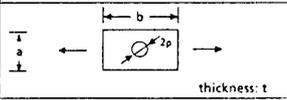
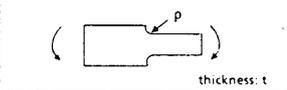
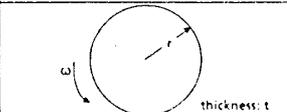
$$\frac{mn}{n-2} \approx m \quad (34)$$

とし、さらに基本安全係数 $K_0$ を導入すると式(33)より

$$\sigma_{max} < \frac{1}{K_0} \frac{S_t}{K_1 \beta \gamma} \quad (35)$$

となる。式(32)と式(35)を比較すると、時間依存破壊に対する応力制限式は、即時破壊に対する応力制限式における設計最小強度 $S_u$ を設計最小時間強度 $S_t$ に置き換えたものになっている。設計最小時間強度 $S_t$ は図3に示すように設計疲労曲線に対し設計

表1 設計係数 $\beta, \gamma$ の値

The shape of the local component and the loading pattern	$\beta$	$\gamma$	Remarks
 thickness: t	A	$\left( \frac{1}{m+1} \right)^{\frac{1}{m}}$	When the neutral axis is within the cross section, select A, otherwise select A or B which gives smaller value of $\beta\gamma$ . x: The distance between the maximum stress point and the neutral axis.
	B	1	
 thickness: t	$-0.000171m^2$ $+0.0121m + 0.671$	$\left( \frac{p^2 t}{120} \right)^{\frac{1}{m}}$	
 thickness: t	$0.00714m + 0.643$	$\left( \frac{p^2 t}{120} \right)^{\frac{1}{m}}$	
 thickness: t	$\frac{1}{\sqrt{2}} \left\{ \frac{1}{(m+1)} + \frac{1 - (1-c)^m}{c(m+1)} \right\}^{\frac{1}{m}}$	$\left( \frac{\pi r^2 t}{120} \right)^{\frac{1}{m}}$	$c = \frac{1+3\nu}{3+\nu}$ $\nu$ : Poisson's ratio $\omega$ : Angular velocity
 thickness: t	$\left( \frac{r_1}{r_2} \right)^{\frac{4.5}{m}} + 0.42$ $\cdot \left\{ 1 - \left( \frac{r_1}{r_2} \right)^{\frac{3}{m}} \right\}$	$\left[ \frac{\pi(r_2^2 - r_1^2)t}{120} \right]^{\frac{1}{m}}$	$r_1$ : Inner radius $r_2$ : Outer radius $\omega$ : Angular velocity

疲労寿命を与えることによって求められる。設計疲労曲線に関しては、繰り返し疲労における繰り返し効果の存在を考慮し、静疲労用、片振り疲労用および両振り疲労用の3種の設計疲労曲線を与えることが提案されている<sup>7)</sup>。

### 3.3 保証試験を考慮した設計基準

セラミックスのように強度にばらつきのある材料を用いる設計では、部材を実機に供用する前にある一定の負荷を加えて弱い部材を棄却する、いわゆる保証試験が、部材の信頼性を確保する上で大きな効果を持つ。いま、即時破壊タイプの

保証試験を行って生き残った部材に対して考察してみると、その部材の高応力部の材料強度の下限値を $S_{up}$ とすれば、式(32)より、安全係数を除外して、

$$\sigma_{max} < \frac{S_{up}}{\beta_p \gamma_p} \quad (36)$$

$\sigma_{max}$  : 保証試験荷重による最大応力  
 $\beta_p, \gamma_p$  : 保証試験荷重に対する $\beta, \gamma$ の値

が成り立っている。したがって、保証試験を通過した部材の高応力部における材料保証値 $S_{up}$ は、式(36)の不等号を等号に変えて

$$S_{up} = \sigma_{max} \beta_p \gamma_p \quad (37)$$

で与えられる。この場合、実機荷重に対する応力制限式は、安全係数 $K_1$ を式(32)と同じものを用いるとすれば、

$$\sigma_{max} < \frac{1}{K_p} \frac{S_{up}}{K_1 \beta \gamma} \quad (38)$$

となる。式(38)においては、実際に負荷をかけて式(37)より $S_{up}$ を求めたことにより基本安全係数 $K_0$ を削除し、そのかわり、保証試験除荷時のSCGにより保証強度の低下分を補償する係数 $K_p$ が導入されている。時間依存破壊に対しては、式(38)の $S_{up}$ を保証試験を考慮した設計最小時間強度 $S_{tp}$ にかえて、

$$\sigma_{max} < \frac{1}{K_p} \frac{S_{tp}}{K_1 \beta \gamma} \quad (39)$$

を適用する。ここで、 $S_{tp}$ は図3に模式的に示すように保証試験を行ったことを考慮した設計疲労曲線より求められる。図3に示した設計疲労曲線には、疲労限近傍で保

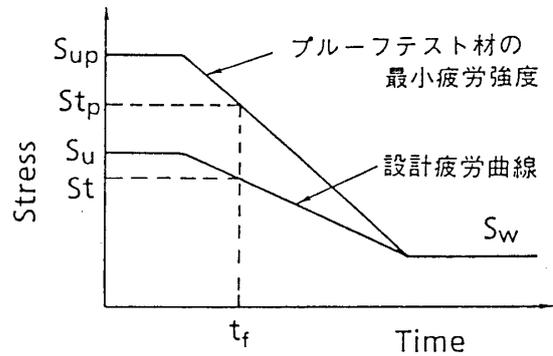


図3 設計疲労曲線

証効果が小さくなるという実験データ<sup>8)</sup>が反映されている。

#### 4. あとがき

強度にばらつきのあるセラミックスを強度部材として用いる場合の強度評価の方法とその考え方に立脚した設計基準について述べた。しかし、実際のセラミックス材料の挙動がここで述べた考え方だけですべて説明できるわけではなく、セラミックス強度部材の実用化のためには、実験的および理論的研究の一層の高度化を図る必要がある。なお本研究は通商産業省工業技術院の次世代産業基盤技術開発制度に基づき、ファインセラミックス技術研究組合が新エネルギー・産業技術総合開発機構から委託を受けた「石炭ガス化用セラミックスタービンの要素技術開発」の一環として行われたものである。

#### 参考文献

- (1) 浜中, 橋本, 伊藤, 渡辺, 第31回材料強度と破壊国内シンポジウム論文集(1986).
- (2) 松尾, 機論, A, 46-406 (1980), 605-612.
- (3) 松井, 榊田, 山田, セラミックス, 25-2 (1990), 138-142.
- (4) 浜中, 鈴木, セラミックス, 25-3 (1990), 209-213.
- (5) 例えば, 西田, 安田編, セラミックスの力学的特性評価(1986), 49, 日刊工業新聞社.
- (6) 鈴木, 浜中, 酒井, 中村, 林, 機論, A, 53-492 (1987), 2134-2138.
- (7) 鈴木, 配管技術, 31-1 (1989), 78-89.
- (8) 浜中, 江積, 鈴木, 杉山, 機論, A, 56-523 (1990), 462-468.



## B-8 発電用高温ガスタービン・セラミック静翼の翼列試験

辻 一郎 青木素直 \*宮崎正五 (三菱重工)  
原之義 古瀬裕 北島秀昭 (東京電力)

### 1. まえがき

将来の火力プラントは熱効率の良さからガスタービン、蒸気タービンの複合発電が主流になると予想される。複合発電の経済性をより一層高めるには、ガスタービンの高温化と冷却空気の低減が必要である。ガスタービンの高温化は金属材料強度の改良と空冷技術の進歩等によって行なわれて来たが、耐熱金属材料の改良は近年限界に来ており、また、高温化に伴って翼の冷却空気が増大するため、熱効率の大幅な向上は望めない。

そこで、ガスタービンの高温部分に対するセラミック材の適用が有望視され、具体的な試みとして、1300℃、20MW級の高温ガスタービンを対象とした燃焼器、静翼、動翼の開発研究が実施されている<sup>(1),(2)</sup>。

ここでは、タービン1、2段静翼の高温高圧翼列試験を主体にその開発状況について紹介する。

### 2. セラミック静翼の構造

セラミックスは金属材料に比較して、硬く難加工材であり、延性および熱膨脹係数が小さく、弾性係数の大きな材料である。そこで製造性および過大な熱応力の回避を考慮して、静翼は翼部、内側および外側シュラウドに3分割し、これらを金属製のシュラウドおよび芯金で締付けるハイブリッド構造とした。また内外シュラウド部の金属とセラミックスの間には締付荷重の均一化と遮熱を図るために緩衝材を挿入し、芯金にはセラミックスと金属との熱延び差を緩和するため冷却穴を設け内部冷却を行なっている。

1段および2段セラミック静翼の組立構造図を図1および図2に示す。

### 3. セラミックの材質

1300℃のタービン入口温度に対して、温度分布を考慮すると静翼の最高ガス温度は1段

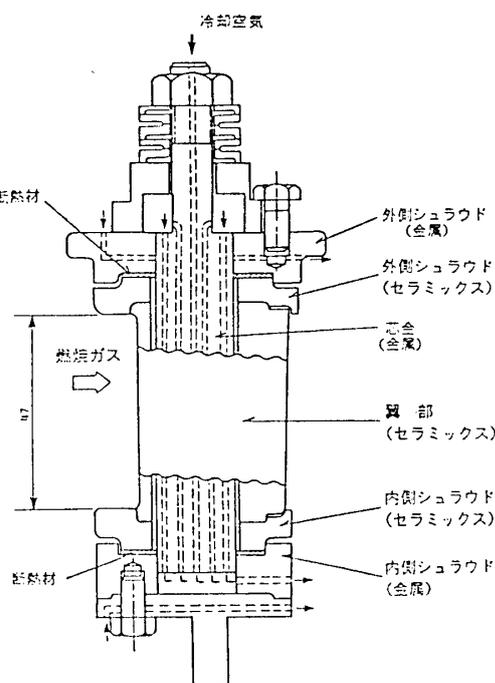


図1 1段静翼構造図

で1388℃，2段で1083℃となり，これからセラミック材料としては1段にはSiC，2段にはSi<sub>3</sub>N<sub>4</sub>を選定した。

なお，これらのセラミックの高温強度や靱性は現在改良開発が行なわれつつあり，特にSi<sub>3</sub>N<sub>4</sub>系セラミックの改良が進んでいる。そこで1段にはSi<sub>3</sub>N<sub>4</sub>の適用についても検討している。

#### 4. セラミック静翼の翼列試験

セラミック静翼の健全性を評価するための重要な試験として翼列試験がある。そこで1段および2段静翼の高温高圧翼列試験を実施した。

##### 4.1 翼列試験装置と試験条件

翼列試験装置の系統図を図3に，装置外観および組立断面図を図4および図5に示す。翼列試験装置は試験装置本体，ならびに燃焼用空気および冷却空気系，燃料系，排気系，冷却水系から成り立っている。また，翼列試験装置本体は燃焼器，尾筒，入口ダクト（ガス温度計測部），セラミック静翼翼列と，それらを取るケーシングより構成されている。ケーシング後部にはセラミック表面温度計測のための赤外線放射温度計用窓，および試験中のセラミック翼を視察するための覗き窓がある。

本装置の主な仕様を表1に示す。

表1 主要仕様

最大圧力 $P_{max}$	6ata
最高温度 $T_{max}$	約1500℃
流量 $G_{max}$	15.0kg/s
燃料	灯油

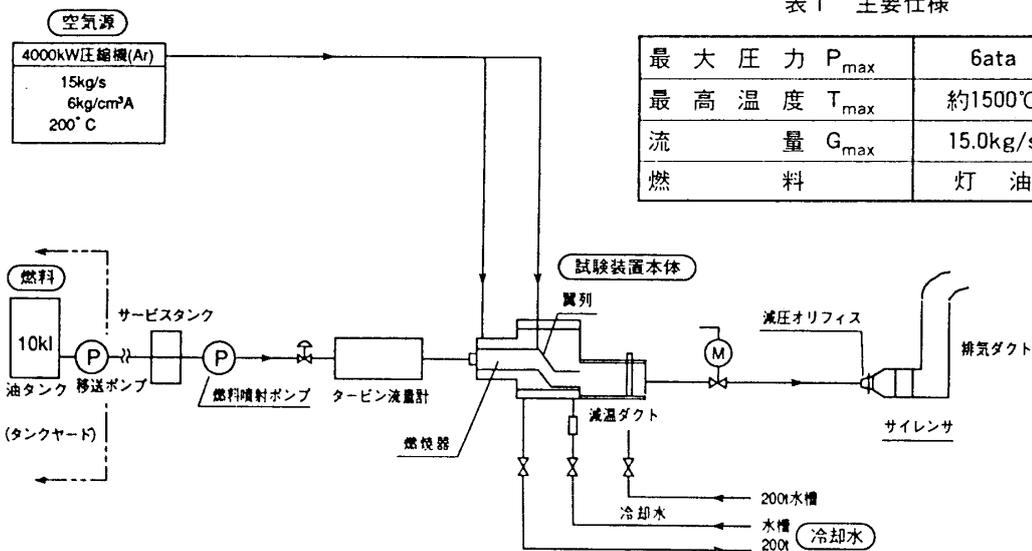


図3 翼列試験装置系統図

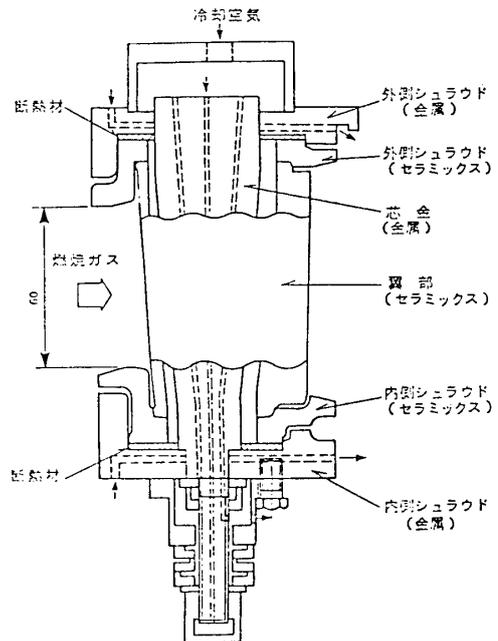


図2 2段静翼構造図

翼列試験では燃焼ガス温度，ガス流速は実機条件に合わせて，圧力は6ataに設定し1段静翼にとっては中圧，2段静翼にとっては実圧で，定格試験（通常停止）とトリップ試験（定格条件より燃料のみ急遮断）を行ない，それぞれの試験後翼列を取り出し，液体浸透探傷検査（PT検査）を実施し，セラミックスの健全性を確認した。図6に試験パターンを示す。特にトリップ試験では燃料が急遮断されるため，ガス温度は1300℃（1段静翼の場合）から瞬時に燃焼用空気温度200℃に低下する。このためセラミック静翼は急激に冷却され，過大な熱応力が負荷される。セラミック静翼の実用化にとってはこの熱衝撃に耐え得るものを開発する必要がある。

#### 4.2 供試翼および翼列

翼列は図7に示すように1段静翼および2段静翼ともセラミック翼4枚と両端に金属製ダミー翼2枚で構成し，セラミック翼4枚のうち1枚は温度計測用として翼部，内外シュラウド部に熱電対穴をあけ，セラミックスの温度分布を計測した。

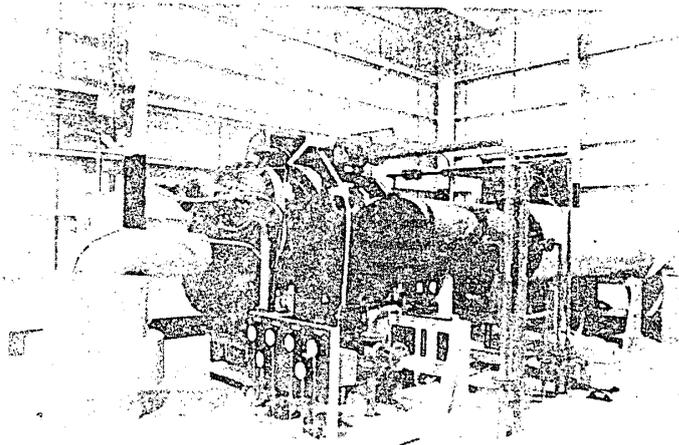


図4 翼列試験装置

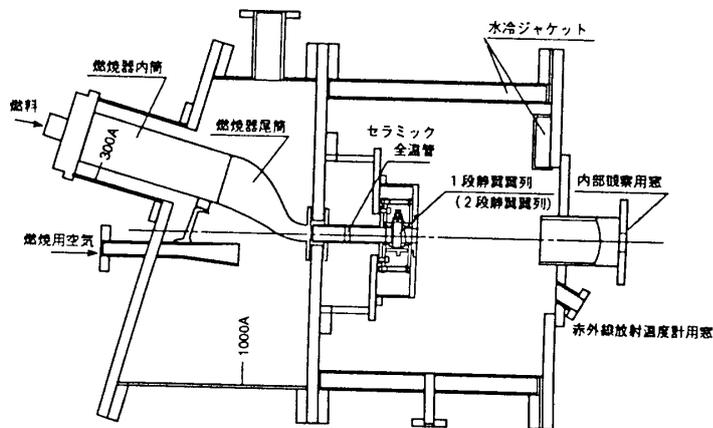
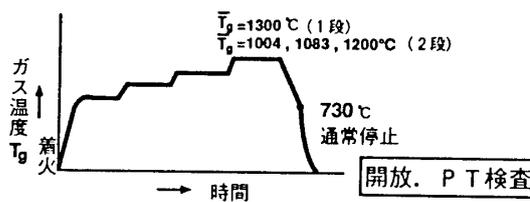
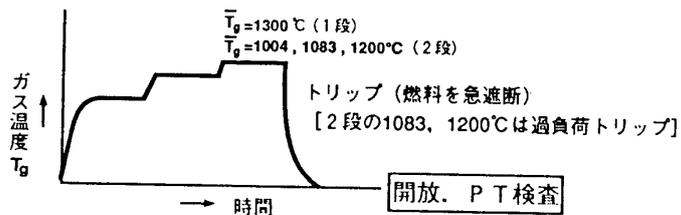


図5 翼列試験装置断面図



(1) テスト1（定格試験）



(2) テスト2（トリップ試験）

図6 試験パターン

### 1 段静翼および 2 段静翼の供試翼列の外観

を 図 8 および 図 9 に示す。

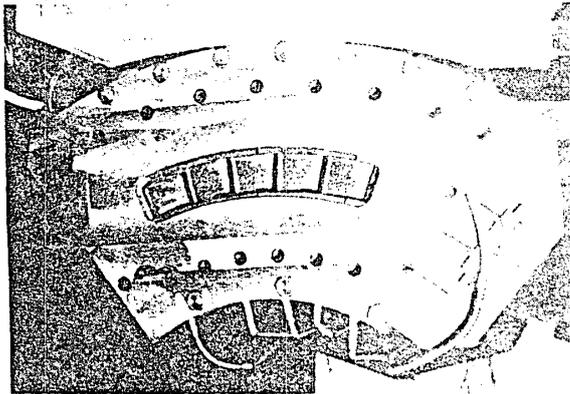


図 8 1 段静翼の翼列外観  
(入口(前縁)側より見る)

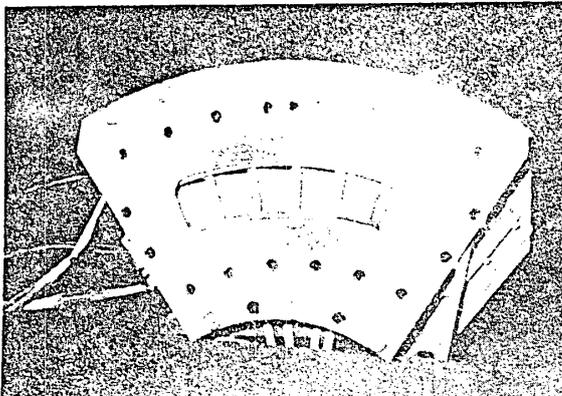


図 9 2 段静翼の翼列外観  
(入口(前縁)側より見る)

芯金および金属シュラウドの温度分布はメタルに埋込んだ熱電対で計測した。セラミックスの翼背側表面温度はケーシング後部に取り付けた赤外線放射温度計で計測した。また、試験中の状況は覗き窓より観察した。

着火時、トリップ時の非定常の温度変化はペンレコーダを用いて記録した。

#### 4.4 1 段静翼の翼列試験と結果

1 段静翼のセラミックスは被覆材として SiC および  $\text{Si}_3\text{N}_4$  とし、それぞれを翼列試験に供し、その評価を行なった。試験当初 SiC 製セラミック静翼はトリップ時にき裂の発生するものが生じたが、改良を重ねた結果トリップ時の高熱応力にも耐え得るものが開

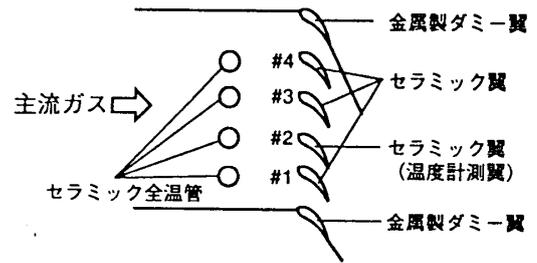


図 7 翼列の構成

#### 4.3 計測方法

主流ガス条件(圧力、温度、流量)が実機並みであることを確かめると共に、供試翼の温度計測を行なった。主要計測項目および方法を表 2 に示す。

主流ガス温度はセラミック全温管で計測し、主流空気量、冷却空気量はオリフィスで計測した。

セラミックスの温度分布を正確に把握するため前述したように、翼部とシュラウド部に熱電対挿入用の小孔をあけ、熱電対(0.5φインコネルシース熱電対 K 型)を埋込んで温度分布を計測した。

表 2 主要計測項目

主要計測項目	計測手法
①主流流量(燃焼用空気量)	オリフィス
②燃料量(灯油)	流量計
③主流圧力(入口, 出口)	圧力タップ
④主流ガス温度分布	セラミック全温管(5点×4本)
⑤セラミック静翼温度	熱電対及び放射温度計
⑥芯金及び金属シュラウドメタル温度	熱電対
⑦芯金冷却空気流量	オリフィス
⑧芯金冷却空気圧力	圧力タップ
⑨芯金冷却空気温度	熱電対
⑩セラミック静翼の観察	翼背側よりビデオ観察

発できた。一方、 $\text{Si}_3\text{N}_4$ 製セラミック静翼は材料物性値の違いにより発生熱応力はSiC製セラミック静翼に比べ約3～4割低減されること、および耐熱衝撃強度が高いため定格試験、トリップ試験ともき裂等はなく健全であった。

図10および図11はSiC製セラミック静翼のトリップ試験における燃料急遮断時の温度、および熱応力解析をしたものである。熱応力は熱的境界条件に左右されるが、本解析では、トリップ1秒前後に翼後縁部に約45 $\text{kgf}/\text{mm}^2$ の最大引張り熱応力が発生している。なお、本試験の圧力は1段静翼にとっては中圧であるが、本試験における熱応力

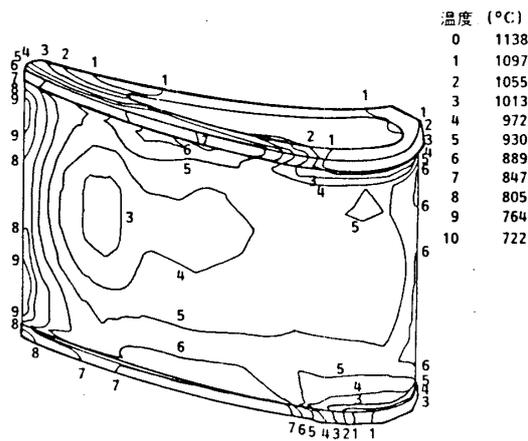


図10 トリップ時のセラミック温度分布 (SiC) (トリップ1秒後)

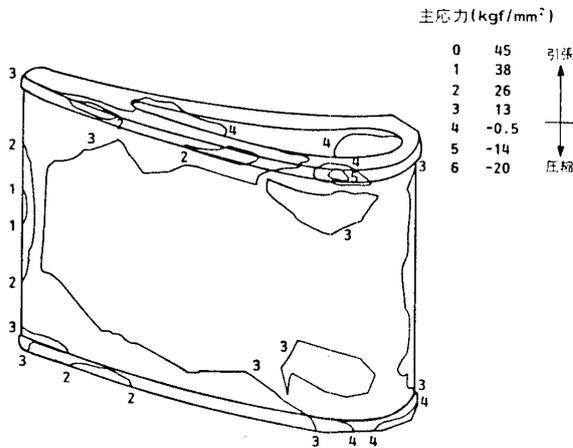
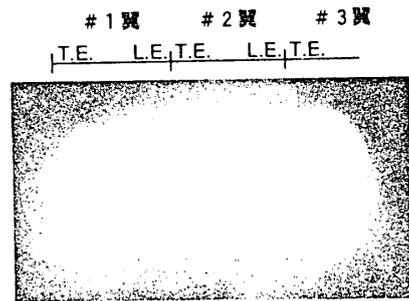


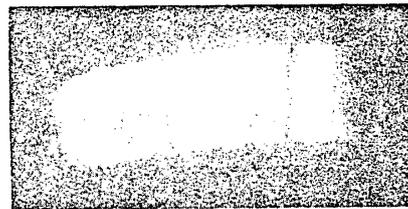
図11 トリップ時の熱応力分布 (SiC) (トリップ1秒後)

の最大値は、実機トリップ時と本試験の停止条件の相違により、実機とほぼ同一レベルであることが解析された。

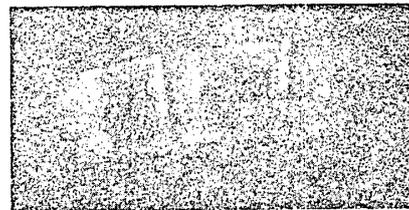
図12はトリップ試験時のガス温度変化と、その時のセラミック翼背側のビデオ観察例である。ガス温度 (50%翼高さ)は1350°Cからトリップ後2秒で約500°C



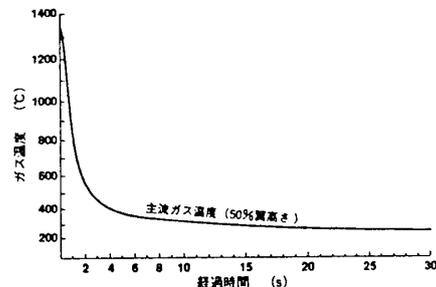
(1) 定常時 (トリップ直前)  $T_g \approx 1300^\circ\text{C}$



(2) トリップ2秒後



(3) トリップ4秒後



(4) 主流ガス温度変化

図12 1段静翼のトリップ時における主流ガス温度変化と翼背側ビデオ観察例

まで急激に低下し、その後燃焼空気温度200℃となっている。また翼背側の色合い（定性的な温度分布パターン）は図10の解析例にはほぼ一致している。

図13はトリップ試験後の検査（PT検査）を実施したものであり、き裂等はなくセラミックスの健全性が確認された。

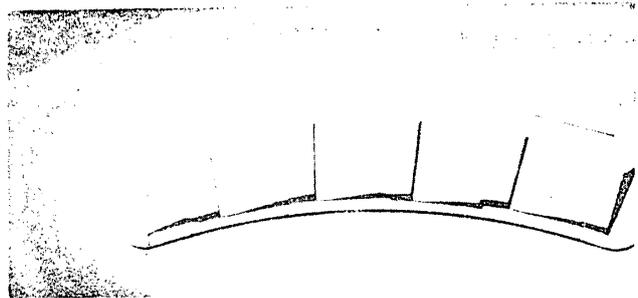


図13 1段静翼のトリップ試験後の状況  
(入口(前縁)側より見る)  
(PT検査結果異常なし)

#### 4.5 2段静翼の翼列試験と結果

2段静翼のセラミック材質は $\text{Si}_3\text{N}_4$ である。2段静翼は実圧実温(5.9ata, 1004℃)の試験に加え、平均ガス温度を1083℃, 1200℃とした過負荷での定常試験およびトリップ試験、さらに実圧実温での30Hr耐久性試験を実施した。いずれの試験にお

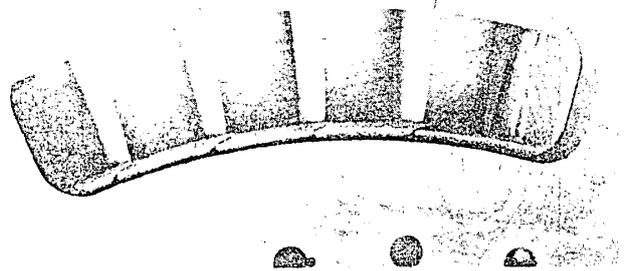


図14 2段静翼の30Hr耐久性試験後の状況  
(入口(前縁)側より見る)  
(PT検査結果異常なし)

いてもセラミックスにき裂等の異常はなく健全であった。2段静翼の定格および過負荷での総運転時間は37時間に達しており、実用化に向け大きく前進した。図14は30Hr耐久性試験後の検査（PT検査）結果を示す。

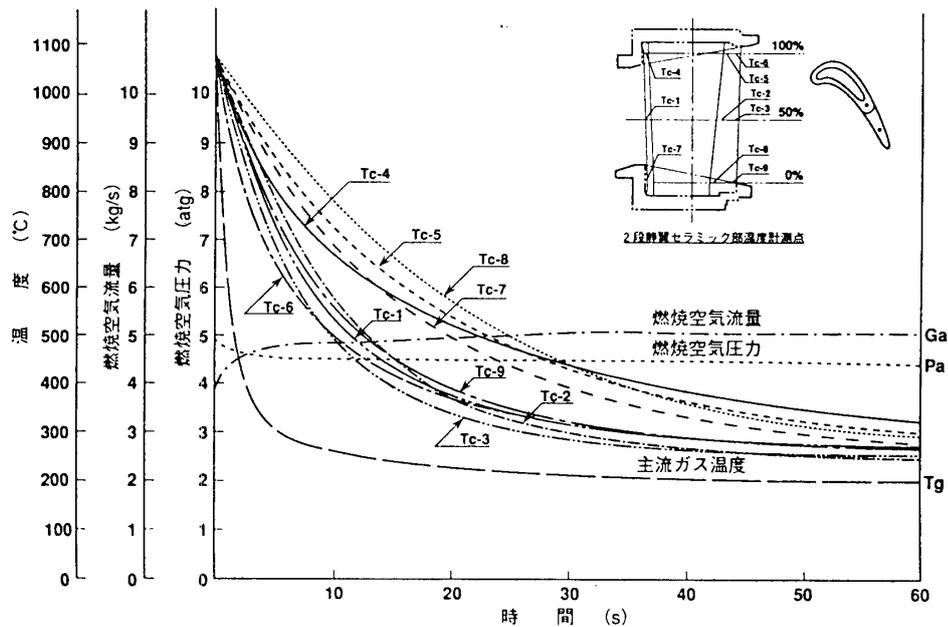


図15 2段静翼の過負荷トリップ時の翼部温度変化 ( $\bar{T}_g=1083^\circ\text{C}$ より)

図15は平均ガス温度 $T_g=1083^{\circ}\text{C}$ から燃料のみ急遮断した時のガス温度およびセラミック翼内部の温度変化を計測したものである。ガス温度はトリップ後2秒で約 $400^{\circ}\text{C}$ まで急激に低下している。セラミックスは肉厚の薄い翼後縁部(Tc-3, Tc-6, Tc-9), および熱伝達率の大きい前縁部(Tc-1)が早く冷却され, 肉厚の厚い芯金中子穴後部(Tc-5, Tc-8)はゆるやかに冷却される。計測位置での最大温度差は約 $300^{\circ}\text{C}$ 程度である。温度計測結果は解析結果とはほぼ一致し, 翼部に発生する最大引張り熱応力は約 $20\text{kgf}/\text{mm}^2$ と解析された。

## 5. あとがき

$1300^{\circ}\text{C}$ , 20MW級ガスタービンの1段および2段静翼にセラミックスを使用するため, 翼構造の設計を行ない高温高压の翼列試験を実施した。その結果, 以下の成果を得た。

(1) SiC製セラミック1段静翼は改良を重ねた結果, 実機相当の高熱応力下でもき裂等のない健全なものが開発できた。

また,  $\text{Si}_3\text{N}_4$ 製セラミック1段静翼においてもき裂等の発生はなく, セラミックスの健全性を確認した。

(2) 2段セラミック静翼は実圧実温, 過負荷, および30Hr耐久性試験を既に終了し, 健全性を確認した。定格および過負荷での総運転時間は37時間に達しており, 実用化に向けて大きく前進することができた。

(3) トリップ(燃料急遮断)時のセラミック翼部の温度変化は, 試験結果と解析結果とはほぼ一致した。

なお, SiC製セラミック1段静翼の実圧実温の定格条件下におけるセラミックスの健全性は既に確認したが, 今後上記試験結果を反映し更に改良を行なった静翼を用いて実圧実温のトリップ試験を行なう予定である。

### (参考文献)

- (1) 大越, 渡部, 辻 他2名, '87-Tokyo International Gas Turbine Congress-121
- (2) 原, 檜佐, 和田, 辻, 日本機械学会講演論文集, No.870-10 (1987)

## B-9 各種カーボン・カーボン複合材料の常温強度試験

※小河昭紀	(航空宇宙技術研究所)
祖父江靖	( )
松末勝利	( )
橋本良作	( )

### 1. はじめに

HST / SST (超音速機) や宇宙往還機の開発には1500℃以上の高温環境に耐える材料を必要とする。現在、最もこの仕様に適合する材料として、カーボン/カーボン複合材 (以降C/C材と略記する。)がある。しかし、この材料には現在、構造強度と耐酸化性の面で改良すべき問題点が多い。構造強度に関して、C/C材の各メーカより独自の試験片と試験方法で評価した各種強度値が発表されているが、相互の関連が不明の点が多い。この報告は現在、国内で市販されているC/C材の引張及び曲げ強度レベルを同一の試験条件で評価し、併せて評価試験法について検討を行う事を目的とする。C/C材として、入手可能であった国内7社10種類の材料を使用した。その内6種類の材料の引張試験結果については既に報告した<sup>1)</sup>。ここでは、更に高強度C/C材4種類も含めて、引張及び曲げ強度試験を実施した結果について報告する。

供試材のカーボン繊維は各種PAN系及びピッチ系の繊維である。マトリックスは炭素又は黒鉛質との混合であり、繊維配向は実用上の観点から主に2D (0/90、平織、フェルト) 及び1種類の3D積層を含む。評価用試験片としてJIS他慣用的に使用されている形状の計3種類の引張試験片及び1種類の曲げ試験片を使用した。

この結果、強度レベルは引張で100~480MPa、曲げで160~500MPa、破壊歪は0.1~2.0%の範囲に、弾性定数は35~150GPaであった。破壊様式は繊維破壊、剥離破断と脆性破壊が主に観察された。

### 2. 試験装置及び試験方法

引張試験システムを図1(a)に示す。試験機はINSTRON 1185 (容量100KN) を使用し、引張試験

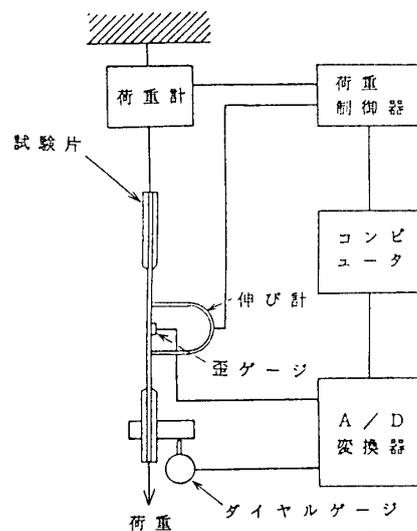


図1(a) 試験システムの概要

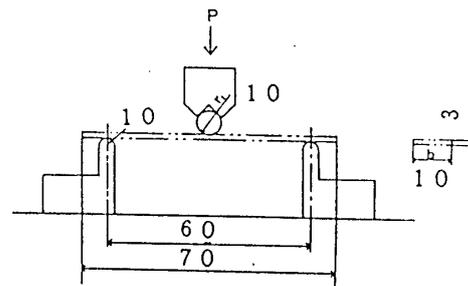


図1(b) 三点曲げ試験



表1 供試カーボン・カーボン複合材

材質番号	繊維種類	繊維配向	焼成温度	繊維含有率	比重	備考
1	T300	2Dランダム	1700℃	37%	1.58	50mm短繊維のフェルト
2	ベスファイト	0/90	1000	42	1.57	短繊維紡糸使用
3	カーボン Z	平織	2000	55	1.65	T300相当品
4	T800	平織	>2500	55	1.71	高強度繊維使用
5	T300	平織	1600	50	1.52	非構造材
6	T300	平織	2400	50	1.78	ビッチマトリックス(5と同メーカー)
7	グラファイト XN40	3D織物	1700	49	1.79	ビッチ系繊維/マトリックス
8	カーボン Z	平織	2000	55	1.62	3のマトリックス改善
9	トカ	朱子織り	1000	60	1.75	高弾性繊維使用
10	ベスファイト	0/90(UD)	1000	53	1.65	2の高強度化

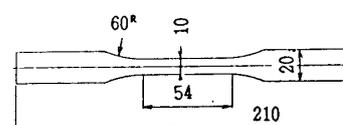
に於けるクロスヘッド速度は1mm/分である。伸びはクリップ・ゲージ(INSTRON製 評定部: 25~50mm)、歪の計測に3軸ロゼットゲージ(共和)を使用した。曲げ試験方法を図1(b)に示す。

曲げ試験のクロスヘッド速度も1mm/分であり、クリップ・ゲージにより試験片中央裏面の変位を計測した。試験機及び、計測器は計算機(YHP VECTRA D)により制御を行った。試験機を停止する事なくリアルタイムでデータの取込を行なった。

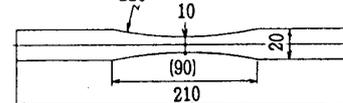
### 3. 供試体

各CC材の主な仕様を表1に示す。材料として、主に、市販で入手可能なものを使用した。カーボン繊維は⑦のみピッチ系で、他は総てPAN系でT300又はその相当品で、一部T800, M40等の高強度、高剛性繊維を含む。繊維配向は2Dランダム、0/90(1方向プリプレグのクロス積層)及び平織の2D積層と3D積層である。使用目的から概ね①~⑥はブレーキ、耐熱材を主とし、⑦~⑩は高強度を志向した材料である。比重評価には空隙率を考慮していない。マトリックスは、主に熱硬化性樹脂にピッチ等を含浸して焼成し炭素化/黒鉛化して作る。試験片形状として4種類(図2参照)を選び、予備試験により寸法を決めた。タイプA、DはJIS規格により、タイプBはFRM等の試験で慣用的に使用されている形状で、タイプCは曲げ試験用である。原則として表面加工をさけた為、板厚は3mmに一定していない。1部の材料で試験前に層間剥離が見られたので、剥離面で割ったものも参考用として曲げ試験に供した。その場合の板厚は2mm程度である。材料と試験片形状の各々について5~6本の試験を行なった。加工は同一加工メーカーに依頼した。タブはアルミニウム1000相当材で製作し<sup>1)</sup>、エポキシ系接着剤(共和EP17, EP32)により試験片に貼付してある。寸法はタブにかかる平均剪断応力が10MPa以下になるようにしたが、高強度材で(D)タイプ試験片の場合予想以上の荷重がかかりタブ内破壊を生じるケースがあった。

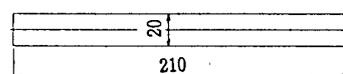
A型試験片



B型試験片



D型試験片



A/B/D型試験片横断面およびタブ



C型試験片(曲げ)

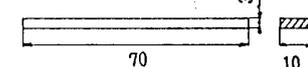


図2 試験片形状

図2参照)を選び、予備試験により寸法を決めた。タイプA、DはJIS規格により、タイプBはFRM等の試験で慣用的に使用されている形状で、タイプCは曲げ試験用である。原則として表面加工をさけた為、板厚は3mmに一定していない。1部の材料で試験前に層間剥離が見られたので、剥離面で割ったものも参考用として曲げ試験に供した。その場合の板厚は2mm程度である。材料と試験片形状の各々について5~6本の試験を行なった。加工は同一加工メーカーに依頼した。タブはアルミニウム1000相当材で製作し<sup>1)</sup>、エポキシ系接着剤(共和EP17, EP32)により試験片に貼付してある。寸法はタブにかかる平均剪断応力が10MPa以下になるようにしたが、高強度材で(D)タイプ試験片の場合予想以上の荷重がかかりタブ内破壊を生じるケースがあった。

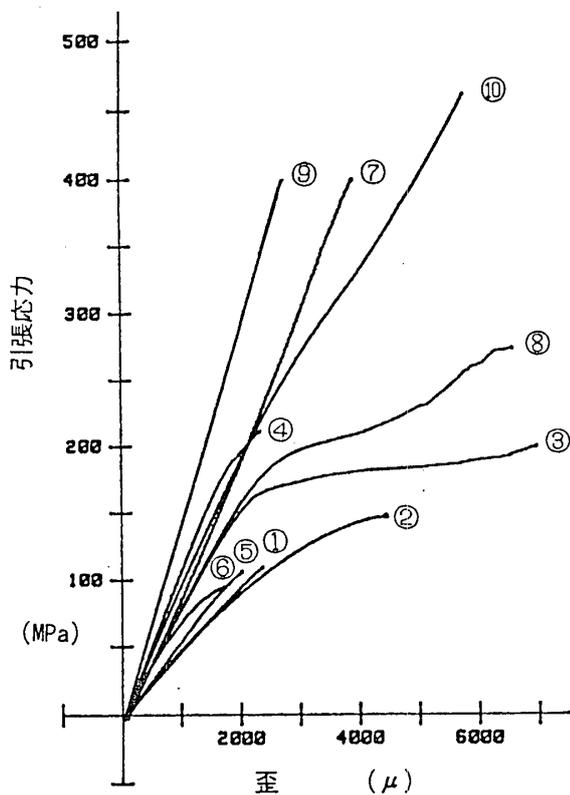


図3 各C/C複合材の引張応力-歪変化例

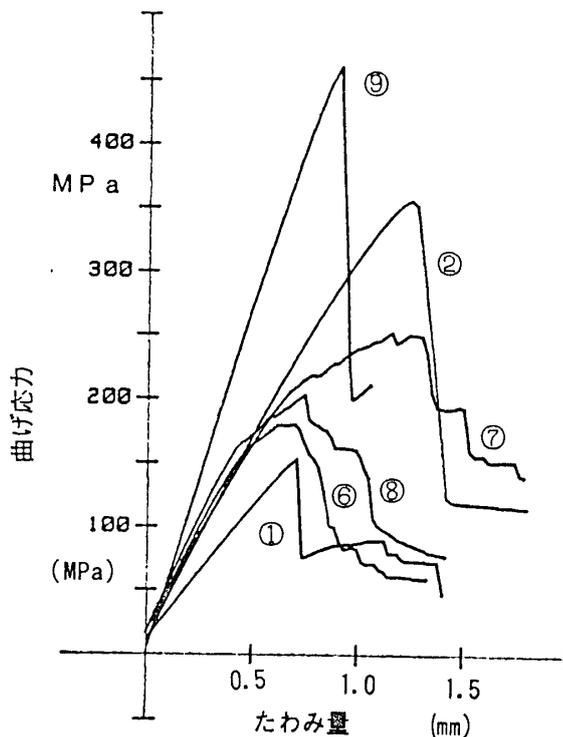


図4 各C/C複合材の曲げ応力-歪変化例

#### 4. 実験結果

##### 4.1 引張試験

各C/C材のD型試験片(短冊型)引張試験での代表的な応力-歪変化を図3に示す。歪として、クリップゲージから求めた値を使用している。

①~⑥に比較して⑦~⑩の強度レベルは高い。脆性材的に破断点まで直線的に伸びて急激に破壊する材料と、金属材の塑性状の挙動を示す材料がある。

破断歪に関して2000マイクロ附近で破壊する材料が多い。その歪で最終破壊が生じない場合でもマトリックスの破壊によると思われる破壊音響が発生して、応力-歪カーブの変化が観察された。破壊断面は、①②⑤⑥⑨の脆性的破面、③⑦⑧⑩の繊維状破面、④の層間剥離等に分けられる。原則的には焼成温度の低い炭素質マトリックスは脆性破面で、焼成温度の高いグラファイト(黒鉛)化が進んだ材料は繊維破断を示す。層間剥離を示す場合は試験前の状態でも剥離兆候がみられた。これは製造工程上の問題であろう。材質③は図3に全範囲を図示していないが10000マイクロ以上までの伸びを示した。

ポアソン比の測定のため標定部中央に貼付した3軸歪ゲージ出力によれば、90度(試験荷重軸から測って)方向の歪傾向は統一性がなく、試験片毎にポアソン比が変動した。しかし、2Dランダム積層の①及び3D積層の⑦材は比較的ばらつきが少なく、平均として0.18及び0.15の値を示した。0と90度方向のみに繊維配向した2D積層C/C材のポアソン比は平均として零に近い。この結果、引張変形により体積膨張が起ることになり、繊維界面剥離が促進される事が考えられる。

#### 4.2 曲げ試験

3点曲げ試験による応力( $\sigma_b$ )—たわみ( $\delta$ )変化例を図4に示す。応力はたわみ量を考慮したJIS(ISO)の(1)式を用いた。

$$\sigma_b = \frac{3WL}{2bh^2} \left\{ 1 + 4 \left( \frac{\delta}{L} \right)^2 \right\} \dots (1)$$

W:荷重 L:支点間距離 b:板幅 h:板厚

ここでは図の煩雑さを避けるために全材質について図示していない。

全体として、引張試験と異なり最大荷重に達した後も部分的に荷重負担部が存在する。また、引張強度と曲げ強度の間に、必ずしも比例関係が見られない。これから、強度評価上、曲げと引張試験がともに必要と考えられる。高い曲げ強度を示す材料は曲げ破壊様式で破壊し、引張試験では脆性的破面を示した。引張試験で繊維状破壊した材料は、曲げ試験では層間剪断破壊や圧縮領域での繊維の「バックリング」をおこす傾向が見られた。曲げ試験での支点間長さLは60mmでL/t=20であるが、材質⑧⑨でL=90mmの場合について試験した結果は、類似の傾向を示した。しかし、2D積層C/C材の層間剪断強度が10MPa程度である事を考慮すと、L/t>40が適している。

#### 4.3 C/C材の機械強度値に及ぼす試験片形状及び材質の影響

各材質、各形状試験片の弾性率、破断強度及び破断伸びの平均値(5~6サンプル)を図5に示す。横軸の①~⑩は材料、A B C Dは試験片形状を表わす(黒塗Cは曲げ試験結果)。③の材料に関してA, D型試験片のみ試験を行った。図中の曲げ破断歪( $\epsilon_b$ )は、次式により求めた。 $\epsilon_b = 6h\delta/L^2 \dots (2)$

弾性率に関してはPAN系高弾性繊維を使用した材料⑨が最大の弾性率を示した。曲げ弾性率は引張とほぼ同じであるが高強度材では低めの値を示す。⑤⑥は材質的に同等で最終焼成温度が異なる。温度が高い⑥の弾性率が高い原因は炭素繊維の黒鉛化による高弾性化によるものと思われる。また、③⑧は材質及び最終焼成温度も同等で弾性率に関してほぼ等しい。標定部断面積の変化するB型試験片の弾性率は当然他タイプの試験片より高めの値を示すが、②⑦では逆の傾向が見られた。

引張強度に関しては⑩が480MPaで最も高く、⑨⑦そして⑧が高い値を示した。400MPa以上の高強度材では短冊型(D)試験片にタブ内破壊を生じるケースが見られた。(B)型試験片は平均して最も高い強度を示した。但し、板厚方向の繊維が切断されるため、3D積層材⑦には適していない。(D)型の短冊タイプも適当なタブを選択すればC/C材の試験片として適している。ダンベル型(A)は製作上の手間を考えると特にメリットは無いであろう。曲げ強度に関して、⑨が500MPa弱で最も高く、順に②⑦等となる。引張、曲げがともに高い⑨の例はあるが、両強度値には比例関係が見られない。C/C材ではそれぞれの強度を高めるには個別の対策が必要とされる。

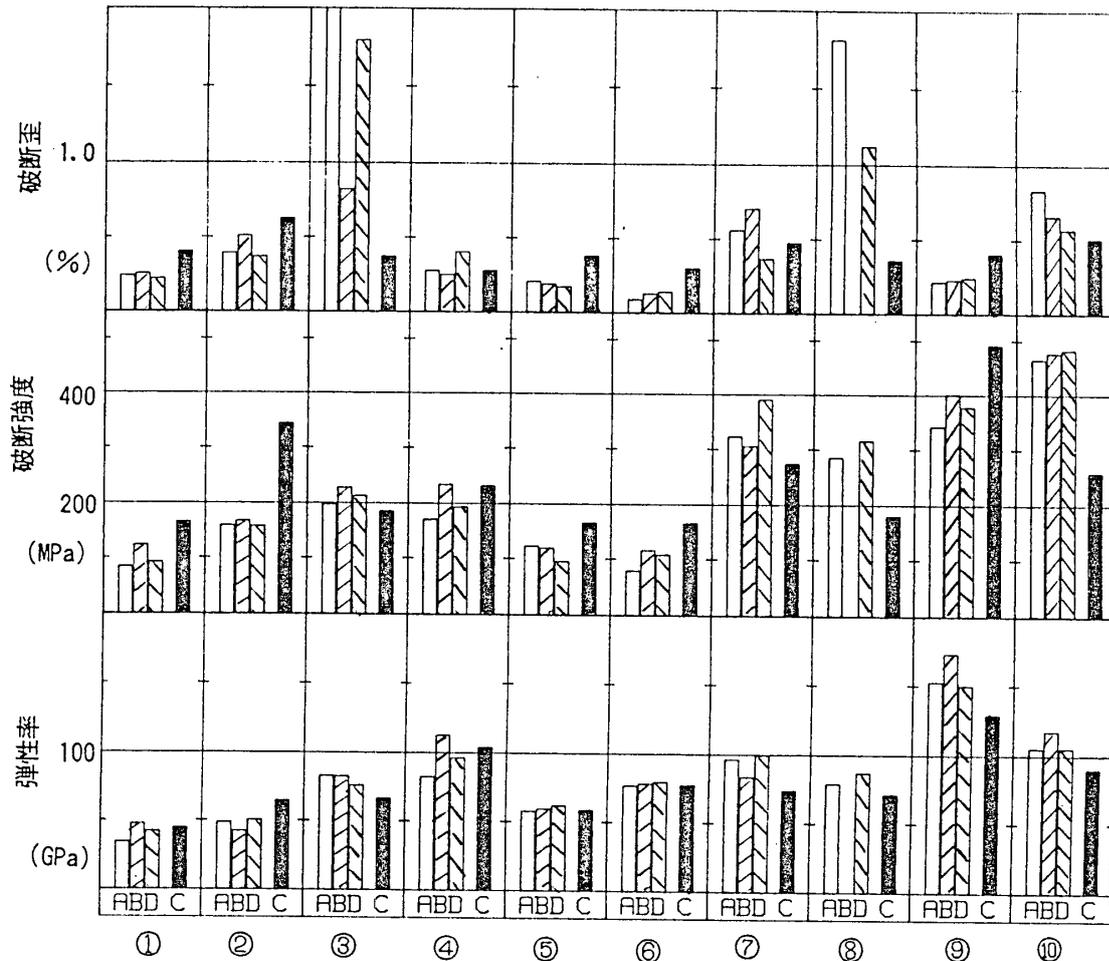


図5 各C/C複合材の試験片形状による弾性率、破断強度及び破断歪変化

強度と材質との関係は、概ね繊維破断を示す焼成温度の高いC/C材の方が引張強度が大きいとされる。これは焼成温度が高いと繊維とマトリックス間の結合力が弱くなるため、焼成時の熱収縮差によるマトリックス割れや繊維損傷が少ない事及びマトリックス破壊と繊維破断が連動しない等の効果によると考えられる。しかし、繊維とマトリックス間の結合が弱いと、剪断破壊が生じやすく、曲げ強度が低下する傾向がある<sup>3)</sup>。3D積層は板厚方向にも繊維が入っていて、比較的高い層間剪断強度を示し、曲げ強度の改善に有効な一手法であろう。

破断歪に関しては材料③が著しく大きな値を示した。その場合の破壊モードは‘ほうき状’の繊維破断で、著しく断面膨張した。同種材料⑧も類似の傾向を示した。本研究ではトレカ系(T300, T800等)に比較してカーボンZ、バスマイト及びグラファイト系の強化繊維を使用したC/C材の破断伸びの大きい事が観察された。引張破断に関して2000 $\pi$ 知を境にして2つのグループに分れた。明確な曲げ破断点が存在しないため、曲げ破断歪としてここでは最大荷重に対応するたわみ値を使って(2)式より求めている。このため引張試験ほど材質による違いは見られない。

試験サンプル内での強度値のバラつきは比較的少なく、ワイブル係数試算では7～130の範囲になる。

## 5. 結論

市販C/C材10種類の室温下の引張/曲げ強度試験を実施して、次の結論を得た。

1. 引張強度レベルは100～480MPa程度；曲げで160～500MPa, 引張破壊歪は0.1～2%の広い範囲に分布する。弾性定数は40～150GPaであった。破壊様式は繊維破壊と脆性破壊が主に観察された。
2. C/C材引張強度試験片として、板厚の影響や高温試験も考慮して総合的に考える必要があるが、B型(砂時計)タイプが安定して、最も高い強度を示す事から常温強度試験片として適している。D型(短冊型)試験片は適当なタブを使用する事によりC/C材試験片として使用できる。A型(ダンベル型)試験片は製作の簡便な(D)型で代用できる。
3. 引張と曲げ強度の間に比例関係はなく、両方の評価試験が必要である。

## 6. 参考文献

- 1) 小河、他2名：第14回複合材料シンポジウム、日本複合材料学会、PP85-88(1989)
- 2) H. W. Wardle: Proc. ICCM IV, PP199-208(1987)
- 3) L. Monocha, etc: Carbon, vol. 26(1988), PP333-337

# B-10 TiAl金属間化合物の低サイクル疲労挙動

宮下卓也 日野春樹 藤岡順三

南方俊一・上村隆夫 (川崎重工業株式会社)

## 1. 緒言

宇宙輸送機や極超音速航空機への利用を目指したスクラムジェット (Scramjet : Supersonic Combustion Ramjet) の研究は、米国において1950年代から進められている。これは、圧縮機、タービンを用いず、空気吸い込み・圧縮・燃焼方式で飛行マッハ数5~6以上で高性能を示す超音速燃焼ラムジェットエンジンであり、NASP (National Aero Space Plane) 計画<sup>1)</sup>の成否を決める最大の鍵を握るものとされている。我国でも航空宇宙技術研究所 (NAL) において1984年から研究が続けられており、1986年にはNALを中心として飛行マッハ数6~12でスクラムジェットを使用する単段宇宙往還機の研究が開始された。

NASA Langley Research Centerを中心に進められているスクラムジェットエンジン用構造および材料の検討では、冷却剤の必要量を低減するエンジン構造の構築と繰り返し熱疲労に対するエンジンの長寿命化が重要な課題である<sup>2)</sup>。TiAl金属間化合物を適用した場合、現在検討中のHastelloy XやNickel等に比較して軽量化と耐用温度の向上が期待されるが、TiAl金属間化合物の低サイクル疲労寿命に関するデータは殆どない。そこで、本研究ではTiAl金属間化合物の室温での低サイクル疲労挙動および寿命を調べた。

## 2. 試験方法

### 2.1 供試材

表1に示す組成にプラズマスカル溶解で溶製したインゴットから鋳放し状態のまま図1、2に示す引張および疲労試験片をそれぞれ削り出した。後者に関しては平行部を長手方向にエメリー紙(#1200まで)で研磨した。

表1 化学組成

(wt%)

C	Si	Mn	V	Fe	Ni	Al	N	O	H	Ti
0.007	<0.01	0.02	<0.01	0.03	0.02	34.7	0.0062	0.080	0.0021	Bal.

### 2.2 試験方法

引張試験は標点間歪制御で歪速度0.3%/minで行ない、ヤング率は平行部に歪ゲージを貼って求めた。低サイクル疲労試験は電気式油圧サーボ疲労試験機を用い、歪速度0.1

%/sec の三角波形下で歪制御で行ない、荷重が低下し始めた後、最大荷重の75% 以下に減少するまでの繰り返し数を破断寿命 ( $N_r$ ) として実施した。図3に実験パラメータを示したが、 $\Delta \epsilon_t$  を0.35、0.60、0.70、1.00% の4条件に設定した。

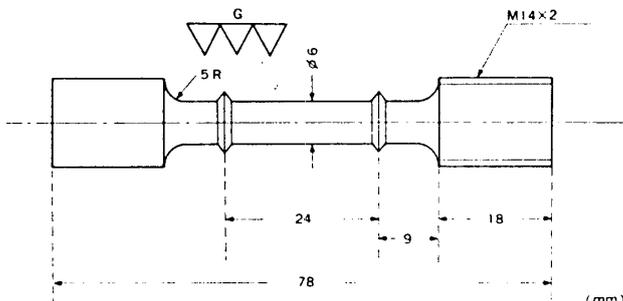


図1. 引張試験片

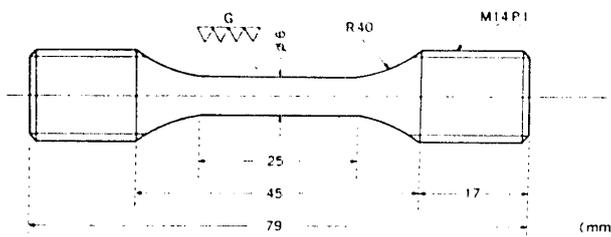
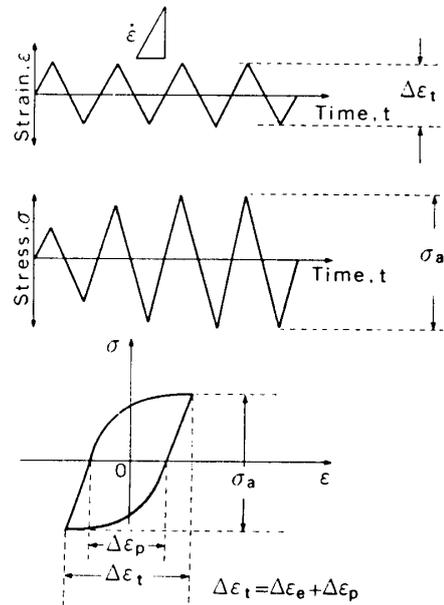


図2. 低サイクル疲労試験片



$\dot{\epsilon}$  : 歪速度       $\Delta \epsilon_t$  : 全歪範囲  
 $\sigma_a$  : 全応力振幅       $\Delta \epsilon_e$  : 弾性歪範囲  
 $\Delta \epsilon_p$  : 塑性歪範囲

図3. 図式的実験パラメータの表示

### 2. 3 解析方法

引張試験データから低サイクル疲労寿命を推定するのに次の両式を試みた。

#### ① Universal Slope法<sup>3)</sup>

$$\Delta \epsilon_t = 3.5 (\sigma_a / E) N_r^{-0.12} + D^{0.6} N_r^{-0.6}$$

#### ② 修正 Universal Slope 法<sup>4)</sup>

$$\Delta \epsilon_t = 1.613 (\sigma_a / E)^{0.845} N_r^{-0.099} + 0.547 D^{0.43} N_r^{-0.5}$$

但し、 $\sigma_a$  : 引張り強さ、E:ヤング率、  
 $D = \ell_0 \{100 / (100 - \psi)\}$  ( $\psi$  : 引張り絞り)

後者は室温から液体ヘリウム温度までの低温側への適用のために改良された式である。

また、図4に示す様なエネルギー的考察<sup>5)</sup>も加えた。

1サイクル当たりの塑性歪エネルギー ( $\Delta W$ ) は次式で近似的に与えられる。

$$\Delta W = \sigma_a \Delta \epsilon_p (1 - n') / (1 + n')$$

但し、 $n'$  はサイクリックな歪硬化指数を意味し、 $\log(\sigma_a / 2) - \log(\Delta \epsilon_p / 2)$

プロットの勾配から求まる。こうして得られる  $\Delta W$  に  $N_r$  を掛けると疲労破壊をひき起こすのに必要な全塑性

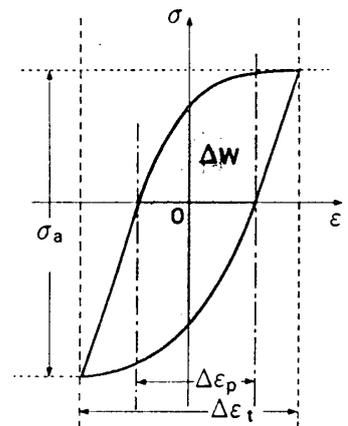


図4. エネルギー的考察  
 $\Delta W$  : 1サイクル当たりの塑性歪エネルギー

歪エネルギー ( $W_f$ )が算出される。この様なエネルギー的考察は、疲労寿命の解析に新しい観点を与えるものである。

### 3. 試験および解析結果

表2に TiAl 金属間化合物の常温引張試験結果を示す ( $\sigma_{0.2}$ : 0.2% 耐力)。3本のテストピースの  $\sigma_u$ , E および  $\psi$  の平均値を前記 Universal Slope 法および修正 Universal Slope 法に適用した。

表2. 常温引張特性

Spec. No.	$\sigma_{0.2}$	$\sigma_u$	E	Elongation (%)	Reduction in Area (%)
	(MPa)				
347-10	412	513	175000	1.5	25
347-11	402	517	182000	1.5	18
347-12	409	498	176000	0.9	23
Average	408	510	178000	1.3	22

また、表3にNi基析出強化型鋳造合金 Inconel 713C (Ni-12.5Cr-4.2Mo-6.1Al-0.8Ti-2Nb-0.12C-0.10Zr-0.01B)のデータ<sup>5)</sup>と共に低サイクル疲労試験結果を示す。 $\sigma_a, \Delta \epsilon_p$  および  $W_f$

の値は、破断寿命 ( $N_f$ )

表3. 低サイクル疲労特性

の半分のサイクルのヒステリシスループ (図3の  $\sigma - \epsilon$  線図) を定常状態と定義して各々測定あるいは算出したものである。

これらのデータを全歪範囲と破断寿命の関係で図5に示す。

図中にはアメリカの PWA (Pratt & Whitney Aircraft) 社で求めた Ti-36Al-5Nb のデータ<sup>6)</sup>も入れた。本研究のデータは PWA 社のそれより少し高寿命側に、Inconel 713C のそれよりは低寿命側に位置するが、低歪範囲・高サイクル側で3者はほぼ一致する傾向にある。さらに、本研究のデータに Universal Slope 法と修正 Universal Slope 法を適用

Material	Spec. No.	Stable Values*1			Fracture Values	
		Stress Amplitude, $\sigma_a$ (MPa)	Plastic Strain Range, $\Delta \epsilon_p$ (%)	Total Strain Range, $\Delta \epsilon_t$ (%)	Total Energy to Fracture, $W_f$ , N-mm/mm <sup>3</sup>	Number of Cycles to Failure, $N_f$
Ti-34.7Al	TA-1	559	0.01	0.35	>1910	>53997*2
	TA-4	911	0.03	0.60	1780	10247
	TA-2	970	0.05	0.70	1330	4314
	TA-3	1210	0.33	1.00	127	51
Inconel 713C	6 SG	-	1.86	-	29	1
	8 SG	1100	1.32	2.3	274	24
	7 SG	1050	0.46	1.43	559	148
	9 SG	902	0.26	1.05	1390	740
	1 SG	794	0.12	0.89	1650	2240
	4 SG	686	0.07	0.77	2280*3	6040

\*1: Taken at approximately 1/2 the fatigue life.

\*2: Test stopped—did not fail.

\*3: Plastic strain barely detectable.

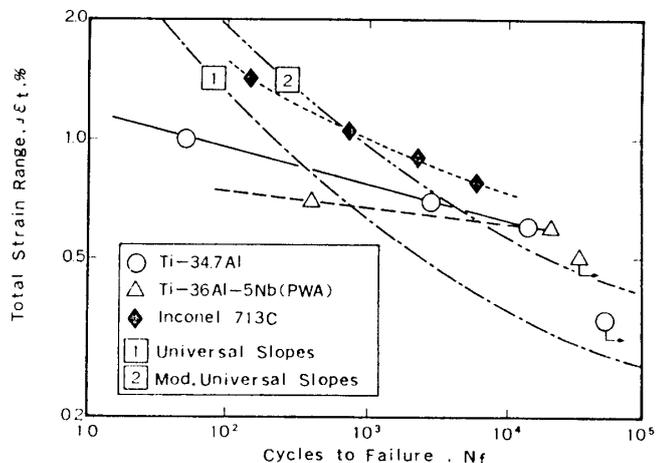


図5. TiAl と Inconel 713C との寿命比較



した推定寿命線図も合わせて示す。データ数がまだ少ないが、両推定法とは良い一致をしているとは云い難く、データの拡充を図った上でTiAl金属間化合物に適した寿命推定式の改良が必要と思われる。

全歪範囲を弾性歪範囲と塑性歪範囲とに分割して寿命との相関で図6に示す。

寿命を律速するのは塑性歪範囲成分であることが分かる。塑性歪範囲成分律速から弾性歪範囲成分律速へと遷移するサイクル( $N_{e,p}$ )で比較すると、Inconel

713Cよりもさらに低サイクル側であり、これはTiAl金属間化合物の様な低延性材料の特徴である。

定常サイクルにおける全応力振幅と塑性歪範囲とのプロットからサイクリック歪硬化指数<sup>5)</sup>を求めて図7に示す。Inconel 713Cと比較して2倍近くの歪硬化指数を呈することがわかる。

この指数を用いて破断までの全塑性歪エネルギーを求めて図8に示す。TiAl金属間化合物はInconel 713Cと比較して低エネルギー側ではあるが、高サイクル寿命側ではほぼ一致する傾向にはある。本研究で用いたTi-34.7Alは化学量論組成(Ti-36Al)よりもTi寄りの成分であるためにTi<sub>3</sub>Alという第2相を10vol%前後含有した複合組織<sup>7)</sup>になっている。破断までの全塑性歪エネルギーといった観点からはこの様な複合

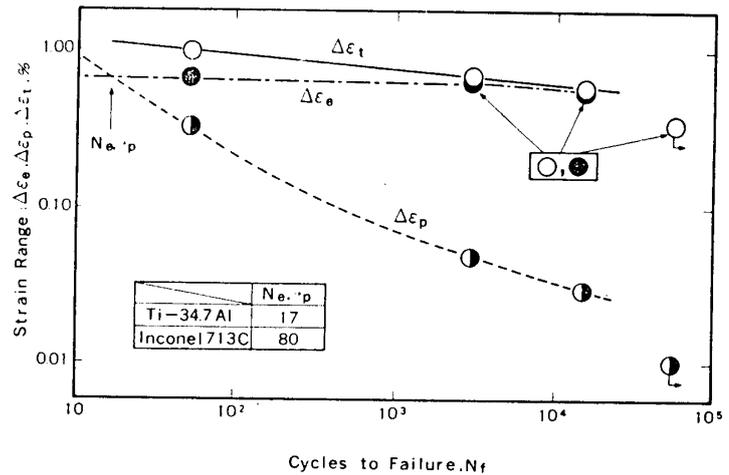


図6. 弾性、塑性および全歪範囲と寿命との相関

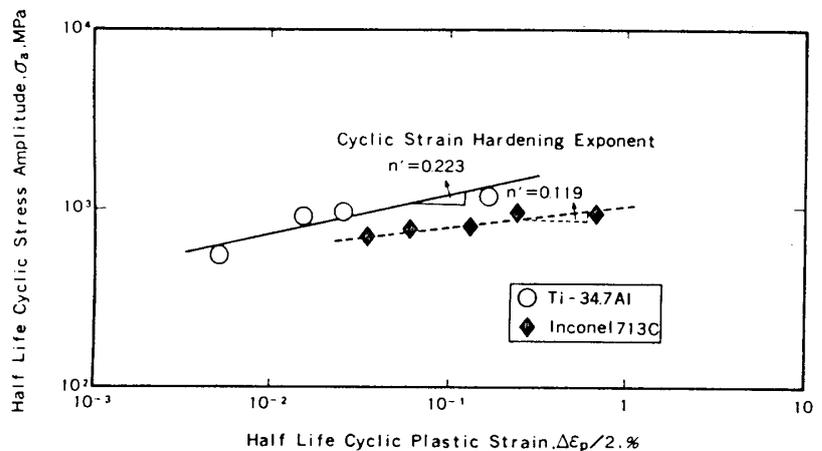


図7. 定常サイクルにおける全応力振幅と塑性歪範囲との相関

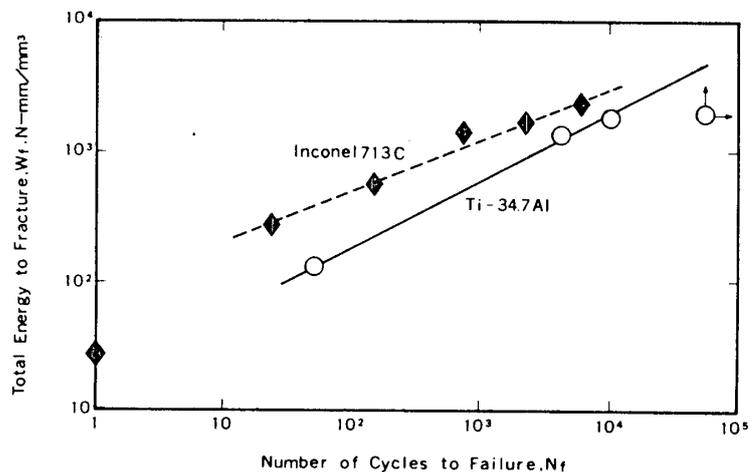


図8. 破断までの全塑性歪エネルギーと寿命との相関

組織 (TiAl と Ti<sub>3</sub>Al との層状) は好ましく、組織制御による寿命向上の余地はまだ充分残されているものと考えられる。

全応力振幅のサイクル依存性を図9に示す。Inconel 713C に比較して、全応力振幅の増加傾向は顕著であり、最大荷重の75%に減少する以前に破断している。全歪範囲が0.35%の試験では塑性歪範囲が0.01%と小さいために殆ど加工硬化していない。また図中に破断時の全応力振幅を寿命の相関で数式化<sup>5)</sup>しているが、

TiAl 金属間化合物の方が破断時の全応力振幅の寿命依存性が小さい。

全応力振幅を引張と圧縮成分に分割して図10に示す。圧縮

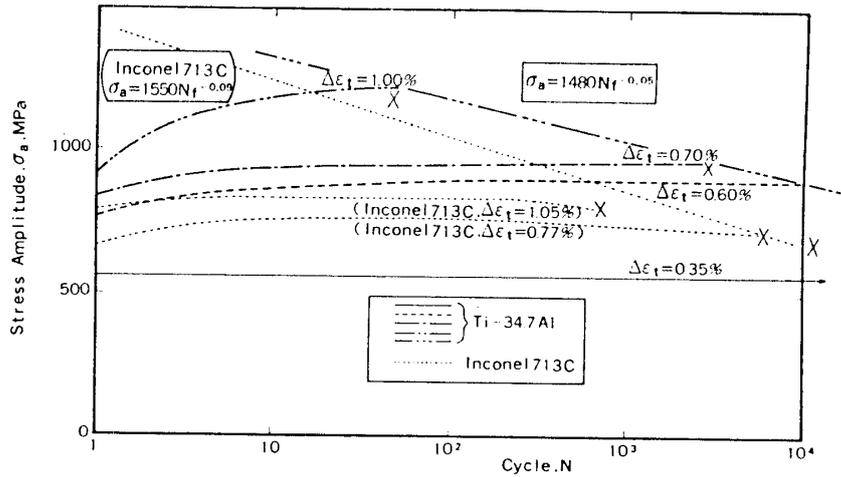


図9. 全歪範囲、サイクル数および全応力振幅との相関

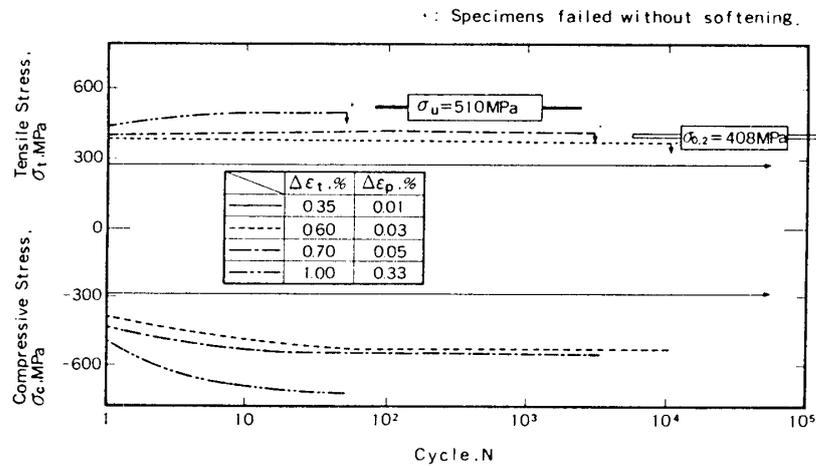


図10. 全応力振幅の引張側と圧縮側応力成分への分割

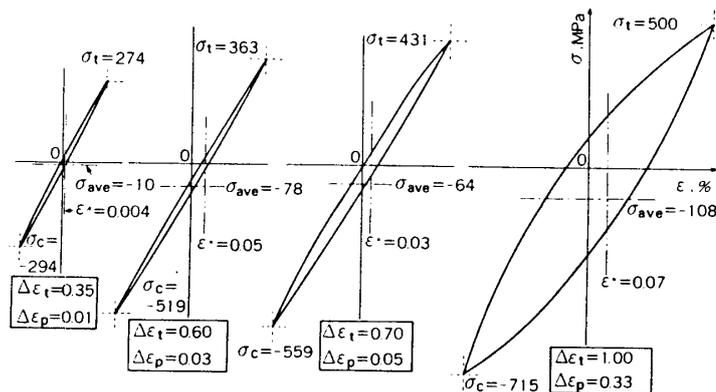


図11. 定常サイクルにおけるヒステリシスループの特異性

側成分 ( $\sigma_c$ )の方が引張側成分 ( $\sigma_t$ )に比較して大きいことが特徴的である。また、引張側成分では全歪範囲が1.00、0.70%の試験で0.2%耐力以上かつ引張強さ近くまで加工硬化して破断している。

定常サイクルにおけるヒステリシスループを図11に示すが、平均応力レベル ( $\sigma_{ave}$ ) が圧縮側に入っており全歪範囲が大きくなる程この傾向は著しい。また、ゼロ応力レ

ベルでの平均歪 ( $\epsilon^*$ ) が引張側に入っており、TiA $\theta$  金属間化合物のヒステリシスループの特異性を物語っている。

#### 4. 結 言

以上、TiA $\theta$  金属間化合物の室温での引張および低サイクル疲労試験を行なった結果次のことが分かった。

- (1) 本研究のTi-34.7A $\theta$  のデータは、PWA社のTi-36A $\theta$ -5Nbのそれより少し高寿命側を、Inconel 713Cのそれよりは低寿命側を示した。
- (2) Universal Slope 法と修正Universal Slope 法を本研究のデータに適用しようと試みたが両推定法とは良い一致を示さなかった。
- (3) TiA $\theta$  金属間化合物はInconel 713Cよりも弾性歪範囲成分の寿命律速傾向が強い。
- (4) Ti-34.7A $\theta$  は10vol%前後のTi<sub>3</sub>A $\theta$  を含有した複合組織であるが、破断までの全塑性歪エネルギーの観点からもInconel 713Cよりも低エネルギー側を示した。
- (5) 完全両振りの歪制御方式で試験したが、応力および歪の両面から見てヒステリシスループの非対称性が特異な現象として認められた。

#### 参考文献

- 1) 例えば、J. M. Swihart : U.S. Aeronautical R and D Goals. ISABE 87-7087.
- 2) O.A. Buchmann : Advanced Fabrication Techniques for Cooled Engine Structures. NASA CP-2065 (1978).
- 3) S.S. Manson : Proceedings. Society of Experimental Stress Analysis. 12 (1965) 2.
- 4) U. Muralidharan and S. S. Manson : Journal of Engineering Materials and Technology. 110 (1988) 1. P55.
- 5) JoDean Morrow and F.R. Tuler : Journal of Basic Engineering. Transactions of the ASME. Paper : No. 64-Met-15 (1964).
- 6) T. E. O'Connell : Pratt and Whitney Aircraft Group. Contract F33615-75-C-1166. Quarterly Progress Reports for 2/15/75 through 4/1/77.
- 7) Y. Nishiyama, T. Miyashita, S. Isobe and T. Noda : Proceeding of the 1989 TMS Fall Meeting (Indianapolis). 1190. in press.

## B-11 高温ガスタービン用材料の開発

*中村重義	(日立製作所 日立研究所)
福井寛	( 同 上 )
児島慶亨	( 同 上 )
鳥谷初	(日立製作所 日立工場)
溝井貴夫	( 同 上 )

### 1. 緒言

近年、発電用ガスタービンプラントの総合効率を高めるため、ガスタービンの燃焼ガス温度は益々、高温化の傾向にあり、これに伴って従来のガスタービンよりも高温特性に優れた材料が要求されるようになってきた。

日立製作所においては、図1に示す出力25MWクラス、燃焼ガス温度1300℃級の高温・高効率ガスタービンH-25<sup>1)・2)</sup>を既に開発し、商業運転中である。このガスタービンには静翼材として、Ti、Nb、Zrを含有するコバルト基超合金、ディスク材として、Nb含有鉄基合金、更に、動翼の耐食性を向上させるため、その外表面に合金コーティング被膜を形成させる減圧プラズマ溶射技術等の新たに開発した耐熱材料及びコーティング技術が適用された。また、複雑な形状を有する翼内面の耐食性向上を図るためAlの化学気相蒸着技術も確立した。

本報告は新たに開発した耐熱合金の高温特性及びコーティング技術について、述べたものである。

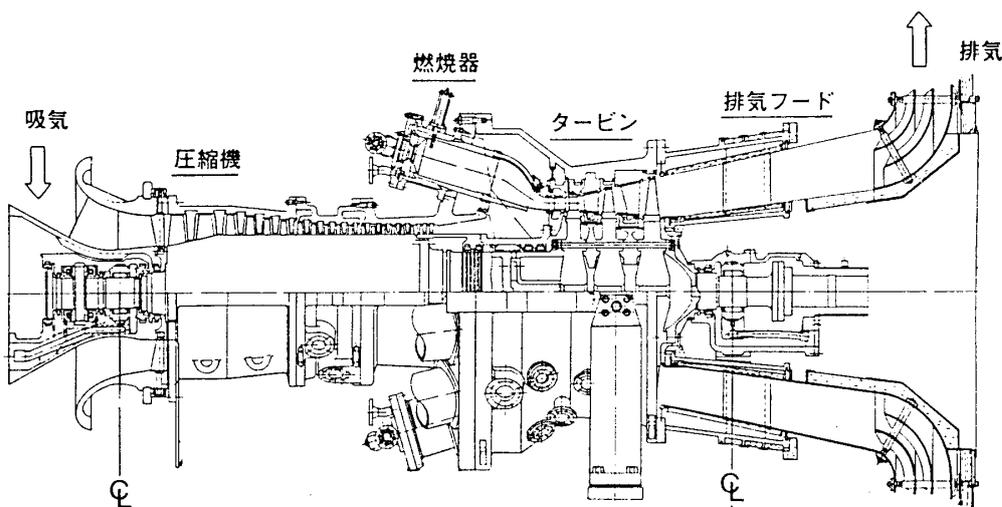


図1 H-25型ガスタービンの構造図

## 2. 耐熱材料の開発

### 2.1 静翼用材料

燃焼ガス温度の高温化に伴って、静翼用材料として高クリープ破断強度、耐熱疲労性あるいは組織の安定性等の性質が強く要求されてくる。これらの高温特性の向上を図るため、Ti、Nb、及びZrを添加した新コバルト基合金<sup>3)・4)</sup>を開発した。

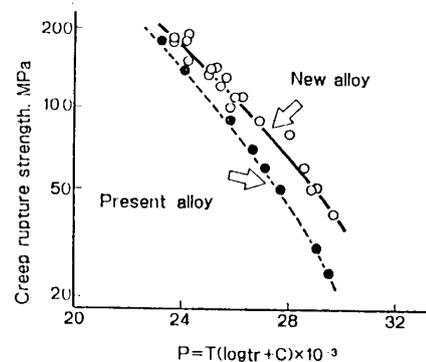
表1に本合金の化学成分を従来材と比較して示す。高炭素は本合金の強化相であるM<sub>23</sub>C<sub>6</sub>型(ここでMはCrを主体とする金属元素)の析出物を増加させクリープ破断強度、耐熱疲労性を向上させる。一方、Ti、Nb及びZrの添加はクリープ破断強度を高め、(Ti+Nb+Zr)/C(原子比率)=0.3の時最大のクリープ破断強度が得られる。これらの各元素は

いずれもMC型の炭化物を形成し、適正量のM<sub>23</sub>C<sub>6</sub>型の析出及び高温長時間におけるその炭化物の凝集を阻止し、組織の安定化を図る働きがある。図2に本開発合金と従来合金のラーソン・ミラーパラメータと

クリープ破断強度の関係を比較して示した。応力137MPa(14kgf/mm<sup>2</sup>)、破断時間10万時間の条件で耐用温度を比較すると開発合金は約30℃上昇する。また、この合金は高温長時間でもクリープ破断強度の低下が少ないことがわかる。図3に高温長時間大気中放置後の開発合金の走査型電子顕微鏡による組織観察結果を示す。これらの組織写真からわかるように結晶粒界に析出している共晶炭化物(M<sub>23</sub>C<sub>6</sub>)の周囲のマトリックス中に微細に析出している二次炭化物(M<sub>23</sub>C<sub>6</sub>)の状態は放置前と大きな変化は認められず、高温長時間においても組織的に安定している。

表1 静翼用新合金の化学成分

(Bal. Co)								
Alloy	C	Ni	Cr	W	B	Ti	Nb	Zr
New alloy	0.40	10.0	29.0	7.0	0.01	0.2	0.25	0.15
Present alloy	0.25	10.0	29.0	7.0	0.01	—	—	—



where P: Larson-Miller Parameter  
T: Temp. (K)  
tr: Rupture time (h)  
C: Constant=20

図2 クリープ破断強度

図3 高温長時間脆化後の組織写真

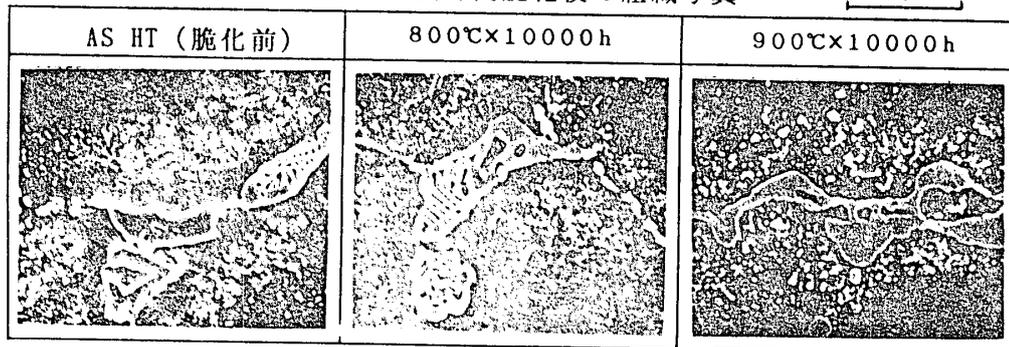


図4に温度800、900℃で、歪速度0.1%/sec. 与えたときの低サイクル疲労強度結果を示す。従来合金の800℃と開発合金の900℃の破断繰返し数がほぼ一致し、開発合金の低サイクル疲労強度も大幅に改善されていることがわかる。

以上、開発合金の高温特性の一例を示したが、これらの特性のほかにガスタービン用静翼材としては、鋳造性、溶接性、耐食性等も重要な因子である。本合金のこれらの特性は従来合金とほぼ同等で、特に、問題ないことを確認している。図5に本開発合金で精密鋳造したガスタービン用静翼の一例を示す。

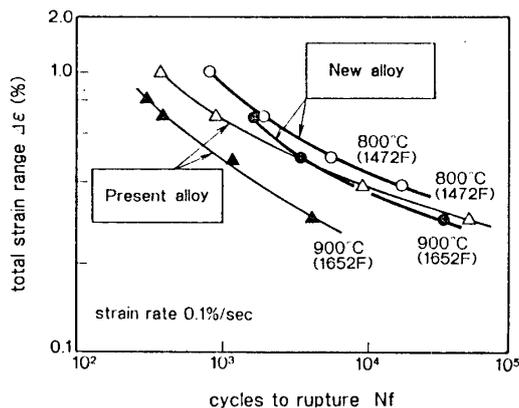


図4 高温低サイクル疲労試験

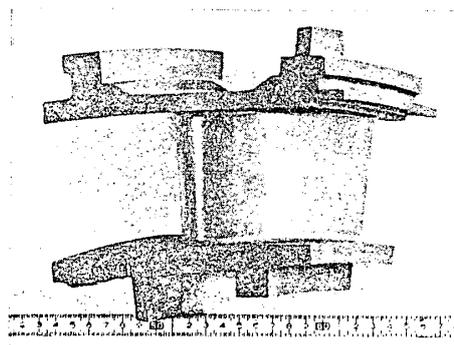


図5 新合金による静翼の製造例

## 2.2 ディスク用材料

燃焼ガスの高温化により、動翼を支持するディスク材も従来より苛酷な条件で使用されるようになり、より以上の高温特性に優れた材料が要求されるようになって来た。この要求に対応するため、

従来材(12Cr系耐熱鋼)より高温強度に優れたディスク用合金<sup>6)</sup>を開発した。クリープ破断強度、衝撃エネルギーに及ぼすC、Ni、Mo、V、Nb及びNの影響を多重回帰分析により調べた。一例として、MoとNbの含有量とクリープ破断強度の関係を図6に示す。これらの元素はいずれもクリープ破断時間を長くする効果があることがわかる。他の元素の分析結果を表2に示す。この結果、従来材のMoを高め、Vを低め、Nbを添加することによって、高強度、高靱性に優れたディスク用耐熱合金を開発できた。

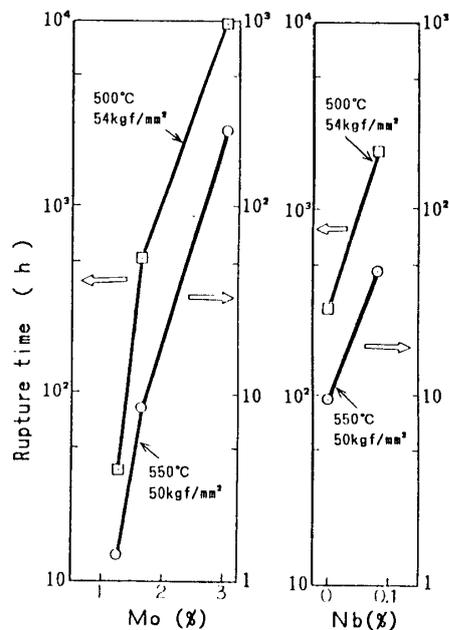


図6 Mo、Nb量とクリープ破断時間との関係

表2 各元素の多重回帰分析結果

$$Y = A_0 + A_1 C + A_2 Ni + A_3 Mo + A_4 W + A_5 V + A_6 Nb + A_7 N \quad (1)$$

Property Y	Constant A <sub>0</sub>	Regression coefficient					
		A <sub>1</sub> (C)	A <sub>2</sub> (Ni)	A <sub>3</sub> (Mo)	A <sub>4</sub> (W)	A <sub>5</sub> (V)	A <sub>6</sub> (Nb)
vE <sub>20</sub> (kgf-m) <sup>1)</sup>	7.7	-1.3	4.4	-2.4	-2.3	-4.2	5.1
Log t (h) <sup>2)</sup>	-2.3	-8.3	-0.1	1.5	1.0	1.4	6.2

1) Absorbed energy at 20°C

2) Rupture time at 500°C-50kgf/mm<sup>2</sup>

Number of sample: 11

A <sub>7</sub> (N)	Multiple correlation coefficient
	-36.7
9.3	0.97

表3に開発合金の化学成分を従来材と比較して示す。クリープ破断強度は図7に示すように、温度450°C、破断時間10万時間の条件で破断応力を比較すると、開発合金は従来材の約20%向上するこ

とがわかる。開発合金の透過型電子顕微鏡による組織観察及び抽出レプリカによる析出物の調査において、粒内に微細なNbの炭化物が分散されていることが確認された。この炭化物の分散がクリープ破断強度の向上の要因になっているものと考えている。図8に開発合金と従来材の450°C長時間大気中放置材の脆化特性を示す。ここで、ΔFATT(脆化度)は放置前材料の脆性破面率50%となる温度を基準にとり、加熱材のその温度の上昇分を表したものであり、ΔFATTが大きいほどその材料の脆化度が大きいことを示す。図8より、開発合金のΔFATTは従来材と比較して、小さく、その合金は優れた耐脆化性を有することがわかる。破壊モードは図8に示すように、脆化処理前では開発合金、従来材共に粒内破壊モードであるが、3000時間放置後、従来材は粒界破壊モードに変わるのに対して、開発合金は粒内破壊モードであり、高靱性を有する。

表3 ディスク用新合金の化学成分

	C	Si	Mn	Ni	Cr	Mo	V	Nb	N
New alloy	0.1	0.05	0.15	2.5	11.5	2.1	0.2	0.08	0.06
Present alloy	0.1	0.25	0.7	2.5	11.7	1.7	0.35	—	0.03

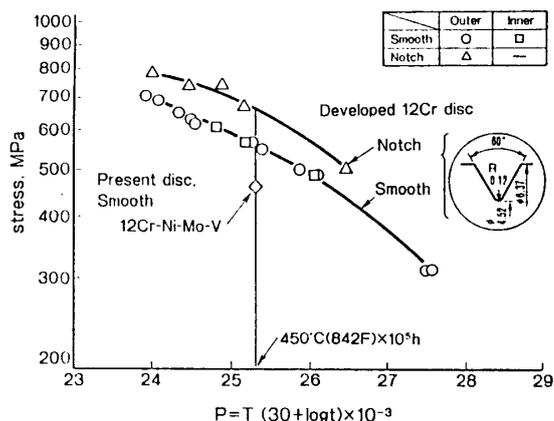


図7 ディスク材のクリープ破断強度

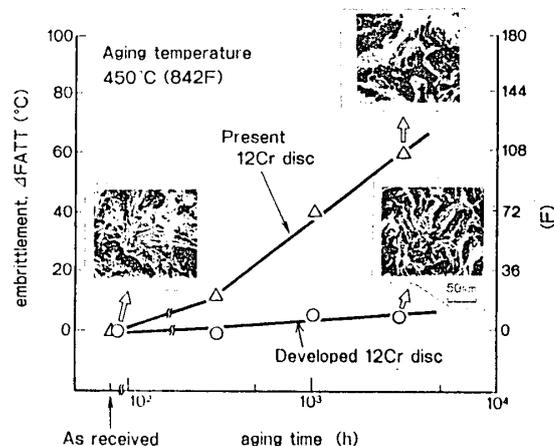


図8 ディスク材の脆化特性

### 3. 動翼用耐食コーティング技術

#### 3. 1 減圧プラズマ溶射コーティング

燃焼ガス温度の上昇あるいは使用する燃料の多様化により高温部材、特に、動翼は高温腐食環境下にさらされる。この高温腐食は燃料中に含まれるS、V、コンプレッサの空気中に含まれる海塩粒子が燃焼器内で反応し腐食性物質が形成されることにより生じる。この傾向は燃焼ガス温度が上昇するに従い強くなって来る。このため、高温のガス流と接触する動翼外表面の耐食性を向上させる減圧プラズマ溶射コーティング (Low-Pressure Plasma-Spray Coating; 以下LPCと略す) 技術<sup>9)</sup>を開発した。

図9にLPC装置の概略図を示す。この装置は電源部、プラズマガン、粉末供給装置、圧力制御部及びワーク・ピースの位置制御部より構成されており、ワーク・ピース及びプラズマガンはそれぞれ二軸、及び三軸方向に独立に制御が可能である。真空排気系は容器内圧力を10~300 Torrにする能力を有する。ワーク・ピースの予熱は赤外線加熱、プラズマアークにより行われる。

このLPC法は(1)高速プラズマが可能、(2)基材との密着性に優れた気孔のない微細なコーティング被膜形成が可能、(3)コーティング被膜厚さのバラツキが少ない等の特長を持っている。

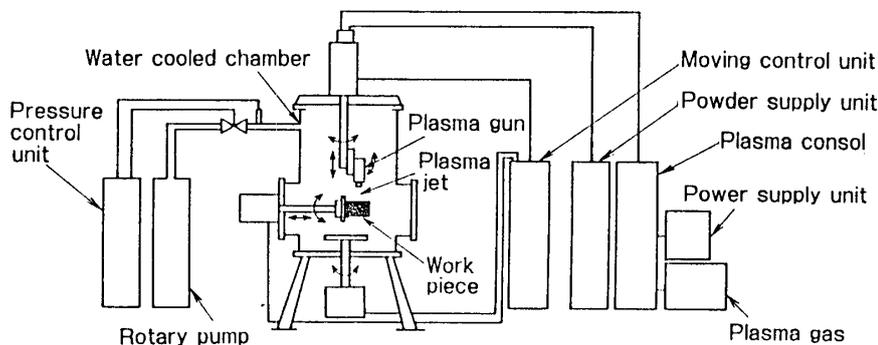


図9 減圧プラズマ溶射コーティング装置の概略図

コーティング材は酸化、熱膨張及び耐高温腐食の点より、 $32\text{Ni}-21\text{Cr}-8\text{Al}-0.5\text{Y}$ -残Co (以下、CoNiCrAlYと略す)粉末を選定した。図10にCoNiCrAlYの大気中及び減圧下のプラズマ溶射コーティング被膜の1150℃、100時間の酸化試験結果を示す。大気中の場合、被膜内には酸化物、気孔が見られるが、減圧下でコーティングした被膜にはそれらが認められず、健全な組織になっている。一方、図11バーナ・リグによる高温腐食試験結果を示す。LPC法によるCoNiCrAlYのコーティング被膜の耐食性は動翼材として一般に使用されているNi基超合金より、優れていること



がわかる。この耐食性の向上は、CoNiCrAlYのコーティング層表面に  $Cr_2O_3$ 、 $Al_2O_3$  等の保護性酸化被膜を形成し、基材を腐食環境より遮断するためである。

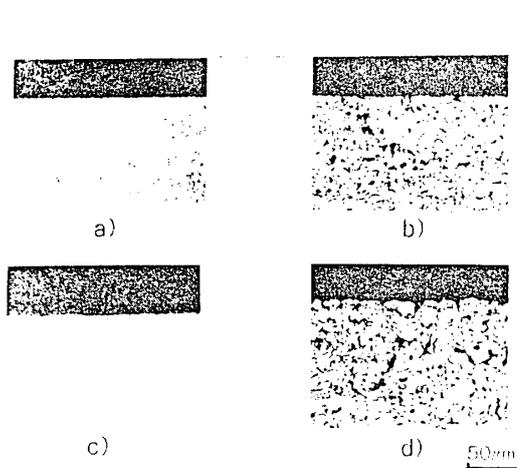


図 10 1150°C、100hの高温酸化試験  
前後のCoNiCrAlYの組織写真

- a) LPC、酸化前
- b) 大気中、酸化前
- c) LPC、酸化後
- d) 大気中、酸化後

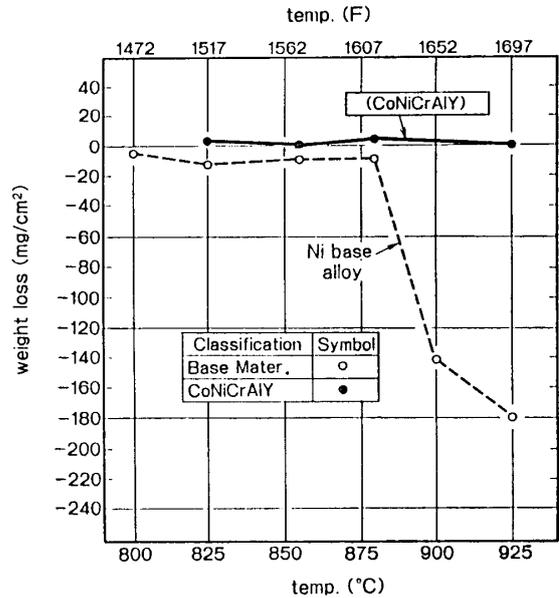


図 11 バーナ・リグによる耐食性試験

### 3. 2 減圧化学気相蒸着コーティング

燃焼ガス温度の高温化に伴い、翼の冷却効率を高める必要から翼内面形状は今後更に、複雑になってくるものと考えられる。また、翼内面は冷却空気中に含まれる  $NaCl$  等による腐食環境下にさらされ、その傾向は翼のメタル温度の上昇、すなわち、燃焼ガス温度が高温になるに従い、大きくなっていく。そこで、翼内面の耐食性を高めるため、複雑形状表面に  $Al$  のコーティング被膜を気相から析出させる化学気相蒸着法 (Chemical Vapor Deposition; 以下、CVD法と略す) によるコーティング技術<sup>7)</sup>を開発した。

図 12 に CVD 法による装置の概略を示す。この装置は反応容器、ガス変成室、 $AlCl_3$ 、発生室、圧力制御部及び電源部より構成されている。水素ガスをキャリアガスとして、 $AlCl_3$  はガス変成室に導入され、溶湯アルミニウムと反応する ( $AlCl_3 + 2Al = 3AlCl$ )。このアルミニウムの低次塩化物  $AlCl$  は水素ガスと共に反応容器内のワーク・ピースに供給される。

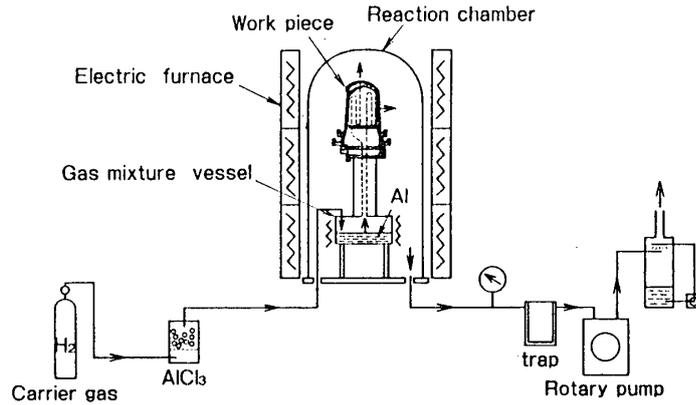


図 1 2 CVD法による装置の概略図

図 1 3 に第一パス、第二パスより構成されている翼内面の冷却通路の一例を示すが、第二パスのピンフィン部において、通路断面積が急激に大きく変わっている。この断面積の増加により、ガス流速が低下し翼外部からガスの逆拡散が生じ、反応ガス濃度が低下する。これを防止するため、第二パスの端面に逆流防止用治具を取付けガス流速を制御した。

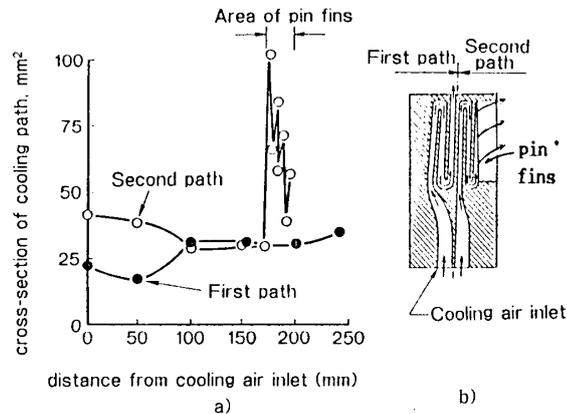


図 1 3 翼内面の冷却通路断面積の変化

図 1 4 に冷却空気入口、すなわち、ガス入口からの距離と形成されるコーティング膜厚（入口における膜厚を 100% とした時の膜厚比率）との関係を示した。ガス流速制御を行わない場合のコーティング厚さは第二パスのピンフィン部で急激に減少する。一方、ガス流速制御を行った場合には第二パスの端部でも膜厚比率 50% のコーティング厚さが得られる。この場合の CVD 条件は次の通りである。

- 溶湯アルミニウムの温度 ; 950℃
- ワーク・ピースの予熱温度 ; 975℃
- 処理時間 ; 1 h
- 圧力 ; 20 Torr

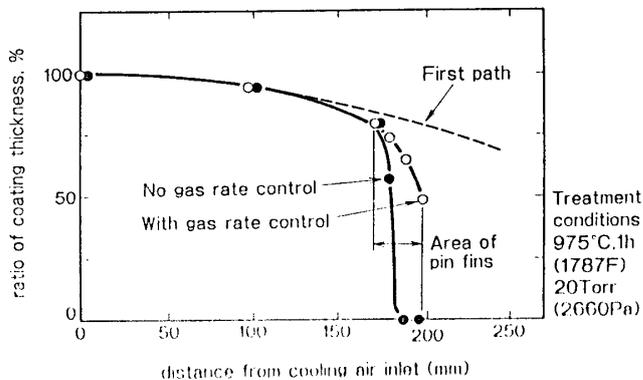


図 1 4 第二パスのコーティング膜厚比率

本CVD法によるコーティング被膜組成はX線回折によりNiAlと同定された。また、このコーティング被膜はNaClの環境下において、優れた耐食性を有することを確認した。

#### 4. 結 言

高温ガスタービン用静翼、ディスク材及び動翼の内外面へのコーティング施工技術を開発した。

- (1) 静翼材として、コバルト基超合金(0.4C-10Ni-30Cr-7W-0.01B-0.2Ti-0.25Nb-0.15Zr-残Co)を開発した。本合金は特に、クリープ破断強度、耐熱疲労性に優れている。
- (2) ディスク材として、鉄基合金(0.1C-0.05Si-2.5Ni-11.5Cr-2.0Mo-0.2V-0.08Nb-0.06N-残Fe)を開発した。本合金は高クリープ破断強度、高靱性及び耐脆化性に優れている。
- (3) 動翼材の耐食性を向上させるコーティング被膜の形成法として、翼外面にはCoNiCrAlYの減圧プラズマ溶射法、また、内面にはAlの減圧化学気相蒸着法によるコーティング技術を開発した。

#### 5. 参考文献

- 1) 漆谷春雄、笹田哲男、川池和彦、福井寛；第17回ガスタービン定期講演会 A-10, 71
- 2) R.Furukawazono, T.Kamata, M.Kubota, H.Ishino, M.Kunihiro; The Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 89-GT-1989
- 3) Y.Fukui, R.Sasaki, F.Hataya, T.Kashimura; Metallurgical Transactions A Vol.12A June 1981 1033
- 4) 漆谷春雄、福井寛、川池和彦、石橋洋二；日立評論、Vol.69 No.10 1987 49
- 5) 志賀正男、福井寛、前野良美、土井裕之、溝井貴夫、黒沢宗一、渡辺康雄、梶原英司；日本鉄鋼協会、春期講演大会、No.117 Vol.2 No.3 1989 769
- 6) 児島慶亨、福井寛、朝日直達；金属表面技術、Vol.39 No.7 1988 382
- 7) 山口静、福島正武、児島慶亨；表面処理協会、春期(79回)講演大会、1989

# B-12 粉末冶金法によるガスタービン用高温材料の試作とその特性

\* 岡田 郁生 (三菱重工業(株) 高砂研究所)  
河合 久孝 (三菱重工業(株) 高砂研究所)

## 1. まえがき

近年発電用ガスタービンは、その熱効率改善のため、入口ガス温度が上昇するとともに大型化する傾向がある。入口ガス温度の上昇に対しては、高温強度にすぐれた耐熱材料が必要になるため、粉末冶金法により高温でも安定な微細酸化物粒子を均一分散させ、融点近くまですぐれた強度を示す酸化物分散強化型合金<sup>(1)</sup> (Oxide Dispersion Strengthened Alloy, 以下ODS合金と称す) が注目されている。

一方、大型化に対しては、成形性にすぐれた材料が必要となるため、超塑性<sup>(2)</sup> が注目されており、粉末冶金法による微細結晶粒組織を有する材料が有望視<sup>(3)</sup> されている。

そこで、本研究では、粉末冶金法を用い高温強度の改善を目標としたNi基ODS合金と、超塑性による変形抵抗の低減に注目し加工性の改善を目標としたNi基耐熱合金を試作し、特性を評価したのでその結果を報告する。

## 2. Ni基 ODS合金の試作及び評価

表1 試作合金の化学組成 (wt%)

### 2.1 Ni基 ODS合金の試作

Ni基 ODS合金を試作するに当って、Inco製ODS合金であるMA754合金<sup>(4)</sup>を模倣した化学組成(表1)にて検討を行なった。製造プロセスは、粒径180ÅのY<sub>2</sub>O<sub>3</sub>粒子の均一分散を図るため、アトリッターを用い各種金属粉末とY<sub>2</sub>O<sub>3</sub>粉末のメカニカルアロイング処理<sup>(5),(6)</sup>を行なった後、0.6mm以下の処理粉末を回収し、HIP<sup>(7)</sup> (Hot Isostatic Press)により焼結した。更にODS合金の特徴である一方向再結晶組織<sup>(8),(9)</sup>を得るため種々の条件で押出し等の加工熱処理を実施した。試作材の製造プロセスの概略を図1に、HIP後の加工熱処理条件を表2に示す。また、簡単な

	Cr	Fe	Ti	Al	C	Y <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	Ni
試作合金	20.0	1.3	—	0.7	0.06	0.6	bal.
(4) MA754	20.1	1.3	0.4	0.3	0.06	0.6	bal.

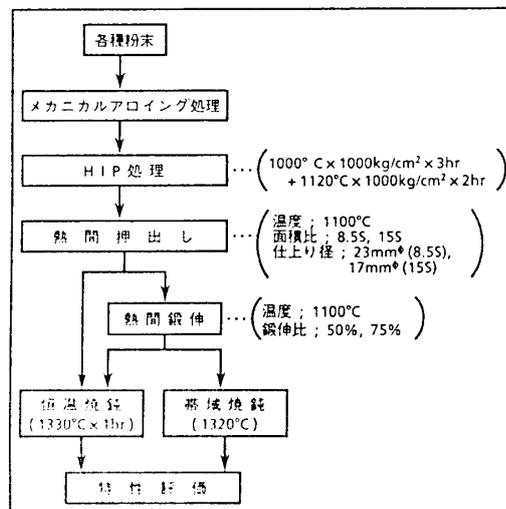


図1 Ni基ODS合金の製造プロセス

ため各試作材を表2の略称で表わすことにする。

## 2.2 評価内容及び評価結果

表2 試作材と加工熱処理条件

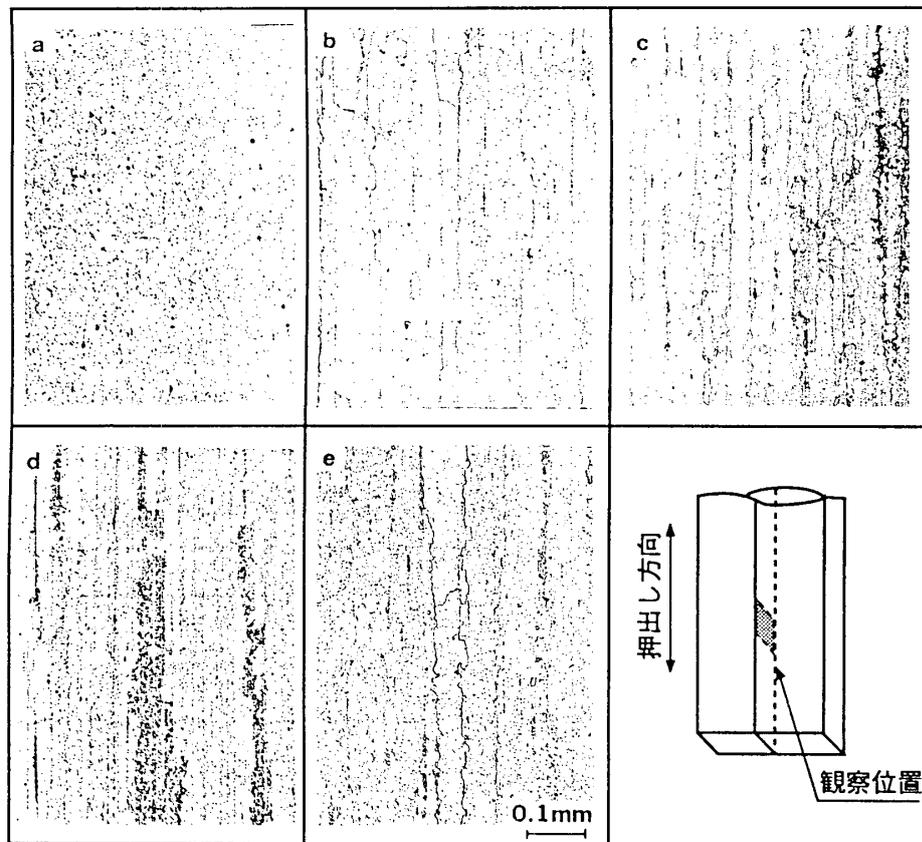
### (1) 評価内容

試作材について、光学顕微鏡及び透過電子顕微鏡を用いマイクロ組織を観察した。また、室温及び850℃にて引張試験を実施するとともに、760℃及び982℃にてクリープ破断試験を実施した。引張試験及びクリープ破

試作材略称	加工熱処理条件
8.5S材	HIP→押出し(8.5S*)→恒温焼鈍
8.5S・75%材	HIP→押出し(8.5S*)→75%鍛伸→恒温焼鈍
15S・75%材	HIP→押出し(15S*)→75%鍛伸→恒温焼鈍
15S・50%材	HIP→押出し(15S*)→50%鍛伸→恒温焼鈍
15S・50%(Z)材	HIP→押出し(15S*)→50%鍛伸→帯域焼鈍

\* 面積比

断試験には、平行部が4mm×16mm×2mm<sup>t</sup>の板状試験片を採取し試験に供した。



[ a ; 8.5S材, b ; 8.5S・75%材, c ; 15S・75%材  
d ; 15S・50%材, e ; 15S・50%(Z)材 ]

図2 Ni基ODS合金のマイクロ組織

### (2) 評価結果

#### (i) ミクロ組織

各試作材の縦断面マイクロ組織を図2に示す。これから、8.5S材は全く一方向再結晶していなかったが、8.5S・75%材は、押出し方向に長く成長した結晶粒が得られていた。一方、15Sの押出しを行なった15S・50%材及び15S・75%材は、どちらも押出し方向に長く成

長した結晶粒と二次再結晶が不十分と見られる微小結晶粒が混在しており、その傾向は15S・50%材の方が顕著であった。ただし、同じく50%の鍛伸後、帯域焼鈍を行なった15S・50%(Z)材は、微小結晶粒が減少していた。

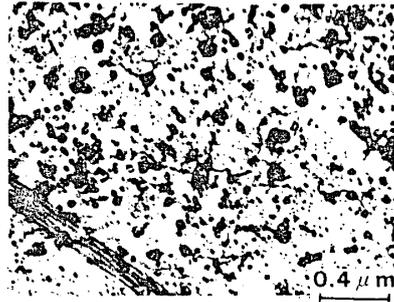


図3 Ni基ODS合金の透過電顕組織

各種試作材について、透過電子顕微鏡で組織を観察した結果、図3に示すとおり微小粒子が均一に分散しており、この粒子はEDS分析により $Y_2O_3$ であると確認された。

### ② 引張試験結果

各試作材について室温及び850℃で引張試験を行なった結果、室温及び850℃のどちらも8.5S・75%材の強度が高いことがわかった。また、850℃における15S・50%材の伸びは、著しく低いこともわかった(図4)。

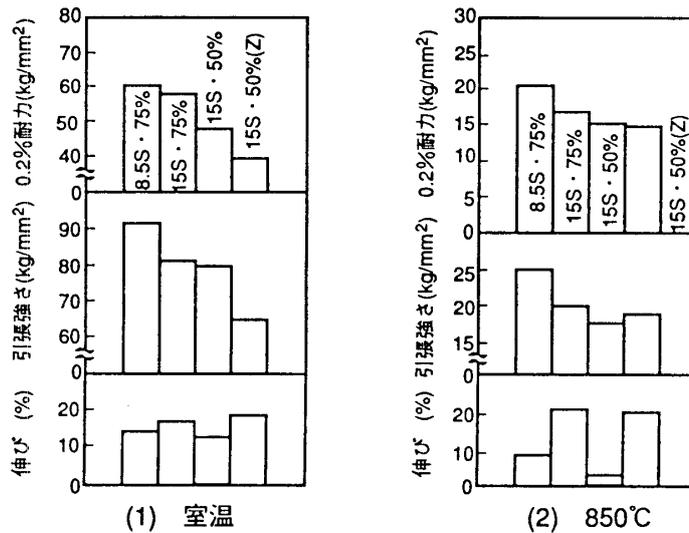


図4 Ni基ODS合金の引張強さ

### ③ クリープ破断試験結果

各試作材について、760℃及び982℃で行なったクリープ破断試験結果を図5に示す。これから、8.5S・75%材及び15S・50%(Z)材の強度が高く、Inco製MA754合金<sup>(4)</sup>と比較し低温側ではこれに及ばないものの、高温側ではほぼ同等の強度を示すことがわかった。一方、15S・50%材は強度が低く、マイクロ組織で認められた微細結晶粒の存在が、強く影響していると考えられる。

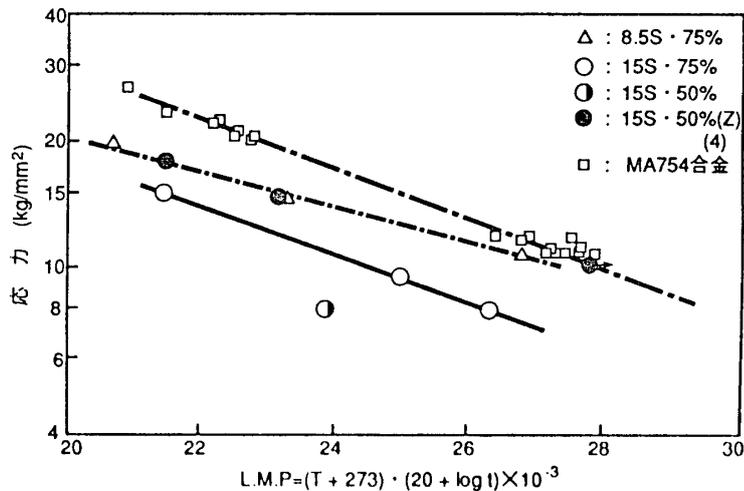


図5 Ni基ODS合金のクリープ破断性質

### 3. Ni基耐熱合金の試作と評価

#### 3.1 Ni基耐熱合金の試作

Ni基耐熱合金を試作するに当たって、Special Metals社製Ni基耐熱合金（鍛造合金）のUdimet 720合金を模擬した化学組成（表3）にて検討を行なった。製造プロセスは、目標化学組成のNi基合金を溶製のうえ、これをArアトマイズ法<sup>(7)</sup>により粉末とした後、105 $\mu$ m以下の粉末を回収しHIPにより焼結した。延性に悪影響を及ぼすPrior Particle Boundary<sup>(8)</sup>（以下、PPBと称す）の形成を抑制するため、HIP処理条件（表4）を検討するとともに、熱間で鍛伸及び押出しを実施し、試作材を作製した。製造プロセスの概略を図6に示す。

表3 試作合金の化学組成 (wt%)

	Cr	Co	Ti	Al	Mo	W	Ta	C	Ni
試作合金	18.2	15.1	5.0	2.5	3.1	1.3	0.9	0.04	bal.
Udimet 720	18.0	15.0	5.0	2.5	3.0	1.2	—	0.03	bal.

表4 HIP条件

条件1	1150 $^{\circ}$ C $\times$ 1000 kg/cm $^2$ $\times$ 2 hr
条件2	1000 $^{\circ}$ C $\times$ 1000 kg/cm $^2$ $\times$ 3 hr + 1120 $^{\circ}$ C $\times$ 1000 kg/cm $^2$ $\times$ 2 hr

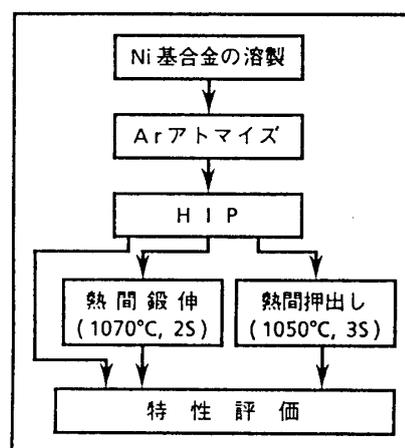


図6 Ni基耐熱合金の製造プロセス

簡単のため、条件1によるHIP処理により焼結した試作材をHIP(1)材、条件1によるHIP処理後、1070 $^{\circ}$ Cで面積比2Sの鍛伸を実施した試作材をHIP(1)+鍛伸材、条件2によるHIP処理後、1050 $^{\circ}$ Cで面積比3Sの押出しを実施した試作材をHIP(2)+押出し材と表わすことにする。なお、試作材の形状は、HIP(1)材が76mm $\phi$   $\times$  320mm $^l$ 、HIP(1)+鍛伸材が52mm $\phi$   $\times$  100mm $^l$ 、HIP(2)+押出し材が76mm $\phi$   $\times$  320mm $^l$ である。

#### 3.2 評価内容及び評価結果

##### (1) 評価内容

試作材について、光学顕微鏡を用いマイクロ組織を観察するとともに、1000 $^{\circ}$ Cから1150 $^{\circ}$ Cの間における引張試験、もしくは1050 $^{\circ}$ Cにおける圧縮試験を実施し超塑性について検討した。また、一部試作材を用い、1100 $^{\circ}$ Cで普通鍛造法によりガスタービン動翼を試作し、熱処理（1200 $^{\circ}$ C $\times$ 4hr+1079 $^{\circ}$ C $\times$ 4hr+843 $^{\circ}$ C $\times$ 24hr+760 $^{\circ}$ C $\times$ 16hr）を実施したのち、マイクロ組織観察、室温及び850 $^{\circ}$ Cでの引張試験、730 $^{\circ}$ Cから982 $^{\circ}$ Cの間でのクリープ破断試験を実施し特性を評価した。

なお、引張試験及びクリープ破断試験には平行部が $4\text{mm}^\phi \times 20\text{mm}^l$ の丸棒試験片を、圧縮試験には直径 $20\text{mm}^\phi$ 高さ $30\text{mm}^l$ の試験片を用いた。

(2) 評価結果

① HIP(1)材

(i) ミクロ組織

ミクロ組織は、炭化物と思われる析出物が多数認められたが、ポロシティ等の欠陥は存在しなかった。

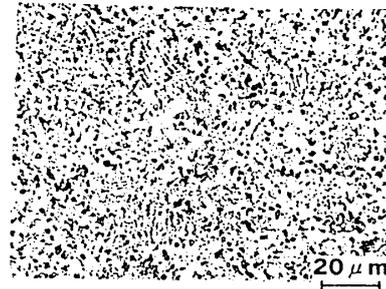


図7 HIP(1)材のミクロ組織

(ii) 引張試験結果

1050℃及び1100℃で引張試験を行なった結果、Udimet 720合金（未熱処理材）と比較し、引張強さはこれよりも高い反面、延性は極めて低いことがわかった（図8）。

この原因を明らかにするため、1050℃で実施した試験片のつかみ部及び破断部のミクロ組織を観察した。つかみ部の組織から原料粉末の表面と思われる位置に析出物が存在しており、破断部ではこれに沿って円弧状のき裂が多数発生していた。別途行なった透過電子顕微鏡による観察から、この析出物は(Ti, Ta)Cであると同定された。

以上の結果から、HIP(1)材の延性が低かった原因は、引張試験のため高温に加熱したことにより、PPBが形成されたためと考えられる。

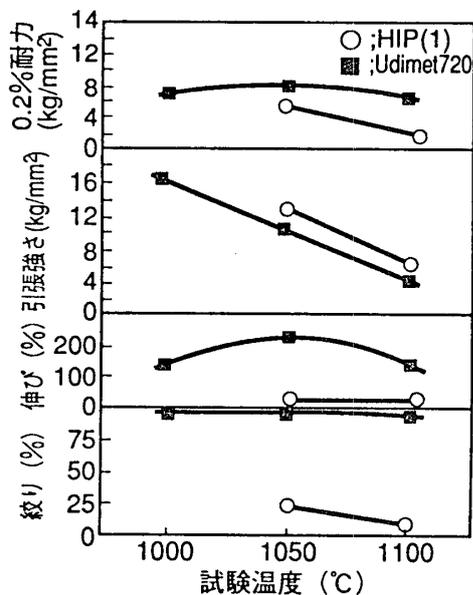


図8 引張試験結果 [HIP(1)材]

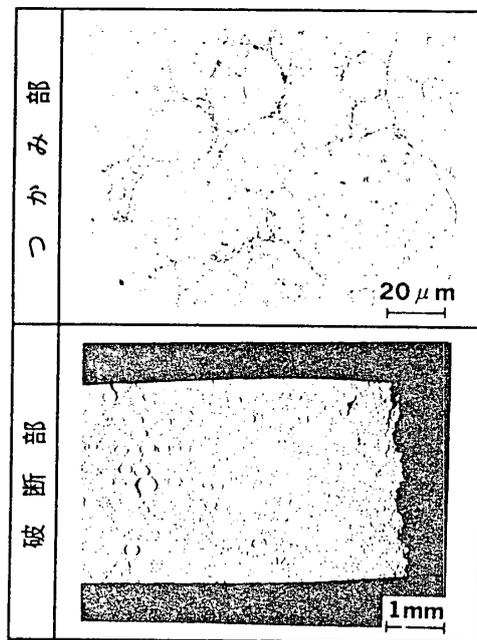


図9 引張試験片の断面ミクロ組織



② HIP(1)+鍛伸材

(i) ミクロ組織

ミクロ組織から、鍛伸により炭化物が分散し、PPBが消滅していることがわかった。

(ii) 引張試験結果

1000℃から1150℃で引張試験を行なったところ、0.2%耐力は2kg/mm<sup>2</sup>以下と低く、逆に延性は著しく高かった。特に1050℃では、伸びが

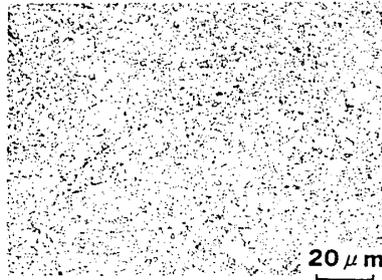


図10 HIP(1)+鍛伸材のミクロ組織

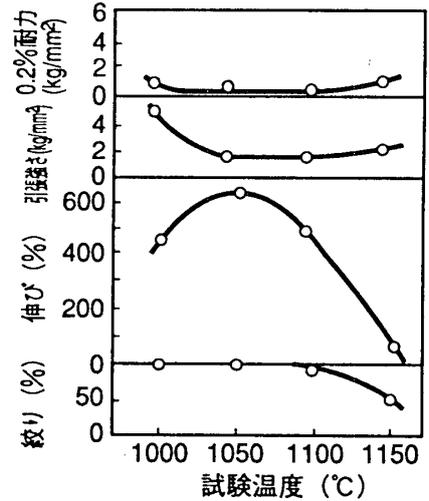


図11 引張試験結果 [HIP(1)+鍛伸材]

660%にも達し、超塑性が得られることがわかった(図11)。

③ HIP(2)+押し出し

(i) ミクロ組織

上述のHIP(1)+鍛伸材と同様、炭化物は分散し、PPBは形成されていないことがわかった(図12)。

(ii) 圧縮試験結果

試作材の超塑性特性を調べるため、1050℃で種々の歪速度にて圧縮試験を実施した結果、Udimet 720合

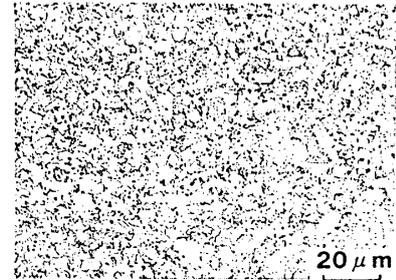


図12 HIP(2)+鍛伸材のミクロ組織

金(未熱処理材)と比較し、その変形抵抗は約1/2から3/4の範囲で低下していた(図13)。また、歪速度感受性(m値)は、図14に示すとおり、歪量が大きくなるに従い小さくなるものの、通常、超塑性が得られるとする0.3以上を示していることが確認できた。

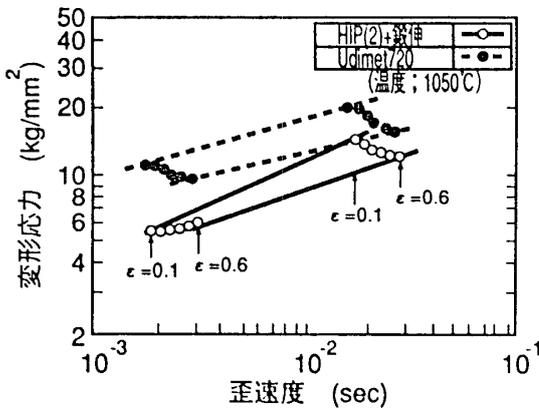


図13 変形応力の歪速度依存性

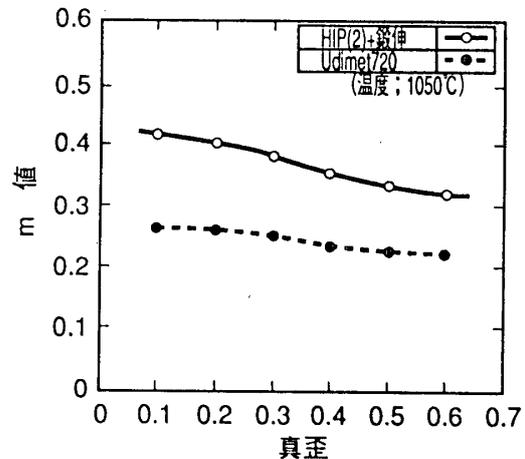


図14 歪速度感受性(m値)の変化

#### ④ 試作ガスタービン動翼の評価

③で詳細を述べたHIP(2)+押し材を用い、ガスタービン動翼を試作しその特性を評価した。なお、恒温鍛造用金型等設備の問題から、今回は従来どおり普通鍛造法にて試作し、熱処理後各種試験を行ない評価した。

##### (i) 金属組織

試作翼の断面マクロ及びマイクロ組織を図15に示した。これから、微細なマクロ組織を呈しており、結晶粒径はASTM#5から#6の間であり、Udimet 720合金を用い通常のプロセスで製造した翼材と比べ著しく小さいことがわかった。

##### (ii) 引張試験及びクリーブ破断試験結果

室温及び850℃で引張試験を行なった結果、0.2%耐力及び引張強さは、どちらもUdimet 720合金（熱処理材）と同等以上であることがわかった（図16(1)）。

730℃から982℃の間でクリーブ破断試験を行なった結果、高温側ではUdimet 720合金（熱処理材）と比べ低い強度であったが、低温側ではこれを上回ることがわかった（図16(2)）。

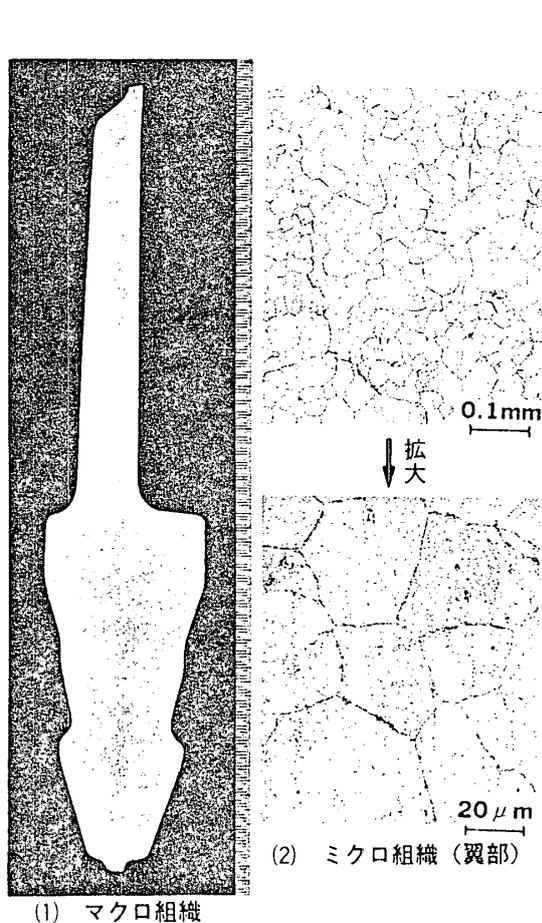


図15 試作翼の金属組織（熱処理後）

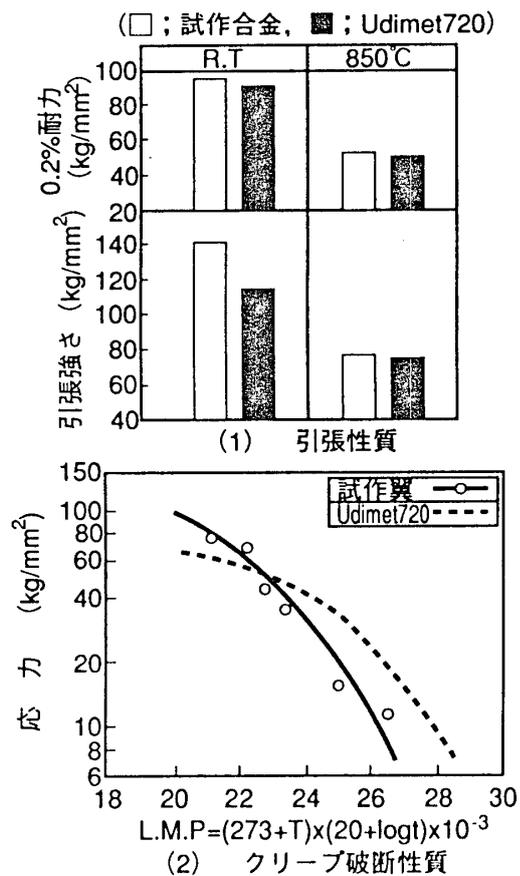


図16 鍛造翼の機械的性質（熱処理後）

#### 4. ま と め

粉末冶金法によりガスタービン用Ni基耐熱合金を試作し、その特性を評価した結果以下の結論を得た。

- (1) Inco製MA754合金を模擬したNi基ODS合金を試作し評価した結果、すぐれた高温強度を得るためには、良好な一方向再結晶組織とする必要があり、そのためには加工熱処理条件を適切に選ぶ必要があることがわかった。
- (2) Special Metals社製Udimet 720合金を模擬したNi基耐熱合金を試作した結果、HIP及びHIP後の加工条件を適切に選ぶことで、PPBが抑制でき、なおかつ超塑性が得られることがわかった。試作合金を用い作製したガスタービン動翼は結晶粒が微細であり、また、引張強さ及び低温側におけるクリープ破断強度にすぐれることがわかった。

最後に本研究を行なうに当って御協力戴いた銚神戸製鋼所殿には御礼申し上げます。

#### 5. 参 考 文 献

- (1) R.C. Benn, L.R. Curwick and G.A. Hack, Inco.Tech.Paper 1078-T-OP (1980)
- (2) J.B. Moore and R.L. Athey, U.S Pat. 3519503 (1970)
- (3) 高田, 機械の研究, 第37巻, 第9号(1985) 70
- (4) J.J. Stephens and W.D. Nix, Metall. Trans.A 16A (1985) 1307
- (5) J.S. Bennjamin, Metall. Trans. 1 (1970) 2943
- (6) J.S. Bennjamin and T.E. Volin, Metall. Trans. 5 (1974) 1929
- (7) G.H. Gessinger, Powder Metallurgy of Superalloy (1984) 70 [Butterworths, London]
- (8) T.E. Howson, J.E. Stulga and J.K. Tien, Metall. Trans.A 11A (1980) 1599
- (9) J.D. Whittenberger, Metall. Trans.A 12A (1981) 845
- (10) J.S. Bennjamin and J.M. Larson, J. Aircraft 14 (1977) 613