

UDC 536.55:  
621.452.32:  
629.73.054.03

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-459

ガスタービン用流体温度検出器の試作

松田幸雄・西尾健二・遠藤征紀

1976 年 6 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# ガスタービン用流体温度検出器の試作\*

松田 幸雄\*\*・西尾 健二\*\*・遠藤 征紀\*\*

## Fluidic Temperature Sensor for Gas Turbine

By Yukio MATSUDA, Kenji NISHIO  
and Masanori ENDO

### ABSTRACT

A fluidic high temperature sensor was constructed based on the authors' previous experiments with cool air. The sensor is basically a fluid oscillator with two feedback channels, in which the pressure wave travels at a speed determined mainly by the temperature of the working gas. The shape of the feedback channels and ratio of outlet nozzle area to main nozzle area was properly selected to obtain temperature-sensitive, pressure and noise-insensitive oscillatory characteristics. The sensor was made of stainless steel by the diffusion bonding method, and was designed to permit mounting on the wall of the turbine outlet duct.

A test utilizing high temperature air and combustion gas (up to 800°C) was conducted to obtain the static and dynamic characteristics of the sensor. Within the limits of the capability of the test apparatus, the maximum deviation from the calibration curve was found to be  $\pm 4^\circ\text{C}$  (up to 470°C) and  $\pm 15^\circ\text{C}$  (higher than 470°C), and the temperature-frequency sensitivity 2.5 (Hz/°C) at 750°C. The sensor transferred a stable output signal the frequency of which was nearly insensitive to pressure changes at the inlet port within the range of a pressure ratio exceeding 2.5. The dynamic response of the sensor was represented by the combination of two first-order delays with time constants of less than 0.5 sec and more than 10 sec respectively.

### 1. まえがき

流体素子はいくつかの固有の特徴の故に、1960年代に入って米国に於いて盛んに研究される様になり、その後各国に於いてその応用に関する研究が続けられ、今まで流体素子の特徴を生かしたいくつかの分野に於いて実用化に成功している。そのうち流体発振器を温度検出器として使おうとする試みは、流体素子が発明されて間もない頃からあり、特にフィードバック形及びエッジトーン形流体温度検出器に関しては多くの研究報告がある。<sup>1),2)</sup>

著者等も流体温度検出器の航空機用ガスタービンのタービン入口ガス温度検出器への応用を目的とした研究に着手し、第一段階として合成樹脂製のフィードバック型

流体温度検出器により基礎研究を行なった。<sup>3)</sup> その結果、合成樹脂製のモデルを金属製のものに変え流体温度検出器の可能性を更に追及する有用性を認め、今回ステンレスの薄板をフォトリソ加工後、拡散接着する方法により高温測定可能な流体温度検出器を試作した。さらに航技研の諸燃焼試験設備にて実際のガスタービン燃焼器を用い、最高供給ガス温度 1000°C までの特性試験を行なったのでここに報告する。

### 記号および文字

$c_d$  : 音速

$d$  : 圧力信号 (温度検出器出力信号) 検出孔直径

$D_r$  : 出口ノズルと主ノズルの面積比

$f$  : 検出器発振周波数 (実験値)

$f_0$  : 検出器発振周波数 (理論値)

\* 昭和51年4月13日 受付

\*\* 原動機部

$f_s$ : 音波の周波数

$g$ : 重力加速度

$k$ : 定数

$K_1, K_2$ : 温度検出器のゲイン

$l_f$ : フィードバック路長

$l'_f$ : 圧力波伝播路長

$P_c$ : 供給ガス圧力と検出器出口大気圧の圧力比

$P_{cr}$ : 圧力不感状態に入る  $P_c$  の値

$R$ : ガス定数

$S$ : 温度検出器の感度

$T$ : 測定供給ガスの温度

$X_L$ : 圧力信号検出孔の音響リアクタンス

$C(s)$ : 補償要素の伝達関数

$G(s)$ : 温度検出器の伝達関数

$\delta$ : 圧力信号検出孔長さ

$\tau_1, \tau_2$ : 温度検出器の時定数

$R_1, R_2, R_3, c_1$ : 補償回路定数

## 2. 流体温度検出器の原理と構造

### 2.1 流体温度検出器の動作原理

流体温度検出器（以後本報告では検出器と略称する）の動作原理については、前回の報告<sup>3)</sup>で詳しく述べたので、ここではごく簡単に説明する。

図1に本検出器の流路形状と各部の名称を示す。タービン入口又は出口の燃焼ガスは、検出器の作動流体としてガス供給ポートに導かれ、主ノズルから干渉室に噴出し（主噴流）、壁付着効果によって干渉室の左右の側壁のいずれか一方に付着する。その結果、主噴流が付着した側のフィードバック路中に圧力波が生じ、これは主としてガスの温度で決定される音速で制御口に向って伝播する。この圧力波は主噴流と干渉室側壁にはさまれた領域

域に生じている壁付着効果の原因となる低圧の渦領域を破壊する。これにより主噴流は反対側の側壁に付着し、以後これと同じ過程をくり返して検出器は発振状態に入る。またフィードバック路内に入らなかったガス、及びフィードバック路内のガスで制御口から出てきたガスは、出口ノズルを経て外気中に放出される。検出器の発振周波数  $f_0$  は次の様に表わせる。

$$f_0 \doteq k \cdot c_d \quad (1)$$

ここに  $c_d$  は検出器のフィードバック路内を伝播する圧力波の速度である。 $c_d$  は圧力波の振幅が音波と見なせる程度に微小ならば、フィードバック路内のガス温度に対応する音速に等しく、これは温度の平方根にはほぼ比例する。また圧力波振幅が大きく音波と見なせない場合には、 $c_d$  はこれより大きな値となりこれ等の場合の一般的な取り扱いには困難であるが、いずれにしても  $c_d$  はフィードバック路内のガス温度によってほぼ決定される。

次に式(1)において、 $k$  はほとんど温度に依存しない定数で、供給ガス圧力、発振機構、流路寸法等によって変わるものであるが、これについて簡単に述べる<sup>3)</sup>。

供給ガス圧力が変動すると主噴流の干渉室内における流れ模様が変化し、左右の側壁への付着に要する切り換え時間が変化する。その結果  $k$  の値がガスの圧力によって変化し、検出器の発振周波数がガスの温度だけでなくその圧力にも影響される。これを避けるために、本検出器では出口ノズル面積と主ノズル面積の比を適当に選び（1以下）、出口ノズルにおいてガス流れにチョークを生じさせる事により干渉室内の主噴流の流れ模様の変化を極力小さくしている。

次に発振機構はフィードバック路内に定在波が生ずるかどうかによって、大別して2種類の状態が考えられ、各々発振周波数は次の様になる。

$$f_0 \doteq c_d / 4 \cdot l_f \cdots \cdots \text{定在波が生じている場合}^{3)} \quad (2)$$

$$f_0 \doteq c_d / 2 \cdot l'_f \cdots \cdots \text{定在波が生じていない場合} \\ (\text{通常のフィードバック型流体発振器}) \quad (3)$$

この場合  $k$  は  $1/4 \cdot l_f$  (式(2)) 又は  $1/2 \cdot l'_f$  (式(3)) となる。本報告では  $l_f$ ,  $l'_f$  を各々フィードバック路長、圧力波の伝播路長（主噴流の切り換え時間も長さに換算して含めた値）と呼ぶことにする。

本検出器の特徴は、上述した様に出口ノズル面積と主ノズル面積との比が1以下にとてあることに加えて、図1に示す様にフィードバック路の断面積がその入口において急拡大し、そのままの大きさで制御口に達していることにある。これによって、発振出力信号中でのノイズの原因となる不必要に多量なガスのフィードバック路

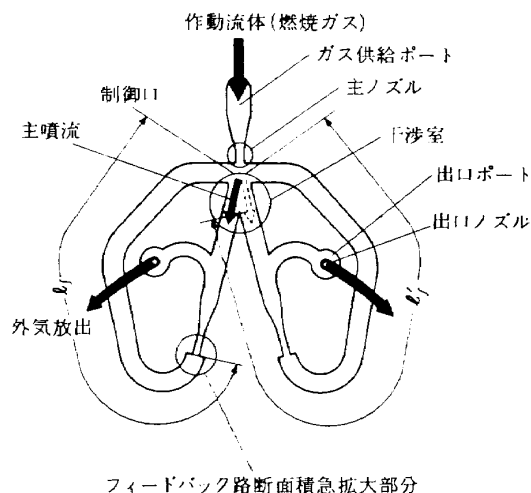


図1. 流体温度検出器のガス流路と名称

への進入を防ぎ、かつフィードバック路内に定在波を生じ易くさせ、発振波形ひずみの低減と信号振幅増加を計っている<sup>3)</sup>

## 2.2 試作した流体温度検出器

試作した流体温度検出器は文献 3) で設計、試験したものと、フィードバック路長を除き基本的形状が同じであるが、高温ガス中での試験を可能にし、流体温度検出器の可能性を更に追及するためにステンレスで製作した。図 2 にその流路形状の詳細を、また図 3 にその構造を示す。

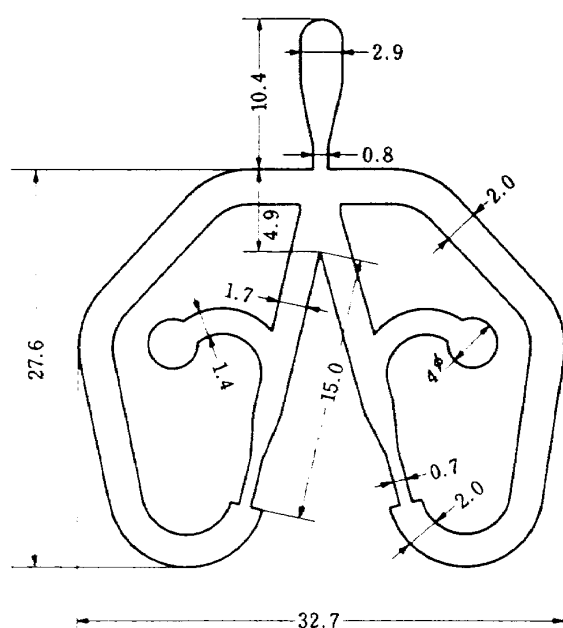


図2. 流体温度検出器の内部流路形状

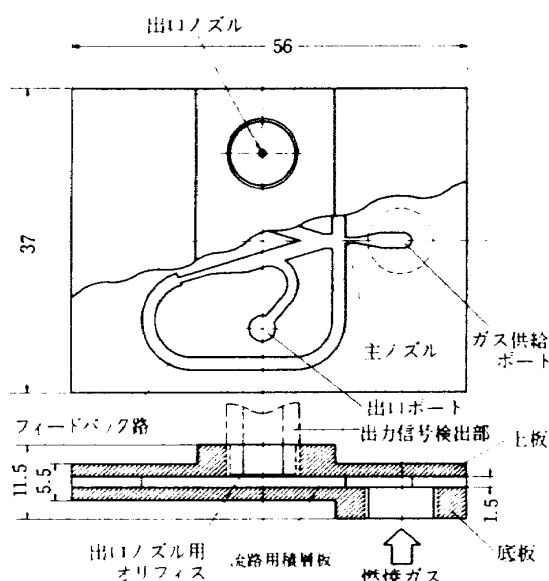


図 3. 流体温度検出器の構造

流体素子の様な複雑な流路を加工する方法としては、現在のところミリングによる機械加工と、フォトリソによる化学的な金属腐食加工とが考えられる。本検出器は小形であり、特に主ノズル付近の機械加工は困難であると思われるのでフォトリソ加工を採用した。フォトリソ加工は、加工を目的とする流路パターンを写真技法によって正確に金属板上に焼き付け、これを腐食液（ステンレスの場合には、 $\text{FeCl}_3$ ,  $30^\circ\text{C} \sim 35^\circ\text{C}$ ）に浸せきして流路部分を打ち抜く方法で、加工精度は高い。<sup>4)</sup>ここでは厚さ 0.15 mm のステンレス板に図 2 の流路パターンをフォトリソ加工により打ち抜いたものを 10 枚重ね合わせ（図 3 での流路用積層板）、これを上板と底板（ステンレス製）の間にガイドピンで相互にズレを起さない様にはさみ、全体を拡散接着法により圧接した。拡散接着法は一定圧力、一定温度（ここでは  $1 \sim 2$  気圧,  $1050^\circ\text{C}$ ）のもとに、金属表面での相互の原子の拡散を利用して金属を固相のまま圧接する方法で、この様な積層型の素子を製作する場合有効である。<sup>5)</sup>図 4 は上述した方法により製作した検出器の外観を示したもので、検出器の前にある円板状のものは出口ノズル用のオリフィス板である。最終的に製作した検出器のこれまでの動作時間は、 $200^\circ\text{C} \sim 800^\circ\text{C}$  の燃焼ガス中で約 8 時間  $1000^\circ\text{C}$  のガス中で約 5 分間に達するが、試験前後の検出器特性に変化は認められなかった。ただし、途中の試験段階で起きた検出器の動作中の破損の例としては、室温にて 4 気圧以上の圧力を加えた時に、検出器の接着面から空気の漏れを生じた。これは拡散接着時における均質な圧接に失敗した為で、より高い圧力で再圧接する事で解決したが、これにより発振周波数の変化が認められた。その原因は不明である。

検出器の出力信号は、フィードバック路中又は出口ノズルから排出したガスの圧力振動を測定すれば得られる。ここでは検出器をエンジンのタービンケーシング壁に図5の様に装着し、出力信号は出口ノズルからの排出ガスを外気に導く管の途中でその圧力振動を測定することにより得た。この様な方式によれば、ガスの圧力振動を電気信号に変換する空気-電気変換素子(圧力ピックアップ)は直接高温の作動ガスに晒されない事から、耐高温性の低いものが使用できる事、寿命の延長が期待できる事等の利点がある。しかし出力信号の検出部分が燃焼ガスよりも温度の低い外気に囲まれているために(その部分の熱容量のために)、応答性が悪くなることが考えられる。またこの様に出口ノズルの後で圧力振動を測定する場合には、一般にノイズが多くまた信号振幅も小さいため測定方法に工夫が必要である。ここでは図5において

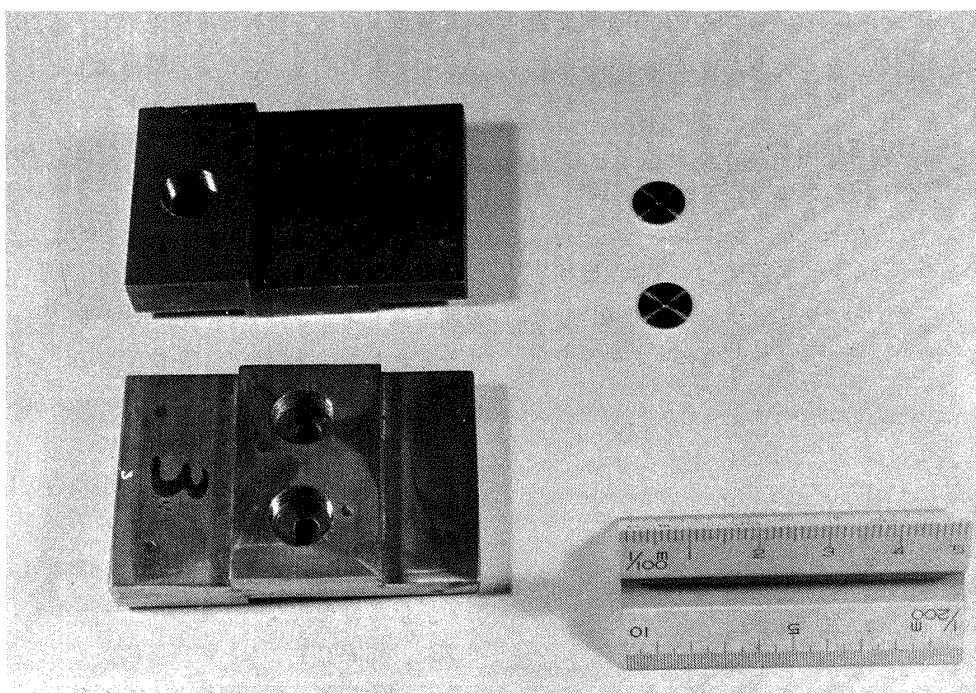


図 4. 流体温度検出器の外観

て圧力測定孔の直径  $d$ 、及び長さ  $\delta$  で決まる音響的なインダクタンス量<sup>\*)</sup>を適当な値にしてノイズ軽減を計るとともに、測定した後の電気信号の処理段階においても増幅及びノイズ除去を行なっている。図 6 は測定孔の直径  $d$  を変えた場合の出力信号の変化を示したもので、 $d$  の減少とともに高調波成分による出力信号のひずみが低減され、ほぼ正弦波に近い波形が得られている。なお出口ノズル面積は、出口ノズル用オリフィス板（中央に小孔を開けた金属小片（図 4 参照））を入れ換える事によって変えた。また二つの出口ポートは図 5 の様に連結管で連結したが、これは安定な出力信号を得るためである。

次に圧力ピックアップは、単に圧力変動を電流量に変換するだけのもので良いが、一般のものに比べ耐高温度特性が良く感度の高いものが必要である。今回の試験では、圧力ピックアップとしてその耐高温度特性が  $800^{\circ}\text{C}$  と非常に高い圧電気素子を用いたものと、一般の半導体素子（温度特性  $100^{\circ}\text{C}$ ）を水冷したものとを用いた。図 7 にこれ等の外観を示す。圧電気素子自体の出力は、材料の圧力によるひずみの結果生じた電荷であるから、これを電荷-電圧変換器によって電圧に変換した後適当な増幅器で電圧増幅した。また半導体素子では、直流ブリッジの一边を構成している半導体の抵抗値が圧力による

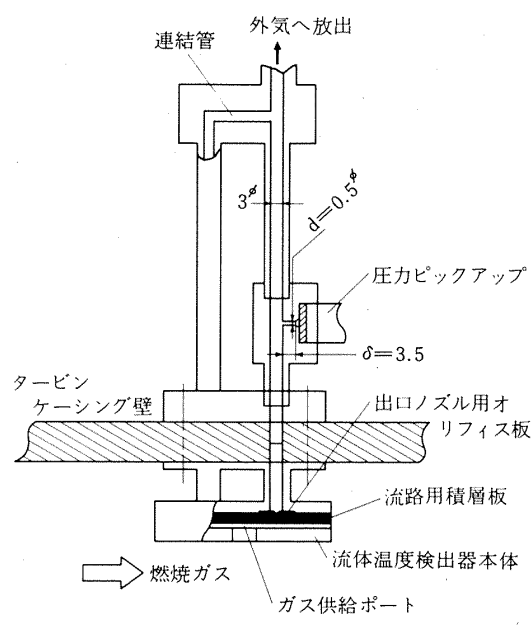


図 5. 検出器出力信号の検出部分

ひずみに応じて変わることを利用して、出力信号を直接電圧で得る。図 8 に出力信号増幅器の回路を、また図 9 に得られた検出器の出力信号波形を示す。

\*) 音響インダクタンスを  $X_L$ 、音波の周波数を  $f_s$  とすれば、
$$X_L = j \frac{2\pi \delta}{g \cdot \pi (d/2)^2} \cdot f_s \quad (4)$$

式(4)から  $\delta$  及び  $d$  の値を適当に選べば、高い周波数のノイズ成分に対して減衰を与える事ができる。

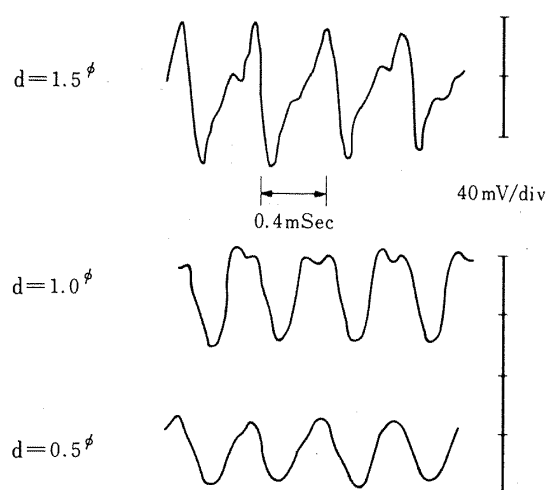


図 6. 信号検出孔に対する出力信号波形の変化

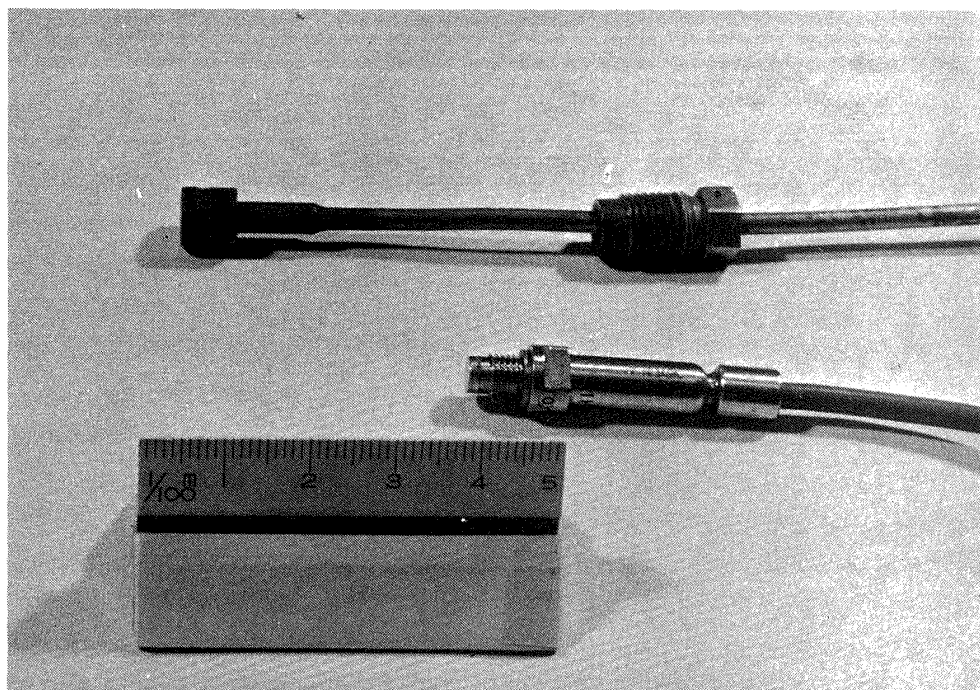


図 7. 圧力ピックアップ（上は圧電素子のもの、下は半導体素子のもの）

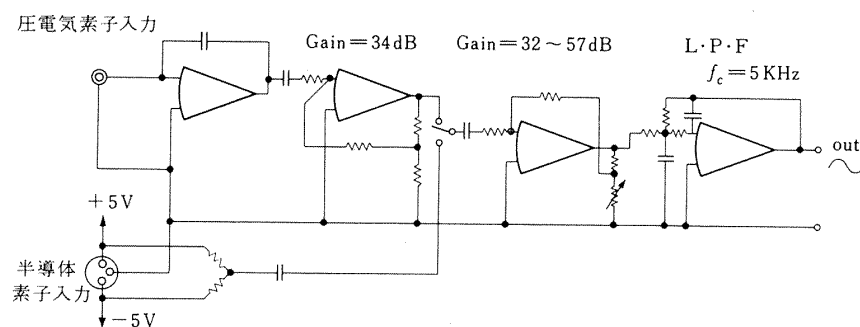
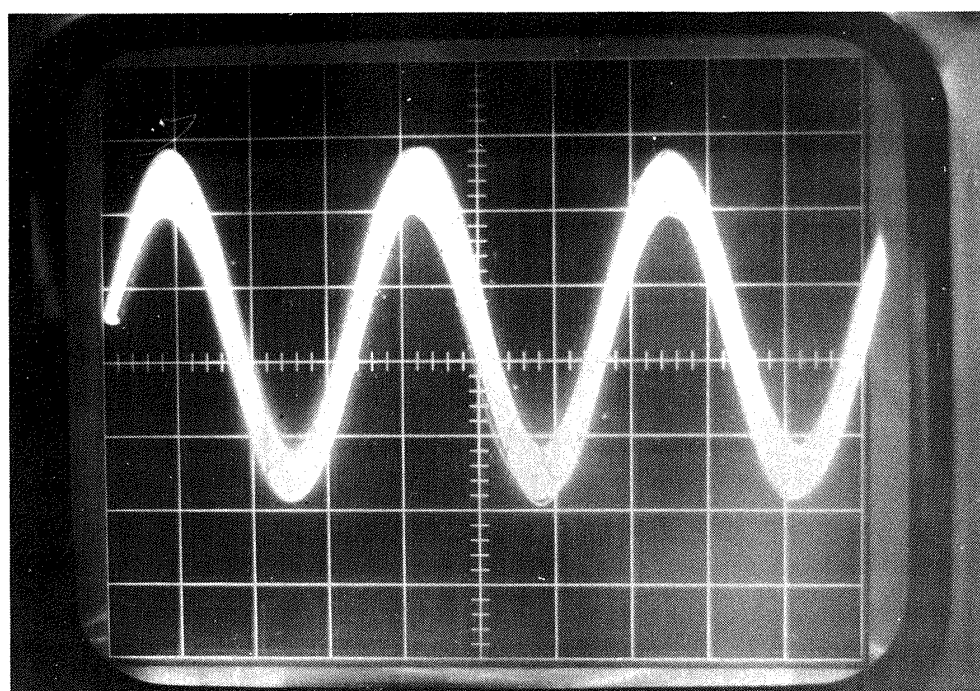


図 8. 検出器出力信号処理増幅器



( 1 m sec / div , 40 mV / div )

図 9. 流体温度検出器出力信号波形

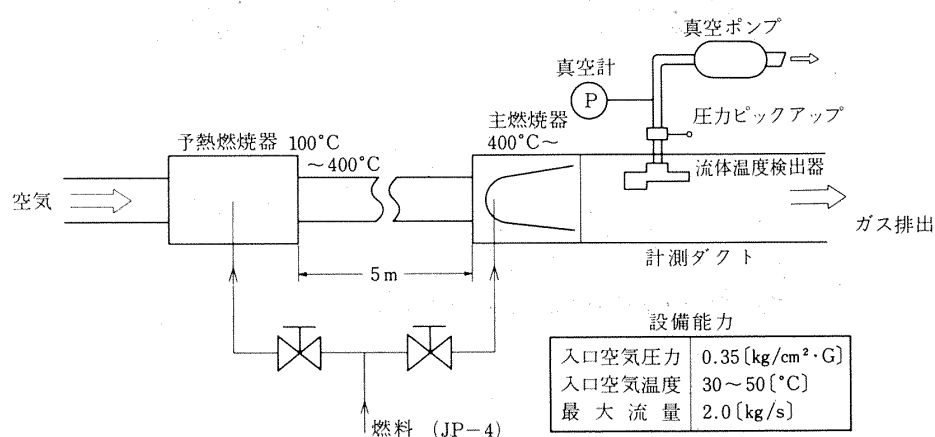


図 10. 缶形燃焼試験設備

### 3. 流体温度検出器の特性試験

試作した検出器の特性試験は室温の空気及び燃焼ガスを用いて行なった。試験項目としては、1) ガス温度-発振周波数特性、2) 供給ガス圧力-発振周波数変動特性、3) 過度特性試験を実施した。

#### 3.1 ガス温度-発振周波数特性

前回報告した実験では、供給ガスとして最高温度80°C

までの空気を用いたが、今回は検出器の材質がステンレスである事から800°Cまでの動作試験を行なった。試験設備として当所原動機部の缶形燃焼試験設備<sup>6)</sup>を用いた。図10にこの設備の概略を、図11に検出器を計測ダクトに装着した様子を示す。この設備でガス温度400°Cまでは予熱燃焼器で得る事ができ、予熱燃焼器は安定に燃焼させる事が可能であるため計測ダクト内の温度をほぼ一定に保持できる。400°C以上のガス温度は、予熱燃焼器の

\*) この設備はガス供給圧力が常圧しか得られないため、実験においては図10に示す様に検出器の出口側(排気側)を真空ポンプで負圧にし、検出器を動作させる圧力比を得ている。



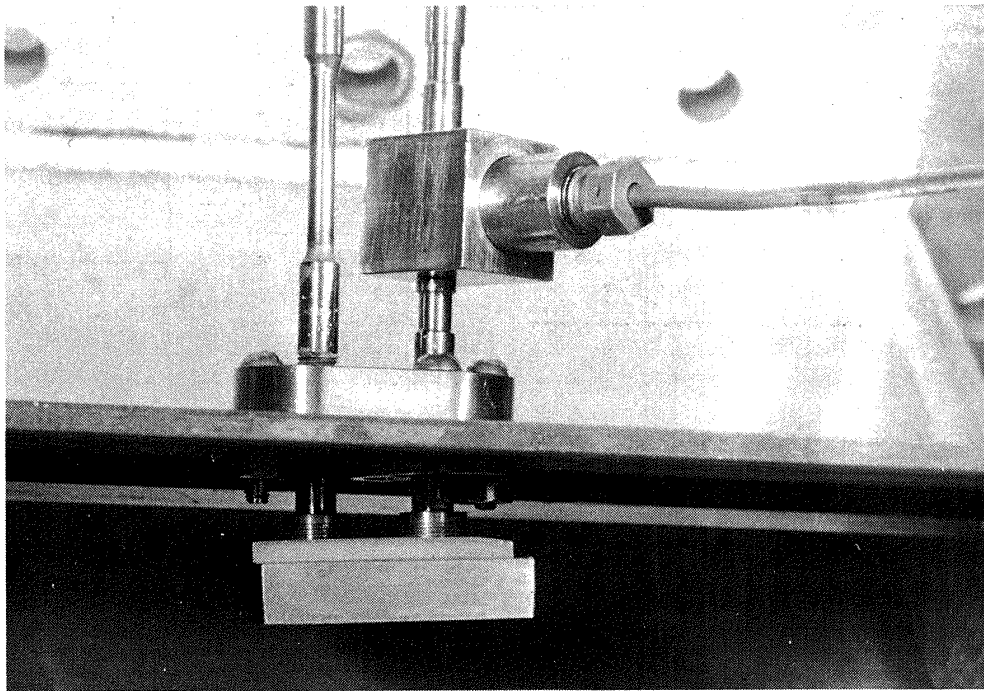


図 11. 計測ダクト装着方法

ガスをその後方に置いた主燃焼器でさらに燃焼して得ているが、主燃焼器が計測ダクトに近いダクト内の温度を一定に保持する事が難しく、時間的にかなりの温度変化があると考えられる。なお燃焼器の燃料はJP-4であるが、燃焼時の空燃比が100以上と非常に希薄なため、燃焼ガスの物性値は空気と同じとして良い。

温度測定には、図12に示した位置に各々4点くし型熱電対を挿入し検出器周囲の燃焼ガス温度を測定した。また検出器の入口に別の熱電対を挿入し(図12参照)、検出器の供給ガス温度を測定した。また計測ダクトには静圧、全圧管を挿入し空気流量を同時に測定した。図13にこの計測系統図を示す。

検出器の温度-周波数特性は、各温度にて各々数回測定をくり返し全体として約60点以上の測定点から求めた。また特性試験では安全のため約800℃を検出器動作の最高温度としたが、試験的に5分間1000℃までガス温度を上昇させ動作を確認した。図14に、供給ガス温度-発振周波数特性を示す。図から燃焼ガス温度470℃以下で、時間的に安定している場合の測定温度のバラツキは±4℃以下であるが、燃焼ガス温度が470℃以上では上述した様に燃焼ガス温度の時間的変動による測定誤差が大きいため、最大15℃のバラツキが見られる。図14の温度-周波数特性の試験データより、発振周波数と温度との関係は次の様に求められる。

$$f = 203 T^{0.475} \quad (5)$$

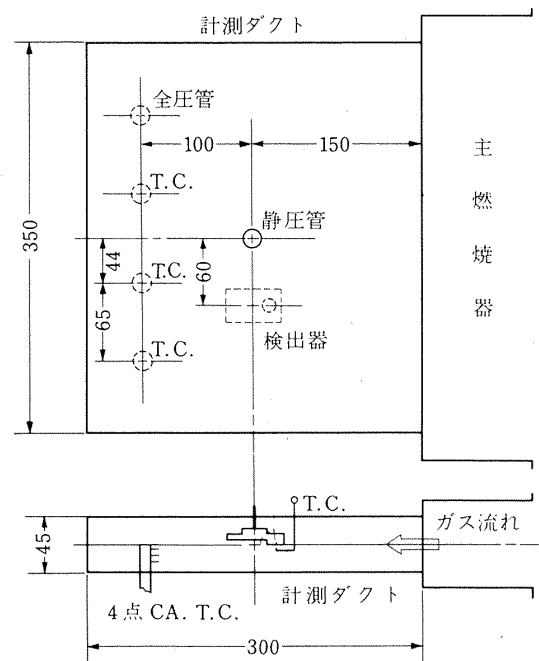


図 12. 計測ダクト内配置図

これより検出器の感度  $S$  は、

$$s = df/dT = 96.4 T^{-0.525} \text{ [Hz/°K]} \quad (6)$$

となる。燃焼ガスの温度を1000°Kとすれば、これは  $s = 2.57 \text{ [Hz/°K]}$  となり、検出器出力を周波数カウンタで表示するとして、そのゲートタイムを1秒とすれば2(K)の分解能を持つことになり、タービン入口温度検出器として十分な性能であると言える。



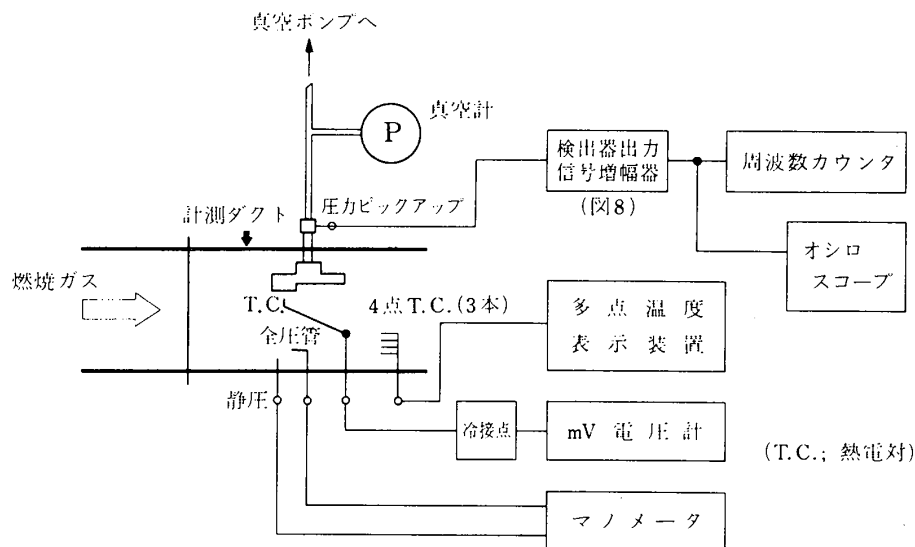


図 13. 温度-発振周波数特性計測系統図

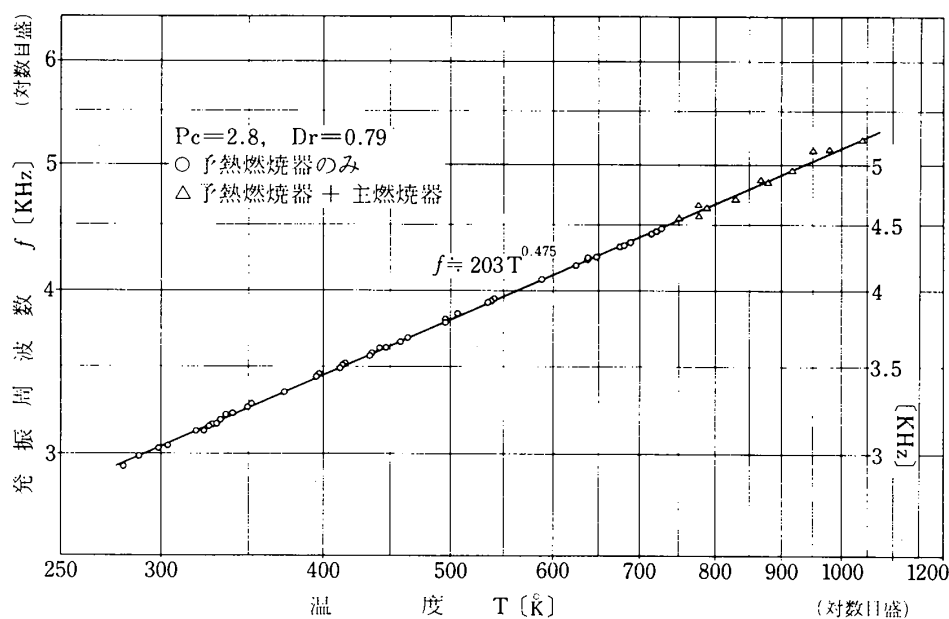
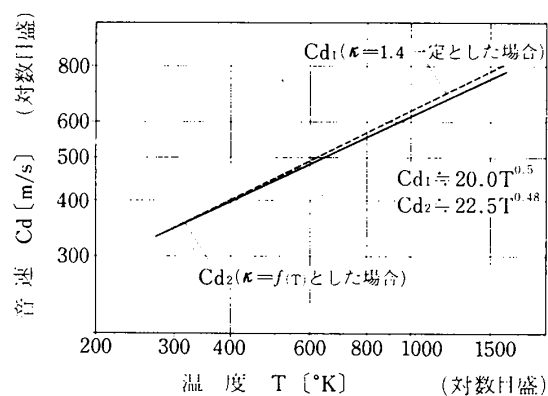


図 14. 温度-発振周波数特性

なお式(1)中の $c_d$ は、比熱比 $\kappa$ がガス温度によって変わらない理想気体に対しては、 $c_d = (\kappa R)^{0.5} T^{0.5}$  ( $R$ はガス定数)となり、温度の平方根に比例しているが、実験により求められた式(5)によれば温度の0.475乗に比例している。この差違は燃焼ガスの比熱比 $\kappa$ の温度による変化を考慮すれば説明できる。

図15は空気中の音速(燃焼ガスでも空燃比が50~100の場合にはほぼ同じ値が得られる)を $\kappa$ が温度の関数であることを考慮して、式 $c_d = (\kappa(T) \cdot R)^{0.5} T^{0.5}$ によって計算しプロットした後 $c_d = a T^n$ の形に表現し直したものである。これによれば $n \approx 0.48$ となり式(5)中の指数

図 15. 比熱比 $\kappa$ の温度による変化が音速に与える影響

値とほぼ同じである。

次に式(2), (3)中に  $\alpha_d = 22.5 T^{0.48}$  (図15より),  $l_f = 34 \text{ mm}$ ,  $l'_f = 52 \text{ mm}$  を代入すると, フィードバック路内に定在波が生じているか否かによって, 本流体温度検出器の理論的発振周波数  $f_0$  は,

$$f_0 = 165.4 T^{0.48} \quad (7)$$

$$f_0 = 216.3 T^{0.48} \quad (8)$$

と求まる。式(7), (8)を式(5)と比較してみると, 式(8)の方がより実験結果である式(5)に合っており, このことから本検出器ではフィードバック路内に定在波が生じていない場合(式(3)参照)と推測される。この理由は温度検出器の小形化と金属加工に伴うフィードバック路内の凹凸により, 波の減衰率が高くなったためと推定される。いずれにしてもこの結果は本流体温度検出器の設計目的に沿わない事である。しかしフィードバック路を図2に示す形状にしたもう一つの理由であるフィードバック路内へのガスの過大な流入を防ぎ, 出力波形の振幅の増大と低ノイズ化を計る目的は, 達成できたと考えられる。

### 3.2 供給ガス圧力-発振周波数特性

前述した様に本流体温度検出器の特徴の一つは, ある値以上の圧力比(供給ガス圧力と検出器周囲大気圧力との比)に対しては, 供給ガス圧力の変動に対して検出器の発振周波数の変化が非常に小さい事にある。前回の報告では, この圧力不感特性を室温の空気の場合について確かめたが, 今回は室温及び高温の燃焼ガスの場合について確認した。図16は室温における供給空気圧力と検出器出口(大気)空気圧力の比  $P_c$  に対する発振周波数と供給空気流量(重量流量)との関係を示したものである。

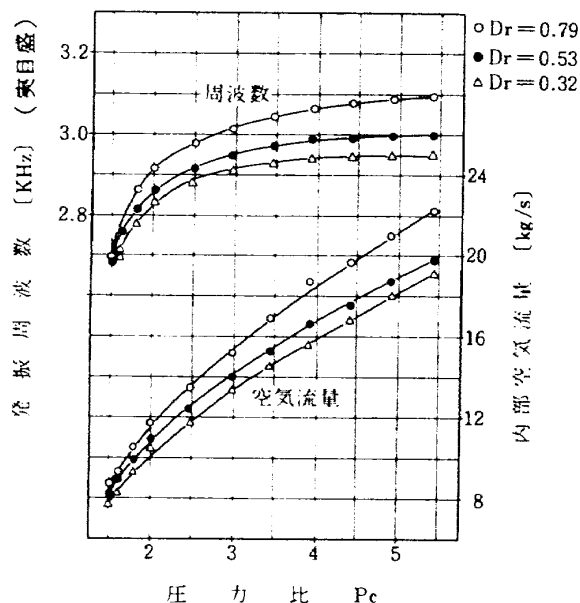


図16. 供給圧力-発振周波数特性

図より出口ノズル面積と主ノズル面積の比  $D_r$  の値によって, 圧力不感特性は多少異なるが,  $P_c$  がほぼ 2.5 以上のところでは空気流量が  $P_c$  に比例しており, 出口ノズルにおいて空気流がチョーク状態になっている事がわかる。同時に  $P_c$  の変化に伴う発振周波数の変化もわずかである。この発振周波数の圧力比による変動は,  $D_r$  の値が小さいほど顕著である。しかし  $D_r$  の値が小さいほど, 検出器の発振に不安定さが増し, また発振振幅が減少するので  $D_r$  は実験的に適当な値を選択する必要がある。

次に高温の燃焼ガスで検出器を動作させた場合においても, 圧力不感特性が維持されているかどうかを見るために, 最高 365℃ までの燃焼ガスで  $D_r = 0.79$  のときの  $P_c$  と発振周波数との関係を図17に示した。実験装置の能力からくる制限のため  $P_c$  の値が限られているが, 圧力不感特性は維持されていると考えられる。(図16, 図17にて圧力不感特性が顕著になり初める圧力比の値を  $P_{cr}$  とする。図の特性からは  $P_{cr} \approx 2.5$ )

以上の様に, 本検出器は  $P_c$  が  $P_{cr}$  以上で十分に大きな値であれば, 圧力不感特性のために  $P_c$  の変動による発振周波数(従って温度計測値)の変動を非常に小さくする事ができる。しかしながら, 実用にあたっては  $P_c$  が  $P_{cr}$  以下の事も多く, かつ  $P_{cr}$  以上であっても周波数の変動がゼロではないのであるから, その補正方法も考える必要がある。そこで(i)  $P_c$  が  $P_{cr}$  以下であるが温度計測中の  $P_c$  の変動が無視できる程度である場合, (ii)  $P_c$  が広範囲に変わる場合の周波数計測値→温度への換算方法について述べる。

(i)  $P_c < P_{cr}$  で  $P_c$  の変動が無視できる場合

図18は  $P_c = 2.95 > P_{cr}$  と,  $P_c = 1.97 < P_{cr}$  の場合における供給ガス温度と発振周波数との関係を示す(図に

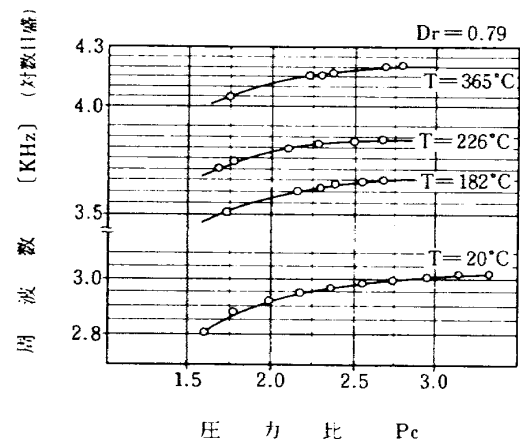


図17. 供給圧力-発振周波数特性  
(測定ガス温度による変化)

は $D_r$ の値を変えた時の結果も示してある)。これより $P_c < P_{cr}$ の時の供給ガス温度-発振周波数特性は、 $P_c > P_{cr}$ の時の特性直線を周波数が低くなる方向に平行移動する事によって得られる事がわかる。どれだけ平行移動するかは、 $P_c$ を設定し、ある一つの温度(室温が便利であろう)における発振周波数を計測すれば良い。後で述べる実際の燃焼器による検出器の試験の際、燃焼器出口ガス(検出器作動ガス)の圧力が、 $P_{cr}$ 以下であったため、この方法によって、周波数計測値→温度への換算を行った。

### (ii) $P_c$ が広範囲に変わる場合

図 16, 17 を見ると検出器発振周波数は $P_c < P_{cr}$ の時はもちろん、厳密には $P_c > P_{cr}$ の時でも $P_c$ の変動につれて変化する。このことはガスタービン燃焼器出口(タービン入口)ガスの様に、圧力が大きな範囲にわたって変動する流体の温度を精度良く計測しようとする場合には問題となる。発振周波数の $P_c$ による変動量は、その時のガス温度によっても変わってくる。(図 17) 従ってその補正には図 16 と図 18 に示すデータをもっと広範囲の $P_c$ ,  $T$ について行ない、図 19 に一例を示す様な補正回路によって補正する必要がある。今回の試験ではこの様なデータの収集をしていない。

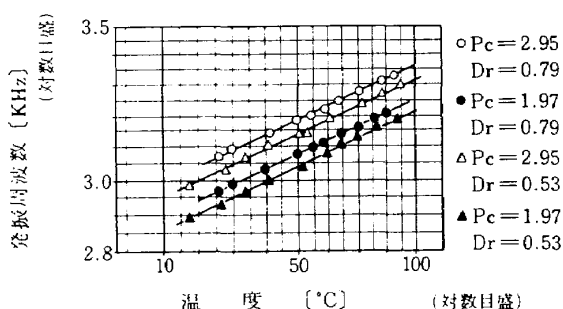


図 18.  $P_c < P_{cr}$  の場合の温度-発振周波数特性

### 3.3 過渡特性

検出器のガス供給ポートに送り込まれた燃焼ガスはその温度を刻々変えながら、主噴流として主ノズルから干渉室に噴出する。主噴流は干渉室側壁に付着し、その一部はフィードバック路内に進入する。進入したガスは、フィードバック路を囲む検出器素材壁との間で熱の授受を行ないながら出口である制御口に向かって進む(音波はこのガスの流れに乗って、フィードバック路内各点のガス温度に対応する音速で進行するものと考えられる)。従ってフィードバック路内のガス温度は瞬時に新しいガス温度になるわけではなく、時間的な遅れをとる。この結果検出器の発振周波数はガス供給ポートに送り込まれた燃焼ガスの温度変化に対して、時間的な遅れを持って応答する。この様な検出器の過渡特性の大まかな値を知るために、検出器を静止空气中(室温)に置いた状態で、供給温度を $70^{\circ}\text{C} \rightarrow 20^{\circ}\text{C}$ に変化させ、検出器の発振周波数の時間的な変化を、あらかじめ時定数のわかっている熱電対出力信号と比較した。図 20 に実験装置を示す。図で $70^{\circ}\text{C}$ の暖空気は、空気源である圧縮機からの空気を電気ヒータで加熱して得ている。暖冷空気の切換えは、電磁バルブで行なっており、比較用熱電対は検出器の供給ポート直前に挿入した。この熱電対は CA 熱電対素線(先端 $0.2^{\phi}$ )をそのまま使用したもので、この熱電対の空気流速に対する時定数を測定した値を図 21 に示す。この測定は図 21 中に示した様に $300^{\circ}\text{C}$ の空気が流れているパイプ中に熱電対を置き(1)の状態、パイプを瞬間的に取り除いて $20^{\circ}\text{C}$ の空気にさらす(2)の状態)事により、ステップ応答に近い値を得ている。図 21 より検出器の過渡応答実験の状態(平均流速 $2 \sim 3 \text{ (m/s)}$ )では、比較用熱電対の時定数は約 0.5 秒と推定される。

図 22 は検出器の過渡特性実験結果の一例であるが、供給空気温度の変化は電磁弁のオン-オフに近い切り換えにもかかわらずかなり遅れがあり、特に最終的に落ち着く温度付近での温度変化は緩やかである。この原因は空

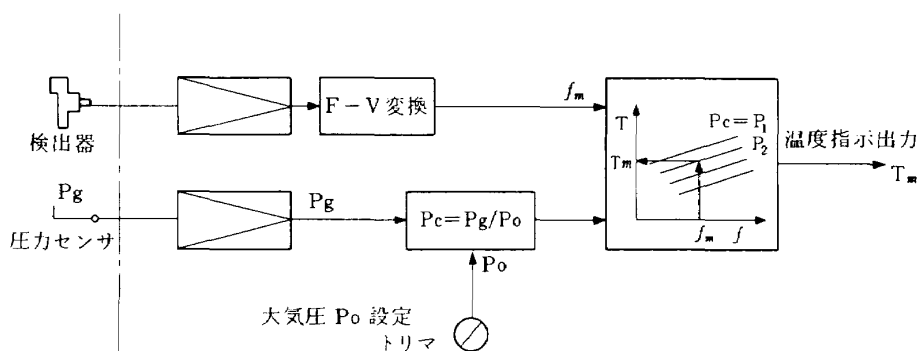


図 19.  $P_c$  が広範囲に変化する場合の補正回路例

気流量が少ないために、空気温度の変化が配管系統の熱容量に支配された為と思われる。しかし空気温度変化の初期においては、ほぼステップ状に変化しており、検出器もほぼこれに追従していることが認められる。その後は検出器の発振周波数が熱電対（ほぼ空気温度変化に追従している）に比べ、かなり遅れを持って追従しており、

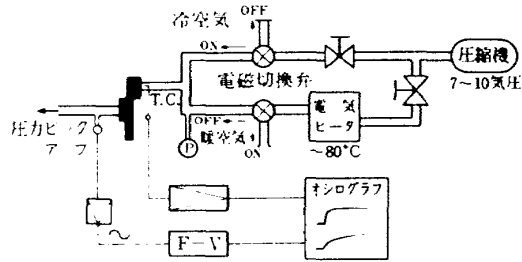


図 20. 過度特性計測系統図

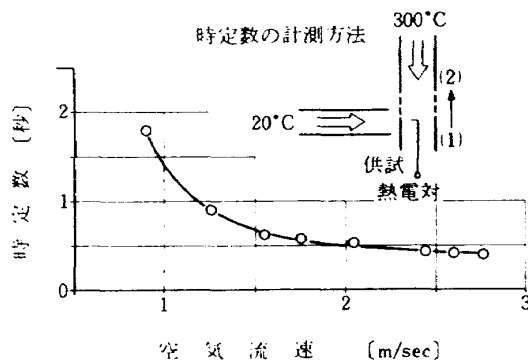


図 21. 較正用熱電対素線の時定数

検出器の応答性は悪い。この事から検出器の応答を、時定数  $\tau_1$  の小さい一時遅れと、時定数  $\tau_2$  の大きい一次遅れとの和として近似的に表わす。即ち検出器の伝達関数を  $G(s)$  とすれば

$$G(s) = \frac{K_1}{1 + \tau_1 S} + \frac{K_2}{1 + \tau_2 S} \quad \tau_1 \ll \tau_2 \quad (9)$$

ただし  $K_1$ ,  $K_2$  は物理的には式(6)で示した検出器の感度  $S$  に等しいが、( $K_1 + K_2 = S$ )ここでは  $K_1$  と  $K_2$  の相対的な大きさが問題となるので以後  $K_1 + K_2 = 1$  とする。供給空気温度をステップ状（大きさを1とする）に上げた時の検出器の応答を図 23 に示す。  $K_1$  の値は上述した様な簡単な実験でも、何回か行なうことにより推測でき、0.3~0.4 の値が求められた。  $\tau_1$  の値は非常に小さく、比較用熱電対の時定数 0.5 秒以下であり、通常の使用目的には充分な値である。一方  $\tau_2$  の値は上記の様な簡単な実験から正確に求めることは困難であったが、10~20 秒以上であることは確実であり、この事と  $K_2$  が  $K_1$  に比較して大である事とによって、検出器の応答は極端に悪くなっている。

以上の事から本検出器の様なフィードバック形の流体温度検出器を、ガスタービン制御用温度検出器として用いるためには、次のいずれかの方法によってその応答性の改善を計らなければならない。その1つは、i)  $K_1$  を  $K_2$  に比較して十分大きくする事、もう1つは、ii) 検出器出力信号を電氣的に処理する段階で、 $\tau_2$  による遅れを補償することである。次にこれ等について検討する。

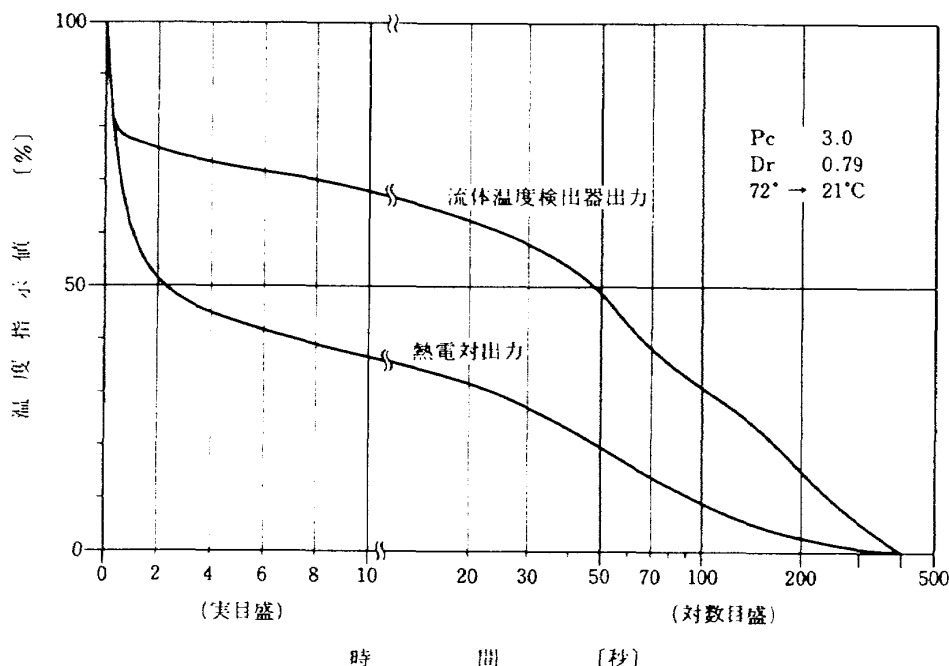


図 22. 過度応答測定例

i) 検出器の形状と $K_1$ の値について

$K_1$ の値と検出器の形状、特にフィードバック路形状との関係を求める。これについては付録1)にて定性的検討を加えた。これによれば、フィードバック路形状は断面積が大きく、流路長が短いほど $K_1$ の値は $K_2$ に比較して大きくなり、フィードバック路に進入するガス流量はなるべく大きい方がよい。

フィードバック形の流体温度検出器においては、流路長を短くすれば発振周波数が高くなり、検出器の分解能も上がるので好都合と思われるが、一般に発振周波数が高くなると、発振が不安定となり、振幅が減少しノイズが多くなる。またフィードバック路中に過剰なガスが流れ込むと、音波の伝搬に良い影響を与えず出力信号中の

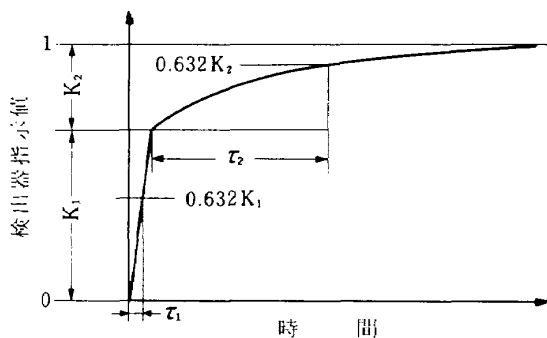


図 23. 検出器のステップ応答 (入力を 1 とする)

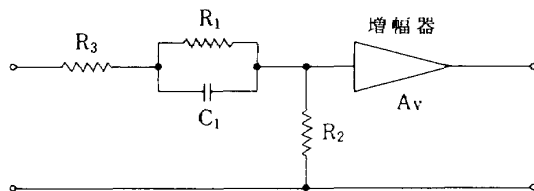


図 24. 進み補償回路

ノイズの原因となる。従ってフィードバック路断面を大きくする事が残る解決策となるが、この実験は行っていない。

ii)  $\tau_2$  による遅れの電氣的な補償

$\tau_2$ による遅れは式(9)での第2項,  $K_2/(1+\tau_2 S)$ を検出器出力信号処理回路にC-Rによる進み回路を挿入することにより、電氣的に補償することができる。付録2)に補償回路の設計計算を示した。これによれば補償要素 $C(s)$ は次の様になる。

$$C(s) = \frac{1+s\tau_2}{1+sK_1\tau_2} \quad (10)$$

これをC-Rの補償回路に置き換えたものを、図24に示す。ここで回路定数と式(10)中の $\tau_2$ ,  $K_1$ との関係は、

$$\left. \begin{aligned} \tau_2 &= R_1 \cdot C_1 \\ K_1 &= R_2 / (R_1 + R_2) \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

となる。図25はアナログ計算機で式(9)で表わされる流体温度検出器をシミュレートし、これに補償回路を接ないで補償回路定数の値を変えた時の、ステップ応答の変化を示したものである。検出器のシミュレートした各定数は、 $K_1=0.3$ ,  $\tau_1=0.5$ 〔sec〕,  $\tau_2=18$ 〔sec〕である。図25で、①は補償値 $\tau_2=23$ 〔sec〕の場合でありオーバーシュートを生じている。②は $\tau_2=16$ 〔sec〕でほぼ適切な補償がかかっている。③は $\tau_2=13$ 〔秒〕で補償は充分でない。なお②の場合、指示値は1秒後で79.2〔%〕, 3秒後で93.7〔%〕である。(以上の補償要素の値は、 $K_1=0.3$ 一定として、 $\tau_2$ の値のみ変化させた。)

この様に検出器の $\tau_2$ ,  $K_1$ の値が与えられれば、簡単な電気回路による補償で非常に応答の良い特性を得ることができる。ここで $K_1$ の値は、付録1)に示した様に検出器のフィードバック路形状でほぼ決まってしまう、また $\tau_2$ は検出器全体の熱容量で決まるから、<sup>7)</sup>補償要素 $C(s)$

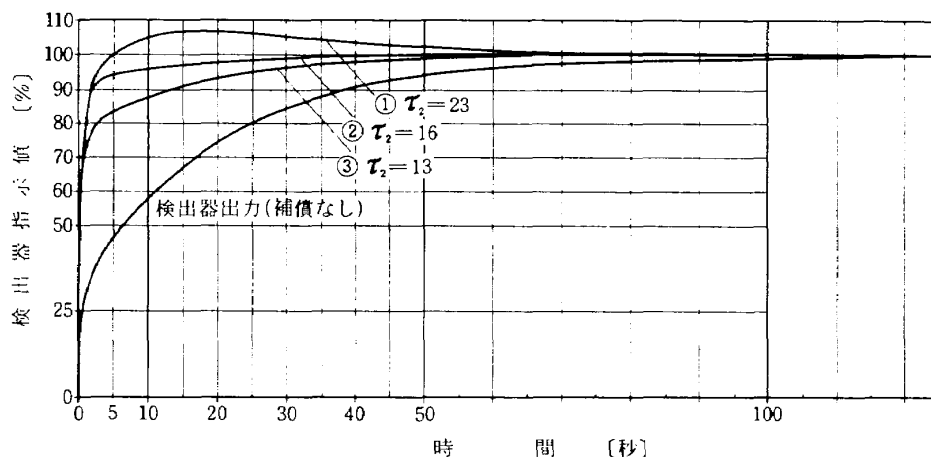


図 25. 検出器のシミュレーション (補償要素値の影響)

は一定の固定した定数で設計できる。また図25より、補償要素の値が多少異なっても、補償された出力にはそれほど大きな差違は見られず、 $C(s)$ の設計は容易である。

#### 4. 燃焼器出口温度計測

次に試作した流体温度検出器を用いて、実際にガスタービン燃焼器出口ガス温度の計測を行なった結果を報告する。燃焼器は二軸ファンエンジンFJR-710のもので、実験計測は燃焼器の性能試験と平行して行なった。

##### 4.1 試験設備

実験を行なった試験設備は、当所原動機部の円環型燃

焼試験設備で、燃焼器出口における燃焼ガスの圧力は  $1.0 \sim 2.7 \text{ [kg/cm}^2 \cdot \text{abs}]$ 、流量は  $1.5 \sim 25 \text{ [kg/s]}$  であり、温度  $1000^\circ\text{C}$  以上の燃焼ガスも容易に得られる。図26に試験設備の燃焼器ライナ部分と流体温度検出器、熱電対、圧力検出管の配置を示す。検出器は、燃焼器出口に円環状に配置してある既設の燃焼試験用の熱電対又は圧力管の取付孔を利用して装着するため、燃焼ガス採集用プローブを検出器に接続し燃焼ガスをガス供給ポートに導いている。図27にプローブを接続した検出器の外観を、図28に試験設備に装着した状態を示す。

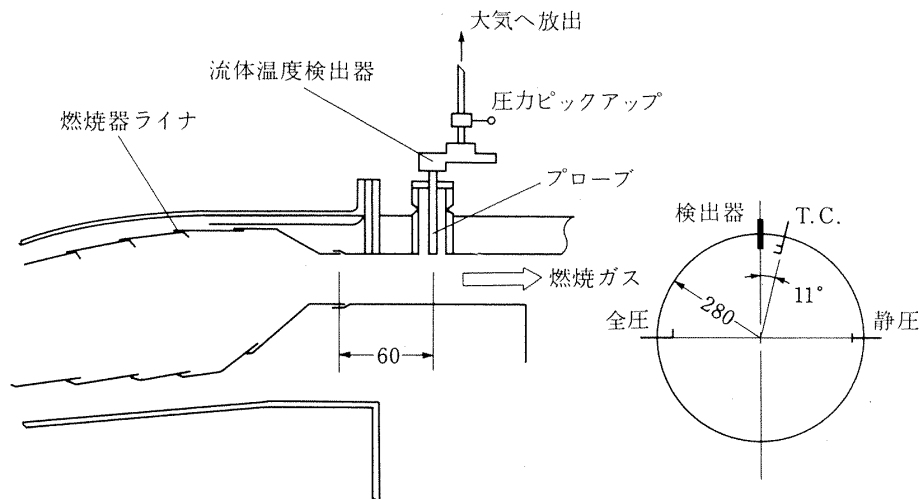


図 26. 燃焼器出口温度計測

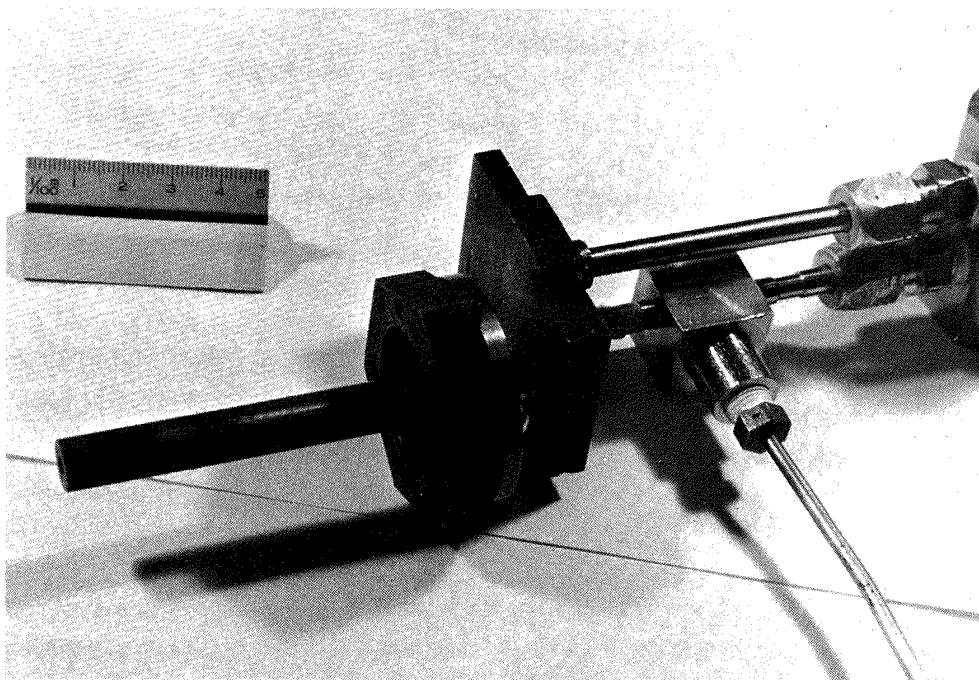


図 27. 流体温度検出器外観（プローブを接続した様子）

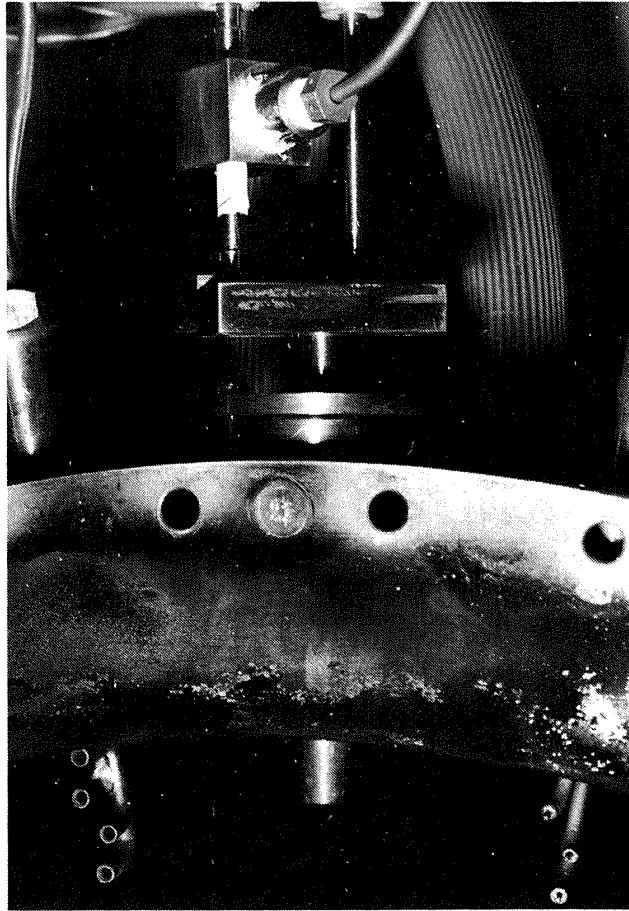


図 28. 燃焼試験設備に装着した検出器

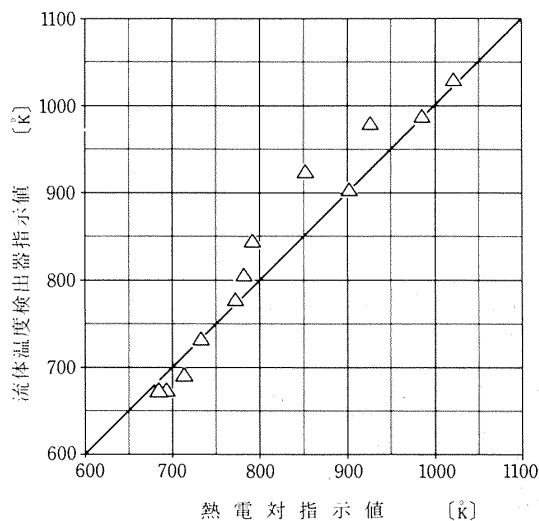


図 29. 燃焼器出口ガス温度計測結果

#### 4.2 計測結果

上述した方法により試作した流体温度検出器で、燃焼器出口ガス温度を計測した結果を図29に示す。横軸の熱電対指示値は、図26に示す燃焼器試験用に配置されたも

ののうち、検出器に最っとも近いものの指示値である。図29より 850°K～950°K 付近で、検出器指示値と熱電対指示値との間に最大70°Kの差違があるが、他の温度範囲ではほぼ一致している。これは燃焼器出口ガス温度の円周方向及び時間的バラツキがその一因であると考えられるが明らかではない。

なお使用した試験設備のガス圧力は、前述した様に  $1.0 \sim 2.7 \text{ [kg/cm}^2 \cdot \text{abs}]$  であり、検出器の排出ガスを大気に放した場合の圧力比  $P_c$  は、図 16 に示した検出器の圧力不感特性に必要な  $P_c$  の下限値、 $P_{cr}$  以下である。従って図14の温度-周波数特性直線を使って、検出器の周波数計測値→温度指示値という換算はできない。そのため前述した  $P_c < P_{cr}$  の場合の換算方法(3.2-(ii)、図18参照)を用いた。すなわち試験中の  $P_c$  を試験設備付属の圧力検出装置で測定しておき、次にこの  $P_c$  と試験に用いた  $D_r$  の値(ここでは0.53)のもとで室温にて検出器を作動させる。そのときの室温と発振周波数から、図18上に1点(又はそれ以上の計測点)が定まるが、この点を通して図18の特性曲線と平行に直線を引く。以上の



方法で求めた直線を、この実験計測における検出器の周波数計測値－温度指示値の換算として用いた。

## 5. 結 論

すでに文献(3)で報告した合成樹脂製の流体温度検出器モデルによる基礎研究をもとに、ステンレス製の耐高温流体温度検出器を試作し、供給ガス温度 800℃以下で約 8 時間、1000℃にて約 5 分の特性試験を行なった。この試作研究における主な成果として次の様な事項を挙げる事ができる。

(1) ステンレス製の流体温度検出器の諸特性は、合成樹脂製のモデルで予想された特性とほぼ一致した。すなわち発振周波数の供給ガス圧力変動に対する不感特性、低ノイズ、高振幅出力信号特性は高温の供給ガスを作動流体とした場合においても得ることができた。しかしながら、フィードバック路中に定在波が生ぜず、従って発振周波数は通常のフィードバック形流体発振器の周波数の計算方法に従うことがわかった。

(2) 図14に示した温度－周波数特性から試作流体温度検出器の再現性は良好であり、誤差は 3%以下である。従って定常状態における高温ガスの温度を計測する目的からは、流体温度検出器は充分使用できると考えられる。

(3) 試作流体温度検出器の過渡特性は、式(9)で示した様に時定数の非常に小さい一次遅れ、( $\tau_1 < 0.5$  秒)と時定数の非常に長い( $\tau_2 > 10$  秒)一次遅れとの和で近似できる。フィードバック形流体温度検出器においては、 $\tau_2$ を小さくする事は困難であり、式(9)中 $K_1$ を $K_2$ に比較して大きくするか、電気的な補償回路で $\tau_2$ による遅れを補償する事が必要である。

(4) フォトエッチングと拡散接着による流体温度検出器の製作方法に関して、比較的短時間の試験結果によって評価するのは無理であるが、高温での試験中検出器本体に機械的破損が起った事はなく、一応有望と思われる。

## 6. おわりに

本研究を遂行するにあたって御助言、御助力をいただいた多くの方々に感謝致します。特に検出器の試作に当っては、蝕化技研㈱の谷口善兵衛氏、高温ガスによる特性試験においては原動機部燃焼研究室、鈴木邦夫技官、石井浅五郎技官の快い御協力をいただいた。

## 参 考 文 献

- 1) Gerhard Walliser; Fluidic Temperature Sensor Investigations for High Gas Temperature, AGARD-AD-69411.
- 2) William L. Webb; Turbine Inlet Gas Temperature Measurement and Control System, National Technical Information Service, AD-784-901.
- 3) 西尾, 遠藤; ガスタービン用流体温度検出器  
航技研報告 TR-265
- 4) 佐藤; 金属エッチング技術, 槇書店
- 5) 田沼; 固相接合の基礎と応用, 金属材料 11-6
- 6) 鈴木, 石井; 航空用ガスタービンの高圧形燃焼器の予備実験, 航技研資料 TM-228
- 7) A. L. London, et al.; The Transient Response of Gas Turbine-Plant Heat Exchangers-Regenerators, Inter-coolers, Pre-coolers, and Ducting, Transaction of ASME, Oct. 1959.

## 付 録 1)

文献 7)によれば、付図 1 のように素材  $M$  の中に設けられた流路内をステップ状に温度が上昇したガスが進入していく場合に、流路の最終点  $E$  におけるガス温度の時間的な変化は付図 2 に示す様になる。これは図 22 に示す検出器の発振周波数（従ってフィードバック路内のガスの平均温度）の時間的な変化の様子と類似している（ただし付図 2 の時間軸の原点  $t = 0$  は、高温ガスが  $E$  点に達した時点にとってある）。すなわち、時刻  $t = 0$  において  $E$  点のガス温度はステップ状にジャンプし、その後はゆっくりと上昇する。この傾向は流路の途中の各点においても変わらず、ただジャンプ量のみが変わる。このガス温度変化の初期のジャンプ量は無次元数  $R^*$ 、 $Q^*$  によって付図 3 の様になる。ここに  $R^*$ 、 $Q^*$  は

$$R^* = \frac{R_f}{R_a} = \frac{1/h_f \cdot A_w}{1/h_a \cdot A_s} \quad (1)$$

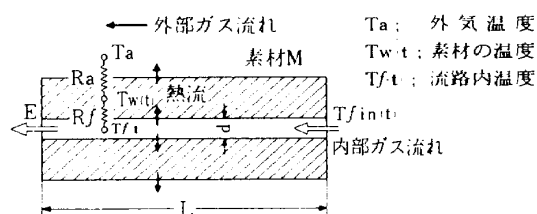
$$Q^* = \frac{1}{(R_f + R_a) c_f} \quad (2)$$

と定義されている。ただし、

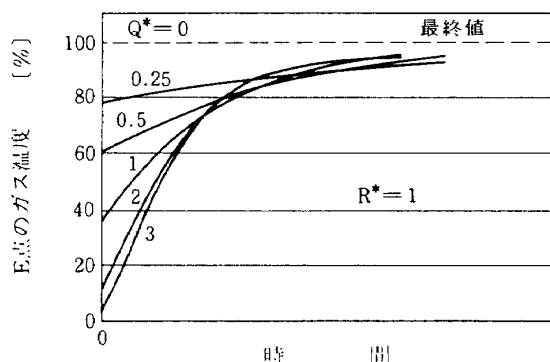
$R_f$ : 内部ガスと素材  $M$  間の熱抵抗  $[1/\text{Kcal} \cdot ^\circ\text{C} \cdot \text{s}]$

$R_a$ : 素材  $M$  と外部ガス流れ間の熱抵抗  $[1/\text{Kcal} \cdot ^\circ\text{C} \cdot \text{s}]$

$h_f$ : 内部ガス流れと流路内壁面間の熱伝達率



付図 1. 素材  $M$  内の流路をガスが流れる時の  $E$  点に於けるガス温度変化の計算モデル



付図 2.  $E$  点に於けるガス温度のステップ応答と無次元数  $Q^*$  との関係

$[\text{Kcal}/\text{m}^2 \cdot ^\circ\text{C} \cdot \text{s}]$

$h_a$ : 素材  $M$  の表面と外部ガス流れ間の熱伝達率

$[\text{Kcal}/\text{m}^2 \cdot ^\circ\text{C} \cdot \text{s}]$

$A_w$ : 流路内表面積  $[\text{m}^2]$

$A_s$ : 素材  $M$  の外表面面積  $[\text{m}^2]$

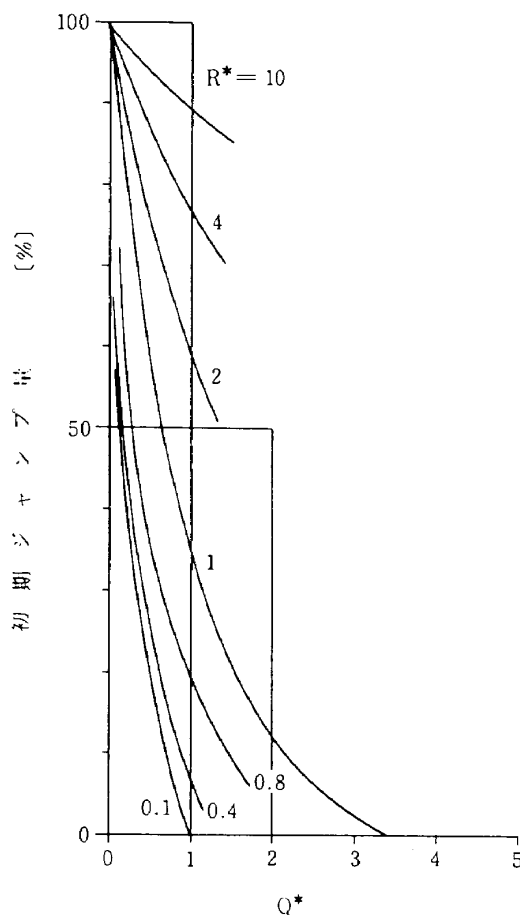
$c_f$ : 内部ガス流れの重量流量  $W_f$  と比熱の積

$[\text{Kcal}/^\circ\text{C} \cdot \text{s}]$

$W_f$ : 重量流量  $[\text{kg}/\text{s}]$

また流路形状を円管と仮定すれば、流路内表面積は  $\bar{d}$  を円管直径、 $L$  を円管長さとして、 $A_w = \pi \cdot \bar{d} \cdot L$  である。なお計算にあたっては素材  $M$  内の流れに垂直方向の温度勾配は無視し、外部ガス流れの温度は一定とした。

付図 3 によれば、初期のジャンプ量（従って図 23 の  $K_1$ ）を大きくするには、 $R^*$  を大きく、 $Q^*$  を小さくすれば良い。そのためには  $R_f$ 、 $c_f$  を大きくすれば良い。 $R_a$  については  $R^*$  と  $Q^*$  に対して互いに逆方向の影響を与えるので一応一定と考える。式(1)より  $R_f$  は  $h_f$  と  $A_w$  で決まるが、流体温度検出器のフィードバック路形状の設計と結びつけるために、内部ガス流路を円管と仮定し、内部ガス流れを乱流としその流量  $W_f$  を一定と仮定すれば、式(1)は次式の様に書き換えられる。



付図 3. 初期のジャンプ量

$$R^* \propto R_f \propto \frac{\bar{d}^{0.8}}{L} \quad (3)$$

これより  $R^*$  を大きくするには、内部ガス流量  $W_f$  を一定として、 $\bar{d}$  を大きく、 $L$  を短くすれば良い。即ち太くて短いフィードバック路にすれば良い。また内部ガス流量  $W_f$  を増加すれば、応答が良くなるのは物理的に明らかである。

## 付録 2)

式(9)より検出器の伝達関数  $G(s)$  は、 $K_1 + K_2 = 1$  としたとき、

$$G(s) = \frac{1 + s(K_1 \tau_2 + K_2 \tau_1)}{(1 + s \tau_1)(1 + s \tau_2)} \quad (4)$$

ここで  $\tau_2$  の項を補償するために、補償要素  $C(s)$  を、

$$C(s) = \frac{(1 + s \tau_2)}{1 + s(K_1 \tau_2 + K_2 \tau_1)} \quad (5)$$

とおく。検出器に補償要素を付加すれば、

$$C(s) \cdot G(s) = \frac{1}{1 + s \tau_1} \quad (6)$$

となり  $\tau_2$  の項を補償することができる。

ここで  $K_1 \tau_2 \gg K_2 \tau_1$  より式(5)は、

$$C(s) \div \frac{1 + s \tau_2}{1 + s K_1 \tau_2} \quad (7)$$

これを  $C-R$  による微分回路に置き換えたものを図25に示した。回路の伝達関数を  $C'(s)$  とすれば、

$$C'(s) = \frac{1}{\alpha} \frac{1 + \alpha \tau s}{1 + T s} \quad (8)$$

$$\left. \begin{aligned} \text{ここに } \alpha &= (R_1 + R_2) / R_2 \\ \tau &= R_1 \cdot R_2 \cdot C_1 / (R_1 + R_2) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

である。ここで式(7)と式(8)を比較して、 $\tau_2 = \alpha T$ 、

$K_1 \cdot \tau_2 = \tau$  とおけば、

$$\left. \begin{aligned} \tau_2 &= \alpha \tau = R_1 \cdot C_1 \\ K_1 &= \tau / \tau_2 = R_2 / (R_1 + R_2) \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

とすれば良い。また図25において増幅器の増幅度、 $A_u$  は、 $A_u = \alpha$  である。なお  $R_2$  は、ステップ状の電圧が回路に加わった場合、 $C_1$  に充電電流が流れ  $R_2$  の両端に瞬間的に大きな電圧を生じるのを防止する為である。

---

## 航空宇宙技術研究所報告459号

昭和51年6月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---