

ISSN 0389-4010  
UDC 621.43.05  
621.45  
662.61

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1193

極超音速機用水素燃料ターボラム燃焼器模型の  
試験結果

田丸 卓・下平 一雄  
斎藤 隆・山田 秀志

1993年3月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 極超音速機用水素燃料ターボラム燃焼器模型の 試験結果\*

田丸 卓<sup>\*1</sup> 下平 一雄<sup>\*1</sup>  
斎藤 隆<sup>\*2</sup> 山田 秀志<sup>\*2</sup>

## Hydrogen Combustion Tests Simulating a Subsonic Ram-Combustor for a Hypersonic Plane

Takashi TAMARU<sup>\*1</sup>, Kazuo SHIMODAIRA<sup>\*1</sup>  
Takashi SAITOH<sup>\*2</sup> and Hideshi YAMADA<sup>\*2</sup>

### ABSTRACT

To obtain design data of a subsonic ram-combustor for a hypersonic plane, hydrogen combustion tests were made using an approximately onetenth scale model. The model was composed of a constant area combustion duct 150 mm in diameter, flame holders and a centerbody which simulates the turbo-fan engine part to be used as a booster for the take-off mode. The tested conditions of supplied air velocity, air temperature and mixture strength were equivalent to those of the combustor inlet at flight speeds ranging from take-off to Mach 3. Gas velocity and temperature distributions along the axis, and the values of total pressure loss were obtained by measurements of total and static pressures. The combustion efficiency was derived from analysis of the sampled gas at the exit. It was found that the fuel distribution in the combustor exerts a significant effect on combustion efficiency, particularly near the stoichiometric mixture condition.

### 概 要

宇宙往還機用エアブリージングエンジンのラム燃焼器に関する基礎的試験を行った結果である。想定される実機の約1/10の直径155mmの筒により、マッハ3までの作動条件に対する水素燃料燃焼特性を実験的に調べた。全圧・静圧の計測により圧力損失、ガス温度を求め、半径方向局所ガス採取によって、燃料/空気の混合と燃焼効率の関係を求めた。これにより保炎器の配置等による流れと燃料の混合が燃焼効率に重大な影響を与えることを明らかにした。

### 1. ま え が き

欧米では、ラムジェットエンジンに代表される高速の空気吸い込みエンジン (Airbreathig engine) の研究がすでに1950年代よりながらく続けられていた<sup>1)</sup>。1985年ごろより、超音速機もしくは極超音速機開発への関心が高まり<sup>2-5)</sup>

1986年2月の米国レーガン大統領年頭教書によるスペースプレーンの構想発表以来、世界的に超音速機ないしは極超音速機開発が注目を集めるようになった<sup>6-8)</sup>。

一方、わが国ではその分野の研究は散発的にはあった<sup>9-11)</sup>ものの技術基盤が極めて希薄であった。しかし、航空宇宙技術研究所はわが国の航空宇宙技術に関する国の研究機関

\* 平成5年1月27日受付 (received 27 January 1993)

\*1 原動機部 (Aeroengine Division)

\*2 熱流体力学部 (Thermofluid Dynamics Division)

としてその技術土壌を培っておく必要がある。そのためにここに超音速機または極超音速機実現の基本ともなるラム燃焼器、ことに離陸などの最大出力時を担うターボエンジンと組合せて用いる亜音速流ラム燃焼器についての基礎的研究を行った。

これまでの検討<sup>12)</sup>の結果、目標とするエンジンは水素を燃料とし、地上静止状態から水平滑走、離陸をして、マッハ数にして6までの飛行を行う。エンジンの形式としては、ターボファンエンジンとラムジェットエンジンとを組み合わせたエンジン<sup>13)</sup>やエアターボラムエンジン(ATR)<sup>4,14)</sup>が有望とみられる。特に前者についてはマッハ2までの実機飛行試験例があり、そのエンジン主燃焼器単独では機速マッハ4までの風洞試験が行われた報告がある<sup>13)</sup>。

ターボファンエンジンについては、航技研においてもFJR710エンジンの開発経験からある程度の技術予測が可能である。しかし、それと組み合わせることになるラムジェットエンジン、あるいはアフターバーナについて、航技研では実際の経験が全くない。従来、液体燃料を用いたアフターバーナなどについては若干の報告がある<sup>15-17)</sup>。水素を燃料とした燃焼器設計については、1950年代に米国のNACA (National Advisory Committee for Aeronautics) が中心になって行った試験研究<sup>18)</sup>があるにすぎない。その場合では当量比を0.3~0.5の比較的熱負荷の小さい領域を対象にしている。

ここでは前記検討結果<sup>12)</sup>に基づきその主要技術課題である主燃焼器設計技術についてATRエンジンを目標としたより高負荷な燃焼器作動条件に対する基礎的な実験研究行って本質的な問題の把握を試みた。

ラムエンジン主燃焼器設計の際に必要な事項は、

- ① 安定燃焼範囲(保炎形式)
- ② 所要燃焼領域長さ
- ③ 圧力損失
- ④ 燃焼器の耐熱構造

などである。ここでは試験装置の制限から④を除いた各項目について、実機試作にむけてのそれらの値を決定する資料を得るため、想定されている水素燃料による模型試験を行った。

## 使用記号

アルファベット

- $A$  : 燃焼筒断面積 [ $m^2$ ]  
 $D$  : 燃焼筒直径 [ $m$ ]  
 $f$  : 燃空比  
 $k$  : 熱伝導率 [ $W/(m \cdot K)$ ]  
 $L$  : 燃焼筒長さ [ $m$ ]  
 $m$  : 質量流量 [ $kg/s$ ]  
 $M$  : マッハ数

- $M(A)$  : 成分Aの分子量  
 $p$  : 静圧 [ $Pa$ ]  
 $r$  : 燃焼筒中心軸からの距離 [ $m$ ]  
 $R$  : ガス定数 [ $J/(kg \cdot K)$ ], 燃焼筒半径 [ $m$ ]  
 $T$  : 温度 [ $K$ ]  
 $V$  : ガス流速 [ $m/s$ ]  
 $x$  : 軸方向距離 [ $m$ ]  
 $X(A)$  : ガス成分Aの窒素1モルあたりの分率

ギリシャ文字

- $\epsilon$  : 酸素消費効率 [%]  
 $\eta$  : 燃焼効率 [%]  
 $\kappa$  : 比熱比  
 $\sigma$  : 全圧損失率 [%]  
 $\phi$  : 当量比

添字

- 1 : 入口  
 2 : 出口, または燃焼筒内代表位置  
 0 : 全  
 a : 空気  
 b : 代表値  
 c : ガス分析値  
 e : 燃焼筒出口  
 f : 燃料  
 i : 燃焼筒主軸方向  
 j : 燃焼筒断面半径方向  
 s : 量論値

## 2. 要求作動条件と供試模型

### 2.1 燃焼器要求作動条件

今回の亜音速ラム燃焼器の要求作動条件の一例を表1に示す。それによると、設計点平均断面風速は80m/s前後であり、水素の燃焼速度を考慮すると保炎条件としては炭化水素燃料の場合と較べ、容易な燃焼条件と考えられる。一方、現有試験装置上の制限から、本研究では所要出力等より想定される実機の1/10寸法の模型で機速マッハ3程度ま

表1 ATR 主燃焼器の作動条件

Flight Mach no.	Altitude [km]	$T_{01}$ [K]	$T_{02}$ [K]	$p_m$ [MPa]	$V_1$ [m/s]	$\phi$
0	0	390	2356	0.165	78	0.97
1	9.2	375	2333	0.094	77	1.03
2	13.8	475	2390	0.151	83	0.97
3	16.9	641	2481	0.318	91	0.96
4	20.8	867	2587	0.519	93	0.96
5	23.1	1192	2727	0.899	80	0.98
6	24.6	1624	2913	1.480	64	0.98

での風速条件の保炎性を確かめ、実機設計資料となし得るかを検討してみる。

2.2 供試模型

**構成** 供試部全体の断面を図1に示す。その主要部の詳細寸法は図2に、また保炎部の詳細は図3に示す。模型は円環状の保炎器、中心体 (Center body), 点火器 (Ignitor), 内径155mmの燃焼筒 (Combustion duct) などから構成されている。

**中心体** 中心体はATRなどの場合のファンやガスジ

ェネレータ部を模擬するものである。これに対する実機のもの寸法形状は定まっていない。本模型の燃焼筒に対する中心体の断面比率は、燃焼筒断面積の52.08%とした。中心体を支える4本のストラットは、燃焼筒の水平および垂直直面から45°傾いた位置とした。

**燃焼筒** 供試模型の呼称をG1とする。使用した燃焼筒長さが図1に示すような980mm (L/D=6.3)の場合をG1+L980, 燃焼筒長さを388mm (L/D=2.5)とした場合をG1+L388のように示す。燃焼筒壁は水冷構造で主軸方向に壁静圧が測定できるようタップを設けた。

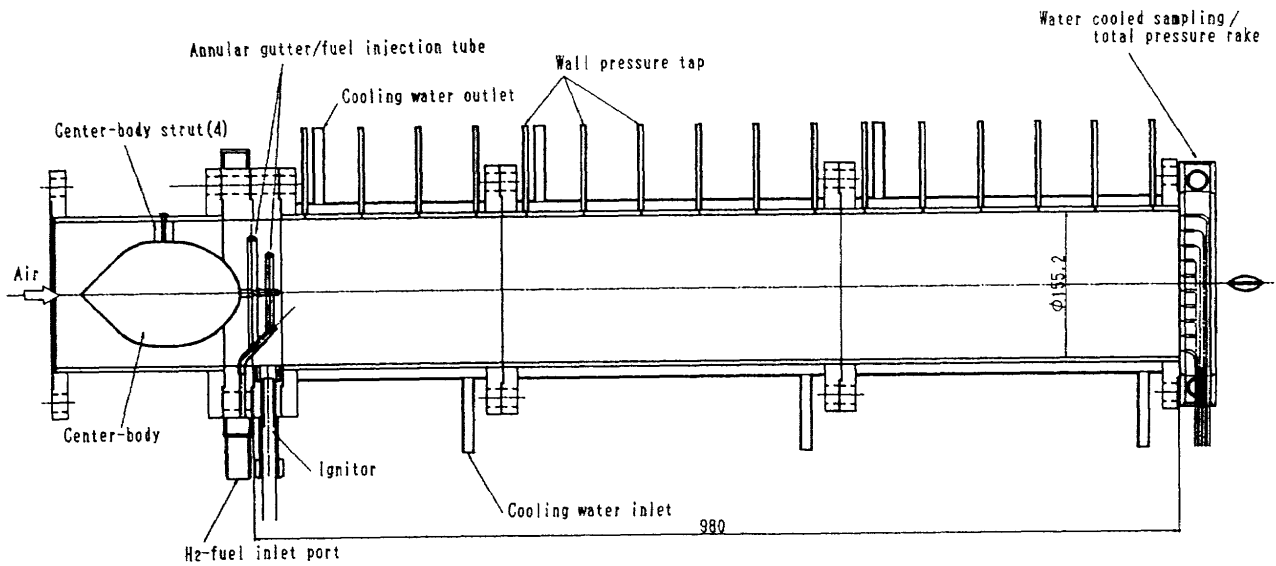


図1 供試体概要

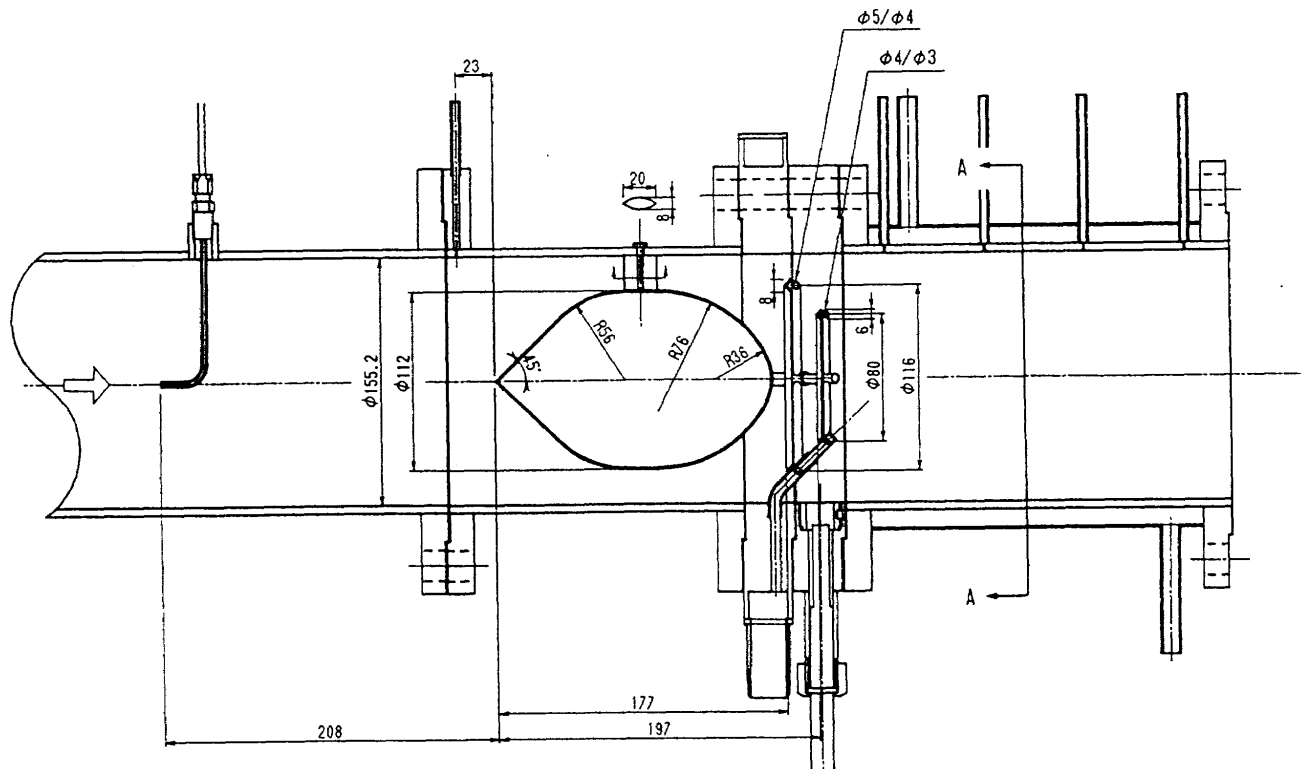


図2 中心体および模型「G1」の主要寸法

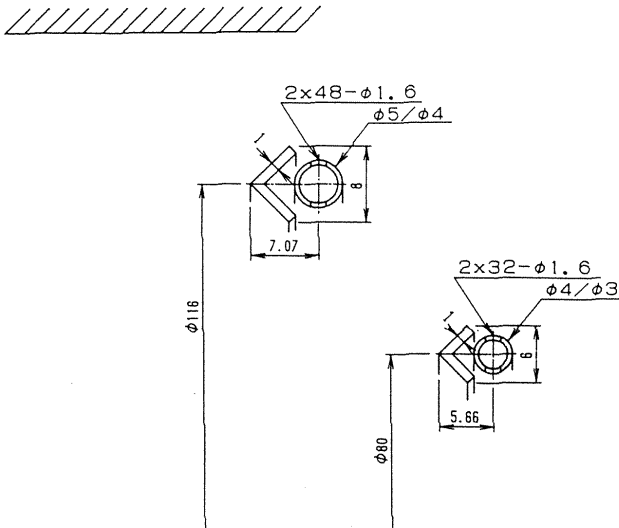


図3 模型G1のガッタと燃料噴出部

**保炎部** 保炎ガッタと燃料噴射孔部の詳細は図3に示すように環状の90°V型ガッタの直後に燃料噴射管を設けたものである。V型ガッタの寸法は、アフターバーナーなどでの資料から保炎の安定特定数<sup>19)</sup>が最小となるよう約36%の断面比率とした。この安定特性数は、マッハ数0.162のダクト内のV型ガッタに対して炭化水素燃料を燃焼させた際に求めた風速とガッタ寸法、それに圧力に対する実験的關係で、この値が小さいほど保炎可能燃空比範囲が広い。水素燃料に対する安定特性数はみあたらないため、この値を用いた。

超音速機などに用いる水素燃料は、極低温の液体状態で機体に積載するが、各種の冷却に使用されるため、燃焼器にはガス状態となって供給されると考えられる。水素燃料は空気に対し、体積濃度4~75%の広い可燃範囲を有するため、在来アフターバーナーなどのように予混合燃料供給方式をとると保炎器を焼損する可能性がある。したがって燃料供給は保炎器の直後とし、主流空気との混合と分散を良好とするため、燃料噴射管噴孔から流れと垂直方向に水素ガスを噴出させる構造とした。噴口は外輪と内輪で円周方向に溶接部を避けながら、それぞれ平均7.6mmおよび6.3mm間隔で配置した。保炎部の上流および下流側面から見た外観を、それぞれ図4および図5に示す。図5では中心体の後端が見えている。

以上の模型の燃料通路断面積および燃料噴出孔の開口面積は、流体力学的損失を最小に抑えるため最大燃料吐出時にも燃料流れが音速に達しない寸法とした。

**点火器** 保炎器直後の壁面に設けた径17mm、深さ18mmの円筒窪みに接線方向に水素ガスを径1mmの噴孔より流入させ、窪み底面に設けた公称2Jの低圧沿面形スパークプラグにより点火させる構造である。

**全圧測定 / ガス採取管** 燃焼筒出口に設けたガス採取

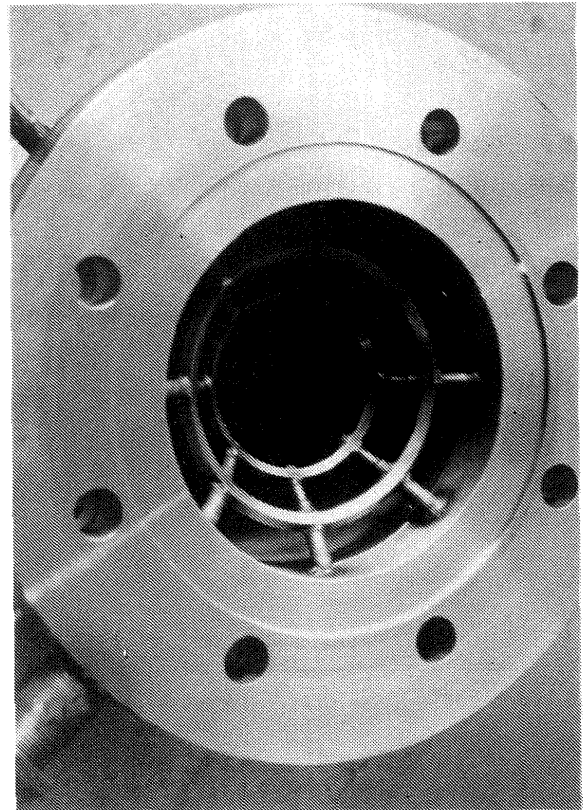


図4 上流側から見た模型G1の保炎部

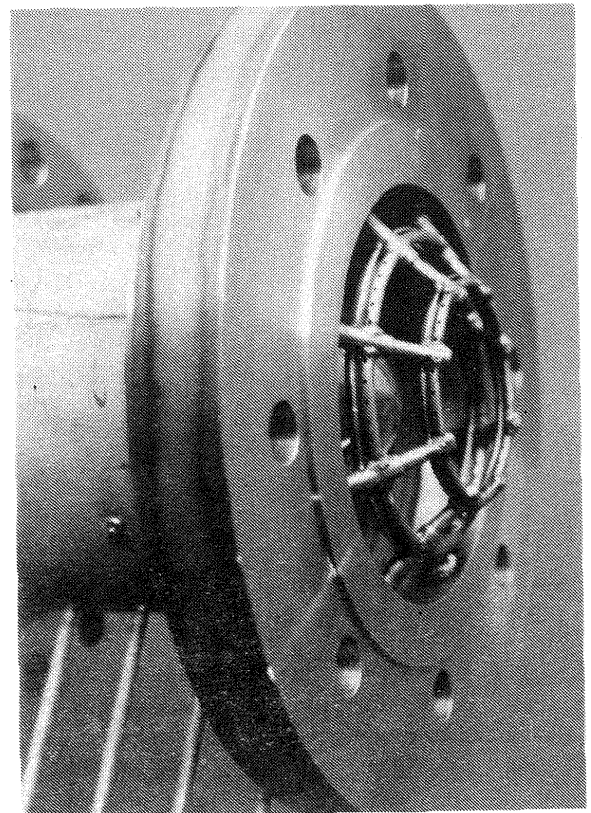


図5 側面から見た模型G1の保炎器/燃料噴射管

管は、半径方向16mm間隔で直径0.5mmの10個の採取孔を設けた。流れに垂直な方向のプローブ巾は17mmであって、燃焼筒断面に対するブロック比は13.9%である。

### 3. 実験装置と試験条件

#### 3.1 燃料・空気供給系

**水素供給系** 系統図を図6に示す。水素燃料は容量47ℓのボンベを20~30本束ねたカードルより減圧して供給した。ボンベの水素充填圧力は14~19MPaである。使用した水素の成分分析例を表2に示す。今回の試験では当量比にして0.2~1.0の範囲で実験を行った。最大燃料流量は60g/s程度であった。

**空気供給系** 系統図を図7に示す。燃焼器出口は大気開放である。今回の実験では模型入口空気温度 $T_{01}$ を400Kと600Kとして行った。 $T_{01}=600K$ の条件では予熱燃焼器と熱交換器を用いて空気を昇温した。すなわち供給加熱空気は酸素の低減していないもの(non-vitiated air)である。

空気流量条件は中心体上流での平均風速を設定することとし、これを最大80m/sまでの範囲で燃焼試験を行った。

#### 3.2 主要計測事項

燃焼試験は燃焼筒出口大気開放条件で模型入口部での供給空気全温 $T_{01}$ 、風速(断面平均風速) $V_1$ および当量比 $\phi$ を設定し、各部の圧力と温度の計測とガス採取を行った。

空気流量 $m_a$ と燃料流量 $m_f$ はJISに基づくオリフィス

流量計で測定した。入口空気全圧 $p_{01}$ と入口空気全温 $T_{01}$ は図2に示すように、中心体の上流部管中心で測定した。入口空気静圧 $p_1$ は中心体より23mm上流の管壁で測定した。燃料供給圧力 $p_f$ は保安器フランジに流入する直前の管内圧力を測定した。燃焼筒冷却水出口温度 $T_{w2}$ は冷却ジャケットなどを流出する排水管内に挿入した先端接地型シース熱電対温度計により測定した。燃焼器ダクト静圧 $p_1, \dots, p_{11}$ は燃焼筒の主軸に沿って管壁に60mm,あるいは120mm間隔で設けた静圧タップにより計測した。燃焼筒出口全圧 $p_{e1}, \dots, p_{e10}$ は図1の最右に示すアーモンド形断面の水冷全圧管により出口断面垂直方向10点の全圧を計測した。この場合、圧力計測は全て個々の変換器を用いた。

表2 水素ガス分析値例

成分	分析結果*	方法
H <sub>2</sub> [%]	99.997	
O <sub>2</sub> [ppm]	0.1	リサーチ酸素計
N <sub>2</sub> [ppm]	25	ガスクロマトグラフ
CO <sub>2</sub> [ppm]	<0.3	↑
CO [ppm]	↑	↑
CH <sub>4</sub> [ppm]	↑	↑
露点 [°C]	-75	Shaw 露点計

\* Lot-MH109/881021 丸由工材(株)川崎水素充填所

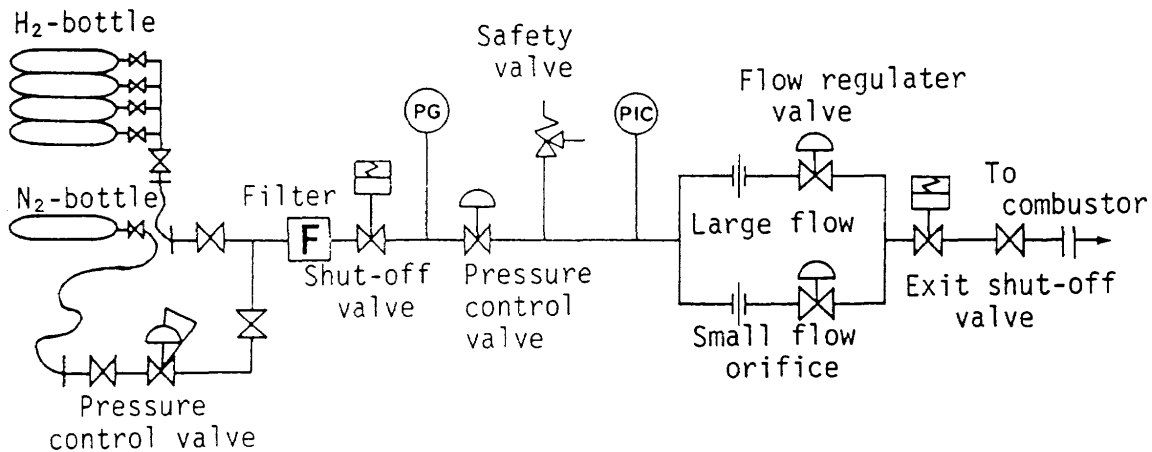


図6 水素供給系

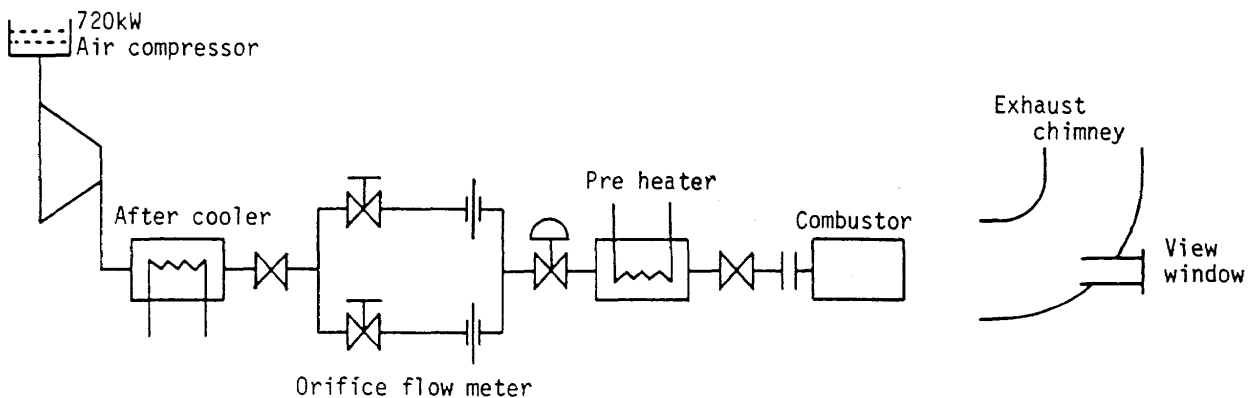


図7 空気供給系

同上全圧管を利用してガス採取を行い、試験後採取ガスのガスクロマトグラフによる分析を行った。その他ビデオによる後視、側視火炎映像、静止写真による後斜視、側斜視映像、騒音計測なども行った。

### 3.3 燃焼領域風速分布計測

非燃焼条件で中心体取付け管のフランジ後端より173mmの位置の燃焼領域断面(図2のA-A位置、ただし保炎器と点火器はなし)での風速分布を太さ10mmのL字形ピトー管により図8のようにして自動トラバース装置を用い計測した。ピトー管は強度上の観点から太いものを用いた。

計測条件は離陸条件に相当する  $T_{01}=400\text{K}$ ,  $V_1=80\text{m/s}$  ( $Re=4.6\times 10^5$ )と、同等入口温度で機速マッハ3 ( $Re=2.3\times 10^5$ )に相当するレイノルズ数の  $V_1=40\text{m/s}$ の条件である。

### 3.4 ガス採取と分析

ガス採取に用いたサンプル貯槽は容量 $50\text{cm}^3$ のステンレス製のもので、その採取シーケンスは図9の左端に示すコントローラによって制御した。図9の右端は使用したガスクロマトグラフ(島津GC-6A)である。

図10にタイマー式ガス採取システムの系統図を示す。この図では10組のガス採取系の一つ  $j$ の系統のみを図示している。

通常、燃焼筒出口のガス採取/全圧計測管は電磁弁SV1を介して圧力変換器PTにつながり全圧測定を行う。採取ガス貯槽SBは、予め真空ポンプVPにより排気され閉止された弁SV2とSV3によって真空が保たれている。ガス採取時のみSV1の圧力変換器側への通路が閉じ、SB側への通路が開く。SV2のバイパス側の弁が開いて2秒間採取管—SV1—SV2などの通路のパーズがおこなわれた後SV2がバイパス側から貯槽側へと切り替わる。貯槽内に十分採取ガスが採取されたとき、SV2は閉じ、SV1は元の変換器への通路のみ開となる。

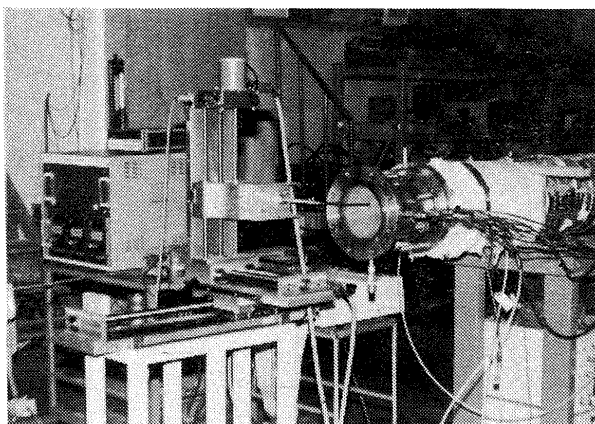


図8 ピトー管による燃焼領域の非燃焼時風速分布測定状況

採取ガスは、燃焼実験終了後に貯槽よりシリンジにてガスクロマトグラフィに注入し分析した。

## 4. データ処理法

### 4.1 圧力計測によって求める特性値

#### (1) ガス流速と温度

燃焼筒出口全圧を  $p_{0e}$ , 同静圧を  $p_e$ , 出口マッハ数を  $M_e$  とすると、エネルギー式より完全ガスの等エントロピ流れの任意の位置で、

$$\frac{p_{0e}}{p_e} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_e^2\right)^{\kappa/(\kappa - 1)} \quad (1)$$

が成り立つ<sup>20)</sup>。ここで  $\kappa$  は比熱比である。出口マッハ数  $M_e$  は、燃焼筒出口での燃焼ガス温度と流速をそれぞれ  $T_e$  と  $V_e$  とすると、

$$M_e = \frac{V_e}{\sqrt{\kappa RT_e}} \quad (2)$$

ここで  $V_e$  は空気と燃料の質量流量と通路断面積  $A$  がわか

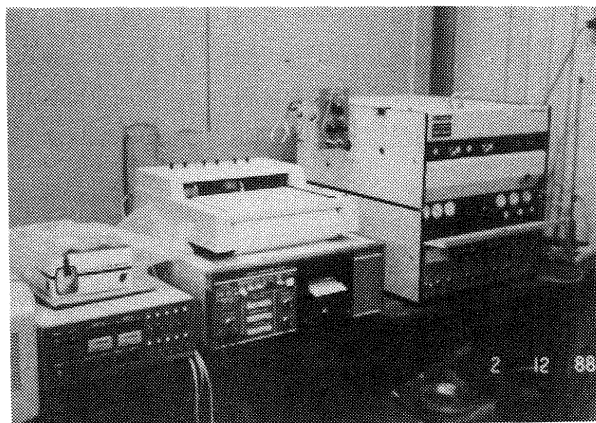


図9 ガス採取と分析用機器

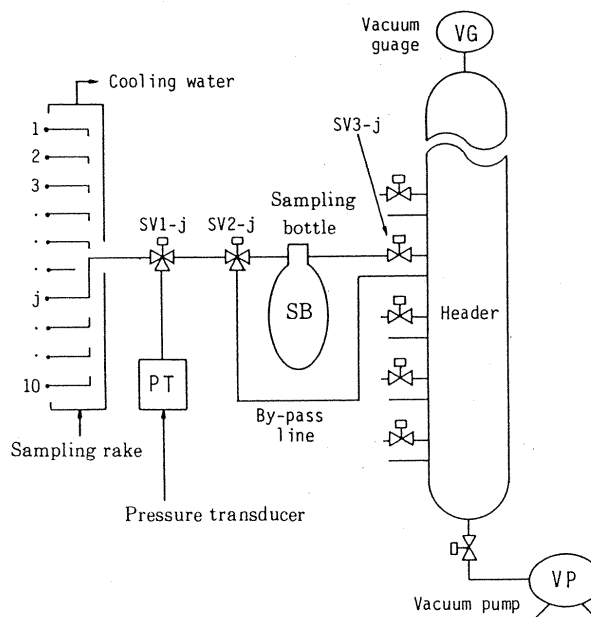


図10 出口全圧計測/ガス採取系

っているため、 $p_e$ に理想気体の式を用いると、

$$V_e = \frac{(m_a + m_f) RT_e}{Ap_e} \quad (3)$$

として求まる。式(1)と(3)より $T_e$ は、

$$T_e = \frac{2\kappa (Ap_e)^2}{(\kappa-1)(m_a + m_f)^2 R} \times \left\{ \left( \frac{p_{0e}}{p_e} \right)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1 \right\} \quad (4)$$

この式に実験測定値 $p_e$ 、 $p_{0e}$ 、 $m_a$ 、 $m_f$ を代入することによって $T_e$ が求まる。

これらは燃焼筒出口の特性値であるが、それより上流の燃焼反応がほぼ平衡とみなせる任意位置でのマッハ数 $M_i$ 、静温 $T_i$ 、全温 $T_{0i}$ は等エントロピが仮定できて、その位置での静圧 $p_i$ が求まれば次式によって求めることができる。すなわち連続式が成立し、燃焼筒壁摩擦を無視すると運動量保存式が成立するため、流速 $M_i$ は、

$$\frac{p_i}{p_e} = \frac{1 + \kappa_e M_e^2}{1 + \kappa_i M_i^2} \quad (5)$$

より求められ、静温 $T_i$ は、

$$\frac{T_i}{T_e} = \frac{R_e \kappa_i M_i^2 (1 + \kappa_e M_e^2)^2}{R_i \kappa_e M_e^2 (1 + \kappa_i M_i^2)^2} \quad (6)$$

より求まる<sup>21)</sup>。

#### (2) 全圧損失率 $\sigma$

全圧損失率 $\sigma$ は、 $(p_{01} - p_{0e})/p_{01}$ で定義され、実験的には中心体上流部での全圧計測値 $p_{01}$ と燃焼筒出口での半径方向10点の全圧計測値 $p_{0j}$ の算術平均値 $p_{0e}$ とから求めることができる。

作動特性値によって全圧損失率 $\sigma$ は次のように表せる。模型入口での静温、マッハ数がそれぞれ $T_1$ 、 $M_1$ 、燃焼筒出口でのそれらの値が $T_2$ 、 $M_2$ であるとき、燃空比 $f$ のときの全圧損失率 $\sigma$ は、

$$\sigma = 1 - (1+f) \frac{M_1}{M_2} \sqrt{\frac{R_2 T_2 / \kappa_2}{R_1 T_1 / \kappa_1}} \frac{\left(1 + \frac{\kappa_2 - 1}{2} M_2^2\right)^{\kappa_2 / (\kappa_2 - 1)}}{\left(1 + \frac{\kappa_1 - 1}{2} M_1^2\right)^{\kappa_1 / (\kappa_1 - 1)}} \quad (7)$$

である。この導出の詳細は付録A-1に記す。

## 4.2 ガス分析による出口断面上の特性値

水素/空気燃焼ガスのガスクロマトグラフ分析によって窒素、酸素および水素の濃度比率が求まる。窒素1モルあたりの酸素と水素のモル数をそれぞれ $X(O_2)$ 、 $X(H_2)$ とすると、局所燃空比 $f_{cj}$ は次のようにして得られる。

まず、元の空気中の酸素/窒素のモル比は0.2683であり、残存酸素 $X(O_2)$ が検出された場合、 $\{0.2683 - X(O_2)\}$ の酸素が消費されたことになる。このとき、



に従い、 $\{0.2683 - X(O_2)\}$ の2倍のモル数の水素が消費さ

れたと考えられる。局所燃空比 $f_{cj}$ はその消費水素と残存水素の $X(H_2)$ を加え重量ベースに換算することにより、

$$f_{cj} = [2 \times \{0.2683 - X(O_2)\} + X(H_2)] \times \frac{M(H_2)}{M(N_2)} \times 0.7552 \quad (9)$$

となる。ここで $M(A)$ は成分Aの分子量、0.7552は空気中の窒素の重量分率である。

量論燃空比 $f_s$ は0.02894であるから、局所当量比 $\phi_{cj}$ は定義により、

$$\phi_{cj} = f_{cj} / f_s = 34.55 f_{cj} \quad (10)$$

となる。なお、酸素と水素のモル濃度はそれぞれ、

$$m(O_2) = \frac{X(O_2)}{1 + X(O_2) + X(H_2)} \times 100 [\%] \quad (11)$$

$$m(H_2) = \frac{X(H_2)}{1 + X(O_2) + X(H_2)} \times 100 [\%] \quad (12)$$

と表すことができる。

供給した燃料のどれだけの割合が燃焼したかを示す尺度を燃焼効率とすると、半径方向 $j$ の位置における局所燃焼効率 $\eta_{cj}$  [%] は、次のように定義することができる。

$$\eta_{cj} = \frac{\text{消費燃料量}}{\text{消費燃料量} + \text{残存燃料量}} \times 100 [\%] \\ = \frac{2 \times \{0.2683 - X(O_2)\} \times 100}{2 \times \{0.2683 - X(O_2)\} + X(H_2)} [\%] \quad (13)$$

反応と残存酸素量の関係を判断する局所酸素消費効率 $\epsilon_{cj}$  [%] は、次のように定義される。

$$\epsilon_{cj} = \frac{\text{消費した酸素量}}{\text{利用可能な酸素量}} \times 100 \\ = \frac{0.2683 - X(O_2)}{0.2683 \times \phi_{cj}} \times 100 \quad (14)$$

ここに $\phi_{cj}$ は局所当量比であるが、これが1以上の場合は $\phi_{cj} = 1$ とする。

上述の局所燃焼効率 $\eta_{cj}$ は、燃焼筒出口で半径方向採取位置“ $j$ ”で求めた燃焼効率局所値であるが、その値はその場所での燃料の濃淡、質量流量の大小に関係づけられていない。出口半径方向の全圧から求めた質量流量分布と局所当量比によって荷重をつけた平均燃焼効率 $\eta_c$ は次のように定義できる。

$$\eta_c m_f = \int_0^R \eta_{cj} m_{fj} 2\pi r dr \quad (15)$$

ここで、 $m_{fj}$ は燃焼筒出口断面単位面積あたりの燃料質量流量で、

$$m_f = \int_0^R m_{fj} 2\pi r dr \quad (16)$$

である。そして $m_{fj}$ は、燃焼筒出口における局所当量比 $\phi_{cj}$ と出口全圧測定値 $p_{0j}$ から与えられる。その計算法の詳



細は付録A-2に示す。

### 5. 実験とその結果

#### 5.1 燃焼領域の風速分布

非燃焼時、図2のA-Aで示す位置における風速分布は図11のようである。オリフィスにより計測した空気量から求めた平均風速  $V_1$  はそれぞれ40および80m/sであるが、A-A断面の局所位置で測定した風速の平均値  $V_{av}$  はそれぞれ45および91m/sとほぼ10%ほど大きな値となっている。ちなみに中心体を取りはずした状態での風速分布は図12に示すようである。この場合のそれぞれの平均風速はオリフィスによる流量計測から求めた平均風速値  $V_1$  にきわめて近い。

#### 5.2 燃焼実験手順

空気圧縮機を起動し、供試模型に空気を送り、入口空気温度が400Kまたは600Kの定常温度になるのを待って、燃焼試験を開始した。着火はパイロット用水素に点火器で

着火し、パイロット火炎を形成させてから、主燃料を供給した。本模型の場合、ほとんどの供試条件で容易に着火した。主燃料に着火したあとは直ちにパイロット火炎用燃料を遮断した。

全圧および静圧計測を主としたデータ採取の際には、計測時間は約30秒である。風速および当量比の設定を手動で行うため時間を要したが、一基のカードルを消費する10~20分の間に数点のデータを採取することができた。

一連の圧力計測による特性値把握試験のあと、主要条件につき燃焼筒出口でのガス分析を実施した。この場合は一組10本(容量50cm<sup>3</sup>/本)のガス貯槽に一条の出口採取ガスを収容するだけの燃焼試験であるため、定常条件に設定する数分の燃焼時間とガスサンプルのための数秒の所要時間で終了した。同設定条件の圧力等の特性値については、前記同様のデータ採取を行った。燃焼筒長さの影響を確認するため、長さを980mmと388mmとの2種につきガス採取分析を行った。

#### 5.3 試験結果

##### (1) 燃焼試験状況

実施した試験範囲全般にわたって吹消え、間欠燃焼はな

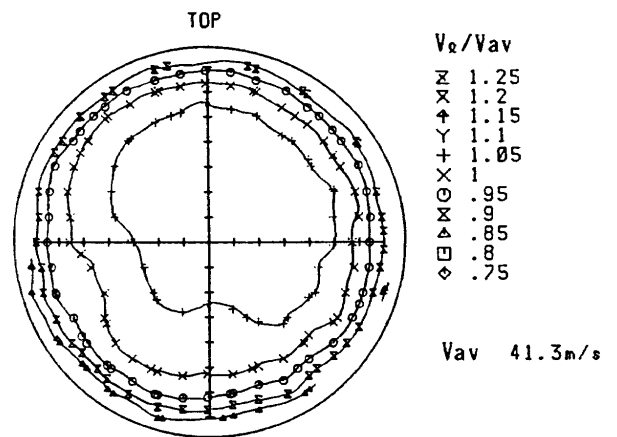
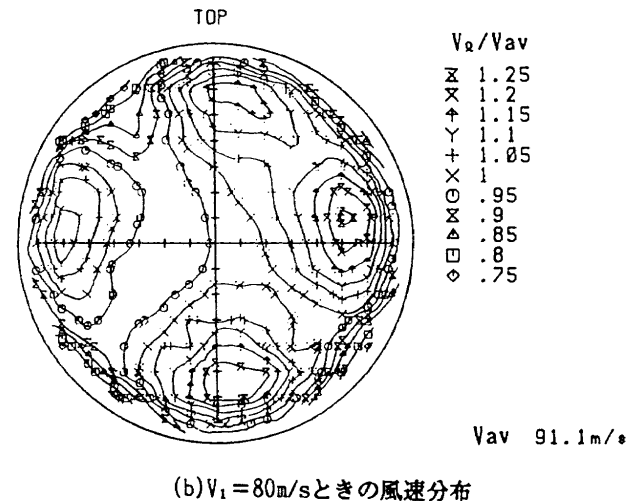
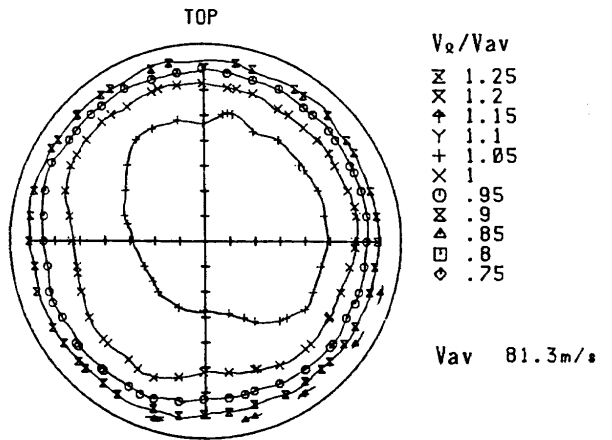
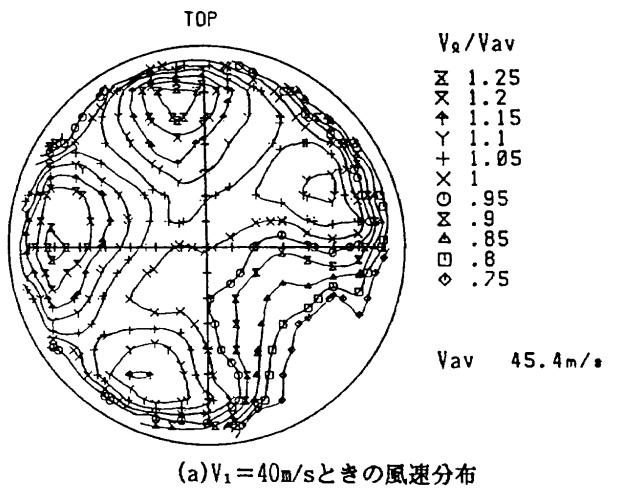


図11 中心体後流主燃焼領域の非燃焼時風速分布 (保炎器なし)

図12 中心体をはずした状態での燃焼領域風速分布 (保炎器なし)

かった。側方より観察した火炎の様子を図13に示す。燃料が多いほど長い、透明な薄赤紫色の火炎が観測できた。燃料噴出孔近傍では薄青炎、燃焼筒より伸長する「炎」は薄赤色であった。燃料増加に伴い、後視火炎は中実となり燃焼筒後方まで円錐状に伸びた。

燃料希薄時の燃焼筒後流側からの観察によると、半径方向のマニホールドに分割された円環部の分割火炎（セクタ状火炎）となっている。

「中心体」を外した場合にも十分安定した燃焼が維持できた。「中心体」を除去して燃焼試験をした際は中心軸付近には火炎がみられない。

入口空気温度が600Kで当量比が大きい時、燃料供給管の一部が赤熱した。そのときの燃焼筒出口側から見た保炎部の様子を図14に示す。中心部縦方向に見える太い影は、燃焼筒出口に設けたガス採取/全圧管である。

(2) 圧力測定に基づく流速とガス温度

4.1 に記した方法により求めた主軸方向の温度とマッハ数の変化の一例を図15に示す。この方法による値は静圧が

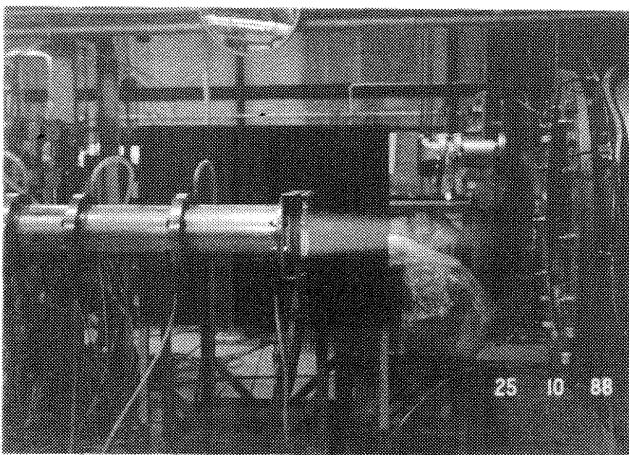


図13 燃焼試験中の模型「G1+L980」  
( $T_{01} = 593\text{K}$ ,  $V_1 = 77\text{m/s}$ ,  $\phi = 1.0$ )

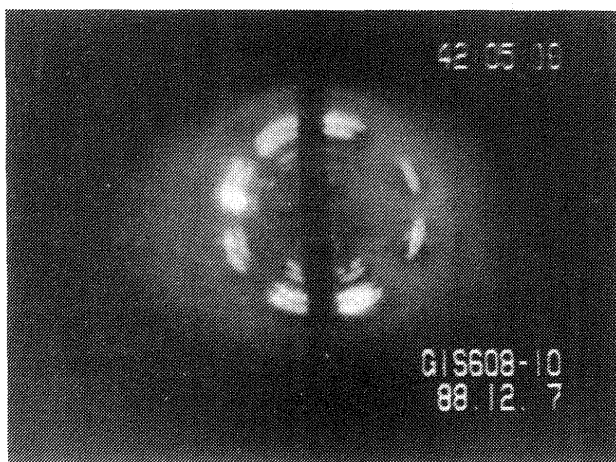


図14 燃焼筒出口下流部から見た模型「G1+L980」の保炎部 ( $T_{01} = 593\text{K}$ ,  $V_1 = 77\text{m/s}$ ,  $\phi = 1.0$ )

壁面での計測値のため、中心体や保炎器などの直後は流れが複雑で正しい静圧値でなく、また等エントロピを仮定しているため化学反応が進行中の上流側は正しい値ではない。図15において $x/D=6$ 、すなわち出口近傍で温度などがそれより上流での値よりも若干高くなっている。これは出口部に設けた全圧/ガス採取管（以降、採取管という）の影響とみられる。この影響の程度については「6.」で検討する。

各条件での採取管の影響の及ばない範囲の決定は、厳密には容易ではない。主軸方向の無次元化距離  $\Delta x/D$  と主軸方向の温度上昇率  $\Delta T/T_i$  の比をとってみると図16のようになる。ここで  $\Delta T$  は位置  $i$  の温度とその一つ前の静圧測定位置における温度との差である。

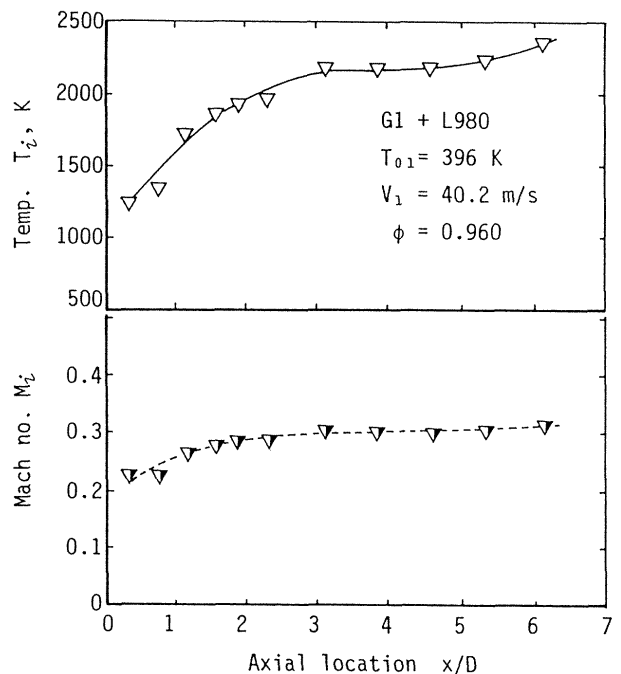


図15 燃焼筒内主軸方向のガス局所温度と速度

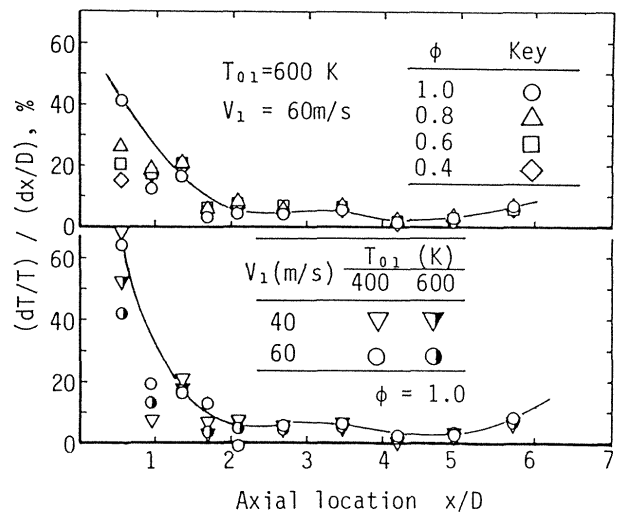


図16 模型「G1+L980」の主軸方向温度上昇率

図16では上図に入口空気温度と風速を一定とし、当量比を変化させた場合を示し、下図には当量比を1とし空気温度と風速を変えた例を示している。これによると両方のケースについて  $x/D=2.5$  の位置以降では上昇率が一定の平坦な値となっている。 $x/D=4$  の位置における静圧値を使って、式(5)と(6)を用いて筒内ガス温度を筒内代表温度  $T_b$  として当量比に対して表してみると図17のようになる。なお両式中の比熱比  $k$  およびガス定数  $R$  は、相当実験条件で燃料が化学平衡に達した場合のガスの値を用いた。参考のため図中に各試験条件に相当する水素/空気の断熱平衡火炎温度<sup>22)</sup>を破線で示す。

(3) 圧力損失

模型入口と出口での全圧計測によって求めた全圧損失率を当量比の変化に対して表すと図18のようである。当量比の増大とともに直線的に全圧損失率が增大する。また、その勾配は風速の増大とともに急となる。したがって、風速の大きい場合ほど発熱の影響が大きい。4.3に記したように、全圧損失率は実験条件の  $T_1$ ,  $M_1$ ,  $T_2$ ,  $M_2$  および  $f$  に依存する。出口マッハ数  $M_2$  に対して、今回試験した条件すべての全圧損失率をとってみると図19のようになる。すなわち、燃焼時と非燃焼時の場合でそれぞれほぼ一本の線に沿っていることがわかる。

(4) ガス分析による特性

出口でのガス採取/分析によって得た結果は以下のようである。

入口空気全温  $T_{01}$  が400K、全体当量比  $\phi$  が1の場合の局

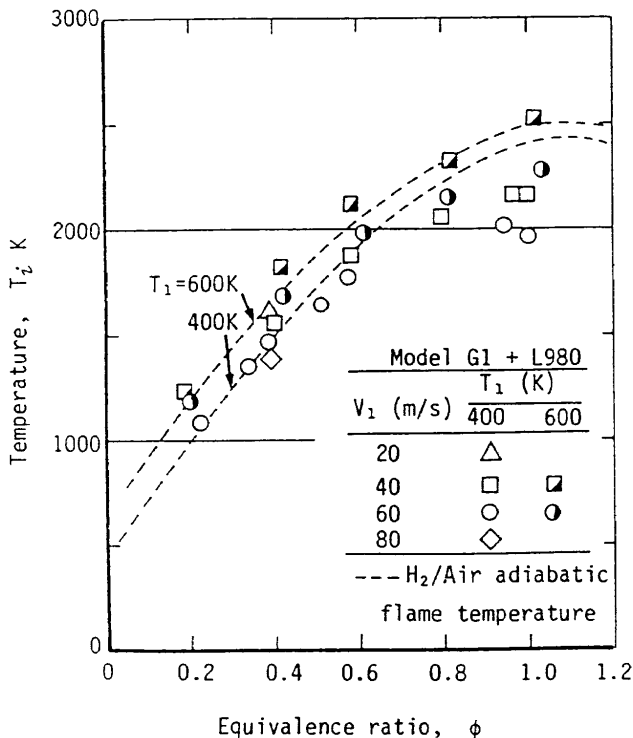


図17 模型「G1+L980」の燃焼筒内ガス温度

所当量比  $\phi_{cj}$  の半径方向分布を図20に各風速条件について比較して示す。燃料を供給したマニホールドの半径方向位置を破線で示しているが、一般にその付近で燃料濃度が最も高く、中心軸近傍では燃料濃度が低下している。その傾向は、風速が高いほど、燃焼筒が短いほど著しくなっている。

同一条件での局所燃焼効率  $\eta_{cj}$  の分布を図21に示す。この場合は、図20の分布と対照的に燃料の濃い部分で燃焼効率が低く、燃料の比較的希薄な中心部では十分高い値となっている。酸素消費効率  $\epsilon_{cj}$  については図22に示すように、

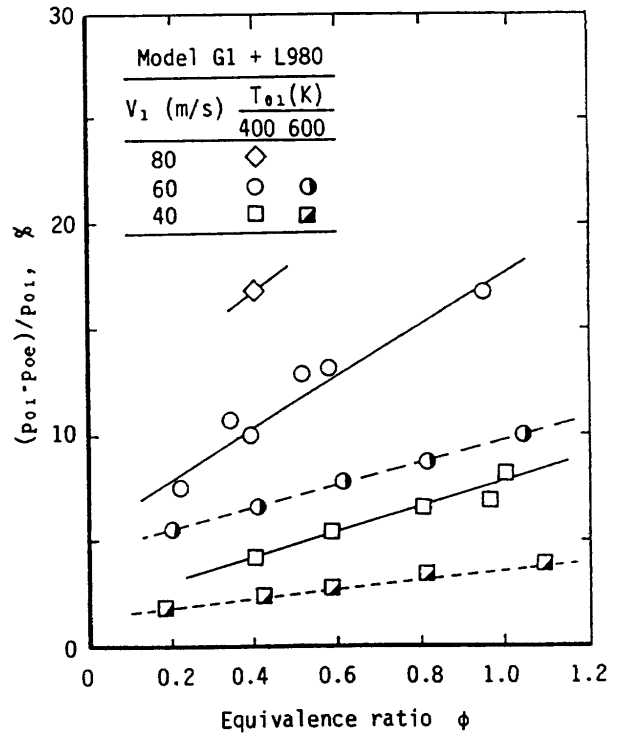


図18 当量比に対する全圧損失率

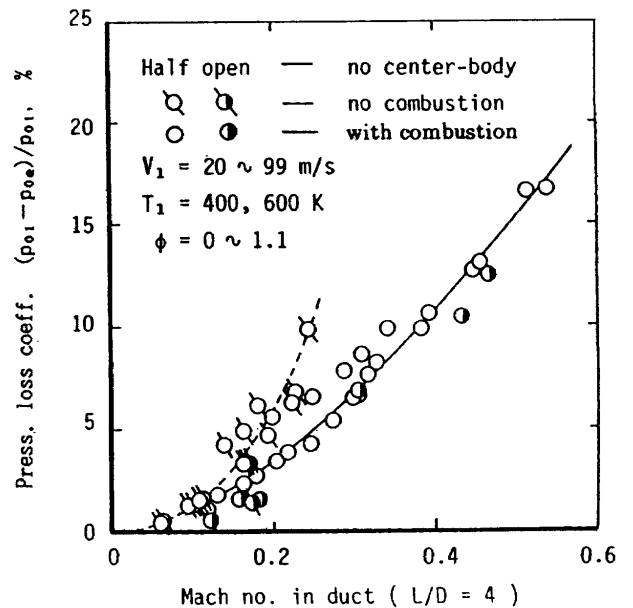


図19 燃焼筒内マッハ数に対する全圧損失率

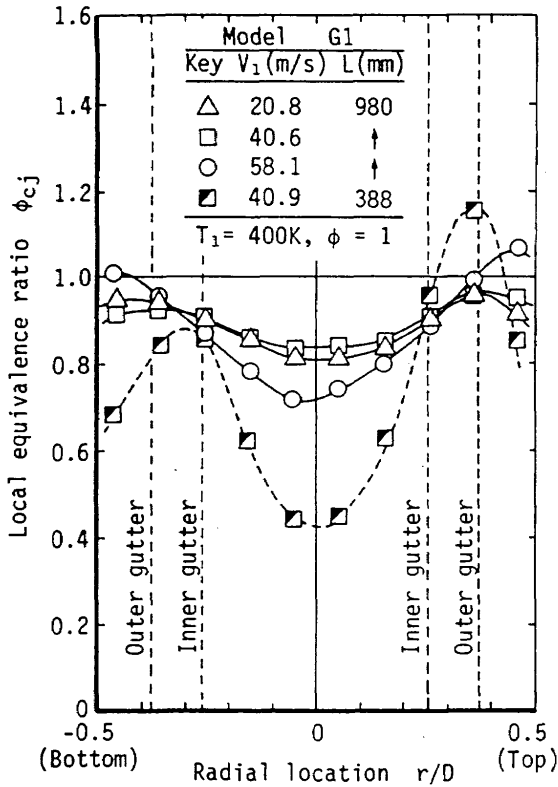


図20 燃焼筒出口における半径方向局所当量比分布

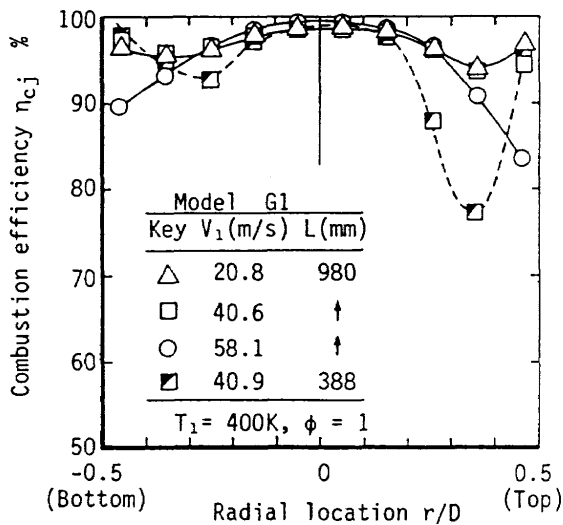


図21 燃焼筒出口における半径方向局所燃焼効率分布

全体的に非常に高い値となっている。

全体当量比  $\phi$  が 0.6 の場合の当量比分布と燃焼効率分布は、図23のように当量比の大小は存在するものの、燃焼効率は半径方向全域にわたってほぼ100%の値となっている。

燃焼効率が低い場所の質量流量が大きければ、全体としての燃焼効率は良好とならない。出口部での質量流量分布の傾向を示していると考えられる全圧分布は図24のようであり、平均風速の大きい場合ほど外径側の流量割合が多いと推測される。

これらの分布を勘案して局所燃焼効率を管断面全体に積

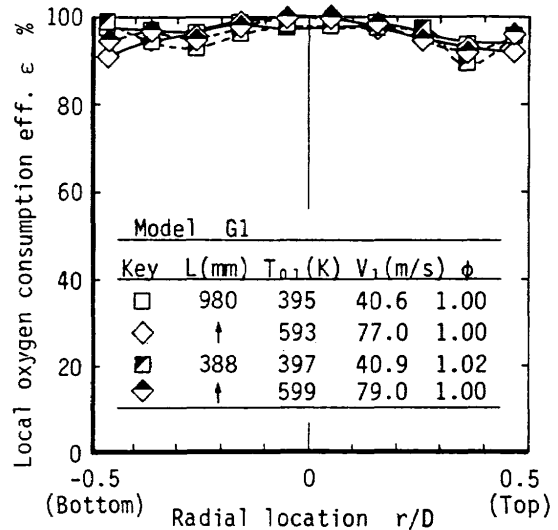


図22 燃焼筒出口における半径方向局所酸素消費効率

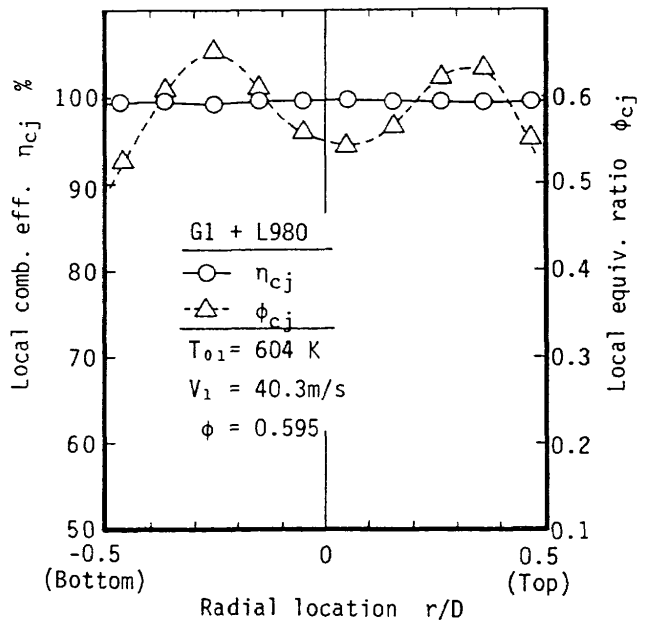


図23 全体当量比は0.6の時の局所当量比と燃焼効率

分した式(15)の定義に基づく平均燃焼効率  $\eta_c$  は図25のようである。これによると入口温度の低い  $T_{01} = 400K$  の場合には、風速の増大に従って燃焼効率の低下を示す。燃焼筒が  $L = 980mm$  と長い場合でも風速  $60m/s$  以上の時の  $\eta_c$  は  $90\%$  以下となる傾向にある。

燃焼筒の短い場合には、 $T_{01} = 400K$  で  $V_1 = 40m/s$  のとき  $5\%$  程度の  $\eta_c$  の低下がみられる。

$T_{01} = 600K$  の場合には、わずかではあるが風速の増大に伴ってやや  $\eta_c$  が向上する傾向を示している。全体当量比が  $0.6$  の場合はほとんど  $100\%$  の  $\eta_c$  となっている。 $T_{01} = 600K$  の場合には燃焼筒が短くとも、長いものとほとんど変わらない値となっており、混合や反応に対し  $L = 388mm$  が十分な長さであることを示している。

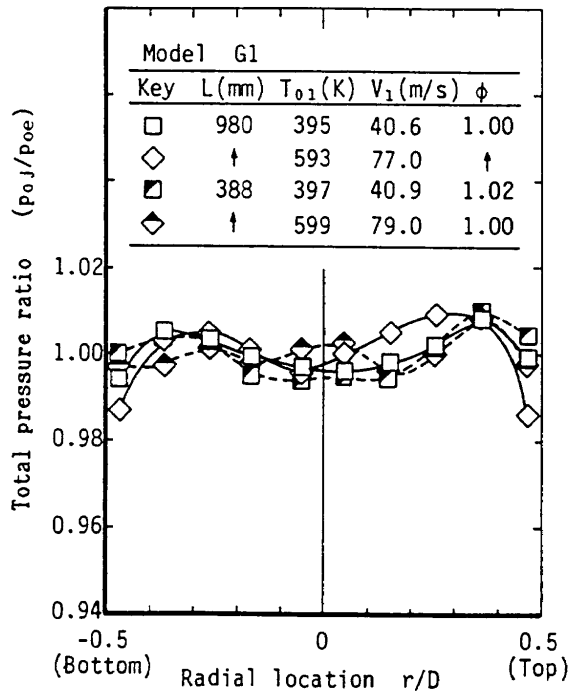


図24 ガス採取を行った条件での燃焼筒出口全圧分布

### 6. 検 討

以下にピトー管で測定した燃焼領域の非燃焼時風速分布、模型寸法の影響、圧力計測による特性値の信頼性、圧力損失の意義、ガス分析結果、および燃焼筒壁への熱伝達などについて、値の信頼性、実機資料として用いる可能性などを検討する。

**風速測定** 風速測定値でオリフィス測定による  $V_1$  と局所計測値の平均  $V_{av}$  とに差がある。これはピトー管の太さに起因する。管壁よりピトー管半径に相当する 5mm の面積を除くと、それは断面の 12.5% に相当する。この部分での計測値が風速の平均値に及ぼす影響は図11のように最大風速領域が  $r/D = \pm 0.35$  付近にある場合はきわめて大きい。平均風速以上の主流領域が壁から 10mm 以上離れている図12の場合には平均風速  $V_{av}$  はオリフィスからの値  $V_1$  にきわめて近い。より細いピトー管を用いればこの境界層領域の風速分布をより精度よく測定でき、 $V_1$  と  $V_{av}$  の値は近づく。いずれにしても出口での全圧分布やガス分析結果を見る場合にこの半径方向の不均一があることを承知する必要がある。

**模型の寸法効果** 経験的に、水素燃料を用いた場合のブラフボディ (bluff-body) 型保炎器の予混合気に対する安定限界を表わすパラメータを DeZubay は、

$$\frac{V}{D^{0.74} p^{0.61}} \quad (17)$$

と表した<sup>23)</sup>。このパラメータは燃空比の関数である。このパラメータが最大値をとるのが  $\phi = 1.2$  である。この関係を用いると、他の条件が一定の場合、1/10寸法の模型では原

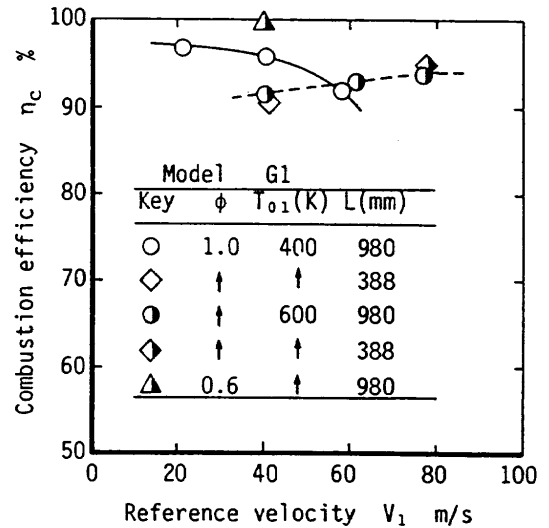


図25 当量比分布と質量流量を勘案した燃焼効率

寸模型とくらべて 1/5.5 の風速で吹消えがおきることになる。また同様に実機が表 1 に従って機速  $M=3$  の条件の  $p=0.3\text{MPa}$  で作動する時、 $p=0.1\text{MPa}$  で実現すれば 1/2 の風速で吹消えてしまうことになる。しかし逆に 1/10 寸法の模型で、かつ大気圧の条件で十分な保炎性能が確認できれば、それより大きな寸法や高圧の模型での吹消えの心配はないと考えられる。今回の試験では  $T_{01}=400\text{K}$  の条件で  $V_1=80\text{m/s}$  付近でも火炎の吹消えがなかった。したがって少なくともこの寸法の保炎器構造なら表 2 の  $M=3$  までの作動条件を満足させ得ることがわかる。

実機の場合、強度と燃料流量の観点から今回の模型より大きな寸法の保炎器を用いることになろう。上記の関係式から、大きな寸法の保炎器は吹消え限界上、より確実な保炎を行えることになる。

**圧力計測による一次元解析値** 図13のように軸方向の壁圧分布をみると  $x/D < 1.5$  では壁圧測定値にバラツキがあった。これは中心体や保炎器後流の流れが、それらの直後では壁面に平行でないなどの乱れに起因するものである。

次に、図13や図14において出口近傍でわずかではあるが温度の上昇が示されている。これは出口に設けたガス採取管の存在に起因するものと思われるのでその影響について検討してみる。

採取管のため燃焼筒断面  $A$  が  $dA$  だけ減少している場合の温度上昇効果を算出してみる。定常連続の式に Euler 式を用い、等エントロピーを仮定すると、

$$\frac{dV}{V} = \frac{1}{M^2 - 1} \frac{dA}{A} \quad (18)$$

となる。また完全ガスの式、質量保存式および運動量式を用いると、

$$\frac{dT}{T} = \frac{dV}{V} \left( 1 - \frac{V^2}{RT} \right) \quad (19)$$

したがって、出口に設けた採取管の影響のおよばない部位での温度  $T$  は、出口部の面積  $dA$  の変化により式(18)によって表される速度変化を生じ、式(19)の  $dT$  の温度変化となって表れる。図15のケースについて基準を  $x/D=4$  の位置にとると、 $T=2169\text{K}$  が、出口では  $\Delta T=332\text{K}$  上昇することになる。図15の場合、 $x/D=6$  で  $201\text{K}$  の上昇であるが、これらの差は採取管が筒出口の外側にとりつけてあるため、均一内径の管内に採取管がある場合よりは影響が緩和されているためと考えられる。

したがって、ほとんどの場合  $x/D>3$  のガス温度は一定とみなせる。これはマッハ数も同様に一定であることを示し、合わせてこの部分で等エントロピの仮定が成立する必要条件を満足させている。この仮定の妥当性は、今後の他の方法による高温ガス計測などにより確認されていくものとする。

**断熱平衡火炎温度の妥当性** 図15において、実験値と比較する参考値として断熱火炎温度を示した。これは静止状態での値であるため、流動しているこの場合、正確には膨脹仕事に対する修正が必要である。すなわち燃料の化学反応によって  $\delta q$  の熱が発生すると、

$$\begin{aligned}\delta q &= c_p (T_{02} - T_{01}) \\ &= h_2 - h_1 - \int_1^2 \frac{dp}{\rho} \\ &= h_2 - h_1 - \frac{n}{n-1} (R_2 T_2 - R_1 T_1)\end{aligned}\quad (20)$$

ここで  $n$  はポリトロープ指数で、圧力変化一定 ( $n=0$ ) 以外の状態変化に対しては上式右辺第3項が膨脹仕事として化学エネルギーの一部を消費する。今回の場合、 $n$  を実測圧力に基づいて求めてみると式(20)の右辺第3項は最も影響の大きい入口マッハ数  $M=0.2$  (離陸条件) で  $n=0.20$  となり、 $h_2 - h_1$  の6%、温度に換算して  $150\text{K}$  程度の値となる。この式(20)右辺第3項の影響は、入口マッハ数が最も支配的で、その増大とともに大きくなる。しかし、 $T_{01}$  が高くなるほど、 $\phi$  が小さいほど小さな値である。

**燃焼筒への伝熱** 水素燃料燃焼による熱発生に対する燃焼筒壁面への伝熱割合を求めてみると以下のようなものである。壁への伝熱量は、平均熱伝達率を  $\alpha_m$  とすると

$$\begin{aligned}q_w &= \alpha_m \pi DL (T_b - T_{w2}) \\ &= Nu_m \pi k L (T_b - T_{w2})\end{aligned}\quad (21)$$

ここで壁温は冷却水出口温度  $T_{w2}$  に等しいとした。一方、燃焼筒冷却水量を  $m_w$  とし、冷却水の温度上昇 ( $T_{w2} - T_{w1}$ ) が上式の伝熱のみによるものと考え、

$$q_w = m_w c_p (T_{w2} - T_{w1})\quad (22)$$

したがって、

$$Nu_m = \frac{m_w c_p}{\pi k L} \left( \frac{T_{w2} - T_{w1}}{T_b - T_{w2}} \right)\quad (23)$$

ここで、たとえば最もガス温度が高くなる G1-608-10 の場合をあてはめると、実測値  $T_{w2}=342\text{K}$ 、 $T_{w1}=288\text{K}$ 、 $T_b=2297\text{K}$ 、 $m_w=0.49\text{kg/s}$ 、 $L=0.35\text{m}$  を代入すると、 $Nu_m=328$  となる。したがってこの場合、単位長さあたりの伝熱量は、

$$q_w/L = 312\text{kW/m}$$

管内を通る燃焼ガスの熱量は、管壁温度を基準にして、

$$\begin{aligned}q_a &= (m_a + m_f) c_p (T_b - T_1) \\ &= 1.21 \times 1.48 \times (2297 - 342) = 3504\text{kW}\end{aligned}$$

となる。全長  $980\text{mm}$  の燃焼筒全体にわたって同じ割合の伝熱があるとすると、約9%の熱損失となる。この結果は平均温度にして約  $170\text{K}$  の温度低下となる。

したがって、本実験での燃焼筒内ガス流れに断熱仮定を用いるときは注意が必要である。

**圧力損失** 全圧損失率は図18に示すように、同一風速、温度条件なら  $\phi$  の増加に伴って直線的に増加する。これは燃焼効率が十分高いものとする、ほぼ発熱量に伴って全圧損失率が増加するものと考えられる。

燃焼筒内マッハ数に対する全圧損失率を表現した図19の場合では、 $M_2$  の増加によって気流抵抗などの空力的全圧損失と、発熱による全圧損失を合わせて影響を受けている。図19によると、 $M_2=0.2$  では非燃焼時  $\sigma=0.6$  程度であるが、燃焼時はそれより若干小さい  $\sigma=0.3$  程度に減少する。発熱量の増大とともに  $M_2$  が増大し、 $\sigma$  も二次曲線的に増加していく。式(7)によると、 $\sigma$  は発熱に関する  $T_2$ 、 $M_2$  および  $f$  のほか  $M_1$ 、 $T_1$  にも関係している。図19の表現では、 $T_1$  が  $400\text{K}$  と  $600\text{K}$  の両ケースがあるにも関わらず、それらの違いに起因するデータのバラつきはほとんどみられない。また中心体を取り外した場合でも、他の実験点の形成する曲線に近い値となっている。中心体の有無は燃焼領域より上流であり、それ以降の発熱の影響がきわめて大きいことを示している。

$T_{01}=600\text{K}$ 、 $V_1=80\text{m/s}$  の機速  $M=3$  に近い条件で全圧損失率が15%を超える値であることは、エンジン設計上注意を要する。

**ガス分析による結果** 図20に示した局所当量比分布測定点は、ほとんどが設定燃料量による当量比1の値を下回っている。これは、図11の風速分布の周方向の不均一が原因である。したがって、同一計測断面でガス採取した位置より  $45^\circ$  旋回した位置では当量比1を凌駕している場所が比較的多いものと推察される。

図19によると  $r/D=0.35$  の位置では当量比が1を超えており、図20では燃焼効率が75%ほどに低下している。図21によると酸素消費効率は90%を超えているため、結局、こ

ここでは局所的に酸素が消費しつくされたために未燃焼水素が残存し、燃焼効率を低下させていると解釈される。図21にも示されるように、局所当量比の最高が量論比より低い場合にはほとんど100%に近い燃焼効率を示す。水素の場合、燃焼速度の最大点は当量比2に近いが、本試験の結果からは全体当量比が1を超えた場合は燃焼効率がきわめて低下することが予想される。

## 7. ま と め

ターボファン/ラム複合エンジンやエアターボラムエンジンの主燃焼器を模擬した内径155.2mmの燃焼筒にガッタ型保炎器を設けた模型をもちいて、最大当量比1、代表断面風速20~80m/sの条件で水素燃焼試験を行った。その結果つぎのような事柄が判った。

- (1) 供試模型は想定実機の1/10寸法であるが、想定作動範囲の機速マッハ3までの条件ではほぼ安定した燃焼状態が得られた。他の基礎研究の結果を参照すると、保炎器の寸法が大きい実機の場合にはより確実な保炎安定性が確保できる。
- (2) 出口全圧と燃焼筒壁面静圧の計測値から一次的に燃焼筒内ガス温度と速度の値を求めることができる。2000Kを超えるガスに対し高精度で手軽なガス温度測定技術のない現在、この方法は性能把握のための有効な計測手段であることがわかった。
- (3) 当量比1に近い条件で最良の燃焼効率を確保するためには局所当量比をできるだけ燃料過濃としないよう燃料の分散と混合に留意した燃料供給法を用いる必要がある。
- (4) 本模型で当量比1、 $T_{01}=400\text{K}$ の条件では風速の増大と共に燃焼効率は低下し、代表風速80m/sでは、燃焼筒長さ $L/D=6.2$ でも不十分で燃焼効率が90%以下となる性能であった。 $T_{01}=600\text{K}$ では $L/D=2.5$ でも $L/D=6.2$ の場合に劣らない94%以上の高い燃焼効率を得られた。
- (5) 全圧損失率は燃焼筒内マッハ数の関数としてもとまる。今回の試験範囲では同一燃焼筒内マッハ数ならば入口空気の温度、風速、当量比、中心体の有無などの影響は軽微である。

以上の結果、水素燃料を使った亜音速ラムエンジンの、機速マッハ数3までの燃焼器作動が十分に可能であることが実験的に確認できた。それより高速の条件では更に水素の燃焼速度が大きくなる高温・高圧の燃焼器条件であるため燃焼に起因する問題は少ないことが予想される。

以上、高速機用エンジン設計にたいする主燃焼器設計上の問題が把握でき、一次設計を開始するに十分な資料が得られた。

本研究は、特別研究「宇宙往還輸送技術の研究」に関連

して石川島播磨重工(株)および川崎重工(株)との共同研究の一環として行った。

## 参 考 文 献

- 1) 石井, 鎮西, 升谷; 宇宙開発用ロケット/空気吸込複合エンジンについて, 航技研技術資料 N-26 (1979/6), 1-115.
- 2) 能瀬弘幸; 超高速機用エアブリージングエンジンの動向, エンジンシステムとその課題, 日本ガスタービン学会誌, 16-61 (1988/6), 37-50.
- 3) Petersen, R. H. & Driver, C.; Readyng Technology for a Super SST, Aerospace America (1985/7), 56-59.
- 4) Merrifield, J. T.; Aerojet Tech Systems Develops Hypersonic Aircraft Engine, Aviation Week & Space Technology (1985/Oct. 14), 57-60.
- 5) Greeley, Jr., B. M.; US Moves Toward Aerospace Plane Program, Aviation Week & Space Technology (1985/Dec. 16), 16.
- 6) Jones, R. A., Donaldson, C. duP.; From Earth to Orbit in a Single Stage, Aerospace America (1987/8), 32-34.
- 7) Ott, J.; Studies Confirm Viability of Mach 2-5 Transport, Aviation Week & Space Technology (1987/Aug. 17), 33-35.
- 8) Aerospaceplane; NASA's flame rekindled, Flight International (1987/10), 31-32.
- 9) 船木功水; ラムジェットエンジンの研究(その1)基本特性の解析, 日本航空宇宙学会誌, 第31巻, 第353号 (1983/6), 327-335.
- 10) 船木功水; ラムジェットエンジンの研究(その2)限界高度比距離特性, 日本航空宇宙学会誌, 第32巻, 第368号 (1984/9), 525-532.
- 11) 船木功水; ラムジェットエンジンの研究(その3)エンジン要素としての空気取入口の作動特性, 日本航空宇宙学会誌, 第33巻, 第381号 (1985/10), 585-591.
- 12) 宇宙往還機用推進系の概念研究, 航技研/石川島播磨重工共同研究成果報告書 (1987/5).
- 13) Daum, N.; The Griffon Aircraft and the Future of the Turbo-Ram-Jet Combination in the Propulsion of Supersonic Aeroplanes, J. Royal Aeronautical Society, Vol.63, No.582 (1959/6), 327-329.
- 14) Aerojet Co. Material, for the hearing before the subcommittee on transportation, Aviation and Material of the Committee on Science and Technology, U. S. House of Representatives (1985).
- 15) Howthorne, W. R. & Olson, W. T.; Design and

- Performance of Gas Turbine Power Plants, p.134.
- 16) Oates, G. C. ed. ; Aerothermodynamics of Aircraft Engine Components, AIAA Education Series, 47-144.
  - 17) 佐藤幸徳, 柏木 武 ; 最近のジェットエンジン, アフターバーナ技術(1), 航空技術, No.360-363 (1985/3-6).
  - 18) Breitwieser, R. & Krull, H. G. ; Combustion in Ramjets and Afterburners, in NACA RM E57D23 (1957/4), 13-29.
  - 19) Friedman, J., Bennet, W. J. & Zwick, E. B. ; The Engineering Application of Combustion Research To Ramjet Engines, 4th Symposium (International) on Combustion, Williams & Wilkins Co. (1953), 756-764.
  - 20) Shapiro, A. H. ; The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow, Vol.1 Ronald Press Co., N. Y., (1953).
  - 21) Saad, M. A. ; Compressible Fluid Flow, Prentice-Hall, (1985).
  - 22) Wear, J. D., et al. ; Combustion Gas Properties, III-Hydrogen Gas Fuel and Dry Air, NASA TP 2477 (1985/6), 1-12.
  - 23) De Zubay, E. A. ; Discussion of Ref. 19), 4th Symposium (International) on Combustion, Williams & Wilkins Co. (1953), 764.



## 付録A-1 全圧損失率の理論値

## 全圧損失の式

等断面筒内の場所1と2間の全圧損失率 $\sigma$ は次式で定義される。

$$\sigma = \frac{p_{01} - p_{02}}{p_{01}} = 1 - \frac{p_{02}}{p_{01}} \quad (1)$$

ここで $p_{01}$ と $p_{02}$ はそれぞれ1と2での全圧であり、それぞれの場所で全圧 $p_0$ と静圧 $p$ とはマッハ数と次の関係がある。

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2\right)^{\kappa/(\kappa - 1)} \quad (2)$$

である。式(2)を(1)に代入すると、

$$\sigma = 1 - \frac{p_2}{p_1} \frac{\left(1 + \frac{\kappa_2 - 1}{2} M_2^2\right)^{\kappa_2/(\kappa_2 - 1)}}{\left(1 + \frac{\kappa_1 - 1}{2} M_1^2\right)^{\kappa_1/(\kappa_1 - 1)}} \quad (3)$$

$p_1$ と $p_2$ は次のようである。位置2では、

$$\rho_2 AV_2 = m_a + m_f \quad (4)$$

$\rho$ を理想気体の関係 $p = \rho RT$ を用いて置換えると、

$$p_2 = \frac{(m_a + m_f) R_2 T_2}{AV_2} \quad (5)$$

同様に1では、

$$p_1 = \frac{m_a R_1 T_1}{AV_1} \quad (6)$$

式(5)、(6)より $p_2/p_1$ の比を求めると、

$$\frac{p_2}{p_1} = (1+f) \frac{V_1 R_2 T_2}{V_2 R_1 T_1} \quad (7)$$

ここで $f$ は燃空比である。 $V$ をマッハ数で表すと、

$$\frac{p_2}{p_1} = (1+f) \frac{M_1 \sqrt{R_2 T_2 / \kappa_2}}{M_2 \sqrt{R_1 T_1 / \kappa_1}} \quad (8)$$

これを(3)に代入すると、全圧損失率は、

$$\sigma = 1 - (1+f) \frac{M_1}{M_2} \frac{\sqrt{R_2 T_2 / \kappa_2}}{\sqrt{R_1 T_1 / \kappa_1}} \frac{\left(1 + \frac{\kappa_2 - 1}{2} M_2^2\right)^{\kappa_2/(\kappa_2 - 1)}}{\left(1 + \frac{\kappa_1 - 1}{2} M_1^2\right)^{\kappa_1/(\kappa_1 - 1)}} \quad (9)$$

ここで $T_1$ 、 $T_2$ はそれぞれ $M_1$ 、 $M_2$ の速度で流れるガスの静温である。

以下、これらの温度とマッハ数を求める方法を記す。

## 温度

$T_1$ は流入空気全温 $T_{01}$ と $M_1$ が通常は実験設定条件として与えられるため、

$$T_{01} = T_1 \left(1 + \frac{\kappa_1 - 1}{2} M_1^2\right) \quad (10)$$

より求まる。 $T_{02}$ は1-2間で $\delta q$ の入熱があったとすると、エネルギー式、

$$\delta q = dh + V dV = c_p dT_0 = \frac{\kappa R}{\kappa - 1} dT_0 \quad (11)$$

より、

$$T_{02} = T_{01} + dT_0 \quad (12)$$

として求めることができる。

## 入熱によるマッハ数増加

次に、入熱 $\delta q$ のために $M_1$ が $M_2 (= M_1 + dM)$ に増加したものとす。その関係は次のようである。

エネルギー式(11)より $dV$ で除してエンタルピを温度の関数で表すと、

$$\frac{\delta q}{dV} = c_p \frac{dT}{dV} + V \quad (14)$$

ここで理想気体の式の微分形

$$\frac{dp}{p} = \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dT}{T} \quad (15)$$

に連続の式、 $\rho V = \text{一定}$ 、の微分表現

$$\frac{d\rho}{\rho} = -\frac{dV}{V}$$

とモーメントム式 $p + \rho V^2 = 0$ を微分した式、

$$\frac{dp}{\rho} = -V dV$$

を代入すると理想気体での温度と速度の関係は、

$$\frac{dT}{dV} = \frac{T}{V} - \frac{V}{R} \quad (16)$$

となる。この式(16)を入熱による変化を表す式(14)に代入すると、

$$\begin{aligned} \frac{\delta q}{dV} &= c_p \left( \frac{T}{V} - \frac{V}{R} \right) + V = \frac{R\kappa T}{(\kappa - 1)V} - \frac{V}{\kappa - 1} \\ &= \frac{1}{\kappa - 1} \left( \frac{\kappa RT}{V} - V \right) \end{aligned} \quad (17)$$

となる。上式の $V$ をマッハ数で書き直すことにする。マッハ数 $M$ は、

$$M^2 = \frac{V^2}{\kappa RT} \quad (18)$$

であるから、これを微分すると、

$$\frac{dV}{V} = \frac{dM}{M} + \frac{dT}{2T} \quad (19)$$

式(16)から $dT/T$ を式(19)に代入し温度変化を速度変化としてみると、

$$\frac{dV}{V} = \frac{dM}{M} + \frac{1}{2} \left( \frac{dV}{V} - \frac{V dV}{RT} \right)$$

したがって、この両辺を $dV$ で除すと、

$$\frac{dM}{dV} = \frac{M}{2} \left( \frac{1}{V} + \frac{V}{RT} \right) \quad (20)$$

式20の辺々を17で除し、 $V$ を式18に従ってマッハ数とすると、入熱 $\delta q$ あたりのマッハ数変化が次式で表現できる。

$$\frac{dM}{\delta q} = \frac{(\kappa-1) M (1+\kappa M^2)}{2\kappa RT (1-M^2)} \quad (21)$$

#### 全温変化で表現したマッハ数変化

入熱 $\delta q$ は一般に測定し難く、全温の変化として捕えるのが容易である。式21の $\delta q$ をエネルギー式の全温増加としての表現式(1)を用いると、

$$\delta q = \frac{\kappa RT_{01}}{\kappa-1} \left( \frac{T_{02}}{T_{01}} - 1 \right) \quad (22)$$

であるから式21の $\delta q$ にこれを代入して、

$$\frac{2T(1-M^2)}{(1+\kappa M^2)} \frac{dM}{M} = T_{01} \left( \frac{T_{02}}{T_{01}} - 1 \right)$$

すなわち、

$$\left( \frac{T_{02}}{T_{01}} - 1 \right) = \frac{2(1-M_1^2)}{(1+\kappa_1 M_1^2)} \frac{dM}{M_1} \quad (23)$$

したがって入熱 $\delta q$ による位置1と2での全温比が求まればマッハ数の増加が決定出来る。

#### 付録A-2 ガス分析による平均燃焼効率 $\eta_c$ の求め方

全体燃焼効率 $\eta_c$ は、供給燃料量を $m_f$ としたとき、

$$\eta_c m_f = \int_0^R \eta_{cj} m_{fj} 2\pi r dr \quad (1)$$

と定義できる。ここで添字 $j$ は、半径方向位置 $r$ での単位断面積あたりの局所値を示す。したがって、

$$m_f = \int_0^R m_{fj} 2\pi r dr \quad (2)$$

である。 $m_{fj}$ は、局所当量比 $\phi_j$ が

$$\phi_j = \frac{(m_{fj}/m_{aj})}{(m_f/m_a)_{th}} \quad (3)$$

であることより、

$$m_{fj} = \frac{(m_{aj} + m_{fj}) (m_f/m_a)_{th} \phi_j}{\{1 + (m_f/m_a)_{th} \phi_j\}} \quad (4)$$

ここで $m_{aj} + m_{fj}$ は、燃焼筒出口での全圧分布計測値から理想気体の式を用いて次のようにして求められる。

$$\begin{aligned} m_{aj} + m_{fj} &= \rho_j u_j \Delta A_j \\ &= \frac{p_j}{RT_j} M_j \sqrt{\kappa RT_j} \Delta A_j \\ &= p_j M_j \sqrt{\frac{\kappa}{RT_j}} \Delta A_j \end{aligned} \quad (5)$$

この式で $M_j$ は出口での全圧測定値 $p_{0j}$ から付録A-1の式(2)の関係をつかって求めることができる。ただし上式における $p_j$ は、出口断面上一定、すなわち $p_j = p_e$ と仮定する。

また $T_j$ については、 $T_1 \sim T_j$ 間と $T_1 \sim T_{th}$ 間の燃焼ガスの平均比熱の相違は十分小さいと考えられるため、近似的に

$$\eta_{cj} = \frac{T_j - T_1}{T_{th} - T_1} \quad (6)$$

とおき、ガス分析値から求めた $\eta_{cj}$ を使って、 $T_j$ を求めることができる。ここで $T_{th}$ は燃焼効率100%のときの火炎温度を用いるべきであるが、本文の計算では便宜的に断熱平衡火炎温度を用いた。

---

## 航空宇宙技術研究所報告1193号

平成5年3月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
電話三鷹(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

---