

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-756

空気吸込ロケットの研究 (III)

—超音速モード燃焼器—

升谷五郎・鎮西信夫・工藤賢司
村上淳郎・小室智幸・石井進一

1983年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

空気吸込ロケットの研究 (III)*

—超音速モード燃焼器—

升谷五郎** 鎮西信夫** 工藤賢司**
村上淳郎** 小室智幸** 石井進一***

A Study of Air Breathing Rockets (III)

—Supersonic Mode Combustors—

By

Goro MASUYA, Nobuo CHINZEI, Kenji KUDO
Atsuo MURAKAMI, Tomoyuki KOMURO and Shinichi ISHII

ABSTRACT

An experimental study was made on supersonic mode combustors of an air breathing rocket engine. Supersonic streams of room-temperature air and hot fuel-rich rocket exhaust were coaxially mixed and burned in a conically diverging duct of 2° half-angle. The effect of air inlet Mach number and excess air ratio was investigated. Axial wall pressure distribution was measured to calculate one dimensional change of Mach number and stagnation temperature. Calculated results showed that supersonic combustion occurred in the duct. At the exit of the duct, gas sampling and Pitot pressure measurement was made, from which radial distributions of various properties were deduced. The distribution of mass fraction of elements from rocket exhaust showed poor mixing performance in the supersonic mode combustors compared with the previously investigated cylindrical subsonic mode combustors. Secondary combustion efficiency correlated well with the centerline mixing parameter, but not with Annushkin's non-dimensional combustor length. No major effect of air inlet Mach number or excess air ratio was seen within the range of conditions under which the experiment was conducted.

* 昭和58年2月23日受付

** 角田支所

*** 元・角田支所

1 まえがき

将来の地球-低軌道間宇宙輸送機用のエンジンとしてロケットと空気吸込エンジンを組合せた複合エンジンも一つの有力な候補と考えられている^(1,2)。この種のエンジンは離陸から高度40~60 km, マッハ数7~9程度まで大気中の酸素を燃焼に利用し携行する酸化剤を減らすことにより性能の向上を目指すものである。空気吸込ロケットはこの種の複合エンジンの一形式で, 燃料過剰のロケット排気と空気が二次燃焼器内で燃焼する。

さて一般に空気吸込エンジンでは飛行マッハ数4~5程度以下の超音速飛行では, 吸込んだ空気を一旦亜音速まで減速してから燃焼させる方が総圧損失を小さく抑えられることが知られている^(3,4)。しかしさらに高速の極超音速飛行条件では, 亜音速まで減速する際の衝撃波による損失が大きくなるとともに燃焼器内の圧力と温度が過大となり構造強度に大きな負担をしいることになる。これに加えて空気温度の上昇は燃焼生成物の解離反応を促進するため, 燃焼によって解放されるべき化学エネルギーをノズル内で効率良く推進エネルギーに転換することも難しくなる。以上のような難点を避けるために吸込んだ空気を極超音速からマッハ数2程度の超音速まで減速するにとどめ, 超音速で燃焼させることが必要となる^(5,6,7)。しかしこれまでに空気吸込ロケットの超音速モード燃焼に関してはPetersら⁽⁸⁾による研究のほかにはほとんど報告がない。そこで既報の亜音速モード燃焼の実験^(9,10,11)に加えて, 超音速モード燃焼の実験も行ったのでその結果を報告する。今回の実験に用いた高圧空気供給系には加熱部がないため空気流の総温は室温で, 極超音速飛行状態でエンジンの作動条件を正しくシミュレートした実験とはなっていない。しかし超音速燃焼ラムジェット(Scramjet)の場合と異なり, ロケット排気が燃料供給源と同時に強力な着火源となるために, 超音速モードでの燃焼による発熱を観測し, またその概要を知ることができた。

記号

A 燃焼器断面積
 a 面積変化とまさつの効果を示す係数; (3)式参

照
 C 質量濃度
 D 燃焼器直径
 d_R ロケットノズル出口直径
 j (7)式に現われる指数; (9)式参照
 L 燃焼器長さ
 M マッハ数
 \dot{m} 質量流量
 N ロケットノズル数
 O/F 酸化剤-燃料比
 p 圧力
 r 半径方向座標
 T 温度
 x 軸方向座標
 \bar{z} Annushkinの無次元等価燃焼器長さ; (7)式参照
 照
 α 空気過剰率
 γ 比熱比
 η 効率
 θ 燃焼器半開角
 λ 管まさつ係数
 ν (7)式に現われる指数; (9)式参照
 添字
 a 空気
 av 軸方向平均
 c 中心軸上
 E 燃焼器出口
 FS 二次燃焼可能な過剰燃料
 fl 自由火炎状態
 H_2 水素
 I 燃焼器入口
 int 燃焼器出口断面での積分値
 l 局所値
 m 混合
 orf オリフィス流量計測定値
 P ビトー圧
 QS 二次燃焼器内の発熱
 R ロケット又は燃料噴射器
 SC 二次燃焼又は燃焼
 st 化学量論比状態
 T 全(ロケット+空気)

- t 総(よどみ状態)
- o 理想的に混合・燃焼が完了した一様な状態
- 1, 2 軸方向位置
- () 無次元長さ

2 実験装置

装置は二次燃焼器(以下燃焼器と呼ぶ)と空気側入口ノズル(以下空気ノズルと呼ぶ)を除き既報^(9,10,11)の超音速モード燃焼実験に用いた加圧空気供給型装置を使った。但し空気供給系統内の流量調節用チョーク・オリフィスを取去り空気ノズルで兼用した。以下では空気ノズルと燃焼器についてのみ説明する。

図1に装置の主要部のスケッチを、表1にその主な諸元を示す。空気流量 \dot{m}_a とロケット流量 \dot{m}_R は一定でその比は5.3とした。ロケットの酸化剤-燃料

比 $(O/F)_R$ を約2.5~5.0間で変化させて空気過剰率 α の影響を調べた。 $\dot{m}_a/\dot{m}_R=5.3$ に対して $(O/F)_R \cong 3.0$ で $\alpha=1$ (化学量論比状態)となる。

燃焼器入口空気流マッハ数 M_{Ia} の影響を知るために設計マッハ数を2.2, 2.0および1.7とした3つの空気ノズルを用いた。これらを M_{Ia} の大きい順にSP1, SP2およびSP3と呼び、さらに各々の空気ノズルを取付けた燃焼器もこれらの名称で区別する。図2に空気ノズルのスロート付近の形状を示す。空気ノズルはロケットノズル外面とともに環状の縮小-拡大流路を形成する。スロートと燃焼器入口での流路断面積は1次元理論により、所定の M_{Ia} と \dot{m}_a/\dot{m}_R に対して空気側とロケット側の静圧がほぼ一致するよう決定した。空気ノズルの設計に特性曲線法などの2次元理論を用いなかった理由は、1)実験目的が超音速モードの定性的特徴の把握にあるこ

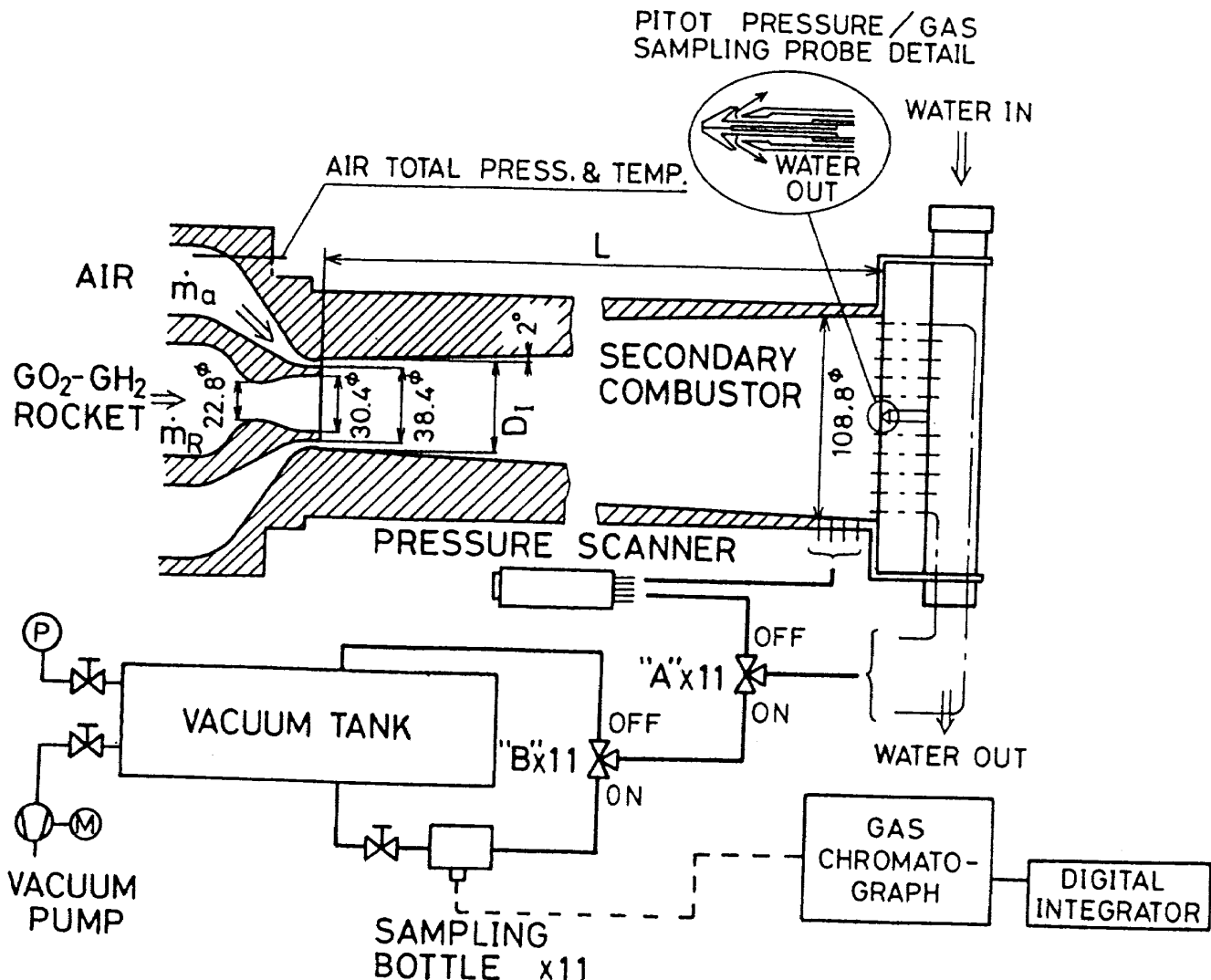


図1 実験装置の試験部

表 1 実験装置主要諸元

ROCKET					
Propellant		GO ₂ -GH ₂			
Flow Rate	\dot{m}_R [g/s]	208			
Oxydizer-Fuel Ratio	(O/F) _R	2.5~5.0			
Combustion Chamber Pressure	[MPa]	1.15~1.25			
Throat Diameter	[mm]	22.8			
Exit Diameter	d_R [mm]	30.4			
AIR NOZZLE		SP1	SP2	SP3	
Design Mach Number	M_{Ia}	2.2	2.0	1.7	
Throat Diameter Outer/Inner	[mm]	42.5/38.4	43.8/38.4	46.3/38.4	
Flow Rate	\dot{m}_a [g/s]	1100			
SECONDARY COMBUSTOR		SP1	SP1+CYL	SP2	SP3
Half Angle	θ [deg]	2.0			
Air-Rocket Flow Ratio	\dot{m}_a/\dot{m}_R	5.3			
Inlet Diameter	D_I [mm]	46.0	47.0	48.7	
Exit Diameter	D_E [mm]	108.8			
Cylinder Diameter	[mm]	-	50.0	-	-
Cylinder Length	[mm]	-	50.0	-	-
Length	L [mm]	900.0	950.0	885.7	861.3

と、2)装置が比較的小さく母線の座標を与えても低廉な加工費では精度が期待し難いこと、3)ロケットノズル壁からの熱流入など非定常的で不明な効果があること、などである。さらにロケットノズルは耐熱上の制約からかなり厚く、これが燃焼器入口で突然なくなり流路断面が30~35%急拡大するため複雑な衝撃波-膨脹波系が発生し流れの一様性を失わせる。しかし今後燃焼器内部の乱流混合・燃焼の詳細な測定を行って理論解析結果との比較を目指す場合には、よりきれいな境界条件を与えるために2次元理論により空気ノズルを設計し直す必要がある。

燃焼器は半開角 $\theta=2.0^\circ$ の円錐状に拡大する形状で、直径 D は空気ノズルとの接続部で50.0mm、出口で108.8mmである。半開角 θ の値の選定は燃焼モードに大きな影響をおよぼす。一般に超音速燃焼を行う場合、入口マッハ数と発熱量に対して流路断面の拡大率が小さ過ぎると流れは流路途中で衝撃波を形成しより大きな発熱を可能とする亜音速状態へ移行し出口で熱的にチョークして流出する。このような現象はDrewryら⁽¹²⁾、Cooksonら^(13,14)、そしてBaev & Yasakov⁽¹⁵⁾によって観察されている。一方拡大率が大き過ぎると流れが急速に膨脹し静温低下が著し

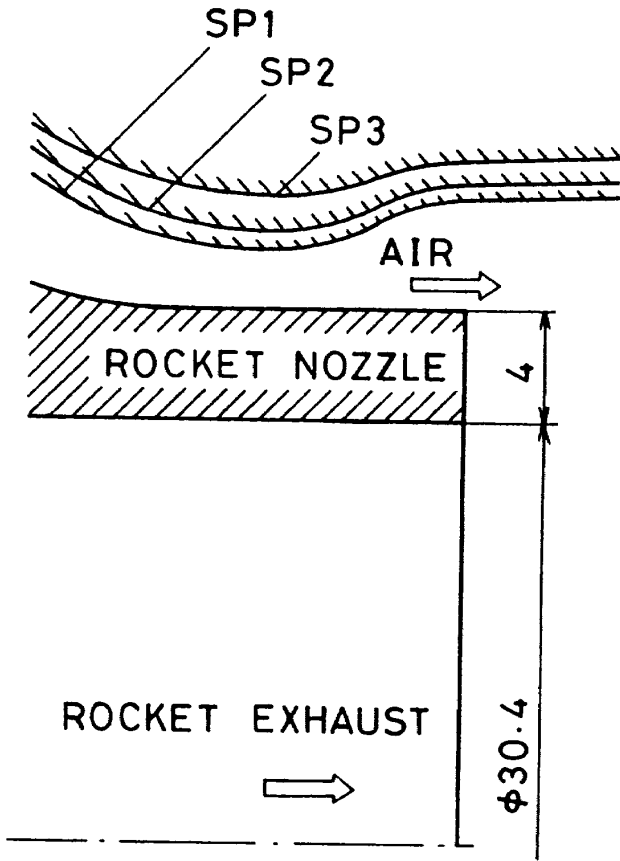


図2 空気ノズルのスロート部形状

くなり着火できなくなる。Cookson⁽¹³⁾はこのよう
な不着火も経験している。我々の実験条件に最も近
いPeters⁽⁸⁾らの実験では $\theta=3^\circ$ の円錐型燃焼器で超
音速燃焼を達成した。Cookson^(13,14)は高温空気流
中に気体燃料を噴射する実験で円筒部の下流に
 $\theta=0.75\sim 1.0^\circ$ の円錐部を取付けた燃焼器で超音速
燃焼を達成した。我々の選んだ半開角 θ の値は両者
の中間の値である。また燃焼器入口付近にDrewry⁽¹²⁾
らやCookson^(13,14)にならって直径50mm、長さ
50mmの円筒部(CYLと呼ぶ)を取付けた実験も行
った。

燃焼器の軸方向壁圧分布、出口断面内のピトー圧
と気体組成の半径方向分布を測定したが、それに用
いた機器は既報^(9,10,11)と同じである。燃焼器は軸方向
に3分割されており、下流部を取去れば出口面から
300mmおよび600mm上流の断面でもピトー圧と
気体組成の測定を行うことは可能である。しかし出
口から300mm上流で測定を行おうとしたところブ
ローブ先端の焼損が起ったため出口面以外での測定
は中止した。

3 実験データの解析

1次元理論^(15,16)より軸方向座標 x_1 と x_2 の2つの
断面1と2の間の静圧比はマッハ数 M 、断面積 A
の変化および壁面まさつ効果によって次式のように
決まる。⁽⁹⁾

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{1+\gamma_1 M_1^2}{1+\gamma_2 M_2^2} \exp\left(-\int_1^2 \frac{\gamma M^2}{1+\gamma M^2} \frac{dA}{A} - \int_1^2 \frac{\gamma M^2}{1+\gamma M^2} \frac{\lambda dx}{2D}\right) \quad (1)$$

但し γ は比熱比、 λ は管まさつ係数である。壁面を
なす円錐の頂点を x 軸の原点とすれば断面積 A と直
径 D は次式で書かれる。

$$\left. \begin{aligned} A &= \pi (x \tan \theta)^2 \\ D &= 2x \tan \theta \end{aligned} \right\} (2)$$

従って(1)式は

$$\left. \begin{aligned} \frac{p_2}{p_1} &= \frac{1+\gamma_1 M_1^2}{1+\gamma_2 M_2^2} \exp\left(-\int_{x_1}^{x_2} \frac{\alpha \gamma M^2}{1+\gamma M^2} \frac{dx}{x}\right) \\ \alpha &\equiv 2 + \frac{\lambda}{4 \tan \theta} \end{aligned} \right\} (3)$$

x_1 に対して $x_2 - x_1$ が十分小さい場合には Baev
& Yasakov⁽¹⁵⁾にならって指数関数を展開し第2項ま
で残し次式を得る。

$$M_2^2 = \frac{1}{\gamma} \left[\frac{p_1}{p_2} \left\{ 1 + \gamma M_1^2 \left(1 - \alpha \frac{x_2 - x_1}{x_1} \right) \right\} - 1 \right] \quad (4)$$

ここで γ と λ は一定と仮定した。総温 T_t の比は次
のように表わされる。

$$\frac{T_{t2}}{T_{t1}} = \left(\frac{M_2 p_2 x_2^2}{M_1 p_1 x_1^2} \right)^2 \left\{ \frac{2 + (\gamma - 1) M_2^2}{2 + (\gamma - 1) M_1^2} \right\} \quad (5)$$

計算で用いた γ の値は室温空気と燃焼ガスの中間的
な値として1.28を、 λ には0.018を用いた。こ
れらの値を変化させると得られる結果は定量的には
やや変化するが、定性的には同一の傾向を示す。

初期値は亜音速モードの円筒型燃焼器の場合、出
口で熱的にチョークするからそこでマッハ数を1と
与え上流へ向って計算を進めることができた。しか
し超音速モード燃焼器の場合には出口で熱的のチョ
ーク状態にはないからそこで初期値を指定できない。
一方入口状態を考えると、亜音速モード燃焼器の場
合と異なり、下流の発熱が大き過ぎない限り燃焼器

内の混合・燃焼状態から影響を受けない。さらに今回の装置では入口における空気とロケット排気のマッハ数が共に 2 付近である。以上のことから初期値として入口状態を用いその値は流量が多い空気側の静圧と総圧の比の設計値と上記の比熱比の値を使って等エントロピの関係から求める。

出口面でのプローブを用いた測定結果から諸量を算出する方法は既報⁽¹⁰⁾と同じである。それらの断面にわたる積分は、半径方向座標 r の 2 乗を横軸として、中心から等距離にある 2 個のプローブによる測定値の平均をプロットしそれを直線で結んで計算した。燃焼器壁面の値はプローブ位置が最も外側の 2

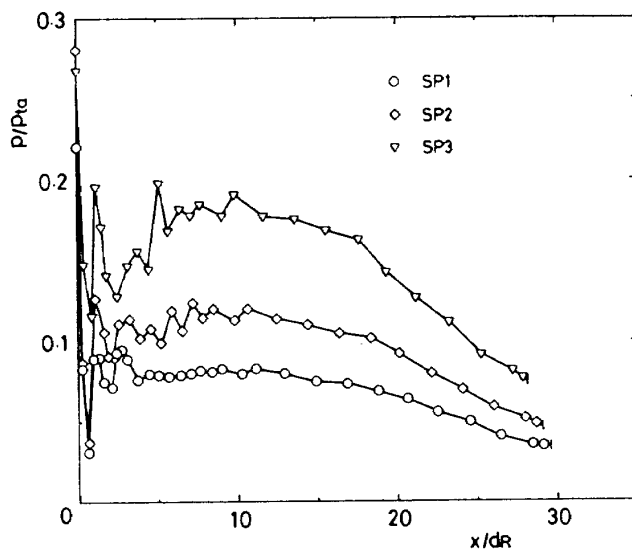
つの平均測定値から直線的に外挿し境界層の存在は考慮しなかった。

4 実験結果と考察

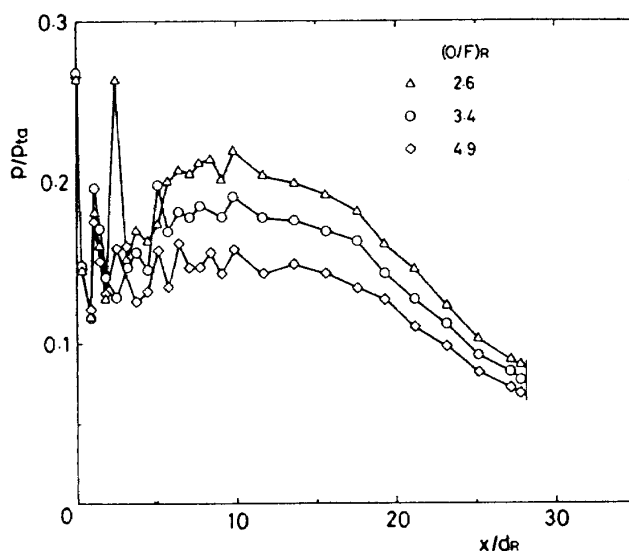
4.1 壁圧、マッハ数および総温の軸方向分布

図 3 に流入空気総圧 P_{ta} で無次元化した壁圧分布をロケットノズル出口直径 d_R で無次元化した軸方向座標 x に対して示す。図 3-a は空気ノズルの違いすなわち入口空気流マッハ数の違いによる変化を、図 3-b はロケットの酸化剤-燃料比 $(O/F)_R$ によって空気過剰率 α と化学量論空燃比の影響を、図 3-c は燃焼器に円筒部を取付けた効果を示している。図 3-a, b の分布は超音速流中に形成される衝撃波-膨脹波系の存在により軸方向 (x 方向) に激しく変化している。これは亜音速モード燃焼器で得られる滑らかな分布と際立った対照をなし、超音速モード燃焼を特徴づけるものである。一方図 3-c の円筒部を取付けた場合はこれらと非常に異なるので別に後で扱う。

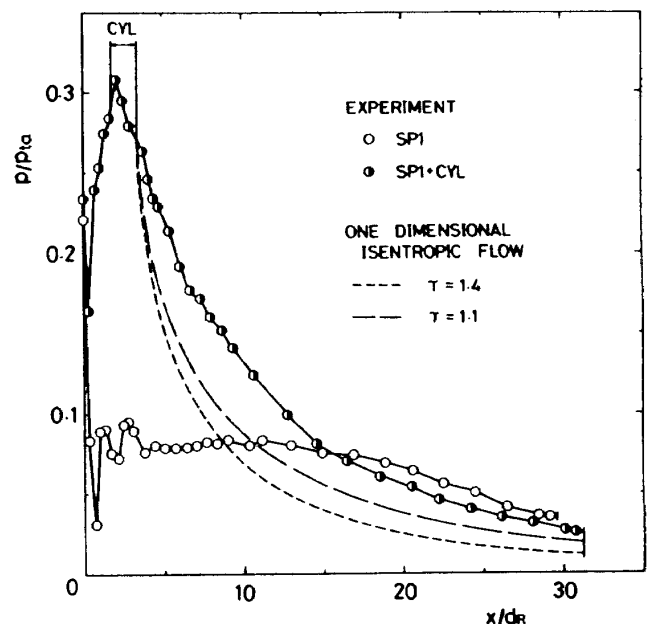
図 3-a, b で燃焼器入口付近に見られる大きな圧力変化は実験装置の節で述べたロケットノズル端面が比較的厚いために生じる急激な面積拡大によるものである。 $x/d_R = 3 \sim 17$ 付近までは個々の測定点間で比較的大きい変化があるものの全体としては



- a 空気ノズルの影響: $(O/F)_R = 3.3$



- b ロケット酸化剤-燃料比の影響: 燃焼器 SP3



- c 円筒部取付けの影響: $(O/F)_R = 3.3$

図 3 軸方向壁圧分布

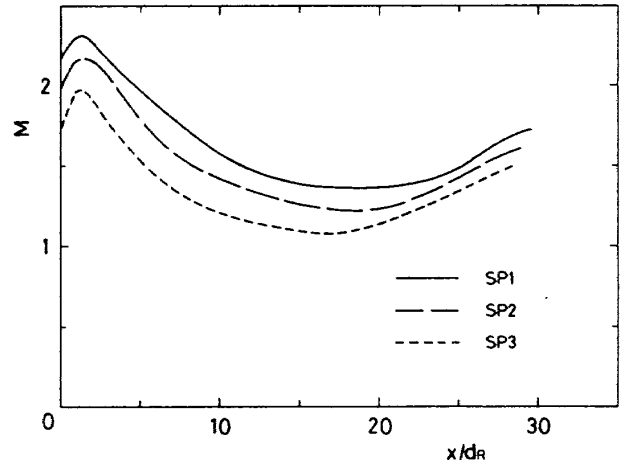
ほぼ一定の圧力を保っている。断面積が増加するにもかかわらず圧力がほぼ一定となるのは超音速燃焼による発熱の効果である。 $x/d_R=17$ より下流では圧力は滑らかに下降し、この領域では燃焼による発熱よりも断面積増加の効果が勝ったことを示している。以上述べたように圧力と断面積の関係は位置によって変化し、Crocco⁽¹⁷⁾の面積-圧力指数関係式を用いたGlassman & Charyk⁽¹⁸⁾, Dobrowolsky⁽³⁾, Dugger & Billig⁽¹⁹⁾, Cooksonら⁽¹⁹⁾の解析はこの場合適用が難しい。

図3-cは燃焼器入口から約50mm下流に直径、長さともに50mmの円筒部を取付けた場合の結果である。壁圧は円筒部より上流の円錐部で急激に上昇し円筒部上流端で最大となりその後滑らかに下降していく。これは円筒部下流端までの発熱量が流れを超音速に保つことができない程大きいため円筒部の上流に衝撃波系が形成され亜音速状態へ減速したことによるものと考えられる。流れは円筒部下流端で熱的にチョークし下流の円錐部で再び超音速に加速されるが、ここでも燃焼による発熱は継続し圧力分布は化学反応が凍結した一次元等エントロピ流として計算されるもの(図中の破線)よりはるかに高くなる。

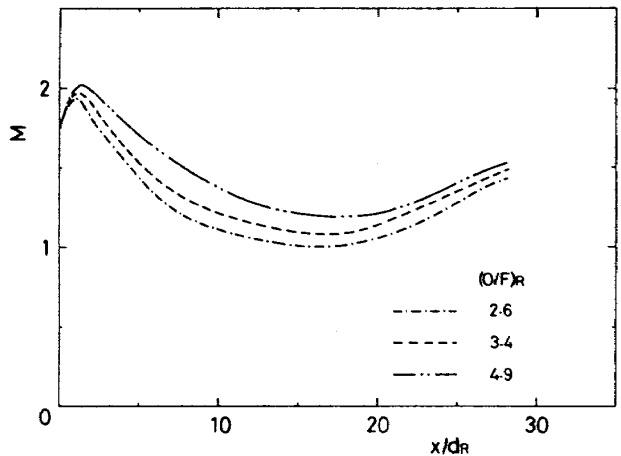
さて燃焼器内の状態をより良く理解するために壁圧分布の測定値と前節で述べた1次元理論から計算したマッハ数 M と総温 T_t の分布を検討しよう。その際大きな圧力変化のある所では測定値は壁面上の値であって必ずしも断面全体を代表する値ではないことを考慮し変化する分布を平滑化して結んだものを計算に用いる。得られたマッハ数分布を図4に示す。

円筒部を取付けた場合以外は全て流れは全域超音速であった。壁圧がほぼ一定となる $x/d_R=3\sim 17$ ではマッハ数が減少し特に入口空気流マッハ数 M_{1a} が最も低いSP3では最小値が1にかなり近づいている。従って M_{1a} をさらに下げるか、あるいは燃焼器半開角 θ をより小さくすると熱的チョークが発生するであろう。 $(O/F)_R$ を変えた場合には燃焼器内へ供給される燃料の量が多くなる小さい $(O/F)_R$ 程マッハ数は低くなる。円筒部を取付けるとその前方でマッハ数が1より低くなるまで減速され、円筒部内で発熱によって再び加速されて円筒部下流端付近

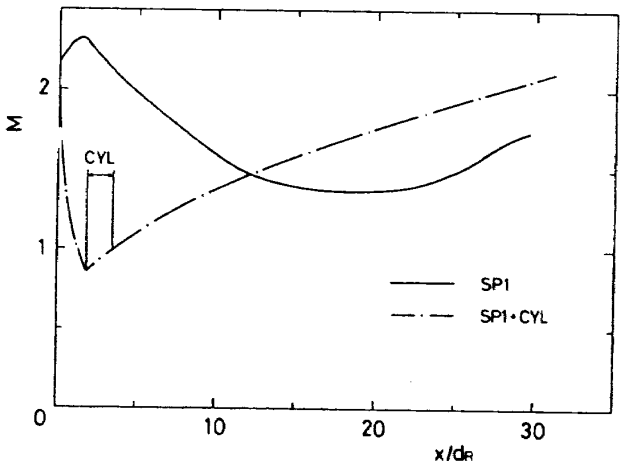
で音速状態 $M=1$ を通過し下流の円錐部でもマッハ数は増加し続ける。これらの結果は先に壁圧分布から推察した燃焼器内の様子を具体的に示している。



- a 空気ノズルの影響: $(O/F)_R=3.3$



- b ロケット酸化剤-燃料比の影響
: 燃焼器 SP3



- c 円筒部取付けの影響: $(O/F)_R=3.3$

図4 壁圧分布を使って求めたマッハ数分布

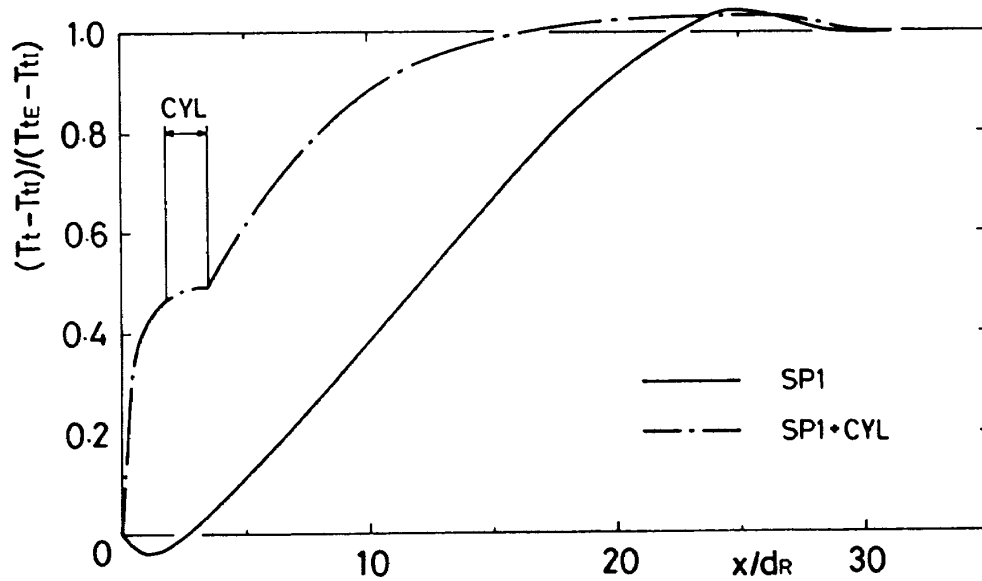
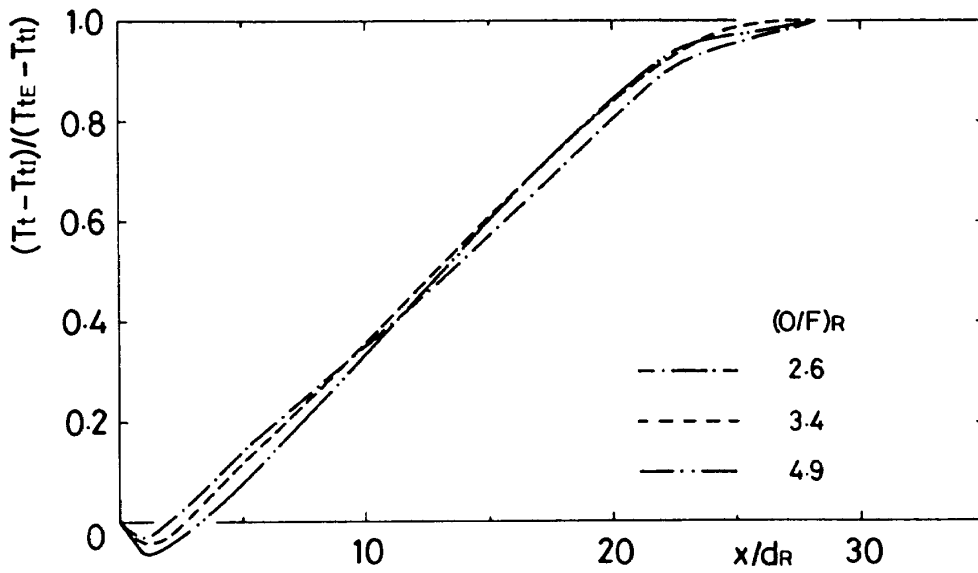
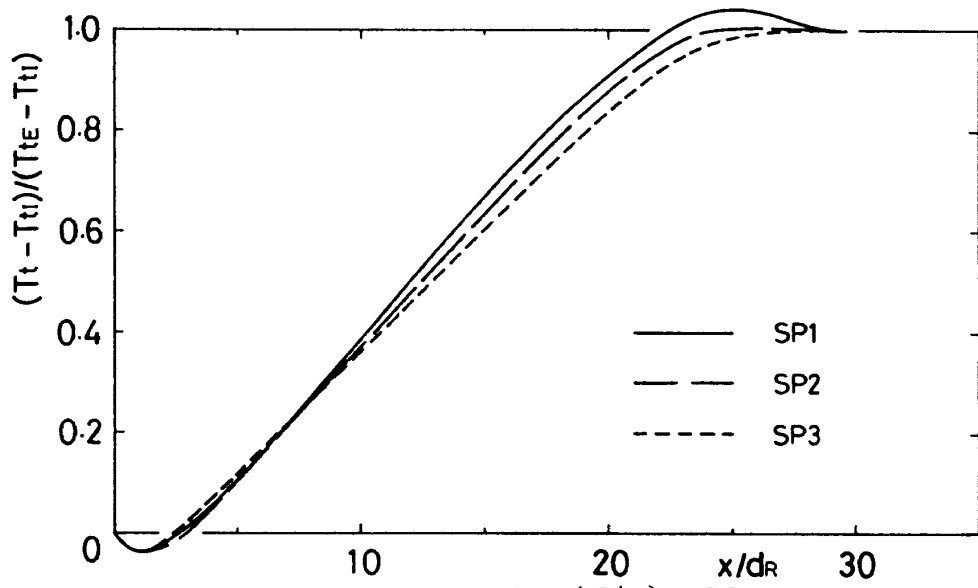


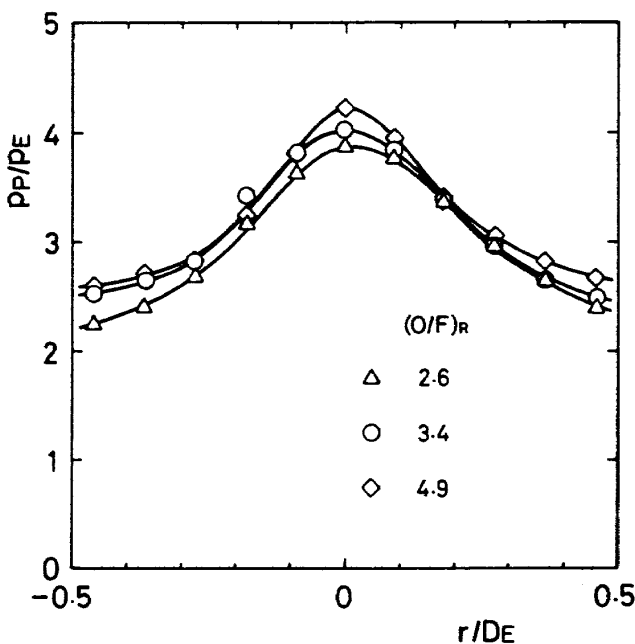
図5 壁圧分布を使って求めた総温分布

次に同じ壁圧分布から求めた総温の変化を規格化して図5に示す。円筒部を取付けない場合には $x/d_R=3\sim 20$ で総温はほぼ直線的に上昇する。その下流では増加が鈍り、ついにほぼ一定値となる。これが混合・燃焼の完了を意味するかどうかについては出口面における気体組成分析結果に基き後述する。円筒部を取付けると総温増加は円筒部下流端 ($x/d_R \cong 3.5$) までの短い区間で燃焼器出口の値の半分に達し、総温がほぼ一定となる位置も円筒部なしの場合に比べてはるかに上流側になる。これらの分布は連続的な流れを仮定した1次元解析を用いて得られたものであるから、入口付近にかなり強い衝撃波が存在する円筒部付きの場合には、得られた分布に完全に依存することは危険である。しかし燃焼器入口付近に円筒部を取付けて流れを一旦亜音速まで減速した場合にはそこでかなり混合・燃焼が促進されるということは明らかである。

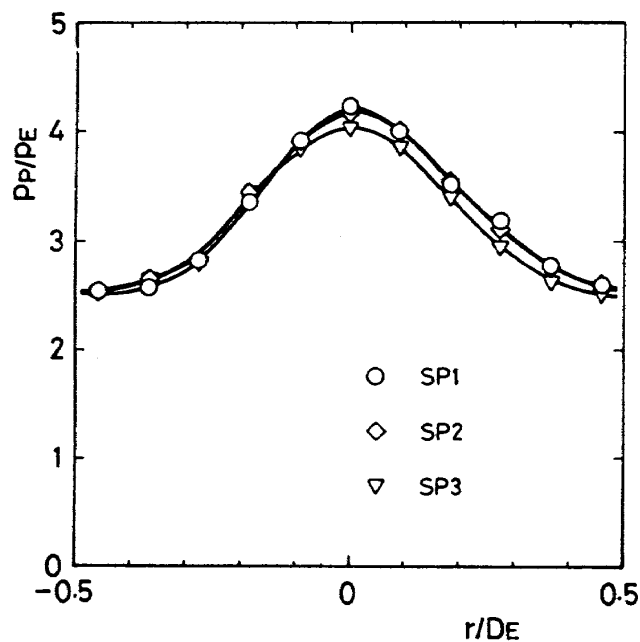
4.2 出口面内の諸量の半径方向分布

燃焼器出口面で測定したビトー圧 p_p の出口壁圧 p_E で無次元化した分布を図6に、ロケット成分質量濃度 C_R の分布を図7に示す。これらの分布は燃焼器によりやや対称性に欠ける場合があるが、その主な理由は燃焼器取付けの際に生じた燃焼器中心軸

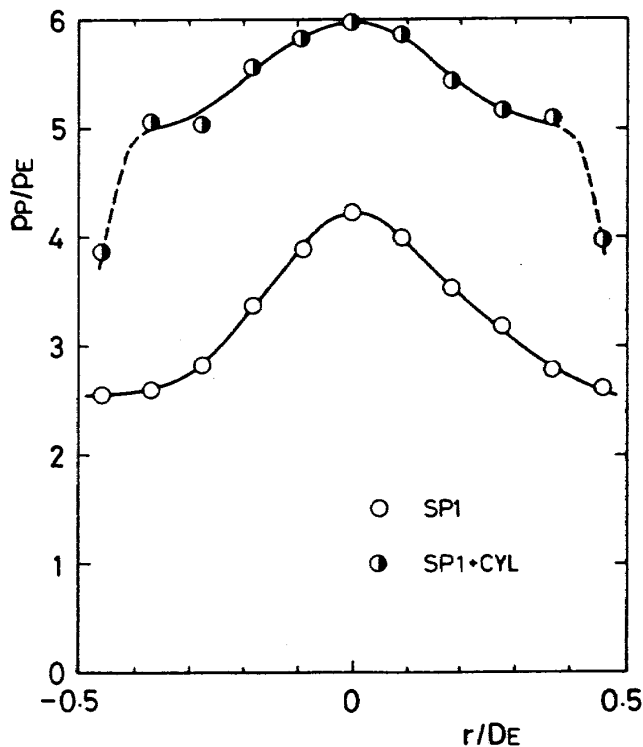
とロケット排気中心軸のわずかなずれと考えられる。空気ノズルによる相異はあまり明確でない。 $(O/F)_R$ を変化させると、わずかではあるが $(O/F)_R$ の小さい方がより平坦な混合の進んだ分布となる。円筒部を取付けた場合には混合が明らかに促進される一方ビトー圧と壁圧の比が高くなる。なお円筒部を取付



- b ロケット酸化剤-燃料比の影響
: 燃焼器 SP3



- a 空気ノズルの影響 : $(O/F)_R=3.3$

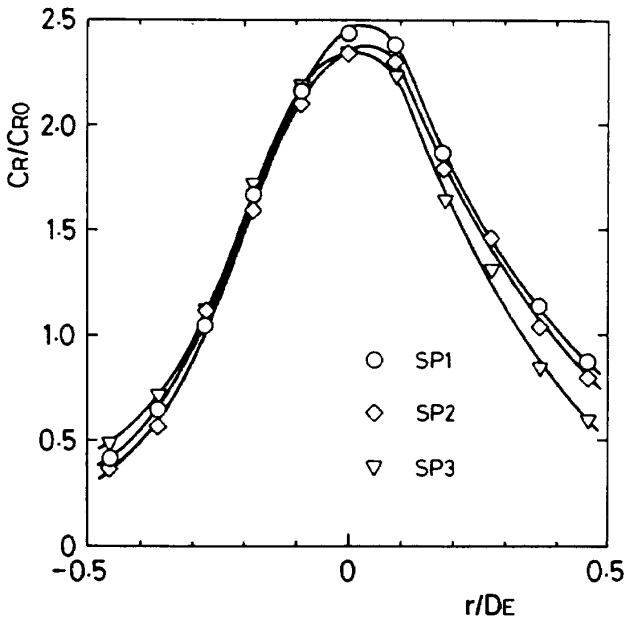


- c 円筒部取付けの影響 : $(O/F)_R=3.3$

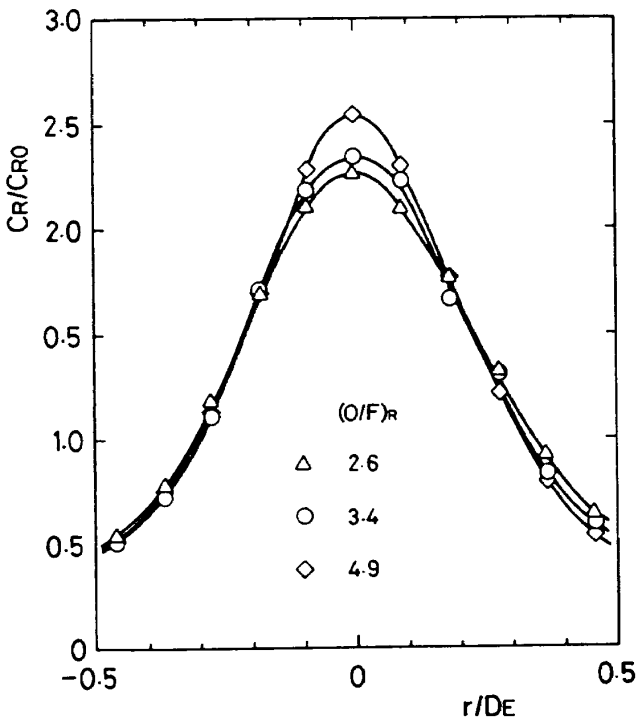
図6 出口面におけるビトー圧の半径方向分布

けた場合のピトー圧分布で最も外側の測定値が急激に低下しているのは、流れが背圧の大気圧に対して著しく過膨脹状態にあるため出口付近で剝離したことによるものと考えられる。

これらの分布を用いて、亜音速モード燃焼器の実験結果解析に用いたのと同じ仮定⁽¹⁰⁾により、マッハ数や発熱量など諸量の分布を計算することができる。



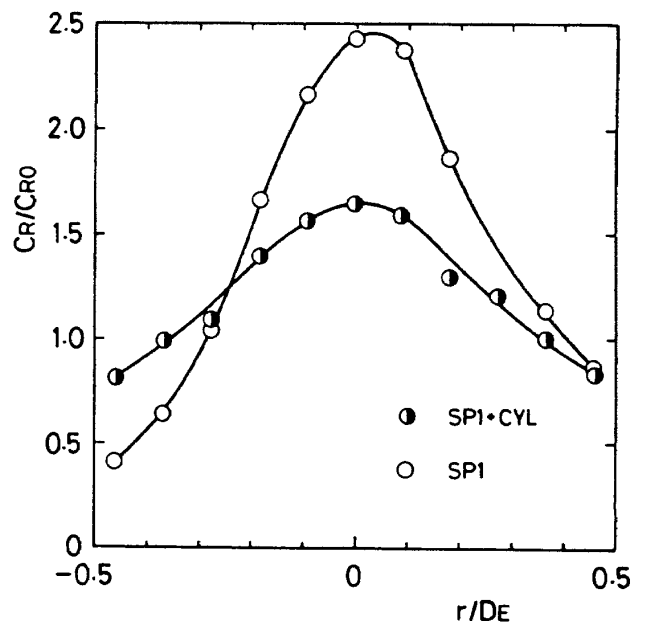
— a 空気ノズルの影響：(O/F)_R = 3.3



— b ロケット酸化剤-燃料比の影響
：燃焼器 SP3

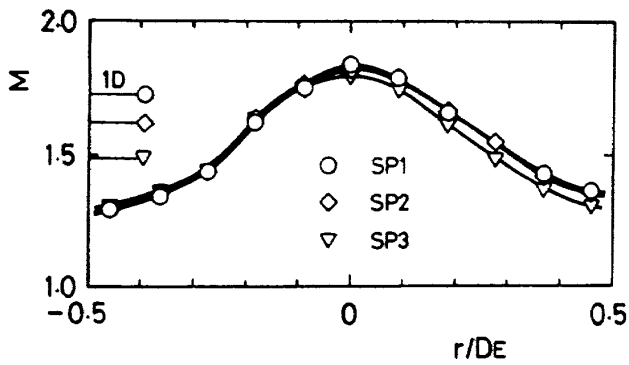
図8に1例としてマッハ数の分布を示す。図の左端には図4の1次元解析で求めたマッハ数の出口面における値が横軸に平行な線で示されている。1次元解析による値は半径方向分布の変化の範囲内にあり、出口マッハ数の簡単な見積り法として壁圧の軸方向分布を用いた1次元解析が有効であることを示している。

ここで再び図6と7に戻ると、円筒部のない場合にはこれらの分布から出口面で混合の進行が極めて不十分な状態にあることが分かる。従って前節の1次元理論により求めた総温分布が正味の加熱効果を表わすとすれば、加熱は亜音速モード燃焼器の場合^(9,10,11)と異なり混合が完了するはるか前で実質的に停止してしまっただことになる。壁面への熱損失が増大するとは考え難いので、加熱の停止は燃焼の停止と言い換えることができよう。この燃焼の実質的な停止が乱流混合の抑制によるものかあるいは化学反応速度の低下によるものかは気体組成分析結果から判断できる。分析結果によれば反応し得る過剰燃料のうち実際に燃焼した割合は全断面にわたって85%を越し、特に局所空気過剰率が0.7~1.6の限られた範囲内にある場合を除けば95%以上である。この値は4.4節で例を示すように同程度の混合の進行状態にある亜音速モード燃焼器の測定結果と比べて高い値である。従って化学反応速度の低下が燃焼

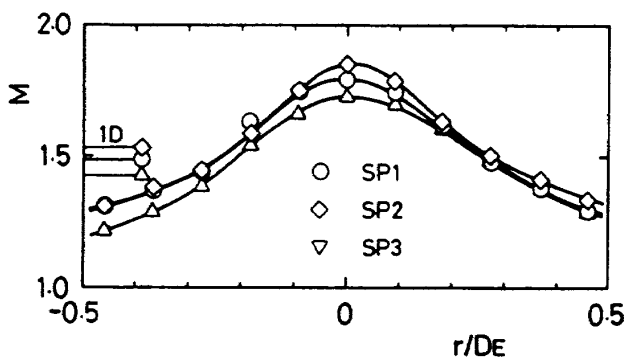


— c 円筒部取付けの影響：(O/F)_R = 3.3

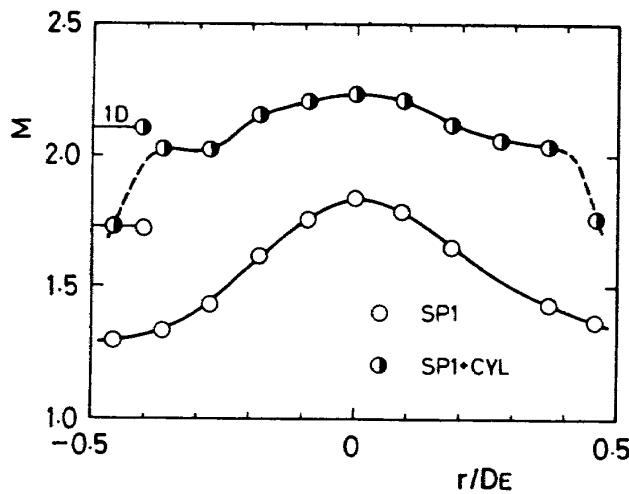
図7 出口面におけるロケット成分質量濃度の半径方向分布



- a 空気ノズルの影響: $(O/F)_R = 3.3$



- b ロケット酸化剤-燃料比の影響
: 燃焼器 SP3



- c 円筒部取付けの影響: $(O/F)_R = 3.3$

図8 出口面におけるマッハ数の半径方向分布

の実質的停止を引き起こし混合はしても反応しないという状態にあるのではないことが明らかとなった。むしろ逆に混合すれば反応は起こるが何らかの原因により乱流混合が抑制されていることを示している。他方、1次元理論により求めた総温分布が流れに対する加熱効果を必ずしも正確に表わしていない可能性もある。これらの疑問を明らかにするには今回の

実験とその結果の解析だけでは極めて困難で不十分であり、今後更に実験を行う一方乱流火炎の2次元的解析も併せて行う必要がある。

4.3 燃焼器の混合性能

燃焼器内の混合の進行を表わすパラメータとして亜音速モード燃焼器の混合性能評価^(10, 11)に用いたのと同じ $\eta_{mc} \equiv (1 - C_{Rc}) / (1 - C_{Ro})$ を用いる。但し C_{Rc} と C_{Ro} はそれぞれ中心軸上および混合が完了した場合の C_R である。図9は η_{mc} がほぼ等しい場合の亜音速および超音速モード燃焼器出口面における C_R/C_{Rc} を出口直径で無次元化した半径方向座標 r/D_E に対してとった分布である。燃焼モードの違いにかかわらず両者は非常に良く一致し、 η_{mc} が混合性能評価に適切なパラメータであることを示している。以下では簡単のため η_{mc} を混合効率と呼ぶ。

亜音速モード燃焼器でロケットノズルを複数化しロケットノズル出口直径 d_R を変えた実験⁽¹¹⁾では混合効率 η_{mc} は燃焼器長さ L と d_R の比で決定された。また d_R を一定として $(O/F)_R$, \dot{m}_a/\dot{m}_R そして D/d_R を変化させた実験⁽¹⁰⁾ではこれらパラメータもまた混合効率にかなり大きい影響を持つことが分かっている。

図10に超音速モード燃焼器の実験結果を既報⁽¹⁰⁾の亜音速モード燃焼器の結果とともに示す。亜音速モード燃焼器は円筒型でSB1は直径 D が100mm, SB2は90mmでそれぞれ文献10でB-I, B-II燃焼器と呼ばれたものである。亜音速モード燃焼器で \dot{m}_a/\dot{m}_R を変化させた場合の結果は図の不必要な複雑化を避けるため示さなかった。ロケットノズルを複数化して d_R を変えた効果は前述の通り L/d_R をパラメータとすることにより整理されている。

円筒部なしの3種の超音速モード燃焼器の L/d_R はほぼ同じと見ることが出来る。入口空気流マッハ数 M_{Ia} の影響は今回の実験範囲の1.7~2.2ではほとんど見られない。亜音速モード燃焼器の結果と比べると2つの目立った相違がある。その第1は混合が著しく遅いことである。これは前項で推定した燃焼器下流部での混合の強い抑制効果の現われとも考えられる。しかし抑制が開始すると推定される位置の x/d_R で混合が凍結されたと考えて L/d_R を実際の

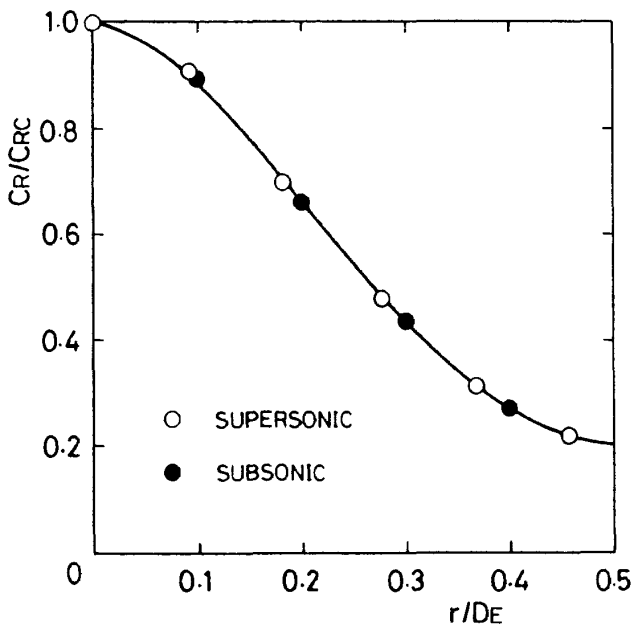


図9 混合効率が等しい場合の超音速および亜音速モード燃焼器のロケット成分質量濃度半径方向分布の比較

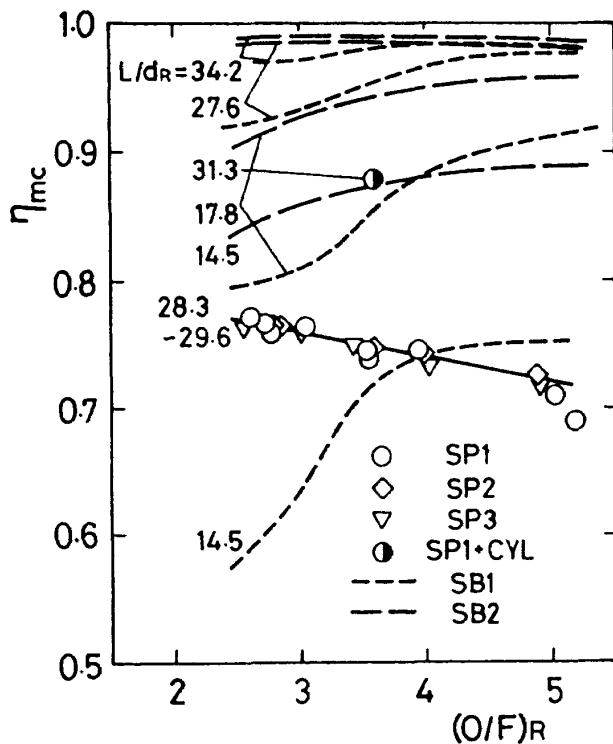


図10 混合効率(亜音速モード燃焼器との比較)

約30から20に置き換えても亜音速モード燃焼器の場合と比べて混合の進行はまだかなり遅いことが図から分かる。混合の進行は直径Dが異なる2つの亜音速モード燃焼器の間でもかなり差がありDの小さい方が混合は速く進む。超音速モード燃焼器では入口から出口まで直径が変化しているので、平均直

径 D_{av} としてAnnushkin⁽²⁰⁾にならって長さを重みとした管路断面積の平均値から決まる値を用いれば D_{av}/d_R は2.62~2.65となる。この値は亜音速モード燃焼器SB2の D/d_R の値2.96より更に小さく、 D/d_R の影響として説明することはできない。これはむしろ流入する空気流の速度が超音速モード燃焼器ではかなり大きく、中心のロケット排気との速度比が亜音速モード燃焼器の場合と比べて1に近づいたため断面内の速度勾配が小さくなり従って乱れの生成が抑制された結果と考えられる。

第2の相違は $(O/F)_R$ の変化による影響が実験範囲内で逆転することである。これに対する1つの説明として、亜音速モード燃焼器内の振動不安定の発生を挙げることができよう。亜音速モード燃焼器では $(O/F)_R$ を小さくすると次第に燃焼音が大きくなり、極端な場合には流入空気総圧が不安定に変動することが観察された⁽⁹⁾。このような不安定が発生すると混合・燃焼効率が低下する。不安定の原因は音響振動の増幅と思われる。一方超音速モード燃焼器ではこのような不安定燃焼は発生しなかった。これは流れが超音速であるため下流で発生した音響学的な微小振幅の圧力変動が上流へ伝わることができず、従って不安定燃焼を引起すまで増幅されないことによると考えられる。

円筒部を取付けた場合には混合効率が著しく向上するが、それでもなお亜音速モード燃焼器程高くない。

4.4 燃焼器の燃焼性能

空気吸込ロケットの燃焼器内の発熱はロケット排気中の過剰燃料と空気中の酸素の反応によるものが主であるが、ロケットの $(O/F)_R$ が化学量論比に近く過剰燃料が少ない場合にはロケット排気中の解離成分が空気と混合して温度が低下するに伴って再結合の際に放出するものも重要になる⁽⁹⁾。亜音速モード燃焼器では出口で熱的にチョークしマッハ数が1となることが予め分っているため燃焼性能の基準となる理想状態の発熱量は明確に決定できる。ところが超音速モード燃焼器では混合・燃焼が完了した理想状態でも出口マッハ数は予め分からない。出口マッハ数が変わると静温が変化し解離-再結合の平衡

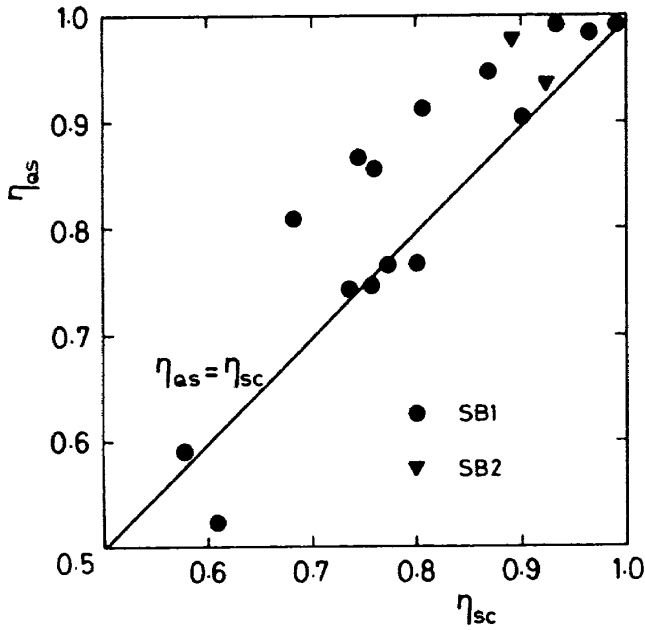


図11 亜音速モード燃焼器における2次燃焼による発熱効率と可燃過剰燃料消費割合から求めた燃焼効率の関係

状態が移動する。即ち出口マッハ数を高く仮定すると基準となる理想状態の発熱量もまた高くなる。この困難さを避けるためにここでは発熱量ではなく、ロケットの中の反応が完了していると仮定した時の過剰燃料のうち燃焼器内で反応しうる量 \dot{m}_{FS} を基準として、それと実際に反応した過剰燃料との比 η_{SC} で燃焼性能を評価する。ここで2つの流量はピトー圧と気体組成分布から計算した密度、速度と各濃度を3章で述べた方法で数値積分して求められる。 η_{SC} による評価には解離-再結合の寄与は含まれないから実際の発熱性能 η_{QS} とは $(O/F)_R = 8$ 付近又はそれ以上で全く異なるが、 $(O/F)_R$ が小さくなれば両者はほぼ一致すると期待される。図11に $(O/F)_R \leq 4.5$ の亜音速モード燃焼器の実験結果から求めた η_{QS} と η_{SC} の関係を示す。結果はかなりばらついているが、全体として $\eta_{QS} = \eta_{SC}$ の直線に近い結果となっている。以下では η_{SC} を2次燃焼効率(又は単に燃焼効率)と呼ぶ。

η_{SC} の実験結果を議論する前にここで行った \dot{m}_{FS} などの求め方の信頼度を検討するために、同様の出口面における積分で求めたロケット流量 \dot{m}_R および全流量 $\dot{m}_T = \dot{m}_R + \dot{m}_a$ の値をそれぞれの供給系のオリフィス流量計による測定値と比べてみる。図12は \dot{m}_R 、図13は \dot{m}_T でいずれも積分値(添字int)

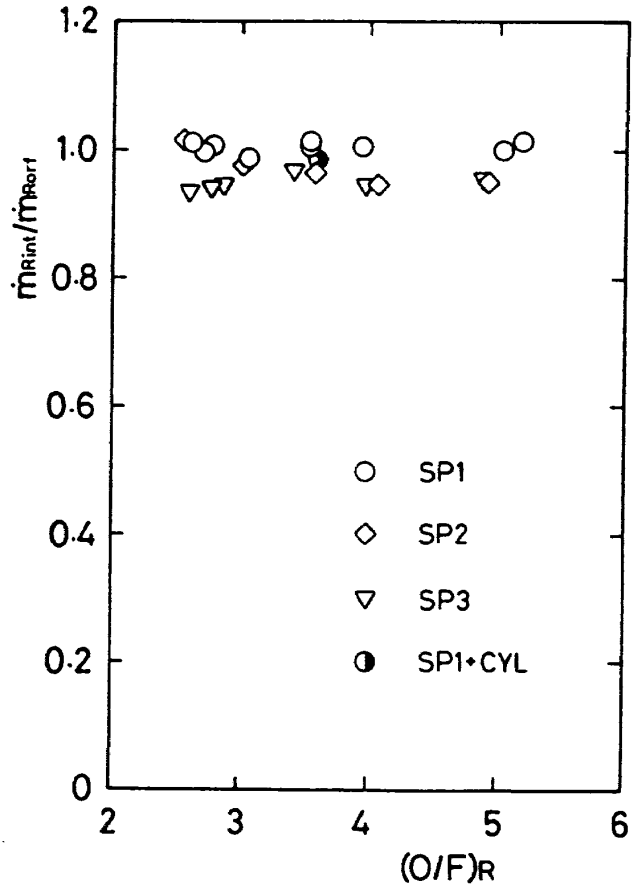


図12 ロケット流量の出口面積分値とオリフィス流量計測定値の比較

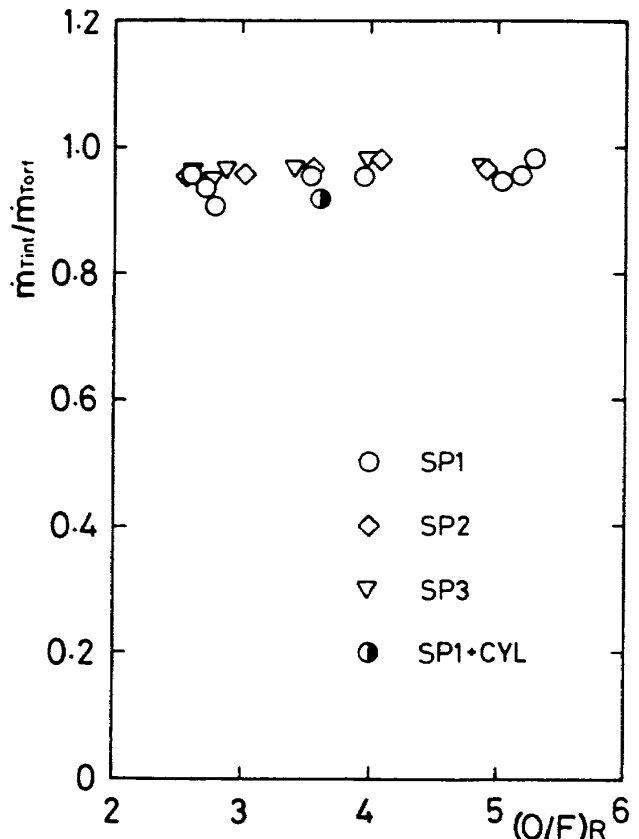


図13 全流量の出口面積分値とオリフィス流量計測定値の比較

と流量計測定値 (添字 *orf*) の比で示されている。
 \dot{m}_R は 0.98 ± 0.04 , \dot{m}_T は 0.95 ± 0.03 で積分に用
 いる測定点の少なさや密度と速度を求める際に行っ
 た仮定などを考慮すれば十分満足すべき値である。
 同様の方法を亜音速モード燃焼器に適用すると S B
 1 燃焼器で混合が不十分な場合に積分値がやや低め
 になる。その主な原因は燃焼器直径とプローブ配置
 の関係で壁付近の外挿による部分が大きいことによ
 るものと考えられる。外挿される部分は超音速モー
 ド燃焼器では全断面積の 1.6%, 亜音速モード燃焼
 器 S B 2 では 2.1% であるのに対して S B 1 では
 3.6% にも達している。混合・燃焼が進んで諸量の
 分布が平坦化した場合には外挿による誤差は小さく
 なり S B 1 の結果も他の燃焼器と同程度の信頼度
 を持つ。 η_{SC} は上述のように 2 つの積分値の比である
 から互の誤差を打消し合ってより信頼できるもの
 となることが期待できよう。

図 14 に空気過剰率 α に対する η_{SC} の変化を示す。
 結果は典型的な管路内拡散火炎の性質を表わしてい
 る。即ち燃料噴流出口 (ロケットノズル出口) から
 ある距離の面における燃焼効率 η_{SC} は空気と燃料の流量
 が化学量論比である $\alpha = 1$ の場合に最も低くなり、
 その両側で上昇して $\alpha \rightarrow 0$ 又は $\alpha \rightarrow \infty$ の極限では効
 率が 1 となる傾向を示している。

Annushkin⁽²⁰⁾ は燃焼器内の拡散火炎の広範囲な実
 験条件に対して燃焼効率 η_{SC} と有効燃焼器長さ \bar{L} の
 間の経験的關係式を次の形で与えた。

$$\eta_{SC} = 1 - \exp \{ -0.13 (\bar{z} + 1) \} \quad \text{for } \bar{z} \geq 1 \quad (6)$$

$$\bar{z} \equiv \left(\frac{\alpha^\nu}{\alpha_{fl}} \right)^j \sqrt{\frac{\alpha (\dot{m}_a / \dot{m}_{H_2})_{st}}{\alpha_{fl} (\dot{m}_a / \dot{m}_R)_{st}}} \bar{L} \quad (7)$$

$$\bar{L} \equiv \sqrt{\frac{\pi L N}{4 \int_0^L A(x) dx}} L \quad (8)$$

$$j = \begin{cases} 0 & \alpha > \alpha_{fl} \\ 1 & \alpha \leq \alpha_{fl} \end{cases} \quad (9)$$

$$\nu = \begin{cases} 1 & \alpha > 1 \\ -1 & \alpha \leq 1 \end{cases}$$

但し \bar{z} は等価燃焼器長さ, α_{fl} は火炎長さが燃焼
 器壁の存在の影響を受けなくなる最小の空気過剰率
 で 2.5 の値が与えられている。 $(\dot{m}_a / \dot{m}_{H_2})_{st}$ は空気

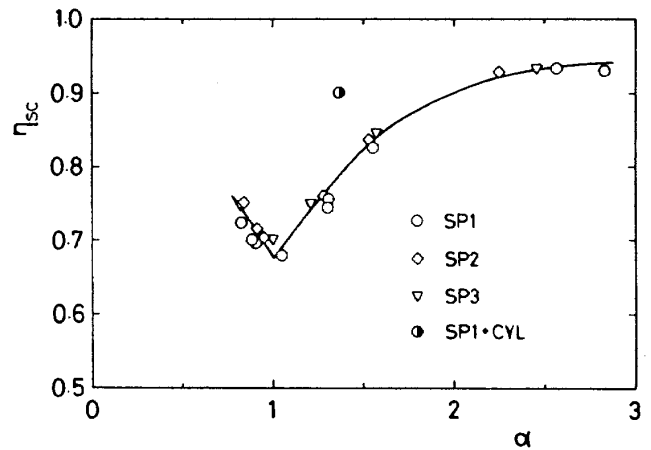


図14 空気過剰率に対する燃焼効率の変化
 ($L/d_R \cong 29$)

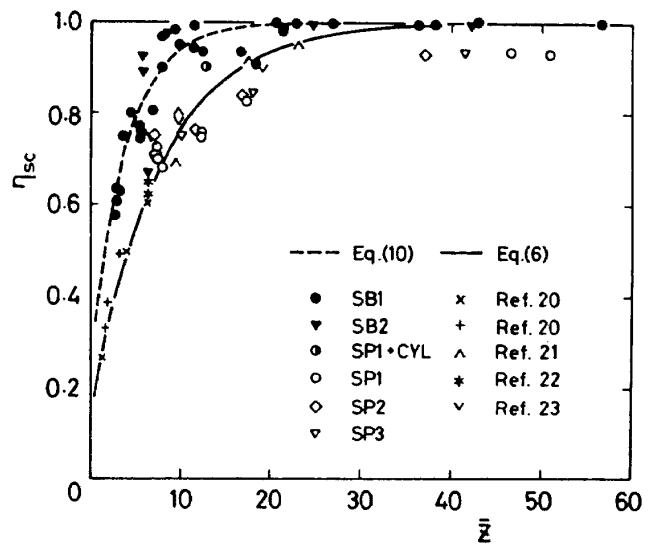


図15 Annushkinの無次元等価燃焼器長さに対する
 燃焼効率の変化

と水素の化学量論比で 3.4.5 である。 A は燃焼器断
 面積, N は燃料噴射ノズル (ロケットノズル) の数
 である。Annushkin が相関式 (6) を得る際に用いた実
 験⁽²⁰⁻²³⁾ と我々の亜音速 および超音速モード燃焼器
 による実験の条件を表 2 に示し、結果を図 15 で比
 べる。実験結果は 3 つのグループに分かれている。
 第 1 のグループは Annushkin 自身によって引用さ
 れた実験⁽²⁰⁻²³⁾ で当然 (6) 式に良く合う。第 2 のグル
 ープは我々の亜音速モード燃焼器による実験⁽¹⁰⁾ で、ば
 らつきはかなりあるが第 1 グループに比べると同じ
 燃焼効率に達した時の \bar{z} の値が約半分しかなく、(6)
 式の指数の係数を 2 倍した次式で表わされる。

$$\eta_{SC} = 1 - \exp \{ -0.26 (\bar{z} + 1) \} \quad (10)$$

第 3 グループは今回の超音速モード燃焼器による実

表 2 図 1 5 の実験条件

Symbol	Experimenters	Ref.	T_{tIa} (K)	T_{tIR} (K)	M_{Ia}	M_{IR}	N	A_E/A_I	Shape of Cross Section	d_R (mm)	Fuel Injection Angle(deg)	\bar{L}	$\bar{\alpha}$	$(\dot{m}_a/\dot{m}_R)_{st}$
×	Annushkin	20	1100	300	0.8	-	1	1	Square	17	0	3.4	1.5 -7	34.5
+	Annushkin	20	1250	300	~2	-	7	1	Rectangle	-	30-45	5.5	0.2 -1.2	34.5
^	Billig et al.	21	2100 -2300	286 -700	3.2	-	8 -10	2	Circle	236 -264	90	21.6 -33	1.2 -2.2	34.5
*	Rogers & Eggers	22	2260	-	2.7	-	7 -11	2	Rectangle	-	90	~26	0.8 -1.1	34.5
∨	Contensou et al.	23	1670	880	~2	-	200 -300	>1	Annulus	-	90	~26	1 -2	34.5
●	Present Authors	11	300	2400 -3000	~0.3	1.9	1	1	Circle	304	0	4.4 -10.4	0.8 -4	2 -6
◐ ◑ ◒	Present Authors	-	300	2400 -3000	1.7 -2.2	1.9	1	5.0 -5.6	Circle	304	0	10.7 -12.2	0.8 -2.5	2 -6

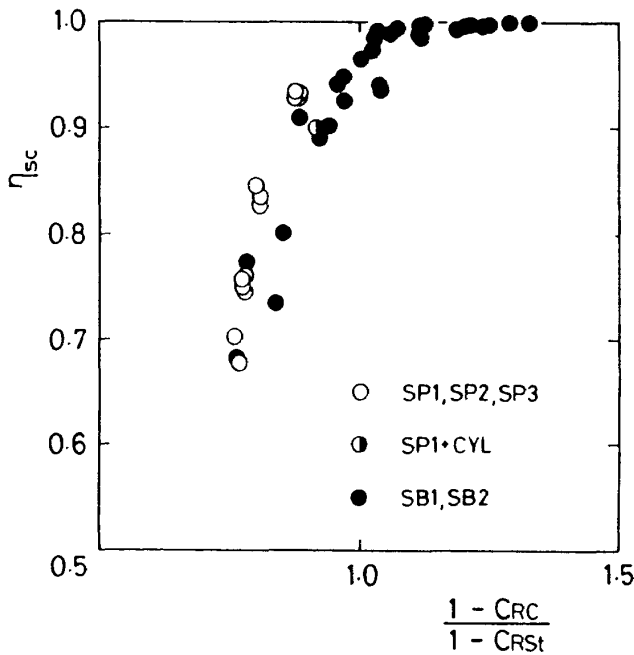


図16 化学量論比状態へ向う混合の進行を表わすパラメータに対する燃焼効率の変化

験結果で、 $\bar{z} = 1.0$ 付近では(6)式からあまり離れていないが $\bar{z} \geq 1.5$ では(6)式よりかなり低効率側にずれる。円筒部付きの場合は1つしか実験点がないが第2と第3グループの中間に位置している。

表2の第1グループと第2, 第3グループの間で実験条件が大きく変わっているのは空気流と燃料流の温度と化学量論空燃比 $(\dot{m}_a / \dot{m}_R)_{st}$ である。さらに表2で陽に示されていないが空気流に対する燃料流の主流方向運動量流束の比も各グループ毎に大きく変化している。これらの実験条件のうち $(\dot{m}_a / \dot{m}_R)_{st}$ は(7)式を通して(6)式に組込まれているが、この形は $(\dot{m}_a / \dot{m}_R)_{st}$ が1に比べて十分大きいとして得られたものであるため、その値が2~6と比較的1に近い場合には修正が必要となる。3つのグループを統一的に関係付ける経験式を見出すためには上記の実験条件の影響を適切な形で取込まなければならない。

平均的な混合の進行と燃焼効率の関係を、火炎が中心軸上で閉じる $\alpha > 1$ の場合について、図16に示す。横軸は α の変化による影響を去除するため図10の混合効率 η_{mc} ではなく $(1 - C_{Rc}) / (1 - C_{Rst})$ を用いた。ここで C_{Rst} は空気とロケット排気の混合気が化学量論比の時の C_R で $\alpha = 1$ の場合には C_{R0} に等しい。亜音速と超音速モード燃焼器の間の差異は図15

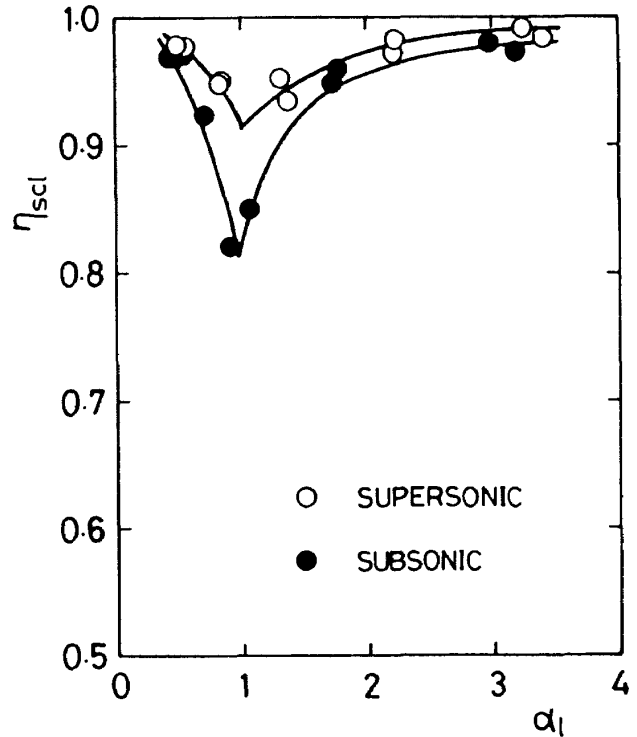


図17 混合効率が等しい超音速および亜音速モード燃焼器出口面における局所空気過剰率と局所2次燃焼効率の関係

に比べて小さくなり、全体として同じ横座標では超音速モード燃焼器の方がむしろ高い燃焼効率を与える。この違いは図9で平均濃度分布がほぼ等しいことを示した2つの実験結果について各測定位置の局所2次燃焼効率と局所空気過剰率の関係を調べればより明らかになる。図17にその結果を示す。明らかに超音速モード燃焼器の方が効率が低い。即ち巨視的にはほとんど等しい混合状態にあっても、分子レベルの微視的混合が支配する燃焼ではかなりの差が生ずる場合がある。亜音速モード燃焼器は超音速モード燃焼器に比べて約半分の長さで同じ巨視的混合状態に達しているが、微視的混合を同程度まで進めるには長さが不十分であったといえよう。

微視的混合状態の違いによる比較的小さな影響を除けば、図15と図16の比較からAnnushkin⁽²⁰⁾の経験式(6)と我々の実験結果の不一致の主な理由は、実験条件が巨視的混合の進行を(6)式で正しく評価し得る範囲外にあったためであろう。

Sosounov⁽²⁴⁾は空気吸込ロケットの燃焼効率のデータを整理する際に(6)~(9)式で考慮された条件以外に前述の燃料流の運動量流束に関連するロケットの

比推力と代表寸法,そして空気温度の影響も含む形の経験式を提案し比較的良好の結果を得ているが,経験式に現われるいくつかの指数の値は示していない。

以上のことから我々の実験結果と Annushkin⁽²⁰⁾によって整理された結果を包括的に表すことができる経験的相関式を求めるとともに Sosounov⁽²⁴⁾によって考慮された諸条件を何らかの形で(6)~(9)式に付加えるか,あるいはさらに一般的な無次元数を用いた解析⁽²⁵⁾と実験結果を検討して適切な支配パラメータを見出す必要がある。

5 結 論

室温空気とロケット排気をいずれも超音速で円錐状拡大管路へ同軸で流入させ混合・燃焼の実験を行い,次のような知見を得た。

軸方向壁圧分布の実験値とそれを用いた1次元解析の結果から

- 1) 円錐状拡大管路のみの場合,今回の実験条件の範囲では全域にわたり超音速燃焼したことを計算で求めたマッハ数分布により確認した。
- 2) 燃焼器入口付近に短い円筒部を取付けた場合,流れは燃焼に伴う発熱により一旦亜音速まで減速され円筒部下流端で音速状態を通過し再び超音速へ加速された。
- 3) 計算した総温は燃焼器途中でほぼ一定となり,発熱が実質的に停止したと推定される。

出口面でのピトー圧と気体組成分布とそれを用いて計算した諸量の分布から

- 4) 燃焼器入口空気マッハ数とロケットの酸化剤-燃料比の変化は出口面の分布に対してあまり大きく影響しない。
- 5) ロケット成分濃度分布から,同程度の長さの亜音速モード燃焼器と比べて巨視的混合が著しく遅いことが分かる。その原因の1つとして入口空気流速が大きくなりロケット流速に近づいたことが挙げられる。
- 6) 円筒部を取付けると混合性能は改善される。
- 7) 巨視的混合状態が同程度の亜音速モード燃焼器と比べると,燃焼に直接結びつく微視的混合はより進んでいる。
- 8) 上記3)の発熱の実質的停止は5)と7)の結果か

ら巨視的混合の停止に対応する現象と考えられる。

- 9) 2次燃焼効率を Annushkinによる等価燃焼器長さに対してプロットし彼の経験的相関式と比較すると,超音速モード燃焼器の結果は低効率側に,亜音速モード燃焼器の結果は高効率側にずれた。
- 10) 化学量論比状態へ向う巨視的混合の進行を表わすパラメータに対して超音速および亜音速モード燃焼器の2次燃焼効率をプロットするとほぼ1本の曲線で表わされる。このことは上記9)のずれの原因が, Annushkinの等価燃焼器長さによって我々の実験条件に対する巨視的混合状態を適切に記述できないためであることを示唆している。

参 考 文 献

- 1) Bendot, J.G.; Composite Propulsion Systems for Advanced Reusable Launch Vehicle Application, *Proc. 2nd Int'l Sympo. Air Breathing Engines* (1974/3), Sheffield, England, The Royal Aeronautical Soc..
- 2) Kramer, P.A. and Bühler, R.D.; Airbreathing Booster Stages for Space Transporters Compared with Pure Rocket Systems, *IAF-Paper No. 79-09* (1979/9), Munchen, Germany.
- 3) Dobrowolski, A.; Analysis of Nonconstant Area Combustion and Mixing in Ramjet and Rocket-Ramjet Hybrid Engines, *NASA TN D-3626* (1966/10).
- 4) Billig, F.S. and Dugger, G.L.; The Interaction of Shock Wave and Heat Addition in the Design of Supersonic Combustors, *Twelfth Sympo. (Int'l) Comb.* (1969), pp. 1125-1139, The Combustion Institute.
- 5) Dugger, G.L. and Billig, F.S.; Hypersonic Ramjets, *Ramjet Technology, Chapt. 11, TG 610-11* (1970) Johns Hopkins Univ. Applied Physics Lab..
- 6) Ferri, A.; Mixing-Controlled Supersonic

- Combustion, *Annual Review of Fluid Mech.*, Vol. 5 (1973), pp. 301–338, Annual Reviews.
- 7) Waltrup, P.J., Anderson, G.Y. and Stull, F.D.; Supersonic Combustion Ramjet (Scramjet) Engine Development in the United States, *Proc. 3rd Int'n'l Sympo. Air Breathing Engines, DGLR-Fachbuch Nr. 6* (1976/3), pp. 835–861, Munich, Germany, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt e. v., Köln.
- 8) Peters, C.E., Phares, W.J. and Cunningham, T.H.M.; Theoretical and Experimental Studies of Ducted Mixing and Burning of Coaxial Streams, *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 6 (1969/12), pp. 1435–1441.
- 9) 鎮西信夫, 升谷五郎, 石井進一, 工藤賢司, 村上淳郎, 小室智幸; 空気吸込式ロケットの研究(I) — 垂音速モード円筒型二次燃焼器の圧力分布と燃焼性能 —, 航技研報告 NAL TR-573 (1979/12).
- 10) Masuya, G., Chinzei, N. and Ishii, S.; A Study of Air Breathing Rockets — Subsonic Mode Combustion, *Acta Astronautica*, Vol. 8 (1981/5–6), pp. 643–661.
- 11) 鎮西信夫, 升谷五郎, 小室智幸, 工藤賢司, 村上淳郎, 石井進一; 空気吸込式ロケットの研究(III) — ロケットノズル数の影響 —, 航技研報告 NAL TR-728 (1982/8).
- 12) Drewry, J.E., Neer, M.E. and Scaggs, N.E.; Supersonic Mixing and Combustion Studies of Ducted Hydrogen-Air Flows at an Inlet Air Mach Number of 2.6, *AIAA Paper No. 73-1320* (1973/11).
- 13) Cookson, R.A., Flanagan, P. and Penny, G.S.; A Study of Free-Jet and Enclosed Supersonic Diffusion Flames, *Twelfth Sympo. (Int'n'l) Comb.* (1969), pp. 1115–1124, The Combustion Institute.
- 14) Cookson, R. A. and Isaac, J.J.; Combustion Generated Heat Addition to a Ducted Supersonic Stream — II. Experimental Study, *Acta Astronautica*, Vol. 6 (1979/6), pp. 531–539.
- 15) Baev, V.K. and Yasakov, V.A.; Combustion of an Axisymmetric Hydrogen Jet in a Pipe of Constant Cross Section, *Combustion, Explosion and Shock Waves*, Vol. 11 (1975/9–10), pp. 587–591.
- 16) Shapiro, A.H.; *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, Vol. 1 (1953), Chapt. 8, pp. 219–262, Ronald.
- 17) Crocco, L.; One Dimensional Treatment of Steady Gas Dynamics, *Fundamentals of Gas Dynamics*, ed. by Emmons, H.W., *High Speed Aerodynamics and Jet Propulsion*, ed. by T. von Kármán et al., Vol. III (1958), pp. 64–349, Princeton Univ..
- 18) Glassman, I. and Charyk, J.V.; The Ramrocket, *Jet Propulsion Engines*, ed. by Lancaster, O.E., *High Speed Aerodynamics and Jet Propulsion*, ed. by T. von Kármán et al., Vol. XII (1959), pp. 625–661, Princeton Univ..
- 19) Billig, F.S.; Design of Supersonic Combustors Based on Pressure Area Field, *Eleventh Sympo. (Int'n'l) Comb.* (1967), pp. 755–769, The Combustion Institute.
- 20) Annushkin, Yu. M.; Basic Rules Governing the Burning of Turbulent Jets of Hydrogen in Air Channel, *Combustion, Explosion and Shock Waves*, Vol. 17 (1982/7–8), pp. 400–411.
- 21) Billig, F.S., Dugger, G.L. and Waltrup, P.J.; Inlet-Combustor Interface Problems in Scramjet Engines, *Proc. 1st Int'n'l Sympo. Air Breathing Engines* (1972/6), Marseille, France.
- 22) Rogers, R.C. and Eggers, J.M.; Supersonic Combustion of Hydrogen Injected Perpendicular to a Ducted Vitiated Air, *AIAA*

- Paper No. 73-1322 (1973/11).*
- 23) Contensou, P., Marguet, R. and Huet, C.; Étude Théorique et Expérimentale d'un Statoréacteur a Combustion Mixte (Domaine de vol Mach 3,5/7), *La Recherche Aérospatiale*, No. 1973-5 (1973/9-10), pp. 259-274; also available as ICAS paper 24 (1972).
- 24) Sosounov, V.A.; Some Problems Concerning Optimum Ducted Rocket Engine with Secondary Burning, *Proc. 2nd Int'ntl Sympo. Air Breathing Engines (1974/3)*, Sheffield, England, The Royal Aeronautical Soc..
- 25) 例えば Becker, H.A.; *Dimensionless Parameters - Theory and Methodology (1976)*, Applied Science Publishers.

航空宇宙技術研究所報告 756号

昭和58年4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 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南4-2-12
