

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-728

空気吸込式ロケットの研究 (II)

—ロケットノズル数の影響—

鎮西信夫・升谷五郎・小室智幸

工藤賢司・村上淳郎・石井進一

1982 年 8 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

空気吸込式ロケットの研究 (II)* — ロケットノズル数の影響 —

鎮西 信夫** 升谷 五郎** 小室 智幸**
工藤 賢司** 村上 淳郎** 石井 進一***

A STUDY OF AIR BREATHING ROCKETS (II) — EFFECTS OF NUMBER OF ROCKET NOZZLES — BY

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

ABSTRACT

An experimental study on air breathing rockets utilizing rockets with multi-nozzles was conducted for the purpose of reducing the length of the secondary combustor. Two kinds of multi-nozzles, one consisting of four and the other of seven nozzles, were used. The measurements include radial distributions of Pitot pressure and gas composition at the secondary combustor exit, axial wall pressure distribution, and air stagnation pressure. The results were compared with those previously obtained in an experiment using a single nozzle, and the influence of number of nozzles, N , on the relation between length and performance of the secondary combustor was investigated. Despite the distortion of the individual exhaust jets from the multi-nozzle, combustor length for sufficient performance was found to be proportional to the diameter of rocket nozzle exit or $1/\sqrt{N}$.

1. ま え が き

宇宙輸送のための推進エンジンは過去30年以上にわたって様々な変遷を経て来たものの、そのすべてが一貫していわゆる純ロケット(以下ロケット)である。開発のために多大の経費と人材を投入した

結果、ロケットは航空機用のターボジェットエンジンとともにほぼ完成されたものとして推進エンジンにおける地位を確固たるものとしたといえよう。両エンジンの完成度が相対的に高いだけにこれらとは別の形式の推進エンジンについては研究段階はともかく、その開発はあまり行なわれていない。このような状況は当然続くと考えられる。しかしロケットとターボジェットは、着実な高性能化が続けられてはいるものの完成されたものに近く、将来における大きな性能向上は当然期待できない。従ってこれら

*昭和57年6月12日受付

**角 田 支 所

***元・角田支所

に代る、より高い性能を有する全く別形式の推進エンジンの実現のために努力を続ける事は将来にとって是非必要だと考える。

ロケットは推力密度（単位断面積当りの推力）は高いがターボジェットなどの空気吸込エンジンと比較すると酸化剤を自ら携行しなければならない分だけ比推力が低い。他方空気吸込エンジンは空気中の酸素を酸化剤として利用するため比推力は高いが、燃焼圧をロケットほど高くできないため推力密度は一般に低い。ロケットと各種の空気吸込エンジンを組合わせたロケット / 空気吸込複合エンジンはこれらの個々のエンジンに固有の長所を生かし、短所を補う事をねらって考案されたものである。当然両者の長所および短所のいくつかはそのまま併せ持つ事も予想されるが、たとえば宇宙輸送用の推進エンジンとして使用する場合、システムに応じた適切な組合わせ、作動により、複合の基となった個々のエンジン形式では得られない高い性能を示すといわれている。¹⁾

空気吸込式ロケット（Air Breathing Rocket: ABR）はこのような複合エンジンの一形式で、図 1.1 に示されるようにロケットを燃料過剰で燃焼させ、その排気を吸込んだ空気と二次燃焼器内で混合、燃焼させる事により推力の増強を図るものである。著者らはこれまで空気吸込式ロケットの二次燃焼器内の混合、燃焼を調べるための実験および解析を行ない、ロケット酸化剤-燃料比、二次燃焼器長さの影響などについて種々の重要な知見を得ている。^{2), 3)} これらの結果は二次燃焼器内にロケット排気を噴出するノズルが一個の場合（以下単一

ノズル）についてのものであるが、空気吸込式ロケットの小型、軽量化のためにはノズルの複数化などにより二次燃焼器を短縮する必要がある。^{4), 5)} 本報ではロケットノズルを複数化した実験を行なって得られた、二次燃焼器の長さや性能との関係に対するノズル数の影響について、これまでに得られた単一ノズルの結果と比較しつつ述べる。用いた複数ノズルは 2 種類で、それぞれ 4 個および 7 個のノズルを有する。実験の対象となった燃焼モードは前報³⁾と同様に二次燃焼器出口で流れが音速に達する「亜音速モード」である。本実験ではロケットノズル数の効果を調べるのが目的であるからロケット酸化剤-燃料比および空気-推進剤流量比は固定した。

2. 記 号

a	ノズル間距離
a_{eq}	等価ノズル間距離（図 4.1 1 参照）
C_R	ロケット排気成分割合
D	二次燃焼器内径
d_R^*	ロケットノズルスロート径
d_{Ri}	ロケットノズル出口内径
I_R	ロケット推力
L	二次燃焼器長さ
l_f	「有効火炎長さ」（図 4.1 0 参照）
M	マッハ数
\dot{m}	質量流量
N	ロケットノズル数
$(O/F)_R$	ロケット酸化剤-燃料比
p	圧力
Q	単位時間当りの発熱量

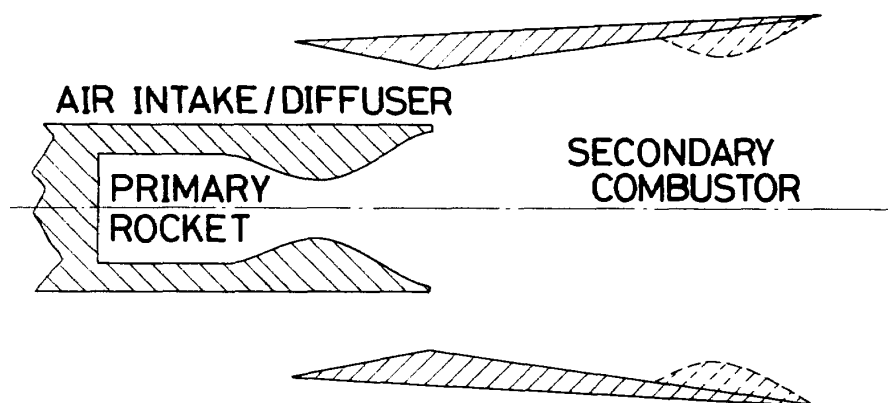


図 1.1 空気吸込式ロケット

R	二次燃焼器半径 ($= D/2$)
r	半径方向座標
T	温度
x	軸方向座標
γ	比熱比
λ	管まっさつ係数
$(\rho u q)$	発熱量流束密度
ϕ	$= (C_{RE} - C_{RO}) / (C_{REmax} - C_{RO})$

添 字

a	二次燃焼器入口の空気側
ac	二次燃焼器入口で空気が音速状態
E	二次燃焼器出口
max	最 大 値
min	最 小 値
N	ロケットノズル出口
P	ピトー圧
R	ロケット
T	全量
t	よどみ状態
W	壁面の値
O	完全に混合, 燃焼した一様な流れ

3. 実験装置

図 3.1 に空気およびロケット推進剤の供給配管系統, 図 3.2 に実験装置概略, 表 3.1 に主要諸元を示す。コンプレッサで加圧された空気は, 乾燥器を経て空気カードルに蓄えられ, 調圧器を経て供給される。流量はチョークトオリフィスを使用しているために, 上流圧力を調整することにより二次燃焼器圧力の変動に影響されることなく設定される。加圧空気は二方向から空気室に供給され, 流れの方向を整えた後に二次燃焼器に導入される。空気の総温と総圧は二次燃焼器入口の直前で各々アルメルクロメル熱電対とピトープローブにより測定される。

ロケットの燃焼器は銅製の熱吸収式で, 推進剤は酸化剤にガス酸素, 燃料にガス水素が用いられた。ガス酸素, ガス水素は各々カードルより止弁, 調圧器, 空気作動型ボールバルブを経て噴射器に供給される。ロケットの燃焼圧力は約 1.15 MPa, 燃焼時間は約 4 秒に設定された。着火はスパークプラグにより行なわれ, 推進剤流量, 燃焼圧力等は着火後約 1.7 秒でほぼ定常になり, その後に各種の計測が行

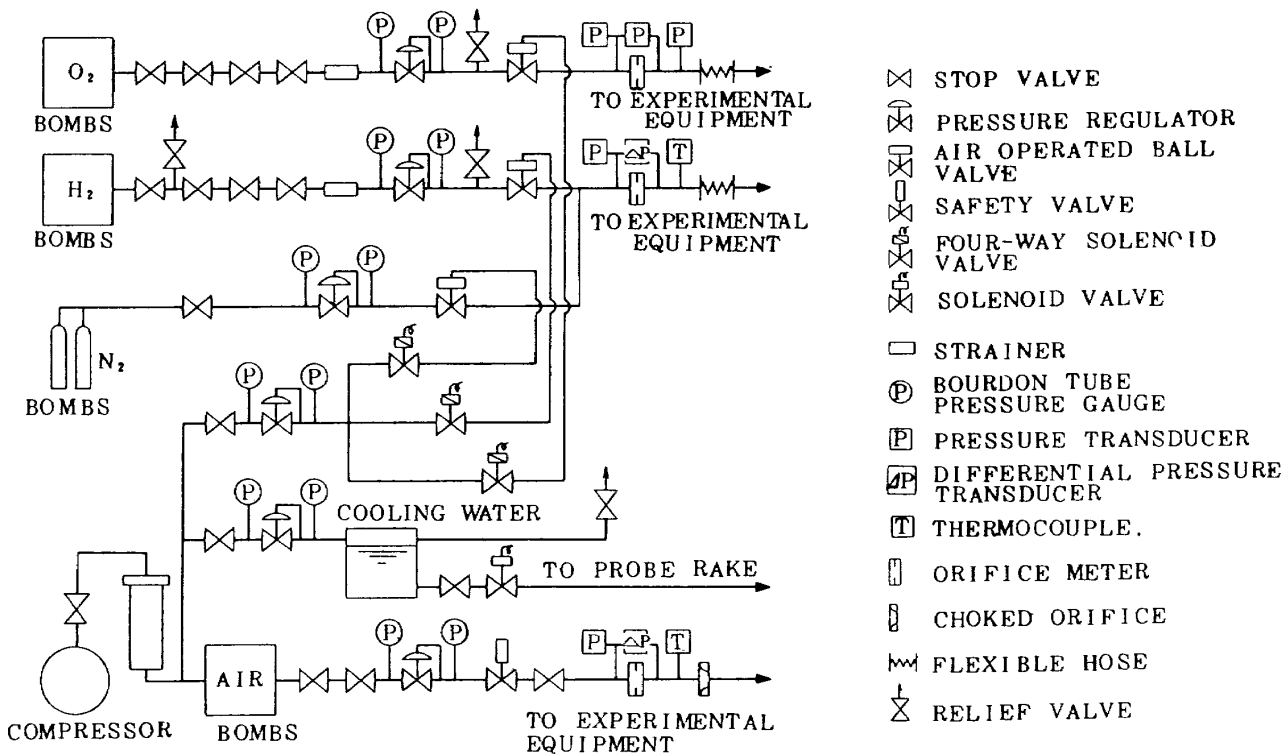


図 3.1 空気および推進剤供給配管系統図

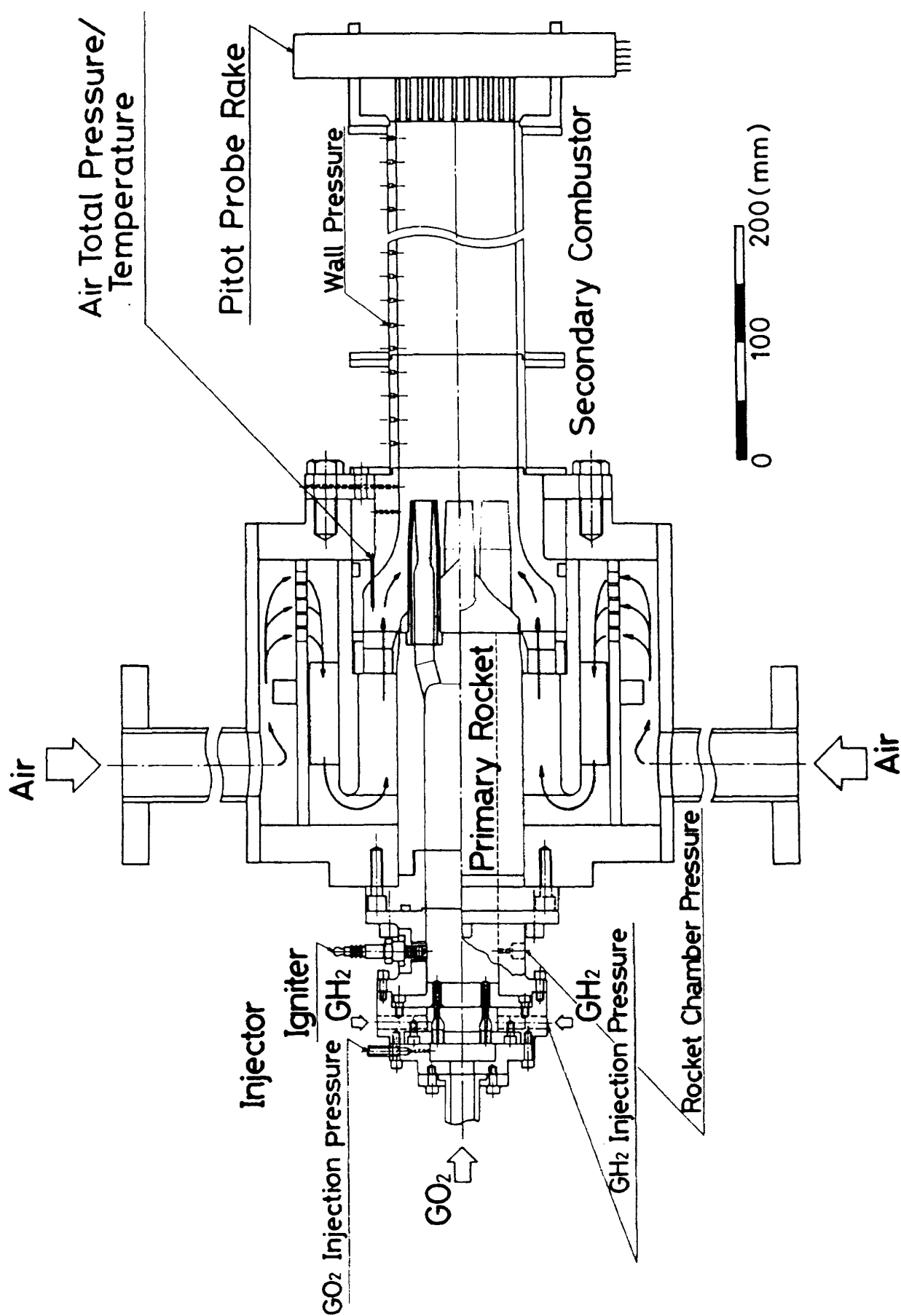


図 3.2 実験装置概略

表 3 - 1 実験装置主要諸元

主 ロ ケ ッ ト	推 進 剤	GO ₂ - GH ₂	
	推 進 剤 流 量: \dot{m}_R (g/s)	208	
	酸化剤-燃料比: $(O/F)_R$	3.3	
	燃 焼 室 圧 力: p_R (MPa)	1.15	
	ノ ズ ル 数: N	4	7
	ノズルスロット径: d_{R*} (mm)	11.4	8.6
	ノズル出口径: d_{Ri} (mm)	15.2	11.5
	推 力: I_R (N)	620	
二 次 燃 焼 器	形 状	円筒分割方式	
	空気-推進剤比: \dot{m}_a/\dot{m}_R	5.3	
	直 径: D (mm)	100	
	長 さ: L (mm)	140, 240, 340, 440, 540, 640, 840	

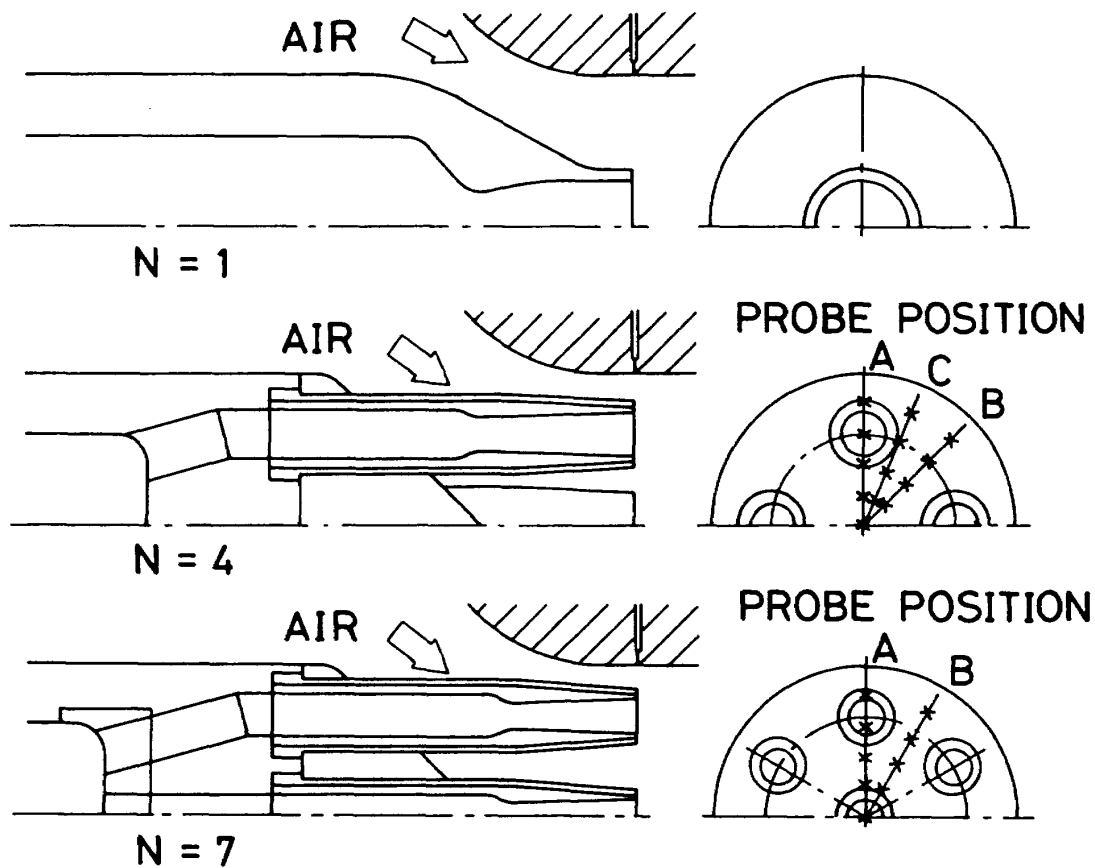


図 3.3 ロケットノズルと二次燃焼器入口部

なわれた。

燃焼ガスは燃焼器末端で4または7個の流路に分岐され、同数のノズルを通して排出される。図3.3にロケットノズル部と二次燃焼器入口部の詳細を、図3.4に複数ノズルの外観を単一ノズルと合わせて示す。各ノズルの分岐部は、ノズル数 $N=4$ の場合

は銅製の熱吸収式を用いたが、 $N=7$ ではグラファイトを埋込み焼損を防いだ。ノズルは内側がグラファイト、外側がステンレス鋼の無冷却二重構造で、これによりノズル内面の焼損とグラファイトの破損を防いでいる。ノズル数 $N=4$ および7ともノズルの構造は同じであるが、推進剤流量およびノズル開

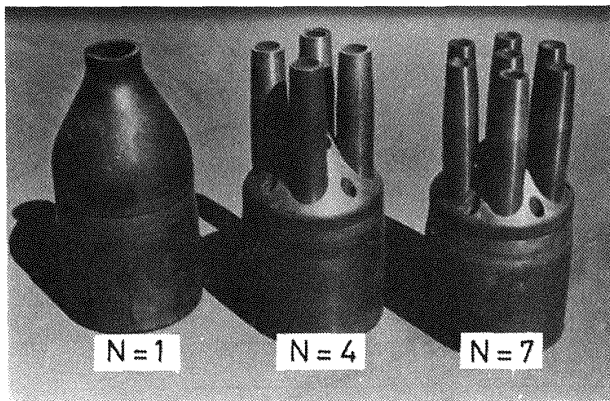


図 3.4 供試複数ノズル外観

口比を単一ノズルと等しくなるよう設計したため、各々のスロート径および出口径は $1/\sqrt{N}$ に比例する。二次燃焼器断面に対するノズルの配置は、断面積をノズル数 N で等分割するようにした。 $N=4$ の場合、断面積を半径方向に 2 等分する円周上に等間隔で配された。 $N=7$ の場合、中心に 1 個、その周囲に断面積全体を 3 : 4 (外 : 内) で分割する円周上に等間隔で残りの 6 個が配された。ノズル出口位置は複数、単一とも同じになるよう取付けられた。図 3.3 に示されるように、単一ノズルに比較して複数ノズルの場合の空気流路は複雑であるため、燃焼器入口空気流が一様でないことが予想された。そこで、長さの異なるダミーノズルを用い、空気のみを流す予備実験を行ない、入口部のピトー圧を測定した。その結果をもとに、一様な流れを得るのに必要なノズル長さが決定された。

二次燃焼器は直径 $D=100\text{ mm}$ の円筒形で、長さ L の影響を調べるために、分割方式にされた。管壁には軸方向に 20 mm 間隔に静圧孔が設けられた。壁圧は燃焼器長さに応じて静圧孔を選択し、圧力走査器 (SCANIVALVE, MODEL J) により 10 ポート / 秒間隔で測定された。また周方向の圧力変化を調べるために、 45° 離れた位置でも何点か測定が行なわれた。ピトー圧およびガス組成測定の場合には、出口に水冷式 11 点筒型プローブが取付けられた。周方向の分布を測定するために、プローブ取付け位置は図 3.3 に示される A, B および C ($N=7$ を除く) の各方向が選ばれた。図 3.5 にプローブの詳細を示す。プローブ先端部は銅製の円錐形で中心に直径 0.7 mm のピトー圧 / ガス採取孔がつけられて

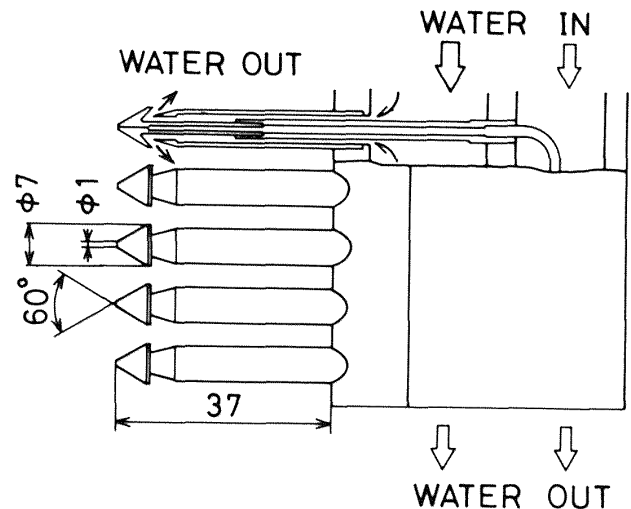


図 3.5 ピトー圧およびガス組成測定用プローブ詳細

いる。ガス採取孔の直径は先端から 5 mm で 1.0 mm に拡大され、最終的に内径 2.0 mm のステンレス鋼管に接続される。ピトー圧導管は壁圧導管とともに圧力走査器へ導かれる。試料ガスはピトー圧測定後、二組の三方電磁弁の切換えによって、予め真空にされた試料採取容器内に 1.5 秒間採取される。試料は燃焼終了後、注射器で容器から取出され、ガスクロマトグラフ (キャリアーガス: アルゴン, カラム 充填剤: モレキュラーシーブ 5A) で組成分析される。

本装置の実験では、空気—推進剤流量比, ロケット酸化剤—燃料比一定のもとでのノズル数 N の効果が調べられた。

4. 結果および考察

4.1 二次燃焼器入口断面内空気流ピトー圧分布

図 3.3 に示されるように二次燃焼器 (以下燃焼器) に流入する直前の空気流路は形状が複雑で、流れが大きく乱されると想像されるため、入口における空気流がどの程度一様であるかを予め調べる必要がある。図 4.1 は前章で述べたダミーノズルを用いた予備実験の結果である。図において長ノズル (実線) および短ノズル (一点鎖線) はそれぞれ実際に用いられたのと等しい長さで、それより 20 mm だけ先端が短いダミーノズルを示す。また記号 A, B は図 3.3 で示されるプローブ位置で測定された事を示す。測定はいずれの場合もノズル端すなわち燃焼器入口より 7 mm 下流で行なわれた。図にはまた比較のために前報³⁾で用いられた単一ノズル (ダミーではな

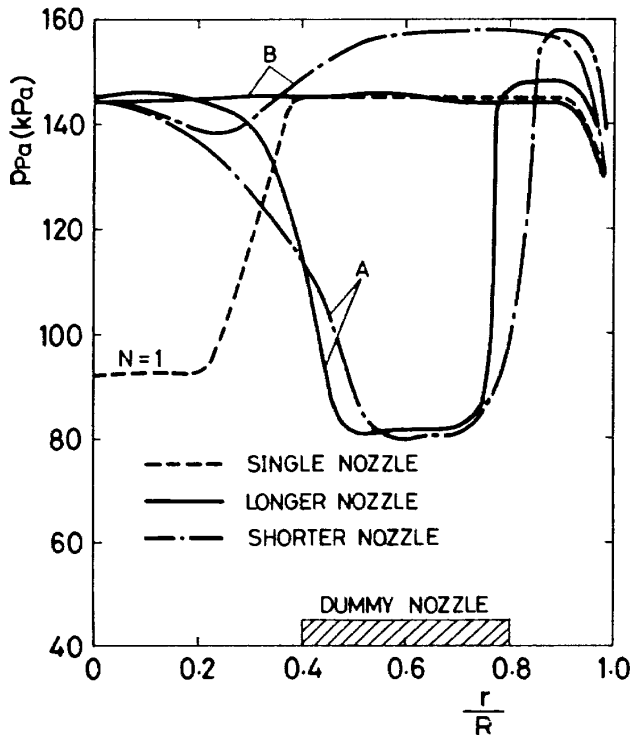
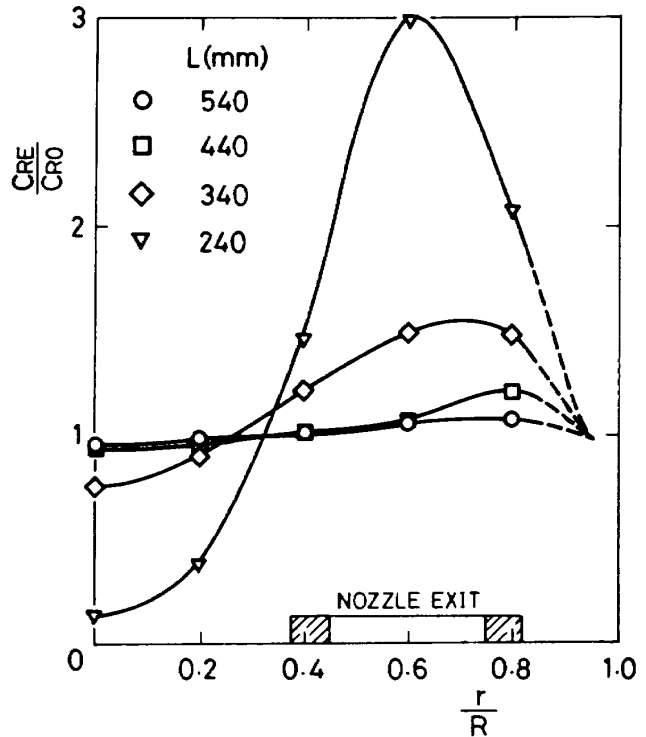


図 4.1 二次燃焼器入口断面内空気流ピトー圧分布
($N = 4$, 燃焼なし, $x = 7 \text{ mm}$)

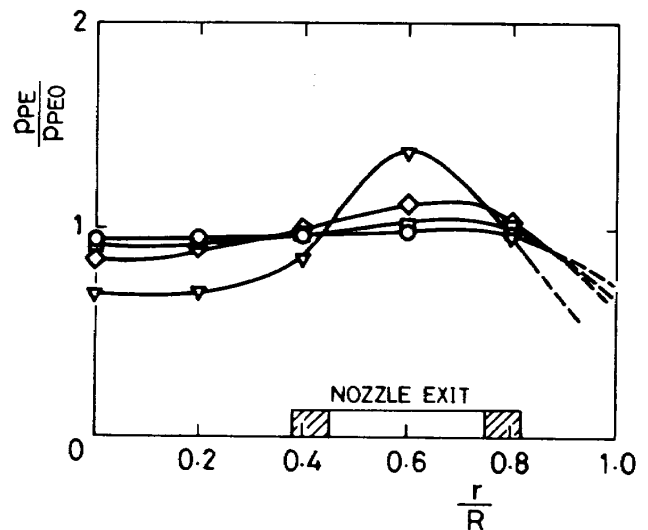
い)を取付けて空気のみを流した場合の結果も示されている(破線)。短ノズルを用いた場合には複雑な流路形状の影響がピトー圧分布に明らかに残っている事がわかる。それに対して実際に用いられたのと等しい長さの長ノズルではダミーノズル背後の後流部を除いてはほぼ一様な分布を示し、その値も単一ノズルの場合とほぼ等しい。この予備実験は $N = 4$ の場合についてのみ行なわれたが、 $N = 7$ の場合もノズル支持部形状はあまり差がないため同程度の分布を示すと考えられる。従っていずれの場合にも入口空気流はほぼ等しい一様な分布が得られているといえよう。

4.2 二次燃焼器出口断面内分布

図 4.2 および 4.3 にそれぞれ $N = 4$ および 7 の場合の燃焼器出口断面内のプローブ位置 A (図 3.3 参照) で測定されたロケット排気成分割合 C_{RE} とピトー圧 p_{PE} の分布を燃焼器長さ L をパラメータとして示す。横軸は中心軸からの半径方向距離 r を燃焼器半径 R で無次元化した値である。 C_{RE} は実験条件によって与えられる平均値 $C_{RO} = \dot{m}_R / \dot{m}_T$ との比で示され、ピトー圧は前報³⁾で述べられた完全な



(a) ロケット排気成分割合 ($C_{RO} = 0.16$)

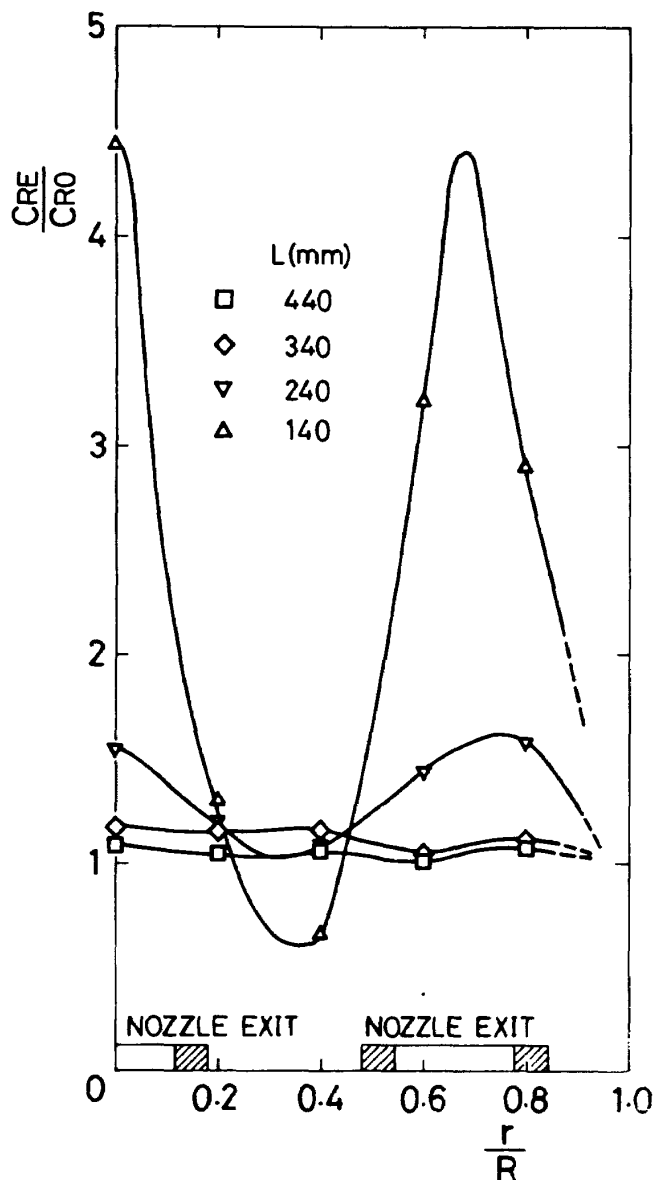
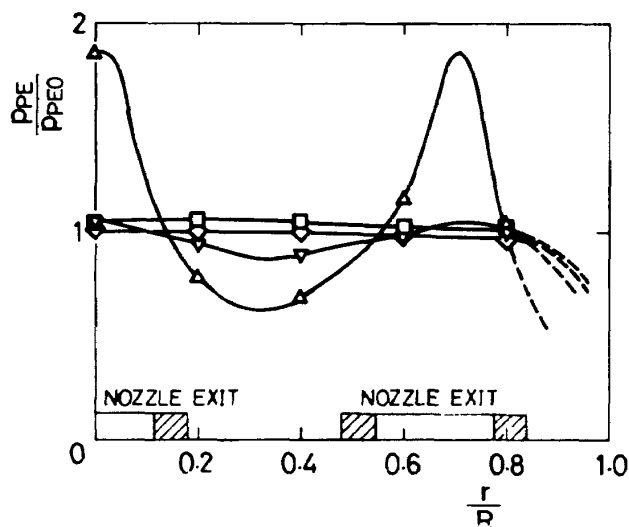


(b) ピトー圧 ($p_{PEO} = 245 \text{ kPa}$)

図 4.2 二次燃焼器出口断面内分布 ($N = 4$, プローブ位置 A)

混合、燃焼を仮定した計算値 p_{PEO} で無次元化されている。各測定点での値は中心軸 ($r=0$) を除いて対称な 2 点の平均値である。ピトー圧分布の形状は C_{RE} とほぼ類似で、両者の間には何らかの相関が予想される。

L が増すに従い分布は一様化される。その際分布の最大値を与える位置は外側へ移動する。これは Raghunathan ら⁶⁾ の行なった燃焼を伴わず、かつ燃

(a) ロケット排気成分割合 ($C_{RO}=0.16$)(b) ピトー圧 ($p_{PEO}=242 \text{ kPa}$)図 4.3 二次燃焼器出口断面内分布 ($N=7$, プロープ位置 A)

燃焼器壁のような制約壁のない複数自由噴流の実験結果とは傾向が異なる。彼らの実験では個々の噴流がスムーズに合併して単一の自由噴流を形成する方向へ向かうため、分布の最大値を与える位置は内側へと移動して行く。Raghunathan ら⁶⁾の実験と本実験との実験条件の違いは上述の2点すなわち燃焼と制約壁の有無以外には外部流の有無である。これらのうちのどの効果がどのようなメカニズムで最も強く影響して上述の傾向の違いを示したかについては本実験結果からだけでは明らかにできないと思われるが以下に若干の推測を試みる。

上記3つの相違のうち壁面の存在からは境界層による排除効果と鏡面効果とが考えられる。排除効果は流れを壁面から遠ざけようとするためむしろ逆の傾向を示すように見える。鏡面効果は壁面を仮想的な対称面として、その外側にもあたかも同一の噴流が存在するかのように作用する。これを考慮するとノズルの配置によっては最大値位置が外側へ移動する事も考えられる。次に燃焼による効果としては中心部の気体が膨張し、噴流を外側へ移動させる事が考えられる。第3の二次空気流の存在は中心部の合併を妨げるのに対し、周辺部では壁面によりその効果が弱められ、噴流が外側へ移動するとも想像される。いずれにせよこれらの事を明らかにするには上で述べたような考えられる個々の影響を単独で取り出して調べる事のできる、より基礎的な実験が必要である。

ノズル数の違いによる影響について比較してみると、予想されたようにノズル数が多いほど混合が促進され、前報³⁾における $L=840 \text{ mm}$ に相当するほぼ一様な分布は $N=4.7$ の場合それぞれ $L=440 \text{ mm}$, 340 mm で得られる事がわかる。この件に関する詳細な比較は以後のデータを参照しつつ行なう。

図 4.4 には燃焼器出口断面内の半径方向分布と併せて周方向分布を見るためにブローブ位置を移動させて測定した CRE 分布の結果の一例を示す。ブローブ位置は図 3.3 あるいは図中に示されている A, B, C の3位置である。位置 C の場合 $r=0$ における値が他の2位置の場合と等しくないのは実験条件の設定からのずれによるものである。図は $N=4$ の場合で最も短い燃焼器での結果であるから各ブローブ位

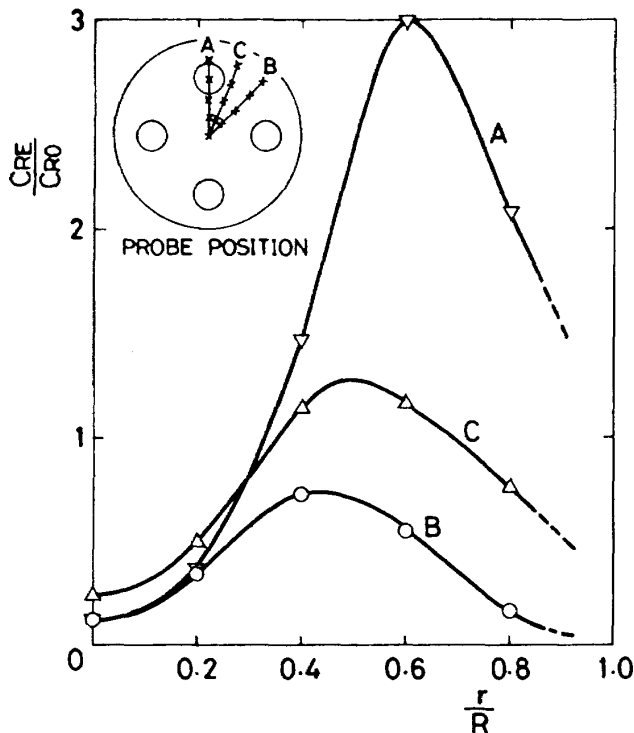


図 4.4 二次燃焼器出口断面内ロケット排気成分割合分布の周方向変化
($N = 4$, $L = 240 \text{ mm}$)

置において分布の最大値を与える点はロケットノズル中心を結ぶ直線上にほぼ位置する。

流れ場のより詳細な検討を行なうために噴流の一つに着目し、それによる出口断面内の等濃度線を図 4.2～4.4 などの結果を基に描いたのが図 4.5 ($N = 4$) および図 4.6 ($N = 7$) である。ただし $N = 7$ の場合はプローブ位置 C に相当する測定は行なわなかったため $N = 4$ の場合に比べて測定点が少なく不明確な部分もある。等濃度線上のパラメータとしては噴流の形状と位置の変化を表すために、与えられた燃焼器長さにおける分布の最大値 C_{REmax} と前述の平均値 C_{RO} により規格化された値 $\phi = (C_{RE} - C_{RO}) / (C_{REmax} - C_{RO})$ を用いた。図にはまた、噴流の初期状態としてロケットノズル出口も示されている。噴流は中心を外側へ移動しつつその断面は燃焼器の半径方向に引き伸ばされているのがわかる。これは隣合う両側の噴流に圧縮されて偏平となった噴流が先に述べたように中心部の燃焼による熱膨張、壁面および空気流などの影響で外側へ移動するものと考えられる。燃焼器が長くなると (図 4.5(c) および 4.6(c)) 噴流は外側へ移動し、内側から噴流どう

しの合併が始まる。その場合 $C_{RE} < C_{RO}$ ($\phi < 0$) の領域は周方向に配置されたノズル数に等しい数の山を持った星形の境界の外側と $N = 4$ の場合は燃焼器中心部の円形状境界の内側となる。

本実験の場合、与えられた N に対してロケットノズルの配置が最適であったかどうかについてはノズル配置の異なる実験を行なわなかったため即座に判断はできない。しかし L が大きな場合の噴流どうしの合併は混合を遅らせるため外周部の濃度 (C_{RE}) は燃焼器中心部に比較して $N = 4$ の場合でさえ低く ($L = 440 \text{ mm}$ で C_{RE}/C_{RO} の値は中心部で 0.9, プローブ位置 B, $r/R = 0.8$ で 0.8), しかもその範囲は図から明らかなように広い。従ってロケットノズルをさらに外側へ移動させて噴流どうしの合併を遅らせるとともに外周部の低濃度域の範囲を減少させる事も考えられる。しかし後に示されるように上で述べた程度の混合の不完全さは燃焼性能にあまり大きな影響を与えないようにも見える。またロケットノズルを外側へ移動させた場合高温のロケットノズル排気や二次燃焼火炎と燃焼器壁面との接触はより強まり、壁面の熱負荷や熱損失の増大などの混合性能の改善とは別の問題についての配慮が必要となって来る。

前報において、 $N = 1$ の場合に混合進行の目安として中心軸上のロケット排気成分割合 C_{RECL} を選び、ロケット酸化剤-燃料比 $(O/F)_R$ や燃焼器長さ L の影響について種々の重要な知見を得ている。ここでは C_{RECL} に相当するものとして断面内の最大値 C_{REmax} を選び L によりどのように変化するかを示したのが図 4.7 である。 C_{REmax} は前報³⁾と同様に 0 から 1 まで変化するように C_{RO} およびロケットノズル出口における値 ($= 1$) を用いて規格化した $(1 - C_{REmax}) / (1 - C_{RO})$ で示される。また異なる N について個々のロケットノズル排気噴流により形成される流れ場がどの程度相似であるかを見るために横軸の L はロケットノズル出口内径 d_{Ri} で無次元化されている。 $N = 1$ のデータは本図に限らず以後のすべてについて前報³⁾で述べられた実験で得られた結果の $(O/F)_R = 3.3$ への補間値である。図に示されるようにロケット排気成分割合の最大値で見た軸方向への混合の進行はノズル数に関係なく一

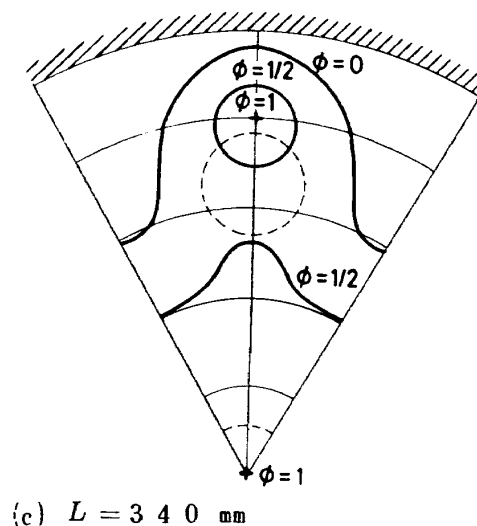
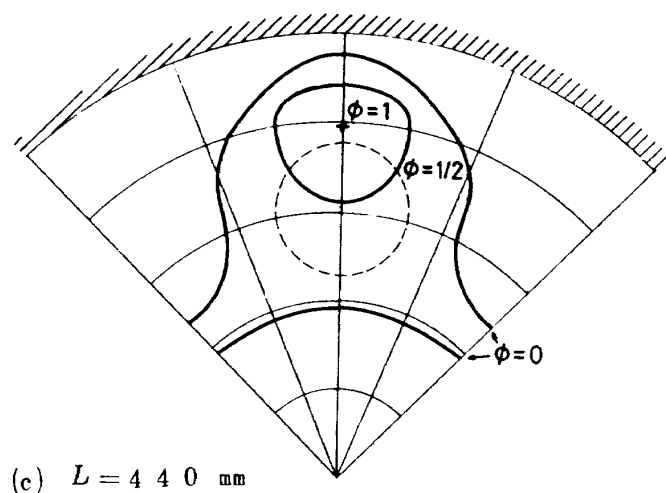
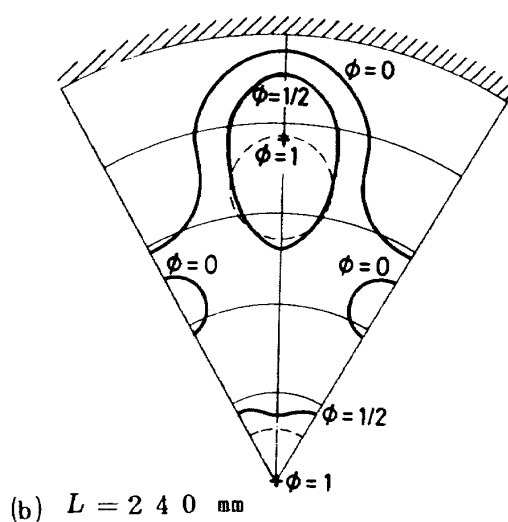
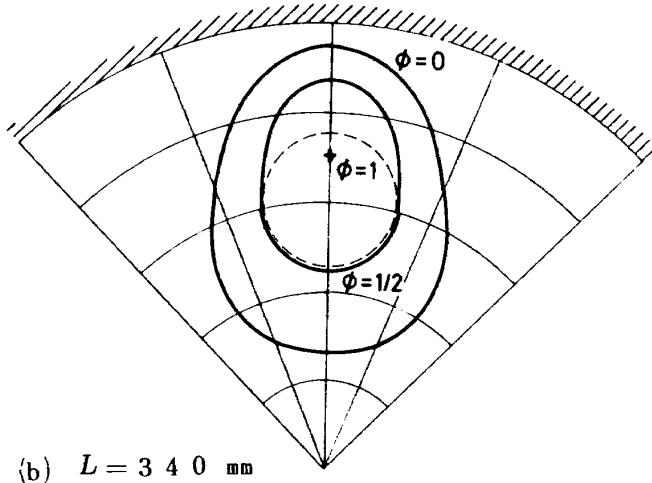
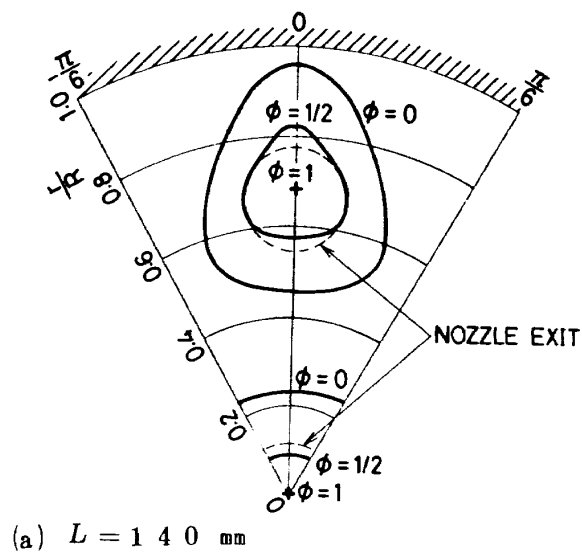
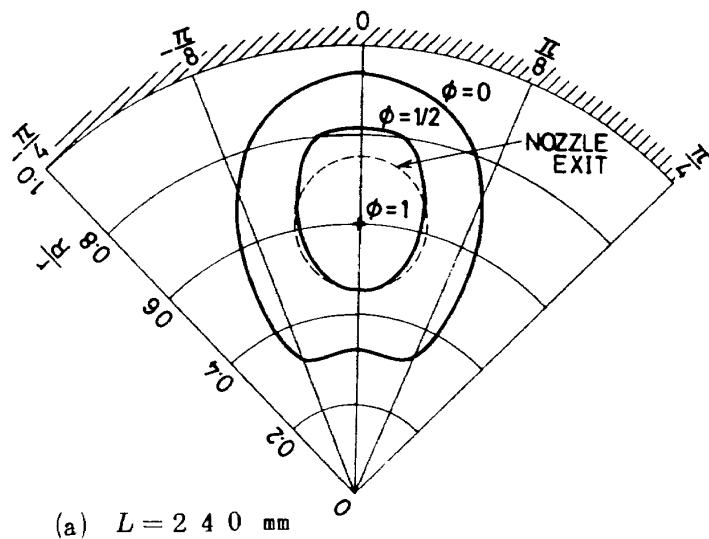


図 4.5 二次燃焼器出口断面内の等濃度線 ($N=4$)
 $\phi = (CRE - CRO) / (CRE_{max} - CRO)$

図 4.6 二次燃焼器出口断面内の等濃度線 ($N=7$)
 $\phi = (CRE - CRO) / (CRE_{max} - CRO)$

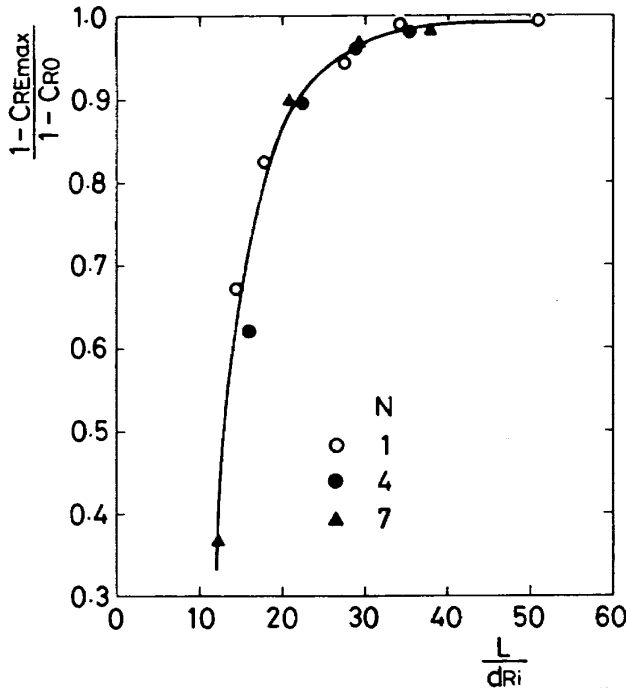


図 4.7 二次燃焼器出口断面内のロケット排気成分割合最大値

本の曲線で整理される。すなわち、推進剤流量を変化せず N を増加させると CRE_{max} がある一定値に達する燃焼器長さは $1/\sqrt{N}$ に比例して減少する。これはこれまで述べて来たような複数ノズルにおける個々の噴流の変形が混合に影響を与えるほどではなく、少なくとも噴流中心部の濃度の軸方向分布に関しては相似である事を示している。

図 4.2 あるいは 4.3 においてロケット排気成分割合とピトー圧の分布の形状はほぼ類似で、両者の間には何らかの相関が予想される事を述べた。この種の相関はすでに前報³⁾で $N=1$ の場合に二次燃焼器内径 D や $(O/F)_R$ を変えた場合の中心軸上の値どうしについて得られている。複数ノズルの場合についても断面内の最大値を用いて得られた両者の相関を図 4.8 に $N=1$ の場合（斜線部）と併せて示す。図においてピトー圧の最大値 pPE_{max} はロケットノズル出口部ピトー圧の計算値 pPN および $pPEO$ を用いて 0 から 1 まで変化するように規格化した値 $(pPN - pPE_{max}) / (pPN - pPEO)$ で示され、ロケット排気成分割合は図 4.7 と同じ規格化がなされている。単一ノズル、複数ノズルともに殆んど同一の相関が得られており、先に述べた異なる N についての中心軸に沿う濃度分布の相似性に加えてピトー圧分布の相

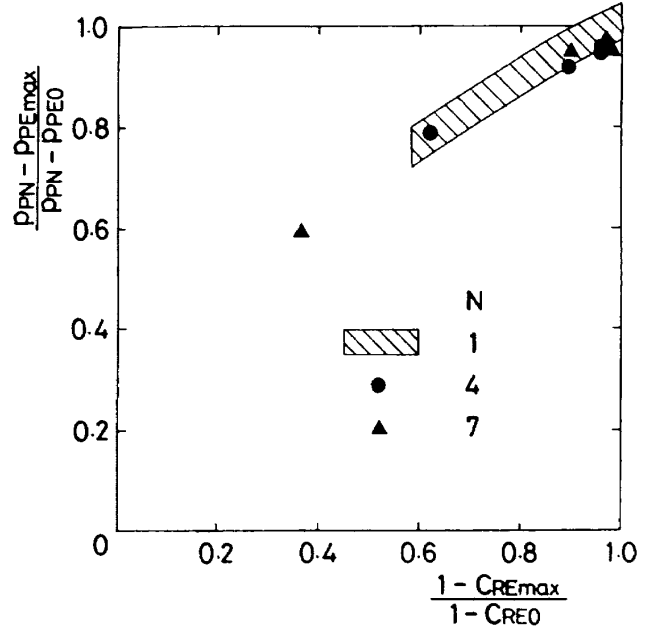


図 4.8 ロケット排気成分割合およびピトー圧の出口断面内最大値間の相関

似性をも示唆している。従ってピトー圧、ロケット排気成分割合の燃焼器出口断面内最大値のどちらか一方を測定すれば N に無関係にもう一方を図よりかなり正確に推定できる。

4.3 二次燃焼器軸方向壁圧分布

図 4.9 に燃焼器軸方向 (x 方向) の壁圧分布の燃焼器長さ L による変化を $N=1$ の場合と併せて示す。先に述べたのと同じ理由により、軸方向距離 x はロケットノズル出口内径 d_{ri} で無次元化されている。複数ノズルの場合、図中の壁圧分布は図 3.3 に示されるプローブ位置 B に相当する壁面に沿って測定されたものであるが、前章で述べられたように周方向へ 45° 離れた位置の壁面でも何点か測定されている。しかし両方の測定結果には殆んど差が見られないため壁圧は周方向に変化しないと考えられる。図からわかるように異なる N に対する壁圧分布は x/d_{ri} でほぼ整理され、先に述べたような個々の噴流による流れ場の相似性がおおむね確認できる。 L/d_{ri} が約 30 以上（図において $N=1, 4, 7$ に対してそれぞれ $L \approx 840, 440, 340$ mm 以上に相当）では出口近くを除いてほぼ同一の分布を示し、性能が上限に達した事を示している。従って図 4.5 (c) および 4.6 (c) に見られる程度の濃度の不均一は燃

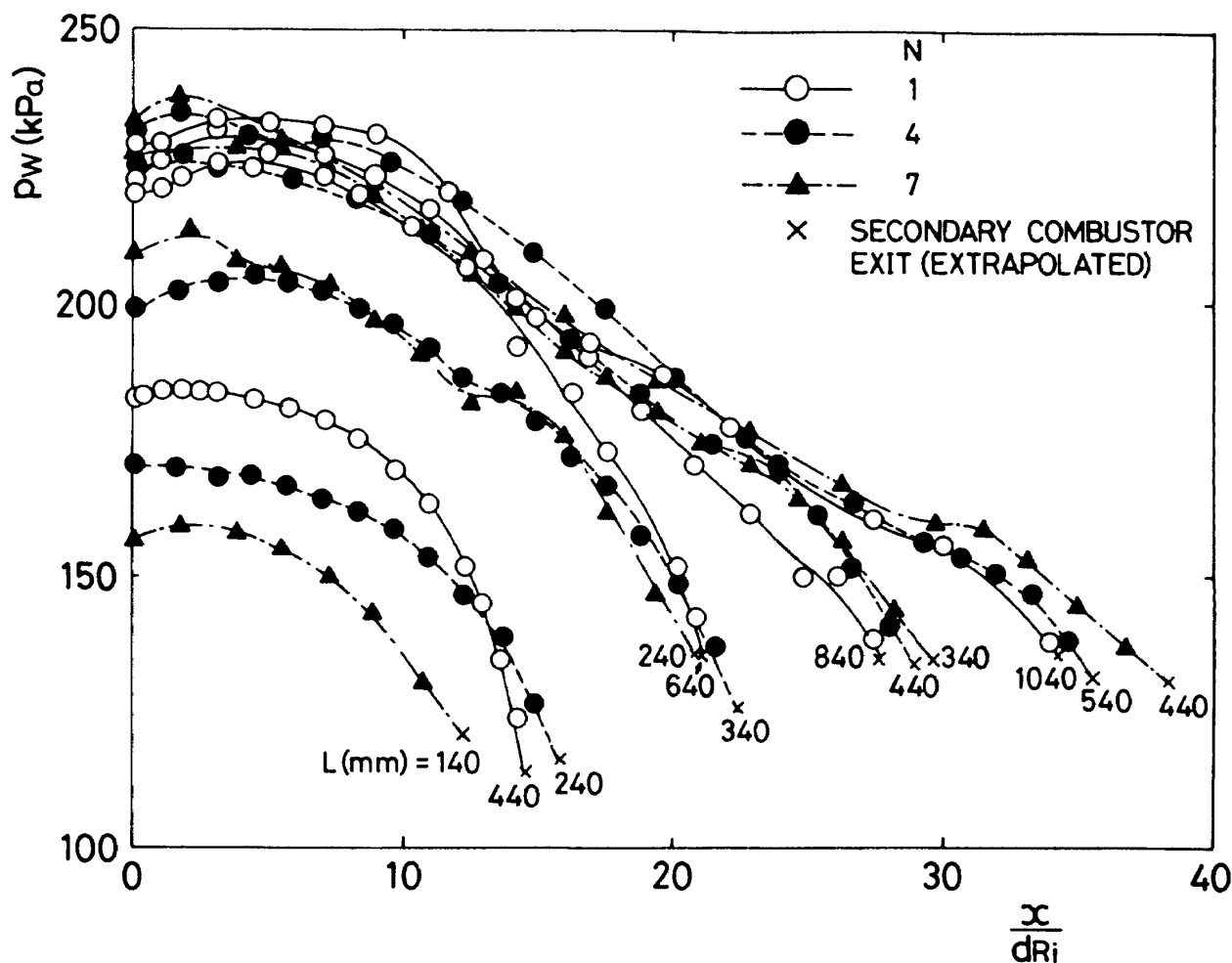


図 4.9 二次燃焼器軸方向壁圧分布

燃器性能にさほど影響しないように見える。 L が $30 d_{Ri}$ 以下の燃焼器における壁圧分布は L/d_{Ri} がほぼ等しくても単一ノズルと複数ノズルとの間には比較的大きな差異がみられる。これは燃焼器入口における初期乱れ、噴流どうしの合併や変形などの噴流干渉および燃焼器壁面における熱損失、まさつなどのほかに、ロケット燃焼内圧、推進剤流量および空気流量などの実験条件設定からのずれの影響も考えられるが、これらに関しては次節以降で述べる。

4.4 軸方向総温分布および「有効火炎長さ」

前報³⁾において充分長い燃焼器を用いて測定された壁圧分布と一次元解析^{2), 7)}により総温分布を求め、最大総温上昇の90%に達するまでの入口からの距離を「有効火炎長さ」 l_f と定義したが、本実験についても同様に総温分布と l_f を求めた。その結果を $N=1$ の場合と併せて図 4.10 に示す。ここで用いられた壁圧分布は図 4.9 に示されるよりも長い燃

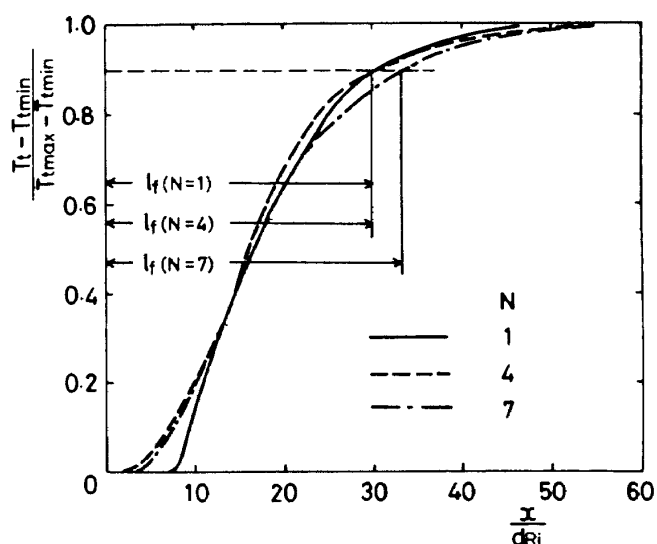


図 4.10 二次燃焼器軸方向総温分布と「有効火炎長さ」

焼器 ($L \approx 50 d_{Ri}$) で得られている。従って図 4.9 の $L > 30 d_{Ri}$ の燃焼器における壁圧分布と当然同じ程度に x/d_{Ri} で整理できる。また l_f/d_{Ri} の値も異

なる N どうしでほぼ等しく、これまで述べて来た相似性を裏付けている。しかし、図より複数ノズルの場合単一ノズルに比較して総温の立上りが早い事がわかる。これは燃焼器入口における初期乱れの影響が現われたためと考えられる。

このような初期乱れは混合に大きく影響するといわれている⁸⁾。図 3.3 に見られるように複数ノズル支持部は単一ノズルに比較して空気流路が複雑な形状をしており、図 4.1 の短ダミーノズルの結果からもわかるように燃焼器入口直前のピトー圧すなわち平均流中にもこの影響が残っている。またロケットノズル排気もロケット燃焼器から複数ノズルへ分岐流入するため、単一ノズルに比べて大きく乱されていると想像される。これらにより生じた空気流およびロケットノズル排気流中の乱れが混合、燃焼を促進し、図に示されるように総温の立上りを早めたと考えられる。図 4.10 の総温分布は充分長い燃焼器で得られたものであるが、短い燃焼器についても同様にいくつか求めてみた。その結果はやはり複数ノズルと単一ノズルとの間の差を示し、初期乱れの影響を示している。 $N=4$ と 7 の場合の初期乱れの差については、ノズル支持部形状に殆んど差はないものの N の違いにより空気流の乱され方が若干異なる事は考えられる。ロケットノズル流についても同様に N の違いに応じた乱され方の差を生じるであろう。しかしこの程度の初期乱れの差は単一ノズルの場合に比べると殆んど問題にならないといえる。このため図において両者の総温の立上りには殆んど差がなかったものと考えられる。初期乱れの N による差が混合に影響するとみられるにも拘らず、図 4.7 の噴流中心部の混合状態は N による差をあまり示していない。これは短い燃焼器の場合、図 4.7 において CRE_{max} の減衰が急であるため N による違いが明らかにならないためだと考えられる。

先に述べた噴流干渉および燃焼器壁面における熱損失、まさつなどの N による影響は図において殆んど見られない。これはこれらの効果が大きいものの N による差が殆んどない場合と、他の効果に比較して小さい場合とが考えられる。この点に関して以下に述べる。Lenze ら⁹⁾ は外部流なし、低亜音速の複数自由噴流火炎 ($N=1, 3$ および 5) の実験を行

ない、噴流間の干渉は燃料流量、噴流広がり角および化学量論比などが一定ならばノズル中心間距離 a と dR_i の比に依存する事を示した。それによれば a/dR_i を減少させると噴流どうしの合併により混合すなわち空気の供給が妨げられるため火炎長さは長くなる。噴流どうしの干渉がなくなり相互に独立な火炎が形成されるのは彼らの実験条件下では a/dR_i が $1.8 \sim 2.5$ 以上とされている。一方本実験における燃焼器壁のような制約壁面のある場合にはそれと噴流との干渉も考えられる。このような干渉については粘性の効果を無視すれば単一ノズルの場合も含めて 4.2 節で述べたような壁面の鏡面効果が考えられる。それにより噴流どうしの場合と同じ取扱いが可能となる。この場合最も近くの仮想噴流との干渉が支配的であると考えられるから等価ノズル間距離 a_{eq} はノズル中心から壁面までの最短距離の 2 倍である事がわかる。本実験でのこれらの噴流間および噴流-壁面間の干渉 (以下まとめて噴流干渉) を支配するパラメータ a/dR_i および a_{eq}/dR_i の値をその説明図とともに図 4.11 に示す。これらの値は N によらずほぼ等しく ($2.6 \sim 3.3$)、また実験条件が異なるためいくらかの違いは予想されるが Lenze ら⁹⁾ により干渉がなくなるとされている値 ($1.8 \sim 2.5$) に比べて小さい。従って本実験では単一ノズルを含めてかなりの噴流干渉があるものの、 N による差はわずかであるといえよう。

図 4.10 の総温分布は壁圧分布の実験値に一次元

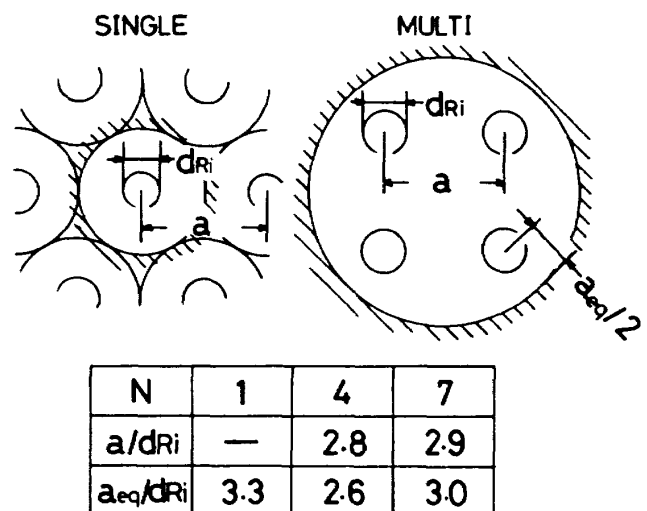


図 4.11 噴流干渉および噴流-壁面干渉のパラメータ

解析を適用して得られているから二次燃焼による発熱だけでなく燃焼器壁面への熱損失の影響も当然受けている。一方壁面まさつの効果は総温分布に直接関与はしないが一次元解析の適用に際し、管まさつ係数の一定値が仮定されているから実際の燃焼器における管まさつ係数と仮定された値との差が計算された総温分布に影響を与える。これらの効果の N による差について最初に述べる。図のように dR_i で無次元化された座標では個々のノズルによる流れ場を見る事に相当する。この場合単一ノズルでは周囲がすべて壁面であるのに対し、複数ノズルでは一部であるに過ぎず、その面積割合は約 $1/N$ となるであろう。従って N により熱伝達率やまさつ係数などにいくらかの差があったとしても、個々のノズルによる流れ場の dR_i で無次元化した単位長さ当りの熱損失およびまさつ効果は単一ノズルが最も大きくなる。

このような熱損失およびまさつの効果が燃焼による発熱の効果に比較してどの程度になるかを見積るために、分子量、比熱比の変化を無視し、総温変化および壁面におけるまさつのみを伴う一定断面の管内流を考える。流れを一次元的に取扱えるとすれば、この場合の圧力、総温の変化の間には次の関係が成り立つ。¹⁰⁾

$$\frac{1-M^2}{\gamma M^2} \frac{dp}{p} = - \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \frac{dT_t}{T_t} - \frac{1+(\gamma-1)M^2}{2} \lambda \frac{dx}{D}$$

ここで λ は管まさつ係数で、右辺第一項は燃焼による発熱および熱損失、第二項はまさつによる効果を示す。総温分布の算出に当っては流れのレイノルズ数と管壁粗さの見積りから N に無関係に $\lambda = 0.018$ を用いている。²⁾ この値により第一項と第二項を比較すると総温の軸方向勾配が極端に低く、かつ T_t が高い場合（すなわち長い燃焼器の出口近く）を除いてまさつの効果は無視できる事がわかる。

次に熱損失とまさつ効果の相対的な大きさについて見積ってみる。上式において燃焼を伴わず dT_t が壁面における熱伝達のみにより変化する場合を考え、 dT_t とまさつ λdx との間に簡単化された Reynolds' analogy¹⁰⁾ $dT_t / (T_w - T_t) = \lambda dx / D$ を適用し整

理すると、

$$\frac{1-M^2}{\gamma M^2} \left(\frac{T_t}{p} \right) \frac{dp}{dT_t} = - \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) - \left\{ 1 + (\gamma-1) M^2 \right\} \frac{T_t}{(T_w - T_t)}$$

ここで T_w は壁面の温度である。式より熱損失 ($T_w \leq T_t$) の効果 (右辺第一項) はまさつの効果 (右辺第二項) よりも常に小さい事がわかる。以上の事から燃焼器壁面における熱損失およびまさつの効果はそれらが最も強いと思われる $N=1$ の場合でさえ総温分布に殆んど影響を与えない事がわかる。しかし図では明確に判断できないが、長い燃焼器において燃焼がほぼ完結する位置よりも下流ではこれらの効果が最も強くなるのは当然である。

4.5 二次燃焼器出口圧力

出口圧力 p_E は比較的容易に測定でき、かつ空気吸込式ロケットの性能を示す重要なパラメータであるためこれまで最もひんばんに用いられて来ている。^{2), 3), 11)} 本実験の対象となっている、燃焼器出口で流れが「音速状態」に達している「亜音速モード燃焼」では混合、燃焼の進行に伴って出口圧力は上昇する。ここでは出口圧力の変化の燃焼器内の混合、燃焼による寄与のみを見るために前報³⁾と同様に完全な混合、燃焼を仮定した場合の計算値 p_{EO} と $L \rightarrow 0$ の場合に空気側入口でチョークするとして計算されるいわば p_E の下限値 p_{Eac} を用いて規格化した値 $(p_E - p_{Eac}) / (p_{EO} - p_{Eac})$ を選び、その L による変化を $N=1$ の場合と併せて図 4.12 に示す。ただし出口圧力 p_E は図 4.9 に示されるように壁圧分布を出口まで外挿して得られている。出口付近の圧力勾配は急なため、これによる誤差も考慮する必要がある。 L はこれまでと同様に dR_i で無次元化されている。これまで見て来たデータに比べるとばらつきが目立つが、短い燃焼器では L/dR_i でほぼ整理でき、先に述べたように $L \approx 30 dR_i$ でほぼ十分な性能が得られる事がわかる。

N による差あるいはデータ毎のばらつきはこれまで述べたように短い燃焼器では初期乱れ、長い燃焼

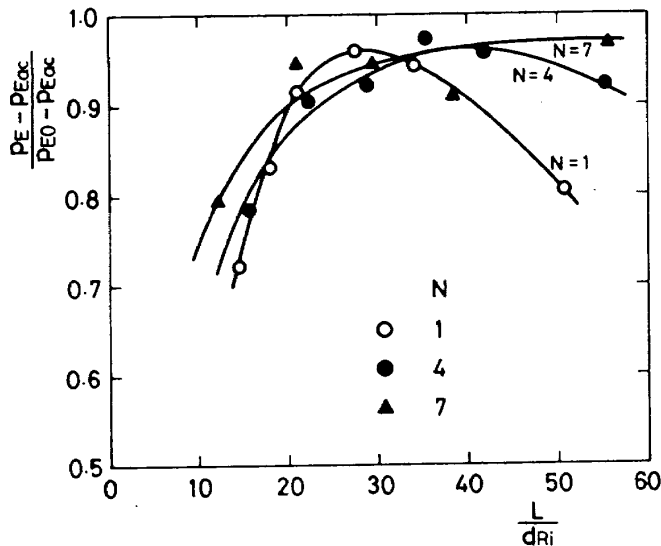


図 4.12 二次燃焼器出口圧力

器では熱損失のほか実験条件設定からのずれの影響が考えられる。短い燃焼器における初期乱れの影響を図で見る事はばらつきが大きい困難である。熱損失の影響は先に述べたように混合、燃焼が殆んど終了した $L > 30 d_{Ri}$ の燃焼器で相対的に顕著になり、その効果は個々のノズルに接する壁面面積に依存する。換言すれば燃焼器全体の熱損失は N にほぼ無関係になり、 L/d_{Ri} よりむしろ L/D に依存し、出口圧力はそれに応じて減少する。等しい L/d_{Ri} に対して L/D の値は $N=1, 4, 7$ の順に大きいから、長い燃焼器の場合の出口圧力は同じ順に低く、図におけるばらつきを大きくする。

4.6 二次燃焼器入口空気総圧

空気吸込式ロケットエンジン全体の設計を行なうにあたって所定の燃焼器性能を得るためには空気取入口とのマッチングを考慮する必要がある。燃焼器入口における空気流総圧 p_{ia} はその際の重要なパラメータの一つである。その値は前報³⁾で明らかにしたように二次燃焼器内の混合、燃焼の進行に応じて変化する。図 4.13 には p_{ia} が L によってどのように変化するかを $N=1$ の場合と併せて示す。ただし p_{ia} は図 4.12 の出口圧力と同様に燃焼器内の混合、燃焼による変化のみを見るために完全な混合、燃焼を仮定した計算値 p_{ia0} と先に述べた出口圧力の下限值 p_{Eac} に対応する入口空気総圧の下限值 $p_{ia,ac}$ を用いて規格化した値 $(p_{ia} - p_{ia,ac}) / (p_{ia0} - p_{ia,ac})$

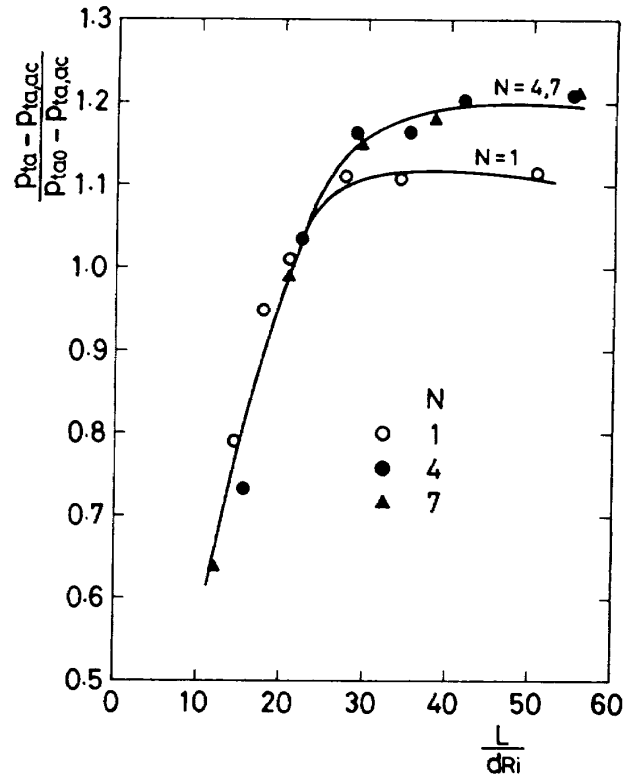


図 4.13 二次燃焼器入口空気総圧

p_{ac} で示される。 L はこれまでと同様に d_{Ri} で無次元化されている。 L が大きい場合に複数ノズルと単一ノズルとで差を示すが L/d_{Ri} でほぼ整理できる事がわかる。

入口空気総圧は先に述べたように燃焼器内の熱の発生、損失に伴い出口圧力と同様に変化する一方、壁面まさつおよび p_{ia} 測定部から入口までの空気流路内の圧力損失により上昇する。図において長い燃焼器で複数ノズルがやや高い p_{ia} を示しているのは空気流路内の大きな圧力損失が影響したと考えられる。短い燃焼器では L による変化が急なためこの効果は明確に見られない。初期乱れの影響は本図においても確認できない。燃焼器を長くすると縦軸の値が 1 を越えるのは前報³⁾で述べたように上述の壁面まさつ、空気流路内損失に加えてロケット燃焼状態の不完全さのような p_{ia} を上昇させる効果のためである。また図 4.12 の出口圧力は L が増大するにつれて最大値に達した後、熱損失のために減少するが本図の p_{ia} は p_E の減少区間においてもほぼ一定値を保つ。これは燃焼器が長くなる事による熱損失とまさつの効果がほぼ相殺するためである。

4.7 発熱量

4.2節および4.5節で述べられた燃焼器出口断面内のガス組成、ピトー圧分布および出口圧力の結果を用いて前報³⁾で述べられた解析により発熱量流束密度($\rho u q$)の断面内分布を求め、出口断面にわたって数値積分して単位時間当りの総発熱量 Q_T を求めた。得られた Q_T の燃焼器長さによる変化を $N=1$ の場合と併せて図4.14に示す。これまでと同様に燃焼器内の発熱量の理想状態に対する割合すなわち発熱効率を見るために Q_T はロケット内の発熱量 Q_R の計算値と完全な混合、燃焼を仮定した場合の総発熱量の計算値 Q_{TO} を用いて規格化した値 $(Q_T - Q_R)/(Q_{TO} - Q_R)$ で示される。 L もこれまでと同様に dR_i で無次元化されている。出口断面内の数値積分は半径方向位置5点を結ぶ曲線により行なわれ、また複数ノズルではこれら5点の値として周方向に変化する分布の平均値を用いているためかなりの誤差が予想される。特に $N=7$ の場合はブローブ位置Cに相当する測定も行なわれておらず、しかもブローブ位置Aにおける分布は3個のピークを有するため最も大きな誤差が予想される。結果は $N=7$ の場合がややはずれてはいるもののこれまでと同程度に L/dR_i で整理できる事を示している。図より充分な発熱効率を得るのに必要な長さは約30 dR_i で、

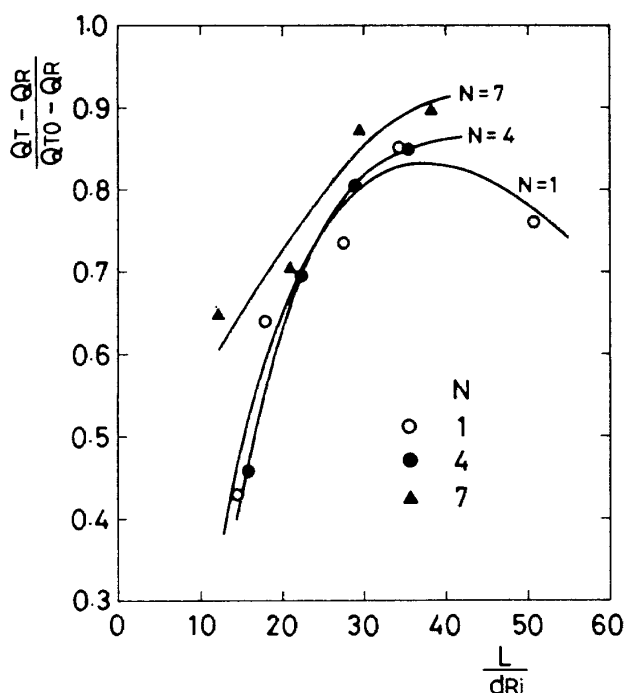


図4.14 二次燃焼器内発熱量

他データと同様である事がわかる。 N の違いによる差の原因などについては上で述べたように発熱量算出の際の誤差が大きいと思えるためこれ以上の検討は困難である。今後の実験、解析により解明して行くべき事だと考える。

5. 結 言

空気吸込式ロケットの二次燃焼器の短縮を目的としてロケットノズルを4個および7個に複数化した実験を行ない、先に行なわれた単一ノズルの結果と併せて燃焼器の長さ L と性能との関係に対するノズル数 N の影響を調べた。その結果以下の事が明らかとなった。

- 1) 二次燃焼器内の混合、燃焼に関連する種々の性能パラメータの変化はすべてロケットノズル出口内径で無次元化された長さ L/dR_i でほぼ整理できる事がわかった。従って所定の性能を得るのに必要な燃焼器長さは dR_i あるいは推進剤流量が N によらず一定の場合には $1/\sqrt{N}$ にほぼ比例する。
- 2) 軸方向壁圧分布も前項と同様に x/dR_i でほぼ整理できる。従って前項の結果と併せて、個々の噴流により生じる流れ場が幾何学的におおむね相似となり、複数ノズル燃焼器の特性があたかも単一ノズルを有する独立した小さな燃焼器が集合したようになる事がわかる。
- 3) ロケット排気成分割合およびピトー圧のそれぞれの出口断面内最大値の間には N に無関係に一定の相関が得られる。
- 4) 個々の噴流により生じる流れ場が近似的に相似ではあるものの複数ノズルの場合強い初期乱れにより総温の立上りがいくらか早くなる。またロケットノズル排気噴流断面は燃焼器の半径方向に引き伸ばされ、かつ噴流中心は複数自由噴流の傾向とは逆に外側(壁側)へ移動して行く。
- 5) 燃焼器が長く、混合、燃焼がほぼ終了した場合には壁面における熱損失、まさつが支配的となり、各種性能パラメータは L/dR_i ではなく L/D により整理される。

参 考 文 献

- 1) J. G. Bendot; Composite Propulsion Systems for an Advanced Reusable Launch Vehicle Application, *Proceedings of the Second International Symposium on Air Breathing Engines* (1974/3), The Royal Aeronautical Society.
- 2) 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) — 亜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)
- 3) G. Masuya, N. Chinzei and S. Ishii; A study on air breathing rockets — subsonic mode combustion, *Acta Astronautica*, Vol. 8, No. 5-6 (1981/5-6), pp.643-661.
- 4) V. A. Sosounov; Some Problems Concerning Optimal Ducted Rocket Engine with Secondary Burning, *Proceedings of the Second International Symposium on Air Breathing Engines* (1974/3), The Royal Aeronautical Society.
- 5) J. G. Bendot; Hypermixing Ejectors for Composite Engines, *Proceedings of the Third International Symposium on Air Breathing Engines* (1976/3), DGLR-Fachbuch Nr. 6, pp.923-940, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt e. V..
- 6) S. Raghunathan and I. M. Reid; A Study of Multiple Jets, *AIAA J.*, Vol. 19, No. 1 (1981/1), pp.124-127.
- 7) V. K. Baev and V. A. Yasakov; Combustion of an Axisymmetric Hydrogen Jet in a Pipe of Constant Cross Section, *Combustion, Explosion and Shock Waves*, Vol. 11, No. 5 (1975/9-10), pp.587-591.
- 8) J. P. Johnston; Internal Flows, *Turbulence*, P. Bradshaw ed., *Topics in Applied Physics*, Vol. 11 (1976), p.148, Springer.
- 9) B. Lenze, M. E. Milano and R. Gunther; The Mutual Influence of Multiple Jet Diffusion Flames, *Combustion Science and Technology*, Vol. 11 (1975), pp.1-8.
- 10) A. H. Shapiro; *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, Vol. 1 (1953), pp.219-262, Ronald.
- 11) H. T.-S. Hsia and R. Dunlap; A Parametric Study of Secondary Combustion, *Astronautica Acta*, Vol. 16 (1971), pp.127-136.

航空宇宙技術研究所報告728号

昭和57年8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
