

UDC 621.45.034:
621.454:
621.452.22

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-573

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——

鎮西信夫・升谷五郎・石井進一
工藤賢司・村上淳郎・小室智幸

1979年4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 (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——

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

A Study of Air Breathing Rockets (I)

—— Pressure Distributions and Combustion Performances
of Subsonic Mode Cylindrical Secondary Combustors ——

By

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

ABSTRACT

Subsonic (downstream choking) mode combustion in cylindrical secondary combustors of air breathing rockets was investigated. Two different types of experimental apparatus (A and B) were used. Apparatus A inhaled atmospheric air using ejector exhaust system, so that the air stagnation pressure was kept at a constant one atmosphere. In apparatus B, compressed air was supplied to the secondary combustor, in order to keep air flow rate constant. Axial wall pressure distribution, air flow rate (in apparatus A) or air stagnation pressure (in apparatus B), and the radial distribution of Pitot pressure and temperature (only in apparatus A) at the exit of the secondary combustor were measured.

These experimental results were compared with ideal conditions at the exit and the air inlet of the secondary combustor, which were then calculated on the assumption of the complete mixing and burning of primary rocket exhaust and air stream. A one-dimensional analysis with the measured wall pressure distribution made it possible to calculate axial distribution of other properties such as Mach number, stagnation temperature, and so on. From the stagnation temperature distribution in a sufficiently long secondary combustor, we determined "effective flame length" l_f and used it as a measure of necessary combustor length. The performances of the secondary combustors were well correlated to the non-dimensional combustor length, L/l_f .

1. まえがき

現在宇宙開発に用いられている推進エンジンは殆んど

全てがロケットで、多年にわたる研究、開発の結果、その性能は漸次向上しつつあるが、大幅な性能向上は期待できない。またロケットは推進に用いる酸化剤の全てを自ら携行しなければならない。このために発射時重量の大部分は推進剤となり、さらにそのうちの約70%が酸化剤で占められる。それ故、ロケットに代って酸化剤とし

* 昭和54年3月24日 受付

** 角田支所

て大気圏では空気を利用する空気吸込式エンジンや、それとロケットとの複合エンジンが検討され、ペイロード重量で純ロケットシステムに比べて大きな性能向上が期待されている。

空気吸込式ロケット (Air Breathing Rocket: ABR) はこれらのエンジンの中で最もロケットに近い形式で、図 1.1 に示されるように、主ロケットを燃料過剰で燃焼

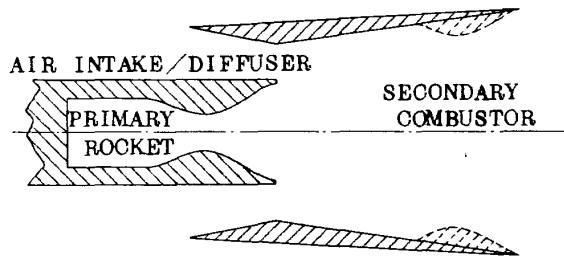


図 1.1 空気吸込式ロケット

させ、その排気や、場合によっては別に噴射された燃料を二次燃焼器内で、吸込んだ空気と混合・燃焼させてさらに推力を得ようとするものである。その実用化を目指した研究^{1)~3)}はすでに諸外国において精力的に進められているが、超音速を含む多様で複雑な流れ場での乱流混合・燃焼と云った未だ充分に解明されていない現象に支配される空気吸込式ロケットの実用化のためにはさらに系統的かつ広範囲な実験および解析が必要である。著者らは空気吸込式ロケットの優位性に着目し、宇宙開発への利用を目的として、その第 1 段階に空気吸込式ロケットの一般的な概要の把握を主目的とした実験および解析を行ってきた。

本報告では空気吸込式ロケットの重要な燃焼モードの一つで、二次燃焼器入口空気が亜音速で、混合・燃焼により出口で音速に達する「亜音速モード燃焼(下流チョークモード燃焼)」の実験、解析およびそれらの結果の比較検討について述べる。

実験は二つの方式で行われた。一つはエゼクタ排気方式による大気吸込型で、空気総圧一定でのロケット酸化剤-燃料比による吸込空気流量、二次燃焼器壁圧分布、出口面ピトー圧および温度の変化が調べられた。他は加圧空気供給型で、空気流量一定で、ロケット酸化剤-燃料比および二次燃焼器長さによる壁圧分布、出口面ピトー圧、入口空気総圧の変化が調べられた。

2. 記号

A	流路断面積
c	音速

c_p	定圧比熱
D	二次燃焼器直径
d	直径
f	二次燃焼器内流れの諸量の一般的表示
h	エンタルピー
I	推力関数
L	二次燃焼器長さ
l_f	「有効火炎長さ」
M	マッハ数
\dot{m}	質量流量
p	圧力
O/F	酸化剤-燃料比
Q	単位質量当り単位時間当りの発熱および加熱量
R	気体定数
r	半径又は半径方向座標
T	温度
u	x 方向速度
W	平均分子量
x	二次燃焼器管軸方向座標
γ	比熱比
λ	管まさつ係数
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
b	背圧
E	二次燃焼器出口
e	外径
eq	化学平衡
gc	“Generalized Choking” (3.2 節参照)
i	内径
\max	最大値
P	ピトー圧
R	二次燃焼器入口の主ロケット側
RC	主ロケット燃焼室
SC	二次燃焼器
T	全量
t	よどみ状態(総温, 総圧等)
*	音速状態
O	完全に混合・燃焼した一様な流れ
1, 2	二次燃焼器内の任意の断面
($\bar{\quad}$)	流路断面にわたる面積平均値

3. 解析

空気吸込式ロケットの二次燃焼器内の燃焼モードは燃

燃焼器入口の流れの状態、発熱量、流路断面の軸方向変化、背圧などによって変化する。入口状態では一般に流量がより大きい空気側の状態が重要であり、Petersら¹⁾は入口空気流が亜音速の場合に3種の燃焼モードが達成されることを示した。本報告で述べられる実験結果はこれらのうち「下流チョーク・モード (Downstream Choking Mode)」とよばれる燃焼モードに関するもので、以下では亜音速 (下流チョーク) モードとよぶ。流路断面面積が一定の場合このモードは Rayleigh 曲線⁴⁾の亜臨界部から臨界点に達する経路に対応するものである。実際に、燃料流 (主ロケット排気) が超音速であるにも拘らず、より流量の大きい空気側の性質が支配的となって流れの一次的に見た挙動は亜音速的で燃焼に伴う発熱により圧力は減少していく。燃焼器内の圧力に比べて出口の背圧が充分低くない場合には燃焼器出口状態の圧力は背圧と一致し、流れは出口でも亜音速のままにとどまる。この燃焼モードも亜音速モードであるが Petersら¹⁾はこれを「背圧依存モード (Back Pressure Dependent Mode)」とよんでいる。一方背圧が充分低い場合には流れは臨界状態に達し、出口圧力は背圧より高い値となり亜音速 (下流チョーク) モードとなる。このとき一次的な取り扱いでは出口マッハ数は1に等しいとされる。

これらの流れの特徴をふまえて実験で得た結果から二次燃焼器の性能を検討するために用いる2, 3の解析について以下に述べる。

3.1 二次燃焼器出口および空気側入口状態

——— 1. 完全に混合・燃焼した場合

二次燃焼器性能の判定基準とするため二次燃焼器出口で主ロケット排気と空気の混合・燃焼が完了して一様な状態となった場合の諸量が Hsia & Dunlap²⁾の方法に化学平衡計算を導入して一部変更した方法で求められた。この方法では二次燃焼器入口における主ロケット排気と空気はそれぞれ一様な流れとし、二次燃焼器壁面のまさつ応力および熱伝達による損失は無視される。また Hsia & Dunlap²⁾は主ロケット・ノズル出口端の厚さを無視したが、ここではその面にかかる圧力が空気側の静圧に等しいとして考慮に入れることにする。

計算は水素、酸素および空気の流量と初期総エンタルピを与え、二次燃焼器出口圧力 p_E を仮定して化学平衡計算を行い出口面での流量を求めて、その値が与えられた3種の気体の流量の和と一致するまで p_E を変えて繰返す。この時 Hsia & Dunlap²⁾は出口流速 u_E (= 出口音速 c_E) を

$$u_E^2 = c_E^2 = (\gamma_E - 1) c_{pE} T_E = \frac{2(\gamma_E - 1)}{\gamma_E + 1} h_{tE} \quad (3.1)$$

の形で与えた。これは定圧比熱 c_{pE} が一定の場合には正しいが、今回のように化学平衡計算と同時に用いるには2つの点で不適当である。即ちまず第1に c_{pE} が温度により変化するため3番目の等号は成立せず、第2に化学平衡状態の比熱比 γ_{eq} は

$$\gamma_{eq} = \frac{c_{eq}^2}{RT} = \frac{1}{\left\{ 1 + \frac{p}{W} \left(\frac{\partial W}{\partial p} \right)_T \right\} - \frac{R}{c_{peq}} \left\{ 1 - \frac{T}{W} \left(\frac{\partial W}{\partial T} \right)_p \right\}^2} \quad (3.2)$$

で定義されるため2番目の等号も成立しない。但しここで R は気体定数、 W は平均分子量である。そこで本報告の計算では直接

$$u_E^2 = c_E^2 = \gamma_E R_E T_E \quad (3.3)$$

とした。なお空気の組成は簡単のため酸素が空気と等しい質量割合 (0.2301) を占め、残りは全て窒素として計算した。燃焼後の成分としては H_2 , O_2 , N_2 , H_2O , OH , H , O , NO の8種類のみが考えられたが、その結果はより多くの成分を考えた場合とほとんど差が見られない。

二次燃焼器入口の空気側の諸量は主ロケットが完全に燃焼していると仮定して、与えられた空気流量で出口面と入口面の運動量の釣り合いがとれるように決定される。

計算結果の例として実験装置Bの二次燃焼器B-I (4.2節参照) で推進剤流量 $\dot{m}_R = 208 \text{ g/s}$, 空気-推進剤比 $\dot{m}_a / \dot{m}_R = 5.30$ の場合の出口と空気側入口の静圧と総圧を図3.1に、出口の静温、総温と単位流量当り単位

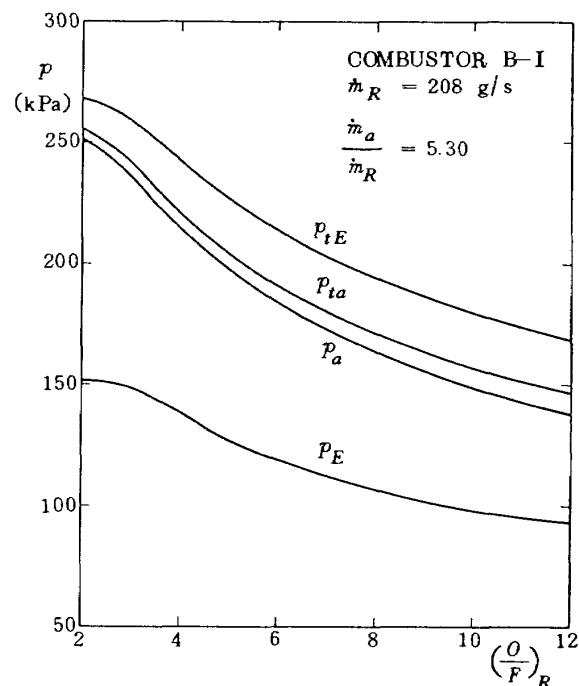


図3.1 混合・燃焼が完了して一様になった二次燃焼器出口流と空気側入口流の静圧および総圧

時間に二次燃焼器で発生する熱量 Q_S と主ロケットも含む全発熱量 Q_T を図 3.2 に、出口気体の平衡比熱比 γ_{eqE} と平均分子量 W_E を図 3.3 に示す。

また図 3.4 には参考のために空気中の酸素を含む全酸化剤-燃料比 $(O/F)_T$ と主ロケット酸化剤-燃料比 $(O/F)_R$ の関係

$$\left(\frac{O}{F}\right)_T = 0.2301 \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_R} \left\{ 1 + \left(\frac{O}{F}\right)_R \right\} + \left(\frac{O}{F}\right)_R \quad (3.4)$$

を主に実験が行われた範囲に対して示す。

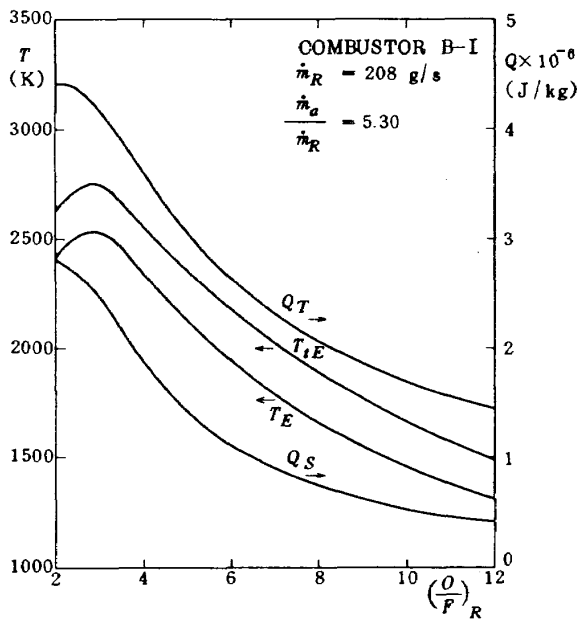


図 3.2 混合・燃焼が完了して一様になった二次燃焼器出口流の静温および総温と単位流量単位時間当りの二次燃焼器内発熱および全発熱

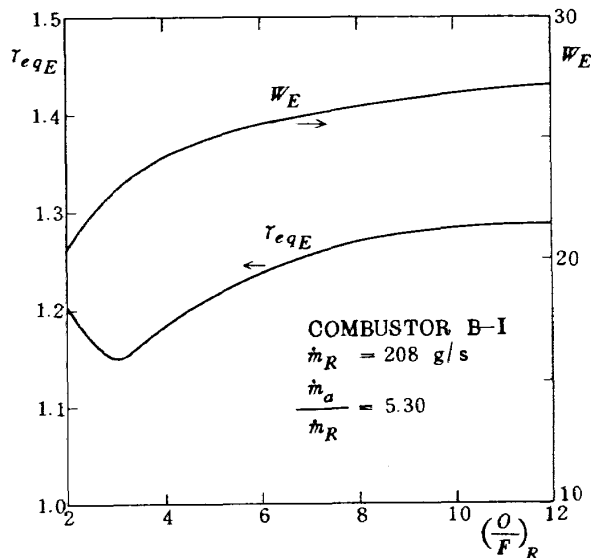


図 3.3 混合・燃焼が完了して一様になった二次燃焼器出口流の比熱比と平均分子量

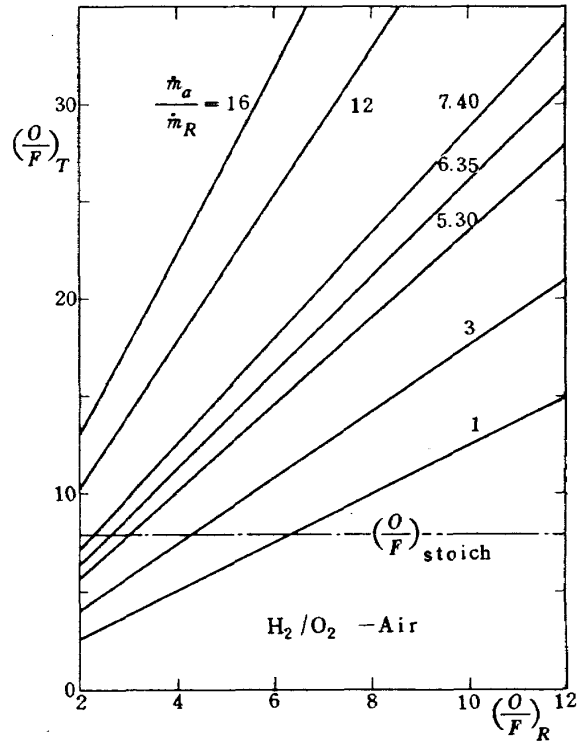


図 3.4 水素/酸素ロケット排気と空気が二次燃焼する場合の全酸化剤-燃料比

3.2 二次燃焼器出口および空気側入口状態

2. 不完全な混合・燃焼の場合

前節で二次燃焼器出口において混合・燃焼が完了し一様な流れとなる理想状態の求め方について述べた。この状態は二次燃焼器長さ L が適切ならばほぼ到達されるが、 L が短い場合などには混合・燃焼が出口面で完了しておらず、発熱量や出口圧力は前節の計算値を下回る値となる。このような状況では出口面の流れの諸量は半径方向の分布を持つため二次元的な取り扱いが必要とされる。しかしここでは計算の簡単さと見通しの良さからいくつかの簡単な方法で二次燃焼器出口および空気側入口の諸量間の関係を調べる。

まず初めに比較的混合・燃焼が進んでいる場合を考える。諸量の半径方向分布は一様と考えられる。最も簡単な方法では全発熱量のみが変化し出口気体の組成や比熱の変化を無視する。更に簡単のため比熱が一定で、発熱量に比べて流入気体の初期エンタルピが充分小さいとして無視すれば次式が成り立つ。

$$\begin{aligned} \frac{p_E}{p_{EO}} &= \frac{p_{iE}}{p_{iEO}} = \frac{I_E}{I_{EO}} = \left(\frac{T_E}{T_{EO}}\right)^{\frac{1}{2}} \\ &= \left(\frac{T_{iE}}{T_{iEO}}\right)^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{Q_T}{Q_{TO}}\right)^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \quad (3.5)$$

但しここで I は推力関数 $(p + \rho u^2) A$, 添字 O は混合・燃焼が完了して一様流となった状態である。 Q_T / Q_{TO} は主ロケットも含む空気吸込式ロケット全体の燃焼効率である。

発熱量の変化に加えて出口気体の組成や比熱の変化を考慮に入れるための一方法として次のようなモデルを考える。即ち二次燃焼器出口面で諸量の分布は一様であるが気体は空気, 主ロケット排気および両者が反応して出来た生成物の3者が混在し, それぞれが出口面の静圧と静温で個別に化学平衡に達していると仮定する。出口速度は3者が反応せずに混合した場合の平均分子量および比熱比を用いて求めた音速に等しいとする。諸量は各流入気体の流量と初期エンタルピに加えて出口で空気と主ロケット排気のまままでとどまっている割合をそれぞれ指定して前節の方法で計算される。この方法を適用して実験装置 B (4.2 節参照) の実験範囲に対して得られた計算結果を図 3.5 に示す。結果は実験条件パラメータの空気-推進剤比 $\dot{m}_a / \dot{m}_R = 5.3, 6.35, 7.4$, 主ロケット酸化剤-燃料比 $(O/F)_R = 2 \sim 12$, 二次燃焼器直径 $D = 90, 100 \text{ mm}$ の変化と指定する空気および主ロケット排気の未混合割合によってややばらつくがそれらは図中の曲線を中心として土約 2% 以内におさまっている。図中には (3.5) 式との比較のために (p_E / p_{EO}) と $(p_E / p_{EO})^2$

の曲線も描かれている。 p_E と T_E の関係は (3.5) 式と良く一致するが, 他の量では $p_E - T_E$ 間ほど良い一致は見られない。入口空気総圧 p_{ia} を除く諸量の結果を $(p_E / p_{EO})^n$ の形で整理すると n の値は p_{iE} と I_E ではいずれも 0.85, T_{iE} では 1.85, T_E では 2.0, Q_T では 2.4 であった。図 3.5 の曲線は D や \dot{m}_a / \dot{m}_R の影響を受けやすい p_{ia} を除けば, さらに広い範囲にわたる実験パラメータの変化に対しても妥当な結果を与える。例えば実験装置 B とは D や \dot{m}_a / \dot{m}_R がかなり異なる実験装置 A (4.1 節参照) に対する結果も p_{ia} 以外は装置 B とほぼ同程度のばらつきの範囲内で図 3.5 の曲線で代表される。しかしこのモデルを用いる方法は出口面で静温が一様でかつ3者の気体がそれぞれ化学平衡状態にあることを仮定するため $(O/F)_R$ が化学量論比付近以上の場合には有効な取り扱いとはならない。なぜならばこの場合には主ロケット排気中に余剰の H_2 はほとんどあるいは全く残っておらず, 二次燃焼器内での発熱は主に高温の主ロケット排気中の解離した成分が空気と混合し温度が低下する際に再結合すること起因しているからである。従って出口面で温度が一様でかつ化学平衡状態にあると仮定すれば, この場合には空気と主ロケット排気が混合しようとしまいと計算上発生する熱量にほとんど違いがなくなってしまう。そこで $(O/F)_R$ が 8 以上の計算では空気と主ロケット排気の未混合割合の指定を変化させても全て $p_E / p_{EO} = 1, Q_T / Q_{TO} = 1, p_{iE} / p_{iEO} = 1$ 等の結果しか得られない。以下の考察では $(O/F)_R$ が 8 以上でも図 3.5 の各曲線に従って諸量が変化すると考えることにする。

次に混合・燃焼が進んでいない場合の諸量, 特に出口圧力 p_E について考える。二次燃焼器が極めて短く混合・燃焼は全く起こらず, ただ空気流と主ロケット排気との圧力バランスをとるための変化のみが起こり流れがチョークする場合を考える。2つ以上の平行流が完全に混合することなく出口でチョークする場合を Hoge & Segars⁵⁾ は "Generalized Choking" とよび, その条件として物理的考察から

$$\int_A \frac{1}{\gamma} \left(1 - \frac{1}{M^2}\right) dA = 0 \quad (3.6)$$

を与えた。ここで A は流路断面積である。(3.6) 式は後に Agnone⁶⁾ によって, 流れをいくつかの流管に分け各々に一次元の式を立てて連立方程式系として解く場合の特異点の条件として数学的にも導かれている。(3.6) 式を適用するために主ロケット排気がノズル内から二次燃焼器出口まで比熱比一定で等エントロピ的に膨張していく

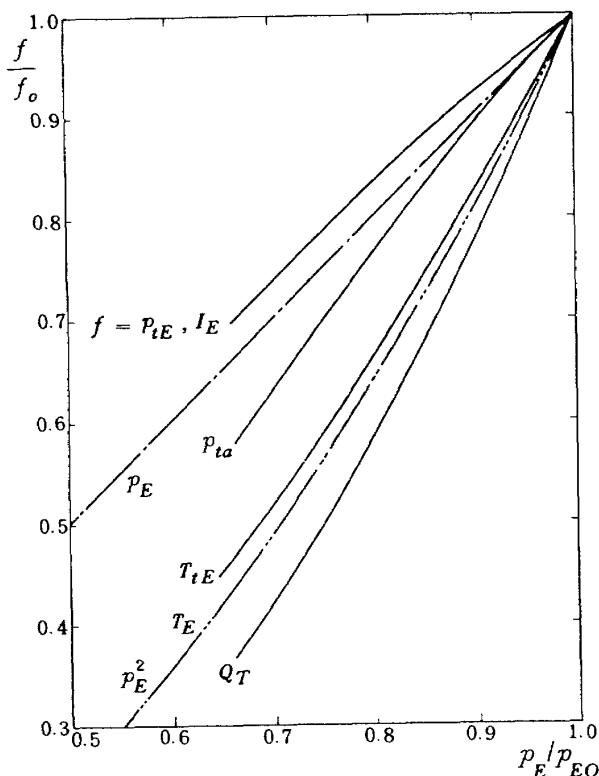


図 3.5 二次燃焼が不完全な場合の諸量の関係 (実験装置 B)

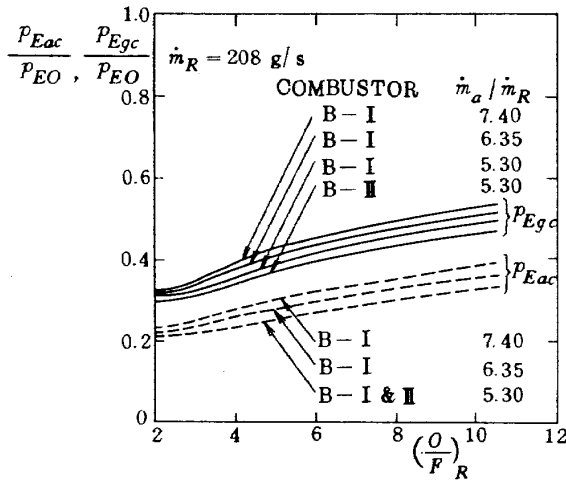


図 3.6 二次燃焼器内で混合・燃焼が起らない場合の出口圧力

と仮定する。このとき p_E の推定値を適当に与えれば出口面で主ロケット排気が占める面積とマッハ数が等エントロピ関係式から求められる。空気側は出口面の残りの面積を同じ静圧で通過するから、あらかじめ流量と総温が分かればマッハ数を求めることができる。これらの値を (3.6) 式の左辺に代入し、その値が正ならば p_E を大きくし、負ならば p_E を小さくして (3.6) 式左辺の代入値が 0 に充分近づくまで計算を繰り返す。このようにして装置 B に対して得られた "Generalized Choking" 出口圧力 p_{Egc} と p_{EO} の比を図 3.6 に実線で示す。

図 3.6 にはもう一つの混合・燃焼が起らない極限の出口圧力 p_{Eac} と p_{EO} の比が破線で示されている。これは L が 0 となった場合の圧力で空気流単独で空気側入口をスロートとしてチョークするとして計算される。 p_{Eac} は p_{Egc} よりもさらに厳しい条件で得られる値で、事実上二次燃焼器出口圧力とよぶにはふさわしくない。しかし $L \rightarrow 0$ の場合の極限值として二次燃焼によって p_E/p_{EO} が変化する範囲の下限を決定する意味がある。 p_{Eac} および p_{Egc} の結果から実験装置 B で行われた実験範囲では $(O/F)_R$ が大きい程 p_E/p_{EO} の変化する範囲は狭くなる。

3.3 軸方向の諸量の分布

3.1 節および 3.2 節の前半ではマッハ数が 1 であることが分かっている二次燃焼器出口状態とそれに対する入口状態を求める方法について述べた。しかしこれらの方法では途中の燃焼器内の状態に対しては、混合と燃焼の進行に関する何らかの情報を付け加えない限り、解を得ることができない。そこでこの付け加えるべき情報として実験的に最も容易に測定できる軸方向の壁圧分布を用いてその他の諸量の軸方向分布を得ることを考える。こ

れと同様な方法はスクラムジェット燃焼器⁷⁾や直管内の超音速燃焼⁸⁾や液体ロケット燃焼器⁹⁾などにも適用されている。

流れを一次元的に取り扱うことができるとして、外部との間に質量と仕事の授受がない場合マッハ数 M と静圧 p の変化は Shapiro¹⁰⁾により次式で表わされる。

$$\frac{dM^2}{M^2} = - \frac{2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)}{1-M^2} \frac{dA}{A} + \frac{1+\gamma M^2}{1-M^2} \left(\frac{dQ}{c_p T} - \frac{dW}{W}\right) + \frac{\gamma M^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)}{1-M^2} \lambda \frac{dx}{D} - \frac{d\gamma}{\gamma} \quad (3.7)$$

$$\frac{dp}{p} = \frac{\gamma M^2}{1-M^2} \frac{dA}{A} - \frac{\gamma M^2}{1-M^2} \left(\frac{dQ}{c_p T} - \frac{dW}{W}\right) - \frac{\gamma M^2 \{1 + (\gamma-1) M^2\}}{2(1-M^2)} \lambda \frac{dx}{D} \quad (3.8)$$

ここで λ は管まっさつ係数である。(3.7), (3.8) 式から右辺第 2 項の発熱および分子量変化の項を消去して、任意の位置 x_1 から x_2 まで積分すれば

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{1+\gamma_1 M_1^2}{1+\gamma_2 M_2^2} \exp \left(- \int_1^2 \frac{\gamma M^2}{1+\gamma M^2} \frac{dA}{A} - \int_1^2 \frac{\gamma M^2}{1+\gamma M^2} \frac{\lambda dx}{2D} \right) \quad (3.9)$$

但し添字と積分区間の 1 と 2 はそれぞれ x_1 と x_2 に対応することを示す。Baev & Yasakov⁸⁾ は (3.9) 式で流路断面面積 A が一定の場合を導き、さらに λ を一定として指数部を Taylor 展開して第 3 項以下を無視した結果次に示す M_2 を陽に表わす式を得た。

$$M_2^2 = \frac{1}{\gamma_2} \left[\frac{\frac{p_1}{p_2} (1+\gamma_1 M_1^2)^2}{1+\gamma_1 M_1^2 \left\{1 + \frac{\lambda}{2D} (x_2 - x_1)\right\}} - 1 \right] \quad (3.10)$$

さらに彼らは比熱比と分子量が一定の場合には連続式と状態方程式から静温と静圧およびマッハ数の間に

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{M_2 p_2}{M_1 p_1} \right)^2 \quad (3.11)$$

という簡単な関係があることを示した。この式は断面積

変化のある場合に対して容易に拡張され

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{A_2 M_2 P_2}{A_1 M_1 P_1} \right)^2 \quad (3.12)$$

という結果を与える。

本報告で示される諸量の軸方向分布の計算結果は全て簡単のため比熱比、分子量および管まさつ係数の軸方向変化を無視して得られたものである。比熱比と分子量は実験で求めた出口圧力に対応する3.2節の不完全な燃焼のモデルを用いて計算される値を用いた。管まさつ係数は流れのレイノルズ数と管壁粗さの見積りから全ての場合に対して0.018とした。計算は入口に比べて初期値の決定がはるかに容易な二次燃焼器出口から入口へ向かって $|x_2 - x_1| = 50 \text{ mm}$ の間隔で(3.10), (3.11)式を用いて進めた。

4. 実験装置

4.1 大気吸込型実験装置(実験装置A)

亜音速(下流チョーク)モード燃焼の地上実験で下流チョーク状態を保つためには2つの方法が考えられる。1つは燃焼器出口を何らかの方法で低圧に保ち燃焼器出

口でチョークさせるものであり、他は燃焼器出口圧力が大気に対してチョークの条件が成立つ程度に供給する空気およびロケットの圧力を高める方法である。実験装置Aは吸込二次空気総圧を一定にした実験を行なうためのもので、簡便に空気総圧を一定に保つ方法として空気取入口を大気開放として前者の方式が選ばれた。図4.1, 4.2に実験装置の概略を表4.1には次節で示される実験装置Bとともにその諸元を示す。高压空気供給装置から調圧された空気がエゼクタより排出され二次空気は空気取入口より吸込まれる。次にロケットが点火され吸込まれた空気とロケット排気は二次燃焼器で混合、燃焼するが、その排気はエゼクタにより吸入され、圧力を回復し外部へ排出される。したがって燃焼器出口圧力とその背圧との間には常にチョークするための条件が保たれる。吸込空気流量はオリフィス流量計により計測される。燃焼温度測定プローブとピトー圧測定プローブはプローブ取付部に挿入される。

エゼクタ用の空気は図4.3に示されるようにコンプレッサで加圧され、乾燥器を経て空気カードルに貯えられ、調圧器を経て供給される。

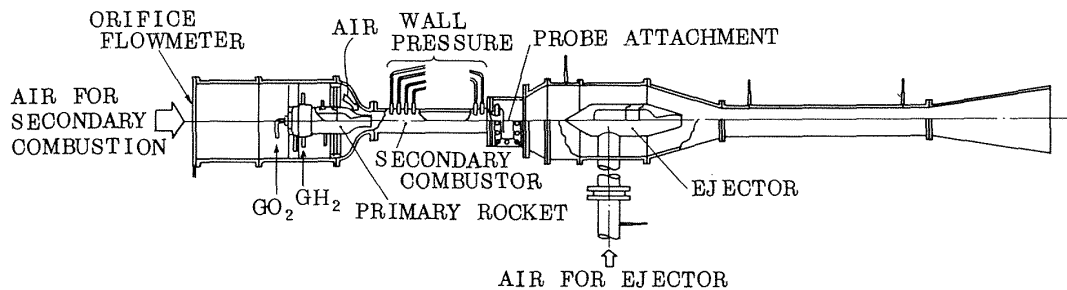


図4.1 大気吸込型実験装置(実験装置A)

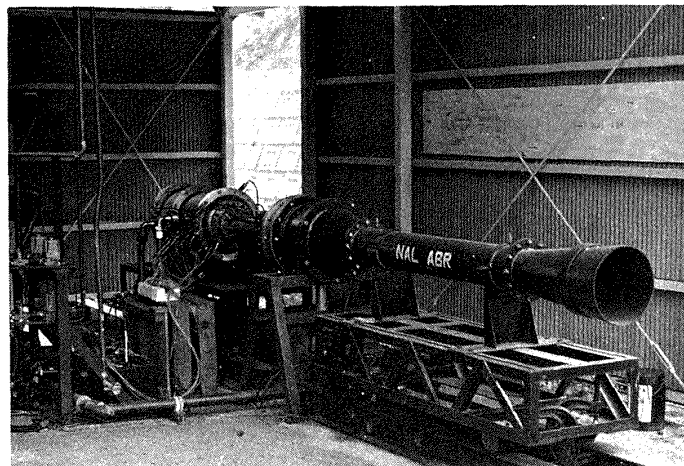


図4.2 大気吸込型実験装置(実験装置A)の外観

表 4 - 1 実験装置主要諸元

実験装置名称		装置 A		装置 B	
空気供給方式		大気吸込型		加圧供給型	
主 ロ ケ ッ ト	名称	ロケット A		ロケット B	
	推進剤	GO ₂ - GH ₂			
	推進剤流量: \dot{m}_R (g/s)	40 ~ 55		208	
	酸化剤-燃料比: $(O/F)_R$	2 ~ 10		2 ~ 12	
	燃焼室圧力: p_{RC} (MPa)	約 0.5		1.1 ~ 1.3	
	ノズルスロート径: d_{R*} (mm)	15.8		22.8	
	ノズル出口径: d_{Ri} (mm)	28.2		30.4	
	推力: I_R (N)	約 150		600 ~ 750	
ノズル形状		ベル形			
二 次 燃 焼 器	名称	A-I	A-II	B-I	B-II
	形状	円筒			
	分割 / 非分割	非分割形式		分割形式	
	空気-推進剤比: \dot{m}_a / \dot{m}_R	12 ~ 16*	1 ~ 3*	5.3, 6.35, 7.4 (固定)	
	直径: D (mm)	90	44	100	90
	長さ: L (mm)	542	266	240, 360, 440, 540, 640, 840, 1040	
	出口背圧: p_b (kPa)	37 ~ 42	22 ~ 40	100 (大気圧)	

* 大気吸込型装置 (装置 A) では空気流量が実験条件により変化する。

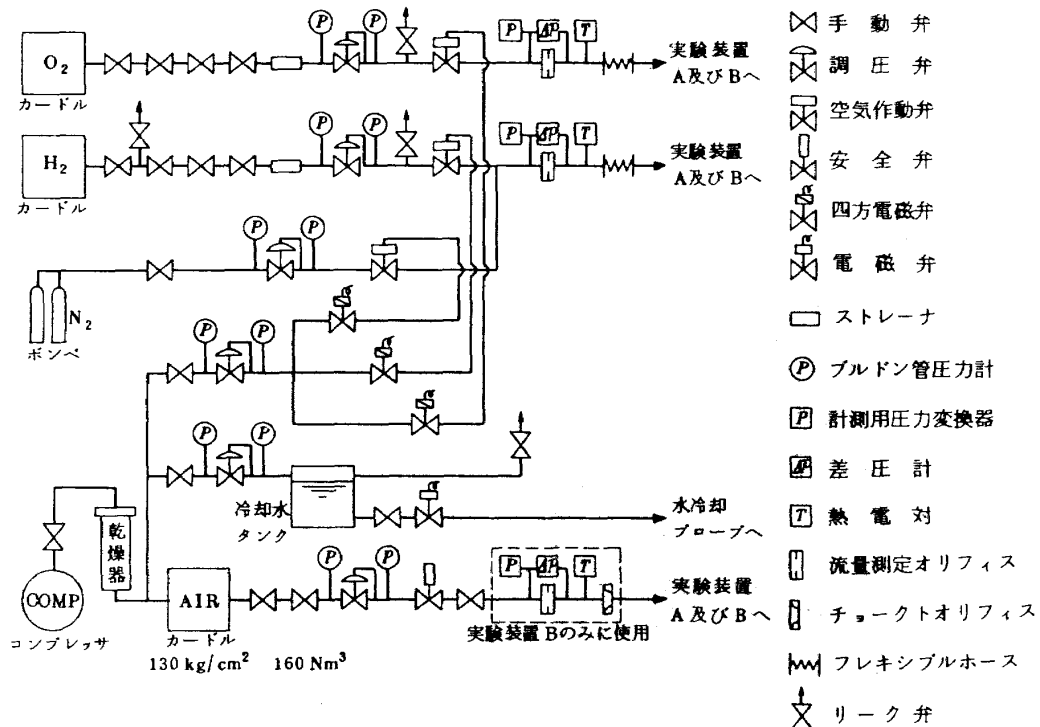


図 4.3 空気および推進剤供給系統図

主ロケット（ロケットA）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、水素は図4.3に示されるように各々カードルより止弁、ストレーナ、調圧器、燃焼圧力立上り時の流量を調整する空気作動弁、オリフィス流量計を経て噴射器に供給される。ロケットの燃焼室圧力は0.52 MPa、燃焼時間は6秒に設定された。ロケットの C^* 効率はロケットの噴射器面での圧力をもとに算出して約95%以上である。着火はスパークプラグにより行なわれ、推進剤流量、燃焼室圧力等は着火後約2.5秒では定常になり、その後に各種の計測が行なわれた。

二次燃焼器は円筒形で、長さ－直径比（ L/D ）が等しい二種類（A-I、A-II）が用いられ、管壁には軸方向壁圧分布を測定するための21ヶ（A-Iの場合）、あるいは25ヶ（A-IIの場合）の静圧孔が設けられ、静圧孔からの圧力は二次燃焼器背圧とともに圧力走査器（SCANIVALVE, MODEL J）により10ポート/秒間隔で測定された。また二次燃焼器出口断面内のピトー圧分布と温度分布を測定するために、それぞれ図4.4、4.5に示される水冷式のピトー管とP.R熱電対プローブが挿入され、半径方向位置を変えて実験が行なわれた。これらのプローブは壁圧測定時には取りはずされた。本装置を用いた実験では、主に吸込空気総圧と燃焼圧力を一定としたときのロケット酸化剤－燃料比（ O/F ）_Rの影響が調べられた。

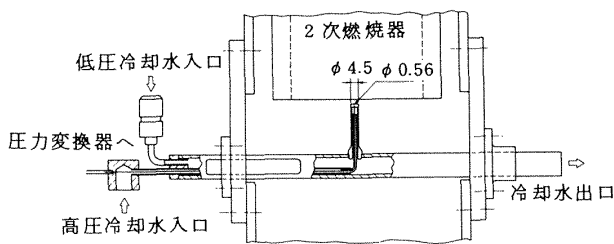


図4.4 実験装置Aの二次燃焼器出口に取り付けたピトー・プローブ

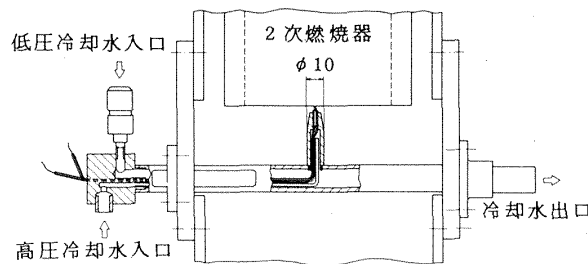


図4.5 実験装置Aの二次燃焼器出口に取り付けた温度プローブ

4.2 加圧空気供給型実験装置（実験装置B）

実験装置Aではエゼクタに供給する空気他に調量された空気を供給することは空気供給能力の制限から不可能であったので、流量が制御された二次空気による実験を行なうために、実験装置Aを改造した。改造された実験装置Bは図4.6、4.7に示されるように加圧空気供給方式で、大気圧の背圧に対してチョークの条件を保つために二次燃焼器出口圧力を或る程度以上高くしなければならない制限、即ち供給空気圧力を実験装置Aに較べて高くする必要があるが、実験装置Aに比して主ロケットを大きくでき、さらに二次空気流量の制御が可能となる。主要諸元を表4.1に示す。図4.3に示されるように実験装置Aのエゼクタ用空気供給系に対してさらに空気流量を測定するための流量計測オリフィスとその下流にチョークオリフィスを追加して二次空気供給系とした。空気流量はチョーク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簡単に設定可能である。空気は二方向から二次空気室に供給され、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

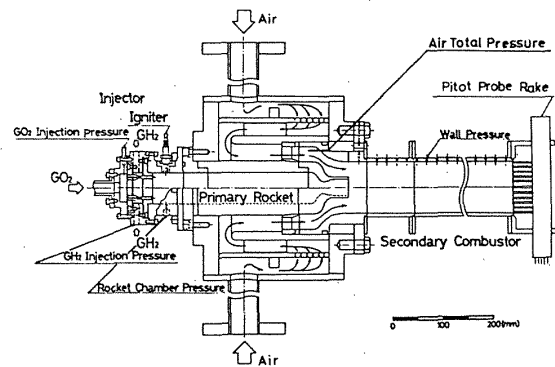


図4.6 加圧空気供給型実験装置（実験装置B）

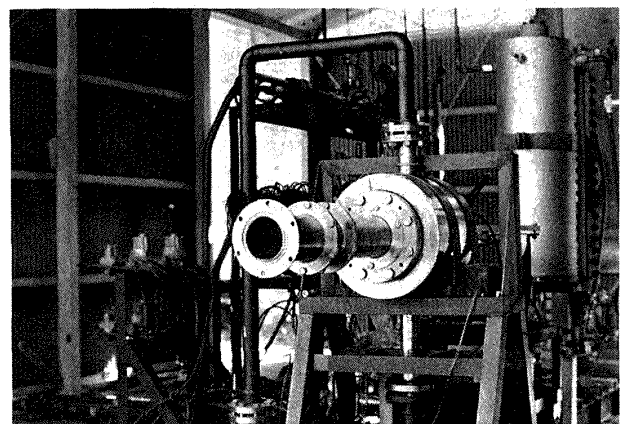


図4.7 加圧空気供給型実験装置（実験装置B）の外観

器入口の直前で各々アルメルクロメル熱電対と総圧プローブにより測定される。

主ロケット（ロケット B）の推進剤、冷却方式および着火方式はロケット A と同じであるが、エゼクタによる排気ガス吸入方式でないために、吸入能力を考慮する必要がなく、また背圧が大気圧であるので、その寸法や燃焼圧力はロケット A より増加された。熱吸収式を採用しているために燃焼室圧力の増加にともない燃焼時間は 4 秒に短縮された。ロケット B の C^* 効率も 95% 以上である。計測は燃焼室圧力、推進剤流量等が定常状態となっている着火後約 2.5 秒以降で行なわれた。推進剤の供給系は実験装置 A と同じである。二次燃焼器は装置 A と同様に円筒形で表 4.1 に示されるように直径の異なる 2 種類（B-I, B-II）が用いられ、また長さ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 間隔で静圧孔が設けられたが、燃焼器長さに応じて静圧孔を選択し、1 回の実験で 16 ケまでの静圧が圧力走査器により 10 ポート / 秒で測定された。また二次燃焼器出口断面内ピトー圧分布を 1 回の実験で測定するために、図 4.8 に示される水冷式ピトー管レーキが用いられた。燃焼器 B-I では空気側入口の流れを調べるために図 4.9 に

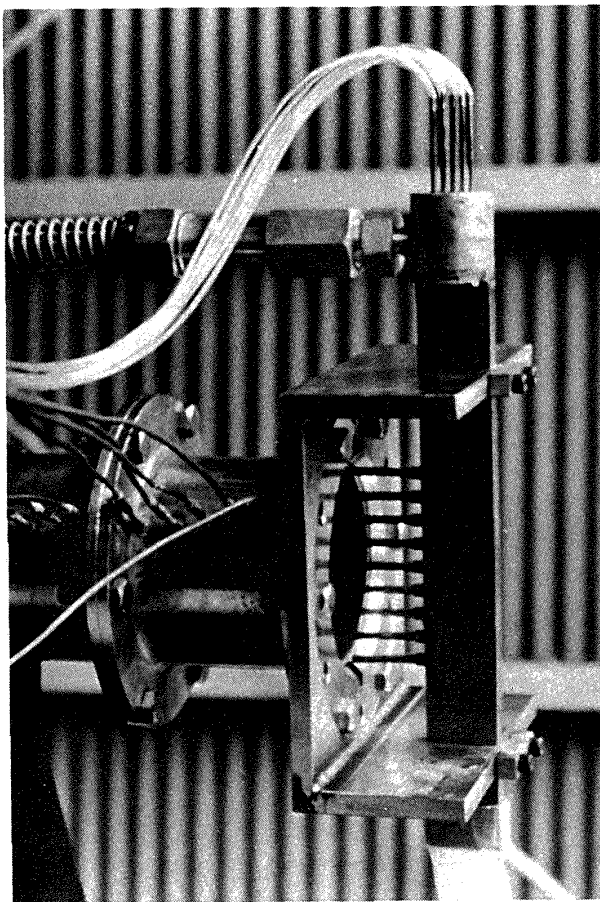


図 4.8 実験装置 B の二次燃焼器出口に取り付けたレーキ型ピトー・プローブ

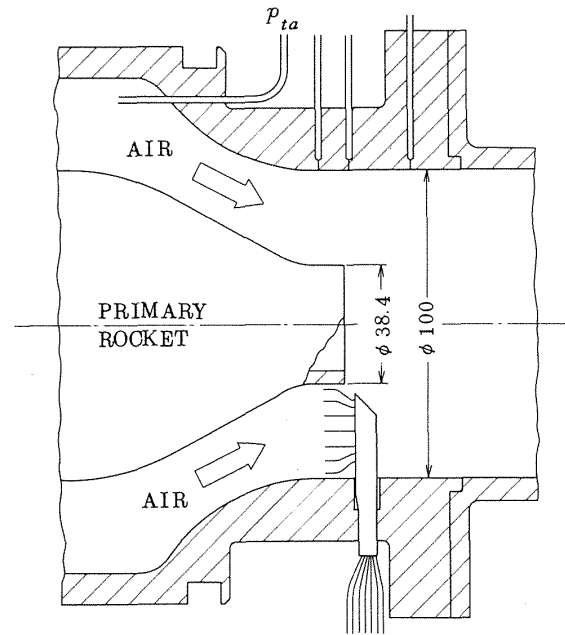


図 4.9 空気流入口部のレーキ型ピトー・プローブ（実験装置 B）

示されるピトー管レーキを挿入した実験も行った。

本装置の実験では二次空気流量—推進剤流量比一定のもとでの主ロケット酸化剤—燃料比の影響ばかりでなく、二次燃焼器の長さの影響も調べられた。

5. 結果および考察

5.1 実験装置 A

5.1.1 吸込空気流量

主ロケット A では燃焼圧力を一定 (0.52 MPa) とした実験を行ったので推進剤流量は $(O/F)_R$ により変化する。その結果を図 5.1 に示す。図には同一の $(O/F)_R$ では推進剤流量は燃焼圧力に比例するとして、燃焼圧力が 0.52 MPa の場合に換算した流量を実線を示す。

流入空気量は、二次空気総圧（大気圧）が一定であるため、主ロケットの設定条件や、二次燃焼器内の混合、燃焼の状態により変化する。図 5.2 には二次空気流量 \dot{m}_a の $(O/F)_R$ による実験値および計算値がそれぞれ示される。なお燃焼器 A-I の $(O/F)_R = 4$ 以下は、エゼクタの排気能力が不足し、燃焼器出口でチョークしなくなるため、実験値が示されていない。計算値は、3.1 節で述べられた方法により、二次空気流量を変えて出口面で音速状態を仮定して平衡計算を行ない入口空気総圧が大気圧に等しくなる場合の値を内挿して求めたものである。

燃焼器 A-I の場合は $(O/F)_R$ を増すと実験値、計算値ともに二次空気流量は増加する。燃焼器 A-II では実

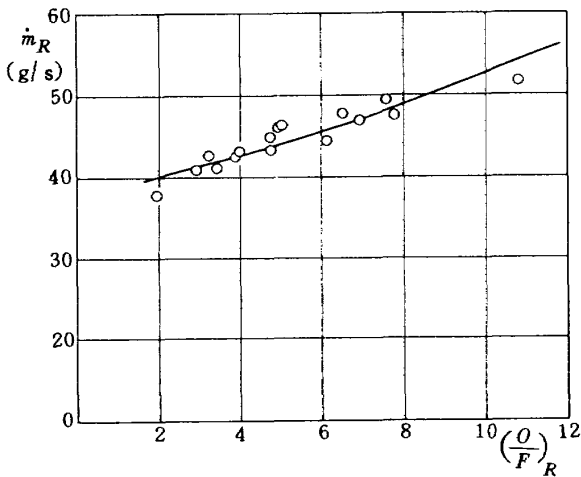


図 5.1 主ロケット酸化剤-燃料比による推進剤流量の変化 (ロケットA)

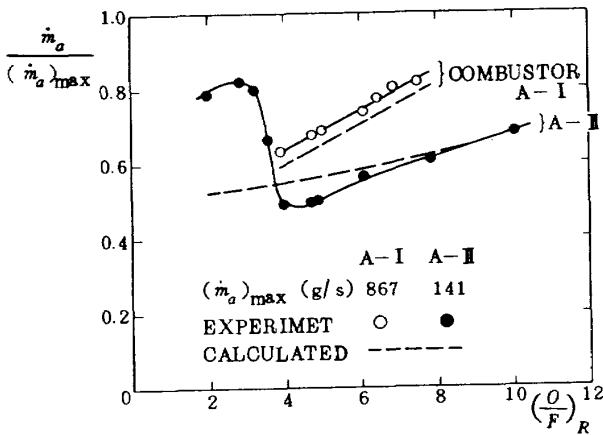


図 5.2 主ロケット酸化剤-燃料比による吸込空気流量の変化

験値は $(O/F)_R \approx 4.5$ で最小となるが、計算値は A-I の場合と同様に $(O/F)_R$ とともに増加する。実験値と計算値を比較すると、A-I では全実験範囲で、実験値は計算値をわずかに上まわっている。一方 A-II では $(O/F)_R \approx 4 \sim 9$ では実験値が計算値より下まわり、その外側では逆に上まわっている。実験値が計算値を上まわる要因としては発熱量が理論値に比べて減少していることがあげられ、また実験値が減少する要因としては、二次燃焼器内のまさつ損失、空気流入口部の壁境界層の厚さ、主ロケット推力の理論値からのずれなどが考えられる。燃焼器 A-I に関しては空気通路面積が広く空気-推進剤比が大きいため主に発熱量の不足が陽に現われたものと思われる。一方 A-II では二次燃焼器が小さく後者の要因が比較的強く現われ発熱量が極端に減少している所以外では実験値が計算値を下まわったものと推定される。

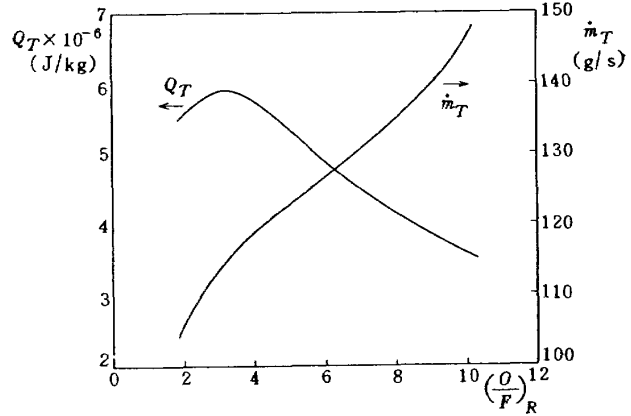


図 5.3 主ロケット酸化剤-燃料比による単位流量単位時間当りの全発熱量および全流量の変化 (計算値: 二次燃焼器 A-II)

図 5.3 には燃焼器 A-II について $(O/F)_R$ に対する単位流量当りの全発熱量および全流量の計算値を示したものである。図に示されるように全発熱量は $(O/F)_R \approx 3$ で最大値を持つ形となるが全流量は $(O/F)_R$ の減少とともに単調に減少する。

全流量 \dot{m}_T は単位流量当りの全発熱量 Q_T に対して初期エンタルピーを無視し、 $c_p = \text{一定}$ として出口で音速を仮定すれば次式で与えられる。

$$\dot{m}_T = \frac{p_E A_E}{\sqrt{Q_T}} \sqrt{\frac{\gamma_E^2 (\gamma_E + 1)}{2 (\gamma_E - 1)}} \quad (5.1)$$

推力関数 $I = p A (1 + \gamma M^2)$ とおけば運動量式から

$$p_E A_E = \frac{1}{(1 + \gamma_E)} \{ I_a + I_R + p_a (A_E - A_a - A_R) \} \quad (5.2)$$

となる。(5.2) 式の I_a および p_a は $\dot{m}_a = \dot{m}_T - \dot{m}_R$ を含むので \dot{m}_T の関数となり、 \dot{m}_T は単純な式では与えられない。即ち \dot{m}_T は Q_T のみでなく I_R および \dot{m}_R にも依存する。これらのうちで Q_T は他に比べて全体的にみて大きく変化するので、二次空気流量の計算値の全体的傾向は主として全発熱量により支配される。しかし $(O/F) \approx 3$ 以下では主ロケットの推進剤流量、推力、二次燃焼器出口ガス流の比熱比の影響が顕著に現われて、 Q_T が減少するにもかかわらず \dot{m}_T は減少していく。燃焼器 A-I については二次空気流量は主ロケット推進剤流量に比べて大きくこれらの影響は小さいと推定される。

燃焼器 A-II では図 5.2 に示されるように、吸込空気流量の実験値が $(O/F) \approx 4.5$ で最小となるが、これは後述する二次燃焼器出口圧力の計算値との比較からも推定されるように、 $(O/F)_R \approx 4.5$ 付近で混合、燃焼が最も効果的に行なわれたことを示している。 $(O/F)_R$ が小

さい所では空気流量が増加したことにより完全燃焼した場合はより高い発熱量になるが、実際は混合の状態が悪く、発熱量はかなり理論値を下まわったものと推定される。

これらのことから燃焼器 A-II の場合は、単位流量当りの全発熱量の実験値は最小二次空気流量を与える $(O/F)_R$ の近くで最大であったと考えた方が妥当であろう。

5.1.2 壁圧分布

図 5.4 には両燃焼器について、二次燃焼器軸方向距離 x/D に対する壁圧分布の変化の例を $(O/F)_R$ をパラメータとして示す。ここで $x/D=0$ は燃焼器入口（ロケットノズル出口面）、 $x/D=6$ は出口を示す。燃焼器 A-II の場合、二次空気流路は二次燃焼器入口直前でスロート部を持つために、入口圧力は低くその後主ロケット流との干渉により圧力を回復する。図 5.2 からわかるように、 $(O/F)_R \approx 4.5$ から遠ざかると二次空気流量が大きくなるため入口マッハ数は高く、圧力は低くなりこの回復は遅れる。燃焼器 A-I では二次燃焼器内径が主ロケットノズル出口径に比べて大きいいため上述の現象は見られない。二次燃焼器下流側の壁圧分布は混合・燃焼のためいずれの燃焼器においても下流へ行くにしたがって減少していく。右端の横線は背圧で、その出口圧力との落差により出口でチョークしていることがわかる。二次空気流量、主ロケット推進剤流量が変化するため明確に区別できない部分もあるが、下流側圧力分布は、燃焼器 A-II

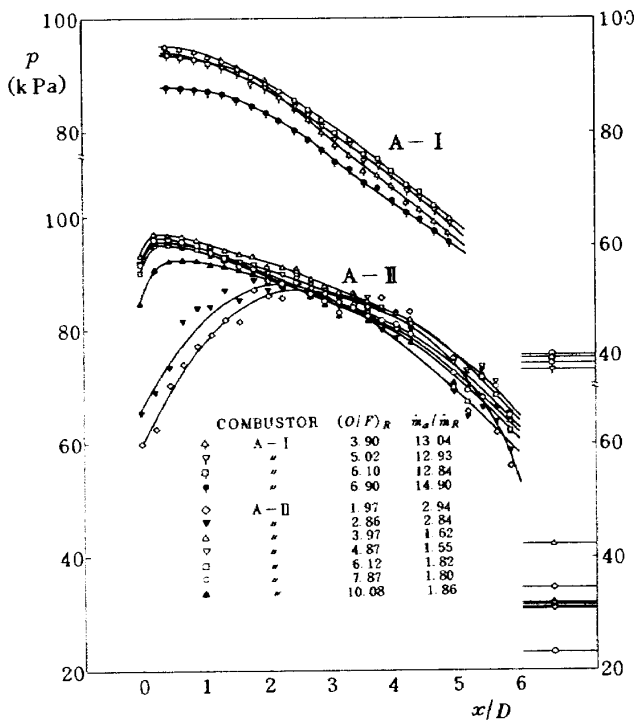


図 5.4 二次燃焼器壁圧分布

では $(O/F)_R \approx 4.5$ 、即ち前述の二次空気流量の結果からわかるように、最も効果的に混合、燃焼が行なわれ、最大の熱が発生したと思われる $(O/F)_R$ に近づくほど上昇している。図 5.5 は図 5.4 で示されるように二次燃焼器壁圧分布を出口まで外挿し、二次燃焼器出口圧を求め、空気流量に実験値を用いた計算値により規格化した結果である。燃焼器 A-I では実験値は計算値の90%以上に達している。一方、燃焼器 A-II では $(O/F)_R \approx 4.5$ で実験値は計算値に近づいている。これらは前述の二次空気流量について得られた結果とも一致している。即ち燃焼器 A-I では実験範囲全体にわたって高い効率を示している。燃焼器 A-II では最小二次流量を与える $(O/F)_R \approx 4.5$ で最高の効率を示す。燃焼器 A-II が A-I に比べて総体的に効率が悪かったのは燃焼器長さが、混合・燃焼の完結に充分でなかったため、これは燃焼器長さ主ロケットノズル出口径の比が燃焼器 A-I では 19.3 であるのに対し、A-II では 9.4 であることからもわかる。

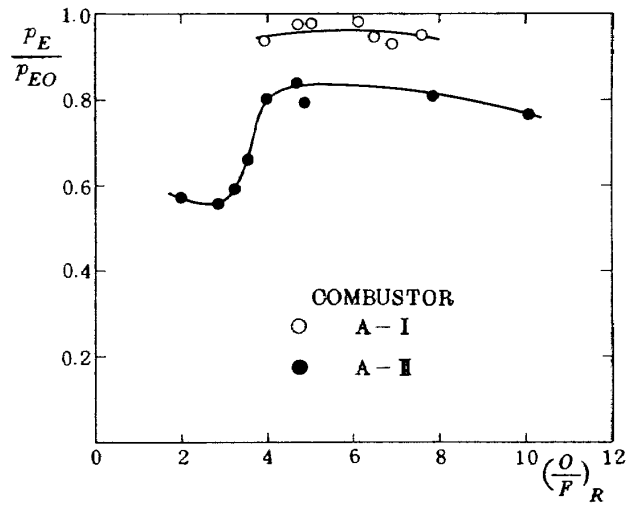


図 5.5 主ロケット酸化剤-燃料比による出口壁圧の変化

5.1.3 二次燃焼器出口面のピトー圧および温度分布

図 5.6 および 5.7 には二次燃焼器出口断面内のピトー圧および温度分布が 3 種の $(O/F)_R$ について示されている。ただし燃焼器 A-II では出口温度が過大になり、熱電対による温度測定は不可能であった。図には総圧、総温の計算値も示されている。燃焼器 A-I の場合はピトー圧分布はほぼ一様で中心付近の主ロケット流の影響は消えている。またこの場合、 $(O/F)_R$ の影響はピトー圧分布に殆んど現われませんが、温度分布には顕著に現われ、 $(O/F)_R$ が低くなるほど高い温度となり、二次燃焼の効

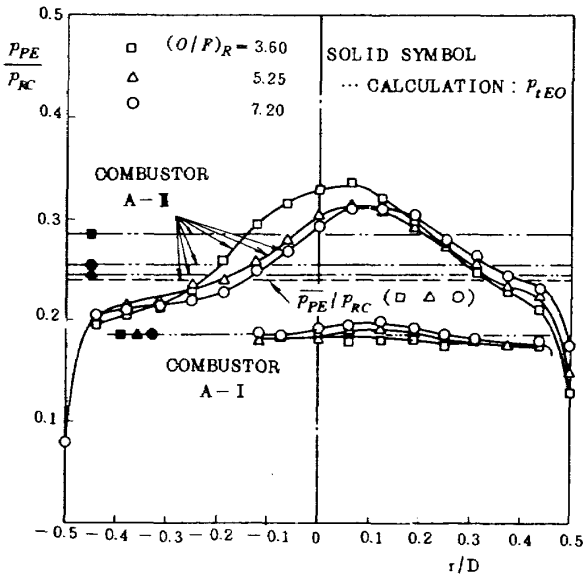


図 5.6 二次燃焼器出口断面内ピトー圧分布

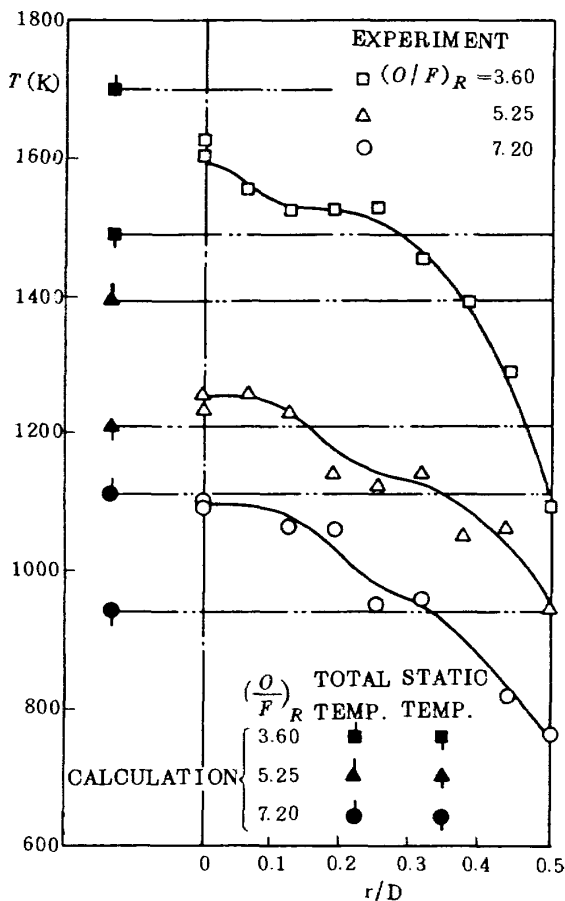


図 5.7 二次燃焼器出口断面内温度分布 (燃焼器 A-I)

果を示している。さらに中心部が高温となっており、管内全体にわたって混合は未だ達せられないことがわかる。しかし空気流量が大幅に過剰であるため、図 5.5 に示されるように燃焼はすでに完結していると考えられる。

燃焼器 A-II の場合には中心部にピークを有するピトー圧分布を持ち主ロケット流の影響がいくらか残っている。この場合にも $(O/F)_R$ の影響は顕著には現われない。また分布の中心が燃焼器中心と一致しなかった。総温と実験値の相違は本実験で用いられた温度プローブが総温測定に適した形状でなかったことなどにより生じたものと考えられる。参考までに静温の計算値も示す。

5.2 実験装置 B

5.2.1 壁圧分布

図 5.8 に二次燃焼器管軸方向 (x 方向) の壁圧分布が二次燃焼器長さ L によってどのように変化するかを例を示す。図中には 3.1 節の方法で計算した完全に混合・燃焼した場合の入口圧力 p_{∞} と出口圧力 p_{EO} 、3.2 節の後半で示した混合・燃焼が起らない場合の 2 種類の出口圧力 p_{Egc} と p_{Eac} 、そして出口背圧 (大気圧) p_b もまた示されている。実験結果は燃焼器入口 ($x=0$ mm) 付近のわずかな部分を除けば亜音速流に対する加熱の結果として x 方向に単調な圧力減少を見せる。図中で最も短い $L=240$ mm の燃焼器の出口圧力 p_E は p_b と等しい。これは流れが出口端でも一次的にみて音速状態に達しておらず亜音速のままであることを示している。従って流れはチョークしておらず、全体として背圧の影響を受ける「背圧依存」モード燃焼¹⁾となっている。この種の燃焼モードは今回の研究対象ではないので以下に示すデータにはこのような状態の流れで得たものは含まれない。 L が 440 mm 以上では p_E と p_b は一致せず p_E の方が高くなる。これは 5.1.2 項で述べたように流れが出口でチョークしていることを示す。 p_E は初め L とともに増加するがある程度以上の L ではほとんど変化しなくなる。一方

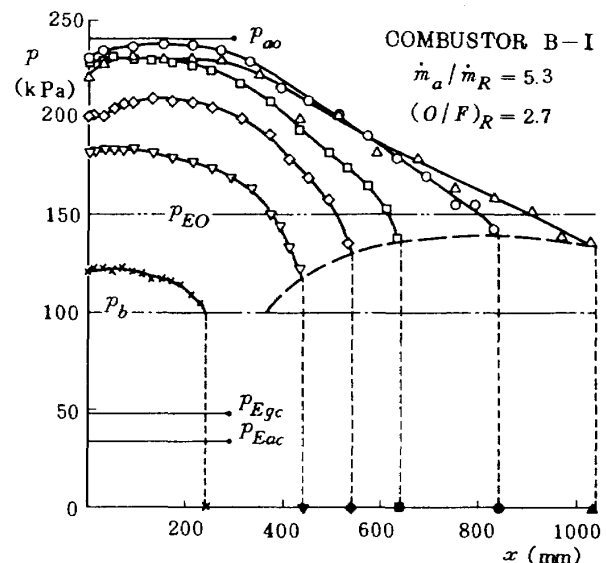


図 5.8 二次燃焼器管軸方向の壁圧分布の例

もし背圧 p_b が大気圧ではなく充分低い場合には出口圧力を結んだ破線をさらに L が短い方に延ばすことができるが、 $L \rightarrow 0$ の極限值 P_{Eac} の値から見て $L = 0$ 付近の P_E の L による変化は $L = 300 \sim 400$ mm 付近の変化よりはゆるやかなるであろう。

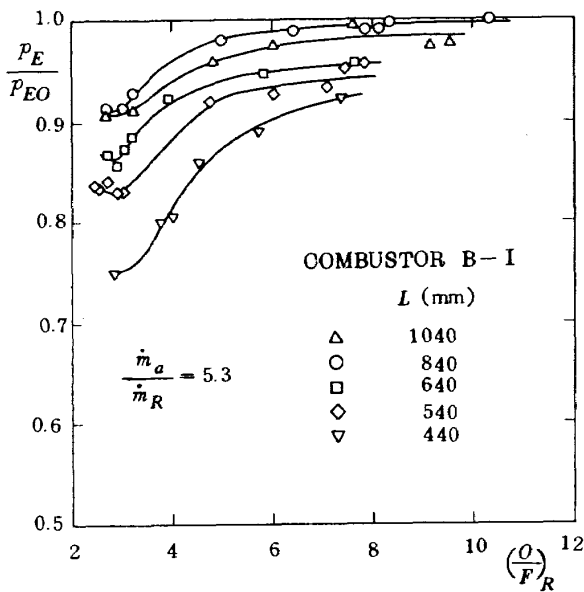
出口付近の圧力勾配は L が短い場合には急であるが、 L が長く P_E の L による変化が小さい範囲ではゆるやかである。この出口状態の変化から図 5.8 に示した条件で燃焼による発熱は $x = 840$ mm 付近までではほぼ終了すると思われる。即ち L が 640 mm 以下では (3.7), (3.8) 式の主に発熱項 (右辺第 2 項) によって流れが音速状態に達するが、 L が 840 mm 以上では発熱はほぼ終了し、オーダー的に小さいまきつ項 (右辺第 3 項) が流れを最終的に音速状態まで加速するため出口付近の圧力勾配はゆるやかになると考えられる。この場合 $L = 840$ mm と 1040 mm の分布は入口から $x = 600$ mm 付近まではほぼ同じになっている。

図 5.8 の壁圧分布の定性的傾向は、ここで報告する実験の大部分に共通している。しかし L が 840 mm 以上の二次燃焼器では $(O/F)_R$ が小さい場合に入口圧力が低く、燃焼器内に入ってから $x = 50 \sim 100$ mm までに 30 kPa 程度圧力が上昇し、 $x = 200 \sim 250$ mm までその値に停まった後減少していくという形の分布が得られる場合がある。この場合に出口圧力は計算値に比べてかなり低く、また空気総圧に変動が見られることがあるので不安定な燃焼状態にあると考えられる。本報告は安定な燃焼を行った場合のみを考察の対象とし、この種の分布から得られた

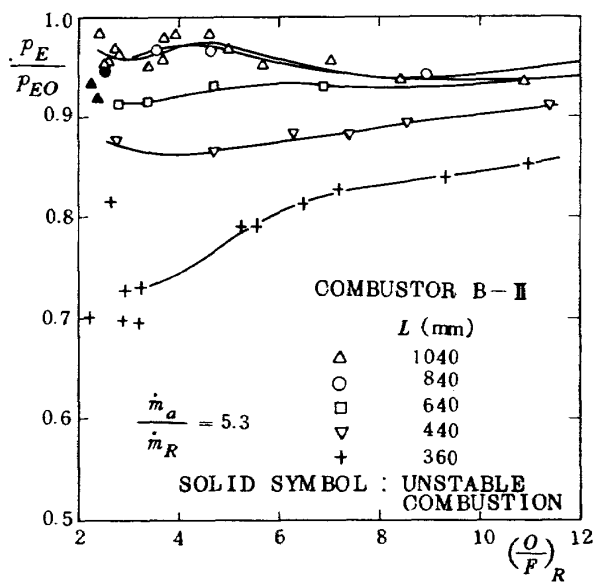
結果は参考のために取り上げるにとどめ、それ以上の検討は加えない。

出口圧力の実験値 P_E と完全に混合・燃焼した場合の計算値 P_{EO} の比が $(O/F)_R$ と L によってどのように変化するかを図 5.9 (a), (b) に示す。(a) は二次燃焼器 B-I, (b) は B-II でいずれも $\dot{m}_a/\dot{m}_R = 5.3$ に対する結果である。3.2 節前半で示した不完全な燃焼のモデル計算によれば P_E/P_{EO} は全燃焼効率 Q_T/Q_{T0} とほぼ一対一で結びつけられており燃焼進行の目安と考えられる。まず $(O/F)_R$ の影響を見ると今回の実験範囲内で (a), (b) に共通して一定の L に対する P_E/P_{EO} は $(O/F)_R \approx 3$ で最小となっている。この $(O/F)_R$ の値は図 3.4 から明らかのように $\dot{m}_a/\dot{m}_R = 5.3$ で主ロケット排気中の過剰燃料と空気中の酸素との比が化学量論比となる値で、一般に拡散火炎の長さが最も長くなる条件である。空気吸込式ロケットにおける空気と主ロケット排気の当量比が火炎長さに及ぼす影響も、Sosounov³⁾ によって当量比が 1 で火炎が最も長くなるとする項を含む相関式で多数の実験結果が整理されることが示されている。今回の実験結果も同様の傾向を見せている。

二次燃焼器長さ L の影響は図 5.8 に関して述べた通りである。即ち L が小さい場合には P_E/P_{EO} は L の増大とともに急激に 1 へ向って増加するが、次第に増加はゆるやかになり、ある程度以上の L では逆に減少しはじめる。今回の実験範囲では燃焼器 B-I は $L \approx 840$ mm, B-II は $L = 840 \sim 1040$ mm で P_E/P_{EO} が最大となった。 L の影響は 5.2.4 項で 3.3 節の一次元解析を用いてさら



(a) 二次燃焼器 B-I



(b) 二次燃焼器 B-II

図 5.9 二次燃焼器出口壁圧

に詳しく検討・整理される。

二次燃焼器直径 D の影響として同じ L では $D=100$ mm の燃焼器 B-I が $D=90$ mm の B-II に比べて $(O/F)_R$ の小さい方で P_E/P_{EO} をより低くし、 $(O/F)_R$ が大きい方でより高くする傾向が見られる。しかし今回実験した燃焼器直径はこの2種類だけであり、それらの寸法もあまり大きく違ってないことから、これ以上の影響を調べることは難しい。

空気-推進剤比 \dot{m}_a/\dot{m}_R の影響を調べるために燃焼器 B-I で $\dot{m}_a/\dot{m}_R = 5.30, 6.35$ および 7.40 で行った実験から得た P_E/P_{EO} を図 5.10 に示す。 L は 640 mm と 1040 mm のみが実験された。この図から \dot{m}_a/\dot{m}_R が増加すると P_E/P_{EO} は増加し、 $(O/F)_R$ による変化はおさえられる傾向が見られる。 P_E/P_{EO} の増加する原因の一つとして図 3.6 に示した P_E/P_{EO} の取り得る下限 P_{Eac}/P_{EO} が \dot{m}_a/\dot{m}_R とともに増加することが挙げられよう。また \dot{m}_a/\dot{m}_R が大きい程全酸化剤-燃料比が化学量論比となる $(O/F)_R$ が小さくなるため、図 5.9 に関して説明した理由から P_E/P_{EO} が極小となる位置もそれに従って移動していると思われる。

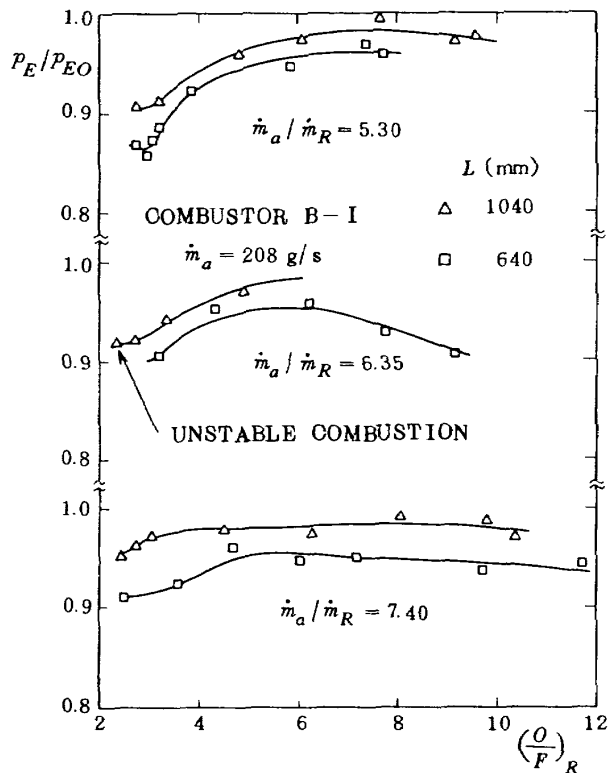


図 5.10 空気-推進剤比による二次燃焼器出口圧力の変化

5.2.2 出口面ピトー圧分布

図 5.11 に出口面におけるピトー圧 p_{PE} の半径方向分布

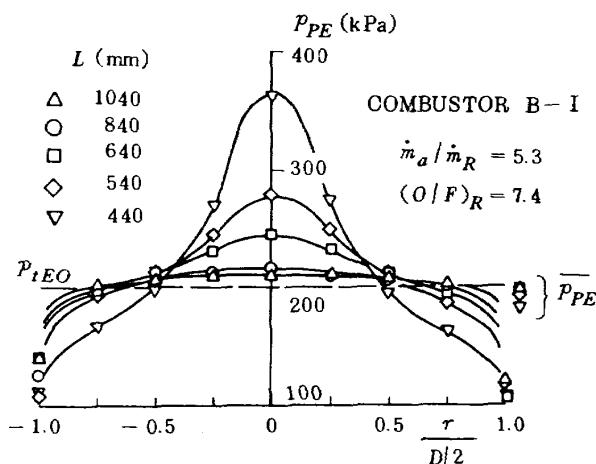


図 5.11 二次燃焼器出口の半径方向ピトー圧分布の例

の例を示す。分布は二次燃焼器中心軸に関してほぼ対称である。 L が短い場合に中心部のピトー圧は主ロケット側二次燃焼器入口 (主ロケット・ノズル出口) の値に近い高い値を示し、一方外周部は空気側入口の値 P_{ta} に近い低い値となりベル型の分布となる。 L が増加すると混合が進むと同時に、燃焼の進行によって p_{ta} も増加するため分布は平坦で均一になっていく。比較の基準として図中には完全に混合・燃焼した場合の出口面ピトー圧の計算値 $P_{PEO} = P_{tEO}$ が破線で示されている。 L が長く分布が平坦となった時のピトー圧はほぼ P_{tEO} に等しいことが分かる。さらに L が短い場合にも P_{tEO} との比較を可能とするためにピトー圧の面積平均値 $\overline{p_{PE}}$ を各分布から求め図の右端に示す。 $\overline{p_{PE}}$ は L が短くなると減少している。図 5.12(a), (b) に L と $(O/F)_R$ による $\overline{p_{PE}}/P_{tEO}$ の変化を示す。全体の傾向は図 5.9(a), (b) に示した出口壁圧 P_E/P_{EO} の場合と同様であるが、値の変化の幅が出口壁圧に比べて狭く、全体に 1 に近い値をとっている。これは 3.2 節前半の不完全な燃焼のモデルから得られた図 3.5 に示した P_E/P_{EO} と P_{tE}/P_{tEO} の間の関係と同じ傾向である。

ここで図 5.11 に戻ってピトー圧分布から出口断面内のマッハ数分布について少し考えてみる。図 5.11 に示された実験では壁圧は同時測定されてはいない。しかし実験条件と図 5.9 から p_E を推定することができる。出口断面内の静圧が一定で p_E の推定値に等しいと仮定し、比熱比 γ の分布が分かれば出口面のマッハ数分布を計算することができるが、今回報告する一連の実験では出口気体の組成分析等を行っていないため比熱比分布は不明である。しかし γ の取り得る値の範囲は室温の空気の 1.4 から化学量論比の水素-酸素火炎の約 1.1 までと考えられる。マッハ数 1 に対する静圧とピトー圧の比は $\gamma = 1.4$

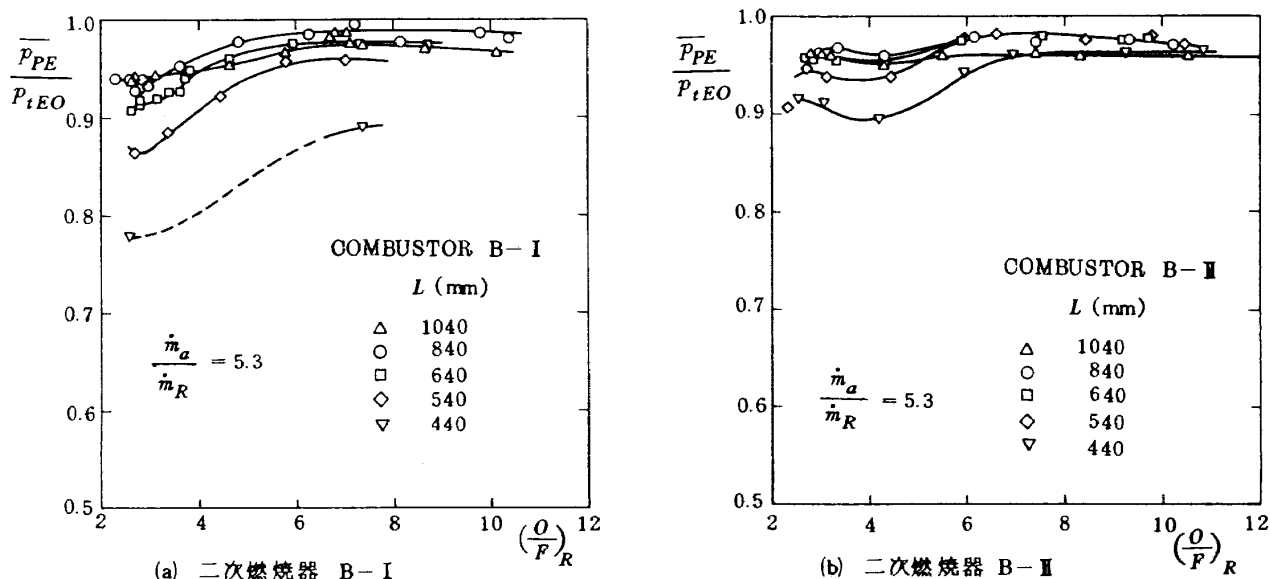


図 5.12 二次燃焼器出口面の面積平均ピトー圧

で 0.5283, $\gamma = 1.1$ で 0.5847 である。図 5.11 の $L=1040$ mm の場合の p_E の推定値は 109.8 kPa で p_E/p_{PE} は $r/(D/2) = 0$ で 0.5224, $r/(D/2) = 0.75$ で 0.5460 となり出口面全体にわたってマッハ数がほぼ 1 となっていることが分かる。一方 $L=440$ mm の場合には p_E の推定値は 104.0 kPa で p_E/p_{PE} は $r/(D/2) = 0$ で 0.2857, $r/(D/2) = 0.75$ で 0.6326 となり流れは中心部では超音速, 外周部では亜音速であることが分かる。

5.2.3 二次燃焼器入口の空気流

二次燃焼器入口の空気総圧 p_{ta} と出口壁圧 p_E の関係を図 5.13 に示す。図中には図 3.5 に示した不完全な燃焼のモデル計算結果が実線で示されており, 実験値の傾向はこの計算された曲線の傾向とかなり良い一致を示している。しかし全実験範囲にわたって実験値は計算値より高い値を示し, 指定した空気流量を確保するために計算で予想される以上の p_{ta} が必要となることが分かる。これは実験装置 A のように供給空気総圧一定の実験の場合には空気流量の減少として現われる。この p_{ta} の損失の原因としてまず 3 つの点を挙げる事ができる。その第 1 は二次燃焼器内の壁面まさつによる損失で, その大きさは 3% 程度以下と見積られる。その第 2 は流入する空気が主ロケット側壁面から加熱されて全体の総温が上昇するとともに, 特に壁面境界層が厚くなり損失が生ずると考えられる。この影響を調べるため空気側入口面のやや前方に図 4.9 に示す楕型ピトー管を取り付けピトー圧分布を測定した。図 5.14 にその結果を示す。外側の二次燃焼器壁面側では壁面から 2.0 mm の位置で既にピトー圧は主流と同じ値を示しているのに対して内側の主ロケット

・ノズル外壁面側では壁面から 5.6 mm の位置でピトー圧は主流の値よりかなり低く, 10.3 mm でようやく主流の値に達し, 主ロケット側境界層厚さが著しく増大していることが分かった。しかし空気側の入口温度の半径方向分布の測定は行わなかったため, この境界層厚さが温度上昇だけで説明されるのか, あるいは空気側流路形状の影響を含んでいるのかをここで断定することはできない。この境界層厚さの増大の影響は主ロケットを適当な方法で冷却してその外壁を低温に保ち, ノズル外面形状を適切に成形すればかなり小さく抑えることができよう。その第 3 としては主ロケット推力の理想状態からのずれが考えられる。5.1.1 項で示した簡単化した関係式 (5.2) から p_E が一定で主ロケット側の推力関数 I_R が減少すれば I_a と p_a は増加し結局 p_{ta} も増加する。図 5.13 の計算値は主ロケットが完全に燃焼したと仮定しているため実験結果の p_{ta} は高めに出る傾向となる。主ロケットの C_* 効率から推定して I_R の減少の効果は実験装置 B では数% 以下と見積られる。この効果は \dot{m}_a/\dot{m}_R が小さくなる程顕著になる。この他のずれの原因としては主ロケット・ノズル出口端面にかかる圧力の見積り, 計算モデルと実際の現象の間の差が考えられる。以上挙げた原因が L の変化に対してどのような変化を示すかを考えてみると, 管壁まさつの効果は L が短くなれば減少する。一方前項の二次燃焼器出口面ピトー圧分布から見て明らかのように L が短くなると燃焼器出口面の流れは不均一となり, 計算モデルの妥当性は失われそれによるずれが増大するであろう。他の 3 つの原因は L にほとんど影響されないと考えられる。

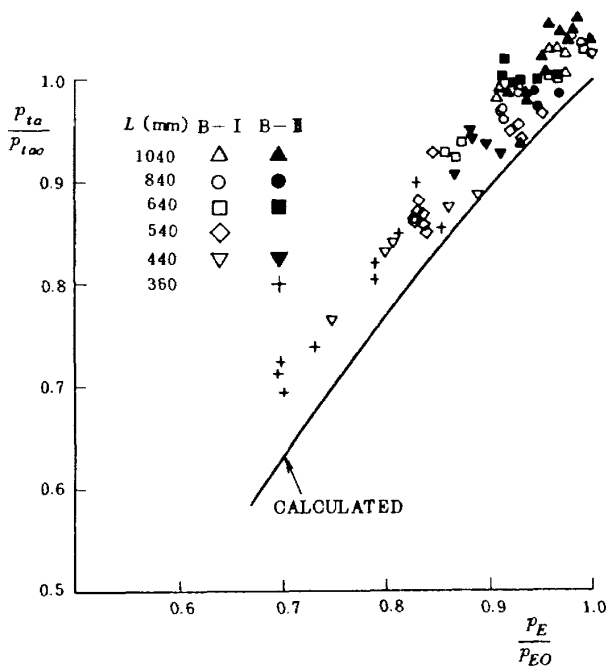


図 5.13 二次燃焼器の出口圧力と入口空気総圧の関係

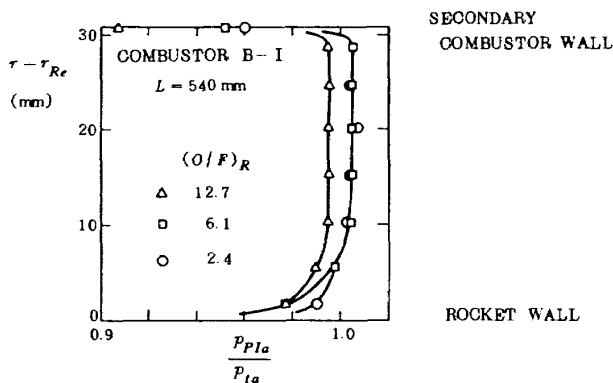


図 5.14 二次燃焼器空気側入口付近の半径方向ピトー圧分布 ($\dot{m}_a/\dot{m}_R=5.30$)

5.2.4 「有効火炎長さ」と二次燃焼器性能

3.3節の一次元解析を用いて壁圧分布の実験結果から他の量の分布を求めることができる。図5.15は図5.8に示した壁圧分布のうち二次燃焼器出口でチョークしていない $L=240\text{ mm}$ の結果を除く5つの分布から求めたマッハ数と総温の分布である。図から明らかなように総温が著しく増加する区間は L が違ってほとんど変化していない。 L が充分長い場合には出口付近で総温はほとんど変化しないか、あるいは下流方向にわずかに減少し、この付近では管壁への熱伝達により流れから取り去られる熱量が燃焼によって同じ区間で発生する熱量と同程度以上となり、流れを最終的に音速状態まで加速しチョークさせているのは(3.7)式右辺第2項の発熱項ではな

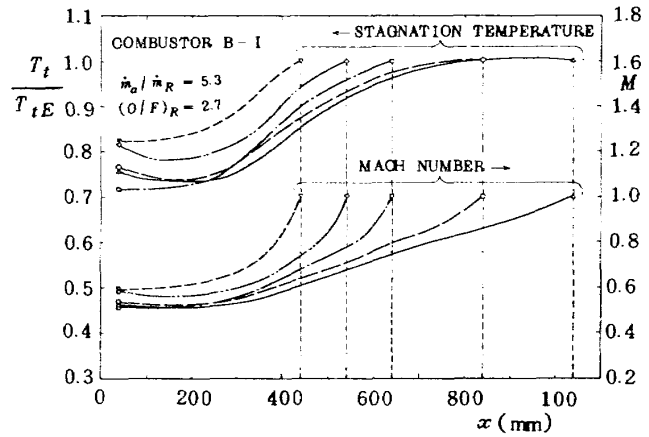


図 5.15 壁圧分布から求めた二次燃焼器内のマッハ数および総温の軸方向分布の例 (壁圧分布は図 5.8)

く第3項のまさつ項であることが分かる。これらのことからある実験条件に対して二次燃焼器内で混合・燃焼によって有効な発熱が行われるのは入口からある長さまでに限られ、それ以上に二次燃焼器を延長しても性能向上は期待できないことが分かる。このことは5.2.2項で述べた P_E/P_{EO} が L をある程度以上長くするとほとんど変化しなくなるという事実に対応している。この有効な発熱が終了するまでの長さは明らかに二次燃焼器の大きさ、性能を支配する重要なパラメータである。そこでこの長さの尺度として「有効火炎長さ」 l_f を次のように定義する。即ち図5.16に示すような L の充分長い実験で得た壁圧分布から求めた総温分布の最高値と最低値の差を ΔT_t とする時、最高値となる位置よりも上流で最高値より $0.1 \Delta T_t$ だけ低い総温を示す位置と二次燃焼器入口の間の距離を「有効火炎長さ」 l_f とする。ここで T_t が最高値をとる位置を用いなかったのはその付近で T_t は極めてゆるやかに変化することから位置の指定があいまいとなるのを避けるためであり、 $0.1 \Delta T_t$ という値はむしろ任意なものと考えるべきである。 L が充分長い場合は計算された総温分布の出口における勾配が

$$\left. \frac{d(T_t/T_{tE})}{dx} \right|_{x=L} < 0 \quad (5.3)$$

を満足するか否かによって判定される。

図5.17に $L=1040\text{ mm}$ の実験結果を用いて求めた「有効火炎長さ」 l_f が $(O/F)_R$ によってどのように変化するかを \dot{m}_a/\dot{m}_R および D をパラメータとして示す。全ての場合に空気中の酸素と主ロケット排気 of 過剰燃料の流量比が化学量論比となる $(O/F)_R$ 付近で l_f が極大となる傾向が見られる。しかし l_f はこの極大値の両側で単調に変化してはいない。 $(O/F)_R$ の小さい側では黒

く塗りつぶした印で表わされる不安定な燃焼状態の発生により l_f は長くなる。一方 $(O/F)_R$ が大きい側ではもう一つピークを持った後ほぼ一定値に落ち着くように見える。 l_f の変化について本報告ではこれ以上考察を加えないが、将来さらに広くデータを集めた段階で Sosonov³⁾ が示した整理法やその他の乱流拡散火炎長さに関する実験や解析の結果と比較する必要がある。

以下では l_f を用いて図 5.9 および 5.10 に示した出口壁圧比 P_E/P_{EO} で表わした二次燃焼器性能の整理を試みる。図 5.18(a) は図 5.9, 5.10 から cross plot して求めた L による P_E/P_{EO} の変化を示している。この図は一定の傾向を見せてはいるが全体に各種パラメータの相違によ

りかなり幅広くばらついている。このばらつきを抑えるため L を変えて得られる P_E/P_{EO} の最大値で各データを割って規格化した結果が図 5.18(b) である。この規格化によって L の長い方はばらつきが小さくなったが、短い方ではばらつきはむしろ大きくなった。そこで二次燃焼器長さ L を「有効火炎長さ」 l_f で無次元化して整理し直す。図 5.19(a), (b) は横軸を L/l_f とし縦軸をそれぞれ図

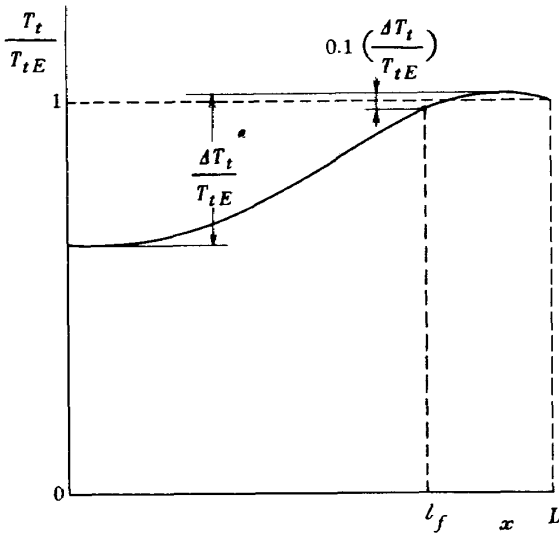


図 5.16 総温分布と「有効火炎長さ」

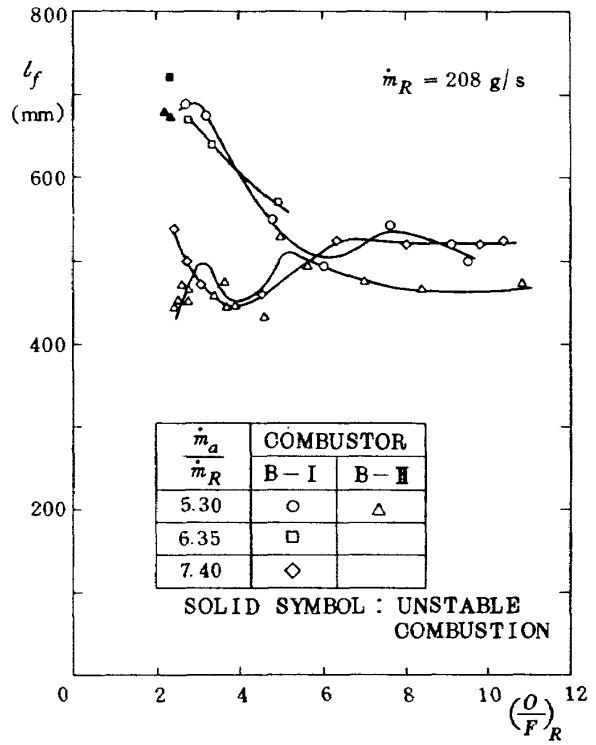


図 5.17 壁圧分布から求めた二次燃焼器内の「有効火炎長さ」

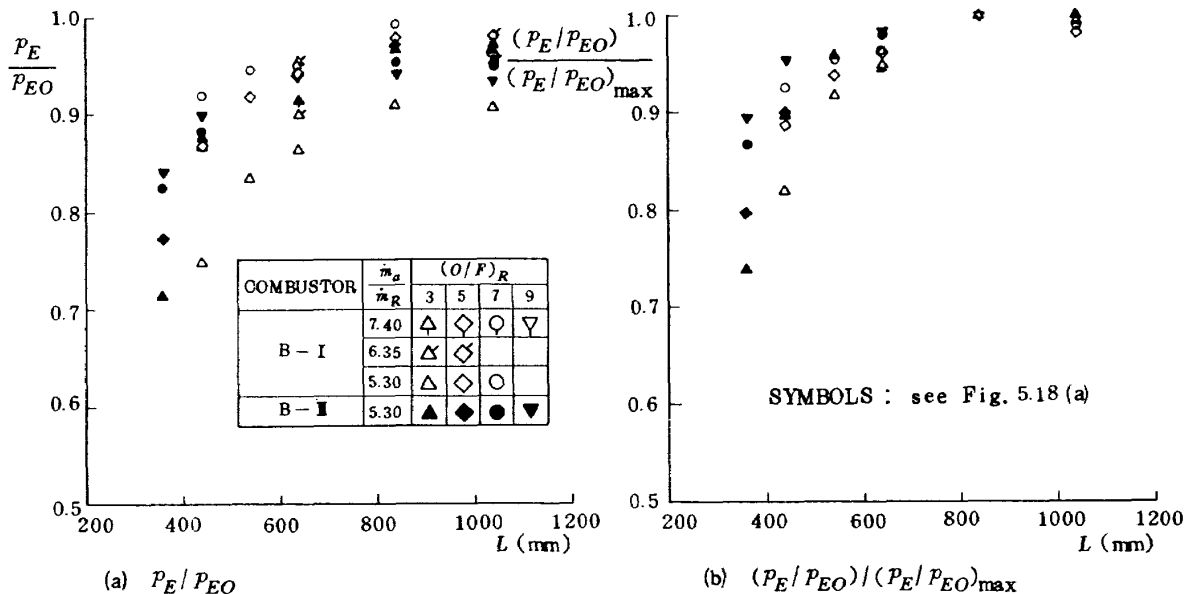


図 5.18 二次燃焼器長さ L による燃焼器性能の変化

5.18 (a), (b)と同じにしたものである。図5.19(a), (b)のばらつきは図5.18に比べて目立って小さくなっている。特に図5.19(b)は全体をはば単一の相関曲線で代表することができるように見える。さてここで l_f の定義を考えると、それは二次燃焼による総温変化から求めた「有効火炎」の長さであった。従って縦軸に主ロケットを含む全体の燃焼を表わす量である $(P_E/P_{EO})/(P_E/P_{EO})_{\max}$ をとることは必ずしも適当ではないと考えられる。そこで二次燃焼による寄与だけを取り出すために3.2節の後半で示した混合・燃焼がない場合の出口圧力と見なしうる2つの値 P_{Egc} と P_{Eac} が下限となるように縦軸を規格化

し直すと結果は図5.19(c), (d)となる。今回の実験範囲では図5.19(b), (c), (d)はいずれも同程度に小さいばらつきを示しているが、 P_E/P_{EO} のさらに小さい範囲まで整理する場合には P_{Eac} 又は P_{Egc} を用いるべきであろう。この場合 P_{Eac} の方が計算の容易さと $L=0$ まで適用できることからより有用であろう。

以上の結果から充分長い二次燃焼器を用いた実験を行い壁圧分布を測定して「有効火炎長さ」 l_f を算出すれば必要な二次燃焼器長さを実験的に決定できることが分かった。

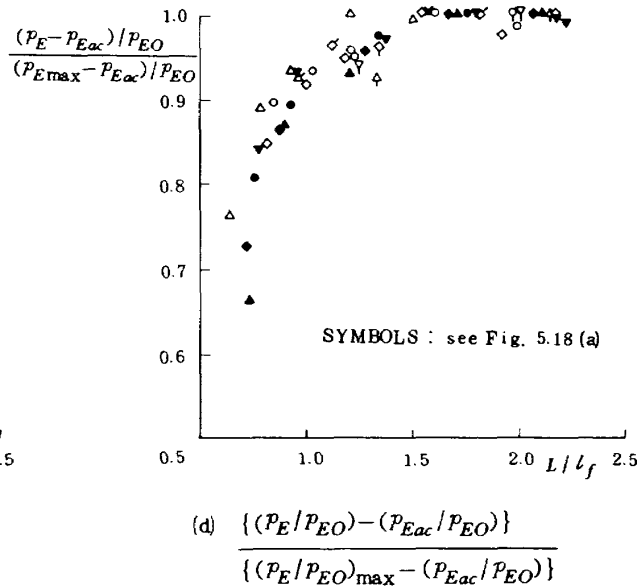
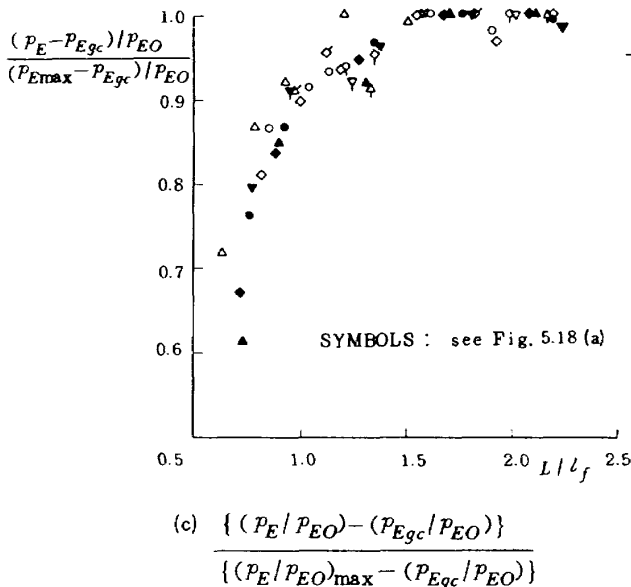
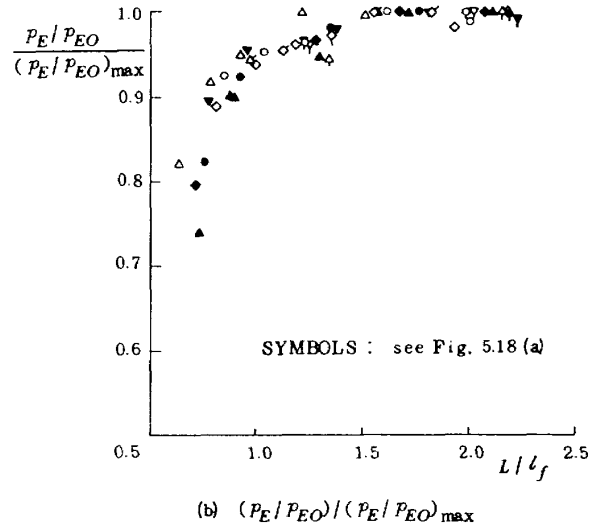
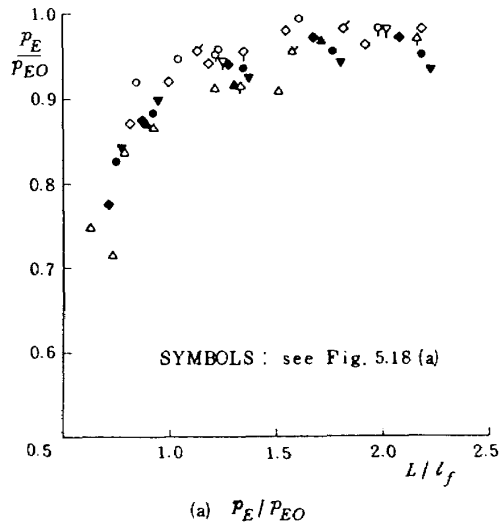


図 5.19 「有効火炎長さ」で無次元化した長さによる二次燃焼器性能の変化

6. 結 言

空気吸込式ロケットの一般的概要を把握するために2種類の実験装置で亜音速(下流チョーク)モード燃焼を行う二次燃焼器の実験を行い, その結果を簡単な解析と比較して以下の事項が明らかになった。

大気吸込型実験装置(装置A)の供給空気総圧一定の実験からは,

- (1) 解析では混合・燃焼が完了していれば吸込空気量 \dot{m}_a は主ロケット酸化剤-燃料比 $(O/F)_R$ とともに増加するが, 二次燃焼器が短く混合・燃焼が不完全な場合には \dot{m}_a が $(O/F)_R$ に対して最小値を持つ形となった。
- (2) \dot{m}_a の理論値からの増大は主に不完全な燃焼による発熱量の不足に起因すると考えられる。

加圧空気供給型実験装置(装置B)の供給空気流量一定の実験からは

- (3) 壁圧の軸方向分布と出口面のピトー圧半径方向分布の二次燃焼器長さ L による変化の様相が分った。
- (4) 同一の L に対して混合・燃焼が完了した場合の計算値で無次元化した出口壁圧 P_E/P_{EO} は今回の実験範囲では全酸化剤-燃料比が化学量論比となる場合に最小となった。
- (5) P_E/P_{EO} は初め L の増加に伴って増大するがある値で最大となり, それ以上 L を延長すると逆に減少していく。この減少は主に二次燃焼器壁面への熱伝達による損失と考えられる。
- (6) L による二次燃焼器性能の変化は, L が充分長い場合の実験で測定した軸方向壁圧分布に一次元解析を適用して求めた総温分布から決定される「有効火炎長さ」 l_f を規準として L を無次元化し, P_E/P_{EO} もそれが変化する最大幅で規格化すればほぼ単一の相関曲線で表わすことができる。

参 考 文 献

- 1) C. E. Peters, W. J. Phares and T. H. M. Cunningham; Theoretical and Experimental Studies of Ducted Mixing and Burning of Coaxial Streams, *J. Spacecraft Rockets*, Vol. 6, No. 12 (1969/12), pp. 1435 ~ 1441.
 - 2) H. T. S. Hsia and R. Dunlap; A Parametric Study of Secondary Combustion, *Astronautica Acta*, Vol. 16 (1971), pp. 127 ~ 136.
 - 3) V. A. Sosounov; Some Problems Concerning Optimal Ducted Rocket Engine with Secondary Burning, *Proceedings of the 2nd International Symposium on Air Breathing Engines (1974/3)*, Sheffield, Royal Aeronaut. Soc.:
- これら以外にも報告はあるが, それらは筆者らの「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 NAL N-26(1979/6)にまとめられているのでそちらを参照していただきたい。
- 4) たとえば A. H. Shapiro; *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, Vol. 1 (1953), pp. 190 ~ 218, Ronald.
 - 5) H. J. Hoge and R. A. Segars; Choked Flow: A Generalization of the Concept and Some Experimental Data, *AIAA J.*, Vol. 3, No. 12 (1965/12), pp. 2177 ~ 2183.
 - 6) A. M. Agnone; Comment on "Choked Flow: A Generalization of the Concept and Some Experimental Data", *AIAA J.*, Vol. 9, No. 4 (1971/4), p. 768.
 - 7) G. Y. Anderson; An Examination of Injector/Combustor Design Effects on Scramjet Performance, *Proceedings of the 2nd International Symposium on Air Breathing Engines (1974/3)*, Sheffield, Royal Aeronaut. Soc.
 - 8) V. K. Baev and V. A. Yasokov; Combustion of an Axisymmetric Hydrogen Jet in a Pipe of Constant Cross Section, *Combustion, Explosion and Shock Waves*, Vol. 11, No. 5, pp. 587 ~ 591, English Translation of *Fizika Goreniya i Vzryva*, Vol. 11, No. 5 (1975/9-10), pp. 687 ~ 693.
 - 9) 八柳信之, 鈴木昭夫, 五味広美, 坂本博; 液体酸素・ガス水素ロケットの燃焼状態の計算, 航技研報告 NAL TR-472 (1976/9)
 - 10) A. H. Shapiro; *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, Vol. 1 (1953), pp. 219 ~ 262, Ronald.

航空宇宙技術研究所報告573号

昭和54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 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)

Printed in Japan