

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-473

液体酸素・ガス水素ロケットの燃焼性能(I)

鈴木昭夫・八柳信之
五味広美・坂本博

1976年9月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

記 号	1
1. まえがき	2
2. 実 験	3
2.1 実験装置および実験方法	3
2.2 計測項目	4
3. 供試噴射器および燃焼室	7
3.1 噴射器	7
3.2 燃焼室	9
4. 実験結果および考察	10
4.1 GH_2 噴射速度の燃焼性能への影響	10
4.2 燃焼室収縮比, 燃焼室長さの燃焼性能への影響	13
4.3 噴射速度比, 燃焼室長さを含むパラメータによる C^* 効率の整理	14
4.4 燃焼室内長手方向静圧分布による燃焼状態の考察	19
4.5 低周波振動燃焼	22
4.6 燃焼室壁および噴射器フェイスプレートへの熱負荷	23
4.6.1 平均熱流束におよぼす噴射条件および燃焼室形状の影響	24
4.6.2 燃焼室長手方向各セグメントおよびノズル部への平均熱流束	24
4.6.3 噴射器フェイスプレートへの平均熱流束	24
5. むす び	25
付録 1. ガス水素および液体酸素流量測定	26
1.1 ガス水素流量測定	26
1.2 液体酸素流量測定	27
付録 2. C^* 効率の計算	28
2.1 燃焼圧力に対する補正	28
2.2 熱損失に対する補正	29
2.3 ノズル流出係数	30
2.4 ノズルスロート断面積の変化	32
2.5 特性速度, 燃焼ガス物性値の理論値	32
付録 3. 有効長さによる気相同軸噴流の実験値整理例	32
参考文献	32

液体酸素・ガス水素ロケットの燃焼性能(I)*

鈴木昭夫**・八柳信之**

五味広美**・坂本博**

An Experimental Investigation of Combustion Performance of LOX/GH₂ Rocket Combustor with Coaxial Injectors

By Akio SUZUKI, Nobuyuki YATSUYANAGI,
Hiromi GOMI and Hiroshi SAKAMOTO

ABSTRACT

An experimental investigation of combustion performance was conducted in a LOX/GH₂ rocket combustor with coaxial type injectors at a thrust level of 300 kgf with a nominal chamber pressure of 20 atm. The oxidant-fuel ratios ranged from approximately 2 to 10. The combustion chambers were of the segmented, heat-sink type. The chamber geometry varied in lengths from 11 to 26 cm and contraction ratios of 2.03, 3.41 and 4.46, with a constant nozzle throat area. The injector had twelve coaxial elements with no recess and three replaceable faceplates having different hydrogen port areas. The attendant hydrogen-oxygen injection velocity ratios ranged from approximately 10 to 50.

Observed C* efficiencies were correlated as a function of an equivalent chamber length, L_e , in which the injection velocity ratio, V_R , and the chamber length, L , are expressed as

$$L_e = L + \alpha V_R$$

where α was considered nearly constant throughout the experiment. The correlation takes the form of

$$\eta_{C^*} = 1 - A \exp(-BL_e)$$

where the constants A and B depend on the chamber contraction ratio. The variations of all experimental data from the relation were within approximately ± 1.8 percent.

記号		f	: 振動数
A	: 面積	g	: 重力加速度
$A_r \equiv A_{f,i} / A_{o,i}$: 噴口面積比	L	: 噴射面からノズルスロートまでの距離 (cm, m)
A, B, k	: 定数	L^*	: 燃焼室特性長さ (= 燃焼室容積 / ノズルスロート断面積)
C^*	: 特性速度 (m/s)	$L_e \equiv L + \alpha V_R$: 有効長さ
\bar{D}	: 噴霧粒径	$MR, O/F$: 推進薬混合比
D	: 噴口直径	P	: 圧力 (kg/cm ² , abs)
E_m	: ルーベの混合度	ΔP	: 差圧 (kg/cm ²)

* 昭和51年8月9日 受付

** 角田支所

R	:	ガス定数
T_c	:	燃焼ガス温度 (K)
U_c	:	燃焼ガス速度 (m/s)
V	:	噴射速度 (m/s)
$V_R \equiv V_{f,i} / V_{o,i}$:	噴射速度比
w	:	噴射流量 (kg/s)
X	:	噴射面からの距離 (cm, m)
$\alpha \equiv (\Delta \eta_c^* / \Delta V_R) L / (\Delta \eta_c^* / \Delta L) V_R$:	等価長さ係数
ϵ_c	:	燃焼室収縮比
ρ	:	密度
γ	:	比熱比
η_c^*	:	特性速度効率
添字		
c	:	燃焼室内における値
f	:	ガス水素
g	:	気相
i	:	噴射面における値
l, L	:	液相
o	:	液体酸素
s	:	総状態における値
t	:	ノズルスロートにおける値

1. まえがき

液体酸素・液体水素を推進薬とするロケットは非常に高い理論比推力を有し、かつ液体水素は燃焼器の再生冷却剤としても非常に優れているため米国等ではすでに実用化されている。一方わが国においては最近、液体酸素・液体水素ロケットの実用化を目指す気運が高まっているが、この分野における経験、資料の蓄積が乏しいのが現状である。

ところで、スラストチェンバーすなわちノズルを含む燃焼器に関する主要な研究課題としては定常燃焼性能、燃焼の安定性、燃焼室の冷却およびこれらのバランス等がある。すなわち過大な熱負荷や不安定燃焼を起さないで出来るだけ燃焼効率を高めること、および大きな熱負荷に耐える冷却性能をもたせること等である。これらの問題のなかで、ここで報告するものは主に定常燃焼性能に関する問題である。

さて、液体ロケットの燃焼性能は噴射器および燃焼室形状に依存する。すなわち噴射器に関しては、噴射形式（例えば同軸型、同種衝突型、異種衝突型など）、噴射要素当りの推進薬流量、噴射要素分布密度等が推進薬の霧化、蒸発および混合の初期過程に大きな影響を与える。また燃焼室形状に関しては、燃焼室直径、長さ、燃焼室収縮比等が燃焼室内ガス速度、推進薬の滞留時間を左右

し、霧化した推進薬の蒸発、混合に影響を与える。これらの現象は相互に影響し複雑な過程を経るが、推進薬の噴射条件や燃焼室形状と燃焼性能との間のより一般的な関連性を求めるため多くの研究が行なわれて来ている。

例えば代表的な例として Burick, Combs^{(1),(2),(3)}らの一連の研究と、特に液体酸素・ガス水素ロケットで同軸型噴射器を用いた燃焼性能の研究に限れば Combs, Schuman^{(4),(5),(6)}や Sternfeld⁽⁷⁾の研究がある。Burickらはロケットの燃焼効率に相当する特性速度(C^*)効率は、燃焼室に噴射された酸化剤、燃料の混合効率と液相推進薬の蒸発効率の積で与えられるものとして、混合過程と蒸発過程を各々独立にとりあつかい単純化している。このモデルにおける混合効率は、非燃焼時のコールドフロー試験（一般には推進薬を模擬した非反応性の流体が用いられる）によって測定される噴射軸方向に垂直な断面における噴霧の重量分布および混合比分布によって定められる混合の均一性を表わす値であり、一方蒸発効率は噴射面で形成された噴霧の各液滴に対する一次元蒸発モデルに基づき蒸発量の割合を表わす値である。このアプローチは推進薬間の混合が噴射面近くの比較的反応の乏しい状態での推進薬の挙動に支配され、この混合状態が燃焼室内を通し保存されるとする考え（いわゆるストリームチューブモデル）に基づいているものである。この手法によれば C^* 効率は±1%程度の確度で推定出来る可能性を示しているが、計算のインプットデータになるコールドフロー試験による噴霧の重量分布、粒径分布に強く依存するため、例えばコールドフロー試験におけるこれら諸量の（軸方向）測定位置や更にもっと重要なこととしてコールドフロー試験と燃焼時との関連性に問題が残るし、噴射器や推進薬の種類が変わった場合にもより一般性のある結果を得るには数多くの実験データの蓄積が必要である。

また Combsらは液体酸素・ガス水素ロケットで同軸型噴射器を有する場合の燃焼性能の解析を行なっている。この解析においては LOX 噴流の霧化過程、GH₂ との混合過程および LOX 噴霧の蒸発過程のモデル化を行ない各種の定数を実験に依存しているが、適用範囲が広く（燃焼圧力 350 気圧まで、水素噴射温度は液体水素温度から 1100 K まで）非常に有用と思われる。更に Sternfeld は同軸型噴射器を有する燃焼器において C^* 効率の実験値が燃焼圧力のべき乗と噴射速度比（GH₂ 噴射速度と LOX 噴射速度との比）のべき乗の積で整理されることを示している。このほかにも数多くの研究^{(8)~(16)}がなされているが、これらを参考にして新たな観点から独自に資料の蓄積をはかり、実際のエンジン設計に必要な

データを得ることのみならず現象の基礎的解明を行う必要がある。

本研究では、同軸型噴射器を有する比較的小型の燃焼器（推力約 300 kgf，燃焼圧力約 20 atm）を用いて、燃焼性能に影響を与える諸因子の内、代表的なものすなわち GH₂ 噴射速度、混合比、燃焼室長さおよび収縮比をパラメトリックに変化させてその影響を調べ、これをある程度一般性をもった関係式で表わすことを試みた。また、熱負荷特性および低周波振動燃焼等、実験時に経験されたことからも述べる。

2. 実験

2.1 実験装置および実験方法

計測点を含む実験装置の系統図を図 1 に、主要部の外観を図 2 に示す。LOX は外壁を LN₂ 蛇管で保冷され、GN₂ で加圧されたランタンクよりタービン式流量計で流量を測定された後、主弁および流量調節弁を通り噴射器に供給される。LOX 供給ラインは外部からの熱侵入による二相流化を防ぐため LN₂ ジャケットにより保冷さ

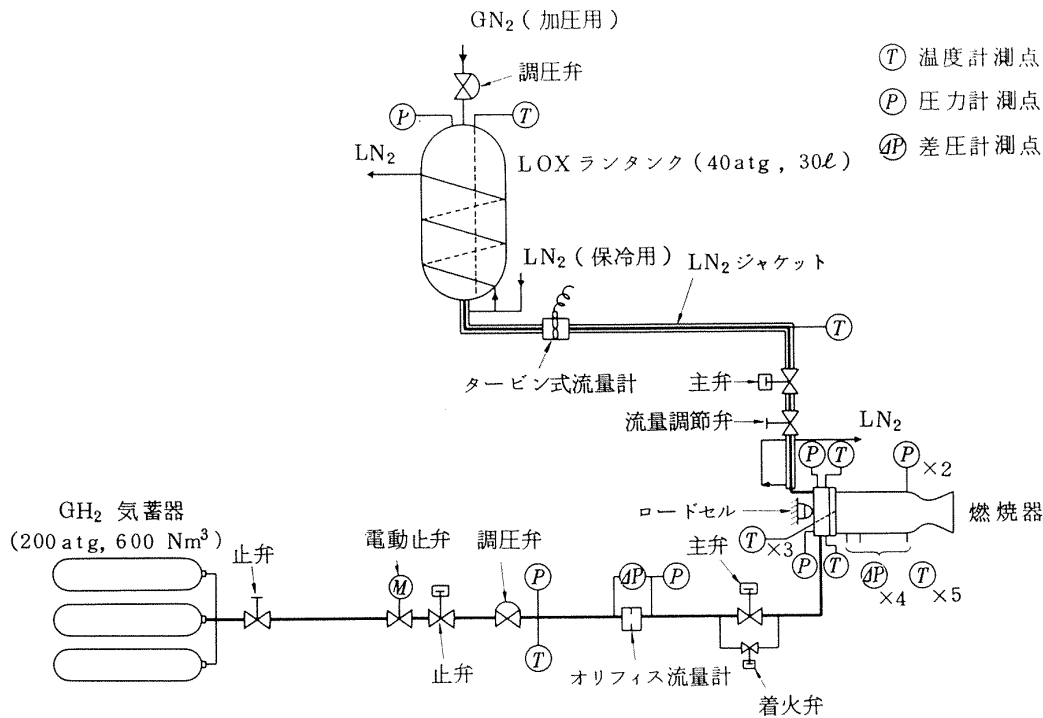


図 1 実験装置系統図

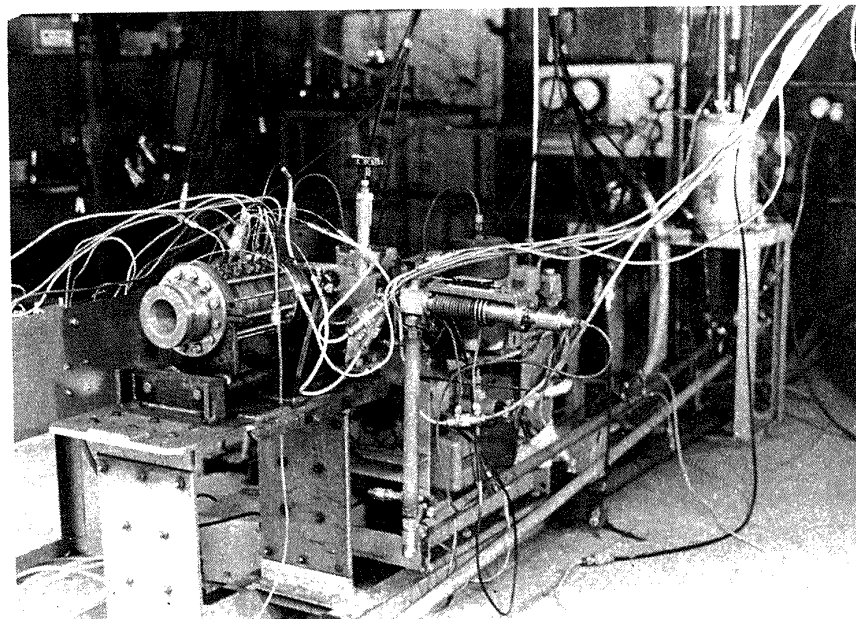


図 2 実験装置主要部

れており、LOX 流量はランタンク加圧ガスの設定圧力かあるいは流量調節弁によって変えることが出来る。一方GH₂は商用の高圧(200atg)ポンペから調圧器で約50~25atgに調圧され、オリフィス流量計で流量を測定された後、並列に設けられた着火弁、主弁を通り噴射器に常温で供給される。GH₂流量は調圧器の設定圧力により変えられる。

着火には噴射器付近の燃焼室壁に取付けたスパーク・プラグを用いた。着火時のLOXとGH₂のバルブタイミングはほぼ同時としたが、ハードスタート等による着火のトラブルはほとんど起らず、タイミングを少々変えても目立った変化はみられなかった。この実験の場合はLOX管路にあらかじめLOXを流すなどの予備操作は特に行っていないが、着火時の各部の圧力やLOXおよびGH₂流量は0.4~0.5秒以内にほとんど定常値に達する。但し噴射圧力、燃焼圧力、推力等は過渡状態の後半で立上り速度を増し実質的な立上り時間は0.2~0.3秒程度である。また、本実験の場合の定常燃焼時間は約2秒、燃焼室圧力レベルは約20atm、推力レベルは約300kgf、混合比(O/F)の変化範囲は約2~10である。図3-1~2に燃焼実験の代表的なオシログラムを示す。

2.2 計測項目

ロケットの燃焼においては特性速度(C^*)が燃焼性能を表わすもので次式で表わされる量である。

$$C^* = \frac{(P_c)_{t,s} A_t \cdot g}{w_o + w_f} \quad (1)$$

従って C^* の実験値と理論値との比較による C^* 効率(η_{c^*})により燃焼器の燃焼性能の評価が出来る。実験においては燃焼圧力およびLOX, GH₂の流量測定を行ない上式により C^* の実験値を求めた。燃焼圧力はノズル収縮部入口上流1.3cmの位置で2個のストレンゲージ式圧力変換器により測定しその平均値を燃焼圧力(静圧)とし、

この測定圧力を基にしてノズルロート部における総圧を求め C^* 値の算出に用いた。総圧への換算方法は付録2.1に示す。また C^* 値の理論値(ノズル内で化学反応が移行平衡状態にある組成に基づく C^* の理論値)を付録2.5に示した。

LOX流量計測はタービン式流量計によった。LOX密度算出のため流量計上流および下流での温度、圧力をI-C熱電対、ストレンゲージ式圧力変換器で測定した。流量計のメーター定数の校正は常温の水で行なった。メーター定数の再現性は±0.1%以内であった。LOX流量計測については付録1.2に示す。またGH₂流量測定はオリフィス流量計によった。オリフィス前後の差圧を差動トランス式検出器により検出し、開平演算器により出力信号と流量を直線化し処理した。GH₂密度算出のため流量計付近での温度、圧力をI-C熱電対、ストレンゲージ式圧力変換器で測定した。オリフィス板の流出係数確認のため付録1.1に示す校正試験を行ない、オリフィス形状から決る流出係数(0.69)に+4%の補正を行なった。GH₂流量計測については付録1.1に示す。

これらの計測項目の他に推力はストレンゲージ式ロードセルにより、各推進薬の噴射圧力はストレンゲージ式圧力変換器で、また燃焼室内長手方向の静圧分布測定のために5位置で、各位置間の差圧をストレンゲージ式差圧変換器により測定した。このほか噴射器マニホールド内推進薬温度および燃焼室壁、噴射器フェイスプレートへの熱流出を知るために各温度測定を行なった。

各計測項目の推定精度および再現性を表1に示す。これらのことにより C^* 値の計測精度はほぼGH₂流量測定精度によって決り、推進薬総流量にしろるGH₂流量の割合が多くなる混合比の小さい所ではおおよそ±3%程度と考えられる。但し計測系としての再現性は±1%以内であると考えられる。

表1 計測精度および再現性

計測項目	検出器形式	(推定)精度	再現性	データ収録方法
流量	液体酸素	±1%	±0.1%	* パルスカウンター
	ガス水素	±4%	±1%	直記式電磁オシログラフ
圧力	ストレンゲージ式 圧力変換器	±1%	±0.2%	** デジタル
		±1%	±1%	直記式電磁オシログラフ
推力	ストレンゲージ式 ロードセル	±1%	±1%	直記式電磁オシログラフ
温度	I-C, C-A 熱電対	±1%	±1%	直記式電磁オシログラフ

*, ** 0.5秒間の平均値

** 燃焼圧力

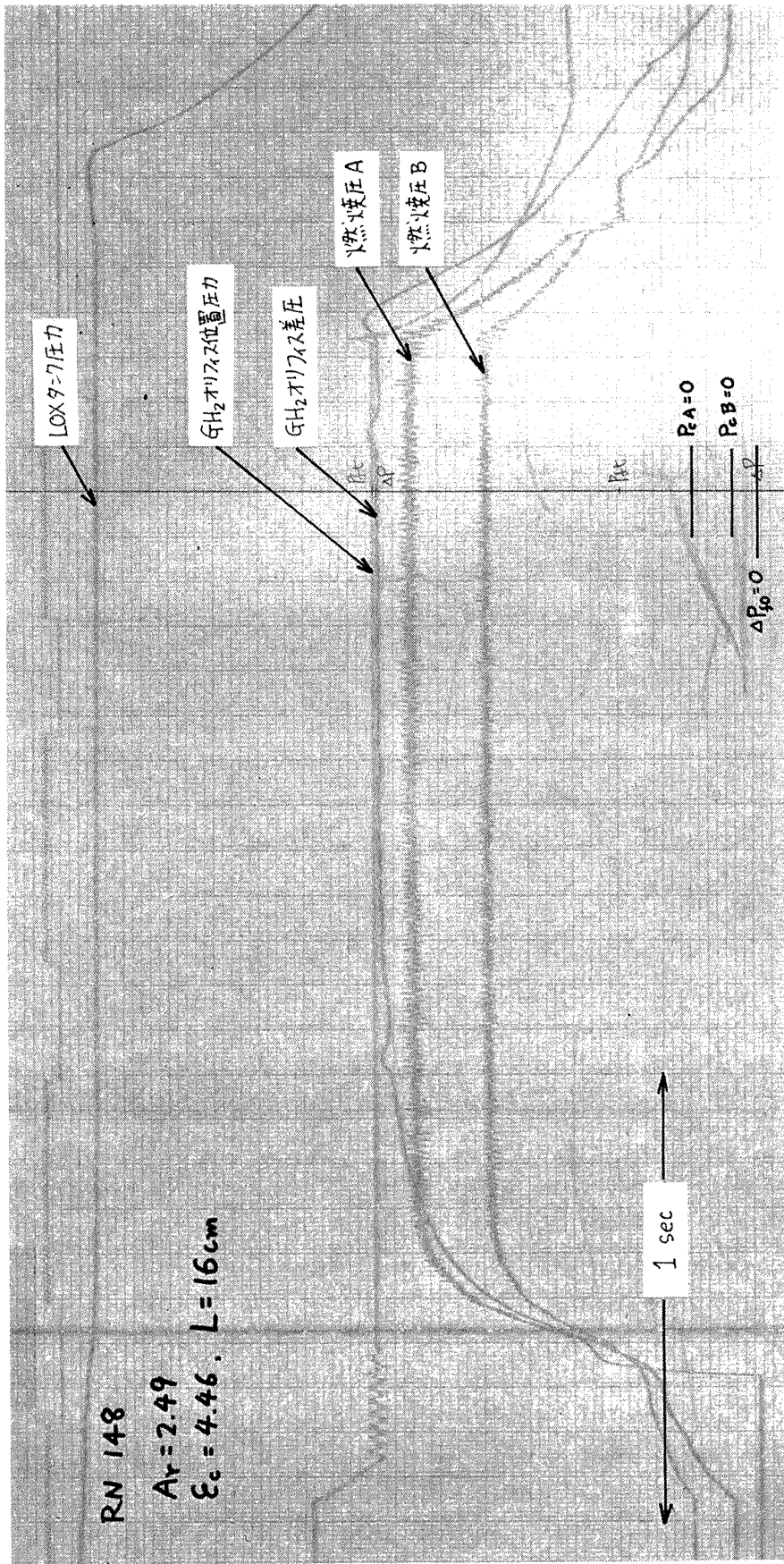


図 3-1 燃焼実験オシログラム例

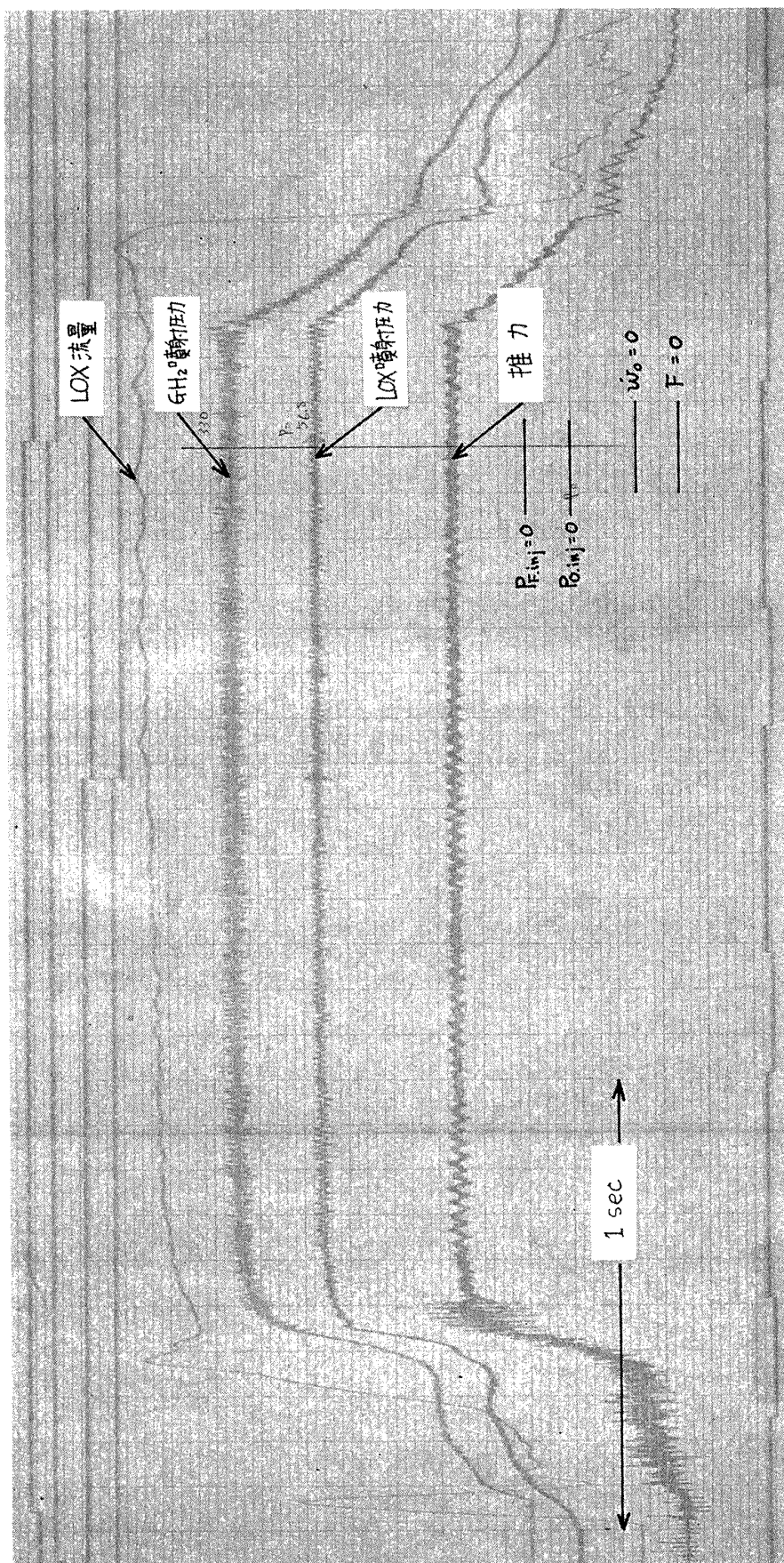


図 3-2 燃焼実験 オシログラム例

3. 供試噴射器および燃焼室

3.1 噴射器

噴射器の噴射形式は酸素・水素エンジンで広く用いられている同軸型を用いた。同軸型にはLOXとGH₂の噴口が噴射器フェイスプレートに一致しているフラッシュ型、LOX 噴口が僅かに後退しているリセス型、これと逆の場合のエクセス型、特殊なものとして推進薬に施回流を与えるスワール型等がある。リセス型は標準的なフラッシュ型に比して燃焼効率は僅かながら向上し、特に高周波の振動燃焼に対して安定効果があると言われている⁽¹⁷⁾。スワール型も燃焼効率は向上するが構造がいく分複雑になる。本実験においては同軸型の比較の標準になるフラッシュ型とした。

LOX・GH₂の同軸型噴射器においてはLOXの初期微粒化および推進薬間の混合は、各推進薬の噴射速度、噴射流量比、噴口径、噴射要素分布密度および周囲圧力、温度等に影響を受ける。例えば文献⁽¹⁸⁾によれば気液噴射器によって形成される噴霧の重量平均粒径(\bar{D})、および気液混合の一様性を表わすRupe⁽¹⁹⁾の混合度パラメータ E_m は次式で表わされる。

$$\left. \begin{aligned} \bar{D} &= k D_l / \exp B \left[(V_g - V_l) / MR \right] \\ E_m &= 100 \left[1 - 1 / \exp (A \phi) \right] \end{aligned} \right\} (2)$$

ここに $\phi = 4(V_g - V_l) / (D_l \cdot MR)$

また文献⁽²⁰⁾によれば

$$\left. \begin{aligned} \bar{D} &= D_l \cdot f \left((V_g - V_l) / MR \cdot V_l \right) \\ E_m &= f \left(\rho_g V_g^2 / MR \cdot V_l \right) \end{aligned} \right\} (3)$$

で表わされると述べている。

これらのことにより本実験では上述の各変数の内、実験的に広範囲に変えられ、かつ燃焼性能に大きく影響を与えると考えられるGH₂噴射速度と混合比とを変数に選んだ。このほかにも特に噴射要素数は噴射要素分布密度および要素当りの推進薬流量に関する重要なファクターであるが本実験では12個に固定した。

GH₂噴射速度を広い範囲で変化させるため、GH₂噴口面積の異なる3種類の噴射器を用いた。但しLOX側噴口面積は一定とした。各噴射器のGH₂噴射速度およびLOX噴射速度範囲を図4に示しこの時の噴射速度比の範囲を図5に示した。

噴射器の噴口配列および諸元を図6、表2に示す。図7に分解された噴射器の写真を示す。また推進薬流量と噴射差圧との関係を図8-1~2に示す。なお噴射要素の材質はSUS 304であり、フェイスプレートはSUS 304と銅(DCuB)の2種類を用いた。SUSのフェイスプレートには噴射面への熱流入量測定のために熱電対(C-A)をフェイスプレート面と同一になるように取付けた。取付位置は図6にT₁、T₂、T₃で示した。

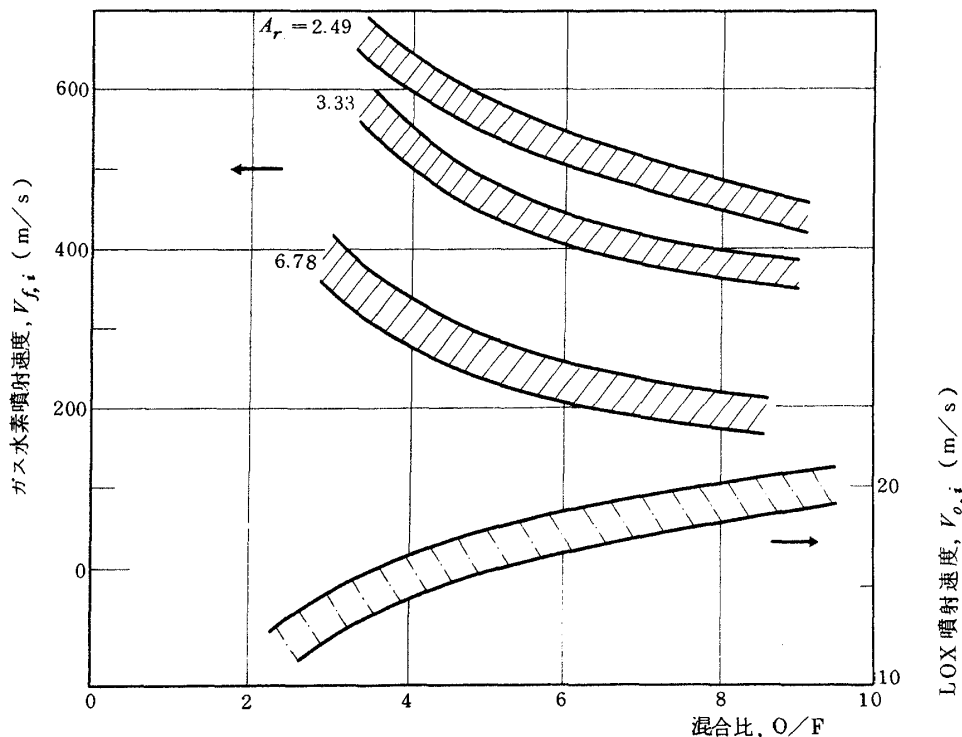


図4 GH₂、LOX 噴射速度範囲

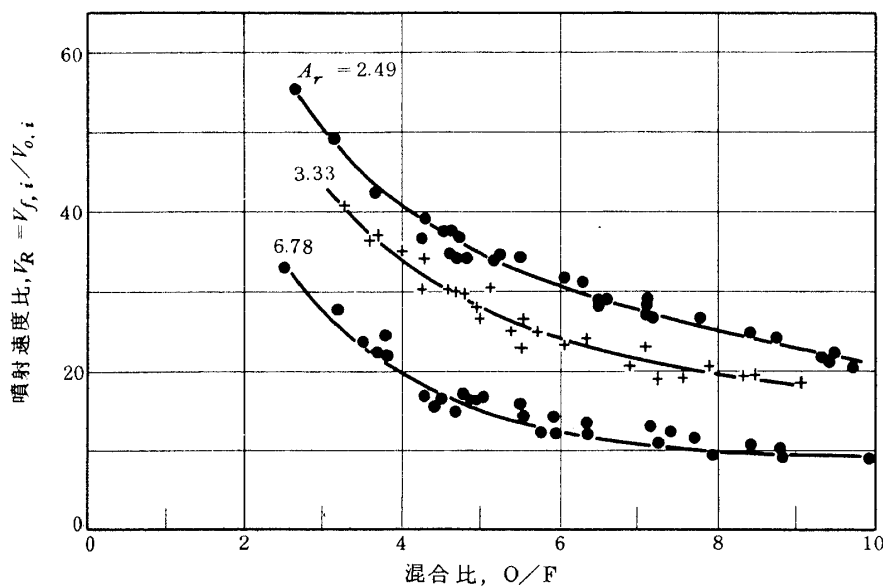


図5 GH₂噴射速度とLOX噴射速度との比

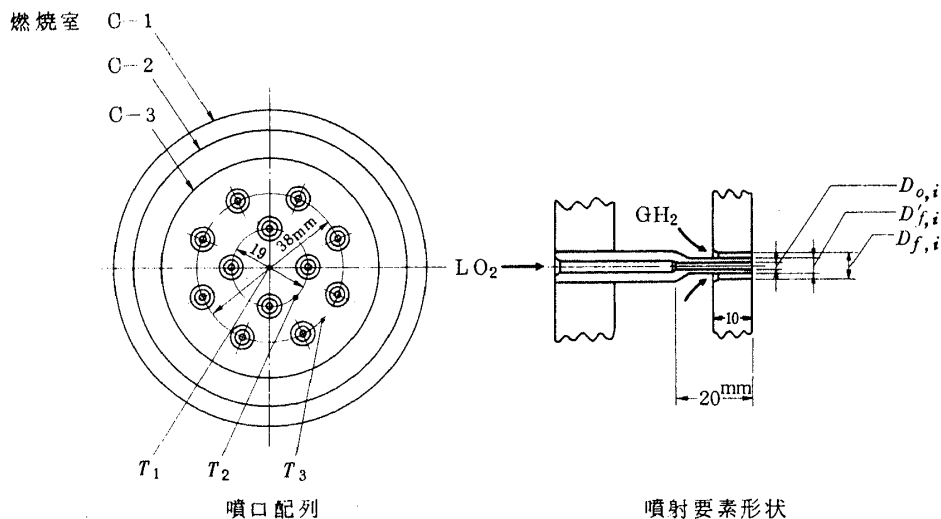


図6 噴射器噴口配列および噴射要素形状

表2 噴射器諸元

噴射器	I-1	I-2	I-3
要素数	12	12	12
$D_{o,i}$ (mm)	2.3	2.3	2.3
$A_{o,i}$ (mm ²)	4.15	4.15	4.15
$D_{f,i}$ (mm)	7.2	5.8	5.4
$D'_{f,i}$ (mm)	4.0	4.0	4.0
$A_{f,i}$ (mm ²)	28.13	13.85	10.33
$A_r = A_{f,i} / A_{o,i}$	6.78	3.33	2.49

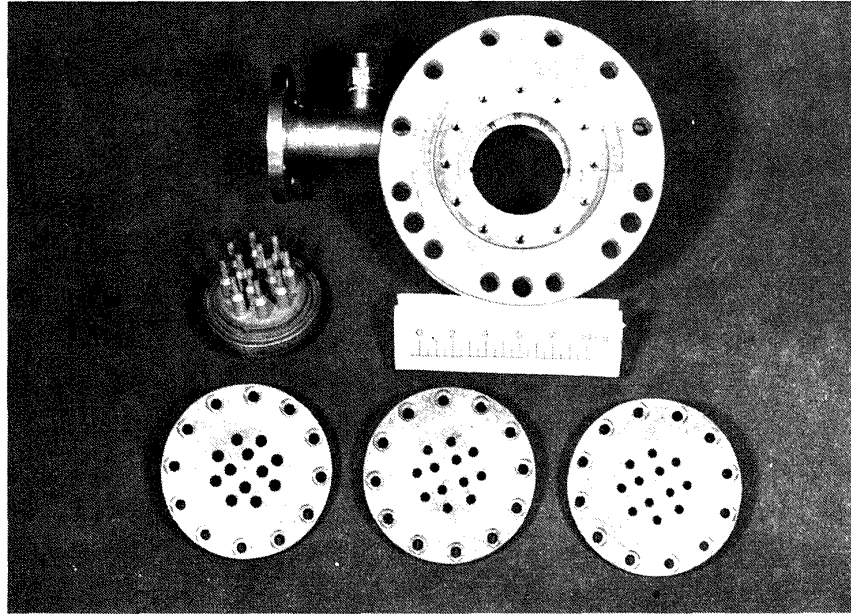


図7 供試噴射器分解図

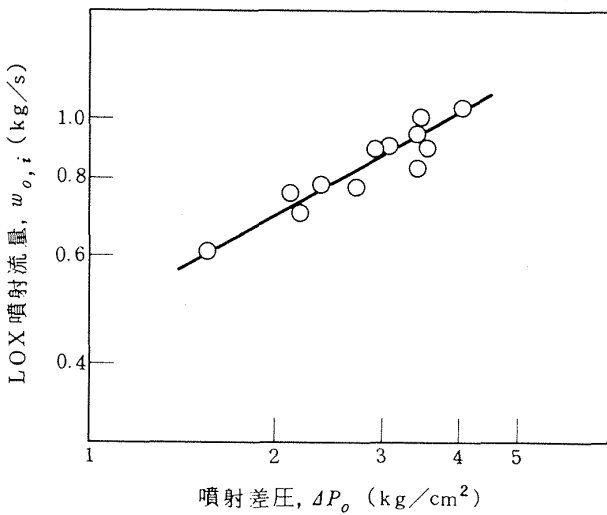


図8-1 LOX 噴射差圧と流量の関係

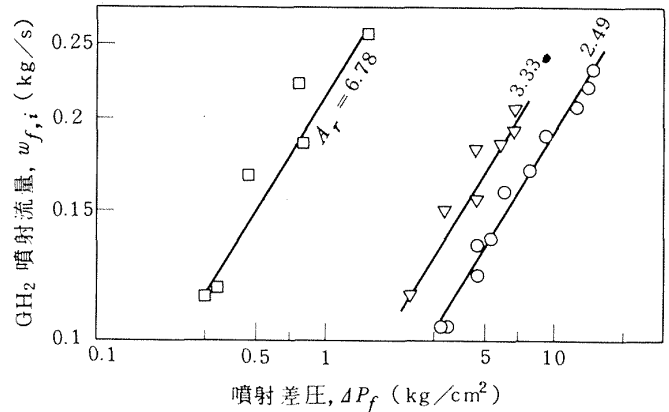


図8-2 GH₂ 噴射差圧と流量の関係

3.2 燃焼室

燃焼室形状は円筒状とし燃焼室収縮比および燃焼室長さを変数とした。このうち燃焼室収縮比は燃焼室内ガス速度、圧力降下量および燃焼室断面を通過する推進薬の流束密度に関するパラメータであり、従ってLOX 噴霧の蒸発速度、推進薬間の混合等に影響を与える重要なファクターである。文献⁽²¹⁾によれば推力が小さく燃焼圧力の比較的低い燃焼器では $\epsilon_c = 2 \sim 5$ を、推力が大きく燃焼圧力の高い場合には $\epsilon_c = 1.3 \sim 2.5$ の値を選ぶのが適当であると述べられているが、用いる推進薬の種類やその噴射条件によっても異なって来るものと考えられる。また文献⁽²²⁾においては $\epsilon_c = 1.5 \sim 6$ の範囲で C^* 効率への影響を実験的に調べているが、 ϵ_c のみならず燃焼圧力

も大巾に変化しているため、 ϵ_c 自身の C^* 効率への影響を知ることは出来ない。

これらのことにより本実験では $\epsilon_c = 4.46, 3.41, 2.03$ (燃焼室内径で 80, 70, 54mm) の3種類の燃焼室を用いた。また燃焼室長さは推進薬の滞留時間に影響を与えるものとして重要であるが、本実験では円筒状燃焼室長さを 6~21 cm の範囲で、5 cm 単位で増減出来るものを用いた。ノズル部はノズル入口からスロート位置まで 5 cm、膨脹部の開き半角 15.5 度のコニカルノズルを用いた。これらの組合せにより噴射面からノズルスロート位置まで 11~26 cm、燃焼室特性長さは 0.22~1.06 m の範囲で変えられる。燃焼室およびノズル部は銅 (DCuB) の無冷却熱吸収式であり各セグメントへの熱流出量を知

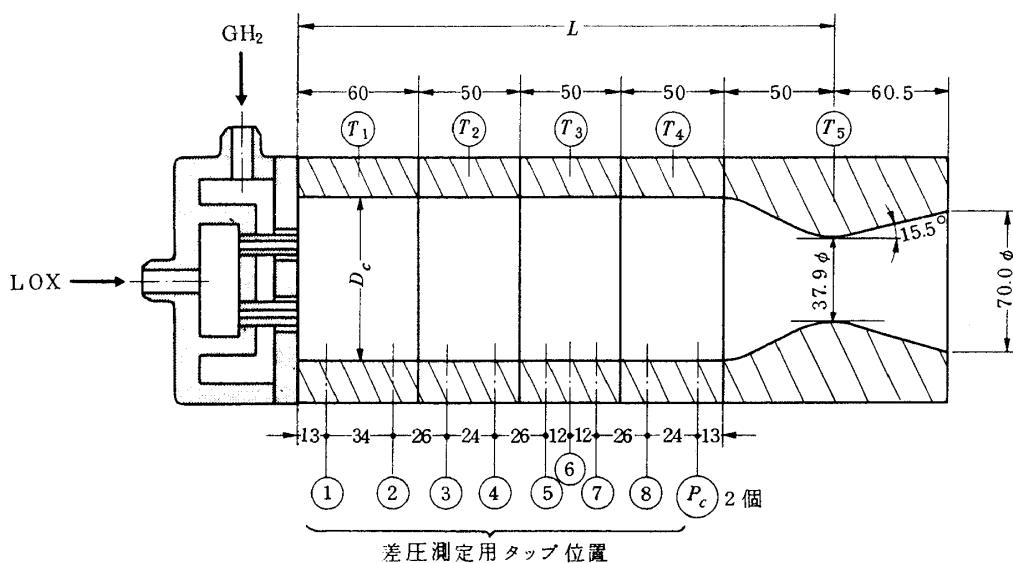


図9 燃焼室形状および圧力, 温度計測位置

表3 燃焼室諸元

名称	直径, D_c (mm)	収縮比, ϵ_c	特性長さ L^* (m)			
			$L=0.11m$	0.16 m	0.21 m	0.26 m
C-1	80	4.46	0.39	0.62	0.84	1.06
C-2	70	3.41	0.31	0.48	0.65	0.82
C-3	54	2.03	0.22	0.32	0.42	0.52

るために熱電対 (I-C) により温度上昇分を測定した。燃焼室, ノズル部形状, 温度, 圧力計測位置および諸元を図9, 表3に示す。

4. 実験結果および考察

各パラメータの燃焼性能への影響の評価は C^* 効率によって行なった。図10, 図11, 図12は混合比, GH₂ 噴口面積 (すなわち GH₂ 噴射速度), 燃焼室収縮比および燃焼室長さを変えた場合の C^* 効率の実験値を示す (但し, ここで言う C^* 効率は移行平衡理論値の C^* 値をもとにした値である)。図中黒く塗りつぶした点および半分塗りつぶした点は低周波の振動燃焼が生じた場合および遷移状態にある場合 (振動数は約 67~210 Hz である) であり, 燃焼性能の議論ではこれらの点は除外した。以下これらのデータを基にして各パラメータの燃焼性能への影響について述べる。なお C^* 効率の計算方法については付録2に示した。

4.1 GH₂ 噴射速度の燃焼性能への影響

燃焼効率に大きな影響を与える LOX の霧化特性と推

進薬間の混合は推進薬の噴射速度, 特に GH₂ と LOX の相対噴射速度に依存することは (2), (3) 式に示したが, 本実験では GH₂ 噴射速度変化範囲を大きくとり, LOX 噴射速度はほぼ一定とした。これらの噴射速度範囲は図4に示されるように LOX 噴射速度, 約 13~20 m/s, GH₂ 噴射速度, 約 224~717 m/s の範囲である。まずこれらの噴射速度の C^* 効率に対する影響について燃焼室特性長さ一定 ($L^* \approx 0.5m$) の条件で述べる。図13は各収縮比の燃焼室で GH₂ 噴射速度を変化させた場合の C^* 効率である。図中のパラメータ A_r は GH₂ と LOX の噴口面積比を示し, 従って A_r の小さい噴射器ほどより早い GH₂ 噴射速度を有する場合である。これらから GH₂ 噴射速度の C^* 効率への影響は燃焼室収縮比の大きさにより異なるが,

(1) GH₂ 噴射速度の大きいものほど高い C^* 効率を示し, この傾向は $\epsilon_c = 4.46, 3.41$ の燃焼室では特に顕著である。但し $\epsilon_c = 2.03$ の燃焼室においては GH₂ 噴射速度の違いによる C^* 効率の差は少ない。

(2) C^* 効率は混合比が小さくなるに従い増加し, GH₂ 噴射速度の小さい場合ほど, 混合比変化に対する C^* 効率

図10 C^* 効率実験値 ($\epsilon_c = 4.46$)

記号区別			
L (m)	安定	遷移	振動
0.26	○	●	●
0.21	◇	◆	◆
0.16	□	■	■
0.11	▽	▼	▼

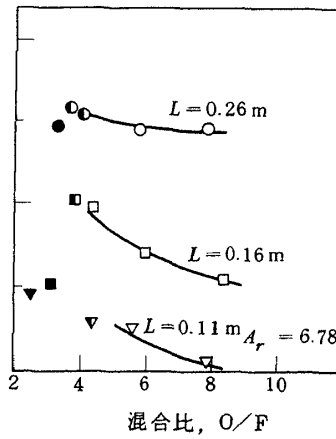
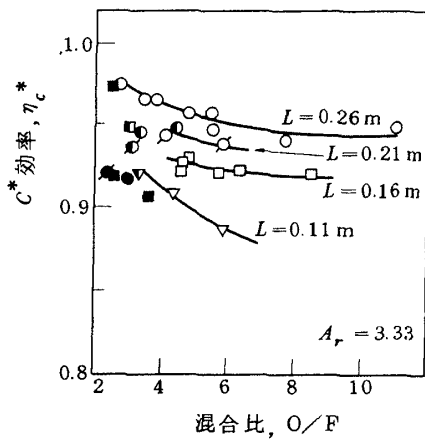
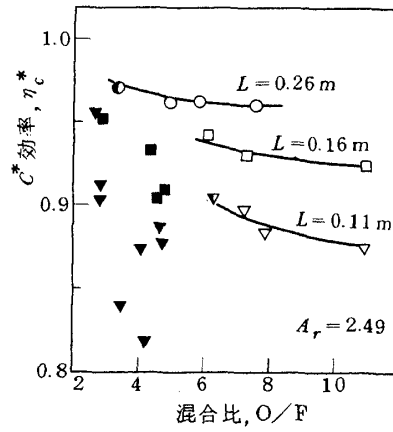


図11 C^* 効率実験値 ($\epsilon_c = 3.41$)

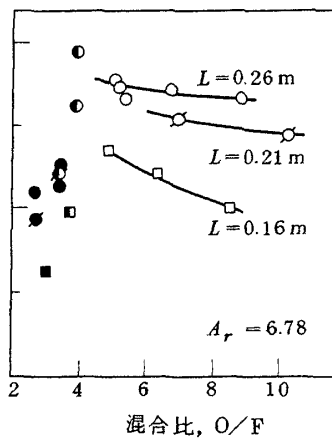
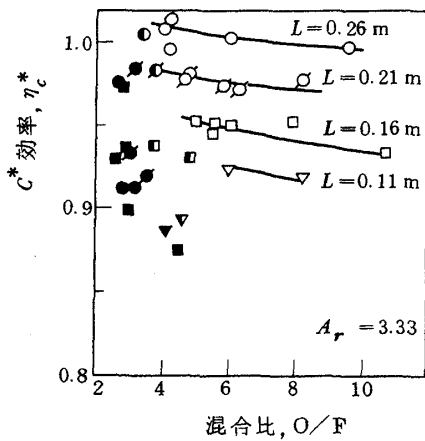
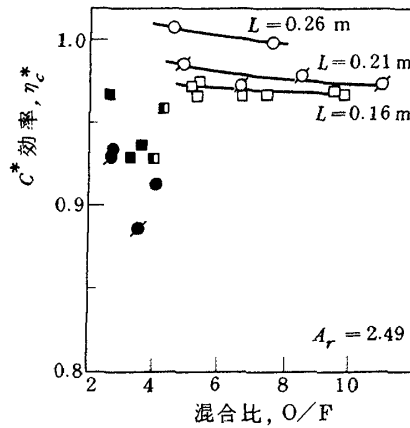


図12 C^* 効率実験値 ($\epsilon_c = 2.03$)

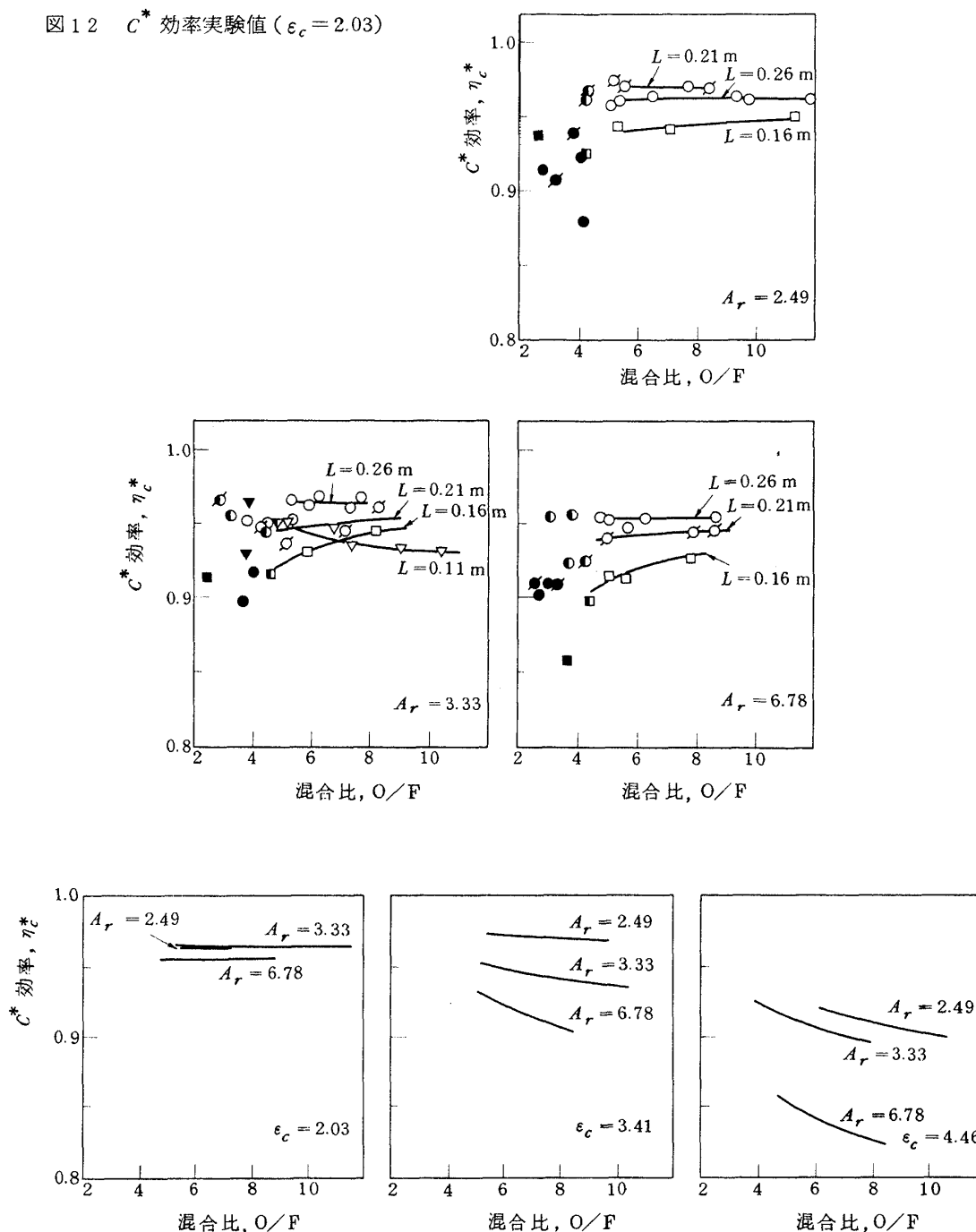


図13 GH_2 噴射速度の C^* 効率への影響 ($L^* = 0.5\text{m}$)

の変化は大きい。但し $\epsilon_c = 2.03$ の燃焼室では C^* 効率は混合比の大きさに影響を受けずほぼ一定の値を示す。

すなわち ϵ_c の小さな燃焼室を除いては、 C^* 効率は GH_2 噴射速度および混合比にきわめて影響を受けやすいがこのことは次のように説明される。すなわち ϵ_c の比較的大きな燃焼室においては、燃焼室内ガス速度は GH_2 噴射速度に比して低い場合であり (図14を参照) 従って推進薬噴射速度、噴射流量比等によって決る LOX の霧

化、混合の初期状態 (例えば(2), (3)式) が燃焼室内において比較的下流まで保存され、そのまま燃焼効率に表われるものと考えられる。一方 ϵ_c の小さな燃焼室においては、燃焼ガス速度は GH_2 噴射速度に比して同程度かあるいはこれよりも大きいため、噴霧の状態は噴射面近傍では噴射条件に左右されるが、以後の過程においては高速の燃焼ガスに支配され初期状態は緩和されその結果として燃焼効率が GH_2 噴射速度および混合比の大きさにさほど影響されないことになるものと考えられる。

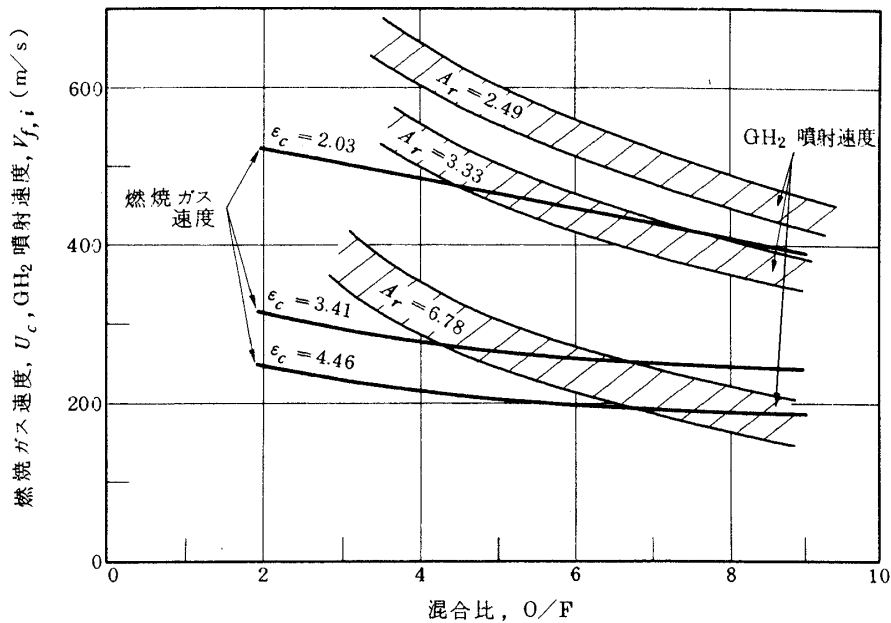


図 14 燃焼ガス速度（計算値）とGH₂噴射速度（実験値）範囲の比較

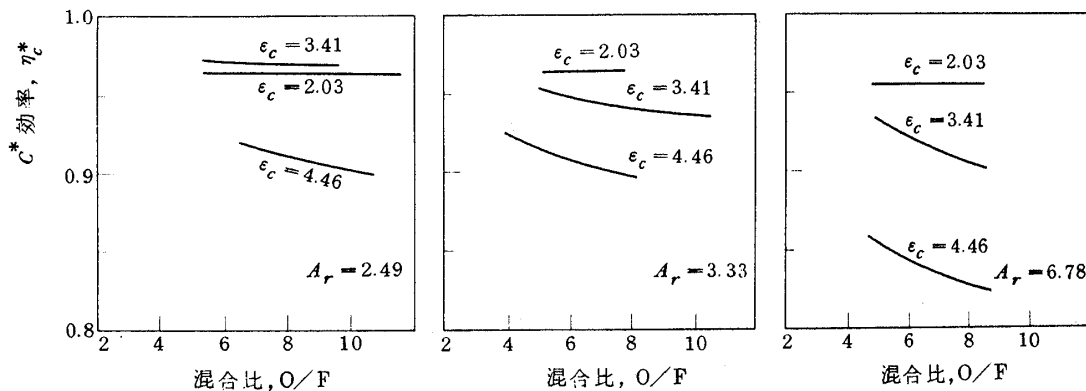


図 15 燃焼室収縮比のC*効率への影響(L* = 0.5m)

なお図 14 に示した燃焼ガス速度は燃焼が完全に行なわれたとした場合の物性値（付録 2.5）をもとにした計算値である。

4.2 燃焼室収縮比，燃焼室長さの燃焼性能への影響
燃焼室特性長さを一定（L* = 0.5m）にして，燃焼室収縮比を変えた場合のC*効率への影響を図 15 に示す。燃焼室収縮比の影響はGH₂噴射速度の大きさにより異なるが，

(1) GH₂ 噴射速度の小さい場合（Ar = 3.33, 6.78）には燃焼室収縮比のC*効率への影響は大であり，収縮比の小さい燃焼室ほど高いC*効率が得られる。この場合の混合比変化に対するC*効率の影響の受け方は前節で述べた如く，燃焼室内ガス流速の大きいεc = 2.03 の場合を除いてはきわめて影響を受けやすい。

(2) これに対しGH₂ 噴射速度の大きい場合（Ar = 2.49）にはεc = 3.41 の燃焼室が最も高いC*効率を示し，この場合には最適な燃焼室収縮比が存在する傾向を示す。

次に推進薬噴射条件を一定にして燃焼室収縮比と燃焼室特性長さのC*効率への影響を述べる。図 16 はこれらの影響を噴射速度比（VR = Vfi / Vo,i，これは 4.3 節で述べるようにC*効率と一義的な関係がある）一定の条件下で，（εc, L*）面上での等C*効率線図で示した。図から等C*効率線群の傾向すなわち収縮比，燃焼室特性長さのC*効率への影響のおよぼし方は噴射速度比の大きさによって変わることが分る。噴射速度比が比較的小さい場合（VR = 20）には燃焼室収縮比の小さい燃焼室の方がより短いL*で所定のC*効率が得られるが，噴射速度比が大きくなる（VR = 30）に従いεc = 2~3 の範囲で

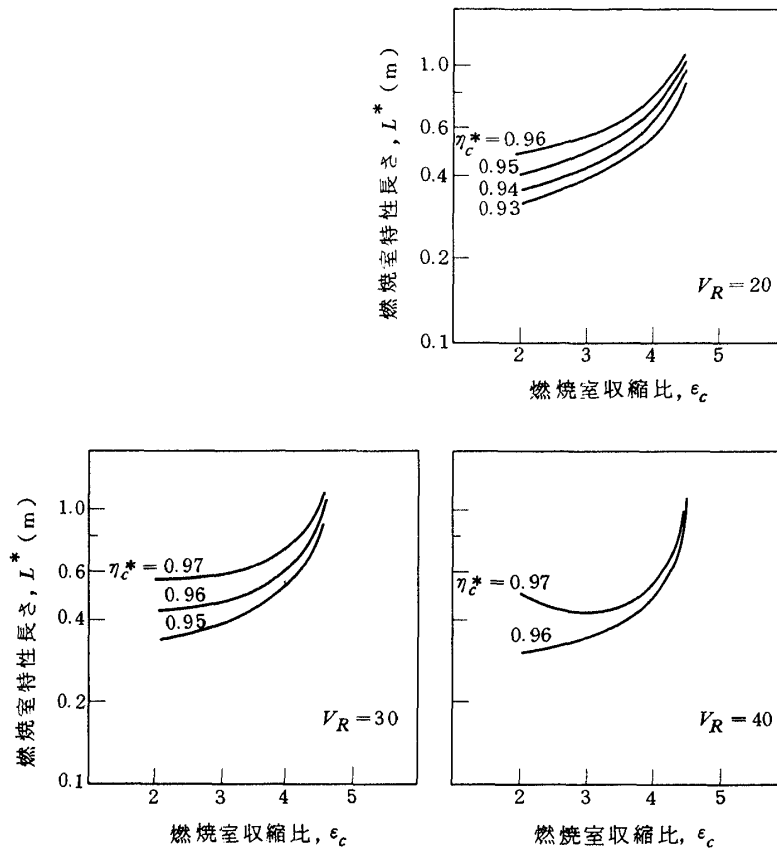


図 16 C^* 効率におよぼす燃焼室収縮比，燃焼室特性長さの影響

は収縮比の大きさにかわらず同じ L^* の燃焼室でほぼ等しい C^* 効率を得られることを示している。更に噴射速度比が大きくなれば ($V_R = 40$) 高い C^* 効率を得るためには最適な燃焼室収縮比が存在する傾向を示している。

4.3 噴射速度比，燃焼室長さを含むパラメータによる C^* 効率の整理

気液 2 相の同軸噴流の霧化，混合を支配するパラメータとして前述の(2)，(3)式で表わされるパラメータや噴射速度比，あるいは運動量比，質量流束比等が考えられるが，この実験の場合は，噴射速度比によって C^* 効率を比較すると最もよく整理されることが分った。すなわち種々の GH_2 噴射速度を有する噴射器において， GH_2 噴射速度，混合比が異なった条件にあっても噴射速度比 ($V_R = V_{f,i} / V_{o,i}$) が同じであればほぼ等しい C^* 効率を示した。図 17-1~3 に噴射速度比により整理した結果を示す。

これらから

(1) 燃焼室の条件一定のもとでは，噴射器の種類(すなわち GH_2 噴射速度の大きさの違い)および混合比の大きさにかわらず噴射速度比が同じであればほぼ等しい C^* 効率を得られ，噴射速度比の増加により C^* 効率は増加

する。

(2) 噴射速度比の増加による C^* 効率の増分 ($\Delta \eta_c^* / \Delta V_R$) は燃焼室長さが長くなるに従い小さくなり，また燃焼室収縮比が小さくなるに従っても小さくなること分かる。

次に，噴射器の特性を表わすパラメータとみなせるこの噴射速度比と，燃焼室長さを含めたパラメータによる C^* 効率のひとつの整理方法を述べる。まず，噴射速度比の増加による C^* 効率の増分と燃焼室長さの増加による C^* 効率の増分の比，すなわち

$$\alpha = (\Delta \eta_c^* / \Delta V_R)_L / (\Delta \eta_c^* / \Delta L)_{V_R} \quad (4)$$

を考える。 $(\Delta \eta_c^* / \Delta V_R)_L$ ， $(\Delta \eta_c^* / \Delta L)_{V_R}$ の値はそれぞれ図 17-1~3，図 18-1~3 から求められ，これにより α の値は図 19 のようになる。すなわち $\epsilon_c = 4.46$ および 3.41 の燃焼室においては α の値は燃焼室長さの短い所では変化するが，長さが増すに従いほぼ一定の値となる。また $\epsilon_c = 2.03$ における α の値は前者に比して僅かに低いが，ほぼ燃焼室長さに無関係に一定値となる。いずれにしてもこの実験の範囲内では燃焼室長さの短い所を除けば， α の値は燃焼室長さ，噴射速度比に無関係にほぼ一定とみなすことが出来る。したがって噴射速度比の C^*

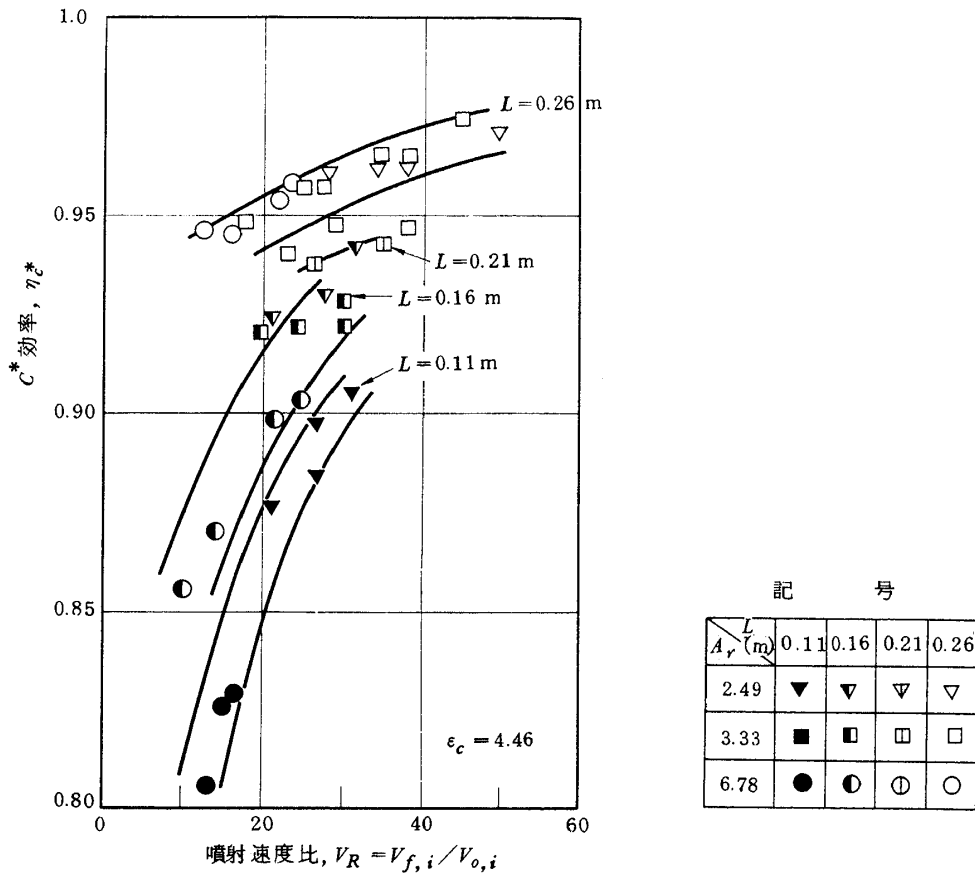


図 17-1 噴射速度比による C^* 効率の表示 ($\epsilon_c = 4.46$)

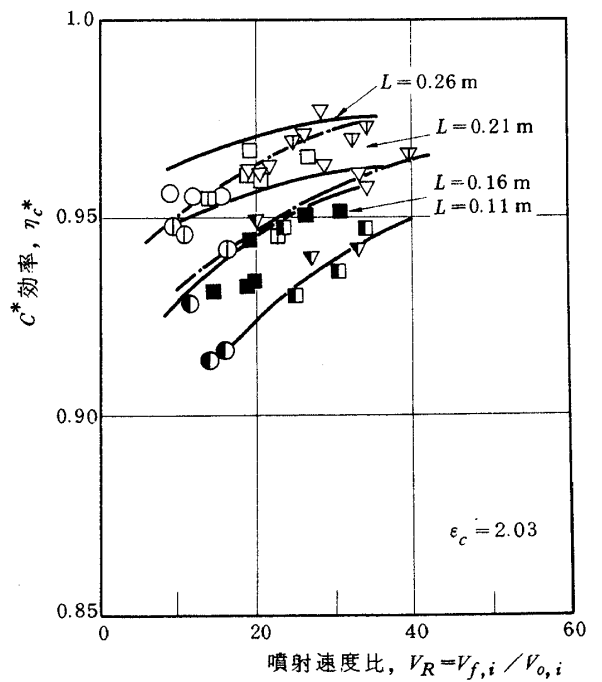
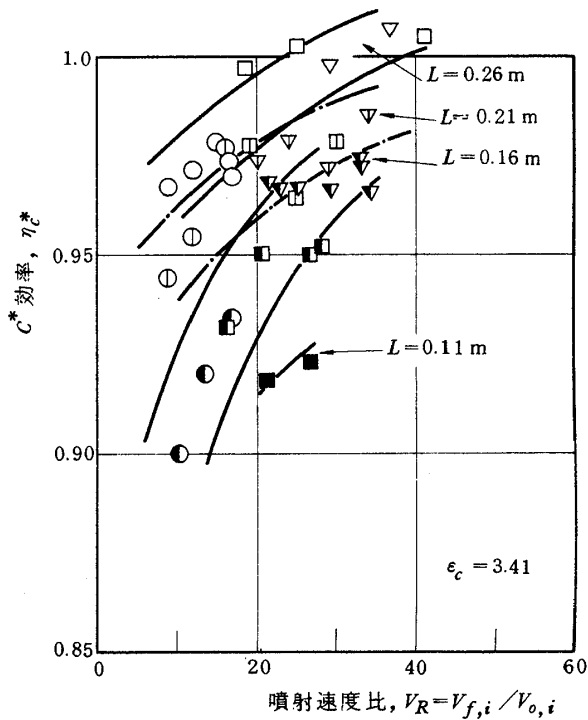


図 17-2 噴射速度比による C^* 効率の表示 ($\epsilon_c = 3.41$)

図 17-3 噴射速度比による C^* 効率の表示 ($\epsilon_c = 2.03$)

効率に対する効果は等価な燃焼室長さ, すなわち αV_R に置きかえることができ, この等価な長さ⁽⁷⁾と物理的な燃焼室長さ L との和を有効な燃焼室長さ L_e , すなわち

$$L_e = L + \alpha V_R \quad (5)$$

と考えれば C^* 効率は

$$\eta_c^*(V_R, L) = \eta_c^*(L_e) \quad (6)$$

で表わされることになる。そこで図19の α の値を ϵ_c のいかににかかわらず 0.4 とみなし C^* 効率の実験値をこの有効燃焼室長さを用いて整理すれば図 20-1~3 のようになる。これらの図における C^* 効率の実験点のばらつきは $\epsilon_c = 4.46$ の燃焼室の場合に $\pm 1\%$ 以内, $\epsilon_c = 3.41$ では $\pm 1.25\%$, $\epsilon_c = 2.03$ では $\pm 1.5\%$ 以内である。ここで C^* 効率と L_e 間の関数形を定めるために $(L_e, \ln(1-\eta_c^*))$ 座標面上にプロットし直すと図 21-1~3 に示されるように, それぞれほぼ直線で近似できることから, 関数形は

$$\eta_c^* = 1 - A \exp(-BL_e) \quad (7)$$

で表わされることが分る。但し定数 A および B は表 4 に示すように燃焼室の収縮比によって異った値をとる。これらの定数を用いて全実験データを整理した結果を図 22 に示す。この場合の実験点のばらつきはほぼ $\pm 1.8\%$ である。

また比較のために文献⁽⁷⁾ のデータを有効燃焼室長さによって再整理した結果もプロットした。この実験条件は燃焼圧力 12~14 atm, 噴射要素 9. $\epsilon_c = 7.76$ であるが本整理方法が有効であることが分る。

なお参考のために噴射速度比を等価な長さ⁽⁷⁾に置きかえる本整理方法の有効性を示す例として, 文献⁽²³⁾ の 2 気相同軸噴流の軸方向濃度変化に関するデータをこの方法で再整理し, 濃度 C_m が

$$C_m = f(L_e)$$

で表わされることを付録 3 に示した。

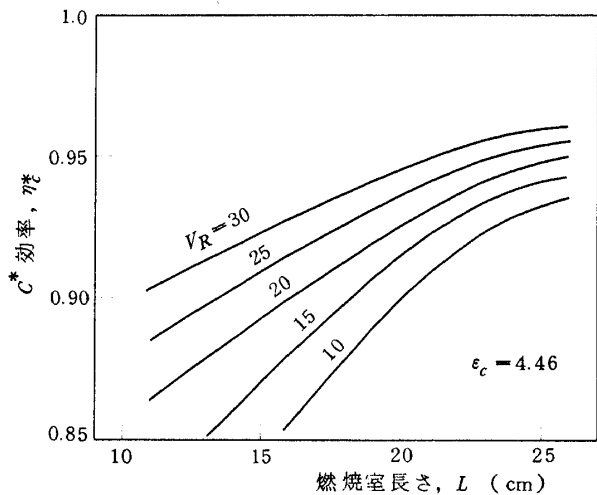


図 18-1 C^* 効率に対する燃焼室長さの影響 ($\epsilon_c = 4.46$)

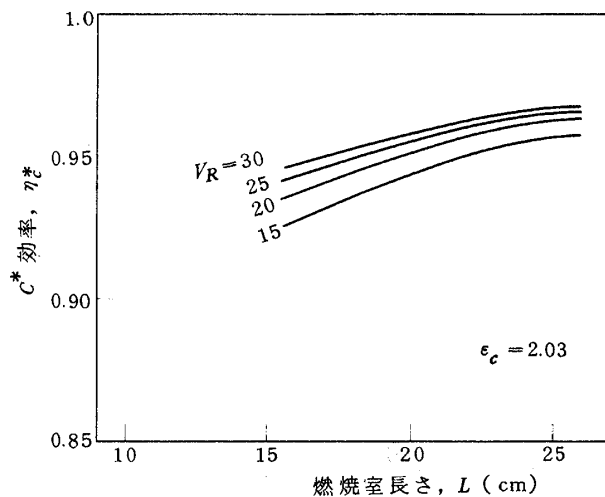


図 18-3 C^* 効率に対する燃焼室長さの影響 ($\epsilon_c = 2.03$)

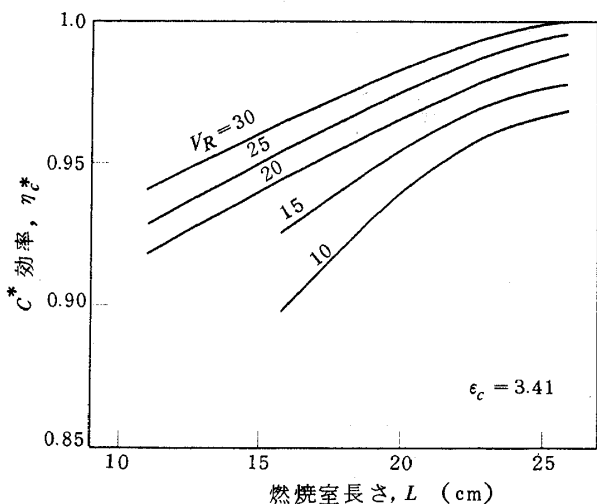


図 18-2 C^* 効率に対する燃焼室長さの影響 ($\epsilon_c = 3.41$)

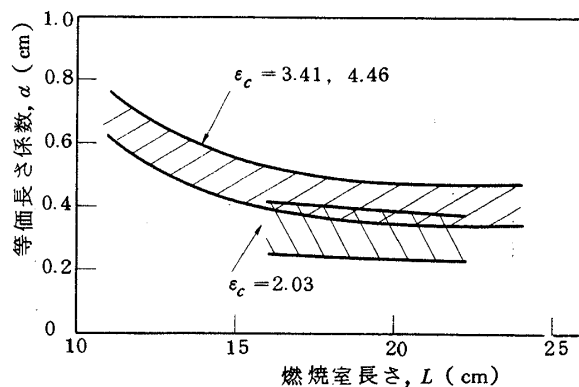


図 19 噴射速度比の等価長さ係数

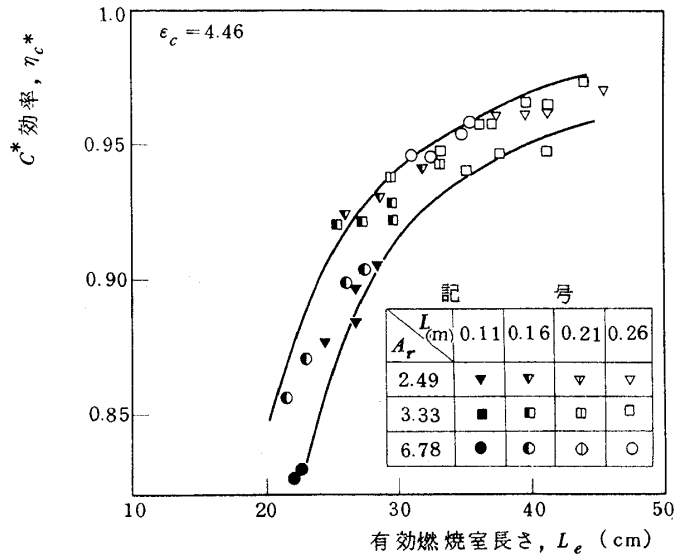


図 20-1 有効燃焼室長さによる C^* 効率の表示 ($\epsilon_c = 4.46$)

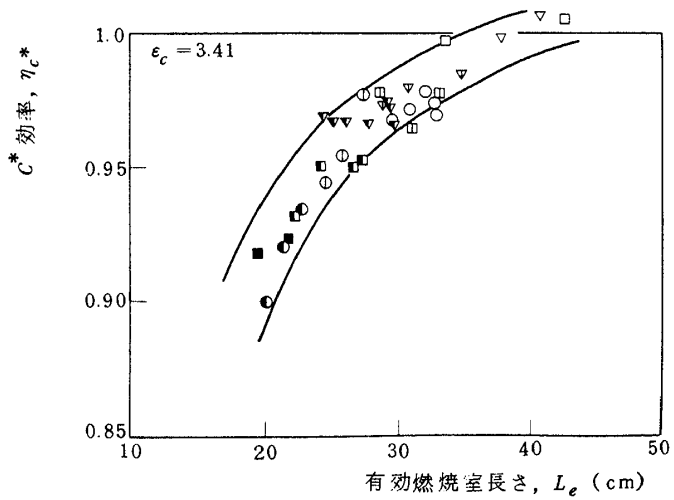


図 20-2 有効燃焼室長さによる C^* 効率の表示 ($\epsilon_c = 3.41$)

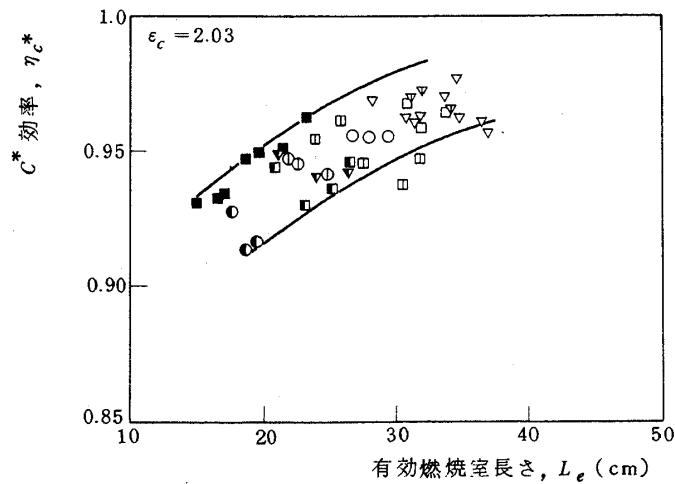


図 20-3 有効燃焼室長さによる C^* 効率の表示 ($\epsilon_c = 2.03$)

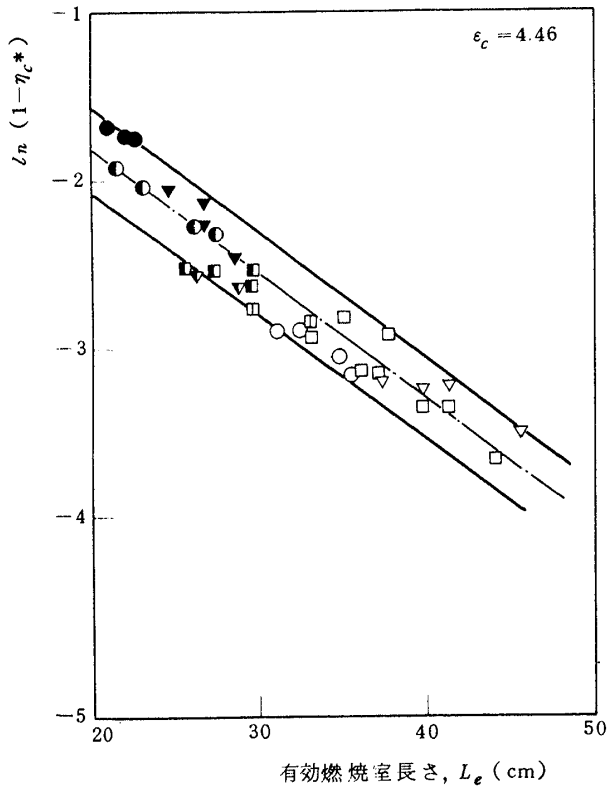


図 21-1 L_e と $\ln(1-\eta_c^*)$ の関係 ($\epsilon_c = 4.46$)

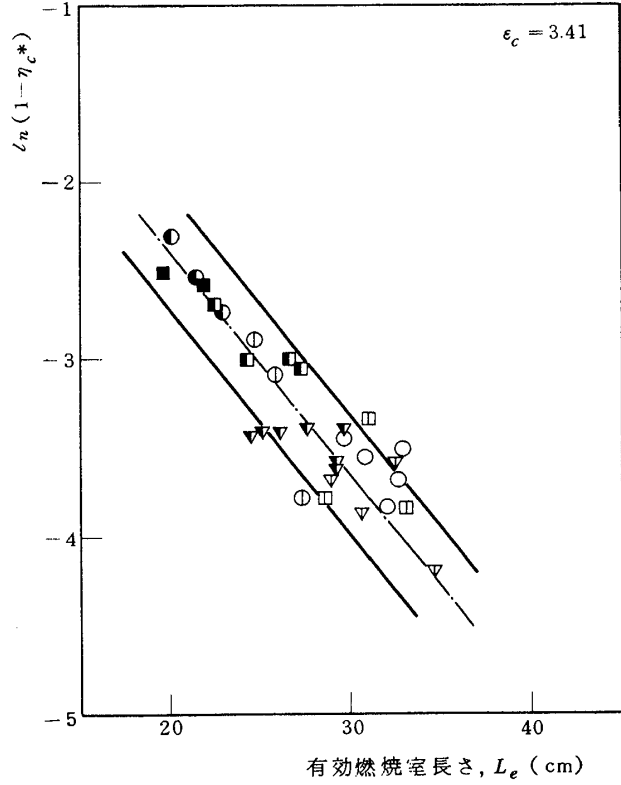


図 21-2 L_e と $\ln(1-\eta_c^*)$ の関係 ($\epsilon_c = 3.41$)

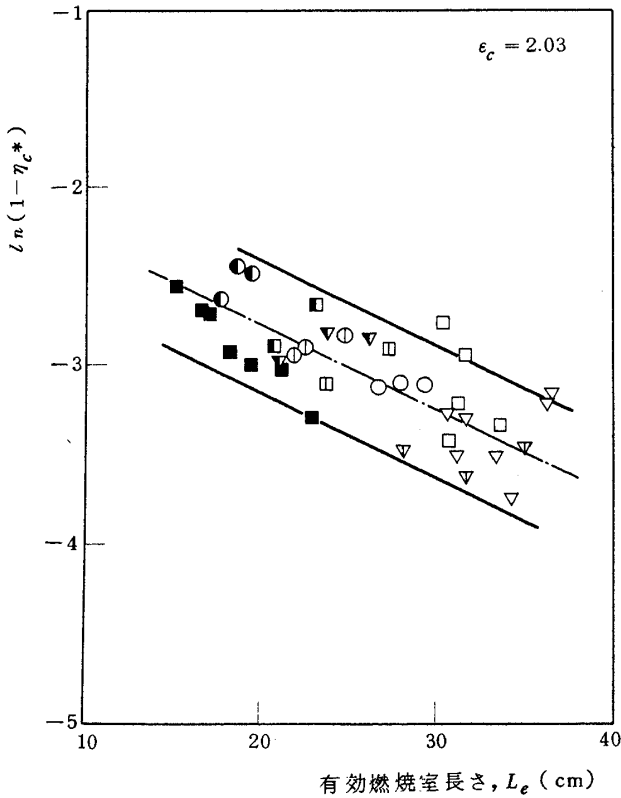


図 21-3 L_e と $\ln(1-\eta_c^*)$ の関係 ($\epsilon_c = 2.03$)

表 4 定数表

ϵ_c	A	B	α
2.03	0.172	0.048	0.4
3.41	0.936	0.124	0.4
4.46	0.733	0.075	0.4
7.76*	0.730	0.133	0.5

* 文献⁽⁷⁾の実験値から求めた値

4.4 燃焼室内長手方向静圧分布による燃焼状態の考察

燃焼室内においては流れ方向に増加する反応量に対応して圧力降下が生じる。従って、燃焼室内長手方向の静圧分布測定値を基にして、燃焼室内での反応量、ガス温度、速度、密度等の諸量が計算により求めることができるが、⁽⁸¹⁾⁽⁸²⁾⁽⁸⁸⁾ 圧力勾配の大きい位置が燃焼反応の活発に行われている位置に対応すると考えられるので、静圧分布測定値からこの領域を推定することが出来る。これは燃焼状態におよぼす諸条件の影響を知る上で有用な手段となる。ここでは、混合比、GH₂噴口面積、燃焼室収縮比を変化させた場合に、燃焼反応が最大になる位置がどのような影響を受けるかについて述べる。

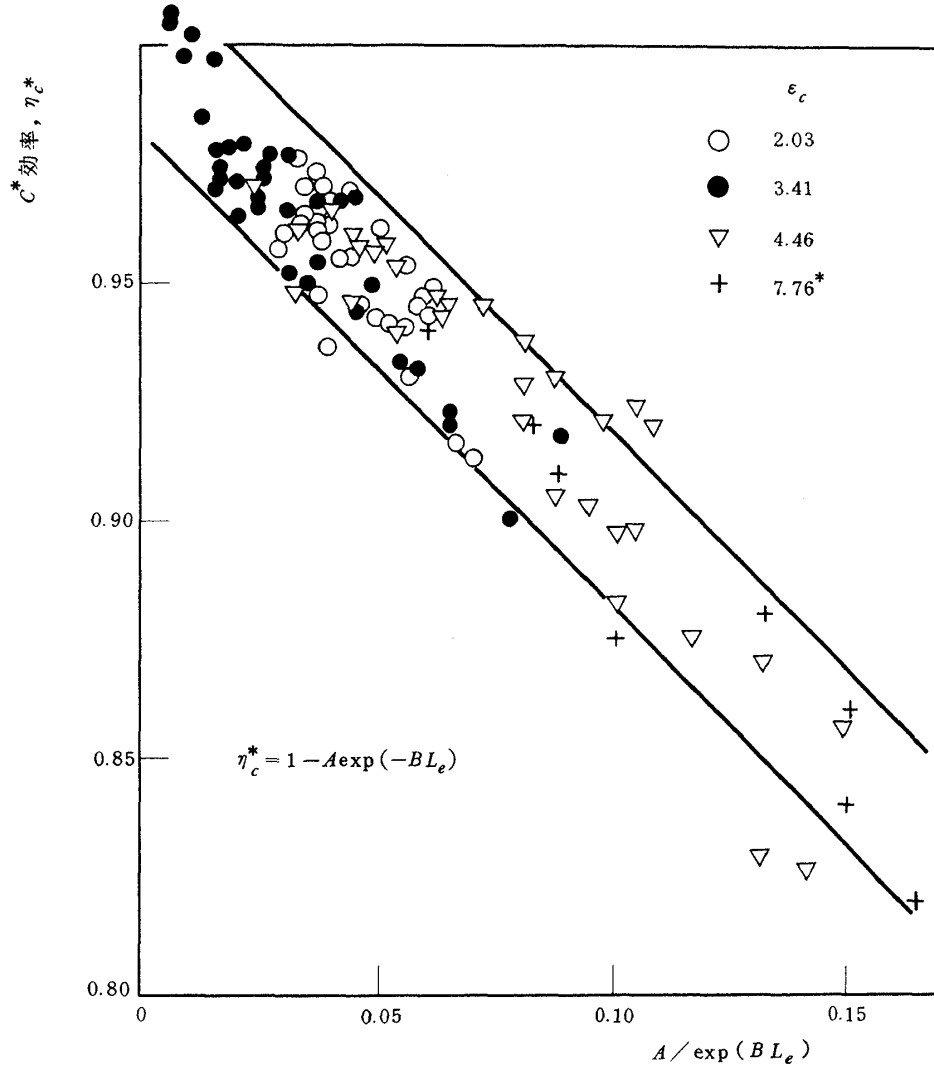


図 22 パラメータ $A/\exp(BL_e)$ による C^* 効率の表示
 (* 文献(7)の実験値より求めたもの)

圧力測定は図 9 に示した測定位置の中から 5 箇所を選び、隣り合う 2 位置間の差圧をストレンゲージ式差圧変換器により測定した。ただし噴射面から 13mm の位置における圧力を、噴射面からこの位置までの圧力変化は十分に小さいものとして噴射面における燃焼圧力とみなした。測定された圧力分布の代表例を以下に示す。

燃焼室、噴射器を一定にして、混合比を変えた場合を図 23 に示す。混合比 4~9 の範囲は安定に燃焼が行なわれる場合で、同傾向の圧力プロファイルを示すが、振動燃焼時には特異な圧力分布となっている。混合比が大きくなるに従い燃焼効率が低下すること、および生成される

燃焼ガス密度が大きくなることにより圧力降下量は減少する。次に GH_2 噴口面積の違いに従って GH_2 噴射速度の違いによる静圧分布を図 24 に示す。圧力降下量は燃焼反応量に対応するから、燃焼効率の高い噴射器では圧力降下量も大きくなるものと考えられるが図 24 ではその差は明らかでない。

図 25 は燃焼室収縮比 (ϵ_c) の違いによる静圧分布である。 $\epsilon_c = 4.46$ の燃焼室においては噴射器面近くで圧力勾配が正になる領域が存在する。これは直径の最も大きな燃焼室を用いた場合には、外周に配列された噴射要素と燃焼室壁との間の空間が大きいため(図 6 参照)、

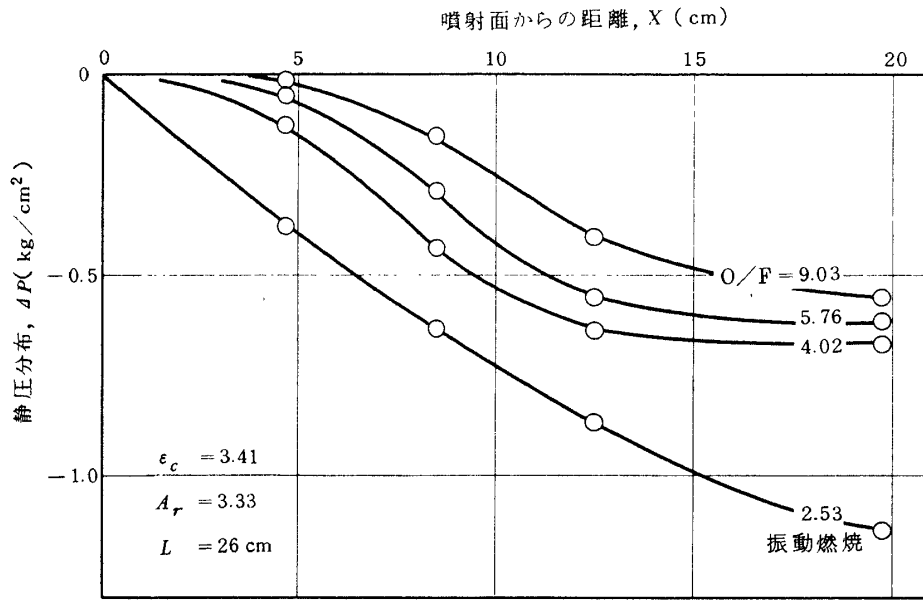


図 23 静圧分布測定値 (混合比を変化させた場合)

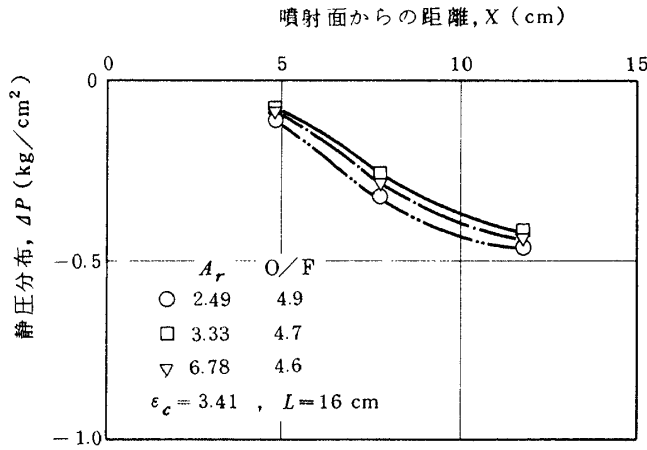


図 24 静圧分布測定値 (GH₂ 噴口面積を変えた場合)

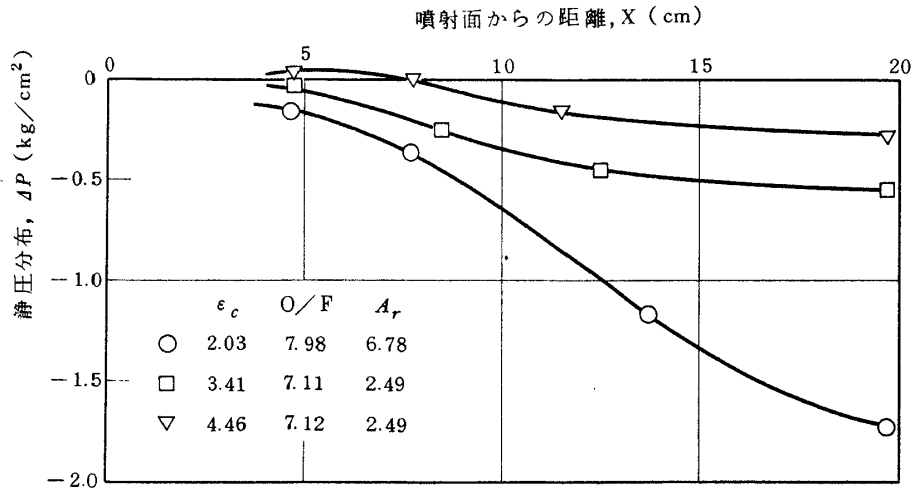


図 25 静圧分布測定値 (燃焼室収縮比を変えた場合)

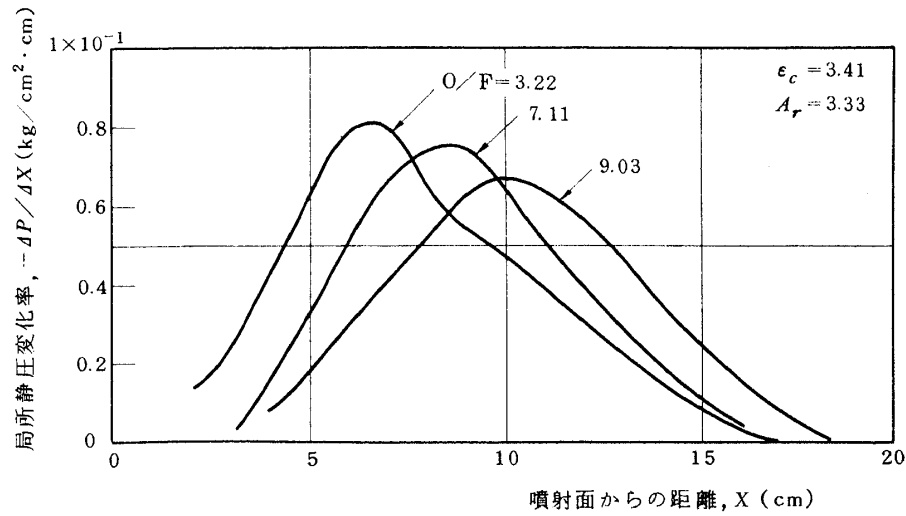


図 26 混合比の違いによる局所静圧変化率

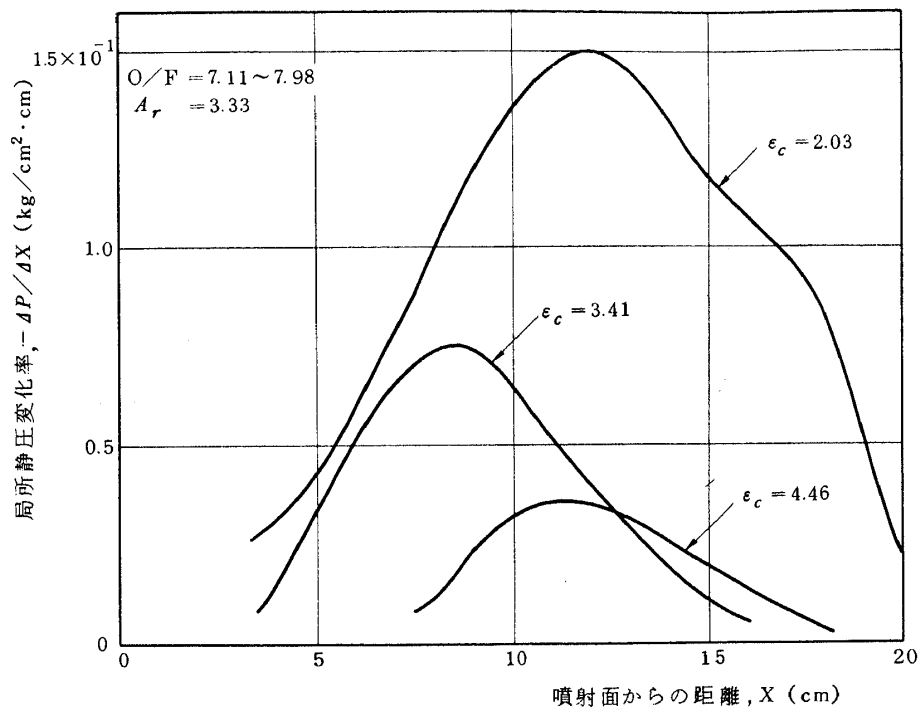


図 27 燃焼室収縮比の違いによる局所静圧変化率

この部分にスケールの比較的大きな循環流領域が形成されることを示しているものと考えられる。

これらの静圧分布を多項式で近似し X について微分することにより局所静圧変化率すなわち局所反応量に相当する値が求まる。図 26 は混合比の変化による燃焼反応が最大になる位置の変化の様子を示したものである。混合比の小さい場合にはこの位置は噴射面近くにあるが、混合比が大きくなるに従い下流へ移動する。これは混合比が小さい場合には噴射される LOX 流量も少なく、またガス水素噴射速度が早いいため形成される LOX 液滴径は小さくなり、従

って噴射面に比較的近い位置で蒸発、反応が活発に行なわれるためと考えられる。次に燃焼室収縮比を変えた場合の局所静圧変化率を図 27 に示す。ほぼ同一の噴射条件に対して、燃焼反応が最大になる位置は、3 種類の ϵ_c の中で中間の場合 ($\epsilon_c = 3.41$) に最も噴射面に近い位置にあることが分る。但し、 ϵ_c の小さい場合に局所静圧変化率が大きな値を示すのは、圧力降下量の絶対値は ϵ_c が小さくなるに従い増加するためである。このように燃焼反応が最大になる位置が ϵ_c により影響を受ける理由としては次のような事柄が考えられる。すなわち燃焼室

収縮比を小さくして行くことによる燃焼進行への正の効果としては、燃焼室内ガス速度を高めることによりLOX液滴への熱供給量を増加させ反応量を大きくする。しかしながら負の効果としては、燃焼室断面を通過するLOX液滴密度が大きくなることによる液滴間の干渉のため蒸発酸素の拡散および周囲水素との混合等が制約を受けることが考えられる。燃焼反応の最大になる位置が、ある ϵ_c のとき最も噴射面に近くなるということも、このような正および負の効果を考えれば説明できるものと思われる。

4.5 低周波振動燃焼

前節までの燃焼性能の議論においては安定に燃焼が行なわれた場合についてのみ取扱ったが、本節においては実験中に観察された低周波振動燃焼について述べる。

本実験では混合比が約4以下の領域で振動数約67~210Hzの低周波振動燃焼が起り、ほとんどの場合、振動のない場合にくらべて低い C^* 効率を示した。一般に低

周波振動燃焼は燃焼時間遅れのために推進薬流量変動と燃焼室圧力変動とがフィードバック結合することにより発生し、振動の周期は推進薬供給系および燃焼室の緩和時間と燃焼時間遅れにより決まるとされているが、ここでは安定燃焼範囲および振動数におよぼす上記パラメータの影響について観察された結果を定性的に述べる。

(1) 安定燃焼範囲について

GH₂ 噴射速度の遅い噴射器の方がより広い混合比の範囲で安定に燃焼する傾向を示した。また燃焼室形状の影響として燃焼室長さの長いものほど安定に燃焼する混合比の範囲が広がったが、燃焼室収縮比の影響については明らかな差は見られなかった。

(2) 振動数について

噴射条件の振動数への影響はGH₂ 噴射速度の大きいものほど高い振動数となること(例えば $L^* = 0.53\text{ m}$, $\epsilon_c = 2.03$ の燃焼室で $A_r = 2.49$ の噴射器の場合 $f = 128 \sim 158\text{ Hz}$, $A_r = 3.33$ で $f = 112 \sim 118\text{ Hz}$,

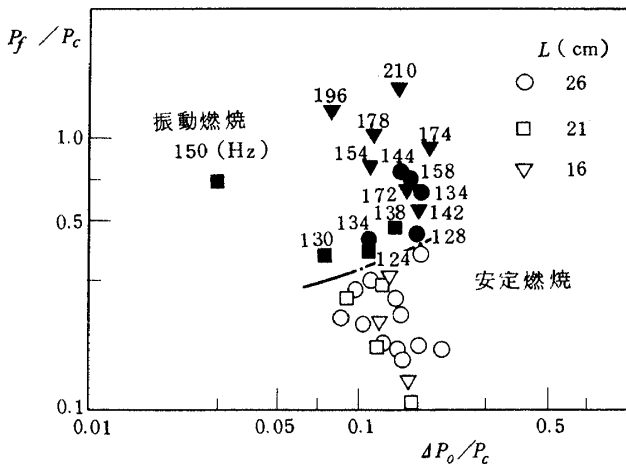


図 28-1 振動燃焼領域, $\epsilon_c = 2.03$, $A_r = 2.49$ の場合

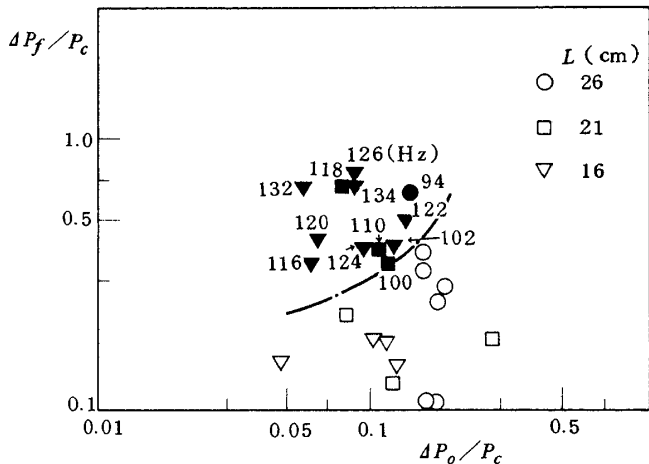


図 28-3 振動燃焼領域, $\epsilon_c = 4.46$, $A_r = 2.49$ の場合

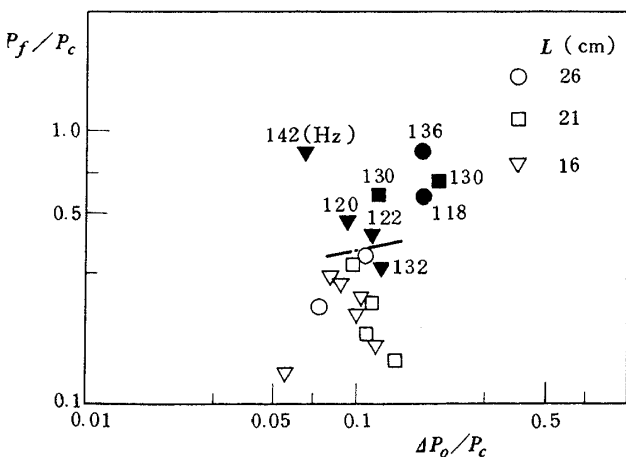


図 28-2 振動燃焼領域, $\epsilon_c = 3.41$, $A_r = 2.49$ の場合

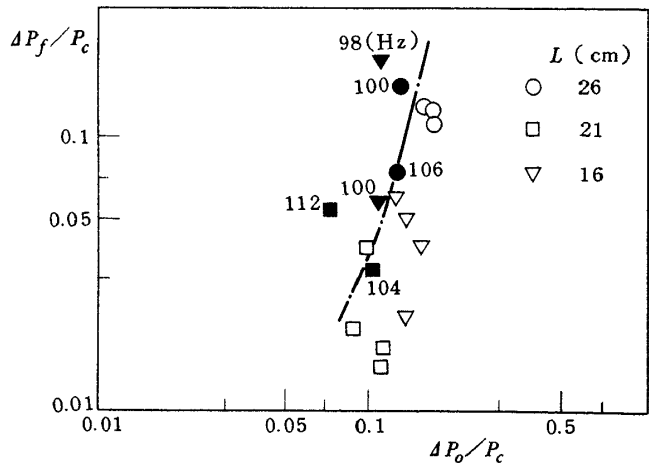


図 28-4 振動燃焼領域, $\epsilon_c = 2.03$, $A_r = 6.78$ の場合

$A_r=6.78$ で $f=100\sim 106\text{Hz}$) , また混合比を小さくして行くと振動数が増加して行くことが観察された。燃焼室形状の影響としては収縮比の大きい燃焼室では振動数が低下することが観察された。

低周波振動燃焼の場合には系の安定化の手段の一つとして、推進薬の噴射差圧を大きくとり燃焼室圧力変動と推進薬係給系変動との結合を断つ方法がしばしばとられ、噴射差圧の大きさは系の安定、不安定に重要な影響を与えるものと考えられている。ここで本実験で観察された振動燃焼点を各推進薬の噴射差圧と燃焼圧との比で表わされる座標系, すなわち $(\Delta P_o/P_c, \Delta P_f/P_c)$ 面上に示す(図 28-1~4)。一般に酸化剤および燃料が共に液相である推進薬の組合せにおいては双方の噴射差圧を増加させて行くに従いより安定性をますのであるが、本実験における気液の推進薬においては LOX 噴射差圧がきわめて小さい場合でも安定に燃焼が行なわれる領域が存在し、この場合に GH_2 側噴射差圧を大きくして行くとかえって振動燃焼領域に入ることがわかる。

燃焼室長さ	記号区分		
	2.49	3.33	6.78
0.26 m	○	●	●
0.21 m	○	●	●
0.16 m	□	■	■
0.11 m	▽	▽	▽

このように燃焼効率の観点からは GH_2 噴射速度の大きいものが望ましいが、安定に燃焼が行なわれる混合比範囲は GH_2 噴射速度を大きくした場合にはややせまること、また安定、不安定燃焼領域の境界は液・液の推進薬の組合せによる境界とは異なる傾向になっている。

4.6 燃焼室壁および噴射器フェイスプレートへの熱負荷

本実験では C^* 効率の熱損失による補正量を見積るために燃焼室壁へ逃げた熱量を測定したが、これらから熱

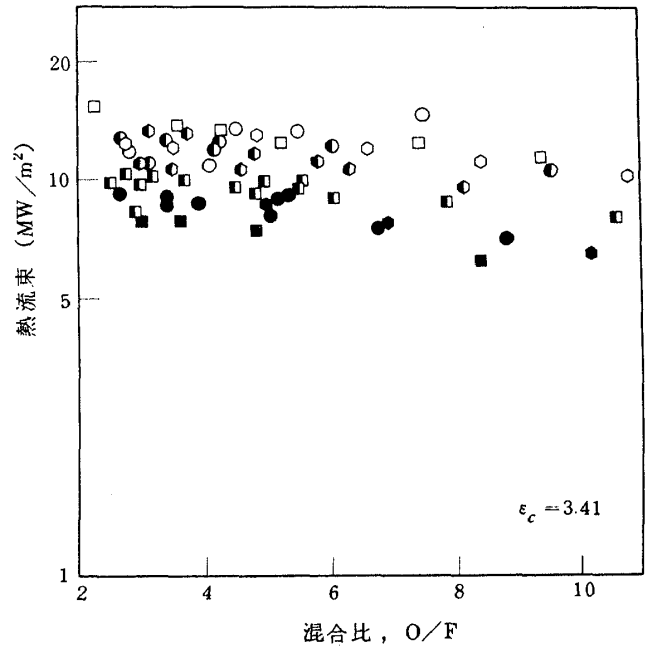


図 29-2 燃焼室壁への平均熱流束

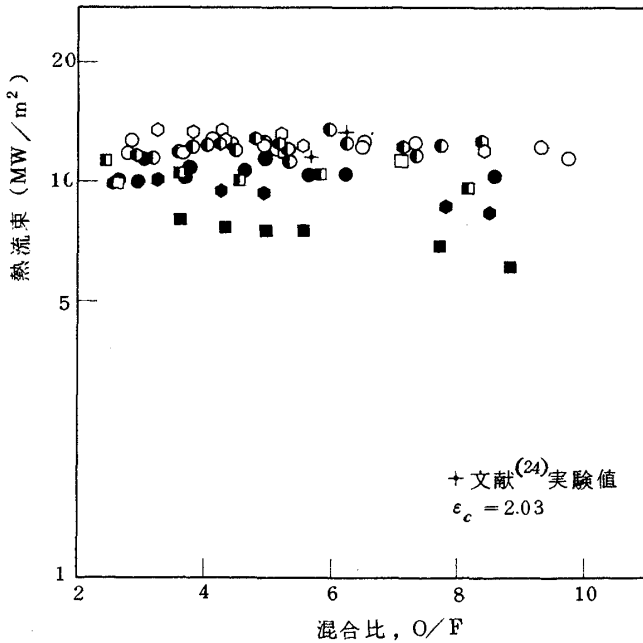


図 29-1 燃焼室壁への平均熱流束

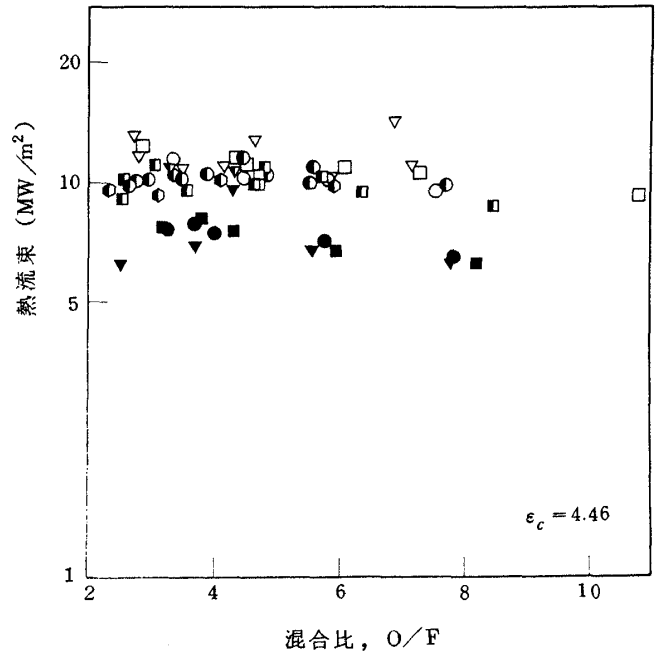


図 29-3 燃焼室壁への平均熱流束

負荷特性におよぼす噴射条件，燃焼室形状の影響を調べた。熱量の測定は図9に示したように銅製燃焼室の各セグメント外壁にI-C熱電対を壁のほぼ中央部まで挿入し，燃焼終了後に最高温度を示した時セグメント内の温度は一樣になったものと仮定し，温度上昇分から燃焼室壁に吸収された熱量を計算し平均熱流束を求めた。噴射器フェイスプレートへの伝熱量も同様にして求めた。但し両者とも，固体接触部等における熱移動の補正は行なっておらず，また壁温は時間とともに変化するためここでは勿論厳密な議論は出来ないが，おおよそのオーダーと傾向を知るには役立つものと思われる。

4.6.1 平均熱流束におよぼす噴射条件および燃焼室形状の影響

ノズル部を含めた燃焼室壁への平均熱流束の測定結果を図29-1~3に示す。熱流束は 10 MW/m^2 ($=0.86 \times 10^7 \text{ kcal/m}^2 \cdot \text{hr}$) のオーダーである。混合比による平均熱流束の変化は少なくほぼ一定であるが，高い C^* 効率を示す GH_2 噴射速度の大きい噴射器ほど高い熱流束を示している。

次に燃焼室収縮比の影響を最長の燃焼室長さの場合について比較する。 $\epsilon_c = 3.41$ の燃焼室における平均熱流束は $\epsilon_c = 4.46$ の場合に比して約20%程度高い値を示すが，燃焼ガス速度の最も早い $\epsilon_c = 2.03$ の場合の平均熱流束は $\epsilon_c = 3.41$ の場合とほぼ同程度にしかならない。燃焼ガスから壁への乱流熱伝達率は燃焼ガスの物性値が一定と仮定すれば，ガス速度の0.8乗に比例して増加す

るから $\epsilon_c = 3.41$ と $\epsilon_c = 4.46$ における平均熱流束の関係はほぼ妥当であるが， $\epsilon_c = 2.03$ の場合には低く過ぎる。この理由の一つとして考えられることは $\epsilon_c = 2.03$ (すなわち $D_c = 54 \text{ mm}$) の燃焼室の場合には図6に示したように噴射器の外周噴口と燃焼室壁間の空間が他の場合に比してせまく，噴射された GH_2 の一部が燃焼室壁のフィルムクーリングの役割をはたすため熱流束があまり増加しないことによるものと考えられる。

4.6.2 燃焼室長手方向各セグメントおよびノズル部への平均熱流束

燃焼室各セグメント間は断熱されていないが(各セグメント間はシリコンゴムのOリングによりシールされている)，燃焼室長手方向の各セグメントごとへの平均熱流束を計算しその結果を図30-1~2に示す。混合比が大きい場合にはノズル側へ近づくに従い平均熱流束は漸増する。これは混合比が大きくなるに従い燃焼が活発に行なわれる領域が噴射面近傍から下流へ向って広がっているためと考えられる。一方，混合比が小さい場合には噴射面から速くなるに従い平均熱流束の値が低下するが，このような傾向は文献⁽²⁴⁾においても見られ，おそらく温度境界層の発達によるためと考えられる。ノズル収縮部への平均熱流束は混合比の大きい場合には約 $10 \sim 20 \text{ MW/m}^2$ ，混合比の小さい場合には約 $10 \sim 15 \text{ MW/m}^2$ 程度であった。

4.6.3 噴射器フェイスプレートへの平均熱流束
噴射器フェイスプレートの温度変化を調べるために，

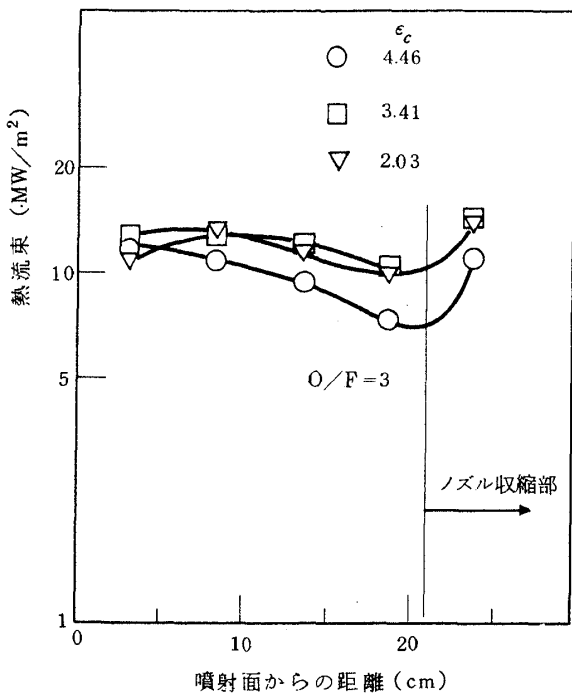


図30-1 燃焼室壁への熱流束

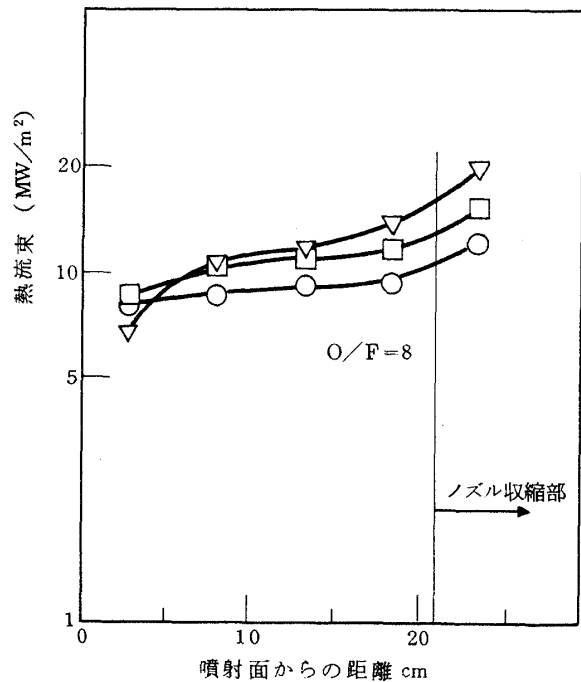


図30-2 燃焼室壁への熱流束

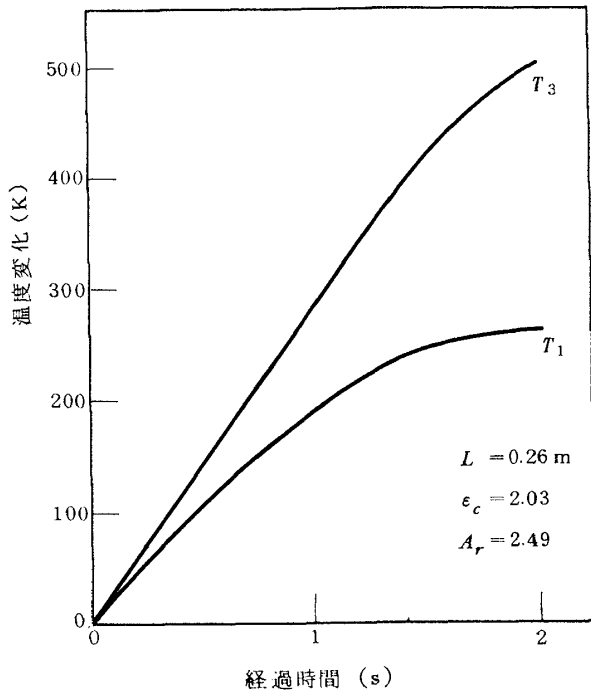


図 31 噴射面表面の温度変化

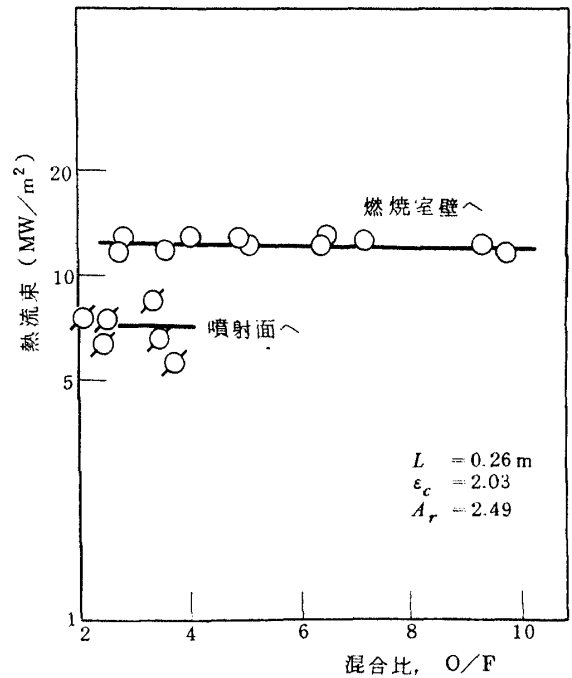


図 32 噴射面および燃焼室壁への熱流束

SUSフェイスプレートについて、その中心部および半径方向の3位置(図6参照)で表面温度を測定した。最初の燃焼実験でT-2の熱電対が焼損したが、以後燃焼時間を短縮して約2秒とし、混合比2~3.5の範囲で噴射器フェイスプレートの温度変化を測定した。この混合比範囲での表面温度の上昇曲線はほぼ等しくこれらの平均の温度上昇曲線を図31に示した。中心部(T-1)に比べ外周部(T-3)での温度上昇は約2倍であり、フェイスプレート上にはかなりの温度むらが生じていることが分る。

燃焼室壁への平均熱流束と同様の方法で噴射器フェイスプレートへの平均熱流束を求めた結果を図32に示す。噴射器フェイスプレートへの平均熱流束は燃焼室壁への約1/2のオーダーであった。但し先にも述べたように、今回の測定では境界条件の補正等の点で燃焼室壁の場合よりも一層不確定要素が多いため、正確な熱流束を知ることは今後の問題である。

5. むすび

燃焼圧力約20 atm, 推力約300 kgfレベルの同軸型噴射器を有するLOX・GH₂ロケットを用いて定常燃焼性能(\$C^*\$効率), 安定性および熱負荷特性におよぼす混合比(2~10), GH₂噴射速度(224~717 m/s), 燃焼室収縮比(2.03, 3.41, 4.46), 燃焼室長さ(11~26 cm)の影響を調べ以下のことが明らかになった。

燃焼性能に関しては

(1) 燃焼性能を左右する推進薬噴射条件は噴射速度比(\$V_R = V_{f,i}/V_{o,i}\$)で規定出来る。すなわち噴射器の種類(GH₂噴射速度の大きさの違い)および混合比の大きさにかかわらず、噴射速度比が同じ条件であればほぼ等しい\$C^*\$効率が得られる。また噴射速度比の増加により\$C^*\$効率は増加する。

(2) 燃焼室収縮比の\$C^*\$効率への影響は推進薬の噴射条件(1)により噴射速度比で表わされる)によりことなる。すなわち噴射速度比が比較的小さい場合にはより小さい収縮比を有する燃焼室の方が高い\$C^*\$効率が得られるのに対し、噴射速度比の大きい場合には\$C^*\$効率を最大にする最適な燃焼室収縮比が存在する傾向が見られた。

(3) 推進薬噴射速度比の\$C^*\$効率に対する効果は等価な燃焼室長さにおきかえることが出来る。この等価長さ(\$\alpha V_R\$)と物理的燃焼室長さ(\$L\$)の和を燃焼室有効長さ(\$L_e = L + \alpha V_R\$)と定義し、この有効長さをを用いることにより\$C^*\$効率は次式で表わすことが出来る。

$$\eta_c^* = 1 - A \exp(-B L_e)$$

\$\alpha\$は燃焼室長さの比較的短かい所を除けば噴射速度比, 燃焼室収縮比の大きさに関係なくほぼ一定値とみなすことが出来て本実験の範囲では\$\alpha \approx 0.4\$である。また\$A, B\$は各収縮比の燃焼室に固有な値である。この表示式によれば全実験点はほぼ±1.8%の範囲内のばらつきで整理される。

(4) 燃焼室内長手方向静圧分布を測定し圧力勾配が最大になる位置から燃焼反応の活発に行なわれる領域が推測された。この位置は混合比増加とともに下流側に移動すること、また $\varepsilon_c = 3.41$ の場合にこの位置は最も噴射面に近い位置に存在することが観察された。

次に振動燃焼に関しては

(5) 混合比の比較的小さい所で振動数約 67~210 Hz の低周波振動燃焼が発生しほとんどの場合、振動のない場合にくらべて低い C^* 効率となった。GH₂ 噴射速度の遅い噴射器、燃焼室長さの長い燃焼室がより広い混合比の範囲で安定に燃焼が行なわれること、また振動数については GH₂ 噴射速度の大きいものほど高い振動数となり混合比を小さくして行くことによっても振動数は高くなることが観察された。また LOX 側噴射差圧が一定の場合、GH₂ 側噴射差圧を増加させて行くとかえって振動燃焼領域に入ることが観察された。

更に熱負荷特性については

(6) 燃焼室各部分への平均熱流束は噴射器の種類、混合比、燃焼室収縮比の大きさにより多少異なるがノズル収縮部へは約 10~20 MW/m²、燃焼室壁へは約 7~15 MW/m² さらに噴射器フェイスプレートへは燃焼室壁への熱流束の約 1/2 程度であった。

(7) 燃焼室長手方向の熱流束の変化は混合比により異なる傾向を示した。すなわち混合比の大きい場合には噴射面からの距離とともに熱流束は増加するが、混合比の小さい場合には噴射面から遠くなるに従い一度低下しノズル収縮部で再び増加する傾向を示した。

以上、本実験においては混合比、GH₂ 噴射速度、燃焼室収縮比および燃焼室長さの定常燃焼性能、安定性および熱負荷特性におよぼす影響を調べたが、今回の実験で一定としたパラメーターの内、特に噴射要素数は噴射要素

当りの推進薬の流量および噴射要素分布密度に関係し、燃焼性能、伝熱特性等に大きな影響を与えるものと考えられるのでこれに関する研究は今後の課題である。

付録 1. ガス水素および液体酸素の流量測定

1.1 ガス水素流量測定

GH₂ 流量測定はオリフィス流量計によった。但しオリフィス板の流出係数確認のため以下に述べる校正試験を行なった。試験装置を図33に示す。整流板下流のパイプは内径 10 cm、長さ 2 m ($L/D=20$) であり、整流板を出た GH₂ はこの管内で十分に発達した乱流になっているものと考えられる。従ってピトー総圧管によって管出口中心部における最大ガス速度 (u_{max}) を求め、管内乱流速度に関する実験式を用いることにより平均ガス速

$$u_{mean}/u_{max} = 0.656 R_e^{0.02}$$

u_{mean} : 平均ガス速度 (m/s)

u_{max} : 最大 " (m/s)

R_e : レイノルズ数

度が計算される。従ってこの平均ガス速度と流出 GH₂ 密度、管断面積から GH₂ 流量が計算される。この流量とオリフィス流量計による流量指示値との比較を図34に示す。このことからオリフィス形状によって決る流出係数 (0.69) に +4% の補正をほどこし、GH₂ 流量を次式で求めた。

$$w_{H_2} = 0.00035 \varepsilon m \alpha D^2 \sqrt{\gamma_{H_2} \Delta P} \quad (\text{kg/s})$$

ε : 膨張係数 (≈ 1)

m : 開口比 (d/D)²

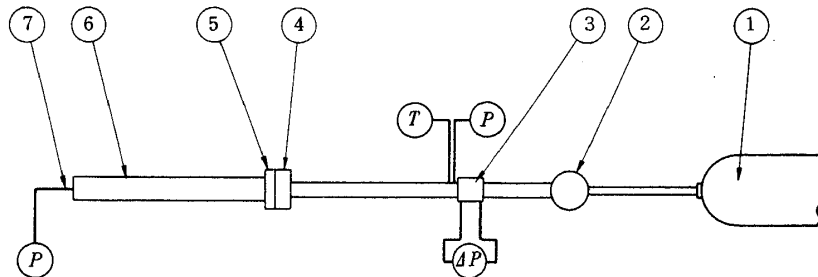
α : 流出係数 (0.69 (1+0.04) = 0.72)

D : 管内径 (mm)

d : オリフィス穴径 (mm)

γ_{H_2} : GH₂ 比重量 (kg/m³)

ΔP : オリフィス差圧 (kg/cm²)



- | | |
|---------------------------------|------------------|
| 1 GH ₂ ボンベ (200 atg) | 4 噴射器 |
| 2 調圧器 | 5 整流板 |
| 3 オリフィス | 6 管 ($L/D=20$) |
| | 7 ピトー総圧管 |

図33 オリフィス流出係数校正試験装置

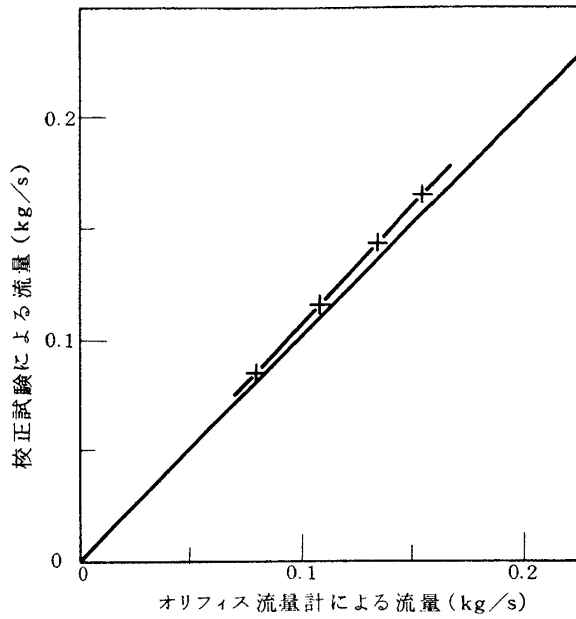


図 34 GH₂ 流量校正試験

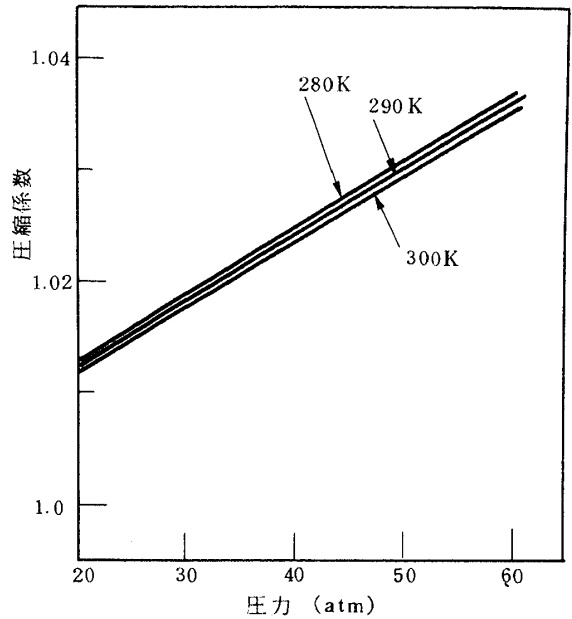


図 35 GH₂ 圧縮係数 (文献 26)

ここでGH₂ 比重量は文献⁽²⁶⁾の圧縮係数Z (図 35)を用い、次式により求めた。

$$\gamma_{H_2} = \frac{P}{R_0 T} \frac{M}{Z} \quad (\text{kg/m}^3)$$

P : 圧力 (kg/cm²)

T : 温度 (K)

R_0 : 一般気体定数

Z : 圧縮係数

M : 分子量

1.2 液体酸素流量測定

液体酸素の流量測定はタービン式流量計によった。メーター定数 (K 値) の校正は常温の水で行ない、低温 (90°K) における値に換算した。各校正時での K 値の再現性は ± 0.1% 以内であったが、実験回数による K 値の経年変化は図36に示すように約 1% 程度あった。

流量は次式で計算した。

$$w_{O_2} = \frac{1}{K} \cdot P \cdot \rho_{LOX} \left(1 + 3 \int_{T_0}^T \alpha dT \right) \quad (\text{kg/s})$$

K : K 値 (パルス/ℓ)

P : パルス数 (パルス/sec)

ρ_{LOX} : 液体酸素比重量 (kg/ℓ)

α : 流量計材質の線膨張係数

T_0 : 校正時温度 (K)

T : 液体酸素使用時温度 (K)

低温による K 値への影響は流量計流路断面積変化による

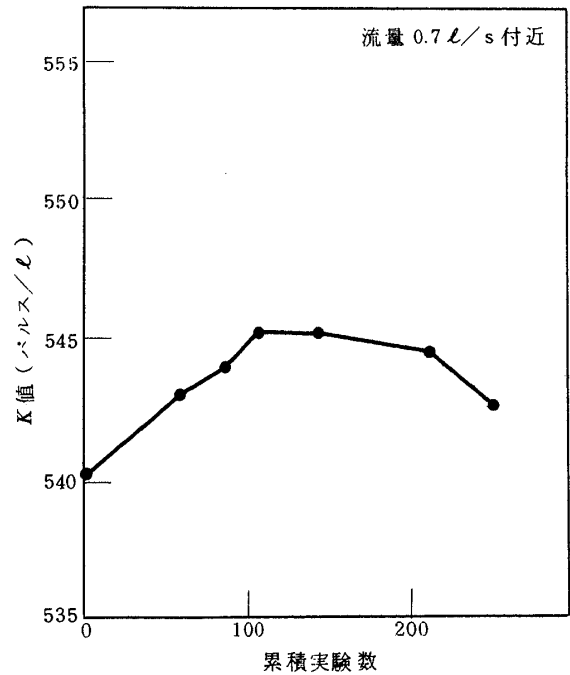


図 36 K 値の変化

効果と、ローター半径収縮によるローター回転数への効果により

$$3 \int_{T_0}^T \alpha dT$$

で表わされる (API 基準による流量計材質の温度変化に対する補正法)。

本実験では校正温度 290 K, 使用温度 90 K, 流量計

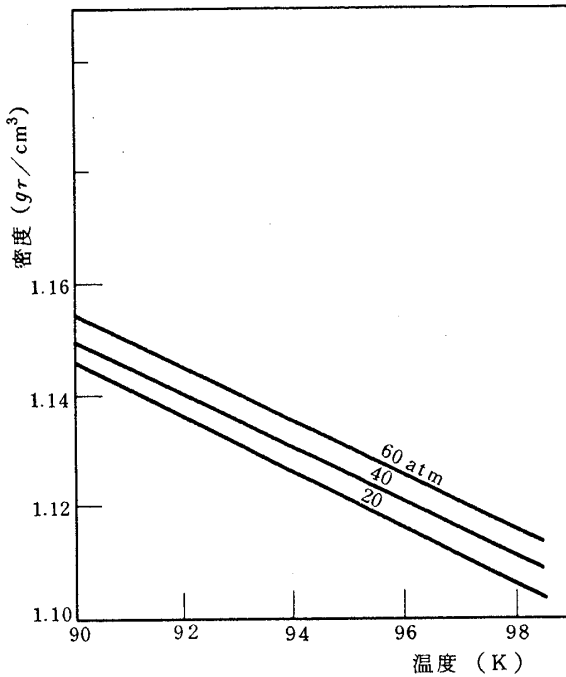


図 37 LOXの密度 (文献 27)

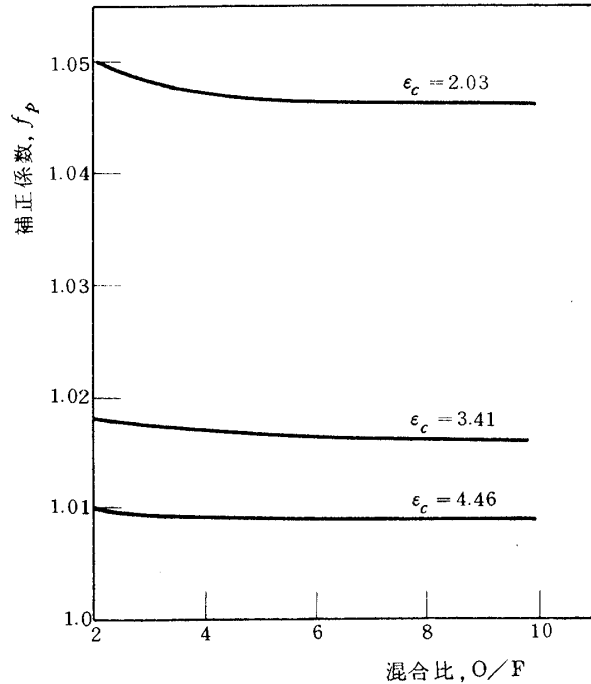


図 38-1 燃焼圧力補正係数
(ノズル収縮部で等エントロピー流の場合)

材質 SUS 304 であるから

$$1 + 3 \int_{T_0}^T \alpha dT = 0.992 \quad \text{である。}$$

液体酸素の密度は文献⁽²⁷⁾の値を用いた(図 37)。

付録 2. C*効率の計算

特性速度 (C*) は実験による燃焼圧力, 推進薬総流量およびノズルスロート断面積から求まり, 移行平衡理論値との比により C* 効率が計算される。この場合, 実測の燃焼圧力をノズルスロート部における総圧に換算するための補正, 燃焼室壁への熱損失に対する補正, ノズルスロートにおける流出係数およびスロート断面積の変化に対する補正をほどこし, 以下の式により C* 効率を求めた。なおこれらの補正については文献⁽²⁸⁾⁽²⁹⁾を参照した。

$$\eta_{c^*} = \frac{P_c \cdot A_t \cdot f_p \cdot f_{DIS} \cdot f_{HL}}{(w_o + w_f) / g} / C_{th}^*$$

P_c : 測定静圧 (kg/cm², abs)

A_t : ノズルスロート断面積 (cm²)

w_o : 液体酸素流量 (kg/s)

w_f : ガス水素流量 (kg/s)

C_{th}^{*} : 特性速度 (移行平衡) 理論値 (m/s)

f_p : 燃焼圧力に対する補正係数

f_{DIS} : ノズル流出係数

f_{HL} : 熱損失に対する補正係数

以下各補正量について述べる。

2.1 燃焼圧力に対する補正

燃焼圧力 (静圧) はノズル収縮部入口上流 1.3 cm の位置で測定した。測定静圧とこの位置における燃焼ガス速度, 物性値の推定値とを基にして, 等エントロピー流の関係式から総圧を求め, もしこの位置で燃焼が完結しているとみなすことが出来れば燃焼圧力測定位置における総圧がノズルスロート位置における総圧に等しいことになる。この場合, 補正量は (燃焼圧力が一定であれば, 燃焼ガス組成は混合比のみに依存するから) 混合比および燃焼室断面積のみにより決まり図 38-1 に示されるようになる。しかし燃焼室長さが短くなると, ノズル収縮部では燃焼が持続していると考えられるので上述の補正では総圧を高く見積り過ぎる⁽⁸⁾ことになる。そこで, 噴射面とノズル収縮部入口直前との間の燃焼圧力降下量を測定して, 燃焼がほぼ完結していると考えられる最長の燃焼室長さ (L = 26 cm) の場合の燃焼圧力降下量に対する比を求め, これを燃焼完結度と定義し, 完結度が 1 の場合には等エントロピー流と見なし図 38-1 による補正を 100% 行なったが, 1 以下の場合には完結度に比例した量の補正を行なった。図 38-2 に円筒状燃焼室における燃焼静圧降下量比 (ΔP_c / ΔP_{c, L=0.26m}; 燃焼完結度と定義) を示す。燃焼室長さが短くなるほど, また混

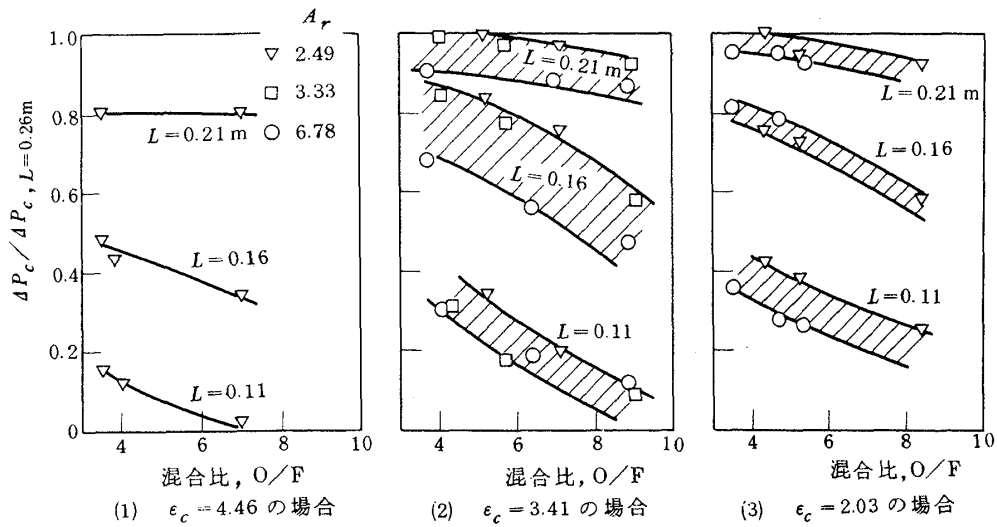


図38-2 燃焼室円筒部における燃焼静圧降下量
($L=0.26\text{ m}$ の燃焼室における静圧降下量との比で示す)

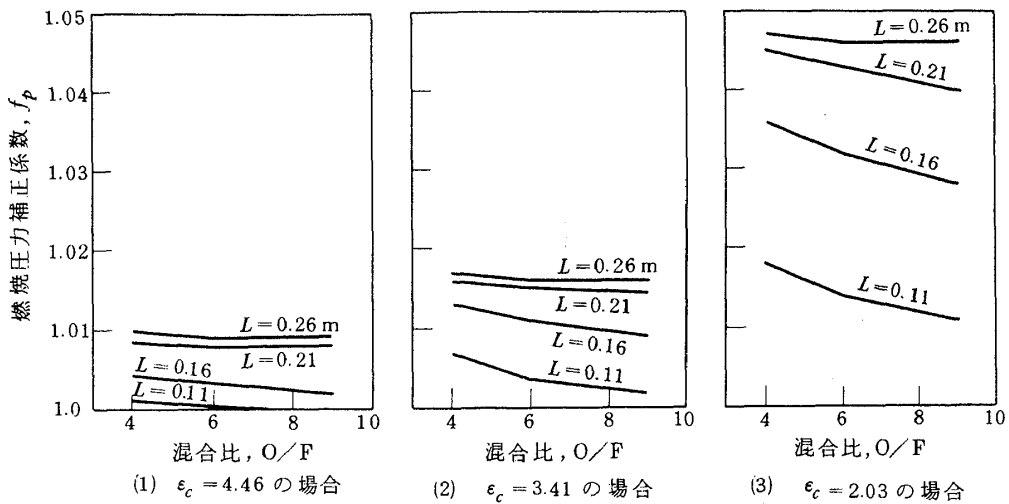


図38-3 燃焼圧力補正係数

合比が大きくなるほど完結度は低下する。図38-3はこ
のようにして求めた各収縮比の燃焼室における燃焼圧力
の補正係数である。 $\epsilon_c = 4.46$ の場合には測定燃焼圧力
に対する補正量は1%以下であるのに対し、 $\epsilon_c = 2.03$
の場合には最大4.7%になる。

2.2 熱損失に対する補正

本実験に用いた燃焼室は熱吸収式であり外部へ逃げた
熱量の分だけ燃焼ガス温度は低下するため、この熱量に
見合う補正が必要となる。 C^* の理論値は

$$C_{th}^* = \frac{\sqrt{grR(T_c)_{t,s}}}{r \sqrt{\left(\frac{2}{r+1}\right)^{\frac{r+1}{r-1}}}}$$

T_c : 燃焼ガス温度

r : 比熱比
で表わされるから、燃焼ガスの組成が僅かな温度変化範
囲内で一定と仮定すれば、 C^* 値は燃焼ガス温度の平方根
に比例することになり、従って熱損失に対する補正は次
式で与えられる。

$$f_{HL} = 1 + \frac{1}{2} \frac{\dot{Q}}{(w_o + w_f) C_p T_c}$$

\dot{Q} : 単位時間当り燃焼室壁へ逃げた熱量
(kcal/s)

C_p : 燃焼ガス定圧比熱 (kcal/kg·K)

T_c : 燃焼ガス温度 (K)

$w_o + w_f$: 推進薬流量 (kg/s)

ここで \dot{Q} は4.6節で述べた測定値を用いた。但しノズル
部への \dot{Q} は収縮部入口からスロート位置までに対応する

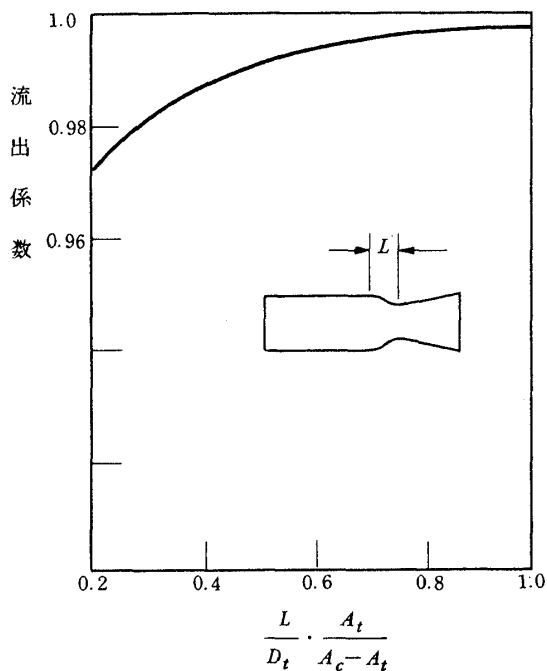


図 39 ノズル流出係数 (文献 28)

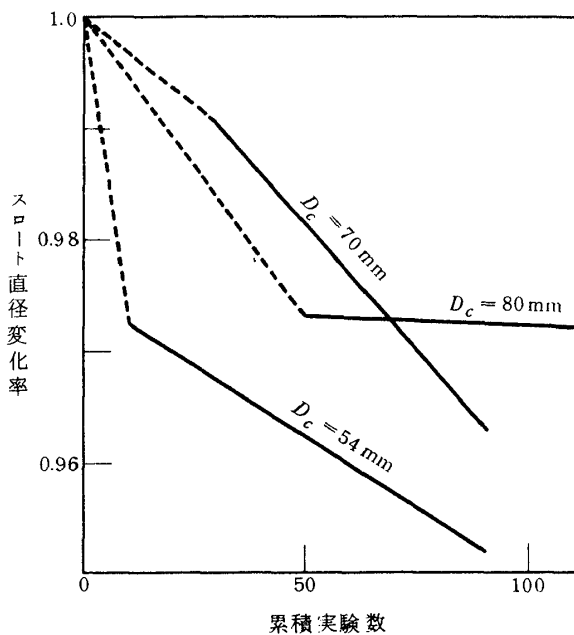


図 40 ノズルスロート直径の変化

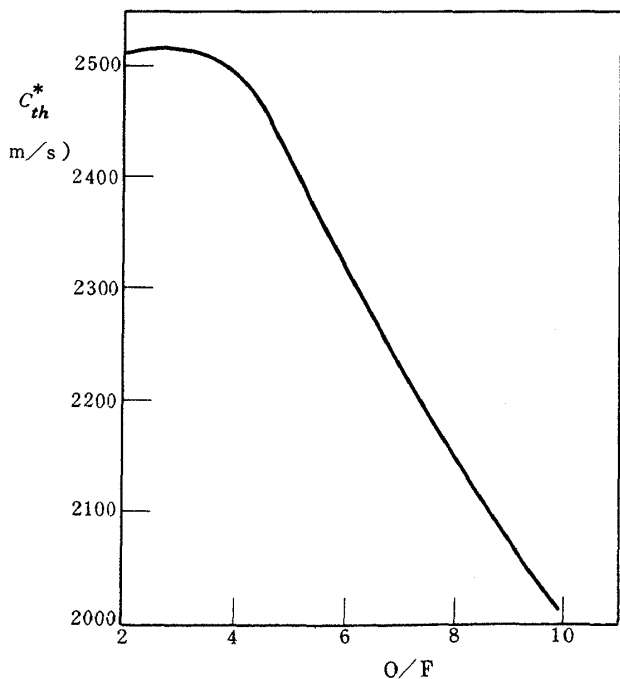


図 41-1 C* 理論値 (移行平衡)

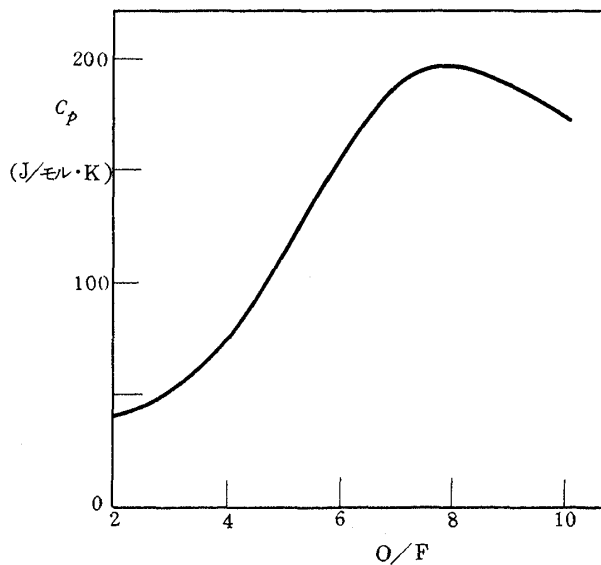


図 41-2 燃焼ガス定圧比熱理論値

熱量に換算した。

2.3 ノズル流出係数

燃焼器ノズルスロート部のノズル流出係数は文献⁽²⁸⁾によった。流出係数 (f_{DIS}) はノズル形状に関するパラメーター $(\frac{L}{D_t})(\frac{A_t}{A_c - A_t})$ で整理され、本実験に用いたノズルに対する流出係数は以下のようなになる。結果を図 39 に示す。

ϵ_c	$\frac{L}{D_t} \cdot \frac{A_t}{A_c - A_t}$	f_{DIS}
2.03	1.281	0.998
3.41	0.547	0.992
4.46	0.382	0.985

- L : ノズル収縮部長さ
- D_t : ノズルスロート直径
- A_t : ノズルスロート断面積
- A_c : 燃焼室断面積

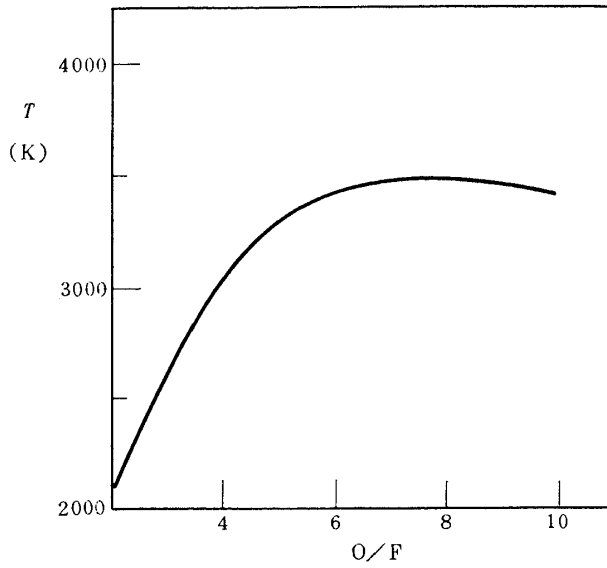


図 41-3 燃焼ガス温度理論値

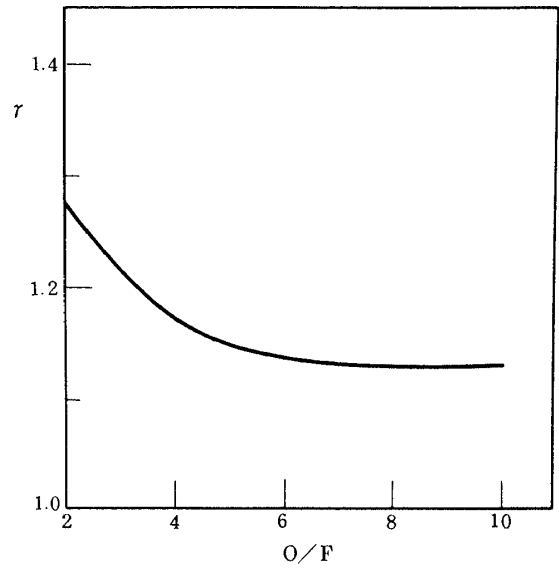


図 41-4 燃焼ガス比熱比理論値

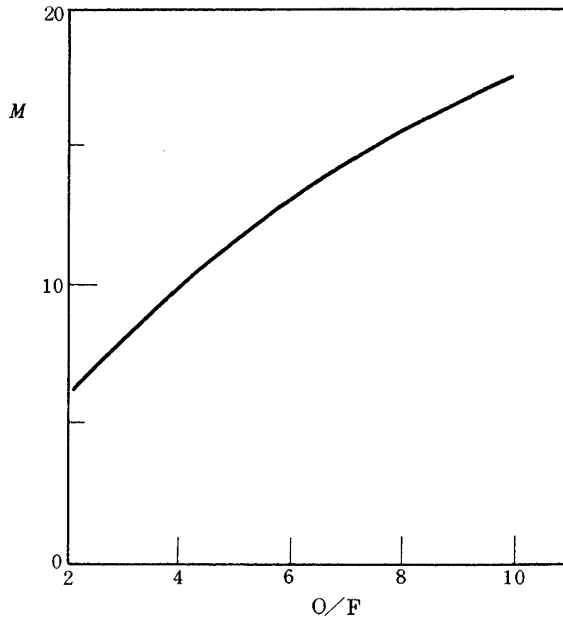


図 41-5 燃焼ガス分子量理論値

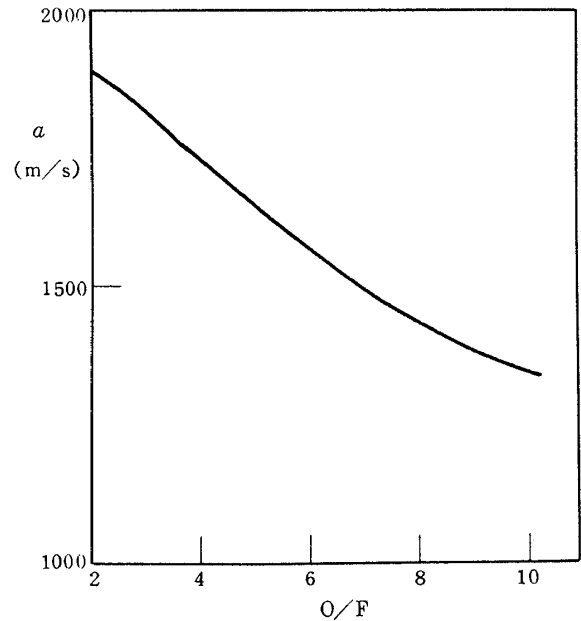


図 41-6 燃焼ガス中の音速理論値

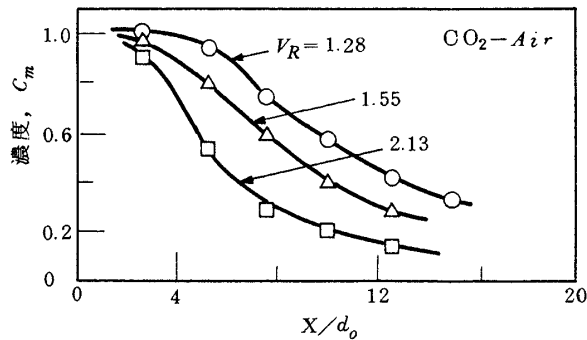


図 42-1 中心軸上における CO₂ 濃度変化 (文献(23)による実験値)

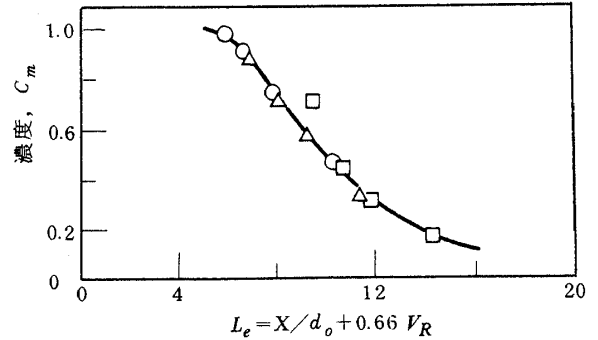


図 42-2 有効長さによる CO₂ 濃度変化の整理

2.4 ノズルスロート断面積の変化

本実験で使用した銅製のノズル部スロート直径は図40に示すように実験回数を重ねるに従い減少した。これは使用したノズルのスロート部肉厚がかなり厚いため、内壁の表層が圧縮降伏をおこすためと考えられる。但し燃焼中の温度変化によるスロート断面積の変化量は前者に比べて小さいと考慮して無視した。

2.5 特性速度, 燃焼ガス物性値の理論値

C^* 効率の計算に必要な C^* , C_p , T , M 等の移行平衡理論値は文献⁽³⁰⁾の化学平衡計算プログラムを用いて計算した。これらの結果を図41-1~6に示す。計算の条件は GH_2 温度 290 K, LOX 温度 90 K, 燃焼圧力 20 atm である。

付録3. 有効長さによる気相同軸噴流の実験値整理例
文献⁽²³⁾における軸対称 CO_2 -Air 噴流の, 中心軸上における CO_2 濃度変化に関する実験値(図42-1)を, 4.3節で用いた方法で再整理する。結果は図42-2に示されるように, 有効長さを用いれば噴射速度比および軸方向長さに関係なく一つの曲線で表わされることが分る。ここで中心軸上の主流の濃度減衰は2気体間の混合の進行に対応すると考えられるから, これは同軸噴流の混合をとまなう現象に対する本整理方法の妥当性を示しているものと思われる。

参考文献

- 1) R. J. Burick; Space Storable Propellant Performance Program-Coaxial Injector Characterization, NASA CR-120936, 1972 .
- 2) A. Y. Falk and R. J. Burick; Injector Design Guidelines for Gas/Liquid Propellant Systems, NASA CR-120968, 1973 .
- 3) L.P. Combs, W.D. Chadwick and D.T. Campbell; Liquid Rocket Performance Computer Model with Distributed Energy Release, Interim Final Report, Contract NAS7-746, 1970 .
- 4) L. P. Combs and F. W. Hoehn; Steady State Rocket Combustion of Gaseous Hydrogen and Liquid Oxygen, Part I: Experimental Investigation, Research Report RR64-24, Rocketdyne, 1964 .
- 5) L. P. Combs and M. D. Schuman; Steady State Rocket Combustion of Gaseous Hydrogen and Liquid Oxygen, Part II: Analysis for Coaxial Jet Injection, Research Report RR64-29, Rocketdyne, 1965 .
- 6) R.D. Sutton, M.D. Schuman and W.D. Chadwick; Operating Manual for Coaxial Injection Combustion Model, NASA CR-129031, 1974 .
- 7) Hans J. Sternfeld; Effect of Injection Velocity Ratio and Combustion Chamber Pressure on Experimental Performance of Throtttable LO_2/GH_2 Rocket Engines with Coaxial Injectors, AIAA Paper No. 72-1079 (1972).
- 8) Martin Hersch and Edward J. Rice; Gaseous-Hydrogen Liquid-Oxygen Rocket Combustion at Supercritical Chamber Pressures, NASA TN D-4172, 1967 .
- 9) P. F. Mehegan, D. T. Campbell and C. H. Scheuerman; Investigation of Gas-Augmented Injectors, NASA CR-72703, 1970 .
- 10) R. J. Burick; Atomization and Mixing Characteristics of Gas/Liquid Coaxial Injector Elements, AIAA Paper No. 71-627 (1971).
- 11) C.K. Nagai, R.N. Gurnitz and S.D. Clapp; Cold-Flow Optimization of Gaseous Oxygen/Gaseous Hydrogen Injectors for the Space Shuttle APS Thruster, AIAA Paper No. 71-673 (1971).
- 12) D.L. Kors and D.F. Calhoon; Gaseous Oxygen/Gaseous Hydrogen Injector Element Modeling, AIAA Paper No. 71-674 (1971).
- 13) D. F. Calhoon; Investigation of GH_2/GO_2 Combustion, NAS3-14379, 1972 .
- 14) A. Y. Falk; Space Storable Propellant Performance Gas/Liquid Like Doublet Injector Characterization, NASA CR-120935, 1972 .
- 15) D. F. Calhoon and D. L. Kars; An Injector Design Model for Predicting Rocket Engine Performance and Heat Transfer, AIAA Paper No. 73-1242 (1973).
- 16) Hans D. Fricke and Charles J. Schorr; Cold Flow Simulation to Characterize Gaseous Injector Elements, AIAA Paper No. 71-675 (1971).
- 17) Ned P. Hannum, Louis M. Russell, David W. Vincent and E. William Conrad; Some Injector Element Detail Effects on Screech in Hydrogen Oxygen Rocket, NASA TMX-2982, 1974 .
- 18) R. M. McHale; Noncircular Orifice Holes and Advanced Fabrication Techniques for Liquid Rocket Injectors, NASA CR-108571, 1971 .
- 19) J. H. Rupe; The Liquid Phase Mixing of a Pair of Impinging Streams, JPL Progress Report No. 20-195, 1957 .
- 20) R. J. Burick; Optimum Design of Space Storable

- Gas/Liquid Coaxial Injectors, AIAA Paper No. 72-1076 (1972).
- 21) Dieter K. Huzel, et al; Design of Liquid Propellant Rocket Engines, NASA SP-125, 1967 .
- 22) Martin Hersch; Combined Effect of Contraction Ratio and Chamber Pressure on the Performance of a Gaseous Hydrogen Liquid Oxygen Combustor for a Given Propellant Weight Flow and Oxidant-Fuel Ratio, NASA TN D-129, 1961 .
- 23) L. J. Alpinieri; Turbulent Mixing of Coaxial Jets, AIAA Journal, Vol. 2, No.9 (1964)
- 24) W. H. Nurick and W. S. Hines; Experimental Investigation of Combustor Effects on Rocket Thrust Chamber Performance, NASA CR-134187, 1973 .
- 25) 機械工学便覧, 改訂第5版, 8-14
- 26) Tables of Thermodynamic and Transport Properties, Pergamon Press (1960).
- 27) R. B. Stewart, et al; The Thermodynamic Properties of Oxygen and Nitrogen, NASA CR-128525, 1972 .
- 28) F. E. Arndt and R. M. Williams; Space Storable Thruster Investigation, NASA CR-72495, 1969 .
- 29) A. Y. Falk, et al; Space Storable Propellant Performance Study, NASA CR-72487, 1968 .
- 30) Sanford Gordon, et al; Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouget Detonations, NASA SP-273, 1971 .
- 31) Frediano V. Bracco; An Experimental-Analytical Method to Study Steady Spray Combustion, J. Spacecraft, Vol. 10, No. 6 (1973).
- 32) Frediano V. Bracco; Application of Steady-State Spray Equations to Combustion Modeling, AIAA Journal, Vol. 12, No. 11 (1974).
- 33) 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, 航空宇宙技術研究所報告 TR-472, 1976

航空宇宙技術研究所報告473号

昭和51年9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)
