

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-648

液体酸素ケロシンロケットの燃焼性能の研究

(三噴流異種衝突型噴射器の特性)

田村 洋 ・ 若松 義男 ・ 鈴木 昭夫

豊川 光雄 ・ 小野 文衛

1981年1月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

記 号 .....	2
1. まえがき .....	3
2. コールドフロー試験 .....	5
2.1 コールドフロー試験の概要 .....	5
2.2 コールドフロー試験装置および噴霧特性の評価 .....	6
2.2.1 試験装置および試験方法 .....	6
2.2.2 コールドフロー試験結果の評価方法 .....	7
2.3 噴射要素コールドフロー試験 .....	7
2.3.1 噴射要素の設計方針 .....	7
2.3.2 噴射要素の試験結果および考察 .....	8
2.4 噴射器コールドフロー試験 .....	14
2.4.1 噴射器の設計 .....	14
2.4.2 噴射器の試験結果および考察 .....	15
(1) 混合比および流量分布 .....	15
(2) 混合効率 $\eta_{C^*_{mix}}$ , 混合均一度 $E_m$ および流量均一度 $E_D$ .....	18
(3) 噴霧の混合比頻度分布 .....	18
(4) 混合比頻度分布関数 $f(x)$ を用いた混合性能の評価 .....	23
(5) 混合比頻度分布関数 $f(x)$ を用いた推進剤の違いによる混合効率の比較 .....	23
3. 燃焼試験 .....	26
3.1 燃焼試験の概要 .....	26
3.2 燃焼試験装置および性能評価方法 .....	26
3.2.1 燃焼試験装置 .....	26
(1) 試験装置の系統および試験方法 .....	26
(2) 計 測 .....	29
3.2.2 燃焼性能評価方法 .....	30
3.3 燃焼試験の結果 .....	30
4. 燃焼性能解析 .....	31
4.1 燃焼性能予測法の概要 .....	31
4.2 推進剤蒸発量の計算 .....	32
4.3 蒸発効率 .....	34
4.4 初期粒径の推定 .....	34
4.4.1 初期粒径の推定方法 .....	34
4.4.2 初期粒径の推定結果および考察 .....	37
5. 燃焼室壁への熱流束 .....	38
5.1 安定燃焼時の熱流束 .....	38
5.2 高周波振動燃焼時の熱流束 .....	39
6. 結 論 .....	42
付録 1. $C^*$ 計算における補正 .....	45
付録 2. 振動燃焼緊急停止装置の試作 .....	46
参考文献 .....	48

# 液体酸素ケロシンロケットの燃焼性能の研究\*

(二噴流異種衝突型噴射器の特性)

田村 洋\*\* 若松 義男\*\* 鈴木 昭夫\*\*

豊川 光雄\*\* 小野 文衛\*\*

## Injection and Combustion Characteristics of Unlike-Impinging Triplet Injector for LOX-Kerosene Rocket Combustor

By

Hiroshi TAMURA, Yoshio WAKAMATSU, Akio SUZUKI,  
Mitsuo TOYOKAWA and Fumiei ONO

### ABSTRACT

The injection and combustion characteristics of unlike-impinging triplet injector for JP4 fuel and liquid-oxygen rocket combustor were studied. The injector element types considered were the OFO type, which consists of two outer oxidizer jets and one central fuel jet, and the FOF type, which consists of two fuel jets and one oxidizer jet. The spray characteristics of typical single elements of the two types were investigated through cold flow tests. Based on these tests, three multiple-element injectors (20 and 40 elements, 10 kN thrust at 2 MPa chamber pressure) were designed and fabricated, and were evaluated by means of cold flow tests and firing tests with combustion chambers of various lengths. The results were compared with a theoretical analysis based on a vaporization model.

The conclusions of the study are as follows:

- 1) The design correlation of orifice area ratio for maximum mixing efficiency was confirmed for both OFO and FOF type elements.
- 2) The OFO element showed wider spray angles and relatively more uniform mixture ratio distributions than the FOF element. The spray characteristics of the single elements were sensitive to a change in mixture ratio. However, multiple element injectors were insensitive to such a change and showed substantially similar mixing measures, suggesting a marked averaging effect due to mixing with adjacent elements.

---

\* 昭和55年10月20日 受付

\*\* 角田支所

- 3) Since the statistical frequency of mixture ratio for multiple element injectors is approximately expressed by the logarithmic normal distribution function, the measure of mixing can be evaluated in terms of the logarithmic standard deviation or the dispersion, and Rupe's mixing factor,  $E_m$ , can be correlated with the mixing  $C^*$  efficiency.
- 4) Initial droplet diameters of the injectors at several mixture ratios were estimated from the comparison of the experimental performance with the theoretical analysis. The estimated diameters indicate that the vaporization of fuel is the rate controlling process.
- 5) OFO type injectors showed higher performances than FOF types; however, the former gave higher heat flux to the chamber wall.
- 6) Although direct ignition by a spark plug was used in the study, an injection of a small amount of nitrogen gas into the fuel line was remarkably effective in avoiding hard starts.

記 号			
$A$	: 面積 ( $m^2$ )	$K$	: 物質伝達率 ( $s/m$ )
$a$	: 定数, 式(12)	$k$	: 熱伝導率 ( $W/(m \cdot K)$ )
$a_i$	: 採取管断面積 ( $m^2$ )	$M$	: 分子量(→)または噴流の運動量 ( $kg \cdot m/s^2$ )
$b$	: 定数, 式(12)	$m$	: 液滴の質量 ( $kg$ )
$b_i$	: 質量流束 ( $kg/m^2s$ )	$N$	: 要素数
$\bar{b}$	: 平均質量流束 ( $kg/m^2s$ )	$N_{uh} \equiv 2r_s h / k_{mx}$	: 熱伝達に関するヌセルト数
$C^*$	: 特性速度 ( $m/s$ )	$N_{um} \equiv 2r_s R_o \bar{T} K / M_a D_{mx}$	: 物質伝達に関するヌセルト数
$C_D$	: 球の抵抗係数	$n$	: $\mathcal{R} > \nu$ の採取管数
$C_d$	: 流量係数	$\bar{n}$	: $\mathcal{R} < \nu$ の採取管数
$C_F$	: 推力係数	$n_i$	: $i$ 組の液滴数
$c$	: 音速 ( $m/s$ )	$O$	: 酸化剤蒸発割合
$c_p$	: 定圧比熱 ( $J/(kg \cdot K)$ )	$P$	: 静圧 ( $Pa$ )
$D$	: 拡散係数 ( $m^2/s$ )	$P_o$	: ノズルせき止め圧 ( $Pa$ )
$d$	: 噴口直径または液滴直径またはノズル収縮部直径 ( $m, mm, \mu m$ )	$P_r \equiv c_{p,mx} \mu_{mx} / k_{mx}$	: プラントル数
$E_D$	: 流量均一度	$p$	: 分圧 ( $Pa$ ) または定数, 式(12)
$E_m$	: Rupe の混合均一度	$\Delta P$	: 噴射差圧 ( $Pa$ )
$\mathcal{F}$	: 燃料蒸発割合	$q$	: 液滴表面の受熱量 ( $W$ ) または定数, 式(12)
$f_{HL}$	: 熱損失補正係数	$\dot{q}$	: 熱流束 ( $W/m^2$ )
$f_M$	: 運動量補正係数	$R \equiv W_O / W_F$	: 噴射総混合比
$f_p$	: 圧力補正係数	$R_o$	: 一般ガス定数 ( $J/(mol \cdot K)$ )
$g$	: 重力加速度 ( $m/s^2$ )	$R_e \equiv 2r  U-v  \rho_{mx} / \mu_{mx}$	: レイノルズ数
$h$	: 熱伝達率 ( $W/(m^2 \cdot K)$ )	$r$	: 液滴半径 ( $m, \mu m$ ) または局所混合比 ( $w_O / w_F$ )
$I_s$	: 比推力 ( $s$ )	$\mathcal{R} \equiv W_O / (W_O + W_F)$	: 噴射総混合割合
		$S_c \equiv \mu_{mx} / D \rho_{mx}$	: シュミット数

$\bar{T} \equiv (T_l + T_b)/2$	: 平均温度 (K)
$T_b$	: 燃焼ガス温度 (K)
$T_l$	: 液滴温度 (K)
$T_o$	: せき止め温度 (K)
$t$	: 時間 (s)
$U$	: 燃焼ガス速度 (m/s)
$U_v$	: 燃焼完結時の燃焼ガス速度 (m/s)
$v$	: 液滴速度 (m/s)
$W$	: 推進剤流量 (kg/s)
$w$	: 局所推進剤流量 (kg/s) または液滴の蒸発速度 (kg/s)
$x$	: 噴射器面からの距離 (cm) または規格化混合比 ( $\equiv r/R$ )
$x_m$	: 定数, 式(14)
$Z$	: 熱伝達の補正項
$\alpha$	: 定数, 式(13)または物質伝達の補正項
$\beta$	: 定数, 式(13)
$\eta_C^*$	: 特性速度効率
$\eta_{C_{mix}}^*$	: 混合効率
$\eta_{C_{vap}}^*$	: 蒸発効率
$\kappa$	: 比熱比
$\lambda$	: 蒸発潜熱 (J/kg)
$\mu$	: 粘度 (Pa·s)
$\nu \equiv w_O/(w_O + w_F)$	: 局所混合割合
$\rho$	: 密度 (kg/m <sup>3</sup> )
$\sigma$	: 定数, 式(14)
<u>添 字</u>	
$a$	: 液滴からの蒸発物質
$b$	: 燃焼ガス
$EM$	: 酸化剤と燃料の噴流の運動量が等しい噴射条件
$e$	: ノズル出口
$exp$	: 燃焼実験値
$F$	: 燃料
$i$	: $i$ 番目の採取管または液滴
$l$	: 液体
$MME$	: $E_m$ を最大とする Elverum-Morey の噴射条件
$mx$	: 混合気
$N$	: ノズル入口
$O$	: 酸化剤

$OPT$	: $C_{th}^*$ が最大となる混合比の噴射条件
$s$	: 液滴表面
$T$	: 総計
$t$	: ノズルスロート
$th$	: 理論値
$0$	: 初期値
$1$	: 中央噴流
$2$	: 外側噴流

## 1. まえがき

ロケット推進剤としての液体酸素・ケロシンの組み合わせは、液体ロケット開発の初期から用いられ、アポロ宇宙船打上げ用サターン 5 型ロケットのブースターエンジンを頂点として、今日までの宇宙開発において重要な役割を果たしたが、現在もなお、米国等の衛星打上げ用大型液体ロケットの第 1 段に用いられている例が多い。一方、液体酸素・液体水素ロケットは、おもに上段用として近年目ざましい発達をとげ、現在では超高圧・高性能の液体酸素・液体水素エンジンを装備したスペースシャトルも間もなく実用化されようとしているが、液体酸素・ケロシンは、その高密度性をはじめ、取扱性や価格等の面でもすぐれた特長を有するため、超高性能を要求される単段シャトル等の、再使用可能な将来型宇宙輸送機の推進剤としてもきわめて有望視されている。

またわが国においては、液体酸素・ケロシンを第 1 段に用いた N ロケットが実用されており、さらに、液体酸素・液体水素を第 2 段に用いる H-1 ロケットの開発やそれらの性能向上化計画等も進められている。これらの将来計画では、第 1 段に液体酸素・ケロシンの使用が考えられる場合が多く、同エンジンの計画性能等が種々の面から論議されている。一般にひとつの新規設計のエンジンが実用化されるまでには、長い研究、開発の過程を経るが、わが国では、N ロケット第 2 段に用いられた自燃性 (自発点火性) 常温推進剤エンジンおよび現在開発中の液体酸素・液体水素エンジンに関する研究、開発の経験、ならびに N ロケット第 1 段用液体酸素・ケロシンエンジンの技術導入・国産化に関する経験等があるものの、今後新たに液体酸素・ケロシンエンジンを開発するためには、さらに多くの経験や設計資料の蓄

積を必要とする。当航空宇宙技術研究所では、液体酸素・ケロシンロケット燃焼器に関しては、約十年来やや基礎的な研究ないし燃焼器の試作等を行っており、本報告もこれら研究の一環であるが、それらの経験や成果は、学問的知見だけでなく、将来のエンジンの計画等に対しても参考になるものと思われる。

液体ロケット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、ノズル性能および冷却性能等があるが、燃焼に関する諸特性を問題にする場合、酸化剤と燃料とを燃焼室内に噴射するために用いられる噴射器は、燃焼器ひいてはエンジンの性能を決定的に左右する重要な部品である。一般に噴射器は多数の細孔を有する円板状のものであるが、これらの細孔から噴射された酸化剤および燃料が適当に霧化・混合されて安定で効率の良い燃焼が行なわれると同時に、過大な熱負荷等の不具合が発生しないなどのいろいろな要求が満たされなければならない。噴射器の開発は、過去においては主として、経験と直観による設計から多数の燃焼試験による改良といった、きわめて手間のかかる試行錯誤的な過程を経て行なわれてきたが、近年は、従来の経験の蓄積とともに、後述するようなコールドフロー試験や計算機の利用等によって、その設計も少しずつ合理化されつつある。<sup>1)</sup>しかし、推進剤の種類や噴射形式等によって噴射特性や燃焼特性も異なるほか、一般に関連する過程や現象が複雑であるため、噴射器の設計についても、一般性の高い合理的な手法が確立されるまでには今後さらに多くの研究が必要である。本報告は主として、噴射器の噴射特性とそれを用いた燃焼器の燃焼特性、およびそれらの関連性等に関する研究を述べたもので、液体ロケット燃焼器内の燃焼過程の解明および噴射器設計の合理化への寄与とともに設計資料の取得等も目的とするものである。

液体ロケット噴射器の噴射形式には非常に多くの種類があり、文献(1)には代表的な噴射形式の利点と欠点の定性的比較がなされている(付録1参照)。それらを参照するとわかるように液体酸素・ケロシン用の噴射形式としては、従来主として二噴流および三噴流が酸化剤同士、燃料同士で衝突する同種衝

突型が広く採用されている。一方、酸化剤噴流と燃料噴流とを衝突させる異種衝突型の噴射形式は、従来はほとんど自然性推進剤に対して用いられているが、液体酸素・ケロシンのような非自然性の推進剤の場合でも、噴流の持つ運動エネルギーが直接酸化剤と燃料の混合に利用される点から、高い混合性能、ひいては高い燃焼性能が得られる可能性がある。しかしこの衝突形式については自然性の推進剤以外には実用例もほとんどなく、研究および設計資料も比較的少ない。本報告ではこのような見地から三噴流異種衝突型の噴射形式をとり上げた。

一般に実用型噴射器の設計にあたっては種々の情報を必要とするが、これまでの多くの経験の蓄積をもってしても理論的手法を主体にすることは困難であり、かなりの部分は実験的手法に頼らざるを得ないのが実情であろう。まず、噴射条件(衝突形式、衝突角度、噴口径および噴射速度など)と噴流衝突直後の噴霧の粒径、混合比および流量分布の関係は、理論的に解析することが困難であるために、普通、コールドフロー試験によって実験的に調べられている。<sup>2)~17)</sup>この方法は、非燃焼状態で噴射された推進剤模擬液の噴霧の粒径、混合比および流量分布が、いくつかの補正を行なうことによって、実際に燃焼している燃焼器内に噴射された推進剤の噴流衝突直後の噴霧のそれらの分布と対応するという考え方に基づいている。このようにコールドフロー試験によって燃焼中の燃焼器内の推進剤噴霧の初期状態を推定することは、自然性推進剤のように液相で反応がおこり、燃料噴流と酸化剤噴流がはじき飛ばされる現象が発生する時には妥当でないが、<sup>18) 19) 20)</sup>そのような現象が発生しない本研究に用いたような非自然性推進剤の場合には妥当であると考えられている。次にこのような推進剤噴霧の初期状態に対応してどのような燃焼性能および熱負荷が得られるかに関する問題は、実験と理論の両方から調べられている。燃焼性能に関する解析では、乱流混合過程が律速であるとする方法と、<sup>21) 22)</sup>蒸発過程が律速であるとする方法<sup>23)~27)</sup>があるが、液体酸素・ケロシンのような液体どうしの推進剤の燃焼性能解析では、主に後の解析が用いられている。最後に推進剤噴霧の初期状態(粒径、混合比および流量分布など)、噴射差圧

および燃焼室形状と振動燃焼の関係については、文献<sup>28)</sup>に1972年ごろまでのほとんどの研究がもうらさされている。

本研究では、まず、これら多くの文献から本研究で対象とする三噴流異種衝突型噴射器の設計にとって必要な情報およびデータの収集をはかった結果、その設計にとって重要な多くの情報がこれらの文献からだけでは得られないことが分かった。すなわち、コールドフロー試験法を用いた微粒化過程の大部分の研究は、二噴流衝突型を対象としており、三噴流異種衝突型を対象としたものは非常に少く、二噴流衝突型の場合のように設計パラメータと粒径分布の関係を系統的に調べた研究で公表されているものは見当たらない。同様にコールドフロー試験法を用いた初期混合過程に関する研究も、大部分は二噴流異種衝突型を対象としており三噴流異種衝突型を対象とした研究は少ないが、Elverum-Morey<sup>5)</sup>やRiebling<sup>4)</sup>によって研究された最適混合を得るための条件式(式(4))は三噴流異種衝突型の設計に用いられている。しかしこれら三噴流異種衝突型の研究では、設計パラメータと混合比および流量分布の関係が十分に公表されていないので、燃焼器壁への熱負荷等に関する情報も不十分である。また、これら初期混合過程の研究では、混合比分布の一様性を示す混合均一度 $E_m$ (式(1))を求めているが、この $E_m$ と燃焼性能と直接関係づけられる混合効率 $\eta_{C_{mix}^*}$ (式(2))の間にもどのような関係があるかについては明らかにされていない。コールドフロー試験データから燃焼性能を予測する研究で最も進んだものとしては、JANNAF Performance Working Groupの指導によりRocketdyne社が行なった研究<sup>27)</sup>があげられる。この研究には、三噴流異種衝突型に対する解析も含まれており有用と思われるが、解析の詳細は入手していない。燃焼性能を最も簡単に予測するには、燃焼性能に支配的影響をおよぼす初期混合過程と蒸発過程を切り離し、それぞれの過程の効率の積によって燃焼性能が与えられると仮定する方法<sup>29) 30)</sup>がある。この方法を用いた研究はいくつか発表されているが、三噴流衝突型を対象としたものはないようである。

本報告では、三噴流異種衝突型の噴射器の設計資

料として不足しているこれらの点を明らかにすると同時に、噴射器および燃焼室設計に対する一般的知識を得ることを目的として、三噴流異種衝突型を用いた3個の噴射器を製作し、コールドフロー試験、推力10kN(約1000kgf)、燃焼室圧2MPa(約20ata)の燃焼試験および燃焼性能解析を行なって得られた結果について述べる。

## 2. コールドフロー試験

### 2.1 コールドフロー試験の概要

噴射器の設計段階において燃焼性能等を推定するためには、燃焼の初期条件である燃焼室内に噴射された推進剤噴霧の粒径分布、混合比分布および流量分布等の情報を必要とする。これらの情報を得る方法として燃焼中のロケット燃焼室内でこれら諸量の分布を直接測定した例も報告されているが、<sup>31) 32) 33)</sup>高温高圧の厳しい測定条件のためにまだ充分設計資料となるような系統的研究はなされておらず、一般には推進剤模擬液等による非燃焼状態での噴射試験(コールドフロー試験)によって燃焼中のこれらの諸量を推定する方法が用いられている。このコールドフロー試験は、粒径分布の測定を目的としたもの<sup>10)~17)</sup>と混合比および流量分布の測定を目的としたもの<sup>2)~9)</sup>とに分けられる。粒径分布の測定は、ジーゼル機関の噴射弁のように比較的微細な粒径の噴霧に対しては、噴霧を受止液に捕そくしその顕微鏡写真から粒径分布を得る液浸法が一般的であるが、液体ロケットエンジンの噴射器のように、比較的流量および流速が大きく粒径も粗大な噴霧に対しては光学的方法<sup>10)~15)</sup>やろう法<sup>16) 17)</sup>などが用いられている。また混合比分布および流量分布の測定に対しては、推進剤模擬液として混和性の着色水/無色水や非混和性の四塩化炭素とケロシンの混合液/二塩化亜鉛などを噴射し、その噴霧を蜂の巣状に分割された採取管で捕そくする方法が用いられている。<sup>2)~9)</sup>

さてこのコールドフロー試験によって噴射器の噴射特性を知るためには、まず単一噴射要素の噴霧特性をは握し、次にその重ね合わせとして多くの噴射要素からなる噴射器の噴霧特性をは握する必要がある。現在までに二噴流衝突型の噴射要素に対しては、前述のように、粒径分布に対してはIngeboら<sup>11)</sup>

12) 13) や Heidmann ら<sup>10) 14)</sup>の研究が、混合比分布に関して Rupe<sup>3)</sup>の研究等があり、設計に利用できる資料も比較的多い。一方本研究に用いた三噴流異種衝突型の噴射要素に対しては、粒径分布について Knight<sup>17)</sup>の研究が、混合比分布に関して Elverum - Morey<sup>5)</sup>や Riebling<sup>4)</sup>の研究がある。しかし前者では二噴流異種衝突型を主眼としており、三噴流異種衝突型については酸化剤と燃料の噴口径が等しい場合の一例の実験値しか報告されておらず、また後者では、最大の混合性能を与える酸化剤と燃料の噴口径比および噴射圧力比を見出すことに重点がおかれ流量分布および粒径分布については十分な記述がない。

以上の様に、本研究でとり上げた三噴流異種衝突型については、単一要素の作る噴霧、更に多要素からなる噴射器の作る噴霧の混合比分布、粒径分布などの、設計にとって重要な情報が文献からだけでは十分に得られない。従って、本実験に用いた噴射要素や噴射器の設計に際しては、従来の研究による設計基準を適用したが、それによる噴射特性を詳しく知るために、噴射要素および噴射器の両方についてコールドフロー試験を行ない、混合比および流量分布等を調べた。なお本報告では、実験装置等の都合上、粒径分布の測定は特に行なわず、目視と直接写真による定性的な把握にとどめた。

## 2.2 コールドフロー試験装置および噴霧特性の評価方法

### 2.2.1 試験装置および試験方法

噴射器コールドフロー試験装置の概要を図1に、噴射要素の形状を図2に示す。ただし噴射要素の場合は、図1とは異なる類似の装置を用いた。

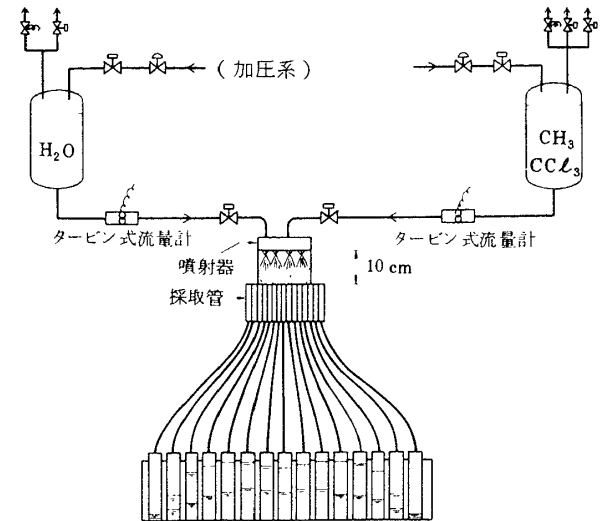


図1 噴射器コールドフロー試験装置

異種衝突型の噴射器によって作られる噴霧の混合特性は酸化剤と燃料の噴流の運動量比に強く依存するため、混合特性を調べるための模擬液には実際の推進剤の密度比に等しい組み合わせを用いることが望ましい。本研究では実際の推進剤である液体酸素/ケロシン(密度比1.5)に対して、実験の容易さから、非混和性の水/灯油(密度比1.25)またはトリクロロエタン<sup>\*</sup>/水(密度比1.32)を用い、密度比の違いに対しては Falk<sup>ら</sup><sup>30)</sup>と同様な補正<sup>\*\*</sup>を行なった。

混合比分布および流量分布を測定する上での噴霧の採取位置は、噴射要素試験では余り問題とならずに採取に便利な位置を選べば良いと考えられるが、となり合った噴霧の干渉が影響する噴射器試験では問題となる。Nurick<sup>ら</sup><sup>29)</sup>は、エンジン内部での噴霧の広がりや周囲の燃焼ガス流によって制限される割合を一次元蒸発モデルと単一液滴の飛跡計算から

\* ダウケミカル社、商品名クロロセン NU

\*\* 模擬液(トリクロロエタン/水)を使った時と、実液(LOX/JP4)を用いた時の酸化剤と燃料の運動量比が等しいとすると次式が成り立つ。

$$W_{\text{LOX}} V_{\text{LOX}} / W_{\text{JP4}} V_{\text{JP4}} = W_{\text{tric}} V_{\text{tric}} / W_{\text{H}_2\text{O}} V_{\text{H}_2\text{O}}$$

上式を  $W = \gamma AV$  (ただし  $\gamma$ : 比重,  $A$ : 噴口面積) の関係を用いて書きなおすと次式が得られる。

$$\frac{W_{\text{LOX}}}{W_{\text{JP4}}} = \left( \frac{\gamma_{\text{LOX}}}{\gamma_{\text{JP4}}} \frac{\gamma_{\text{H}_2\text{O}}}{\gamma_{\text{tric}}} \right)^{1/2} \frac{W_{\text{tric}}}{W_{\text{H}_2\text{O}}}$$

この関係から模擬液の混合比を実液の混合比に換算する。



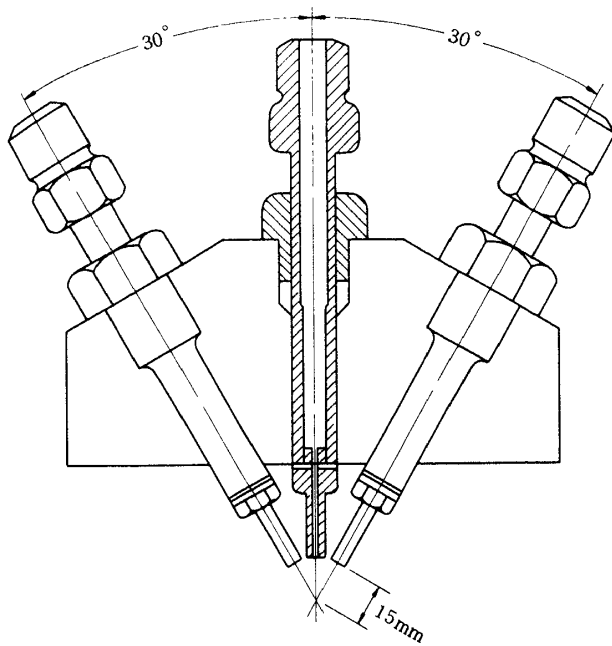


図2 噴射要素

推定し、斜めに噴射された平均粒径の液滴の飛跡が噴射器下方約8cmの所で軸方向に平行になることから、この位置をコールドフロー試験における噴霧採取位置に選んだ。本研究でもこの考え方に従って液滴の飛跡計算を行ない、噴射器下方10cmを噴霧採取位置に選んだ。また噴射器から噴霧が側方に飛散しないよう、燃焼室内径と等しい円筒(高さ10cm)をとりつけた。

図1に示す噴霧の採取部は11mm×11mmの矩形管121本をすき間なく束ねたもので、受液測定部は直径38mm高さ300mmの試験管より構成される。噴霧は、噴射器上流の弁が開の間捕そくされる。噴射流量と噴射時間は、弁上流に取りつけたタービン式流量計出力のオシロ記録から測定した。また噴射流量は、捕そく液総量を噴射時間で割って求め、流量計出力と比較した。試験管に捕そくした模擬液は二液が分離するまで放置した後、両液面の高さを測定した。

### 2.2.2 コールドフロー試験結果の評価方法

本項では、噴射要素および数十個の噴射要素で構成される噴射器の作る噴霧の噴射特性をは握するために必要なくつかの尺度を定義し、それらについて簡単に説明する。

混合均一度  $E_m$

Rupe<sup>2)</sup>によって導入された噴霧の混合均一さを示す尺度であり、次式で定義される。

$$E_m(\%) = 100 \left[ 1 - \sum_i^n \frac{w_i}{w_T} \frac{\mathcal{R} - \nu}{\mathcal{R}} - \sum_i^{\bar{n}} \frac{w_i}{w_T} \frac{\mathcal{R} - \nu}{\mathcal{R} - 1} \right] \quad (1)$$

$E_m$ は局所混合比が全て噴射総混合比に等しい時100%を示す。

混合効率  $\eta_{C_{mix}^*}$

Wrobel<sup>34)</sup>によって導入された流管モデル(ロケット燃焼室内では初期混合状態がそのままノズル出口まで保存される、言いかえると燃焼室断面を多くの流管に分割した時、流管相互に質量、運動量、熱の交換が無く、各流管ごとに混合、燃焼が進行すると仮定したモデル)を仮定した時の混合による特性速度効率であり、次式で定義される。

$$\eta_{C_{mix}^*}(\%) = 100 \left[ \sum_i^n \frac{w_i}{w_T} \frac{C_i^*}{C_T^*} \right] \quad (2)$$

$\eta_{C_{mix}^*}$ は局所混合比が全て噴射総混合比に等しければ、 $E_m$ と同様に100%を示す。(しかし後で示すように  $\eta_{C_{mix}^*} > 100\%$ の領域が存在することもある)

流量均一度  $E_D$

推進剤を限られた燃焼室空間内で効率良く燃焼させるためには、燃焼室断面にわたって推進剤を均等に噴射することも必要と考えて、次式によって定義される流量均一度  $E_D$ を新たに導入した。すなわち、

$$E_D(\%) = 100 \left[ 1 - \frac{\sum_i^n a_i |b_i - \bar{b}|}{2 w_T} \right] \quad (3)$$

ここで

$$\bar{b} = w_T / \sum_i^n a_i$$

$$b_i = w_i / a_i$$

$E_D$ は燃焼室断面全体にわたって均等に噴射された時、100%、50%の面積だけに均等に噴射された時50%と簡単な意味を持つ。

## 2.3 噴射要素コールドフロー試験

### 2.3.1 噴射要素の設計方針

三噴流異種衝突型の噴射要素は、酸化剤二噴流に

対して燃料一噴流が衝突する OFO 型と燃料二噴流に対して酸化剤一噴流が衝突する FOF 型に分類される。これら噴射要素の設計変数としては、噴口径、噴口径比、衝突角度、衝突距離、噴射圧力および噴射圧力比が考えられる。ここではこれらの変数を決定する設計の方針を説明する。

三噴流異種衝突型噴射要素の場合、混合性能を最大にする条件としてつぎの実験式<sup>5)</sup>が提案されている。

$$\left(\frac{d_1}{d_2}\right)_{MME} = 1.257 \left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right)^{0.286} \left(\frac{W_1}{W_2}\right)^{0.572} \quad (4)$$

ここで  $d_1/d_2$ ,  $\rho_1/\rho_2$  および  $W_1/W_2$  はそれぞれ噴口径比、密度比および重量流量比であり、添字 1 と 2 は中央噴流と外側噴流を示す。なお、 $W_2$  は外側二噴流の和である。式(4)は衝突角度 60 度、噴口径比  $d_1/d_2$  が約 0.8 付近のコールドフロー試験から経験的に得られたものである。噴口の流量係数  $C_d$  が分かれば式(4)からさらに噴射圧力比も決定される。すなわち、

$$\frac{\Delta P_2}{\Delta P_1} = 0.624 \left(\frac{C_{d1}}{C_{d2}}\right)^2 \left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right)^{0.144} \left(\frac{W_1}{W_2}\right)^{0.288} \quad (5)$$

噴口径と噴射圧力は主に要素当りの流量、噴霧粒径および低周波燃焼安定性等を参照して決定される。三噴流異種衝突型噴射要素による噴霧の平均粒径に関しては Knight<sup>17)</sup> が、酸化剤模擬液に水(または熔融ワックス)、燃料模擬液に熔融ワックス(または水)を用いる方法で、噴口径が酸化剤側、燃料側ともに 1.6 mm の場合につき、式(4)で決まる流量比の条件下での実験結果を報告しているが、その結果は噴口径が異なる場合には設計指針として使用できない。本研究では噴流の安定性(入口が鋭い角を持つ噴口では、流量係数が噴射差圧 0.29~0.39 MPa (約 3~4 ata) の間で大きく変化する<sup>36)</sup>)と低周波燃焼安定性の考慮から最低の噴射差圧を 0.4 MPa (約 4 ata) とし、さらに推力 10 kN で要素の数が 20 個または 40 個として要素当りの流量および噴口径を定めた。

衝突距離は衝突精度に関係する。即ち衝突距離が長くなると、工作誤差、熱ひずみおよび燃焼ガス流の影響などによって衝突精度が低下する割合が増加

すると考えられる。衝突精度が下がると混合性能や微粒化性能が低下するので好ましくない。一方衝突距離が余り短いと燃焼領域が噴射器面に近づき、噴射器面への熱負荷が増加する。一般的には衝突距離として 5~7 d の範囲が用いられている<sup>1)</sup>が、後述べるように、本研究に用いたようなリング状の溝を有する噴射器(図 7 参照)では設計・工作上の制約を受けるため全く任意に選ぶことはできないが、ここでは衝突角度 60 度、衝突距離 15 mm (7~8 d) とした。

### 2.3.2 噴射要素の試験結果および考察

前述の設計方針に従って製作された噴射要素の作る噴霧の混合特性を知るために、OFO 型と FOF 型の噴射要素をそれぞれ 1 個製作し、水/灯油を模擬液としたコールドフロー試験を行なった。ここではその試験結果と考察を述べる。

まず試験条件の理解に必要ないくつかの関係式を簡単な形に整理しておこう。

最適混合を得るための条件式(4)は次式の様に書き直すことができる。

#### OFO 型

$$R_{MME} = 1.49 \left(\frac{\rho_0}{\rho_F}\right)^{0.5} \left(\frac{d_0}{d_F}\right)^{1.75} \quad (6)$$

#### FOF 型

$$R_{MMF} = 0.67 \left(\frac{\rho_0}{\rho_F}\right)^{0.5} \left(\frac{d_0}{d_F}\right)^{1.75} \quad (7)$$

すなわち、コールドフロー試験において、噴口径と模擬液を決めれば、これらの関係から最適混合を得る混合比が予測される。

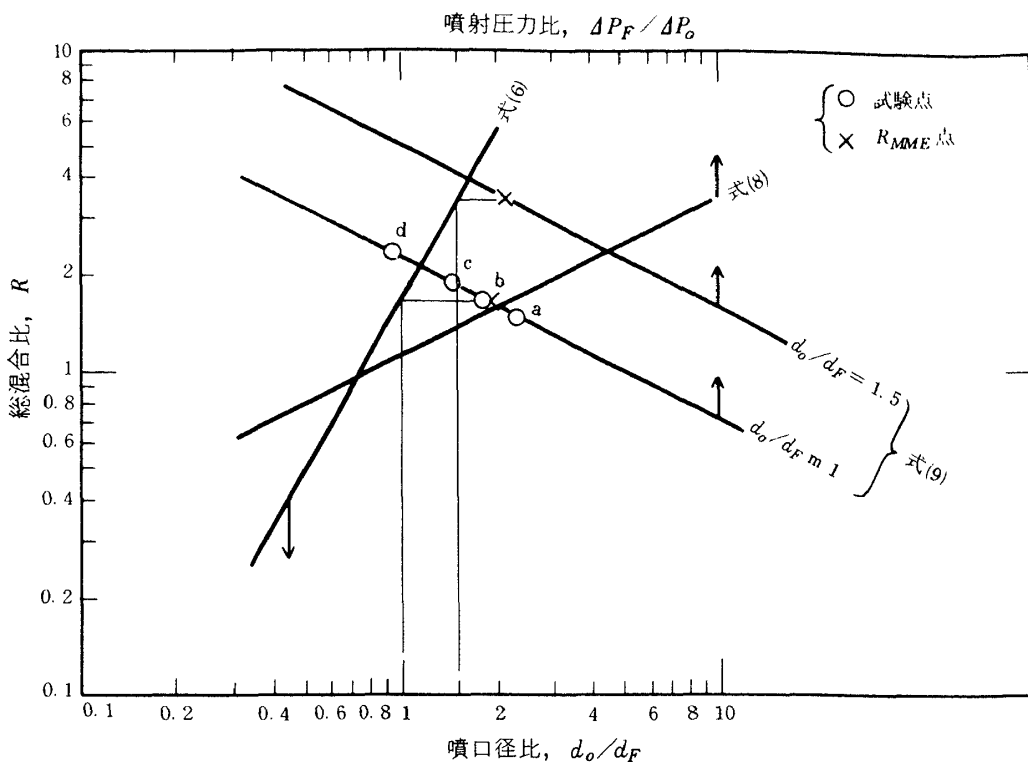
酸化剤噴流と燃料噴流の運動量が等しい条件は、次式の様に表わされる。

$$W_O V_O = W_F V_F \quad (8a)$$

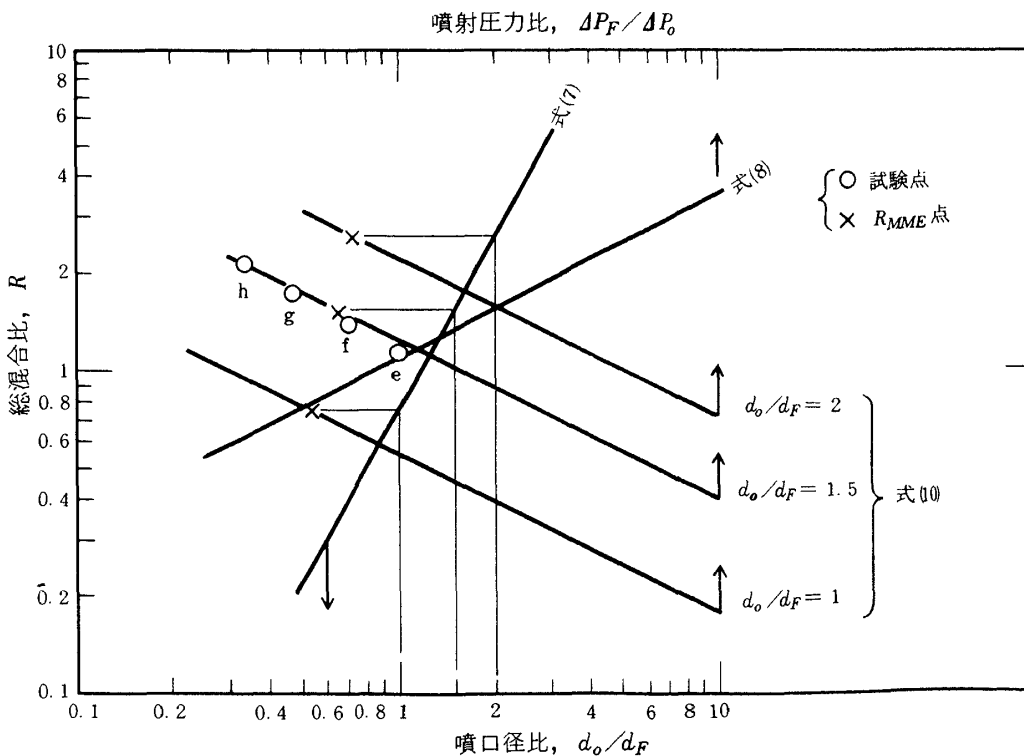
ここで噴出速度  $V$  は噴口の速度係数を  $C_v$  とすると  $V = C_v \sqrt{\Delta P / \rho}$  で与えられる。3 個の噴口の速度係数が等しいと仮定すると式(8a)は次式の様に書きなおすことができる。すなわち、OFO 型、FOF 型とも

$$R_{EM} = \left(\frac{\rho_0}{\rho_F}\right)^{0.5} \left(\frac{\Delta P_F}{\Delta P_0}\right)^{0.5} \quad (8)$$

コールドフロー試験において、噴口の直径と模擬液を決めると、所要の流量を得るために必要な噴射



(a) OFO型



(b) FOF型

図3 噴射要素設計式とコールドフロー試験点(水/灯油)

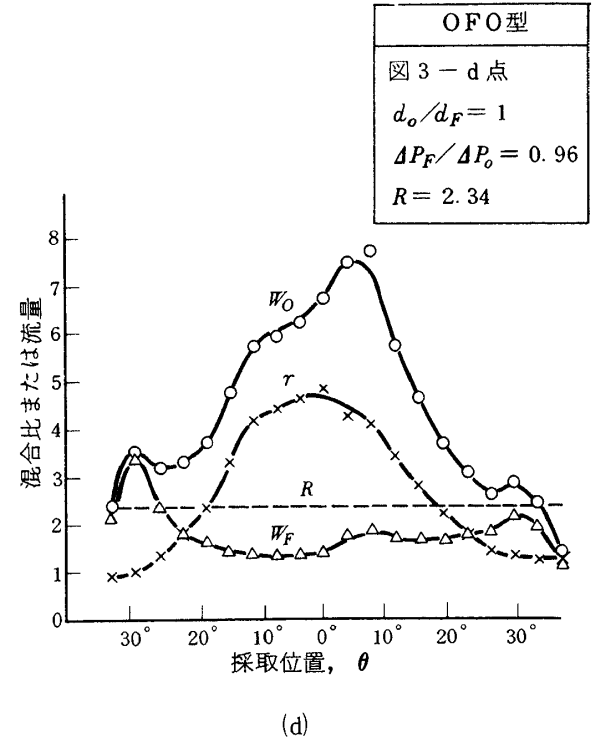
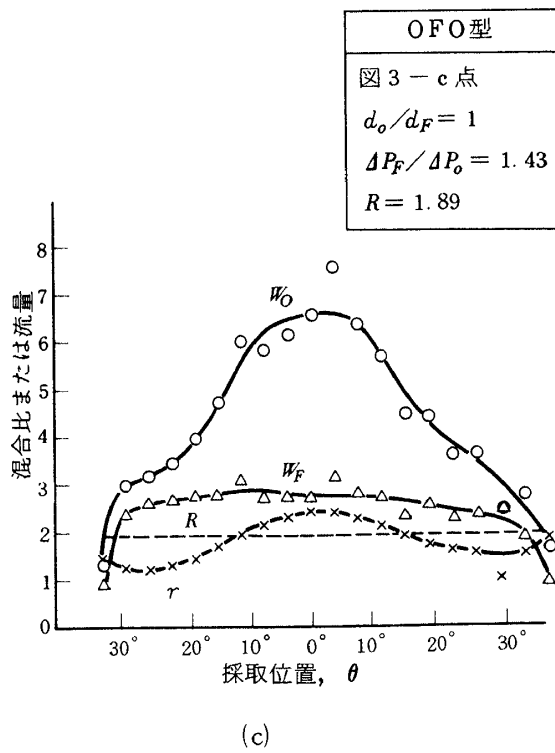
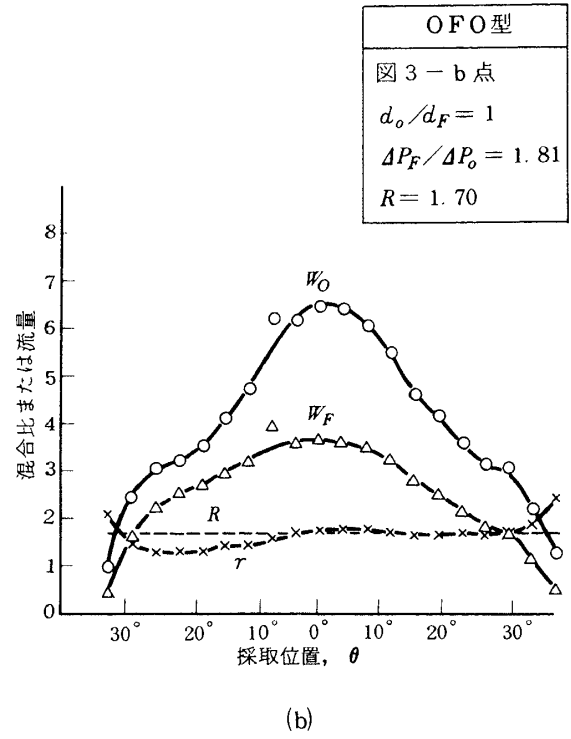
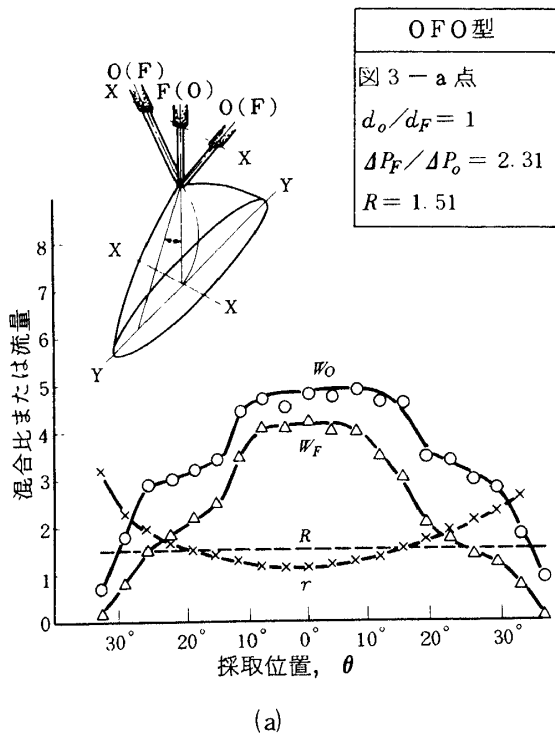
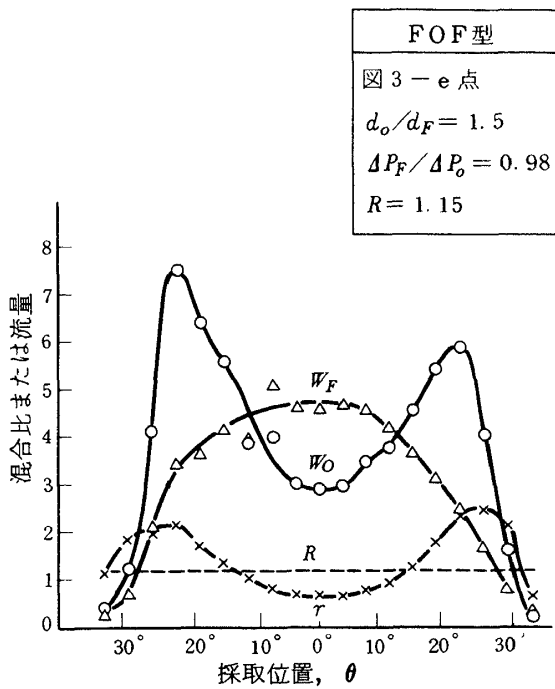
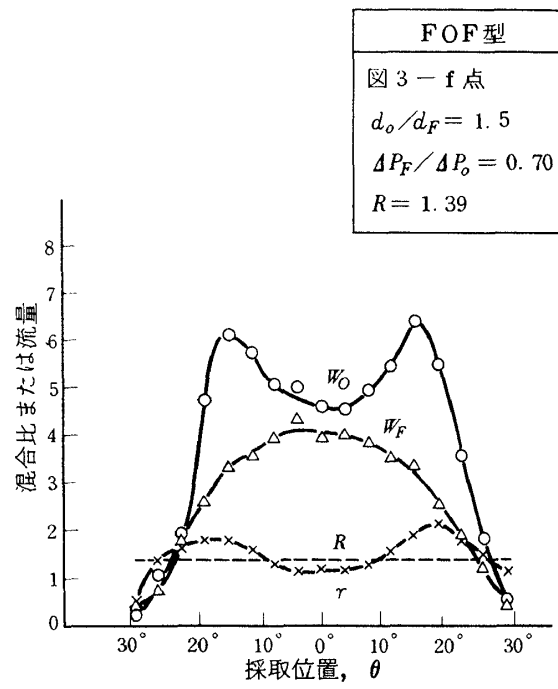


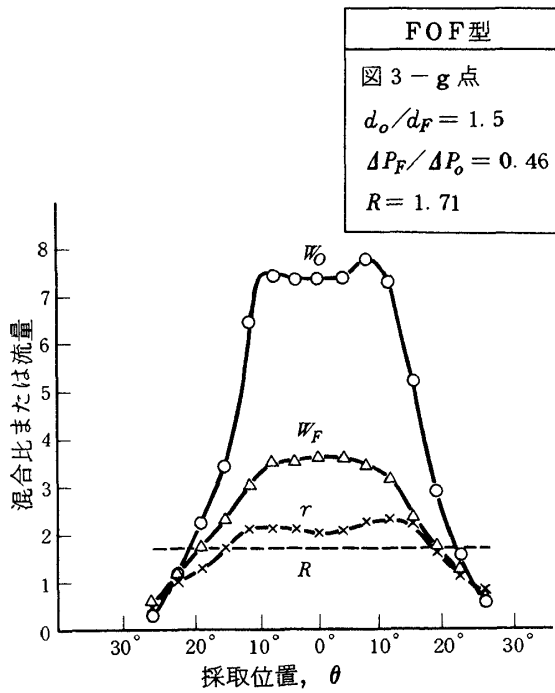
図 4 (a)~(d) 噴射要素の Y-Y 方向の混合比, 流量分布 (その 1)



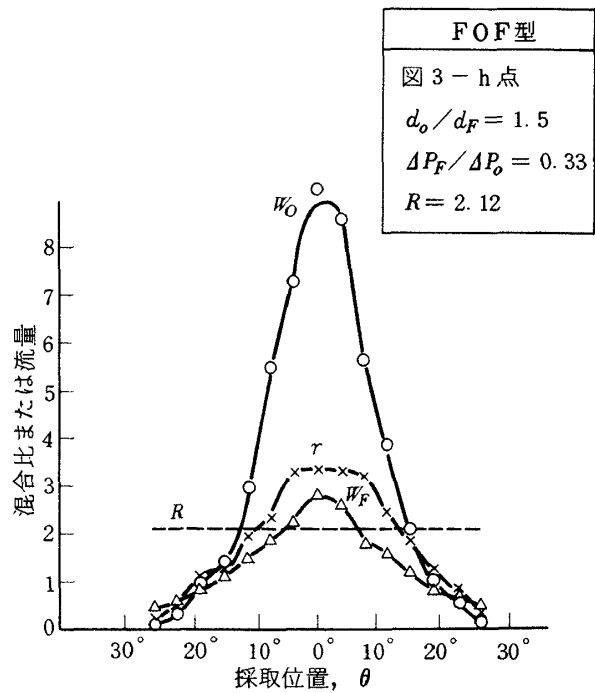
(e)



(f)



(g)



(h)

図4(e)~(h) 噴射要素のY-Y方向の混合比, 流量分布 (その2)

表 1 噴射要素の仕様

形 式	噴口直径 (mm)	噴口径比 $d_o/d_F$	衝突角度	最適混合比 (水/灯油)
OFO型	2-2-2	1.0	60°	1.67
FOF型	1.2-1.8-1.2	1.5	60°	1.52

差圧は  $W = C_d A \sqrt{\rho \Delta P}$  の関係から求まる。前と同様に3個の噴口の流量係数が等しいと仮定すると、混合比、噴口径比および噴射圧力比の間には次式が成り立つ。

OFO型

$$R = 2.0 \left( \frac{\rho_o}{\rho_F} \right)^{0.5} \left( \frac{d_o}{d_F} \right)^2 \left( \frac{\Delta P_F}{\Delta P_o} \right)^{-0.5} \quad (9)$$

FOF型

$$R = 0.5 \left( \frac{\rho_o}{\rho_F} \right)^{0.5} \left( \frac{d_o}{d_F} \right)^2 \left( \frac{\Delta P_F}{\Delta P_o} \right)^{-0.5} \quad (10)$$

次に OFO 型と FOF 型の代表例として選んだ噴射要素の設計過程を簡単に説明する。

液体酸素/ケロシンを噴射した時、設計混合比を  $R_D = 2.2$  とすれば、最適混合を得るための噴口径比としては次の値が得られる。すなわち、

OFO型:  $d_o/d_F = 1.12$

FOF型:  $d_o/d_F = 1.74$

噴口径の大きさは、Elverum-Morey<sup>5)</sup> や Riebling<sup>4)</sup> の研究結果から、混合性能にはあまり影響しないと考えられるが、最終的な設計目標値を1~2mmとし、工作上的都合から表1に示すような仕様の噴射要素を OFO 型と FOF 型のそれぞれの代表として製作した。

最後にこれら噴射要素のコールドフロー試験の結果を述べる。図3には、式(6)~(10)と試験点との関係を、縦軸に総混合比  $R$ 、横軸に噴口径比  $d_o/d_F$  および噴射圧力比  $\Delta P_F/\Delta P_o$  をとって示した。図中の×印は、各噴口径に対する最適混合比  $R_{MME}$  の点を示し、○印は試験点を示す。これら噴射要素によって形成される噴霧形状の概略および噴霧採取位置を図4(a)の左上に示す。本図に示すように、これら噴射要素の流量分布は良く知られている二噴流衝突型の場合と同じように噴流に沿う面(X-X方向)に対して鉛直な面(Y-Y方向)に液膜あるいは微粒

化液滴群が形成される結果、Y-Y方向に長軸を持つほぼ楕円形の分布となる。図4(a)~(h)はそれぞれの試験点に対応するY-Y方向の軸上での混合比および流量(単位面積および時間当りの採取量)分布の測定結果である。また図5は混合均一度  $E_m$  と総混合比  $R$  の関係を示す。図5から総混合比  $R$  が  $R_{MME}$  にはほぼ等しい時、OFO型もFOF型も  $E_m$  がほぼ最大となることが認められ、設計に用いた式(4)の妥当性を裏づけている。次に図3に示された試験点と図4の各測定結果とを対比して気付いたことがらをあげる。

- 1) 局所混合比分布は、総混合比  $R$  によって大きく変化し、その様相は OFO 型と FOF 型とで多少異なる。すなわち、OFO 型では、概して噴霧のひろがりが大きく、混合比分布は FOF 型に比べてより均一であるが、FOF 型では噴霧のひろがり小さく、混合比分布のむらが大き

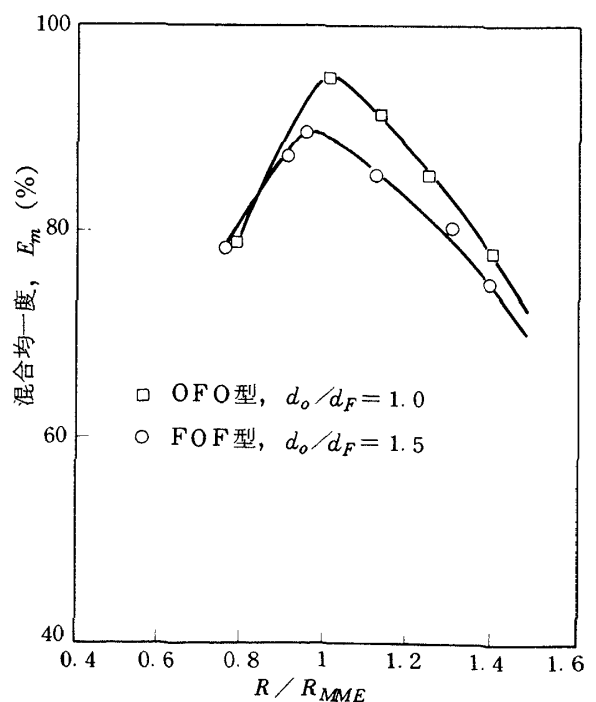


図5 噴射要素の混合均一度

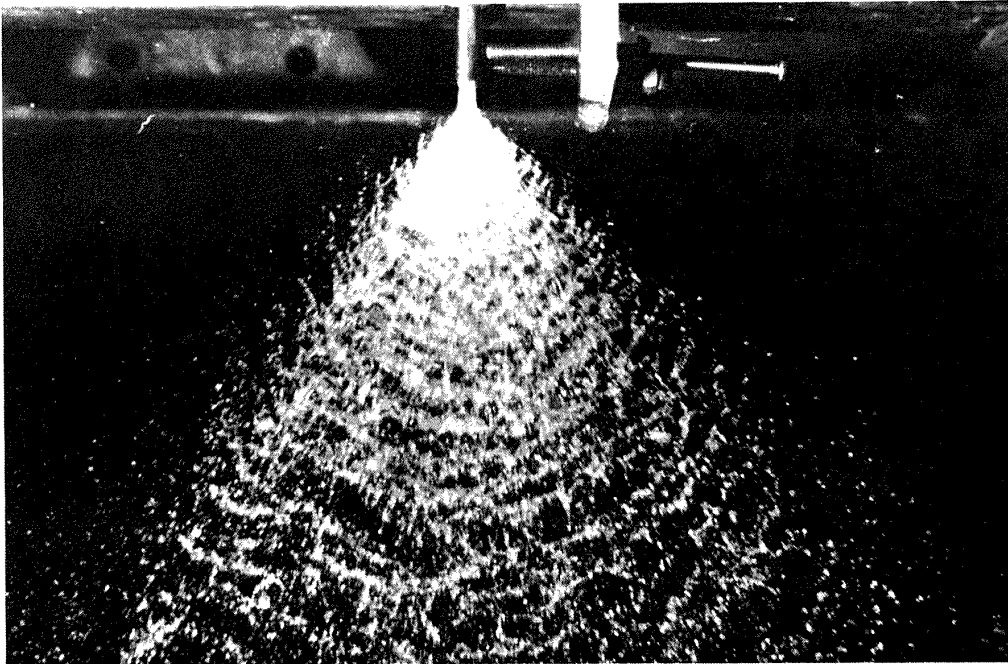
い。またいずれの型でも、総混合比が最適（設計）値より大きくなると、中央部の混合比が大きく、周辺部では小さくなる傾向がある。

2) 最適設計混合比に近い b 点と f 点とを比較すると、OFO 型の方が FOF 型より噴霧のひろがりが大きく、混合比分布もより均一であるが、噴霧外縁での混合比が大きく、FOF 型では外

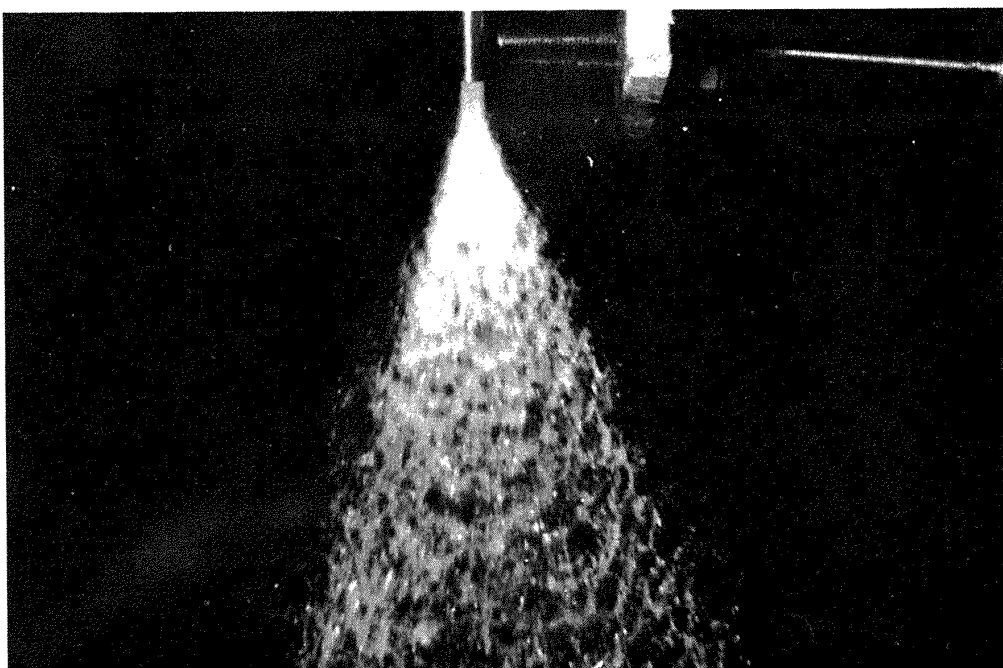
縁部の混合比は小さい。

3) FOF 型の e 点は酸化剤と燃料噴流の運動量が等しい条件に対応するが、中央から噴射された噴口径の大きな酸化剤噴流は左右にはじき飛ばされている。

なお、図 6 は参考のために噴霧の直接写真を示したもので、OFO 型の方が噴霧のひろがり角度が大



(a) OFO 型,  $R \doteq R_{MME}$ , (図 3 - b 点)



(b) FOF 型,  $R \doteq R_{MME}$ , (図 3 - e 点)

図 6 噴射要素の作る噴霧の直接写真

きく、分散特性の良いことを示している。またこの写真からははっきりしないが、目視では OFO 型の方が微粒化特性も良いように見受けられた。

## 2.4 噴射器コールドフロー試験

### 2.4.1 噴射器の設計

前述の噴射要素の設計方針および噴射要素のコールドフロー試験結果に基づいて3個の噴射器を設計製作した。これら噴射器の主な設計仕様は表2の通りであるが、ここではその設計過程について述べる。

表2 噴射器計画仕様

推 力 $F$	9.8 kN (1000 kgf)
燃 焼 圧 $P_c$	2 MPa (約 20 ata)
推 進 剤	液体酸素 / ケロシン*
理論比推力 $I_{s,th}$	254.3 s**
設計混合比 $R_D$	2.2
比推力効率 $\eta_{I_s}$	95 %
酸素流量 $W_O$	2.85 kg/s
燃料流量 $W_F$	1.29 kg/s
最低噴射差圧 $\Delta P$	0.39 MPa (4 ata)

\* JP4

\*\* 海面上移行平衡

#### (1) 噴口径比 $d_0/d_F$

噴射要素のコールドフロー試験から最大の混合性能を与える噴口径比を定める式(4)の妥当性が設計値近くの条件で確認された。本式を用い、液体酸素 / ケロシンを噴射した時、設計混合比  $R_D = 2.2$  で最大の混合性能が得られる様に噴口径比を定めると次の様になる。

$$\text{OFO型: } (d_0/d_F)_{MME} = 1.12$$

$$\text{FOF型: } (d_0/d_F)_{MME} = 1.74$$

#### (2) 噴射要素数 $N$

噴射要素のコールドフロー試験から混合性能には OFO 型と FOF 型の間大きな違いはないが、目視観察等から、FOF 型は OFO 型に比べて噴霧のひろがり小さく微粒化特性も良くないことが推察された。これらの結果と噴射器面全体の要素の配列の吟味から要素数を次の様に決めた。

$$\text{OFO型: } N = 20 \text{ 個} \dots\dots 1 \text{ 型と呼ぶ。}$$

$$\text{OFO型: } N = 40 \text{ 個} \dots\dots 2 \text{ 型と呼ぶ。}$$

$$\text{FOF型: } N = 40 \text{ 個} \dots\dots 3 \text{ 型と呼ぶ。}$$

#### (3) 噴口径

噴口径は設計流量と 2.3.1 項で説明した最低噴射差圧からベルヌーイ式を用いて計算される。OFO 型では最適混合の条件から酸化剤の噴射差圧の方が燃料の噴射差圧より小さい。従って酸化剤側に最低噴射差圧の条件を入れ、ベルヌーイ式から酸化剤噴口径  $d_0$  を決定し、続いて最適混合の条件から燃料噴口径  $d_F$  を決定する。なお燃焼実験時の設定混合比変化 ( $R = 1.6 \sim 3.0$ ) を考慮して、設計混合比

( $R_D = 2.2$ ) での酸化剤噴射差圧を 0.49 MPa (5ata) とし、流量係数  $C_d$  は 0.8 と仮定した。すなわち、

OFO 型 (1 型, 2 型)

$$\Delta P_0 = 0.49 \times 10^6 \text{ Pa とし, } \rho_0 = 1.14 \times 10^3 \text{ kg/m}^3,$$

$$\rho_F = 0.76 \times 10^3 \text{ kg/m}^3, w_O = W_O / 2N,$$

$$w_F = W_F / N$$

$$\text{ベルヌーイ式 } w = C_d (\pi/4) d^2 \sqrt{\rho \Delta P}$$

より、

1 型 ( $N = 20$  個) :

$$d_0 = 2.19 \text{ mm}, d_F = 1.95 \text{ mm},$$

$$\Delta P_F = 1.05 \text{ MPa (10.7 ata)}$$

2 型 ( $N = 40$  個) :

$$d_0 = 1.55 \text{ mm}, d_F = 1.38 \text{ mm},$$

$$\Delta P_F = 1.05 \text{ MPa (10.7 ata)}$$

FOF 型では、最適混合の条件から、燃料の噴射差圧の方が酸化剤の噴射差圧より小さい。従って OFO 型とは反対に燃料の噴口径を先にベルヌーイ式から決定する。燃料の噴射差圧は燃料噴霧の平均粒径を考慮して決めた。すなわち液体酸素に比べて燃料の方がはるかに蒸発しにくいので、燃焼性能は燃料噴霧の粒径分布によって支配されると考えられ、OFO 型と FOF 型の噴射器の燃焼性能を比較する上で、燃料の微粒化の程度を等しくとることが好ましいので、粒径に最も大きな影響を持つ噴射差圧を OFO 型のそれと等しくとことにした。すなわち、

FOF 型 (3 型)

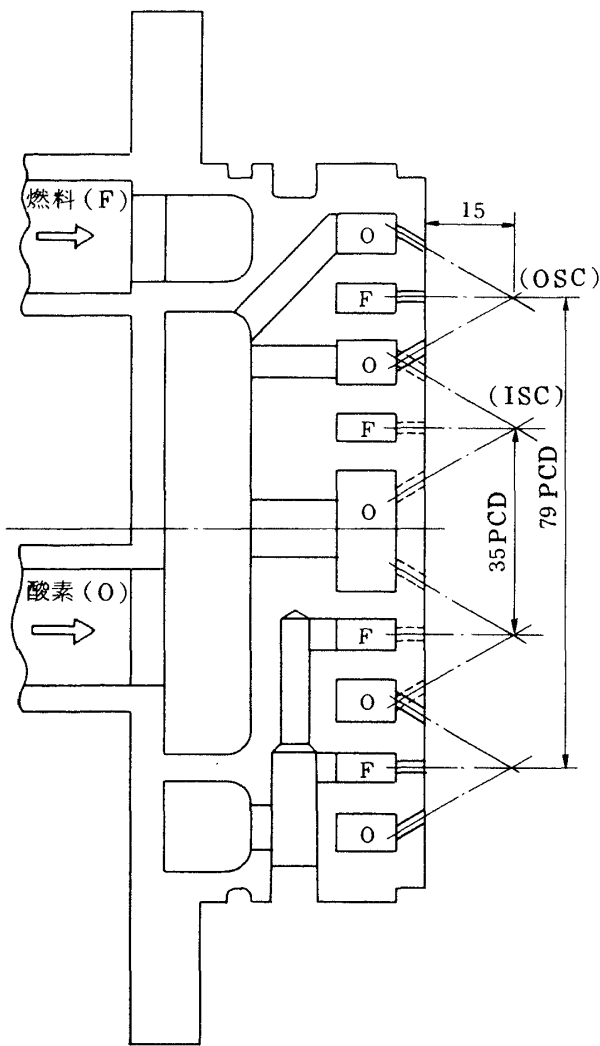
$$\Delta P_F = 1.049 \times 10^6 \text{ Pa (10.7 ata) とし,}$$

3 型 ( $N = 40$  個)

$$d_0 = 1.66 \text{ mm}, d_F = 0.95 \text{ mm},$$

$$\Delta P_0 = 1.52 \text{ MPa (15.5 ata)}$$





噴射器	衝突形式	噴口直径 (mm)		要素数		噴射差圧(MPa) ( $R = 2.2$ )
		内側	外側	内側	外側	
1 型	OFO 型	2.20	2.20	5	15	$\Delta P_O = 0.48$ $\Delta P_F = 0.96$
		1.95	1.95			
		2.20	2.20			
2 型	OFO 型	1.50	1.50	10	30	$\Delta P_O = 0.56$ $\Delta P_F = 1.56$
		1.35	1.35			
		1.50	1.50			
3 型	FOF 型	0.95	0.95	10	30	$\Delta P_O = 1.52$ $\Delta P_F = 1.07$
		1.65	1.65			
		0.95	0.95			

図 7 噴射器の諸元および断面図

以上の様にして設計された噴射器諸元を噴射器断面図と共に図 7 に示す。(噴口加工上の都合により、設計計算値とは多少異っている。)なお、互いに衝突する 3 個の噴口は、半径方向の一直線上に並んでいる。また図 8 には、設定混合比変化に対して比推力効率が 95%一定と仮定した時の推進剤流量を理論比推力と共に示した。図 9 はこの推進剤流量を得るために必要な噴射差圧および噴流の運動量比を示す。図 9 からこの噴射器の設計の特徴として、FOF 型は OFO 型に比べ酸化剤噴流の運動量が非常に大きくとられていることがあげられる。

#### 2.4.2 噴射器の試験結果および考察

この様にして設計された 3 個の噴射器について、模擬液にトリクロロエタン/水を用いたコールドフロー試験を行ない、混合比および流量分布を測定した。以下にその試験結果と考察を述べる。

#### (1) 混合比および流量分布

図 10 は、噴射器下方 10 cm の位置における燃焼室断面内の混合比、酸化剤流量、燃料流量の分布を、総混合比  $R$  が設計混合比  $R_D$  にはほぼ等しい場合について示したものである。これらの図から観察される各分布の特徴を以下にあげる。

- 1) OFO 型の噴射器では、燃焼室壁と燃焼室中央付近で混合比が大きくなっている。FOF 型では逆にそれらの位置で混合比が小さくなっている。
- 2) 燃焼室壁付近の流量は OFO 型の方が FOF 型より多い。
- 3) どの噴射器についても酸化剤流量と燃料流量はともに、外側噴霧と内側噴霧の中間の外側寄りの場所で最大となっており、燃料流量と酸化剤流量の山の位置は一致している。

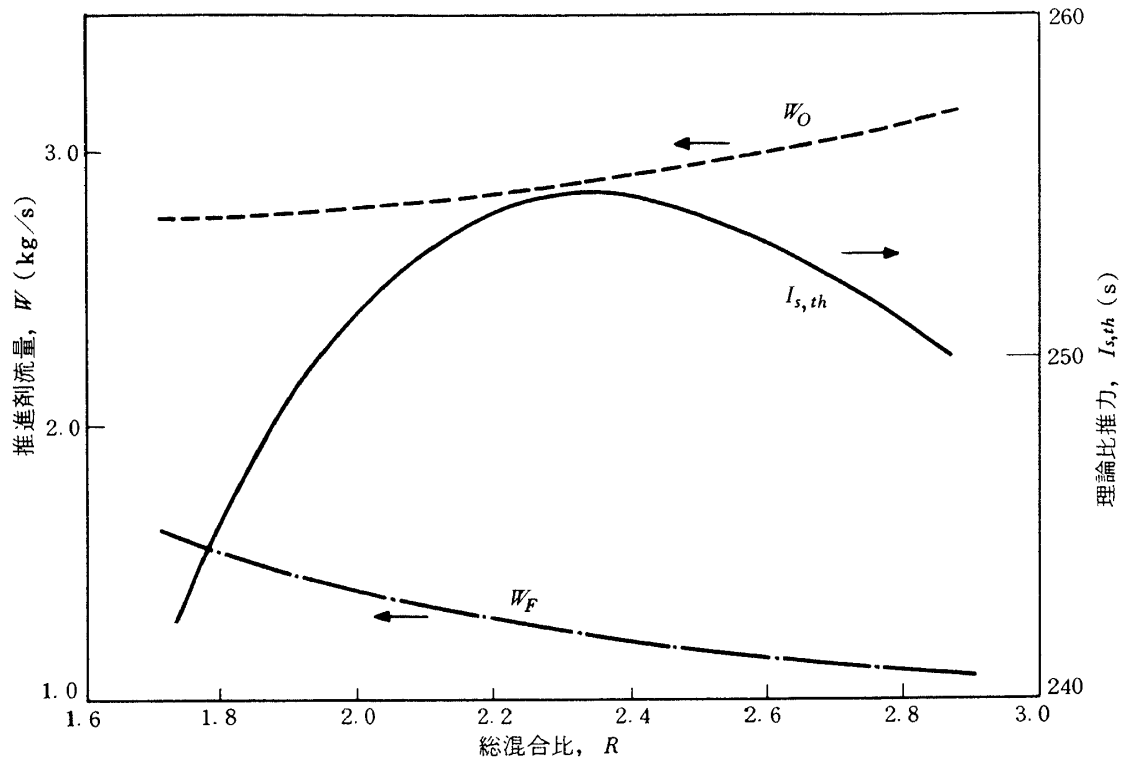


図 8 理論比推力および推進剤流量 ( $\eta_{I_s} = 0.95$ )

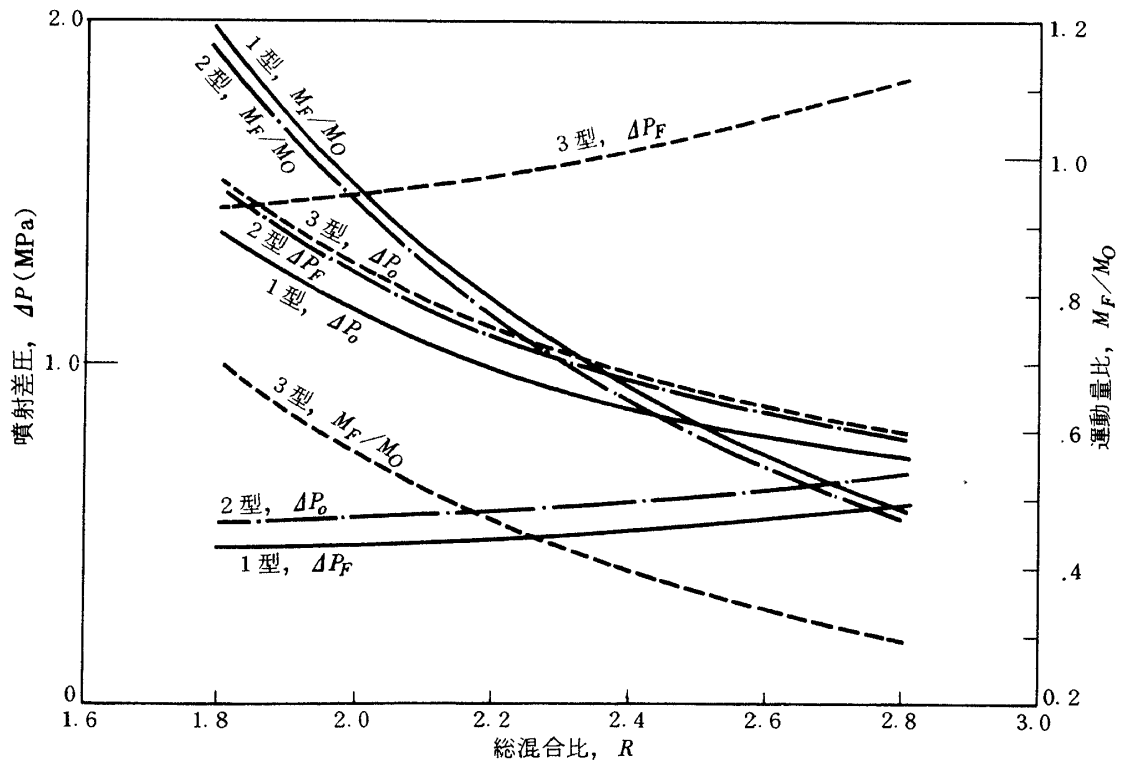


図 9 噴射差圧および推進剤噴射運動量比

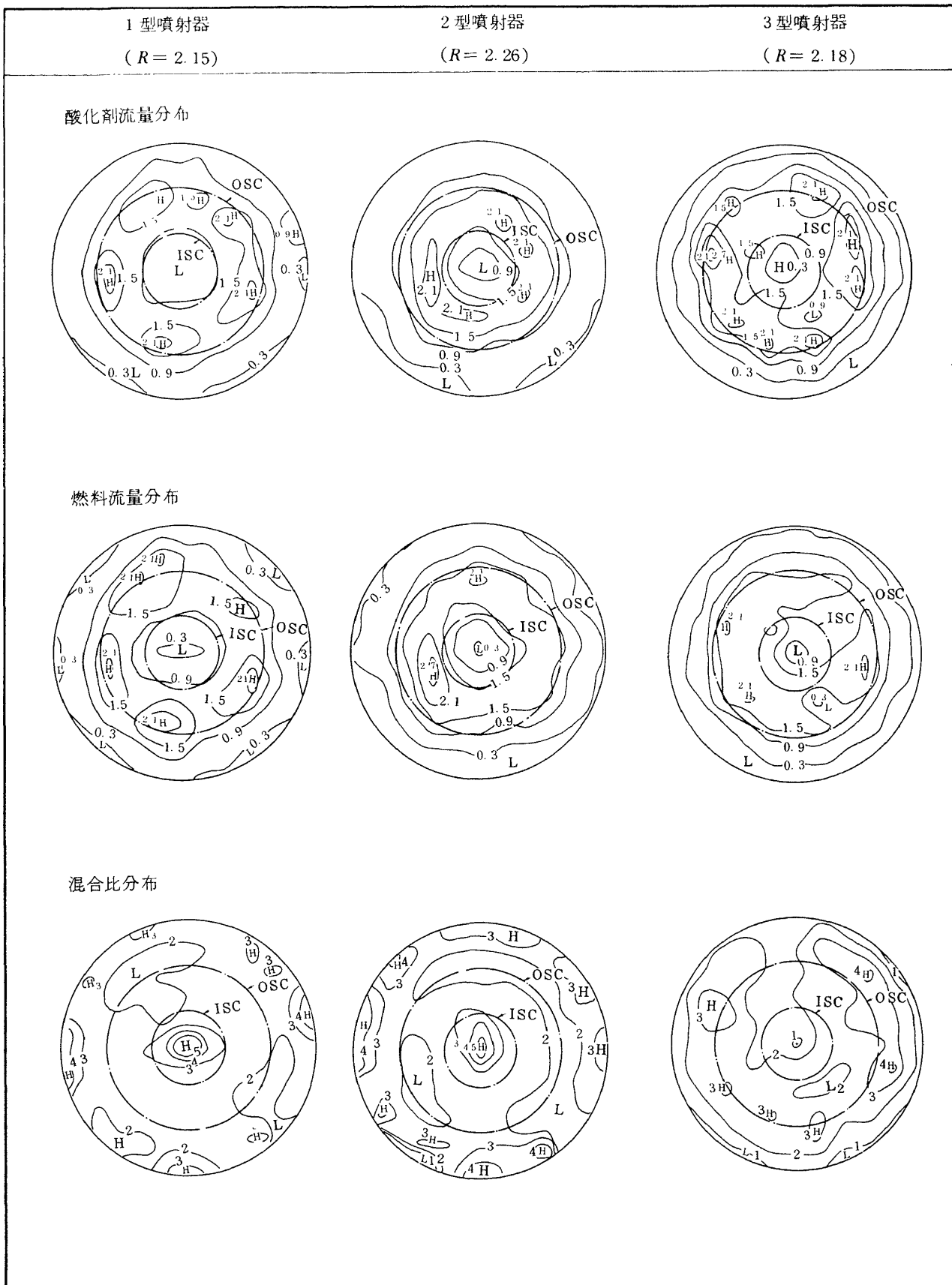


図10 燃焼室内の推進剤分布

ISC : 内側要素噴霧中心, OSC : 外側要素噴霧中心, L : 低, H : 高

ここで 1), 2) の特徴は噴射要素のコールドフロー試験結果と符合しており, 3) は噴霧の干渉の仕方を示しているものと思われる。

次に総混合比  $R$  が変化するに従って, 局所の混合比分布と流量分布がどの様に変化するかを示すために, これらの分布を同心円上に平均化し, 総混合比  $R$  または燃焼室の単位面積当りの平均流量で規準化したものを図11に示した。本図から混合比分布と流量分布は,  $R$  が変化しても ( $R = 1.5 \sim 3.0$ ) ほとんど変化しないことがわかる。また OFO 型は燃焼室中央と燃焼室壁近くで混合比が大きく, FOF 型では燃焼室中央の混合比が小さく, 燃焼室壁近くで  $R$  よりわずかに大きくなることわかる。これらの混合比分布と流量分布特性は燃焼室壁への熱流束と関係づけられるものと思われるが, それについては 5 章で述べる。

(2) 混合効率  $\eta_{C_{mix}}^*$ , 混合均一度  $E_m$  および流量均一度  $E_D$

図12は本試験で得られた  $\eta_{C_{mix}}^*$ ,  $E_m$  および  $E_D$  と総混合比  $R$  の関係を示す。なお,  $\eta_{C_{mix}}^*$  および  $E_m$  の図中に破線で示した曲線は, 混合比頻度分布を用いて求めたもので, これについてはあとで述べる。

次に本図から観察される特徴およびその考察を順次述べる。

1)  $E_m$  は 3 個の噴射器とも設計混合比 ( $R_D = 2.2$ ) ではほぼ 91% と等しいが, OFO 型と FOF 型とでは  $R$  に対する変化の仕方に違いが見られる。すなわち OFO 型では  $R$  が小さくなるほど  $E_m$  は低下するが, FOF 型ではほとんど一定か, むしろ  $R$  の小さい方でわずかに上昇する。噴射要素の噴霧では,  $E_m$  は OFO 型も FOF 型も最適混合比  $R_{MME}$  で最大となる山形分布を示したが (図 5), ここで観察された噴射器の噴霧の  $E_m$  の  $R$  に対する変化の仕方は以下に  $E_D$  との関連から説明される様に要素間の干渉の影響であると考えられる。

2)  $E_D$  は燃焼室空間の有効利用の尺度として導入したが, 各噴射器の  $E_D$  を設計混合比で比べると 1 型が最も高く 3 型が最も低い。OFO 型の 1 型と 2 型が FOF 型の 3 型より  $E_D$  が高いことは噴射要素の実験からも予想されていた。

しかし OFO 型同士の比較では, 予想とは逆に要素数 20 個の 1 型の方が, 要素数 40 個の 2 型より流量分布が均一であるという結果を得た。

3)  $R$  に対する  $E_m$  と  $E_D$  の変化の傾向は 3 個の噴射器とも定性的に対応している。これは噴射要素を構成する 3 噴流の中で, 中央噴流の流量が増加すると噴霧の広がりが小さくなり, 逆に中央噴流の流量が低下すると噴霧の広がりが大きくなるという噴射要素の実験結果に対応するものと思われる。すなわち総混合比  $R$  が最適混合比  $R_{MME}$  からずれると噴射要素の作る噴霧の  $E_m$  は低下するが, 中央噴流の流量が減少する方向に  $R$  がずれる時には噴射要素の作る噴霧の広がりが大きくなる結果, 噴射器全体の噴霧の  $E_D$  と  $E_m$  は低下しないと考えられる。

4)  $\eta_{C_{mix}}^*$  と  $R$  の関係は前述の  $E_m$  と  $R$  および  $E_D$  と  $R$  の関係と違って, 3 個の噴射器とも定性的に同じ傾向を示す。すなわち  $\eta_{C_{mix}}^*$  は  $R = 2$  付近で極小値をとる。

ところで著者らの知る限り, 現在までに  $\eta_{C_{mix}}^*$  と  $E_m$  を合理的に関連づけた研究はなされていない。<sup>36)</sup>

<sup>37)</sup> しかし噴霧の混合特性と燃焼性能との関係を量的に明らかにすることは, 噴射器設計の合理化などの見地からも非常に重要な問題である。本報告ではこの  $\eta_{C_{mix}}^*$  と  $E_m$  の関連性についても独自の考察を進めたので, 以下にそれを述べ, ここで得た実験結果も吟味する。

### (3) 噴霧の混合比頻度分布

燃焼室内の混合比分布が一様でないことはすでに図 10, 11 に示した。本項では噴射器噴霧全体の混合比頻度分布を求め, それが全く不規則に分布しているものか, またある種の分布法則にしたがい簡単な実験式で表わされるかどうか吟味した。もし混合の仕方に一定の法則があれば, 混合均一度  $E_m$  以外に分布の上からも OFO 型と FOF 型の違いや, 総混合比  $R$  の影響が求められ, さらにこの分布法則を用いて  $\eta_{C_{mix}}^*$  と  $E_m$  とを対応づけることができるので今後の実験結果の整理の上からも便利である。

図13は頻度 (混合比が  $x - \Delta x/2$  と  $x + \Delta x/2$  の間にある噴霧の流量と総流量との比, %) を縦軸に, 規準化された混合比  $x (= r/R)$  を横軸にとった混

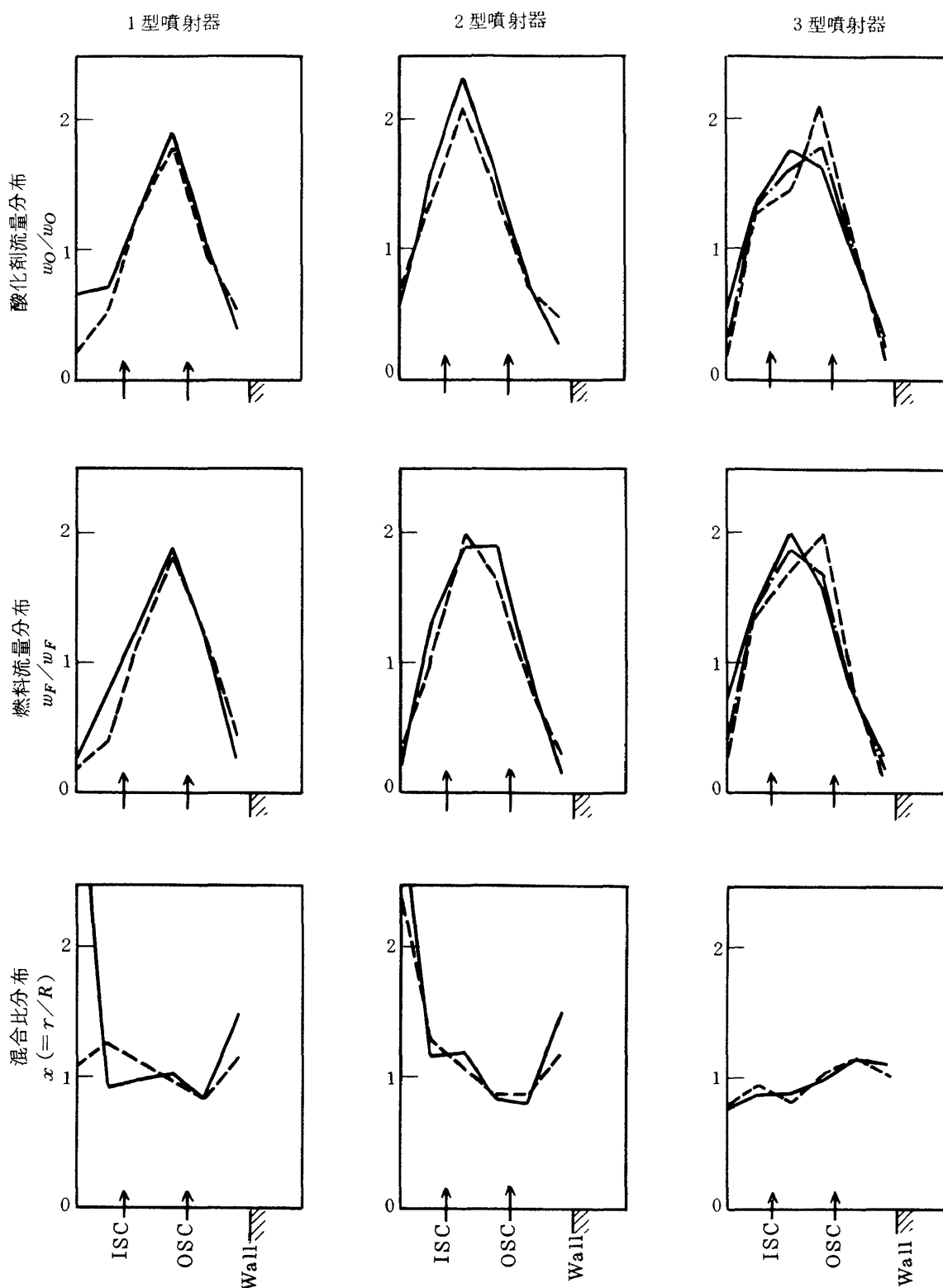
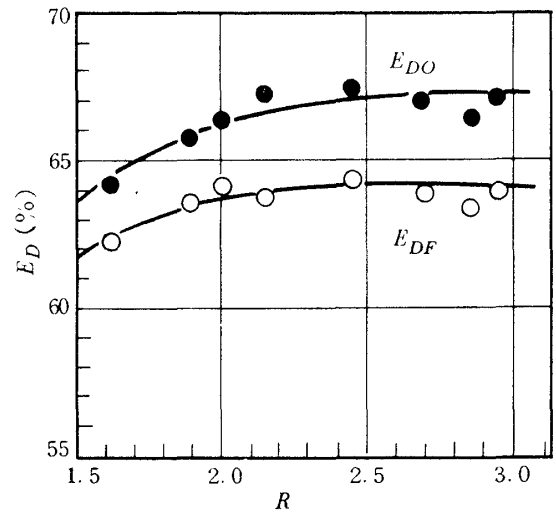
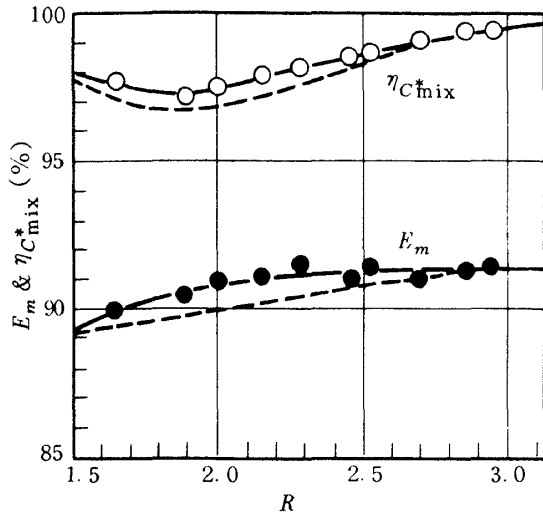


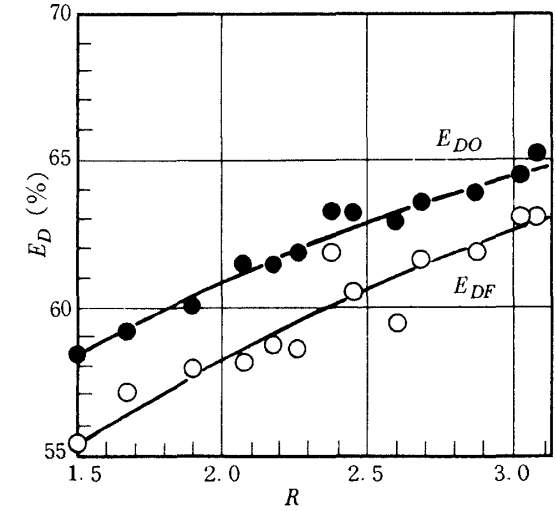
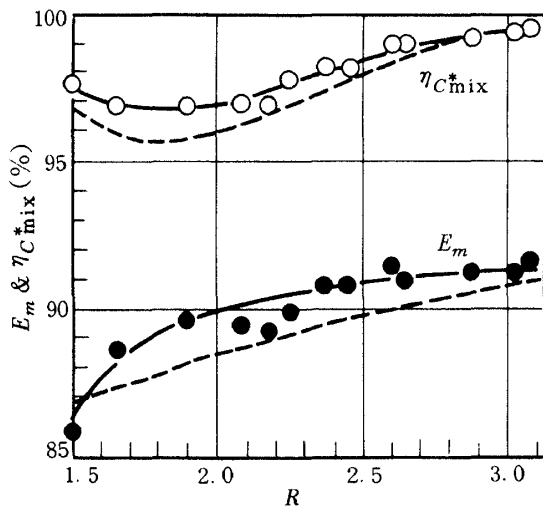
図11 同心円上に平均化した燃焼室内の推進剤分布

—  $R=1.5$ , - · -  $R=2.0$ , - - -  $R=3.0$

1 型噴射器



2 型噴射器



3 型噴射器

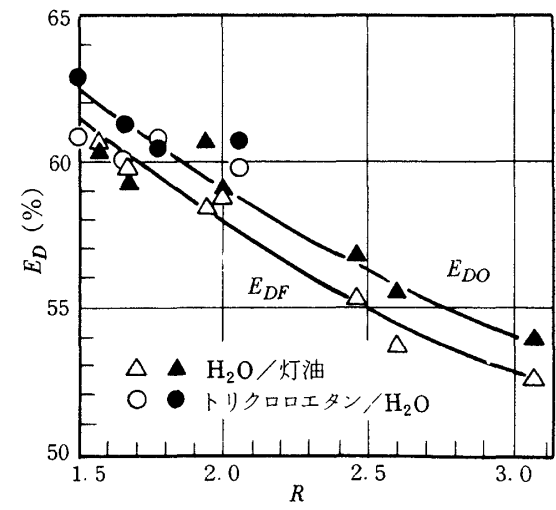
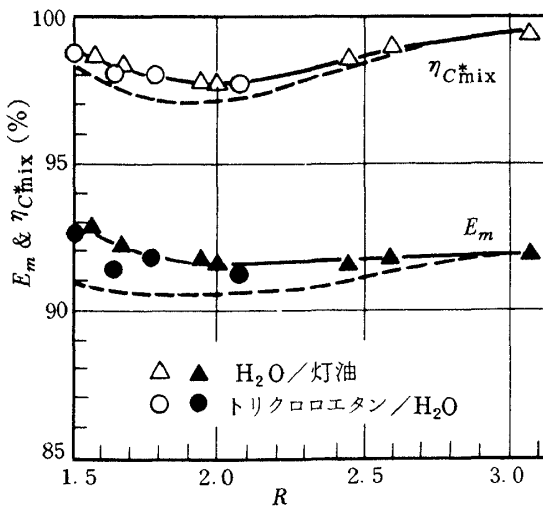


図12  $\eta_{Cmix}^*$ ,  $E_m$ ,  $E_D$  の  $R$  に対する変化

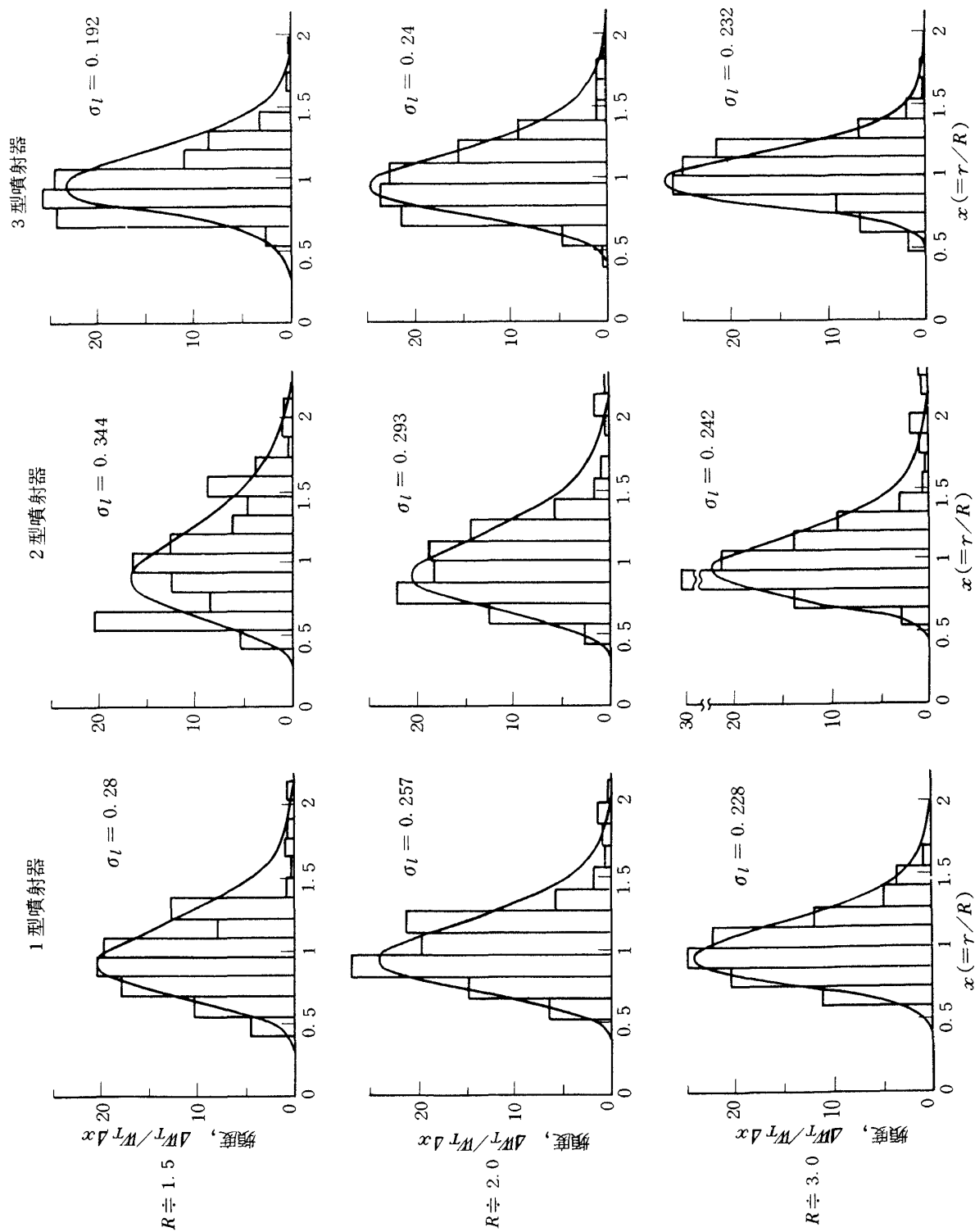


図13 混合比頻度分布

合比頻度分布であり、各噴射器の実験結果を棒線で示している。このような混合比頻度分布を関数関係であらわした研究は著者らの知る限りまだ行なわれていないが、噴霧の粒径分布に関しては多くの研究があり、この様な分布関数の例として抜山-棚沢の式、Rosin-Rammler の式および対数正規分布式が良く知られている。すなわち、

抜山-棚沢の式：

$$f(x) = ax^p \exp(-bx^q) \quad (12)$$

Rosin-Rammler の式：

$$f(x) = \alpha \beta x^{\beta-1} \exp(-\alpha x^\beta) \quad (13)$$

対数正規分布式：

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \sigma x} \exp\left\{-\frac{1}{2\sigma^2} \left(\ln \frac{x}{x_m}\right)^2\right\} \quad (14)$$

ここに  $a, b, p, q, \alpha, \beta, \sigma$  および  $x_m$  は実験定数である。図13から混合比頻度分布が粒径分布と良く似ていることがわかり、これから混合比頻度分布についても物理的過程の考察は抜きに、実験結果の一つの整理法として上述の粒径分布式のどれかを採用できる可能性があると思われた。そこで実験結果をいろいろと整理した結果、対数正規分布式がこの分布を最も良く近似し、かつ実験定数も少ないことがわかった。

さて、実験結果が式(14)で表わされるならば縦軸に累積流量、すなわち、

$$F(x) = \int_0^x f(x) dx \\ = \int_0^x \frac{1}{\sqrt{2\pi} \sigma x} \exp\left\{-\frac{1}{2\sigma^2} \left(\ln \frac{x}{x_m}\right)^2\right\} dx \quad (15)$$

を、横軸に  $\ln x$  をとった対数正規確率紙上で表わせば実験点はある直線にのる。図14はこの様な図上で実験点が直線にのるかどうかを調べた例を示す。ここで調べた各噴射器の各総混合比についての実験点はいずれも直線にのるように思われる。これらの直線から実験定数  $\sigma$  (対数標準偏差) と  $x_m$  (平均値) を決定するには対数正規分布の累積流量に対する次の2個の関係式を用いる。

$$F(x_m) = \int_0^{x_m} f(x) dx = 0.50$$

$$F(x_m + \sigma) = \int_0^{x_m + \sigma} f(x) dx = 0.84$$

これらの関係から、 $x_m$  は  $F(x) = 0.5$  となる  $x$  の値  $x_{50}$ 、 $\sigma$  は直線の勾配の逆数 ( $\sigma = \ln x_{84} / x_{50}$ ) で与えられる。

ところで混合比頻度分布関数  $f(x)$  は、 $f(x)$  に  $w_O/w_T (= Rx/(Rx+1))$  をかけて  $x$  について  $0 \sim \infty$  まで積分して得られる酸化剤総量と、 $f(x)$  に  $w_F/w_T (= 1/(Rx+1))$  をかけて同様にして得られる燃料総量との比が総混合比  $R$  に等しいというつぎの条件を満足しなければならない。

$$R = \frac{W_O}{W_F} = \frac{\int_0^{\infty} \{Rx/(Rx+1)\} f(x) dx}{\int_0^{\infty} \{1/(Rx+1)\} f(x) dx} \quad (16)$$

式(14)を式(16)にあてはめ、 $\sigma$  および  $R$  を実験範囲内でパラメトリックに変えて数値積分を実行した結果、

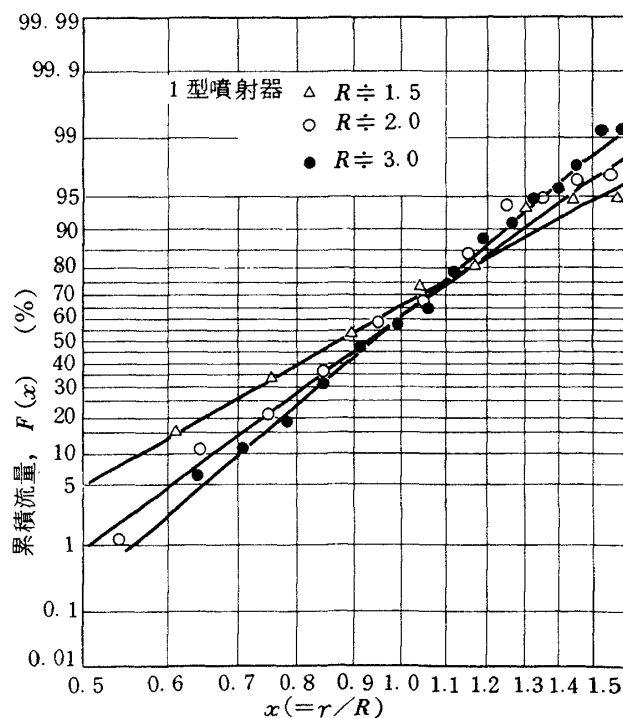


図14 対数正規分布式による整理の一例



$$x_m \doteq 1.0 \quad (17)$$

であることを知った。ところで図14の例が示すように、実験点はいずれも  $x_m = 1.0$  を満足する直線 ( $x = 1.0$  で  $F(x) = 0.50$  となる直線) では近似できないように見える。しかし図14から直線の傾き  $\sigma$  のみを求め、 $x_m$  を 1 と固定した分布関数  $f(x)$  から混合比頻度分布を求めると図13で実線で示した曲線が得られるが、本図を見ると、この様にして得られた実験定数を用いた分布関数  $f(x)$  が、頻度の最大となる混合比  $x_{MAX}$ 、頻度の最大値および混合比分布の広がりをもよく近似していることがわかる。なお、 $x_{MAX}$  は  $df(x)/dx = 0$  の条件より、

$$x_{MAX} = \exp(-\sigma^2) \quad (18)$$

である。

#### (4) 混合比頻度分布関数 $f(x)$ を用いた混合性能の評価

噴射器噴霧の局所混合比頻度分布が対数正規分布式で近似され、かつ実験定数は対数標準偏差  $\sigma$  のみであることを前項で示した。本項ではこの唯一の実験定数  $\sigma$  を用いて混合性能を評価し、さらに混合均一度  $E_m$  と混合効率  $\eta_{C_{mix}^*}$  の相関についての考察を述べる。

図15に各噴射器の代表的な総混合比  $R$  について得られた  $\sigma$  の値を示す。 $\sigma$  が小さいほど規準化混合比

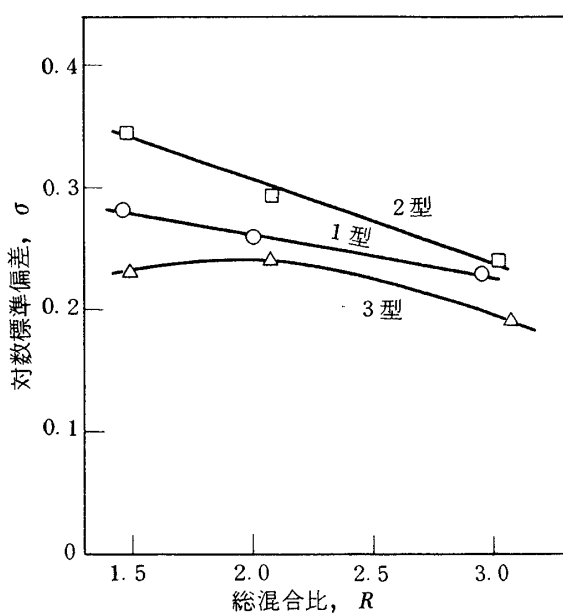


図15 対数標準偏差  $\sigma$  を用いた噴射器の混合性能の比較

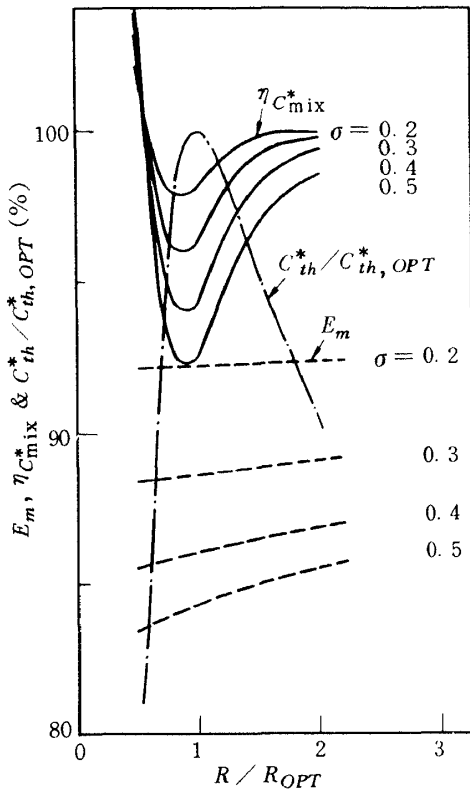
$x$  の分散が小さい噴霧を示す。本図から 3 個の噴射器の噴霧の混合性能を比較すると、FOF 型を用いた 3 型噴射器が最も良く、OFO 型を用いた 2 型が最も悪い。

さて式(14)を式(1)と(2)の  $\eta_{C_{mix}^*}$  と  $E_m$  の定義式に代入することによって、実験定数  $\sigma$  を通して  $\eta_{C_{mix}^*}$  と  $E_m$  を結びつけることができる。各噴射器について総混合比  $R$  に対する  $\sigma$  の変化を図15の実線の様に仮定して求めた  $\eta_{C_{mix}^*}$  と  $E_m$  を図12に破線で示す。この様にして得た  $\eta_{C_{mix}^*}$  と  $E_m$  はともに実験データを直接に式(1)と(2)で整理した実験点よりわずかに小さい値を示しているが、それらの変化の傾向を適確にとらえているように思われる。図12と図15を比較するとわかる様に、 $\sigma$  が増加すると  $E_m$  は低下するが、 $\eta_{C_{mix}^*}$  は必ずしも低下しない。また  $\eta_{C_{mix}^*}$  は  $\sigma$  の変化によらず理論特性速度  $C_{th}^*$  が最大となる混合比 ( $R_{OPT} = 2.2$ ) 付近で極小になる。これらの理由は次の様に考えられる。すなわち  $E_m$  に対しては総混合比  $R$  からの局所混合比のずれ、すなわち  $\sigma$  (あるいは分散  $\sigma^2$ ) が直接関係するが、 $\eta_{C_{mix}^*}$  に対しては  $R_{OPT}$  からの局所混合比のずれが問題となり、 $\sigma$  と直接には関係しない。総混合比  $R$  が  $R_{OPT}$  に等しい時は、 $R$  からずれた局所混合比を持つ噴霧は、それに対応する低い理論特性速度  $C_{th}^*$  がかけられるために、 $\sigma$  が大きくなるほど混合効率  $\eta_{C_{mix}^*}$  は低下する。しかし総混合比  $R$  が  $R_{OPT}$  に等しくない時は、 $R$  からずれた混合比を持つ噴霧でも、その局所混合比に対する  $C_{th}^*$  が総混合比  $R$  に対する  $C_{th}^*$  の値より高ければ、 $\eta_{C_{mix}^*}$  を上昇させるため、全体としての低下は小さい。従って、 $\sigma$  が 0 でない場合の  $\eta_{C_{mix}^*}$  は  $R_{OPT}$  付近において最も大きく低下するものと考えられる。

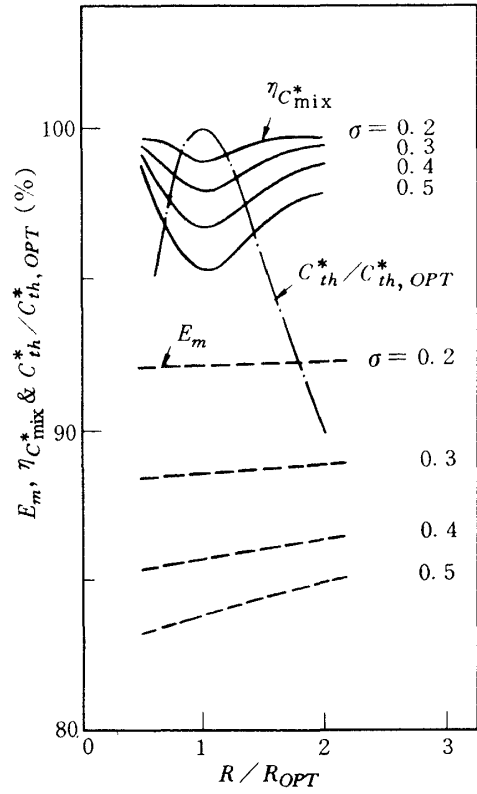
#### (5) 混合比頻度分布関数 $f(x)$ を用いた推進剤の違いによる混合効率の比較

前項までに、噴射器噴霧の混合比頻度分布が対数正規分布式で近似されることを示し、唯一の実験定数  $\sigma$  を用いて各噴射器の混合性能を比較し、さらに  $\eta_{C_{mix}^*}$  と  $E_m$  の関係について説明した。

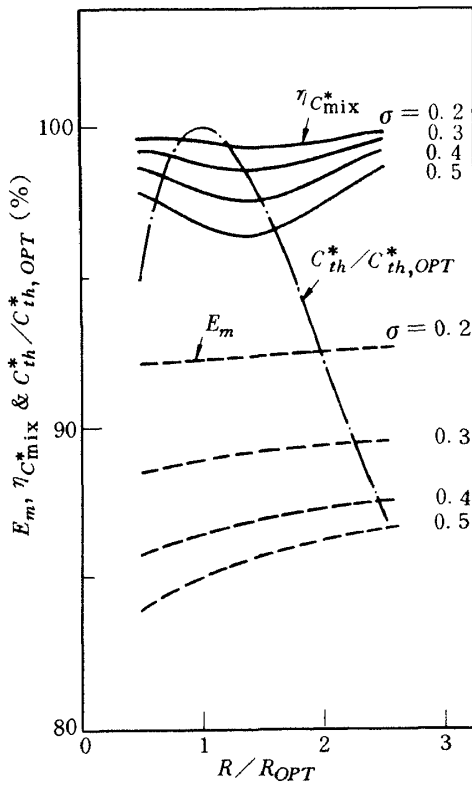
ところで本実験の範囲を離れて、噴射器を構成する噴射要素の形式や数が変われば、混合比頻度分布がこの様な対数正規分布式を用いて整理されるもの



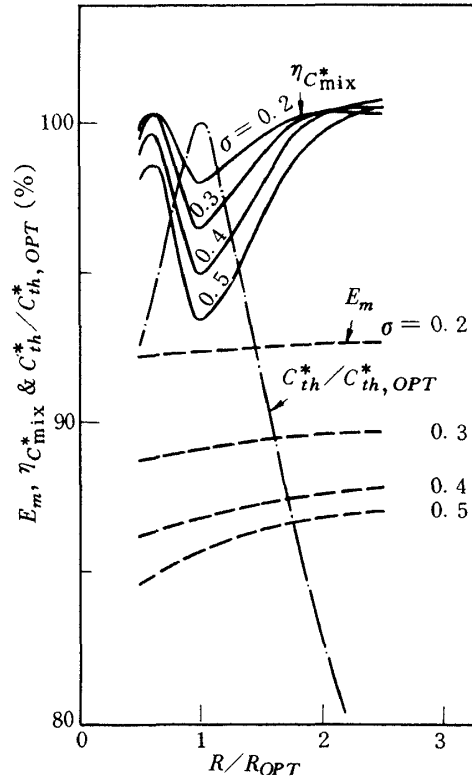
(a) LOX/ケロシン  $R_{OPT} = 2.2$   
 $C_{th,OPT}^* = 1791 \text{ m/s}$



(b) NTO/A50,  $R_{OPT} = 1.6$   
 $C_{th,OPT}^* = 1747 \text{ m/s}$



(c) LOX/LH<sub>2</sub>,  $R_{OPT} = 3.25$   
 $C_{th,OPT}^* = 2429 \text{ m/s}$



(d) FLOX/LPG,  $R_{OPT} = 5.1$   
 $C_{th,OPT}^* = 2155 \text{ m/s}$

図16  $E_m, \eta_{C_{mix}^*}, R$  と  $\sigma$  の関係

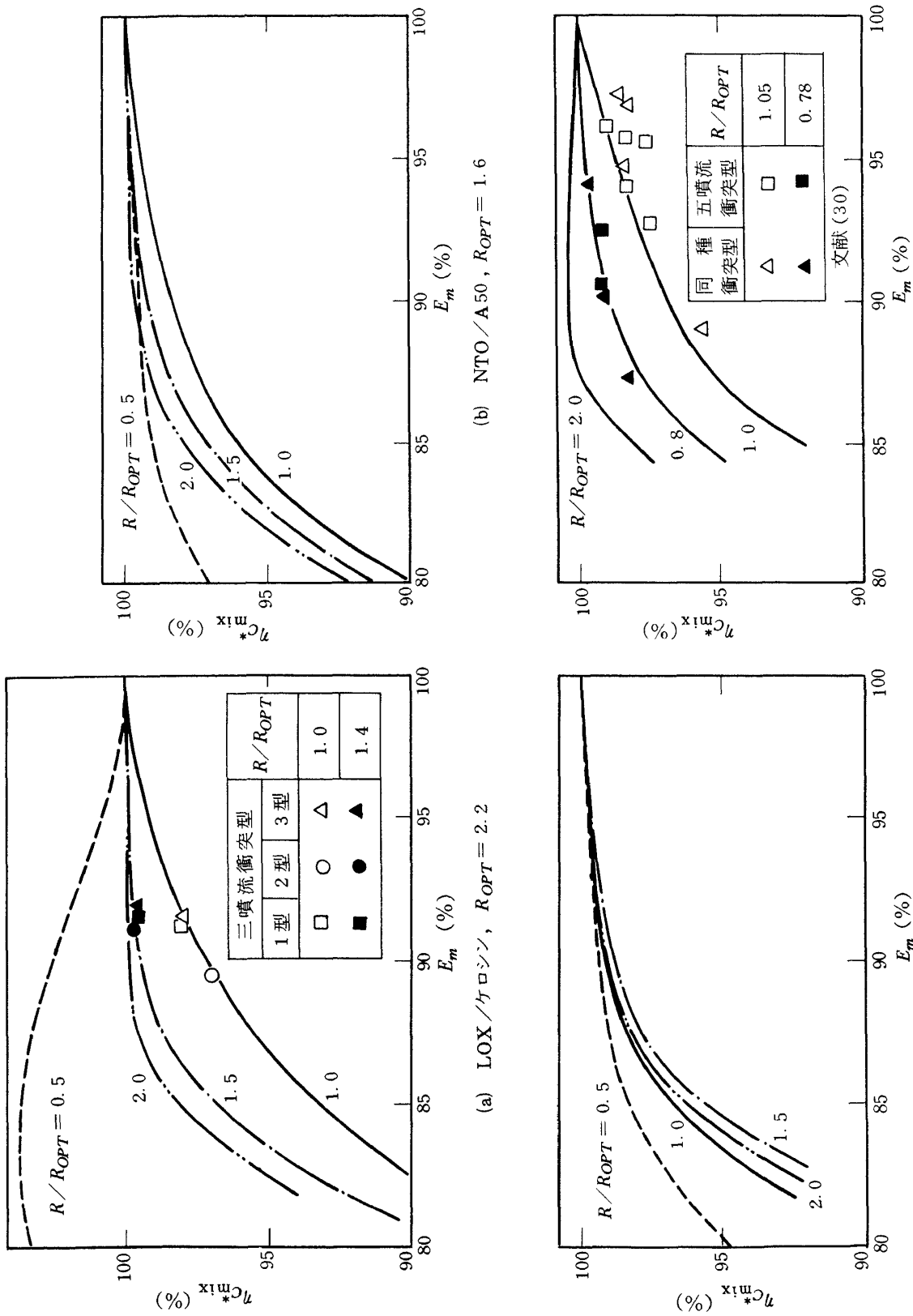


図17  $\eta_{Cmix}^*$  と  $E_m$  の関係

かどうかはまだわからない。しかし多くの要素から構成される噴射器の噴霧の混合比頻度分布は大体似た様なものになると想像される。さて本項では、噴射器の噴霧の混合比頻度分布が対数正規分布式で近似されるものとし、推進剤の違いによる  $\eta_{C_{mix}}^*$ 、 $E_m$ 、 $R$  と  $\sigma$  の関係について考察する。

図16は現在最も一般的に用いられている推進剤について  $\eta_{C_{mix}}^*$ 、 $E_m$ 、 $R$  と  $\sigma$  の関係を示したものである。(ただし、FLOXは80%  $F_2$  + 20%  $O_2$ 、LPGは55%  $CH_4$  + 45%  $C_2H_6$  の場合である。)本図から LOX /ケロシンの場合には混合均一度を十分良くしないと高い混合効率が得られないこと、および LOX /  $LH_2$  の場合には混合均一度はそれほど良くなくとも高い混合効率が得られることなどがわかる。

図17はこれらの推進剤について  $\eta_{C_{mix}}^*$  と  $E_m$  の相関を示したものである。前述の様に、従来は  $\eta_{C_{mix}}^*$  と  $E_m$  は合理的に関係づけられていなかったが、ここでは混合比頻度分布関数の導入によってこれらは関係づけられている。本図からわかる様に  $\eta_{C_{mix}}^*$  と  $E_m$  の相関は総混合比  $R$  の値によって変化する。前項で説明した様に  $R$  が  $R_{OPT}$  からずれていれば、混合均一度  $E_m$  が低くても高い混合効率  $\eta_{C_{mix}}^*$  が得られる場合もある。なお、本図には LOX /ケロシンの場合にはここで得た実験値を、FLOX/LPG の場合には文献<sup>30)</sup>にのせられている実験値を示した。文献の実験例は同種衝突型(要素数112個)と五噴流衝突型(要素数96個)の噴射器について得られたものである。本図に示す様にこれらの噴射器についての  $\eta_{C_{mix}}^*$  と  $E_m$  の相関は、ここで行なった混合比頻度分布を対数正規分布と仮定した両者の相関と良く一致している。

### 3. 燃焼試験

#### 3.1 燃焼試験の概要

前章において、噴射要素や噴射器のコールドフロー試験について検討を行ない、主として初期混合の観点から非燃焼時の噴射器の特性を明らかにした。しかし噴射器設計基準の確立のためには、コールドフロー試験によって燃焼性能の予測がどの程度に可能かという検証を含め、燃焼における種々の過程の影響を検討するための燃焼試験を行ない、支配的過

程の抽出を行なう必要がある。

燃焼試験には、推進剤として液体酸素/ケロシンを使い、ケロシンは入手性の点から JP-4 を使用した。燃焼の条件を決める主たる実験パラメータには、総混合比と燃焼圧力があるが、本試験では総混合比  $R$  は 1.5 ~ 3.0 の間で変化させて、また燃焼圧力は約 2MPa (約 20 ata) に保って試験を行なった。試験に用いた噴射器は、コールドフロー試験に使用したものと同一である。燃焼室の実験パラメータの一つとして特性長さがある。本燃焼試験においては、特性長さ約 0.5 ~ 1.5m (約 20~60 inch) に変化させた。

燃焼室の冷却には、再生冷却構造、水冷却構造、ヒートシンク(無冷却)構造など、種々の方法が考えられる。ここでは、特性長さを変化させる事が容易で、かつ製作コストの安いヒートシンク構造を採用したが、この構造は燃焼時間が短秒時に制限される側面を持つ。従って、極低温の液体酸素の流れを短時間の内に定常にできるように種々の考慮を払って実験を行なった。

#### 3.2 燃焼試験装置および性能評価方法

##### 3.2.1 燃焼試験装置

###### (1) 試験装置の系統および試験方法

試験装置の系統略図を図18に示す。本装置においては、液体酸素/ケロシンをプロペラントに使用する最大推力 14.7 kN (約 1500 kgf) までの燃焼器が試験できる。動作タンクの最高使用圧は 10 MPa (約 105 atg) で、燃焼圧力と混合比の制御はタンク圧力の設定を変えて行なう事ができる。推力計測台は横置型で、圧縮型ロード・セルにて推力を計測する構造である。燃焼試験中の推力計測台付近の写真を図19に示す。

本装置では、流量の計測にタービン式の体積流量計を使用しているが、この形式の流量計は二相流に対しては正確な質量流量計測ができなくなるので、流量計に気泡を含む流れが流入しないようにせねばならない。本装置で問題となるのは、液体酸素の動作タンクと配管である。先ず動作タンクは断熱構造にする事が最も望ましい。しかし、タンク周囲空気層の熱抵抗およびそれと同程度のタンク表面の霜層の熱抵抗<sup>38)</sup>が外部からの熱侵入を減少させるため、

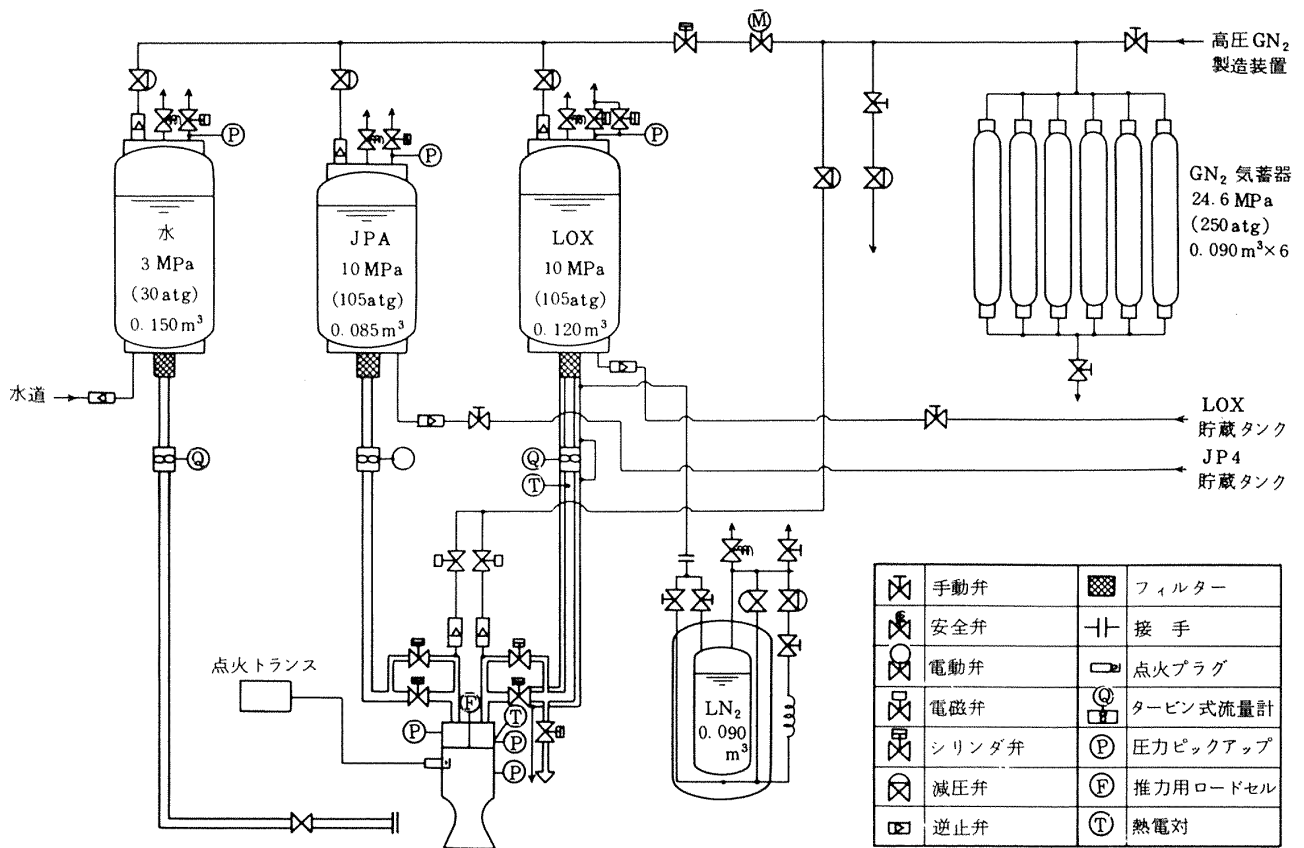


図18 燃焼試験装置

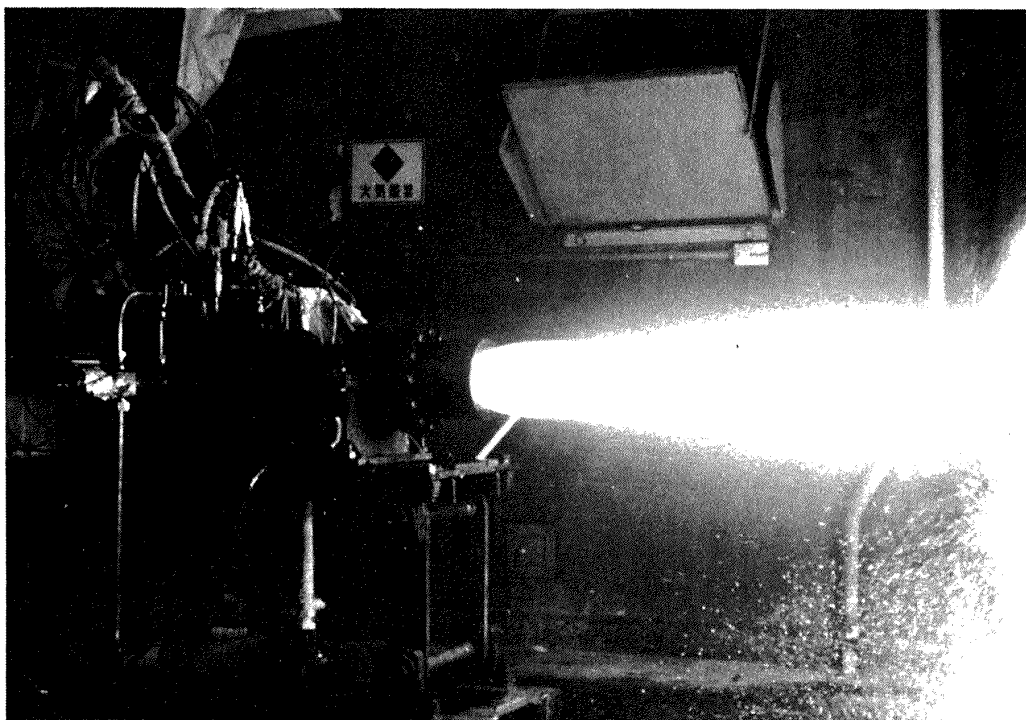


図19 推力計測台

加圧ガスによる熱供給を無視すると、3MPa（約30 ata）に加圧する場合、飽和沸騰まで達するのに1時間近くかかる計算になる。

すなわち、加圧後数10分以内ならタンク内の酸素はサブクール状態にあり、壁面で膜沸騰を起こしていても膜を離脱した気泡はすぐに消滅し、流量計には流入しないと考えられる。これに対して配管は、液体酸素の熱容量に対する表面からの熱侵入の割合が大きいので、加圧後数分以内で飽和温度に達してしまう。また、管壁表面に沸騰膜が形成されると、通路の有効断面積が減少する事、しかも、弁が開き流れが開始すると管の上流と下流の有効断面積に違いが生じて、噴射器に流入する質量流量を短時間の内に定常にする事が不可能になる。これらの問題を解決するために、本装置では液体酸素配管を二重にして外側に3気圧以下の圧力で液体窒素を流して二相流化を防止した。

試験は次のような手順で行なった。

- ① 液体酸素配管の予冷
- ② 各動作タンク圧力の設定
- ③ 点火プラグに通電
- ④ タイマーによる各弁類のシーケンス動作開始
- ⑤ 燃焼開始
- ⑥ 燃焼停止
- ⑦ 動作タンク圧力の逃気および燃焼器のパージ

図20にシーケンスの一例を示した。燃焼器がヒートシンク型のため、可能な燃焼時間は熱負荷により異

なるが、本試験においては約1～2秒間と制限した。

当初、着火の際に急激な圧力上昇、いわゆるハードスタートに悩まされた。ハードスタートは、ヒートシンク型燃焼器自身にあまり悪影響はないが、圧力測定用検出器を破損したり、また後述する(5.2)高周波振動燃焼を誘起する可能性があるために、是非とり除く必要がある。ハードスタートの要因には、推進剤の種類、着火方法、着火エネルギー量、着火位置の混合比、噴射要素の形式と配置などの多くの因子が作用すると考えられる。本燃焼試験の場合は、燃焼器内へのプロペラント滞留を心配して、着火時の流量を減らしている。このためにかえってケロシンの微粒化を劣化させ着火遅れ気味となる事が、ハードスタートの主たる原因と考えられた。そこで、着火の際にはケロシン側着火弁の下流にパージ用窒素ガスを吹き込む事により、ケロシンの微粒化を大幅に改善した。液体酸素の方は着火流量が少ないので、もともとガス化した状態で噴射されており、このケロシン側の対策によって、窒素を含む混合気が形成されるにもかかわらず、ケロシンの微粒化の効果によって着火性が良好になり、ハードスタートはほとんど発生しなくなった。推力計測台が横置型のため、従来は弁のわずかな洩れによっても、燃焼器内に燃料が蓄積するという問題があったが、上記のハードスタート対策は、この問題をも同時に解決した。ところで、このハードスタート対策にもかかわらず、高周波振動燃焼が発生した場合を考え、本装

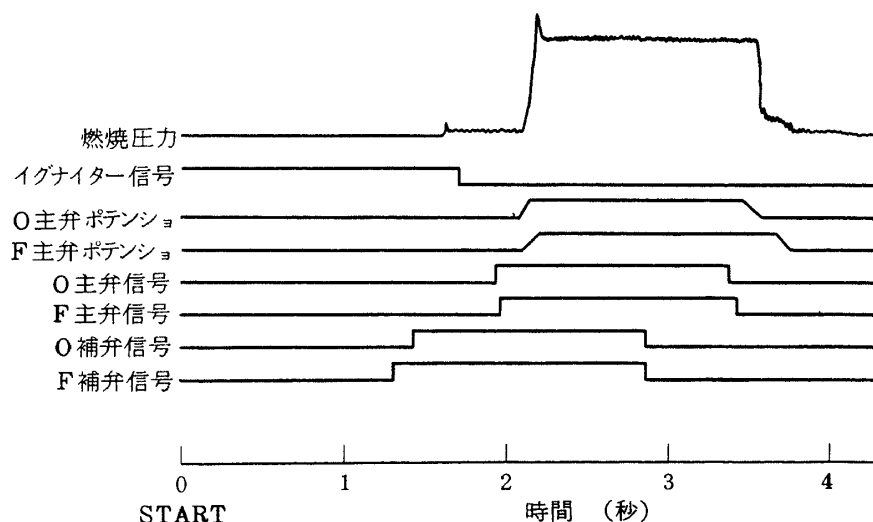


図20 燃焼試験シーケンスの一例

置には高周波振動燃焼の発生を検知し、数分の1秒で燃焼を停止させる振動燃焼緊急停止装置（付録3参照）を設けてある。

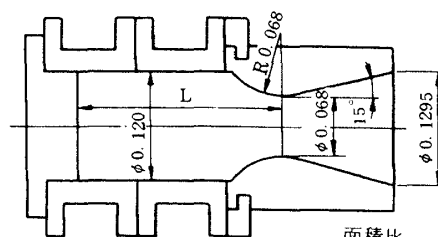
(2) 計測

主要な計測点が図18に示してある。圧力の測定にはストレングージ式圧力計（共和電業，PG型），流量の測定にはタービン式流量計（トキコ，5000シリーズ），推力の測定にはストレングージ式ロードセル（共和電業，LC型），温度の測定には熱電対（ICまたはCA）を使用した。データの記録には，流量2チャンネルについてパルス積算計を，燃焼圧力2チャンネルについて積分型デジタル電圧計を使い，0.5秒ゲートで計測したものを印字するようにした。液体酸素の密度に影響する流量計部の酸素温度はペンレコーダに記録した。これら以外の記録はすべて直記式電磁オシログラフに行なった。

ストレングージ式圧力計の較正值には，検出器に実際に荷重をかける，いわゆる end-to-end方式で求めたキーマンバを使用した。従って計測系の非直線性による誤差は取除かれたものと考えて良い。ロードセルの較正も同様にして行なったが，推力計測台の機械的な精度が不足していたので，推力の計測値は参考値にとどめざるを得なかった。流量計の較正は，メーカー検定（液体酸素用に水，ケロシン用に灯油を使用）と当研究室付設の流量計較正装置による検定（使用流体は水）を併用して行なった。従って，流量計の非直線性による誤差は取除かれたものと考えて良い。液体酸素用流量計については，常温での較正值にボディの体膨張係数の補正を施して使用した。重量流量を求めるには流体の密度を求めねばならないが，ケロシンの密度は比重計を使って直接に，液体酸素の密度はタンク圧力と流量計部温度を使い文献<sup>39)</sup>によって求めた。

(3) 燃焼器および試験条件

試験に用いた噴射器は，コールドフロー試験によって非燃焼時の特性を調べた1型，2型，3型の3種類である（図12参照）。燃焼室は図21に示すように，いくつかのセグメントから構成されるヒートシンク構造とした。材質はノズルセグメントに脱酸銅



面積比  $\phi 0.120$   
 $\epsilon_c = 3.11$   
 $\epsilon_e = 3.63$  R 0.068  
 材質  $\phi 0.068$   
 ノズル 銅  
 円筒部 軟鋼  $\phi 0.1295$

燃焼室長さ	L ( m )	0.220	0.337	0.437	0.537
燃焼室	L* ( m )	0.594	0.958	1.270	1.582
特性長さ	L* ( inch )	23.4	37.7	50.0	62.3

図21 燃焼室諸元

を，燃焼室円筒部に軟鋼を使用した。ノズル寸法は，噴射器の場合と同様に設計混合比が液体酸素／ケロシンの最適混合比である  $R = 2.2$ ，燃焼圧力  $2\text{MPa}$ （約  $20\text{ata}$ ），推力  $9.8\text{ kN}$ （約  $1000\text{ kgf}$ ）の条件で決定した（表2参照）。

試験条件として重視したパラメータは，総混合比，燃焼圧力と燃焼室長さである。すなわち，総混合比を変える事によって，図9に示すような噴射速度比や噴射運動量比の変化を通じて，初期混合や微粒化に影響を与え，更には燃焼ガスの温度や物性を変える効果を持っている。そこで，この試験では設計混合比を中心にして総混合比  $R$  を  $1.5 \sim 3.0$  の範囲で変化させた。この燃焼器のような噴霧燃焼においては，燃焼過程で噴霧液滴が熱力学的臨界点をこえるか否かによって燃焼機構が異なると考えられ，従ってその解析的取扱や実験結果の解釈も違ってこよう。酸素と JP-4 の臨界圧力は，それぞれ  $5.04\text{ MPa}$ （ $51.4\text{ ata}$ ）， $2.93\text{ MPa}^*$ （ $29.9\text{ ata}$ ）であり，燃焼圧力を  $2\text{ MPa}$ （約  $20\text{ ata}$ ）前後にして行なった本実験は，亜臨界圧力の条件で検討を加えれば良い事がわかる。燃焼室の長さは，ヒートシンク構造のセグメント数を加減する事により，特性長さにして  $L^* = \text{約} 0.5 \sim 1.5\text{ m}$ （約  $20 \sim 60\text{ inch}$ ）の範囲で変化させた。以上の実験条件をまとめて表3に示す。

\* 購入した JP-4 の分留曲線より推算<sup>40)</sup>

表3 燃焼実験の条件

燃 焼 圧 $P_c$	2 MPa (約 20 ata)
燃 焼 時 間	1 ~ 2 s
総 混 合 比 $R$	1.5 ~ 3.0
燃焼室特性長さ $L^*$	0.594 ~ 1.582 m

3.2.2 燃焼性能評価方法

通常、液体ロケットエンジンとしての評価には比推力  $I_s$  が使われるが、比推力は特性速度  $C^*$  と推力係数  $C_F$  を使ってつぎのように書く事ができる。

$$I_s = C^* C_F / g \quad (24)$$

一方、 $C^*$  と  $C_F$  の理論値はそれぞれ式(25)と式(26)のように求められ、 $C^*$  がガスの分子量や温度などの燃焼状態に関係する特性量である事を示している。すなわち、

$$C^* = \frac{\sqrt{\kappa R_o T_o / M}}{\kappa \sqrt{\{2 / (\kappa + 1)\}^{(\kappa + 1) / (\kappa - 1)}}} \quad (25)$$

$$C_F = \sqrt{\frac{2 \kappa^2}{\kappa - 1} \left( \frac{2}{\kappa + 1} \right)^{(\kappa + 1) / (\kappa - 1)} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_o} \right)^{(\kappa - 1) / \kappa} \right]} + \frac{P_e - P_a}{P} \frac{A_e}{A_t} \quad (26)$$

また  $C^*$  と  $C_F$  は次のように実測できる。

$$C^* = \frac{P_o A_t}{W_o + W_F} \quad (27)$$

$$C_F = \frac{F}{P_o A_t} \quad (28)$$

従ってロケットエンジン燃焼室を燃焼性能の観点から評価するには  $C^*$  が使われるが、式(27)から  $C^*$  を求めるには、ノズルせき止め圧  $P_o$  を得る必要がある(付録2の  $C^*$  補正参照)。この  $P_o$  を直接測定する事はできないので、通常は静圧を測定してせき止め圧に換算するか、推力を測定して式(28)の関係から  $P_o$  を逆算する方法がとられる。本実験においては、推力を十分な精度で測定できなかったため、前者の方法を用い、さらにいくつかの補正項を考慮して、つぎの式で  $\eta_{C^*_{exp}}$  を求めた。すなわち

$$\eta_{C^*_{exp}} = \left( \frac{P_{i, inj} A_t}{W_o + W_F} \right) \frac{f_M f_P f_{HL}}{C^*_{th}} \quad (29)$$

なお補正項に関する検討は付録2に述べる。また式(29)で  $C^*$  の理論値  $C^*_{th}$  には、文献<sup>41)</sup>の化学平衡計算プログラムを用いて計算した移行平衡値を使用した。

3.3 燃焼試験の結果

1 ~ 3 型の各噴射器について、 $\eta_{C^*_{exp}}$  で整理した結果を図22に示す。データの再現性は約 ± 0.5 % である。同図には、コールドフロー試験に基く初期混合性能  $\eta_{C^*_{mix}}$  の値も破線で示した。これより各噴射器の燃焼性能  $\eta_{C^*_{exp}}$  について、次のような傾向を

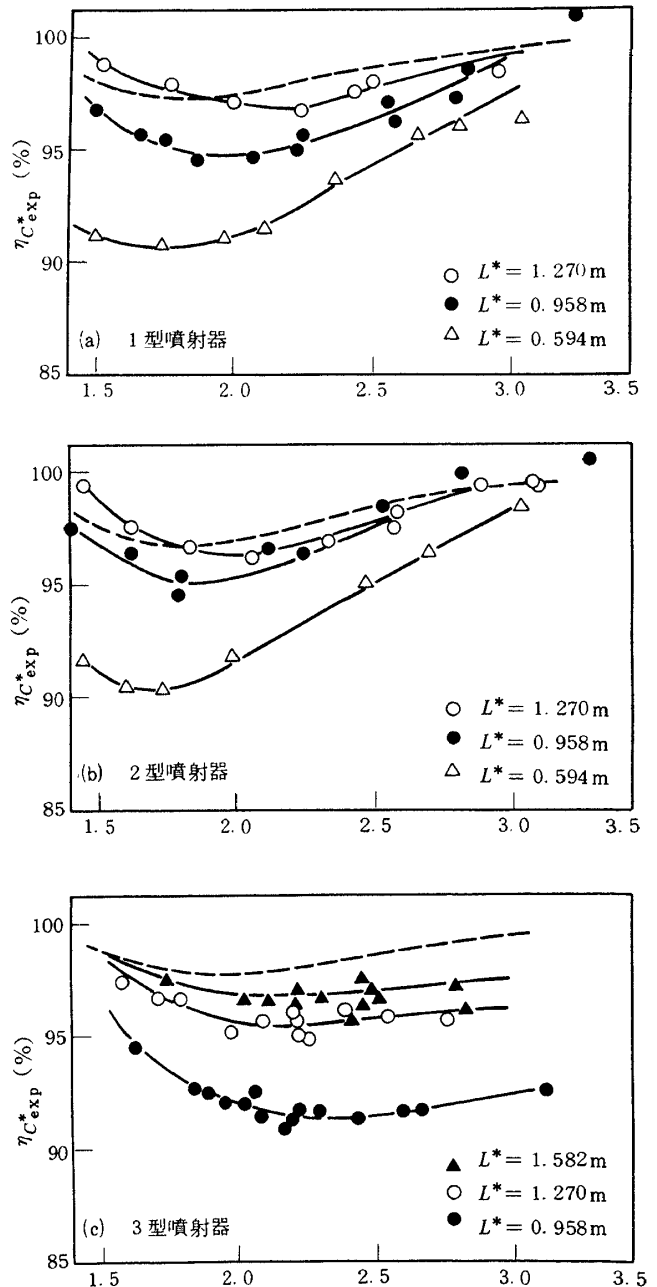


図22 燃焼試験の結果,  $P_o = 2 \text{ MPa (20 ata)}$



指摘する事ができる。

- 1) どの噴射器の場合も実験を行なったすべての混合比に対して、燃焼室が長くなると共に  $\eta_{C^*_{exp}}$  の値および混合比変化に対する傾向とも  $\eta_{C^*_{mix}}$  に漸近してゆく。
- 2) 燃焼室が短い時は、1, 2型 (OFO型) 噴射器と3型 (FOF型) 噴射器の違いが顕著に現れ、混合比変化に対する  $\eta_{C^*_{exp}}$  の変化傾向はかなり対照的である。
- 3) 燃焼室の長さが同じ場合について比較を行なうと、FOF型に比較してOFO型の噴射器の方が高い効率を示している。
- 4) 燃焼室の長さを変える時、OFO型では小さい混合比の領域で  $\eta_{C^*_{exp}}$  の変化率が大きいのに対し、FOF型では大きい混合比の領域で  $\eta_{C^*_{exp}}$  の変化率が大きい。

#### 4. 燃焼性能解析

前章までに、三噴流異種衝突型噴射要素を用いた噴射器の設計方法を説明し、その設計方法に従って製作した3個の噴射器のコールドフロー試験結果および燃焼試験結果について述べた。本章ではこれら二つの試験結果を結びつける燃焼性能予測法について述べ、それから推定される推進剤噴霧の初期粒径などについても述べる。

##### 4.1 燃焼性能予測法の概要

ロケットエンジンの燃焼性能を予測する方法を確立することは実用的にも価値が高く、従来から多くの研究がなされてきた。<sup>21)~27), 29), 30)</sup>そして現在米国では、燃焼性能を1~2%の確度で予測し得る大型計算機プログラム<sup>27)</sup>も開発されている。著者らは、これら予測法のうちで最も単純で、かつかなり良い予測を与える Nurick<sup>29)</sup>の方法を用いた計算機プログラムを作成した。本節では、その予測法を簡単に説明する。

液体ロケットエンジン内の燃焼過程には物理的過程、化学的過程および熱力学的過程が含まれ、具体的には、微粒化/蒸発過程、混合過程および化学反応過程の三つから構成されていると考えることができる。それら各過程における損失は文献<sup>26)</sup>によれば表4に示す程度である。

表4 燃焼過程における損失の程度

過程	損失 (%)
微粒化/蒸発	0 ~ 8
推進剤の混合	0 ~ 2
化学反応	< 1

液体ロケットエンジンの燃焼性能は普通その燃焼条件が量論混合比から極端にずれていなければ、化学反応過程にはほとんど影響されないと考えて良い。つぎに混合過程は、初期混合過程と乱流混合過程とに分けられる。ところでロケット燃焼室内での乱流混合は、プラントルの混合長モデルを用いた計算によると1.27 cm (約0.5 inch) のオーダーである。<sup>28)</sup>従って流管の直径を約1.2 cmとした流管モデルを用いることによって乱流混合過程は初期混合過程に包括されると考えられる。これは本実験において、蒸発過程が完結するのに必要な十分長い燃焼室を用いると、 $\eta_{C^*_{exp}}$  が  $\eta_{C^*_{mix}}$  に漸近することからも裏づけられる。また微粒化/蒸発過程は表4にも示される様に、燃焼性能に対して最も大きな影響を持っていると考えられ、噴射器によって作られる推進剤噴霧の粒径が大きい時や短い燃焼室の時に見られる燃焼性能の低下は、主にこの蒸発過程における損失と考えられる。

この蒸発過程の解析では、近年非定常解析が盛んに行なわれる様になり、特に超臨界圧状態での解析では、従来の準定常理論による解析に大きな疑問が投げかけられている。しかしこれらの非定常解析は静止大気中での液滴の蒸発現象に限られており、実際にロケットエンジンの燃焼で問題となる強制対流中での条件については十分に研究されていないようである。今回作成した性能予測プログラムでは、この蒸発過程の解析に準定常解析を用いた Priem の蒸発モデル<sup>23)</sup>を用いた。

結局、各過程の損失を合計した燃焼性能、すなわち特性速度効率 $\eta_{C^*}$ は、前述の議論から化学反応過程および乱流混合過程による寄与を無視して、初期混合過程による混合効率  $\eta_{C^*_{mix}}$  と微粒化/蒸発過程による蒸発効率  $\eta_{C^*_{vap}}$  との積、すなわち

$$\eta_{C^*} = \eta_{C^*_{mix}} \cdot \eta_{C^*_{vap}} \quad (30)$$

によって与えられる<sup>29)</sup>という考え方に基ついて以下の議論を進めた。

#### 4.2 推進剤蒸発量の計算

本節では、性能予測プログラムに採用した Priem の蒸発理論モデル<sup>23)</sup>に基ついた蒸発量の計算法、および蒸発効率  $\eta_{C_{vap}^*}$  と蒸発割合の関係について述べる。

燃焼室に噴射された各推進剤噴霧の蒸発量の計算手順としては、先ず各液滴に対して、物質、エネルギー、および運動量の各輸送方程式、および連続式を立て、燃焼室軸方向の各微小区間について準定常が成り立つと仮定し、噴射器に最も近い微小区間から順次、液滴半径  $r$ 、液滴温度  $T_l$ 、液滴速度  $v$ 、および燃焼ガス速度  $U$  を反復法を用いて求める。最後にノズルスロートでの液滴半径から燃料および酸化剤の蒸発割合を求める。すなわち、途中の計算過程を省略し、式を以下に列挙すると、先ず液滴からの蒸発量  $w$  および物質伝達に関するヌセルト数  $N_{um}$  は、

$$w = A_s K p_{as} \alpha \quad (31)$$

$$\begin{aligned} N_{um} &= 2 p R_o \bar{T} K / M_a D_{mx} \\ &= 2 + 0.6 S_c^{1/3} R_e^{1/2} \end{aligned} \quad (32)$$

ただし

$$\alpha = (P_s / p_{as}) \ln \{ P_s / (P_s - p_{as}) \} \quad (33)$$

ここで  $\alpha$  は蒸気の吹出しを考慮した補正項であり、式(32)は球の強制対流物質伝達に関する Ranz-Marshall の実験式<sup>42)</sup>である。

つぎに、液滴が周囲気体から受ける熱量  $q_v$  および熱伝達に関するヌセルト数  $N_{uh}$  は、

$$q_v = h A_s (T_b - T_l) Z \quad (34)$$

$$\begin{aligned} N_{uh} &= 2 r h / k_{mx} \\ &= 2 + 0.6 P_r^{1/3} R_e^{1/2} \end{aligned} \quad (35)$$

ただし、

$$Z = z / (e^z - 1) \quad (36)$$

$$z = w c_{pa} / 2 \pi k_{mx} r N_{uh} \quad (37)$$

ここで  $Z$  は  $\alpha$  と同様に蒸気の吹出しを考慮した補正項であり、式(35)は式(32)と同じく球の強制対流熱伝達に関する Ranz-Marshall の実験式である。

また液滴の温度および速度については、

$$dT_l / dt = (q_v - w \lambda) / m c_{pl} \quad (38)$$

$$dv / dt = - \frac{3}{8} C_D \frac{\rho_{mx}}{\rho_l} \frac{(U - v)^2}{r} \quad (39)$$

ただし、

$$C_D = 27 R_e^{-0.84} \quad (40)$$

さらに、燃焼室内の位置  $x$  における燃焼ガス速度は、

$$\frac{U}{U_v} = 1 - \frac{\sum_i n_i m_{ix}}{\sum_i n_i m_{io}} \quad (41)$$

また、圧力および燃焼ガス速度のノズル収縮部における値  $P_x$  および  $U_x$  は、

$$\frac{P_x}{P_t} = \frac{1 - 1.060411(d_x/d_t)}{0.930665 - 1.036163(d_x/d_t)} \quad (42)$$

$$\begin{aligned} \frac{U_x}{U_t} &= \frac{1}{-4.28561 + 4.440105(d_x/d_t)} \\ &\quad + 0.855491(d_x/d_t)^2 \end{aligned} \quad (43)$$

最後に、燃料と酸化剤の蒸発量は次式で与えられる。

$$O = \sum_{i(O)} n_i m_{ix} / \sum_{i(O)} n_i m_{io} \quad (44)$$

$$F = \sum_{i(F)} n_i m_{ix} / \sum_{i(F)} n_i m_{io} \quad (45)$$

ここで未知量は、液滴半径  $r$ 、液滴温度  $T_l$ 、液滴速度  $v$  および燃焼ガス速度  $U$  の 4 個であり、液滴の蒸気圧  $p_a$ 、蒸発潜熱  $\lambda$ 、液滴密度  $\rho_l$  および液滴の比熱  $c_{pl}$  は液滴温度  $T_l$  の関数として、また蒸気の比熱  $c_{pa}$ 、燃焼ガスの比熱  $c_{pb}$ 、蒸気の熱伝導率  $k_a$ 、燃焼ガスの熱伝導率  $k_b$ 、蒸気の粘度  $\mu_a$ 、燃焼ガスの粘度  $\mu_b$ 、および蒸気と燃焼ガス間の拡散係数  $D_{mx}$  は、液滴温度と燃焼ガス温度の算術平均温度 ( $\bar{T} = (T_b + T_l) / 2$ ) の関数として与えられる。さらに、蒸気と燃焼ガスの混合気の物性値は次式で与えられる。すなわち、

$$k_{mx} = \left(1 - \frac{p_a}{2P}\right) k_b + \frac{p_a}{2P} k_a \quad (46)$$

$$\mu_{mx} = \left(1 - \frac{p_a}{2P}\right) \mu_b + \frac{p_a}{2P} \mu_a \quad (47)$$

$$M_{mx} = \left(1 - \frac{p_a}{2P}\right) M_b + \frac{p_a}{2P} M_a \quad (48)$$

$$\begin{aligned} c_{p,mx} &= \left(1 - \frac{p_a}{2P}\right) \frac{M_b}{M_{mx}} c_{p,b} \\ &\quad + \frac{p_a}{2P} \frac{M_a}{M_{mx}} c_{p,a} \end{aligned} \quad (49)$$

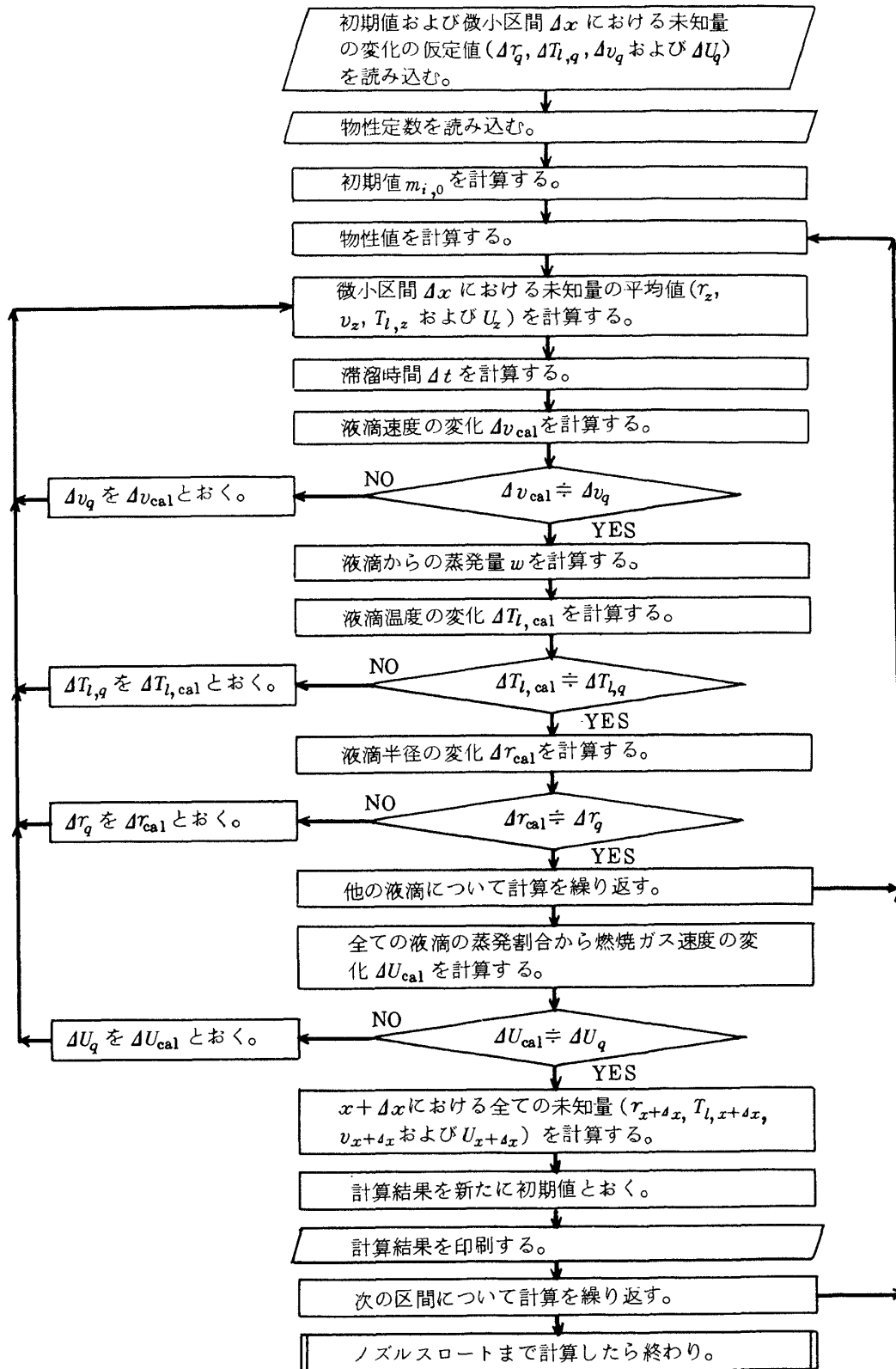


図23 計算手順の流れ図

$$\rho_{mx} = \frac{PM_{mx}}{R_o \bar{T}} \quad (50)$$

これらの方程式に初期値として、初期液滴半径 $r_{i,o}$ 、初期液滴数 $n_{i,o}$ 、初期液滴温度 $T_{l,o}$ 、初期液滴速度 $v_{i,o}$ 、および初期燃焼ガス速度 $U_o$ を与えることによって、燃焼室長手方向の任意の位置における液滴半径 $r$ 、液滴温度 $T_l$ 、液滴速度 $v$ および燃焼ガス速度 $U$ の4個の未知量が計算され、従って両推進剤の蒸発量も求められる。反復法を用いた計算手順を示す流れ図を図23に示す。

### 4.3 蒸発効率

ノズルスロートまでに蒸発した酸化剤と燃料が完全に混合して燃焼するものと仮定すると、これら蒸発量は燃焼性能に直接関係してくる。そこで各蒸発量によって定まる蒸発効率 $\eta_{C^*_{vap}}$ を、混合効率 $\eta_{C^*_{mix}}$ の定義式(2)にならって、つぎのように表わす。すなわち、

$$\begin{aligned} \eta_{C^*_{vap}} (\%) &= 100 \left[ \frac{W_O O + W_F \mathcal{F}}{W_T} \frac{C^*_{R'}}{C^*_R} \right] \\ &= 100 \left[ \frac{R O + \mathcal{F}}{R + 1} \frac{C^*_{R'}}{C^*_R} \right] \quad (51) \end{aligned}$$

ここで $R'$ は蒸発した酸化剤と燃料との混合比で、

$$R' = W_O O / W_F \mathcal{F} = R O / \mathcal{F} \quad (52)$$

である。

式(51)で与えられる推進剤の蒸発割合 ( $O$  および  $\mathcal{F}$ ) と蒸発効率  $\eta_{C^*_{vap}}$  との関係を図24に示した。ここでは、どちらか一方の推進剤の蒸発割合を100%とした場合の例を示した。すなわち、 $O = 100\%$ は燃料の蒸発が律速となる場合、 $\mathcal{F} = 100\%$ は酸化剤の蒸発が律速となる場合に対応する。

一方、コールドフロー試験から得られた $\eta_{C^*_{mix}}$  (図12)、および燃焼試験から得られた $\eta_{C^*_{exp}}$  (図22)を用いれば、式(30)、すなわち、

$$\eta_{C^*_{exp}} = \eta_{C^*_{mix}} \cdot \eta_{C^*_{vap}}$$

の関係より、実験値に基づいた $\eta_{C^*_{vap}}$ が得られる。これを図25に示した。この図から、燃焼室長さが短い(蒸発損失が大きい)時は、総混合比 $R$ の変化に対する蒸発効率 $\eta_{C^*_{vap}}$ の定性的な変化傾向は、OFO型とFOF型とで異なるが、燃焼室長さが長い(蒸発損失が小さい)時は、変化傾向が同じであることに気づく。ところで図24と図25とを比べてみると、燃

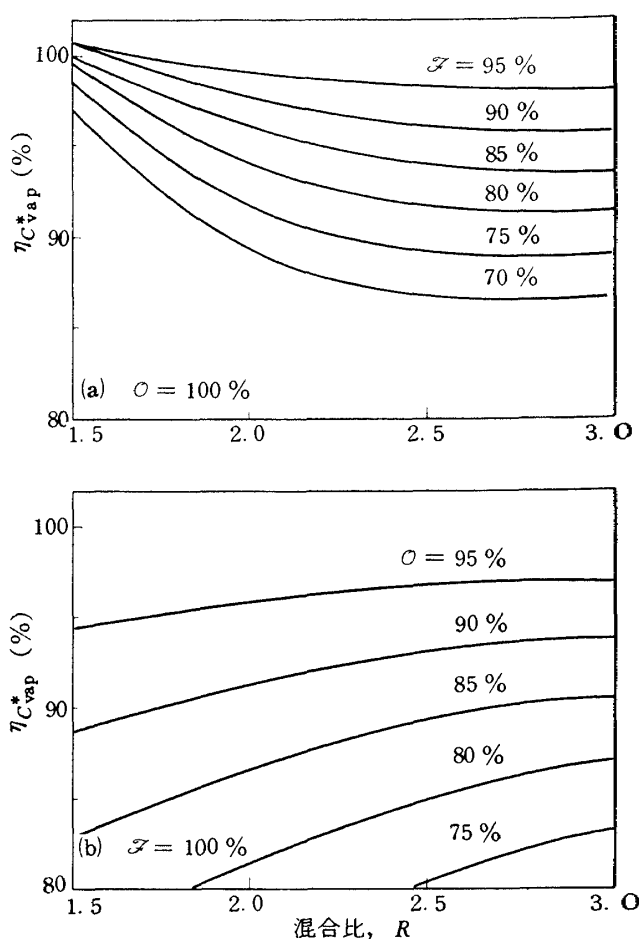


図24 推進剤の蒸発割合と蒸発効率

焼室長さ $L$ を一定とした時、総混合比を変えても初期粒径は不変、従って各推進剤の蒸発割合もほぼ一定であると仮定すれば、図25の $\eta_{C^*_{vap}} \sim R$ の関係は、長い燃焼室の場合には図24(a)の曲線の傾向を示すことから、燃焼性能に対して燃料の蒸発が支配的であり、OFO型の噴射器で短い燃焼室の場合には、図24(b)の曲線の傾向に似てくることから、酸化剤の蒸発が支配的であることを示しているようにもみえる。しかし後で述べるように(4.4.2)、OFO型の場合でもやはり燃料の蒸発が支配的であると考えられる。

### 4.4 初期粒径の推定

本節では、燃焼性能測定結果から初期粒径を推定する方法をのべ、さらに推定された初期粒径の意味を考える。

#### 4.4.1 初期粒径の推定方法

本報告では、前述したように推進剤噴霧の粒径分布は測定していない。しかし燃焼性能に対して微粒化/蒸発過程は支配的な影響を持っており、噴霧粒

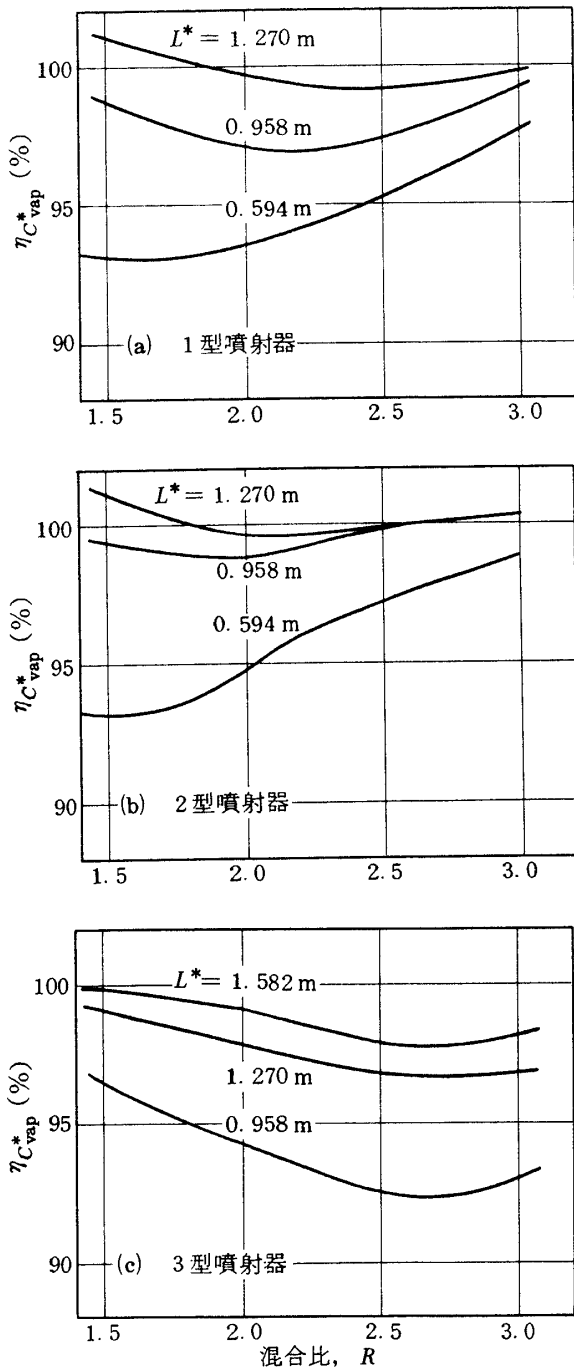


図25 蒸発効率

径についても何等かの情報を得たい。そこで、実験値に基づいた蒸発効率 (図25) をもとにして初期粒径を推定することを試みた。

まず、噴霧の初期粒径分布が一般に用いられるつぎの対数正規分布式、すなわち

$$f(r) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \sigma r} \exp \left\{ -\frac{1}{2\sigma^2} \left( \ln \frac{r}{r_m} \right)^2 \right\} \quad (53)$$

で表わされるとする (ただし  $\sigma$  は対数標準偏差,  $r_m$

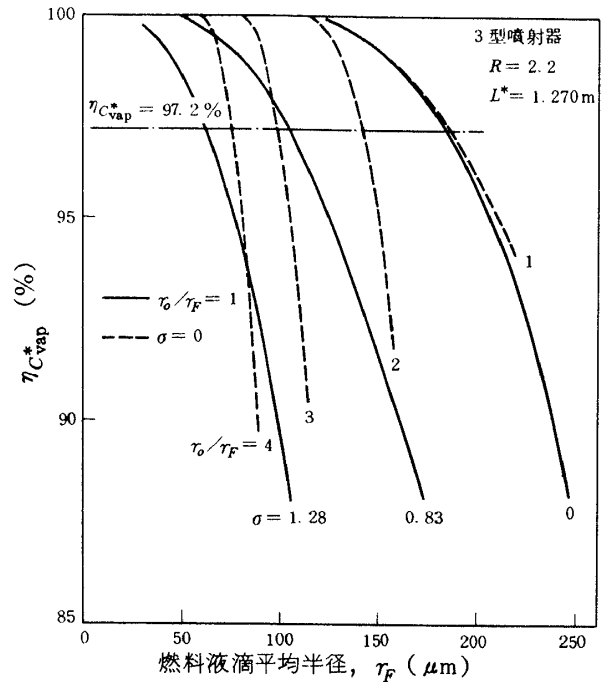


図26 初期粒径の推定 (その1)

は重量メディアン平均半径)。ここで、 $\sigma$  は酸化剤側と燃料側とで等しい、すなわち  $\sigma_o = \sigma_F = \sigma$  と仮定し、 $r_{mo}$  および  $r_{mF}$  は単に  $r_o$  および  $r_F$  と書くことにする。そこで、前述の蒸発理論モデルを用いて、特定の噴射器、総混合比および燃焼室長さに対して、種々の噴霧因子 (燃料粒径  $r_F$ , 粒径比  $r_o/r_F$  および標準偏差  $\sigma$ ) に対する蒸発効率を計算する。一方、燃焼試験による  $C^*$  効率から求めた蒸発効率の値に対応する噴霧因子の組合せを図式に求める (図26, 27参照)。しかし、 $r_o/r_F$  や  $\sigma$  が与えられていないので粒径は一義的には定まらない。そこで、これらの値を相互に関係づけるひとつの条件として、蒸発効率の燃焼室長さに対する変化を用いる。例えば図28(a)は簡単のために  $r_o/r_F = 1$  とし、 $\sigma = 0, 0.83, 1.28$  の各ケースについて3種類の燃焼室長さに対する蒸発効率の計算値および実験値を示したものであるが、実験値は  $\sigma = 0$  の計算値にきわめて近い。また図28(b)は、 $\sigma = 0$  とし、 $r_o/r_F = 0.5 \sim 4$  の各ケースについて示したもので、実験値は  $r_o/r_F = 1$  にきわめて近い。(ただし蒸発計算に直接関係する燃焼室長さは  $L$  であって特性長さ  $L^*$  ではないが、本実験の場合には  $L$  と  $L^*$  とは直接対応するので便宜上  $L^*$  を用いた。) すなわちこの計算例 (3型噴射器,  $R = 2.2$ ) では、 $\sigma = 0, r_o/r_F = 1$  とした

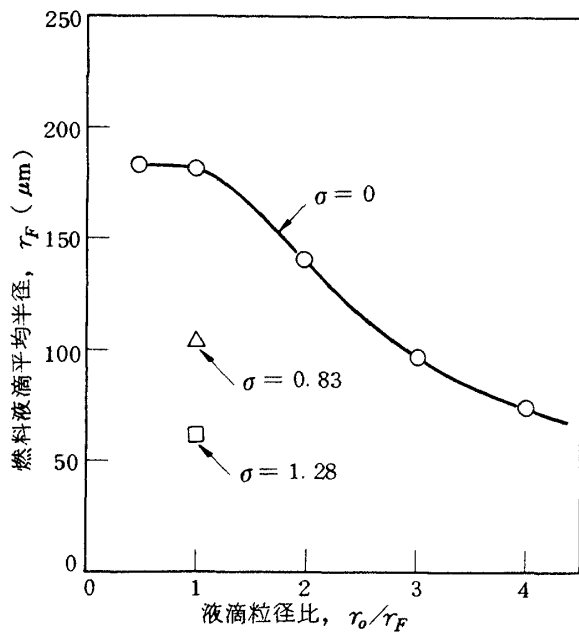


図27 初期粒径の推定 (その 2)

蒸発効率の計算値が実験的に求めたものとはほぼ一致することから、これを用いて図27より  $r_F (= r_0) \approx 180 \mu\text{m}$  という平均粒径の推定値が得られる。

しかし実際には  $\sigma \neq 0$  であり、 $r_0/r_F$  も 1 とは限らず、また  $\sigma_0$  と  $\sigma_F$  も等しいとは限らないため、このような方法で粒径やその分布まで推定することは一般的にはきわめて困難である。しかしひるがえって、酸化剤および燃料の噴霧がそれぞれ均一な粒径で代表される (すなわち  $\sigma_0 = \sigma_F = 0$ ) とすれば、図28(b)のように、燃焼室長さによる蒸発効率の変化を最もよく近似する粒径比  $r_0/r_F$  を見出すことは可能であり、これと図27のような関係を用いれば  $r_F$  および  $r_0$  を推定することもできる。もちろん、広範囲の粒径が混在する実際の噴霧では蒸発・燃焼の過程も複雑なため、このような方法で推定した“代表初期粒径”のもつ物理的意味も問題ではあるが、噴射器の種類や各推進剤および混合比による差異を比較するためのひとつの目安にはなると考えられるので、次項では、各噴射器の代表初期粒径について吟

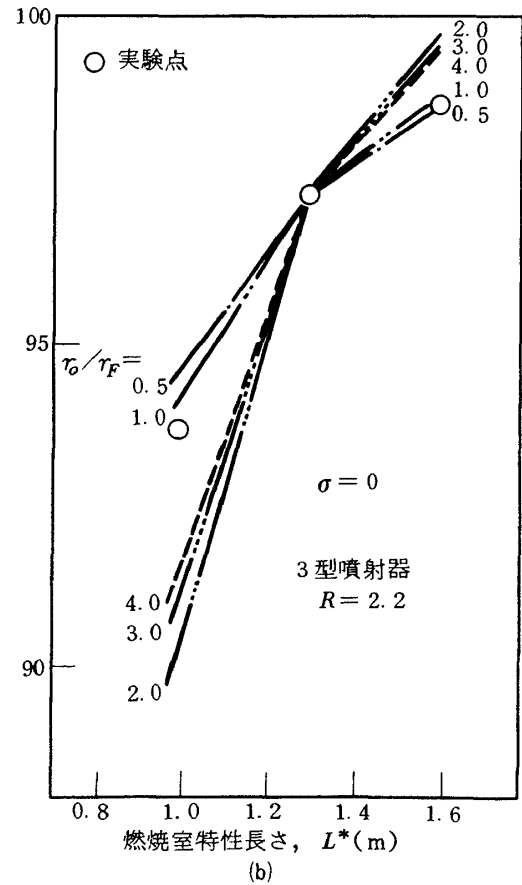
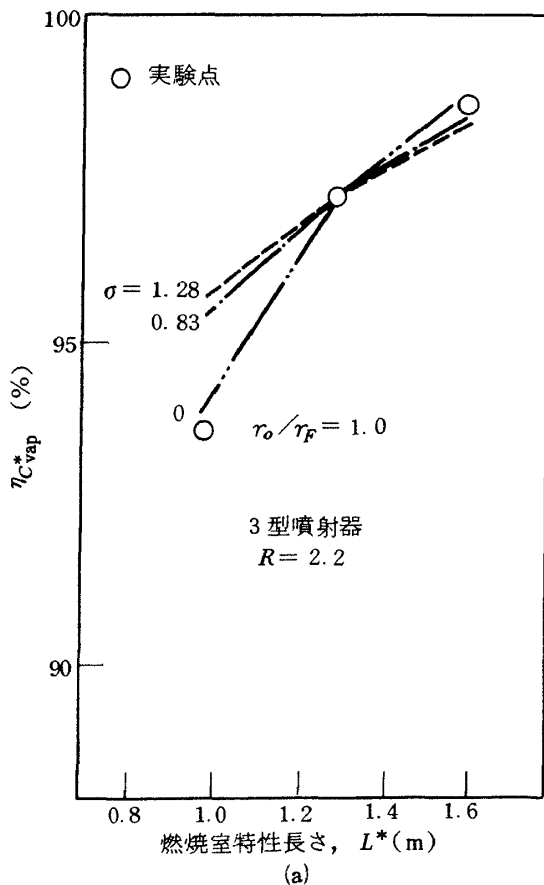


図28 初期粒径の推定 (その 3)

味する。

ただし今回の蒸発理論計算では、実験に用いたケロシン (JP4) の信頼できる物性値が入手できなかったので  $n$ -ヘプタンの物性値<sup>23)</sup>を代用した。

4.4.2 初期粒径の推定結果および考察

各噴射器の代表的ないくつかの混合比について、前項の方法によって推定された推進剤噴霧の代表初期粒径を表5に示す。

表5 代表初期液滴半径の推定結果 (単位  $\mu\text{m}$ )

噴射器	混合比		1.5	2.0	2.5	3.0
	種類					
1 型 (OFO)	$r_F$		180	155	135	120
	$r_0$		125	165	165	160
2 型 (OFO)	$r_F$		165	140	115	100
	$r_0$		175	175	175	175
3 型 (FOF)	$r_F$		190	185	190	190
	$r_0$		185	185	200	210

本表から、先ず噴射器による相異をみると、2型の燃料粒径が最も小さく、3型の酸化剤粒径が最も大きい。これは、コールドフロー試験時の噴霧の観察や、設計時における噴口径や噴射速度などから期待された傾向とほぼ一致する。

つぎに混合比変化に対する傾向をみると、OFO型では酸化剤粒径が、FOF型では燃料粒径が、総混合比  $R$  が変化してもほぼ不変であることに気付く。またOFO型では、燃料粒径が総混合比が低くなるほど大きくなり、FOF型では、酸化剤粒径が総混合比が高くなるほど大きくなることにも気付く。このことはすなわち、三噴流衝突噴射要素の中央から噴射される推進剤の粒径は、中央噴流の速度の増加とともに大きくなり、外側から噴射される推進剤の粒径は、ほぼ一定であることを示している。そこで粒径の変化を、中央噴流の速度  $V_1$  に対してプロットしてみると、図29のように、粒径は  $V_1$  にほぼ比例して大きくなるのがわかる。

ところでさきに (4.3 蒸発効率)、総混合比  $R$  が変わっても初期粒径が変化しないという前提のもとでは、燃焼性能に対して、長い燃焼室では燃料の蒸

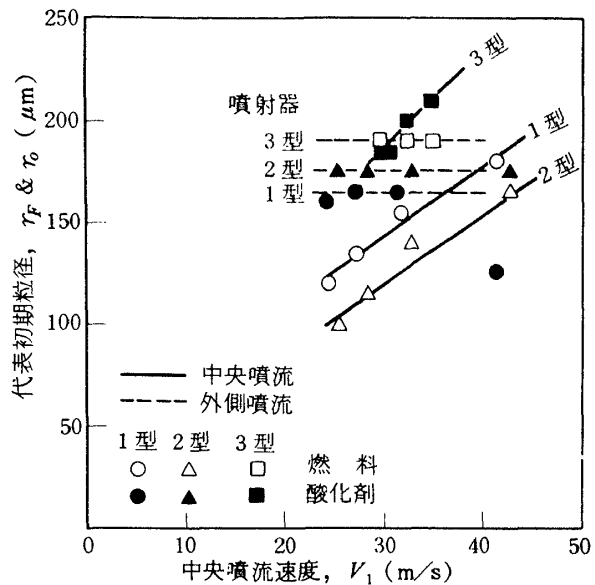


図29 中央噴流速度と代表初期粒径

発が、短い燃焼室では酸化剤の蒸発が支配的影響を持つようにみえることをのべた。しかしここで得た初期粒径の酸化剤に対して蒸発割合を計算すると、実験した全ての噴射器、燃焼室長さについて、ほぼ100%であった。従っていずれの場合も燃料の蒸発が支配的であると考えられ、OFO型で短い燃焼室の場合に、酸化剤の蒸発が支配的な場合のように低い総混合比で蒸発効率が低下する理由は、総混合比の低下に伴い燃料粒径が大きくなるためと考えられる。なおFOF型では総混合比が変化しても燃料粒径は余り変化しないため、前述のように図24(a)との曲線の類似性からも、燃料の蒸発が支配的であることが分かる。

つぎに、このような推定粒径の変化を、液滴相互の干渉という観点から考えてみる。噴霧の蒸発過程では、噴射密度が大きくなると、干渉のために蒸発速度は低下すると考えられる。<sup>24)</sup>しかし蒸発計算に用いたモデルは、干渉のない単一液滴の理論に基づいたものであるため、干渉によって蒸発速度が低下する場合には、蒸発効率から求めた粒径は干渉の少ない場合にくらべて過大に見積もることになる。このことを、さきに (2.4.2) 定義した流量均一度  $E_D$  との関連で考えてみると、 $E_D$  が低い場合は、流量分布のむらが大きくなり、従って局所的に噴射密度が大きく干渉の強い部分が存在することを示すと考えられる。図30は、図12の  $E_D$  を中央噴流速度  $V_1$  に対し

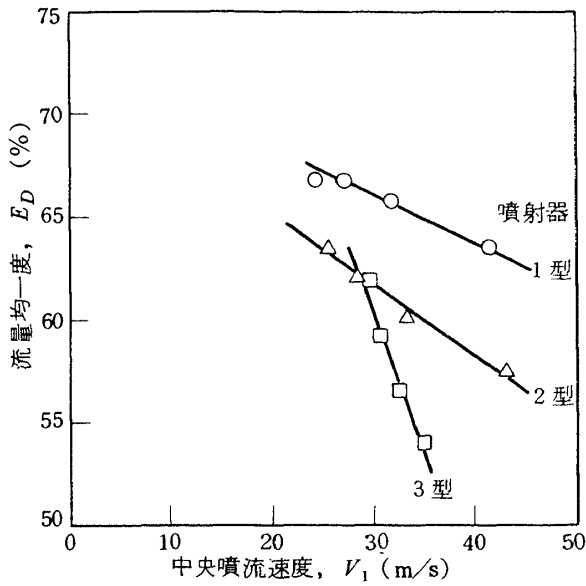


図30 中央噴流速度と流量均一度

て表わしたもので、 $V_1$ が増加すると $E_D$ が低下することを示しており、推定粒径が大きくなることにも対応するものと思われる。

このように、干渉による蒸発速度の低下が大きい場合には過大な初期粒径を推定することにもなるので、ここで求めた平均粒径やその変化傾向などが、実際のものをどの程度正しく表わしているかについては問題が残る。

## 5. 燃焼室壁への熱流束

### 5.1 安定燃焼時の熱流束

燃焼室壁への熱流束は、ロケットエンジン燃焼室の設計に関して燃焼性能と並んで重要な事項である。通常、燃焼室壁への熱流束の大半は、ガスの強制対流熱伝達によって伝えられると考えられており、一般には管内乱流熱伝達として計算が行なわれる。ところで管内乱流熱伝達の計算は、燃焼反応を伴わない管内発達流を前提としており、この点で実際のロケット燃焼室の熱流束を完全に予測できるものではない。特に噴射器の違いによる燃焼特性の影響という面から見ると、予めその影響を解析的に予想する事は不可能と言っても良い。また、上流部におけるこのような燃焼特性による影響はノズル部に至っても残るようである。従って、噴射器の形式等の違いが熱流束特性に及ぼす影響を調べておく事は重要である。

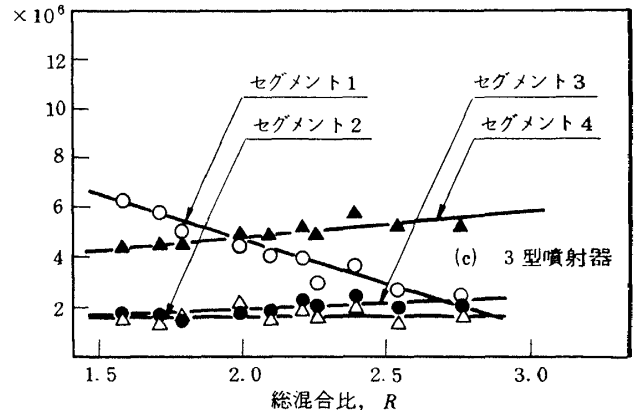
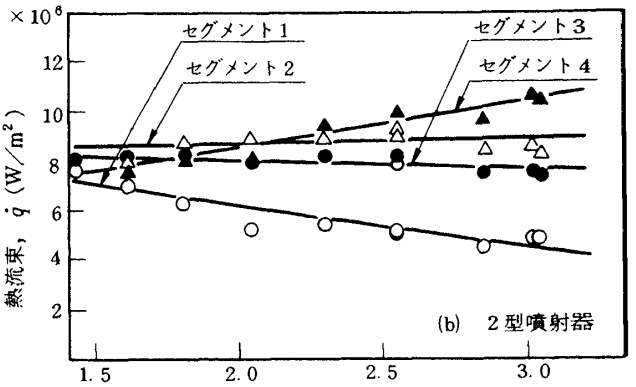
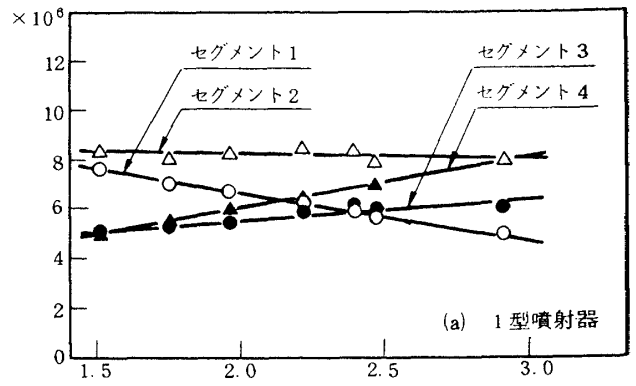


図31 安定燃焼時の熱流束の混合比変化

本実験では、基本的には燃焼性能の熱損失補正を目的として熱流束の測定を行っており、専用の熱流束計といったものは使用していない。測定は次のように行なった。すなわち、燃焼室外壁の近くに熱電対を挿入し、燃焼終了後の最高到達温度を以てヒートシンクセグメントの燃焼終了後の一様平均温度とした。こうして実験前後の温度上昇を求め、これにヒートシンクセグメントの熱容量を乗じて、燃焼時間と受熱面積で割ったものをセグメントの平均熱流束とした。このような熱流束の求め方においては、燃焼室周囲への熱漏洩、軸方向への熱伝導、燃焼の開始と停止の過渡期間の加熱などが誤差の原因とな



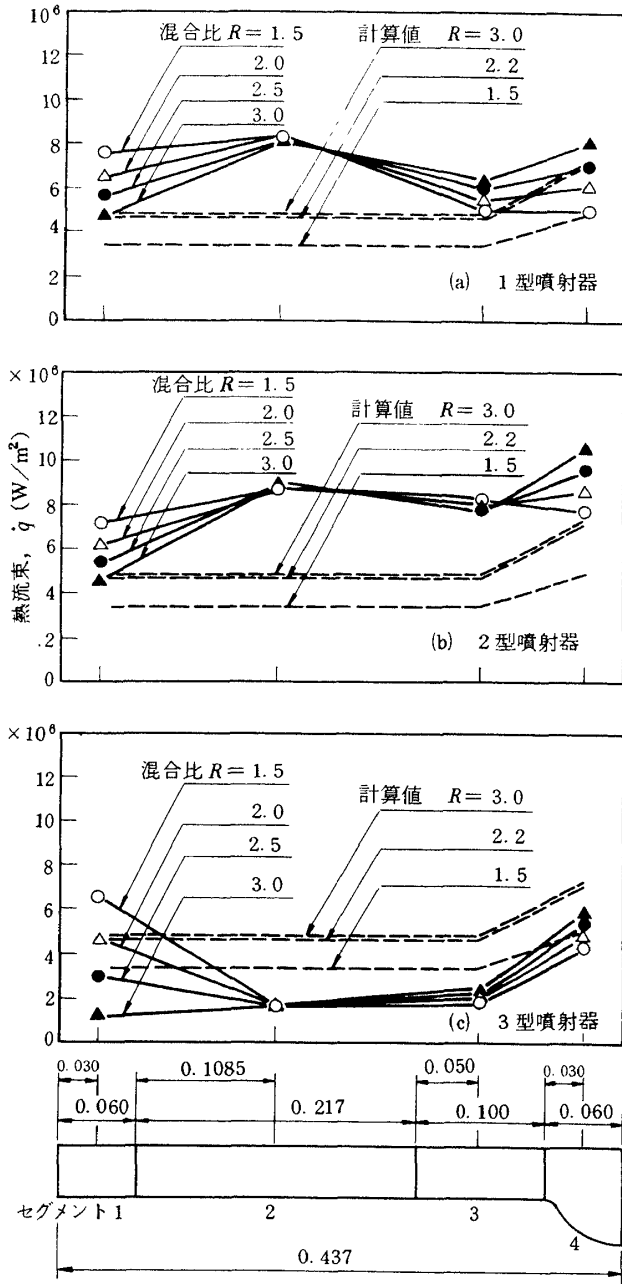


図32 安定燃焼時の熱流束分布

る。しかし、各噴射器の燃焼性能と対比しながらその熱流束特性の相異を検討する目的に対しては、この測定法が十分使用できるものと考えられる。

図31には総混合比  $R$  を変えた時の各セグメントにおける熱流束の変化を、図32には軸方向の熱流束分布を示し、あわせて Bartz の簡便法<sup>43)</sup>による計算値をも示した。これらの図から、次のような傾向を指摘する事ができる。

① 噴射器近傍のセグメントにおいては、噴射形式の違いを問わず、総混合比  $R$  が低い方が熱流束が大きい。

② 噴射器近傍を除く燃焼室円筒部においては、OFO型噴射器(1型, 2型)の熱流束は計算値より大きく、FOF型噴射器(3型)では計算値より小さい。そしてOFO型では軸方向に熱流束が減少する。

③ ノズルセグメントにおいては、総混合比  $R$  が大きくなると熱流束が増加する。

以上のような熱流束特性は、各噴射器の燃焼特性を考慮すると、次のように解釈できる。

①の原因と考えられるのは、燃焼ガスの循環流による影響である。すなわち、総混合比  $R$  が小さくなると平均燃焼温度は低下するが、着火や燃焼の安定化に寄与する噴射器近傍の循環流においては、燃料噴流の運動量増加のためにその局所混合比は逆に大きくなり、この結果、循環流ガス温度の上昇が熱流束の増加を招くものと考えられる。

②の原因と考えられるのは、噴射形式の違いによる燃焼室周辺部の局所混合比分布の違いと、燃焼性能の違いによるガスの加速の違いである。コールドフロー試験の結果を示す図10, 11によれば、燃焼室壁面近くの局所混合比  $r$  を総混合比  $R$  と比較する時、OFO型ではかなり高く、FOF型ではほとんど同じか又は低い。この事が局所的ガス温度の違いを通して熱流束に影響を及ぼすと考えられる。また短い燃焼室における  $C^*$  効率を比較すると、OFO型の性能ははるかに高く、これはOFO型では噴射器近辺に集中した燃焼領域がある事を示唆している。そのため噴射器近辺ではガスの加速割合が大きく、この付近の熱流束は、境界層発達領域の影響が表われる結果、燃焼室の後部における十分発達した乱流状態での熱流束に比べて大きくなっているものと考えられる。

③の原因は、ノズルセグメントでは燃焼がほぼ終了していると考えられ、総混合比  $R$  の変化に伴う燃焼ガス温度の変化に熱流束が対応したと思われる。ただし、上流側の熱流束レベルの影響は、このセグメントにおいてもなお残っている。

### 5.2 高周波振動燃焼時の熱流束

燃焼実験中に高周波振動燃焼が発生すると、噴射器および燃焼室壁への熱流束が急激に増加し、激しい場合にはエンジンは数分の1秒で破壊されること

は良く知られている。そこで今回の燃焼実験にあたっては、3.2節で述べたように高周波振動燃焼の発生を防止するためのいくつかの対策をたてた。それによって今回の一連の実験では高周波振動燃焼が発生することはほとんど無かった。ここでは予備試験段階で経験したわずか2例の高周波振動燃焼時の熱流束について述べる。ただしここで用いた噴射器は前述の1型および3型噴射器とはほぼ同じ設計であるが、噴口径は若干異なっている。

ところで高周波振動燃焼は、軸方向、接線方向、半径方向およびそれらの合成モードに分類され、その振動数は燃焼室を円筒形とみなし、音響に関する波動方程式を解くことによって求まる。表6には代表的なモードの振動数を求める式およびそれらの計算値を示した。高周波振動燃焼と熱流束の関係を議論するためには、これらのモードのどれが発生したかを知ることは重要である。このモードの判別には、燃焼室の数箇所に変動圧測定用の圧力計を取り付け、その測定結果を用いるのが直接的方法であるが、ここに報告する試験例では、わずかに第2例でエンジンの加速度を測定してあっただけである。

表7には高周波振動燃焼が発生した2例の試験条件を示す。本表が示すように第1例はOFO型噴射器、第2例はFOF型噴射器で発生した例である。燃焼室特性長さ $L^*$ は、その後の試験範囲( $L^* = 0.594 \sim 1.582\text{m}$ )に比べて、第1例は0.594mで最も短い、第2例は1.582mで最も長い燃焼室である。図33, 34にはこれらの試験時の熱流束分布を、これらとはほぼ同じ条件で安定に燃焼した時の熱流束分布と比較して示した。安定燃焼時の熱流束は前述のように、OFO型の方がFOF型よりかなり高い。いずれの場合も振動燃焼の発生によって、熱流束は燃焼室全域にわたって増加するが、第1例では噴射器近辺の、第2例では燃焼室中央付近の熱流束の増加割合が大きい。図35には第2例で測定された加速度の周波数分析結果を示すが、表6の長手1次、2次にはほぼ等しい振動数にピークが見られる。この第2例では、燃焼室壁も噴射器も焼損することは無かったが、第1例では、図36(a)(b)に示すように、燃焼室と噴射器は接線モードの振動燃焼の発生を示すとみられるスパイラル状の焼損<sup>45)</sup>を受けた。

表6 高周波振動燃焼のモードと振動数

モード	式	振動数 Hz <sup>*)</sup>
長手1次	$f_{1l} = \frac{c}{2l'}$	1,060
長手2次	$f_{2l} = \frac{c}{l'}$	2,120
接線1次	$f_{1T} = \frac{1.84c}{\pi D}$	5,370
接線2次	$f_{2T} = \frac{3.0543c}{\pi D}$	8,911
半径1次	$f_{1R} = \frac{3.8317c}{\pi D}$	11,180

ただし

$c$  : 音速

$D$  : 燃焼室直径

$l' = l + 2l_c/3$

$l$  : 円筒部長さ

$l_c$  : ノズル収縮部長さ

\*)  $l = 0.38\text{m}$ ,  $l_c = 0.06\text{m}$ の場合

表7 高周波振動燃焼が発生した時の試験条件

	第1例	第2例
噴射形式	OFO型	FOF型
噴口径(mm)	2-2-2	1.2-1.5-1.2
要素数	20	40
燃焼室長さ $L$ (m)	0.220	0.537
特性長さ $L^*$ (m)	0.594	1.582
直径(m)	0.120	0.120
スロート直径(m)	0.068	0.068
総混合比 $R$	2.23	1.6
燃焼圧(MPa)	2.04	1.97

これらから結論として、第1例(OFO型)では接線モードの、第2例(FOF型)では長手モードの高周波振動燃焼が発生したものと推定され、これら振動燃焼の発生に伴い、熱流束は安定燃焼時の2~4倍に増加するが、接線モードでは噴射器付近の、長手モードでは燃焼室中央付近の増加割合が大きいも

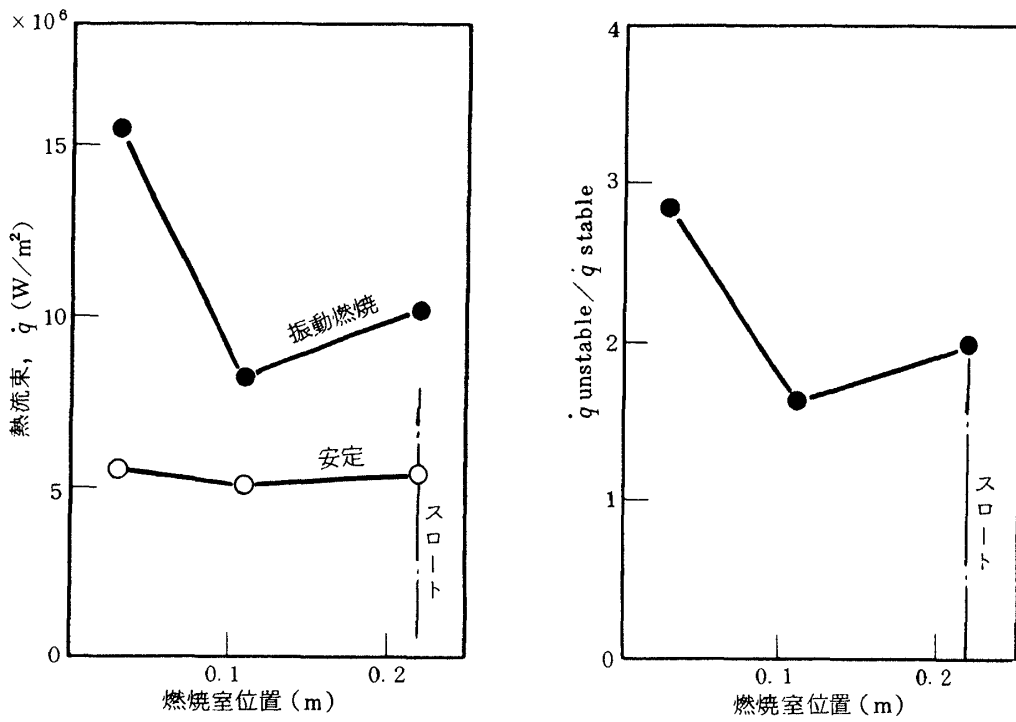


図33 振動燃焼時の熱流束（第1例）

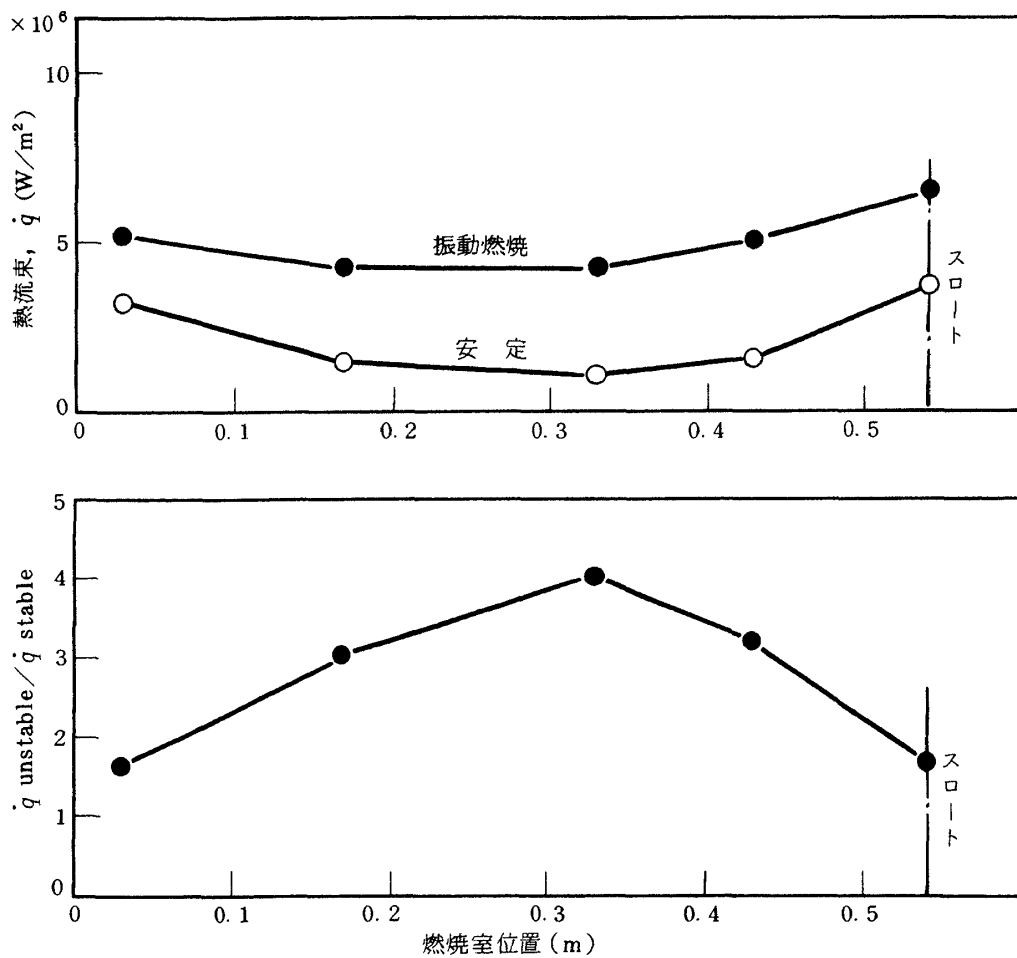


図34 振動燃焼時の熱流束（第2例）

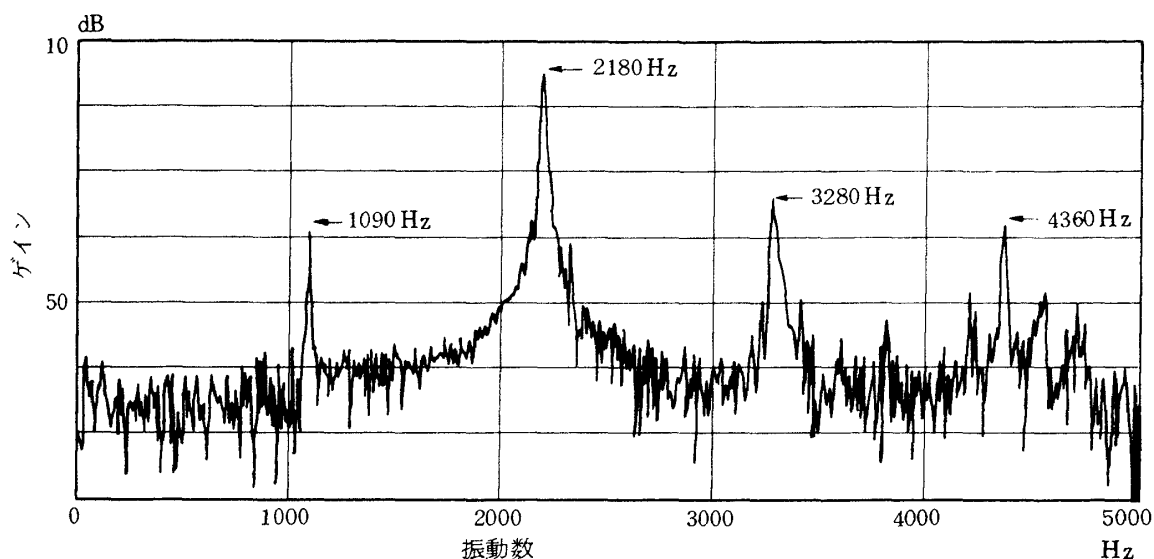


図35 振動燃焼時のエンジンの加速度の周波数分析(第2例)

のと考えられる。

## 6. 結 論

液体酸素ケロシンロケットの燃焼性能の研究として、実用例の少ない三噴流異種衝突型噴射器をとりあげ、OFO型およびFOF型について、単一噴射要素の噴射特性、ならびに多数の噴射要素を有する噴射器の噴射特性、燃焼特性、それら相互の関連性、および燃焼室熱負荷等を実験的に調べるとともに、蒸発理論に基づく性能計算を行い、蒸発効率および噴霧の代表粒径等について検討した。

おもな結果をまとめるとつぎのようになる。

(1) 三噴流異種衝突型噴射要素の場合、最適混合条件を与える実験式(4)は、本研究でとりあげたOFO型およびFOF型に対しても良く適合する。

(2) 単一噴射要素の噴射特性、すなわち混合比分布や混合均一度等は、総混合比の変化によって一般に大きく変化する。OFO型とFOF型とでは、OFO型の方が噴霧のひろがりが大きく、混合比分布も概してより均一であるが、総混合比が設計値より大きいところでは、両者とも中央部の混合比が大きく周辺部では小さくなる。

(3) 多数の噴射要素よりなる噴射器(20および40要素のOFO型各1種および40要素のFOF型1種)の噴射特性は、単一噴射要素の特性とは異って、総混合比が大きく変化しても顕著には変化せず、また

混合均一度  $E_m$  や混合効率  $\eta_{C^*mix}$  は3種類の噴射器ともほぼ同程度の値を示した。これは主として、互いに近接する多くの噴射要素間の強い干渉を示すものと考えられる。

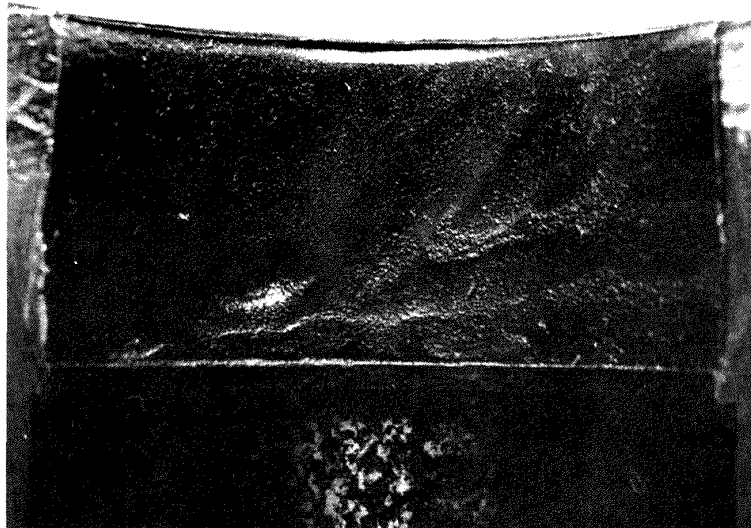
(4) 各噴射器の噴霧の混合比はもちろん均一ではなくある頻度分布を有するが、これは対数正規分布式によって良く近似される。また、この表示法を用いることによって、混合特性を混合均一度  $E_m$  の代わりに対数標準偏差  $\sigma$  (または分散  $\sigma^2$ ) を用いて比較することができ、さらに進んで、 $E_m$  と混合効率  $\eta_{C^*mix}$  とを相互に関連づけることができた。なお、 $\eta_{C^*mix}$ 、 $E_m$  および  $\sigma$  相互の関係は、推進剤の種類によってかなり異なることも示した。

(5) 分割式無冷却燃焼室を用いた燃焼試験を行ない、各噴射器について混合比および燃焼室長さを変えて  $C^*$  効率  $\eta_{C^*exp}$  を求めた。その結果、燃焼室が充分長くなると、何れの噴射器とも  $\eta_{C^*exp}$  の値および混合比による変化傾向には大差なく、さきに求めた混合効率  $\eta_{C^*mix}$  に近づくが、燃焼室の短い場合はFOF型の効率はOFO型にくらべてかなり低く、混合比による変化傾向もやや異なってくる。

(6) 噴霧液滴の蒸発理論に基づいた蒸発性能計算を行ない、 $C^*$  効率が混合効率と蒸発効率との積であると仮定して実験的に求めた蒸発効率と計算値との対比から、各噴射器について代表初期粒径を推定することを試みた。推定粒径(半径)はおよそ 200



(a) 噴射器および燃焼室



(b) 燃焼室

図36 振動燃焼による噴射器および燃焼室の焼損（第1例）

$\mu\text{m}$  程度であるが、種々の因子による差異は、燃焼性能に対しては燃料液滴の蒸発が支配的影響を有することを示し、また、噴射器による差異や混合比変化等の実験的傾向にもほぼ対応すると考えられる。

(7) 燃焼室壁への熱流束は、OFO型の2型噴射器が最も高く、同じOFO型である1型噴射器がこれよりやや低く、FOF型の3型噴射器では2型の $\frac{1}{3}$ ~ $\frac{1}{4}$ 程度の低い値を示した。なお、測定例は少ないが、高周波振動燃焼時の熱流束は安定燃焼時の約2~4倍に増加した。

(8) 着火にはスパークプラグによる直接点火法を用いたが、始動時に燃料に窒素ガスを混入噴射することによって着火特性が著しく改善され、ハードスタートの防止にきわめて有効であった。

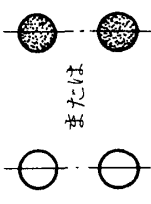
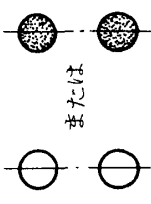
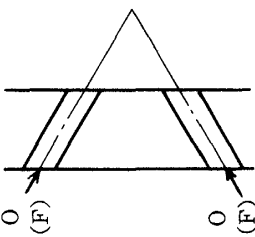
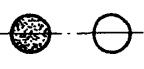
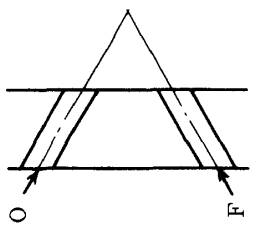
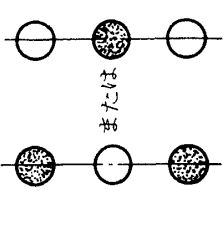
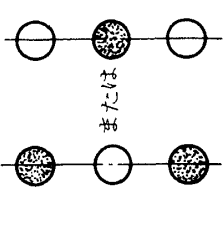
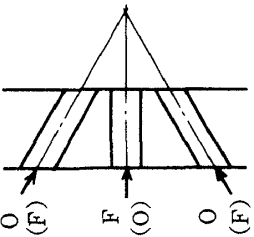


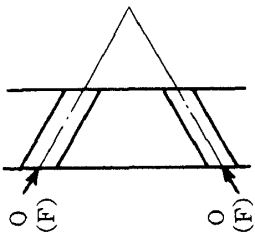
(9) 一般に、実用型噴射器の設計に際しては実験的資料等に裏づけられた多くの設計的配慮が必要であり、単一噴射要素や小型噴射器による限られた試験結果のみでは不十分である。特に、噴流衝突型噴射要素の場合は噴霧の方向性が強いいため、本研究で製作した噴射器のような小型のものでは、構造的な

制約から、燃焼室断面内の流量分布や混合比分布等の設計の自由度が制限されてしまうので、他形式のものとの比較あるいは実用化設計への適用等に当たっては、もう少し大きな噴射器を用いる等、これらの制限が緩和された条件での試験が必要であろう。

本研究は、試験装置類の改良や実験技術の向上等

を含め、比較的長期間を要した仕事であるが、大塚貞吉角田支所長には、終始、全般的な指導および激励をいただいた。また、理論特性速度の計算には推進薬研究室毛呂明夫技官、振動燃焼緊急停止装置の試作にはロケット燃焼器研究室坂本博技官の協力を得た。

表 A 1 代表的な噴射形式の定性的な比較 (液体/液体噴射)

噴射形式	形状	利点	欠点	応用	例
同種二噴流衝突  または 		<ol style="list-style-type: none"> <li>1) 構造が簡単である。</li> <li>2) 壁面への熱負荷は調節できる。</li> <li>3) 安定な噴射形式である。</li> <li>4) 良く研究されている。</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1) 高い混合性能を得るには、長い燃焼室を必要とする。</li> </ol>	Jupiter Thor, MB-3 Atlas, MA-5 booster " sustainer Titan I booster Saturn 1 B, H1	LOX/RP1 " " " " " "
異種二噴流衝突 		<ol style="list-style-type: none"> <li>1) 構造が簡単である。</li> <li>2) 初期混合性能が高い。</li> <li>3) 良く研究されている。</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1) 自然性推進剤の場合、液相反応によるはじきとびの問題がある。</li> <li>2) 噴霧方向が混合比によって変化する。</li> <li>3) 壁面への熱負荷の問題がある。</li> <li>4) スロットリングによる性能変化が大きい。</li> </ol>	Lance (XRL) booster " sustainer Apollo, SPS Apollo, LEM ascent	IRFNA /UDMH " " N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /A50 "
異種三噴流衝突  または 		<ol style="list-style-type: none"> <li>1) 初期混合性能が高い。</li> <li>2) 噴霧方向が軸方向に一定である。</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1) 自然性推進剤の場合、液相反応によるはじきとびの問題がある。</li> <li>2) 外側噴口が酸化剤の場合は壁面への熱負荷の問題がある。</li> <li>3) スロットリングによる性能変化が大きい。</li> </ol>	Agena, LR81-BA-11 Transtage, AJ 10-138	IRFNA /UDMH N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /A50
異種四噴流衝突  または 		<ol style="list-style-type: none"> <li>1) 燃焼室付近の噴射要素として使える。</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1) 自然性推進剤の場合、液相反応によるはじきとびの問題がある。</li> <li>2) 構造が複雑である。</li> <li>3) 良く研究されていない。</li> </ol>	Titan III, stage 1 Titan II, stage 2 Titan III, stage 2	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /A50 " " " "

(文献 1 より)

● 酸化剤噴口 ○ 燃料噴口

付録 2.  $C^*$  計算における補正

燃焼試験による燃焼圧力などを用いて特性速度  $C^*$  を計算する場合、普通、理想ロケットの理論から得られる関係に以下にのべるような各種の補正を考慮して求める。すなわち、噴射器端における燃焼室圧力を  $P_{c, inj}$  とすると、

$$C^*_{exp} = \left( \frac{P_{c, inj} A_t}{W_O + W_F} \right) \cdot f_M \cdot f_P \cdot f_{HL} \cdot f_{FL} \cdot f_{TR} \cdot f_{DIS}$$

ここで  $f_M, f_P$  などとはつぎのような補正係数である。

- $f_M$  : 燃焼によるガスの加速に伴う静圧の変化を補正する運動量補正係数
- $f_P$  : ノズル入口における静圧をスロートせき止め圧に変換する圧力補正係数
- $f_{HL}$  : 燃焼室壁面への熱伝達による熱損失を補正する熱損失補正係数
- $f_{FL}$  : 燃焼室壁面の摩擦に伴う静圧の損失を補正する摩擦損失補正係数
- $f_{TR}$  : 燃焼中の熱応力によるスロート径変化を補正するスロート径補正係数
- $f_{DIS}$  : スロートにおける境界層による実質的流量減少を補正する流出補正係数

実際にはこれらの中から必要な補正係数を選んで使用すれば良い。本実験においては、圧力として噴射器端の静圧を測定しており、考慮した補正係数は  $f_M, f_P$  および  $f_{HL}$  の 3 個である。もし測定した圧力がノズル入口の静圧なら  $f_M$  のかわりに  $f_{FL}$  が使用されよう。

$f_{TR}$  に関しては、燃焼直後に測定したスロート径を実験回数に対してプロットすると(図 A 1), 1 回の実験当たり平均 0.015 % の直径減少があり、結局スロート表面では圧縮降伏を起こしており、0.015 % の残留ひずみが残る事がわかる。燃焼中の熱応力による圧縮ひずみは 0.015 % より大きいと考えられるが、高温における銅の降伏応力の低下も存在し、燃焼中のスロート径変化を補正する解析は困難なので、ここでは  $f_{TR}$  を省略し、その代り、計算には毎回の実験後に測定したスロート径を用いた。

$f_{DIS}$  は、スロートにおける実質流量に対する境界層のない様な一次元流を仮定した流量の比として定義される。 $f_{DIS}$  に対しては、スロートのレイノルズ数、(スロート曲率半径) / (スロート半径)、

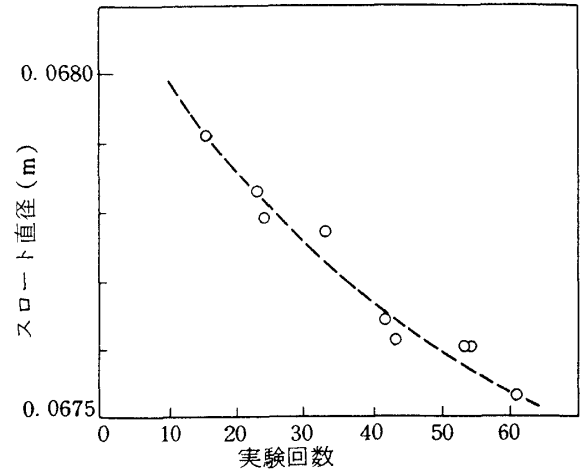


図 A1 ノズルスロート直径の変化

ノズル収縮比および収縮部の角度などが影響を有するが、ここでは解析を行わず  $f_{DIS}$  を省略した。しかし例えば文献<sup>44)</sup>によれば、本燃焼室の  $f_{DIS}$  による補正量は約 1 % 程度と推定される。

つぎに、 $f_M, f_P$  および  $f_{HL}$  の求め方をのべる。

(1)  $f_M, f_P$  の求め方

噴射器端の静圧を  $P_{inj}$ , ノズル入口の静圧を  $P_1$  とする。燃焼室が円筒形の場合、次の運動量式が成り立つ。

$$P_{inj} - P_1 = (\rho_1 U_1^2 - \rho_{inj} U_{inj}^2) = P_1 \kappa M_1^2 - P_{inj} \kappa M_{inj}^2$$

ただし、 $\rho$  は密度、 $U$  は速度、 $M$  はマッハ数、 $\kappa$  は比熱比とする。この時  $f_M$  は次式で与えられる。

$$f_M = P_1 / P_{inj} = (1 + \kappa M_{inj}^2) / (1 + \kappa M_1^2)$$

ノズル入口のせき止め圧(ノズル内は等エントロピー膨脹と仮定すればスロートせき止め圧に等しい)を  $P_0$  とすれば、

$$P_0 = P_1 \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_1^2 \right)^{\kappa / (\kappa - 1)}$$

従って  $f_P$  は次式で与えられる。

$$f_P = P_0 / P_1 = \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_1^2 \right)^{\kappa / (\kappa - 1)}$$

一般に  $M_{inj} \approx 0$  と考えて良いから  $f_M \cdot f_P$  は次のように求められる。

$$f_M \cdot f_P = \frac{\left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_1^2 \right)^{\kappa / (\kappa - 1)}}{1 + \kappa M_1^2}$$

本実験にこの式を適用すると、例えば総混合比  $R$  が



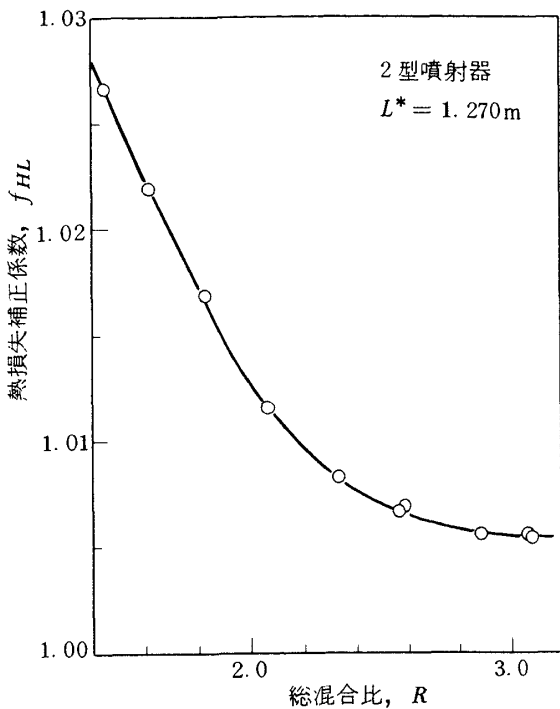


図 A2 熱損失補正係数の一例

ところでヒートシンク燃焼室に吸収された単位時間当りの熱量を  $Q$ 、燃焼ガスの流量を  $W$ 、比熱を  $c_p$  とすると、次式が成り立つ。

$$Q = W c_p \Delta T_c$$

よって  $f_{HL}$  は次のように求められる。

$$f_{HL} = 1 + Q / 2W c_p T_c$$

$f_{HL}$  の実測値の一例を図 A 2 に示す。

付録 3. 振動燃焼緊急停止装置の試作

本装置は、振動燃焼によって誘起される機械振動または燃焼圧の振動を検出し、その振動数、振巾および持続時間を判別して危険信号を発生し、破壊に至る前に燃焼を停止させる機能を持っている。この種の装置は、米国などにおける使用例はあるが、非常に高価な制御システムの一部として開発され、商品化されるまでには至っていない。本装置は、リニア集積回路技術を応用して独自に考案、製作したもので、経費もきわめて安価である。

図 A 3, A 4 に本装置の系統図および回路図を示

2.2 においては  $f_M \cdot f_P = 0.979$  となる。

(2)  $f_{HL}$  の求め方

$C^*$  は式 (25) から明らかのように燃焼ガス温度  $T_c$  の平方根に比例する。それ故、熱損失によるガス温度の変化  $\Delta T_c$  と、これに対応する  $C^*$  の変化  $\Delta C^*$  の関係は次のように与えられる。

$$\Delta C^* / C^* = \Delta T_c / 2T_c$$

従って熱損失補正係数  $f_{HL}$  は次のように書ける。

$$f_{HL} = 1 + \Delta T_c / 2T_c$$

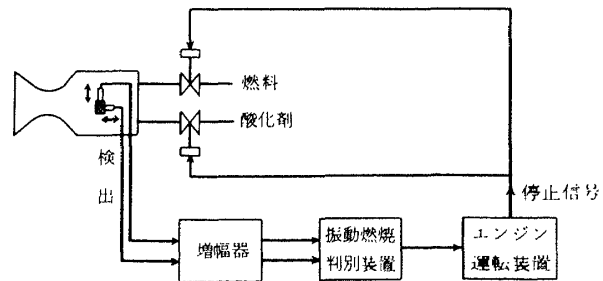


図 A3 振動燃焼緊急停止装置系統図

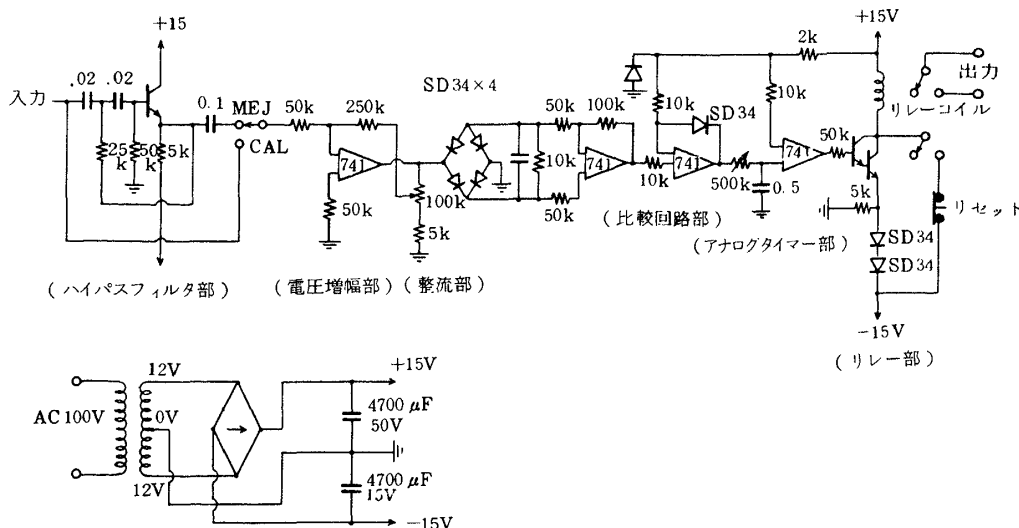


図 A4 振動燃焼判別装置回路図

す。これらの図は、振動燃焼の検出に燃焼器の胴部に取り付けた加速度計（共和電業 AS-1000 A, 応答周波数 3000 Hz）の出力を用いた例を示す。本試験の経験によると、この部分の加速度は高周波振動燃焼が発生すると、安定燃焼時の数 G レベルから急激に 200 ~ 300 G レベルに増加する。そこで本装置は、加速度計の出力が 100 G（可変）以上となり、その状態が 0.1 秒間（可変）以上持続した時に高周波振動燃焼が発生したものと判断し、緊急停止信号を発生するようにした。本装置は、高周波振動燃焼と直接関連しない低周波成分の信号を除去するハイパスフィルタ部、信号を増幅する電圧増幅部、直流信号に変換する整流回路部、加速度のレベルを判断する比較回路部、持続時間を判断するアナログタイマ部および停止信号を発生するリレー部によって構成される。

#### 参 考 文 献

- 1) Liquid Rocket Engine Injectors, NASA SP-8089, 1976.
- 2) J.H. Rupe; The Liquid-Phase Mixing of a Pair of Impinging Streams, JPL Progress Report No.20-195, 1957.
- 3) J.H. Rupe; An Experimental Correlation of the Nonreactive Properties of Injection Schemes and Combustion Effects in Liquid-Propellant Rocket Engine, JPL Progress Report No.32-255, 1965.
- 4) R.W. Riebling; Criteria for Optimum Propellant Mixing in Impinging-Jet Injection Elements, J. Spacecraft Vol.4, No.6, 1967.
- 5) G.W. Elverum and T.F. Morey; Criteria for Optimum Mixture-Ratio Distributions Using Several Types of Impinging-Stream Injector Elements, JPL Memorandum No.30-5, 1959.
- 6) 今井健次; 燃料噴霧の衝突による混合および分布 (第1報, 等しい2噴流による衝突), 日本機械学会論文集, 29巻 198号 (昭38-2)
- 7) 長尾不二夫, 今井健次; 燃料噴霧の衝突による混合および分布 (第2報, 溶けたらうによる2噴流の混合), 日本機械学会論文集, 29巻 204号 (昭38-8)
- 8) 今井健次; 燃料噴霧の衝突による混合および分布 (第3報, 異なる2噴流の衝突), 日本機械学会論文集, 30巻 219号 (昭39-11)
- 9) D. Somogyi and C.E. Feiler; Mixture Ratio Distribution in the Drops of Spray Produced by Impinging Liquid Streams, ARS Journal Vol.30, 1960.
- 10) H.H. Foster and M.F. Heidmann; Spatial Characteristics of Water Spray Formed by Two Impinging Jets at Several Jet Velocities in Quiescent Air, NACA TN D-301, 1960.
- 11) R.D. Ingebo and H.H. Foster; Drop-Size Distribution for Crosscurrent Breakup of Liquid Jets in Airstreams, NACA TN 4087, 1957.
- 12) R.D. Ingebo; Maximum Drop Diameters for the Atomization of Liquid Jets Injected Concurrently into Accelerating or Decelerating Gas Streams, NASA TN D-4640, 1968.
- 13) R.D. Ingebo; Drop-Size Distribution for Impinging-Jet Breakup in Airstreams Simulating the Velocity Conditions in Rocket Combustors, NACA TN-422, 1958.
- 14) M.F. Heidmann and H.H. Foster; Effect of Impingement Angle on Drop-Size Distribution and Spray Pattern of Two Impinging Water Jets, NASA TN D-872, 1961.
- 15) M. Popov; Model Experiments on Atomization of Liquids, NASA TT F-65, 1956.
- 16) R.A. Dickerson; Like and Unlike Impinging Injection Element Droplet Sizes, J. Spacecraft, Vol.6, No.11, 1969.
- 17) R.M. Knight and W.H. Nurick; Correlation of Spray Dropsize Distribution and Injector Variables, NASA CR-107411, 1969.
- 18) J.H. Rupe and D.D. Evans; Designing for Compatibility in High-Performance LP engines, Astronautics & Aeronautics, Vol.3,

- 1965.
- 19) M.C. Burrows ; Thermometric Determination of Oxidant-Fuel Distribution Within a Rocket Combustor, NASA TN D-5626, 1970.
- 20) B.H. Johnson ; An Experimental Investigation of the Effects of Combustion on the Mixing of Highly Reactive Liquid Propellants. NASA CR-64616, 1965.
- 21) M. Hersch ; A Mixing Model for Rocket Engine Combustion, NASA TN D-2881, 1965.
- 22) D.A. Bittker ; An Analytical Study of Turbulent and Molecular Mixing in Rocket Combustion, NACA TN 4321, 1958.
- 23) R.J. Priem and M.F. Heidmann ; Propellant Vaporization as a Design Criterion for Rocket-Engine Combustion Chambers, NASA TR R-67, 1960.
- 24) F.V. Bracco ; Application of Steady-State Spray Equations to Combustion Modeling, AIAA J. Vol.12, No.11, 1974.
- 25) W.B. Powell ; ICRPG Liquid Propellant Thrust Chamber Performance Evaluation Methodology, J. Spacecraft, Vol. 7, No. 1, 1970
- 26) D.L. Kors, L.B. Bassham and R.E. Walker ; A Liquid Rocket Performance Model Based on Vaporization Interactions, AIAA Paper No.69-470, 1969.
- 27) L.P. Combs ; Liquid Rocket Performance Computer Model with Distributed Energy Release Final Report, NASA CR-114462, 1972.
- 28) D.T. Harrje ; Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194, 1972.
- 29) W.H. Nurick and S.D. Clapp ; An Experimental Technique for Measurement of Injector Spray Mixing, J. Spacecraft Vol.6, No.11, 1969.
- 30) A.Y. Falk, S.D. Clapp and C.K. Nagai ; Space Storable Propellant Performance Study Final Report, NASA CR-72487, 1968.
- 31) R.D. Ingebo ; Photomicrographic Tracking of Ethanol Drops in a Rocket Chamber Burning Ethanol and Liquid Oxygen, NASA TN D-290, 1960.
- 32) R.D. Ingebo ; Size Distribution and Velocity of Ethanol Drops in a Rocket Combustor Burning Ethanol and Liquid Oxygen, ARS Journal, Vol. 31, No. 4, 1961.
- 33) D.J. George ; Rocket Injector Hot Firing and Cold Flow Spray Fields, AIAA Paper No.73-1192, 1973.
- 34) J.R. Wrobel ; Some Effects of Gas Stratification on Choked Nozzle Flows, J. Spacecraft, Vol. 2, No.6, 1965.
- 35) Injector Orifice Study Apollo Service Propulsion System Final Report, NASA CR-99686, 1968.
- 36) W.H. Nurick ; Analysis of Sprays from Rocket Engine Injectors, J. Spacecraft, Vol. 8, No.7, 1971.
- 37) D.F. Calhoon ; An Injector design Model for Predicting Rocket Engine Performance and Heat Transfer, AIAA Paper 73-1242, 1973.
- 38) D.C. Holten ; A Study of Heat and Mass Transfer to Uninsulated Liquid Oxygen Containers, Advances in Cryogenic Engineering, Vol.6, K.D. Timmerhause (ed.), Plenum Press, Inc., New York, 1961.
- 39) R.B. Stewart et al ; The Thermodynamics Properties of Oxygen and Nitrogen, NASA CR-128525, 1972.
- 40) J.B. Maxwell ; Data Book on Hydrocarbons, D. Van Nostrand Company, Inc.
- 41) R.A. Svehla et al ; Fortran Computer Program for Calculation of Thermodynamic and Transport Properties of Complex Chem-

- mical Systems, NASA TN D-7056, 1973.
- 42) 伝熱工学資料, 日本機械学会, 1975.
- 43) D.R. Bartz ; A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients, Jet Propulsion Jan.1957.
- 44) F.E. Arndt and R.M. Williams ; Space Storable Thruster Investigation Final Report, NASA CR- 72495, 1969.
- 45) C.C. Ross and P.P. Datner ; Combustion Instability in Liquid-Propellant Rocket Motors-A Survey, Butterworths Sci. Pub., London, 1954.

---

## 航空宇宙技術研究所報告648号

昭和56年1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) 千182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山5-6-17

---

Printed in Japan

This document is provided by JAXA.