

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-899

N_2O_4 / アミンインジェクタエレメントの実験
その1 コールドフロー試験結果

佐藤和雄・須藤孝幸・只野真
毛呂明夫・小坂勝明

1986年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. コールドフロー試験装置と試験方法	2
2-1 試験装置	2
2-2 供試体	4
2-3 試験方法	4
2-4 試験結果の評価法	5
3. コールドフロー試験結果	6
3-1 混合効率	6
3-2 混合特性速度と効率	6
3-3 燃焼試験結果との比較	8
3-4 コールドフロー試験における壁面効果	9
4. あとがき	10
参考文献	10
付録1 混合比頻度分布	11
付録2 混合比分布と質量分布	12

N₂O₄/アミンインジェクタエレメントの実験 その1 コールドフロー試験結果*

佐藤和雄** 須藤孝幸** 只野 真**
毛呂明夫** 小坂勝明***

A Study of N₂O₄/Amine Injector Elements Part I Cold Flow Test

Kazuo SATO, Takayuki SUDO, Makoto TADANO, Akio MORO
and Katuaki KOSAKA

ABSTRACT

For a series of single unlike-doublet elements, cold flow, mixing tests were performed to (1) establish the validity of the correlating parameters as indicators of mixing efficiency, and (2) to represent the mixing characteristics of particular N₂O₄/Amine injector designs. Specific selections and sizing of injector element types were based on a hot-fire injector performance evaluation program. The objective of this program was to develop an understanding of the criteria that cause reactive stream separation (RSS), commonly called "blowpart", for N₂O₄/Amine propellants. This paper describes an analytical model defining the relationship between combustion performance and the propellant spray mixing quality determined by cold-flow measurements. Experimental verification of the results predicted from cold-flow analysis is also described. Comparisons of the effect of mixing uniformity on the C* mixing limited performance for N₂O₄/MMH combinations are then made. Following Rupe we confirm that Rupe's mixing uniformity criteria is equal to 0.5 for Optimum mixing. For non-reactive stream separation, a simple relationship between mixing uniformity and mixing limited C* efficiency can be used to predict actual C* mixing limited performance.

1. まえがき

人工衛星の大型化に伴って、四酸化二窒素(NTO) /モノメチルヒドラジン(MMH)等の混合発火性を有する貯蔵性二液推進剤を用いた液体推進系の有用性が明らかになってきた。これらの推進剤を用いる場合、ブローアパートと称される反応性噴流の分離現象に留意する事が必要である。この噴流分離の条件

については、従来の知見は必ずしも一致していない。このため、衛星用二液推進系の基礎研究の一環として、二液衝突型シングルエレメントインジェクタの性能を調べる事により、噴流分離現象と燃焼性能に対するエレメント諸元と燃焼圧力及び推進剤流量の関係を明らかにする事を目標として一連の検討を行なった。検討にあたっては、(1)模擬推進剤による非燃焼時における混合特性の測定、(2)混合特性の異なるエレメントで燃焼圧力(P_c)、推進剤混合比($MR = M_o / M_f$)、燃焼室長さ(L_c)等をパラメータとした燃焼試験、(3)定常性能予測計算モデルの改

*昭和60年11月9日受付

**角田支所

***日産自動車(株)

良、の段階を踏んだ。

本報告は、(1)で行なった混合特性の測定と検討結果に関するものである。

インジェクタの非燃焼時の特性を調べる試験をコールドフロー試験と呼ぶ。コールドフロー試験では一般に、ここで検討している推進剤の混合特性の測定を目的としたものと噴霧の微粒化特性、即ち、粒径及びその分布の測定を目的としたものがある。これらの測定結果を用いる事により、ロケット燃焼器の特性が推定できる。燃焼器の特性を示すパラメータの一つである特性速度効率 ηc^* は反応流の分離がない場合、推進剤の混合と蒸発過程が律速として、次式で近似できる。

$$\eta c^* = \eta c^*_{mix} \cdot \eta c^*_{vap} \quad (1)$$

ここで、 ηc^* : 特性速度効率

ηc^*_{mix} : 混合特性速度効率

ηc^*_{vap} : 蒸発特性速度効率

混合特性速度効率は、模擬推進剤による非燃焼時の混合特性の測定結果から得られる。蒸発特性速度効率は、推進剤の粒径と分布の実測あるいは実験相関式等から計算によって通常求められるが、ここでは、 $\eta c^*_{vap} = 100\%$ を仮定した。(1)式からも明らかのように特性速度効率を向上させるには、混合特性速度効率を高める必要がある。

記 号

A	: インジェクタ衝突角度 ($^\circ$)
C^*	: 特性速度 (m/s)
D	: インジェクタ噴孔径 (mm)
E_m	: 混合効率
L	: インジェクタ噴孔長さ (mm)
L_c	: 燃焼室長さ (mm)
M	: 質量流量 (kg/s)
M_i	: 局所質量 (kg)
MR	: 混合比, 又は総混合比
M_t	: 総質量 (kg)
mr	: 局所混合比
m	: 総サンプル数 $m = n + \bar{n}$
n	: $r < R$ のサンプル数
\bar{n}	: $r > R$ のサンプル数

P_c : 燃焼圧力 (MPa)

R : 総混合割合

r : 局所混合割合

\bar{r} : 局所混合割合

V : 速度 (m/s)

ηc^* : 特性速度効率

ρ : 密度 (kg/m³)

添 字

f : 燃料

o : 酸化剤

sf : 模擬燃料

so : 模擬酸化剤

$theo$: 理論値

mix : 混合

vap : 蒸発

2. コールドフロー試験装置と試験方法

2-1 試験装置

図1, 2に系統図及び試験装置を示す。模擬推進剤供給部, 採取部, 受液部からなる。

供給部は酸化剤と燃料の模擬液用にそれぞれ、加圧ライン, タンク, フィルタと電磁弁及び圧力ゲージを組み込んだ供給ライン, 二系統からなる。加圧には窒素ガスを用いた。

図3に供試体を取り付けた状態でのシャッタと採取部を示す。シャッタの開閉には最大ストローク速度50cm/secの空圧シリンダを用いた。開閉に伴う採取誤差を少なくするため左右に開閉する二枚のシャッタを取り付けた。採取部全体を開にするのに要する時間は約0.15秒である。採取部は7mm*7mm(肉厚0.3mm)の銅-ニッケル合金矩形管を縦横21本ずつ隙間なく束ねたマトリックス構造を採用した。採取部は147mm*147mmの寸法となる。採取部の下部は矩形管にステンレス円筒管を蟻付けし、耐溶剤性チューブを介して受液部上部に配したステンレス円筒管につながる。

図4に受液部を示す。受液部はそれぞれ独立した21個のアルミニウム製の試験管ラックからなる。1個の試験管ラックに容量35ccガラス製試験管21本がセットされる。

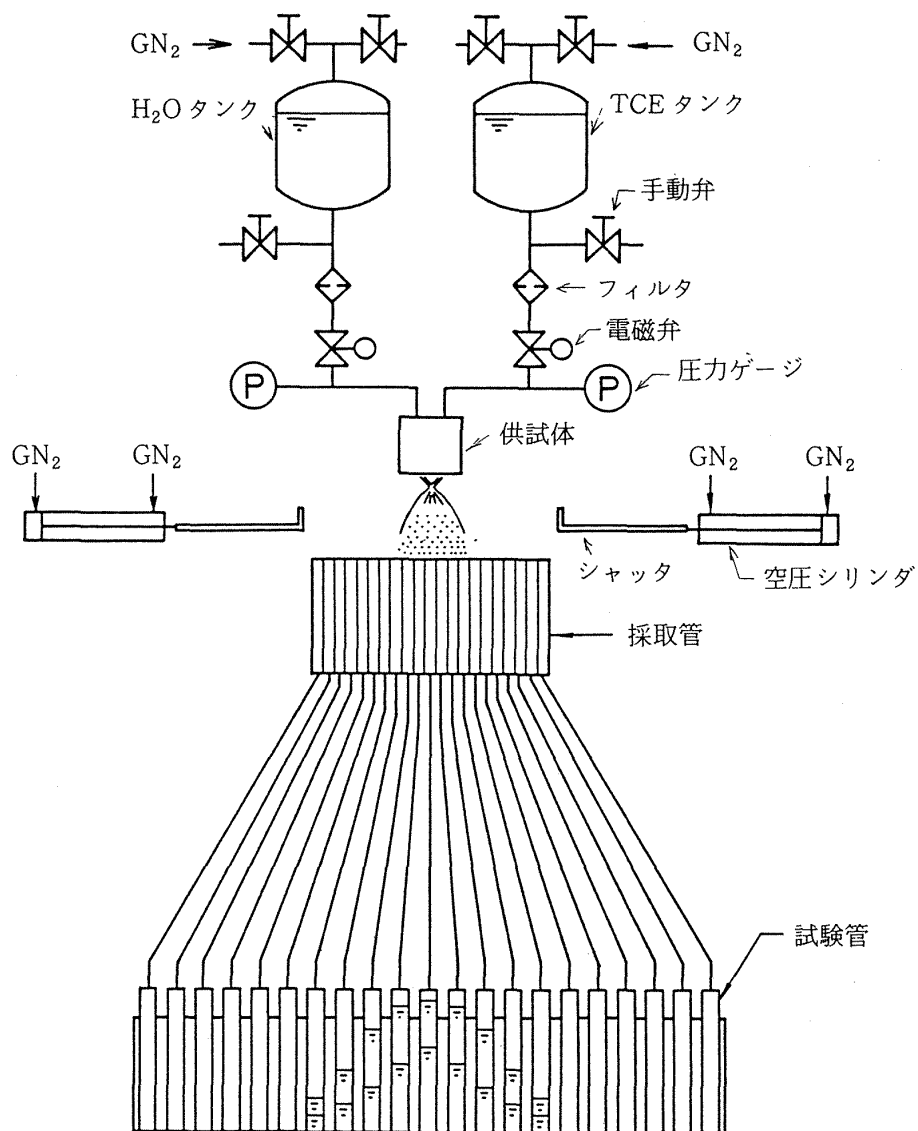


図1 試験装置系統図

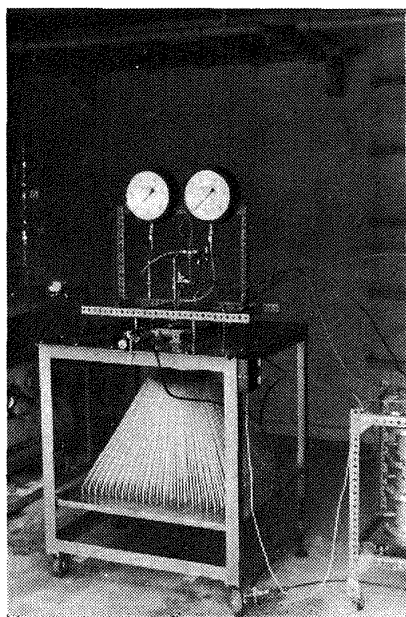


図2 試験装置外観

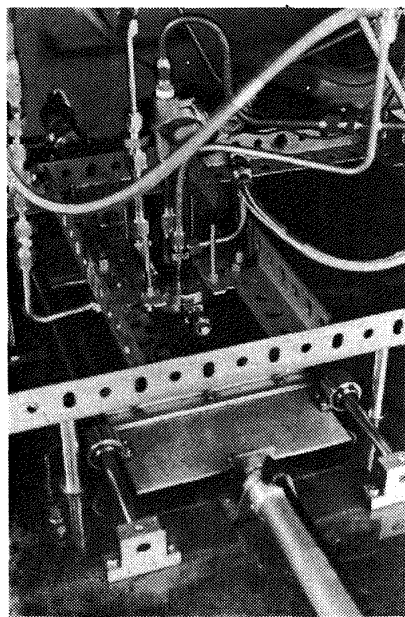


図3 シャッター及び採取部

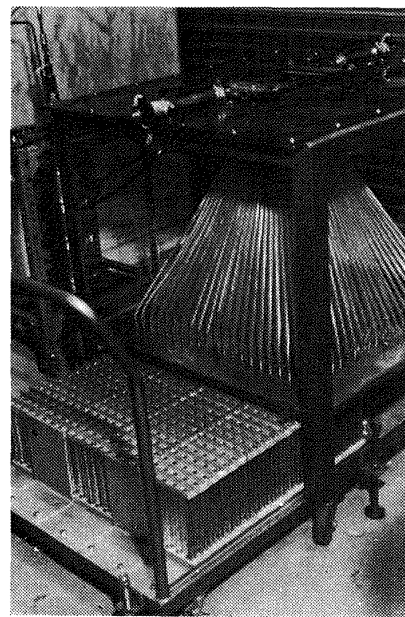


図4 受液部

2-2 供試体

供試体として異種二噴流衝突型シングルエレメントインジェクタを選んだ。表1, 図5に主要諸元及び噴孔形状断面を示す。設計諸元は, Lawver等¹⁾が反応流分離現象を調べたインジェクタを模擬した。インジェクタは全て, 噴孔壁に沿う流れを得るため噴孔長さ L と噴孔径 D の比が $L/D > 4$ である。噴孔径は, 酸化剤側が燃料側より大きい。

No.2とNo.5は, 噴孔径と衝突角度が同一で噴孔出口面は噴孔軸に対して直角ではない。噴孔長さはNo.5が短くNo.2は長い。 L/D はそれぞれ, 約5, 約24である。衝突距離はNo.5がNo.2より約2.7倍長い。No.2の噴孔入口形状は流れを円滑にする形状である。No.7とNo.8は衝突角度が同一でNo.2及びNo.5より20度大きい。噴孔出口面は噴孔軸に対して直角である。No.8は設計上0.076 mmの衝突ズレを設けているが, 今回の試作では製作誤差の範囲内であった。No.5は

特に衝突精度面で問題があった。

2-3 試験方法

非混和性の水(H_2O)とトリクロロエタン(TCE)をそれぞれ燃料及び酸化剤の模擬液とした。図1の供給タンク内の模擬推進剤は, 窒素ガスで加圧され供給ラインを通して供試体に供給される。噴霧時の供給ライン圧力が一定になり定常な噴霧が形成された後, シャッターを一定時間開いて噴霧全体を採取した。採取距離(噴射面-採取面)は約50mmである。噴霧は耐溶剤性チューブを通して受液部の試験管に集められる。

流量は予め各供試体について差圧-流量校正曲線を作成し, 供給ライン圧力より求めた。試験管内の模擬推進剤は密度の違いによって燃料及び酸化剤模擬液の二層に分離する。その各々の質量を感量0.01 gの電子天秤で測定した。測定量の総和は噴霧時に

表1 供試体主要諸元

インジェクタ	* 噴孔径 (mm)		噴孔長さ (mm)		噴孔長さ / 噴孔径		衝突角度 (°)		衝突距離 (mm)	衝突ズレ (mm)	Rupe 最適混合比	
	D_o	D_f	L_o	L_f	$(L/D)_o$	$(L/D)_f$	A_o	A_f			NTO/MMH	TCE/ H_2O
No.2	0.61	0.51	14.33	12.19	23.49	23.90	25	33	1.52	0	1.7	1.5
No.5	0.61	0.51	3.05	2.54	5.00	4.98	25	33	4.06	0	1.7	1.5
No.7	0.83	0.62	11.30	6.10	13.61	9.84	35	43	インジェクタの垂直面 "	0	2.0	1.8
No.8	0.89	0.61	11.30	6.10	12.70	10.00	35	43		0.076	2.3	2.1

* ; 実測値, 添字O; 酸化剤側, F; 燃料側

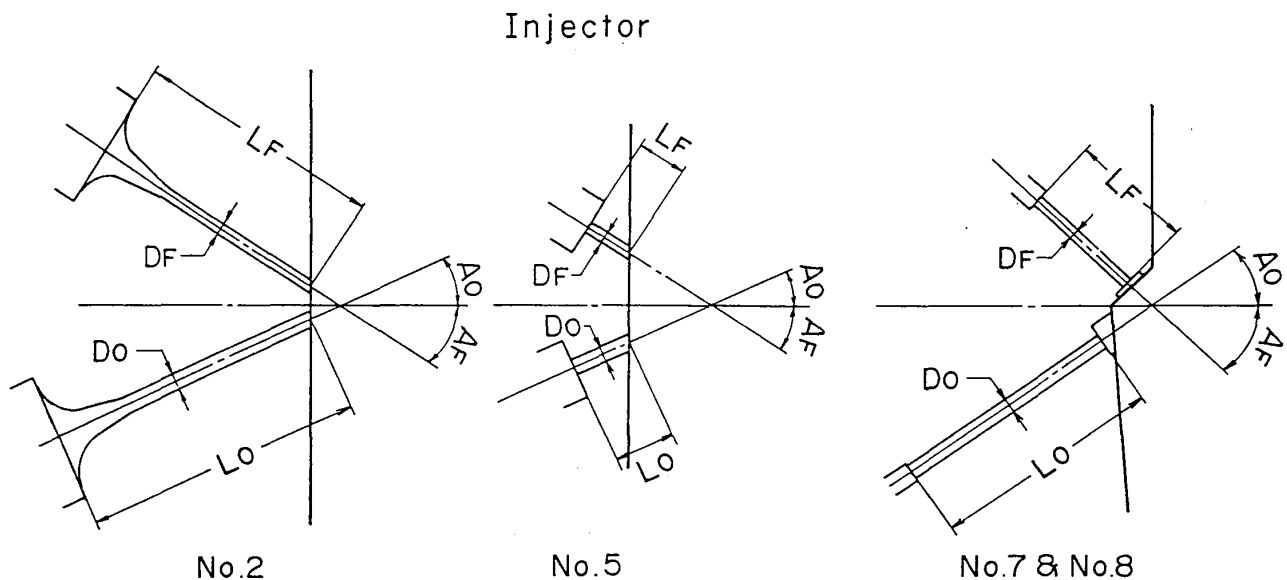


図5 供試体噴孔形状断面

おける蒸発等の損失があるため供給量と完全に一致しない。以下のデータは保存則を成立させるため測定量に損失量を比例配分している。

2-4 試験結果の評価法

コールドフロー試験結果は、各インジェクタに対して混合効率 E_m 、混合特性速度 C_{mix}^* 及び混合特性速度効率 $\eta_{c^*_{mix}}$ で評価した。 E_m は混合の均一性を示す尺度で次式²⁾によって定義される。

$$E_m = 100 \left[1 - \left\{ \sum_1^n \frac{M_l \cdot (R-r)}{M_t \cdot R} + \sum_1^{\bar{n}} \frac{M_l \cdot (R-\bar{r})}{M_t \cdot (R-1)} \right\} \right] \quad (2)$$

ここで、 $R=MR/(MR+1)$ 、 $r=\bar{r}=mr/(mr+1)$ 、 MR ；総混合比、 mr ；局所混合比、 n ； $r < R$ でのサンプル数、 \bar{n} ； $r > R$ でのサンプル数、 M_t ；総質量、 M_l ；局所質量である。 E_m の数値範囲は0% - 100%である。 $E_m = 100\%$ は総混合比と全ての局所混合比が同一の場合であり、 $E_m = 0\%$ は混合が生じない場合に相当する。

C_{mix}^* はコールドフロー試験結果から燃焼時の特性速度 C^* を見積るために用いた。 C_{mix}^* は次式によって定義される。

$$C_{mix}^* = \frac{\sum_1^m C_{theo}^* \cdot M_l}{M_t} \quad (3)$$

ここで、 $m=n+\bar{n}$ 、 C_{theo}^* は S.Gordon 等³⁾の方法によって計算した推進剤の理論上の特性速度である。

模擬推進剤の混合比から推進剤の混合比への換算は、Falk 等⁴⁾の場合と同様な方法で行なった。即ち、

酸化剤と燃料の運動量比が模擬推進剤を使用した場合と推進剤を使用した場合に等しいとすると以下の式が導かれる。

$$\frac{M_o}{M_f} = \sqrt{\frac{\rho_o \cdot \rho_{sf}}{\rho_f \cdot \rho_{so}}} \cdot \frac{M_{so}}{M_{sf}} \quad (4)$$

ここで、 M ；質量流量、 ρ ；密度、添字 o ；酸化剤、 f ；燃料、 s ；模擬推進剤である。

$\eta_{c^*_{mix}}$ は総混合比での推進剤の C_{theo}^* と C_{mix}^* の比を百分率で表わし、燃焼時の特性速度効率 η_{c^*} を見積るために用いた。

$$\eta_{c^*_{mix}} = 100 \frac{C_{mix}^*}{C_{theo}^*} \quad (5)$$

試験結果の検討では E_m 、 C_{mix}^* 及び $\eta_{c^*_{mix}}$ を混合比と Rupe 数に対して示した。Rupe 数は異種二噴流衝突型シングルエレメントインジェクタの評価に際して有効である^{5),6)}。

$$\begin{aligned} \text{Rupe Number} &= 1 / \left[1 + \frac{\rho_o \cdot V_o^2 \cdot D_o}{\rho_f \cdot V_f^2 \cdot D_f} \right] \\ &= 1 / \left[1 + \frac{\rho_f}{\rho_o} \left(\frac{M_o}{M_f} \right)^2 \left(\frac{D_f}{D_o} \right)^3 \right] \end{aligned} \quad (6)$$

ここで、 V は速度である。

Rupe 数は液-液衝突型インジェクタで各液の運動エネルギーの比と噴孔径比の積を正規化したものである。

インジェクタ間の噴孔径の違いによらず Rupe 数 ≈ 0.5 で E_m の最大値を示すので、この点を最適混合基準と称する。表 2 に推進剤と模擬推進剤の主な物性値を示す。

表 2 推進剤と模擬推進剤の主な物性値

	NTO	MMH	TCE	H ₂ O
密度 (g/cc) (20°C)	1.445	0.879	1.325 (25°C)	0.9982
粘度 (Pa·s) (20°C)	0.416×10^{-3}	0.85×10^{-3}	0.79×10^{-3} (25°C)	1.005×10^{-3}
表面張力 (N/m)(20°C)	26.56×10^{-3}	34.30×10^{-3}	25.5×10^{-3}	72.75×10^{-3}

3. コールドフロー試験結果

前節に述べた評価パラメータを用いて試験結果を示す。噴孔の衝突精度について加工上の問題が判明しインジェクタエレメント設計パラメータの効果が確認できなかった面もあったが、幾つかの知見が得られた。

以下に各インジェクタエレメントの特徴と知見を、3-1 混合効率、3-2 混合特性速度と効率、3-3 燃焼試験データとの比較、の順で述べる。

3-1 混合効率

図6に模擬推進剤の混合比 MR に対する混合効率 E_m を示す。各インジェクタの E_m のピーク値は、No.2で $MR=1.5$ 、No.7で $MR=2.0$ 、No.8で $MR=1.9$ 近傍である。No.5はピーク値を持たない。表1と図5に示したようにNo.7とNo.8は燃料側の噴孔径と衝突角度がほぼ同一であるが、No.8の酸化剤噴孔径がNo.7に比し若干大きいため E_m が約10%低下している。前節で示したRupeの最適混合基準を適用すると、No.2とNo.5はNTO/MMH換算で $MR=1.65$ (模擬液で $MR=1.5$)、No.7とNo.8は $MR=2.0$ 、 2.3 ($MR=1.8$ 、 2.1)で混合効率がピークを示す事が期待された。No.2がほぼ一致し、No.7とNo.8は近傍にあるが予想とは位置が逆転している。

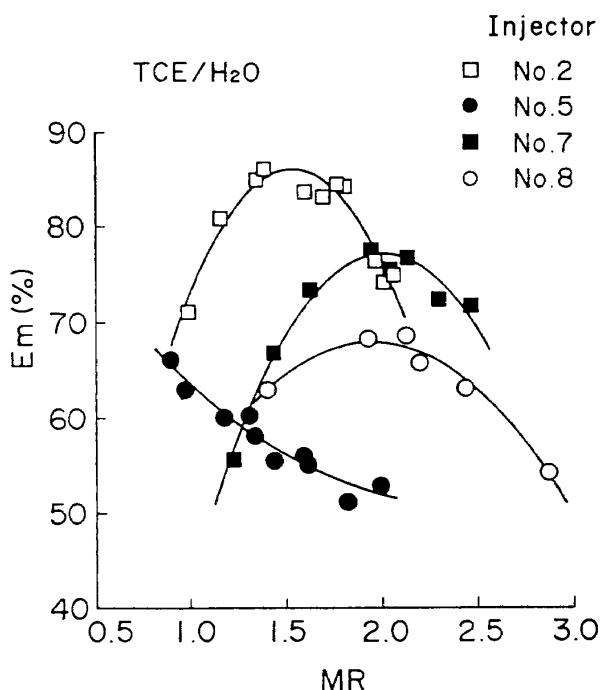


図6 混合効率対混合比

製作上の噴流衝突精度の効果が若干現われたものと考えている。No.2とNo.5は噴孔径と衝突角度が等しく、衝突距離と噴孔入口形状が異なる為これらの効果がわかる事を期待したが、No.5は衝突距離が長い事もあり衝突精度が確保できなかった。No.2はNo.7、No.8よりも衝突角度が小さく衝突後の噴霧の分散領域が狭いため E_m が相対的に高くなっている。しかし、No.7とNo.8は噴流の衝突点が中心から若干かたよっているので製作精度の向上でもう少し E_m の改善が期待できる。噴流の衝突のズレの結果については付録の諸図からも読みとれるので参照願いたい。

図7は E_m をRupe数を横軸に再整理したものである。No.2とNo.8は E_m のピーク位置がRupeの最適混合基準(=0.5)とほぼ一致している。No.7は若干のズレはあるが近傍である。No.5は先に述べた様に衝突精度が悪いため特異である。以上の結果より、衝突精度が良い異種二噴流衝突型シングルエレメントインジェクタについては E_m とRupe数の最適混合条件についての関係が確認できた。今回の試作インジェクタエレメントではNo.2が良く、No.7が若干劣り、No.8、No.5は悪い。特にNo.5は特異な混合特性を示した。

3-2 混合特性速度と効率

図8にNTO/MMH系の MR に対する C_{mix}^* を示す。各インジェクタエレメントの MR に対する C_{mix}^*

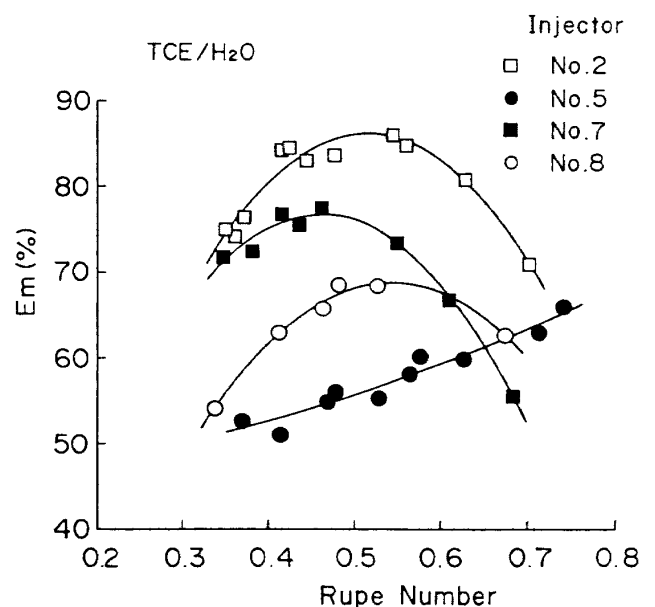


図7 混合効率対Rupe数

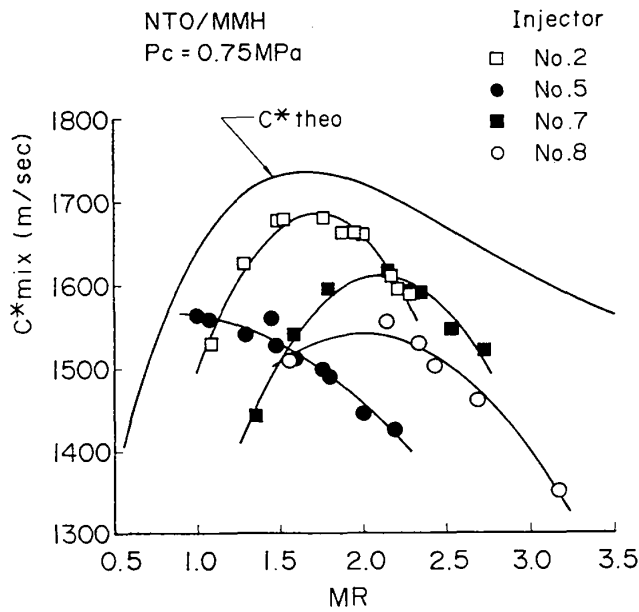


図8 混合特性速度対混合比

の傾向は、 E_m に対する MR の傾向が反映し類似している。 C^* の理論値 (燃焼圧力 $P_c = 0.75 \text{ MPa}$) は $MR = 1.6$ 近傍でピークを示し、 E_m のピークとなる MR がこの付近にある No. 2 は $MR = 1.4 - 2.2$ の広い範囲で他のどのインジェクタよりも C_{mix}^* 値が高い。NTO/MMH 等の推進剤を用いるロケット燃焼器では一般に、フィルム冷却方式が燃焼器壁の保護のため採用されている。この場合、インジェクタの混合比はエンジンの混合比よりも高い混合比で最高の性能を発揮することが求められる。NTO/MMH の場合、エンジン混合比で $MR = 1.65$ が酸化剤と燃料のタンク容積が等しい利点と性能値とのトレードオフの結果として選定される事が多い。その場合にフィルム冷却率が20%必要とするとインジェクタは $MR = 2.0$ で性能が最適化される。この点で比較すると、No. 2 と No. 7 は、 $MR = 2.0$ 近傍で C_{mix}^* が交差することから上記の使用条件では、ほぼ同等の性能を示したととるべきであろう。

図9に MR に対する η_{C^*mix} を示す。No. 2 はピークの効率が比較的高く約97%である。高比推力を得るにはこの程度の効率は必要である。No. 7 は約94%であり効率面ではものたりない。No. 8 と No. 5 は、NTO/MMH の実用的な使用領域の MR で効率があまりにも低い。

図10, 11に Rupe 数を横軸として C_{mix}^* と η_{C^*mix} を示した。 C_{mix}^* のピーク位置が E_m の場合と若干

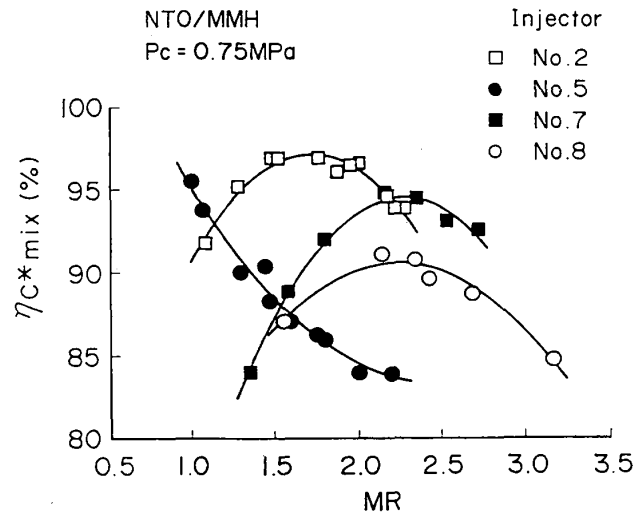


図9 混合特性速度効率対混合比

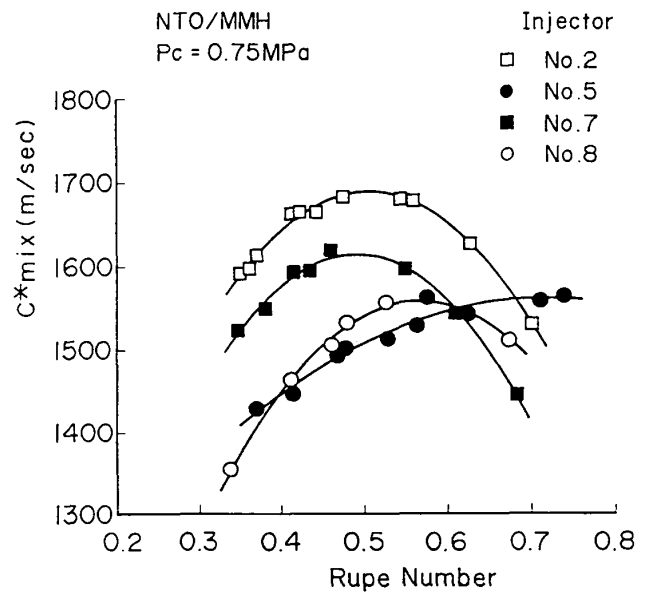


図10 混合特性速度対 Rupe 数

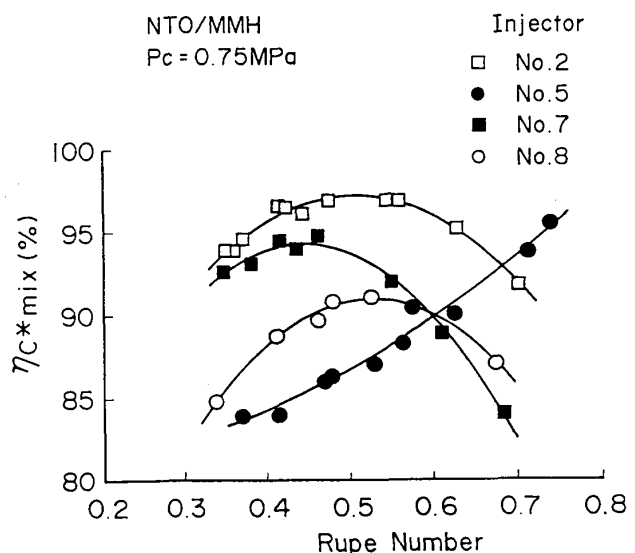


図11 混合特性速度効率対 Rupe 数

異なっているが、No 2, No 7 は共に Rupe 数 = 0.5 近傍でピークを示すことが分かる。以上の結果をまとめると、試作インジェクタのうち No 2 と No 7 だけがある程度の性能を特性速度効率の面で期待できそうな事、Rupe 数 = 0.5 近傍で混合特性速度と効率が、混合効率 E_m と同様にピーク値を持つ事が分かった。

3-3 燃焼試験データとの比較

燃焼試験の詳細については別報⁷⁾に記すが、噴流の反応による分離がない領域の特性速度効率 η_{c^*} と混合特性速度効率の比較を試みた。(1)式で示したように蒸発速度効率 $\eta_{c^*vap} = 100\%$ が仮定できる場合には、 η_{c^*} と η_{c^*mix} は一致する。

図12に燃焼性能の測定に用いた燃焼器の諸元を示す。壁面の効果を少なくするためスロート径に比べてチャンバー径を大きくとった。No 2 のインジェクタは、使用したロウ剤(ニッケルロウ)が酸化剤及び燃焼生成物と反応して燃焼性能が継続して測定できなかった。そこで、 E_m が No 2 について良い No 7 を燃焼性能との比較対象として選び衝突の悪い No 5 についても比較を行なった。

図13は No 7 の混合特性速度効率を燃焼試験から得た特性速度効率と比較したものである。 η_{c^*mix} と η_{c^*} は MR と Rupe 数に対してはほぼ同様な傾向を示す。 $L_c = 80\text{mm}$ が $L_c = 40\text{mm}$ よりも η_{c^*} と η_{c^*mix} の傾向が似ている。 η_{c^*vap} に対する燃焼室長さの効果であろう。

図14は No 5 の比較である。燃焼室長さが短い場合 η_{c^*} と η_{c^*mix} の傾向は類似しているが、長い場合には異なっている。短い場合にはインジェクタの混合特性の効果が支配的である。以上の結果より、衝突の良いインジェクタの場合には反応流の分離がない場合の MR に対する η_{c^*} は η_{c^*mix} から推定できる事が確認できた。

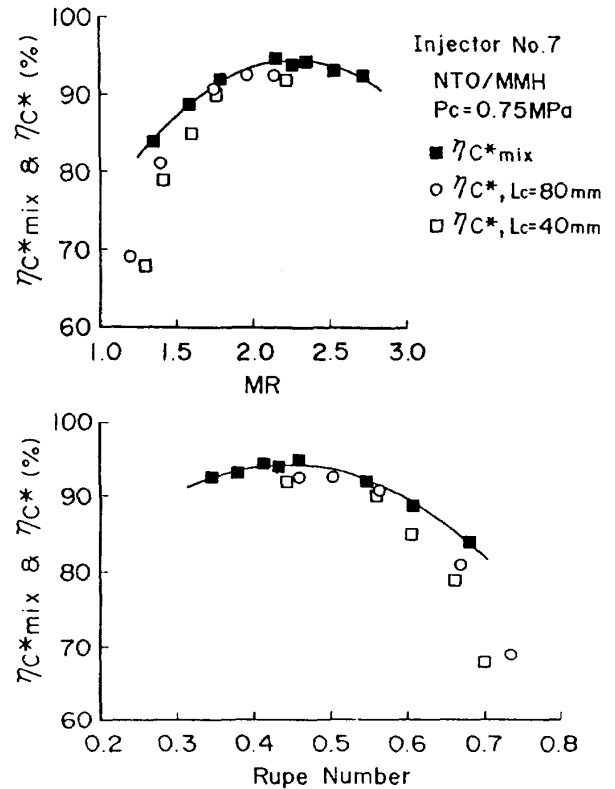


図13 混合特性速度効率と特性速度効率の比較 (インジェクタ No. 7)

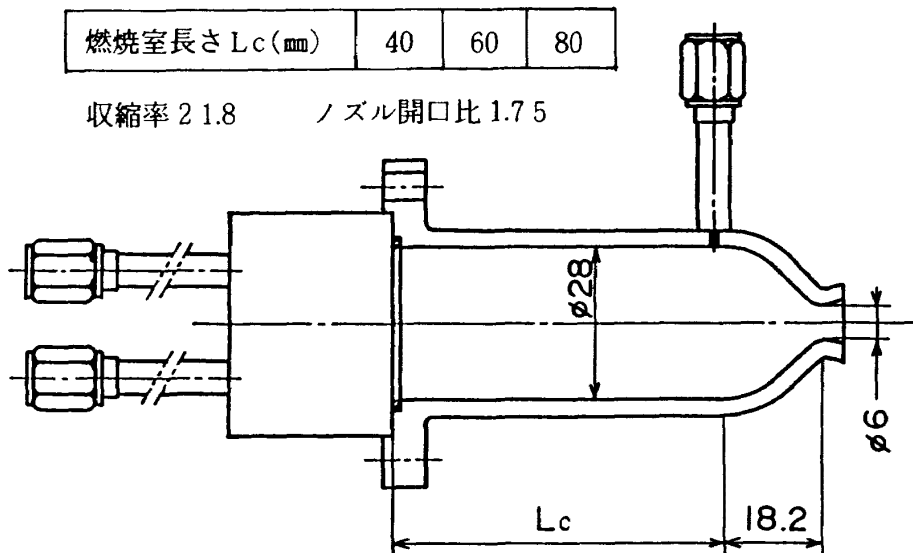


図12 燃焼器諸元

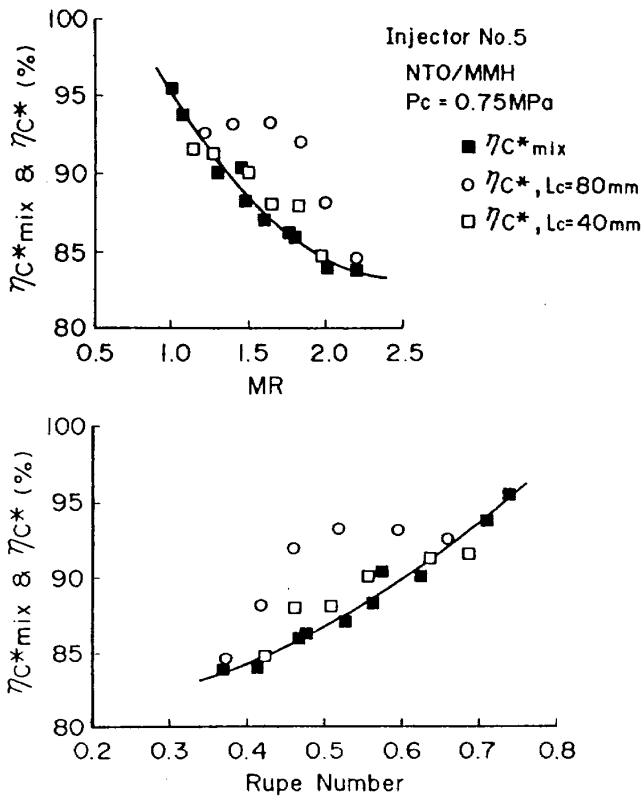


図14 混合特性速度効率と特性速度効率の比較 (インジェクタNo.5)

3-4 コールドフロー試験における壁面効果

今回は、インジェクタ固有の特性を調べる事を重点としたため、壁面効果を調べる事は参考にとどめた。

燃焼室壁への噴霧の衝突による混合特性への寄与をコールドフロー試験で調べた。インジェクタに燃焼器内径と同一径のアクリル円筒(長さ50mm)を取り付けて供試体とした。

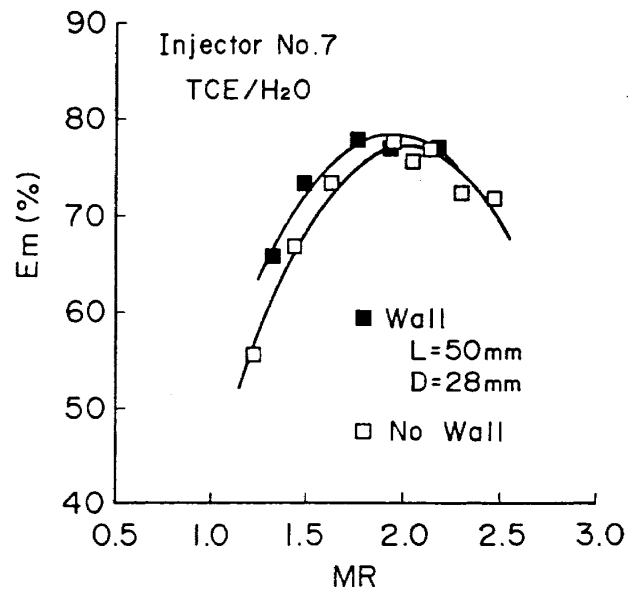


図15 混合効率に対する壁の効果 (インジェクタNo.7)

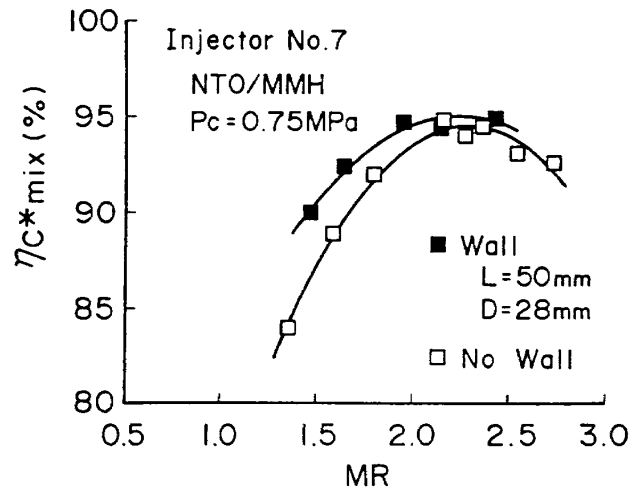


図16 混合特性速度効率に対する壁の効果 (インジェクタNo.7)

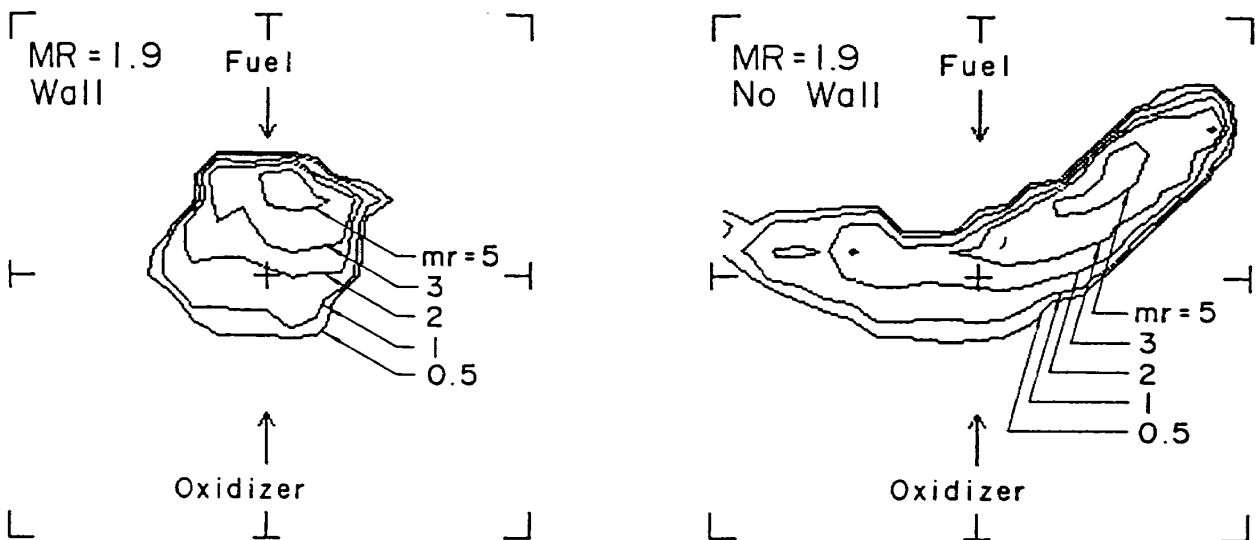


図17 混合比分布に対する壁の効果 (インジェクタNo.7)

図15, 16にNo.7のMRに対する E_m 及び ηc^*_{mix} を示す。壁を付けると E_m 及び ηc^*_{mix} は若干向上する。 ηc^*_{mix} はMRの両端で改善される。図17にMR=1.9での混合比の空間分布を等高線で示す。壁のない場合の両端で中心を包み込んだのが壁のある場合のパターンにみえる。

図18, 図19にNo.5のMRに対する E_m 及び ηc^*_{mix} を示す。壁面効果はNo.7より若干大きい。

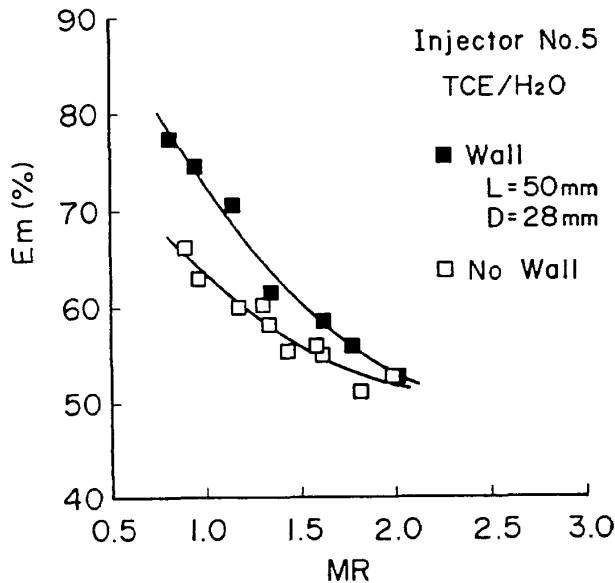


図18 混合効率に対する壁の効果
(インジェクタNo.5)

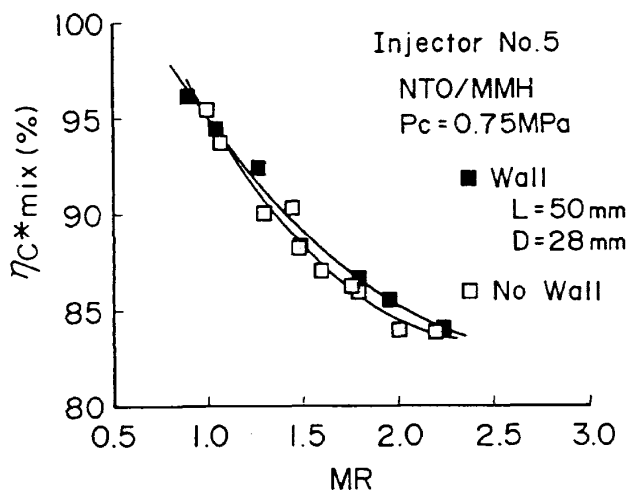


図19 混合特性速度効率に対する壁の効果
(インジェクタNo.5)

4. あとがき

コールドフロー試験装置を試作し、反応流分離現象の検討を行なうために製作したシングルエレメントインジェクタについて混合効率 E_m の測定を行な

った。試作したコールドフロー試験装置は各インジェクタの特徴をとらえる分解能を示した。今回の供試インジェクタの一部は衝突精度の面で問題があり設計パラメータの効果が確認できなかった面があることは既に記した。しかし、混合効率に対するRupe数の効果が確認できた。NTO/MMH系で反応流の分離がない場合には、 ηc^*_{mix} を用いた性能解析が適用できそうな事が燃焼試験結果との比較から分かった。又、衝突精度が悪い場合の E_m 等の挙動も確認する事ができた。今後のコールドフロー試験の課題は装置及び技法を改善し、マルチエレメントインジェクタのエレメント相互間の干渉の混合特性におよぼす効果等を明かにする事である。

参考文献

- 1) B.R. Lawver: High Performance N_2O_4 /AMINE Elements "BLOWPART", NASA CR-160273, March 1979.
- 2) J.H. Rupe: The Liquid-Phase Mixing of A Pair of Impinging Streams, JPL Prog. Rept. No. 20-195, August 1953
- 3) S. Gordon and B.J. McBride: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations, NASA SP-273, 1971.
- 4) A.Y. Falk, S.D. Clapp and C.K. Nagai: Space Storable Propellant Performance Study Final Report, NASA CR-72487, 1968
- 5) J.H. Rupe: A Correlation Between the Dynamic Properties of a Pair of Impinging Streams and the Uniformity of Mixture Ratio Distribution in the Resulting Spray, JPL Prog. Rept. No. 20-209, March 1956.
- 6) The Marquardt Company: Evaluation of the SSRCS Engine with Hydrazine as a Fuel, NASA CR-157089, January 1978
- 7) 熊谷, 他: N_2O_4 /アミンインジェクタエレメントの実験 その2 燃焼試験結果, NAL TR 投稿予定

付 録

付録1 混合比頻度分布

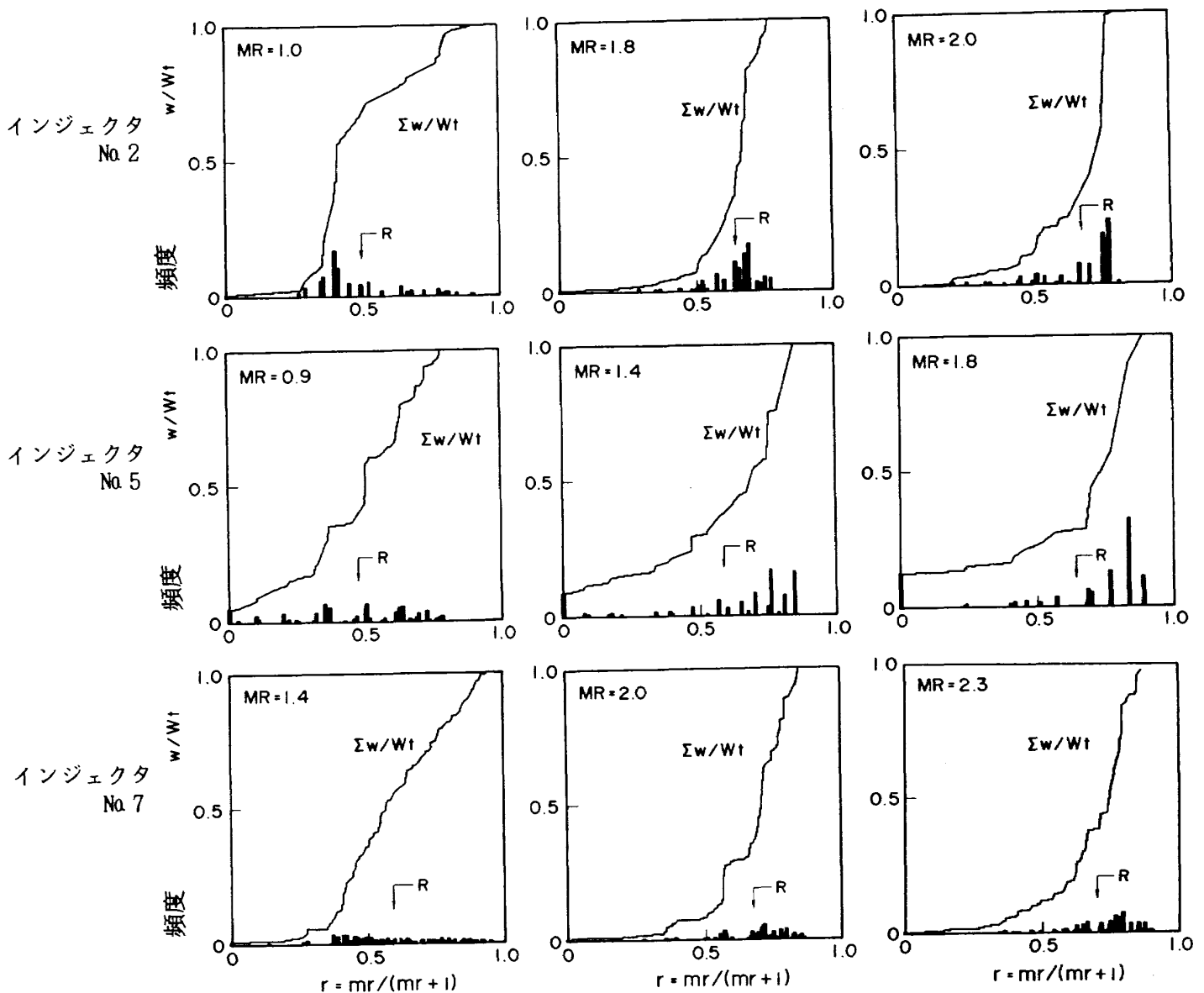
混合比頻度分布は、 E_m と密接に関連するため重要である。付図1に供試インジェクタNo 2, No 5 及びNo 7の混合比頻度分布を示す。表1の最適混合比 MR_{opt} の近傍とその両端の MR を代表例として選んだ。図中の太い棒線は頻度を示し、実線は頻度累計を示す。この場合、頻度とは模擬推進剤の局所質量と総質量との比である。横軸は局所混合比 mr を正規化した $r (=mr/(mr+1))$ を用いた。(但し、付図では M_t を W_t , M_i を w で表示している。)

No 2は、 MR_{opt} 近傍 $MR \approx 1.8$ ($R = 0.64$) で最大頻度を示す r (r_{max}) が R に比較的近く、 $0.5 \leq r$

≤ 0.8 ($1.0 < mr < 4.0$) の狭い範囲に比較的高い頻度が集まるため頻度累計は急激に増加する。この結果 E_m は向上する。 MR_{opt} 両端 ($MR \approx 1.0, 2.1$) では R と r_{max} の一致は悪く E_m を低下させる。

No 5は、どの MR でも二つの共通点がある。1)他の共試インジェクタに比べ、頻度分布は頻度が現われるまでの r の間隔が広く全体的に粗い分布を示す。頻度累計がステップ状に増加するのはこのためである。2)衝突ズレがあるため $r=0$ ($mr=0$)での頻度を常に示し、 MR の増加に伴いその頻度は高くなる。 R と r_{max} の差の絶対値をみると MR の減少に伴いその差も減少する。 E_m の傾向が MR の減少に伴い増加するのはこのためである。

No 7は、衝突角度が大きいため r の広い範囲に密



付図1 混合比頻度分布

の頻度分布を示し、極端に高い頻度は現われない。
 R と r_{max} の関係はNo 2と同一であるため、 E_m は
 MR_{opt} 近傍で高く両端の MR では低い。

付録2 混合比分布と質量分布

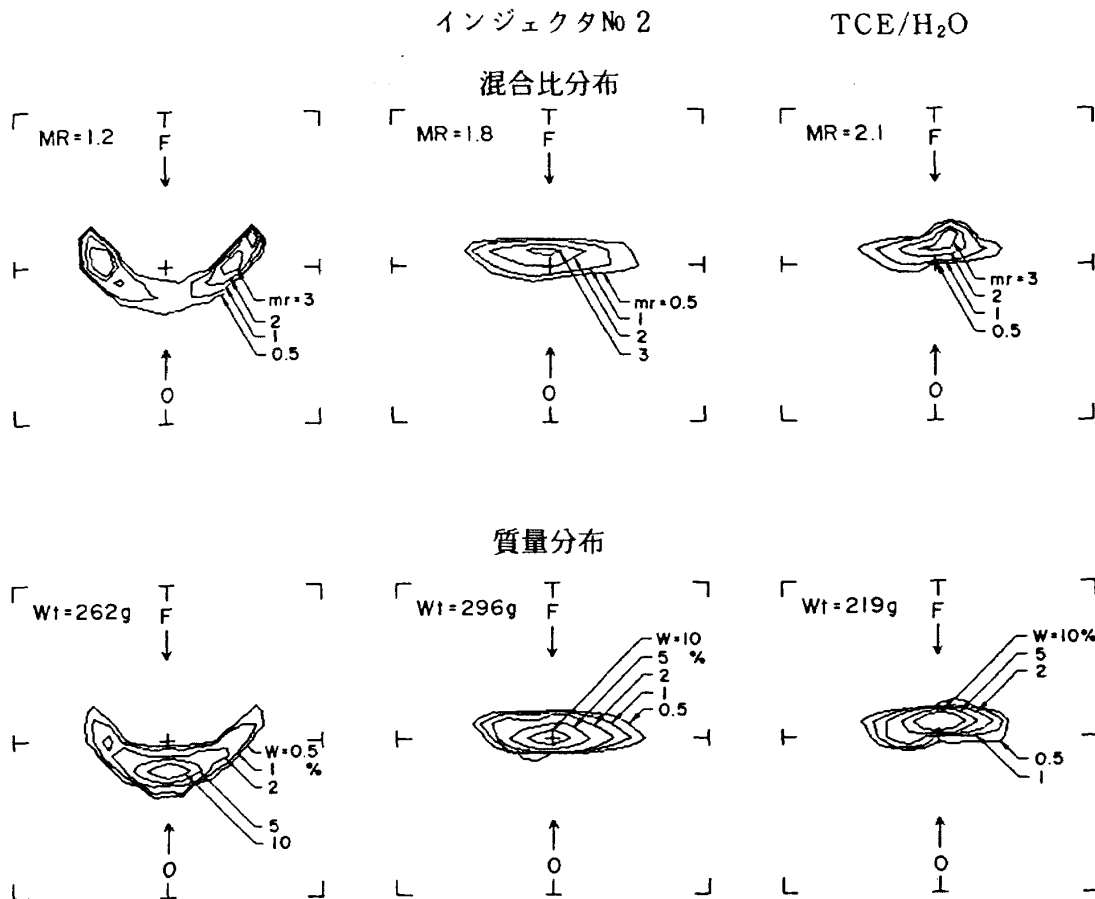
付図2, 3, 4に供試インジェクタNo 2, No 5及
 びNo 7の混合比分布と質量分布を示す。

No 2は、 $MR < MR_{opt}$ ($MR \approx 1.2$)で酸化剤模擬
 液側に弓型の混合比分布と質量分布を形成する。
 mr の大きい領域は弓型の両端に形成されるが質量
 M_i は少なく総質量 M_t の約1-2%である。一方、
 $M_i \geq 10\%$ の領域で mr は約0.5-1.0である。
 MR_{opt} 近傍では両分布共、楕円形となる。 $MR >$
 MR_{opt} ($MR \approx 2.1$)では質量の大きい領域が燃料模
 擬液側にわずかに移動する。 mr の大きい領域は噴
 孔径比 $D_o/D_f > 1$ ため分布の両端には形成されず中
 心に形成される。

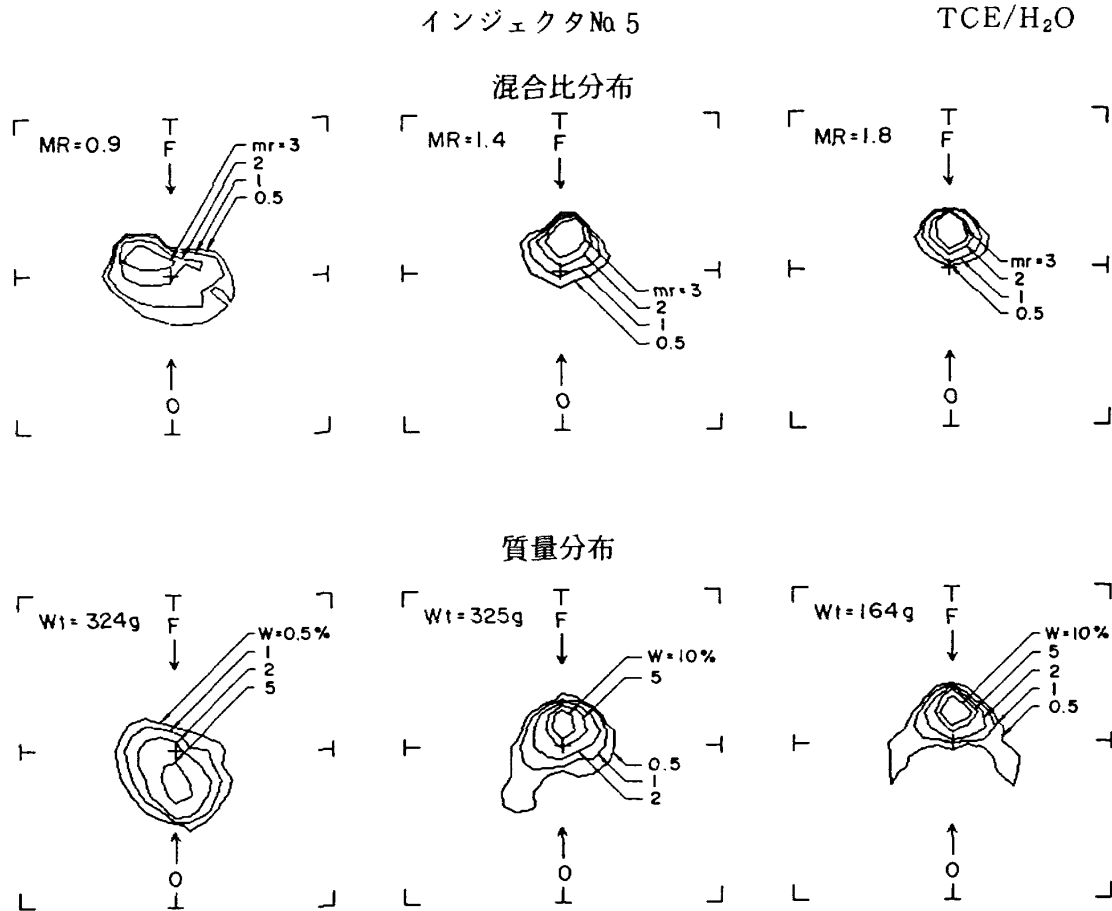
No 5は、衝突ズレがあるため衝突角度の等しいNo
 2に比べ分布は異なる。 $MR < MR_{opt}$ ($MR \approx 0.9$)

では mr の高い領域が左上に形成され、 mr の低下
 傾向は右下に向かって幅広く分布する。質量の大き
 い領域は mr の高い領域とは一致せず酸化剤模擬液
 側に形成される。 MR_{opt} 近傍及び $MR > MR_{opt}$ (MR
 ≈ 1.8)では mr の高い領域($mr \geq 3$)が質量の
 大きい領域と対応する。

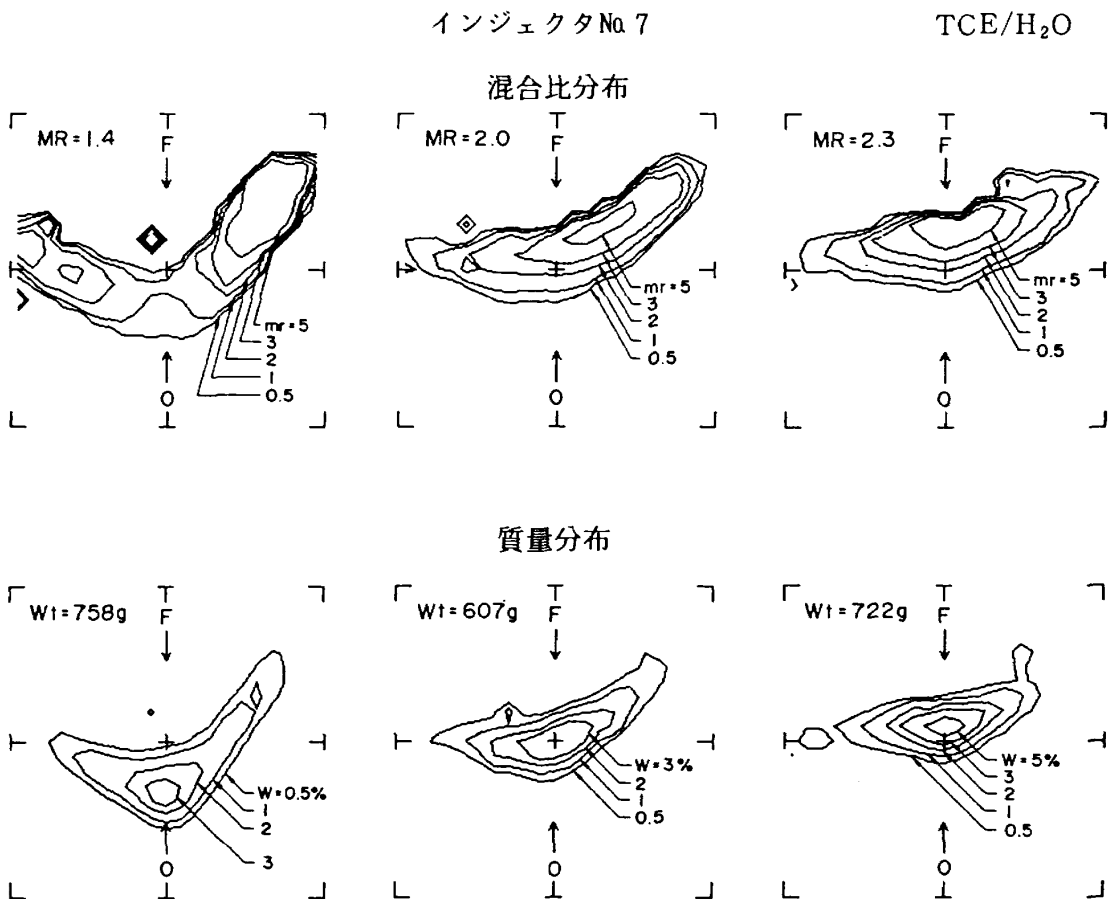
No 7は、衝突角度が大きいため混合比及び質量分
 布共に広範囲に分散する。 $MR < MR_{opt}$ ($MR \approx 1.4$)
 では弓型の分布を形成しNo 2と同様な傾向を示す。
 MR_{opt} 近傍では mr の高い領域($mr \geq 5$)が右上に
 形成され、質量の大きい領域は分布の中心に形成さ
 れる。 $MR > MR_{opt}$ ($MR \approx 2.3$)では $mr \geq 5$ の領
 域が更に拡大される。



付図2 混合比分布と質量分布 (インジェクタNo 2)



付図3 混合比分布と質量分布(インジェクタ No 5)



付図4 混合比分布と質量分布(インジェクタ No 7)

航空宇宙技術研究所報告 899 号

昭和 61 年 2 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町 7 丁目 44 番地 1
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南 4-2-12
