

## SITVC に関する実験研究

郭 充五\*・高野 雅弘

(1983年1月20日 受理)

### An Experimental Study on SITVC

By

Kuo Tsung-Wu, Masahiro KOHNO

**Abstract:** An experimental study was made of the flowfield and the side force when a secondary fluid is injected into a supersonic nozzle. Main motor was a small solid propellant rocket motor. Fluids studied were water, Freon-113 and oxygen. The flowfield around the secondary injection port was observed by means of a Schlieren system. Shape of shock wave generated by various injectants was measured and was compared to that by solid bumps. It was shown that the penetration height is dependent on the injection momentum, and that the shock angle is dependent on the injectant flow density. The side force was measured directly with a force transducer. Data on the relationships of side force to injectant flow rate and to momentum are presented. The effect of injectant property and the effect of injection condition are discussed.

#### I. 序 論

機軸に対してノズルが固定された固体燃料ロケットにとって、2次流体噴射推力方向制御 SITVC (Secondary fluid Injection Thrust Vector Control) は、加圧流体を主推進用モータのノズル開口部超音速流中に噴入することによって、弓形衝撃波 (Bow Shock) を発生させノズル主流を偏向させると共にノズル内壁静圧分布に不平衡を誘起して、不活性流体でも固体もしくは液体燃料によるサイド・ジェットに劣らぬ比推力の制御力が得られる、応答性が良く簡便で信頼性の高い推力方向制御法である [1,2]。我国でも、2次噴射流体に液体を用いた LITVC (Liquid Injection TVC) が、全段固体の衛星打上げロケット

---

\* 成功大学 (台南市), 昭和 55・56 年度東京大学大学院外国人研究生.

である M シリーズ・ロケットの推力飛行中の姿勢制御のために開発・導入され、実用化されて既に久しい[3, 4, 5]. その開発研究から実用化への過程で、多くの実験的成果が蓄積され、設計上有意な経験則が確立されつつある[6]. しかし、SITVC に付随するノズル流内の複雑な現象の解明については、長年月に渡る理論的・実験的研究にも拘らず、一義的で一般性のある理論式、実験式が得られているとは言い難い[7-20].

SITVC が実用技術として定着した今日、その制御力発生機構の基本的な特性を明確にするための組織的な実験研究を、研究室的規模ながら新たに行うことは、従来の多岐に渡る知見を整理する上で意味があるばかりでなく、その成果が、実用 TVC システムに対する経験則の現象論的背景と、その制御力特性を支配する制御因子の役割を明確にすることで、その機構・構造と運用技術の洗練に資する情報を与えるであろう。この様な観点から、次の様な一連の実験研究を計画した；

- i) 小型固体ロケット・モータのノズル流をシュリーレン光学系を用いて可視化し、SITVC による等価物体 (Equivalent Body) を擬してノズル内壁面に固定した実物体の形状・寸法とこれによって誘起される弓形衝撃波の形状・位置との相関を調べる。
- ii) 同じ手法を用いて、特性の異なる様々な流体を条件を変えて 2 次噴射し、これによって形成・誘起される等価物体と弓形衝撃波の形状・寸法・位置を調べる。

これらの光学的観測によって、噴射流体、噴射圧、噴射口径等の直接制御因子の、等価物体の突出高 (Penetration Height)、弓形衝撃波の衝撃波角に代表される間接制御因子に及ぼす効果を明らかにする。従来、同種の光学的実験は、いずれも、加圧窒素もしくは空気による低温主流に対して行われており[11-15]、高温主流に対する可視化の試みは、他に例を見ない[21]。さらに、

- iii) 2 分力推力計測テスト・スタンドを用いて、小型固体ロケット・モータのノズル流に、様々な流体を条件を変えて 2 次噴射し、TVC 関連諸量の測定を行う。

これによって、上述の様な直接制御因子の SITVC 制御力特性に与える効果を分離・解明する。

本報告では、この様な主旨に基づいて行われた実験研究の結果と、それらを総合した考察によって得られる SITVC に伴うノズル流内の現象に関する定性的な理解、および、制御力発生機構を支配する制御因子と横推力、横比推力に集約される制御力特性との定量的な相関関係について報告する。

## II. SITVC 実験結果と考察

### 2.1 固体突起物による誘起衝撃波の可視化実験

小型固体ロケット・モータのノズル流に、2 次流体噴射によって形成される等価物体の形状を擬したタングステン製の障害物体を挿入し、その形状・寸法とこれによって誘起される弓形衝撃波の位置・形状との相関を調べた。

供試モータは、外周をポリエステル樹脂を含浸させた厚さ 2 mm の紙筒でレストリクトされた丸中内両端面燃焼型のフリースタANDING・グレインを装填した小型固体ロケット・モータである。推進剤は、過塩素酸アンモニウム AP (Ammonium Perchlorate) の酸

化剤をポリエステル樹脂 PE (Polyester) の燃料粘結材で固めた手製のコンジット推葉で、その組成と平衡計算および実験による諸特性値を表-1 に示す。供試モータの概要図と、その代表的な燃焼内圧-時間曲線を図-1, 2 に示す。

表-1 ノズル流可視化実験用コンジット推葉

組 成	重量%	酸化剤 AP ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ )	75
		粘結材 PE ( $\text{C}_{20}\text{H}_{24}\text{O}_6$ )	25
比 重 量	$\text{g}/\text{cm}^3$	1.67	
線燃焼速度	$\text{mm}/\text{sec}$	6.35 @	$50 \text{ kg}/\text{cm}^2$
n 指数	—	0.470	
燃 焼 特 性 (平衡凍結計算値)			
断熱火炎温度	K	2468	
燃焼ガス平均分子量	$\text{g}/\text{mole}$	20.25	
燃焼ガス平均比熱比	—	1.232	

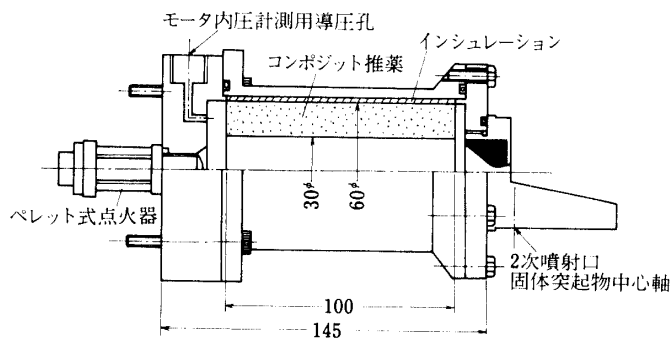
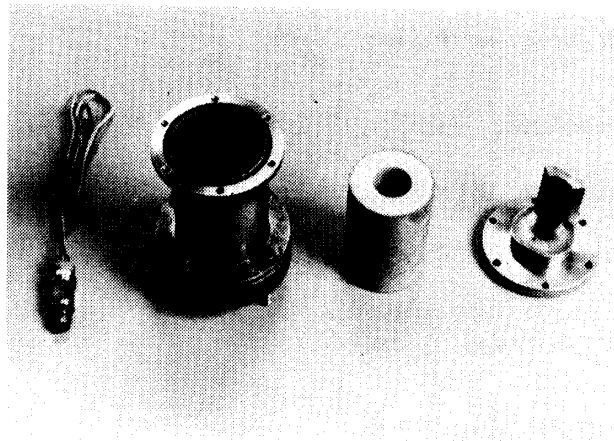


図-1 ノズル流可視化実験用モータ

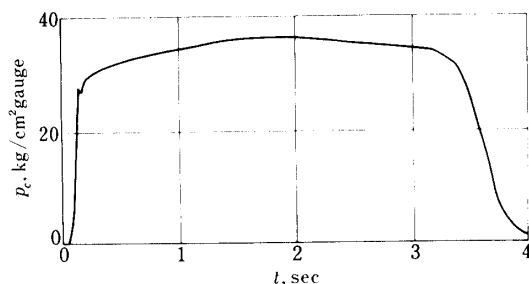


図-2 ノズル流可視化実験用モータの燃焼内圧曲線

ノズル流の可視化には、シュリーレン光学系を採用し、影像の記録は自動巻上装置付きの 35 mm カメラによることとした。ノズル流可視化実験に用いたノズルは、スロート径 7.6 mm, 出口開口比 6.93, 出口半頂角  $10^\circ$  の円錐型基本形状を持つが、図-3 に示す概要図に見る様に、シュリーレン光学系による観測を可能にする便法として、スロート後流 12 mm, 開口比 2.42 の断面の 2 次噴射計画位置に対して、同 10 mm (開口比 1.1) より後流のノズル開口部を、2 次噴射による等価物体形成基面となる一部を残して大巾に切り欠いてある。供試モータの内圧-時間  $p_c-t$  曲線から、

$$\int_0^{t_b} P_c(t) dt = \bar{P}_c \cdot t_{\text{eff}}, \quad P_c(t_{\text{eff}}) = \frac{1}{2} \bar{P}_c \quad (1)$$

で定義される有効燃焼時間  $t_{\text{eff}}$ , 平均内圧  $\bar{P}_c$  を求めると、平均的に、

$$t_{\text{eff}} = 3.47 \text{ sec}, \quad \bar{P}_c = 34.4 \text{ kg/cm}^2 \quad (2)$$

を得る。ここで、 $t_b$  は全燃焼時間である。これから、ノズル主流の平均流量率は、

$$\bar{w}_\infty = \frac{W_p}{t_{\text{eff}}} = 102 \text{ g/sec} \quad (3)$$

と求められる。 $W_p$  は推薬量 355 g である。

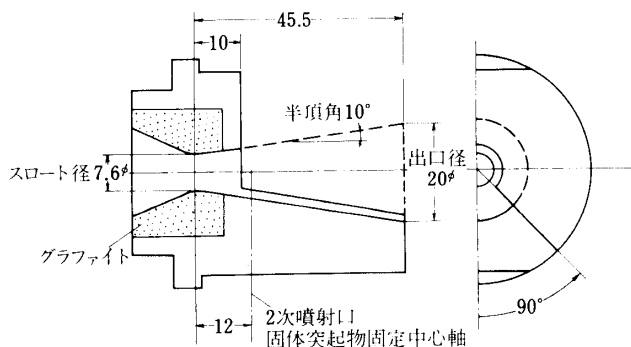


図-3 ノズル流可視化実験用ノズル概要図

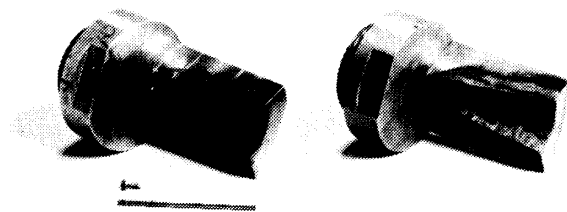


図-4 SITVC 等価物体模擬形状モデル

ノズルのスロートおよび2次噴射面での流路断面積を  $A_t$ ,  $A_\infty$ , 2次噴射面での静圧を  $P_\infty$  とすると, 推葉燃焼ガス平均比熱比  $\gamma=1.232$  から, 断熱等エントロピー凍結流を仮定して,

$$\frac{A_\infty}{A_t}=2.42, \frac{P_\infty}{P_c}=0.0860, M_\infty=2.38 \quad (4)$$

を得る. ここで,  $M_\infty$  は2次噴射面での主流マッハ数である. 従って, 2次噴射面での平均静圧は,

$$\bar{P}_\infty=2.96 \text{ kg/cm}^2 \quad (5)$$

となる. これらを括めて, 供試モータおよびノズルの代表的な性能諸元を表-2に示す.

実験は, 先ず, 先端が半球状の直径2mmのタングステン棒を2次噴射計画位置から突出させて, その突出高  $h$  による誘起弓形衝撃波の位置・形状の変化を調べ, 次いで, 同じくタングステン製の半球状突起を同じ位置に固定して, その大きさによる弓形衝撃波の位置・形状の変化を調べる, という手順で進められた. 前者は不活性かつ不揮発性液体の2次噴射による等価物体の形状を, 後者は揮発性・反応性の液体もしくは気体の2次噴射によるそれを擬したものである[10, 13]. 両供試体の外観を図-4に示す.

タングステン棒および半球体の突出による小型固体ロケット・モータのノズル流の様相を写したシュリーレン写真の代表例を図-5, 6に示す. この様な光学記録から読み取られるタングステン棒および半球体の突出高に対する弓形衝撃波の鉛直面内包絡線を, 同一平面に投影・記録した結果を図-7, 8に示す.

ここで, 衝撃波角  $\beta$  を弓形衝撃波包絡線の直線部分とノズル中心軸とのなす角度として定義すると, 棒状突起の場合は, 図-7から,  $\beta$  は  $h$  によらずほとんど  $\sim 45^\circ$  一定で, その成立位置が  $h$  につれて平行移動するだけである. これに対して, 半球状突起では, 図-8か

表-2 ノズル流可視化実験用モータ, ノズル性能諸元

推葉量		$W_p$	g	355	
ノズル	スロート径	$d_t$	mm $\phi$	7.6	
	出口開口比	$\frac{A_e}{A_t}$	—	6.93	
平均燃焼室圧		$\bar{P}_c$	kg/cm <sup>2</sup>	—	34.4
有効燃焼時間		$t_{eff}$	sec		3.47
ノズル主流平均重量流量率		$\bar{w}_\infty$	g/sec		102
2次噴射面開口比		$\frac{A_\infty}{A_t}$	—		2.42
平均静圧		$\bar{P}_\infty$	kg/cm <sup>2</sup>	2.96	$\left(\frac{P_\infty}{P_c}=0.0860\right)$
マッハ数		$M_\infty$	—	2.38	

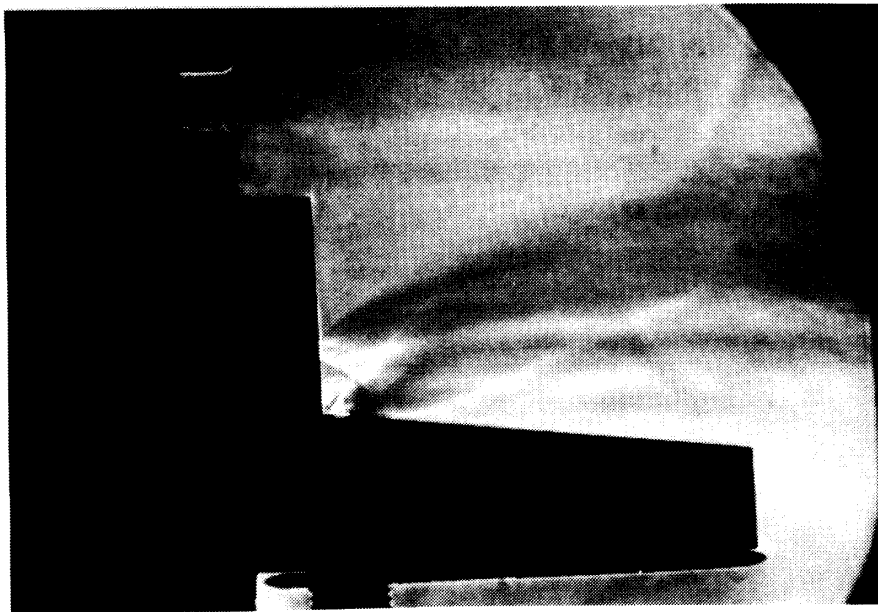
 $r = 1 \text{ mm}, h = 4 \text{ mm}$  $r = 1 \text{ mm}, h = 1.5 \text{ mm}$ 

図-5 タングステン棒突出時のノズル流シュリーレン写真例



図-6 タングステン半球体突出時のノズル流シュリーレン写真例

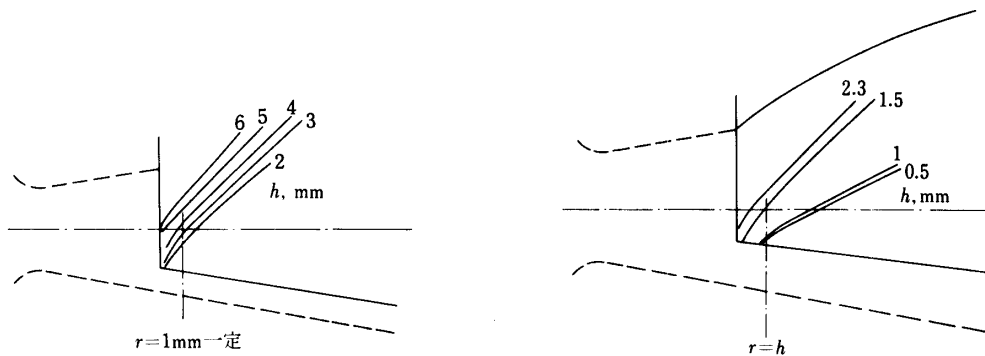


図-7 タングステン棒突出による弓形衝撃波 図-8 タングステン半球体突出による弓形衝撃波

ら明らかな様に、 $\beta$ は $h$ と共に増大する。両突起物形状による $h$ に対する $\beta$ を図-7, 8から読み取って同一平面上にプロットすると図-9を得る。データが稀少で決定的な相関線は引き難いが、同図中に示す様な2本の直線で表わされる相関に有意性が認められる。ここで、いずれの突起物形状に対しても、 $h=2\text{ mm}$ で $\beta \approx 45^\circ$ である。

この様な形状の固体突起物による誘起衝撃波は、その固体形状の対称性から、水平面内の包絡線も上述の鉛直面内包絡線と同じ傾斜角を持つものと推察される。従って、棒状突起ではその先端半球の半径 $r$ で決まる $\beta$ を持ち、その中心軸を含む平面を対称面とする楔型、半球状突起では同様に $r$ で決まる $\beta$ を持ち、半球体の水平面内の中心軸を対称軸とする半円錐型の弓形衝撃波が形成されていると考えられる。SITVCによる等価物体の様に、突起の後流に同じ断面形状を持つ固体が連続していても、この事情は変わらないであろう。

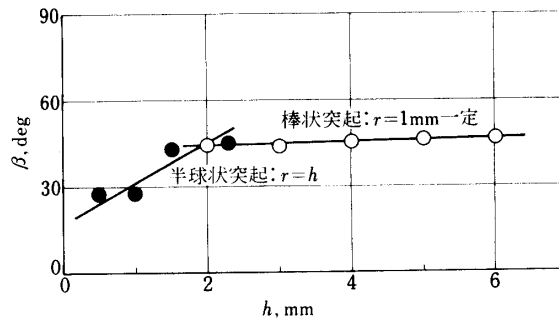


図-9 固体突起物の形状，突出高と衝撃波角の関係

なお，ここでは，SITVCによる半円錐型弓形衝撃波の対称軸はノズル主軸と平行であるという立場を採っている。

SITVCによる横推力は，弓形衝撃波の衝撃波角 $\beta$ と一義的な関係を持つ後流の偏向角 $\theta$ と静圧 $P_s$ および衝撃波面によって囲まれるノズル内壁面の水平面投影面積の大きさによって主として決定されると考えられるから，等価物体の形状は，前面投影面積が等しければ，突出高 $h$ のみが大きい棒状より水平横方向に広がりを持つ半球状の方が有利であることは，上記の観察から容易に理解できる。噴射口直上流に形成されるノズル流の乱流境界層剝離領域の面積も，横推力発生 of 主要因子と言われているが，これについても同様の事が言える。

ちなみに，単純衝撃波理論によれば，

$$\mu \leq \beta \leq \frac{\pi}{2}, \quad \mu = \sin^{-1} \frac{1}{M_\infty} \quad (6)$$

で，供試モータでは，マッハ角 (Mach angle) は $\mu=24.9^\circ$ である。主流の偏角 $\theta$ は， $\beta=66.4^\circ$ で最大値 $\theta_{\max}=32.6^\circ$ となり，このとき $P_s/P_\infty=5.14$ である。言うまでもなく，円錐型もしくはベル型内面形状を持つ実際のノズルでは，衝撃波面とノズル内壁面との相対位置関係により，必ずしも上記 $\theta_{\max}$ に対応する噴射条件が最適ということにはならないが，これらの数値は，SITVCに関して一つの目安と理解を与えるものと言えよう。

以上の事を従来のSITVCに関する知見に照らして言えば，不活性・揮発性液体の2次噴射では，噴射圧を高めて $h$ を大きくしても，大きな横推力の発生は期待できず，揮発性・反応性の液体・気体の2次噴射では，噴射圧を左程高めなくとも効率よく横推力が得られることを意味している。大型固体ロケット・モータのLITVCでよく用いられる複数口2次噴射によって，低い噴射圧で大きな横推力が得られるのも，扁平な等価物体が形成されることによると考えれば，以上の考えを延長することによってよく理解できる。

## 2.2 2次流体噴射による等価物体と誘起衝撃波の可視化実験

小型固体ロケット・モータのノズル流に，実際に2次流体を噴入し，これによって形成される等価物体と誘起衝撃波の形状をシュリーレン光学系によって可視化・観測した。実



表-3 ノズル流可視化実験用2次噴射流体

流 体	水 H <sub>2</sub> O	フレオン113 C <sub>2</sub> Cl <sub>2</sub> F-CClF <sub>2</sub>	酸素ガス O <sub>2</sub>
特 徴	不揮発性液体	揮発性液体	反応性気体
分子量 g/mole	18.016	187.37	31.998
比重量 g/cm <sup>3</sup>	1.0(4℃)	1.565(25℃)	1.429×10 <sup>-3</sup> (標準状態)
沸 点(大気圧)℃	100	47.6	-182.97
気化熱 cal/g	539.8	35.1	51

験に用いた固体ロケット・モータとノズルの形状および2次噴射位置は、前項の実験で用いたものと同一である。噴射流体には、表-3に示す様な、2次噴射流体としての代表的な特徴と物性を持つ、水、フレオン113、酸素ガスの3種類の液体・気体を採用した。

まず、直径  $d_j=0.3\text{ mm}\phi$  の噴射口から、噴射圧を変えて水を2次噴射した時のノズル流シュリーレン写真の代表例を図-10に、この様な光学記録から読み取られる等価物体と弓形衝撃波の鉛直面内包絡線を同一平面に重ねて投影した結果を図-11に示す。

等価物体影像の鉛直面内包絡線の、噴射口を含む水平線からの最大距離をその突出高  $h$  と定義すると、図-11によれば、噴射圧の増加につれて、 $h$  は増加するが衝撃波角  $\beta$  は  $28\sim 29^\circ$  とほとんど変わらず、波面が平行移動するだけである。この挙動は、前項の固体棒状突起による誘起衝撃波のそれと酷似している。このことから、不揮発性液体である水の2次噴射による等価物体の形状は、主に  $d_j$  で決まる板厚を持つ先端・前縁形状が球面・円筒面の平板に近いものと推察される。

シュリーレン写真から読み取った  $h$ 、 $\beta$  の計測値を表-4に示す。同表には、後述のフレオン113、酸素ガスについての同様の計測結果も一括して記載されている。

次に、フレオン113を2次噴射した時のノズル流シュリーレン写真の代表例を図-12に、噴射口径と噴射圧による等価物体と誘起衝撃波の形状の変化の様子を図-13に示す。これらの影像記録から得られる  $h$ 、 $\beta$  の計測値は、表-4に示されている。これらの測定結果は、 $d_j$  によらず噴射圧を増加すると  $h$  のみならず、 $\beta$  も共に増加することを明示している。これは、固体半球状突起による  $\beta$  の挙動とよく似ており、揮発性液体であるフレオン113による等価物体の形状が、鈍頭半円柱状もしくはこれに近いものであることを裏付けている。ちなみに、 $h$  と  $\beta$  の関係を、 $d_j$  をパラメータとして図示すると図-14を得る。図中の2本の相関線の傾きは、いずれも  $14\text{ deg/mm}$  で、この値は、図-9の固体半球状突起による実験値とほぼ等しい。

ところで、LITVCにおける等価物体の突出高が、2次噴射流と主流の運動量の比に依存するという経験的な立場から、

$$h \propto \left[ \frac{\dot{w}_j v_j}{2g} \right] / (\dot{w}_\infty I_{sp0})^m \quad (7)$$

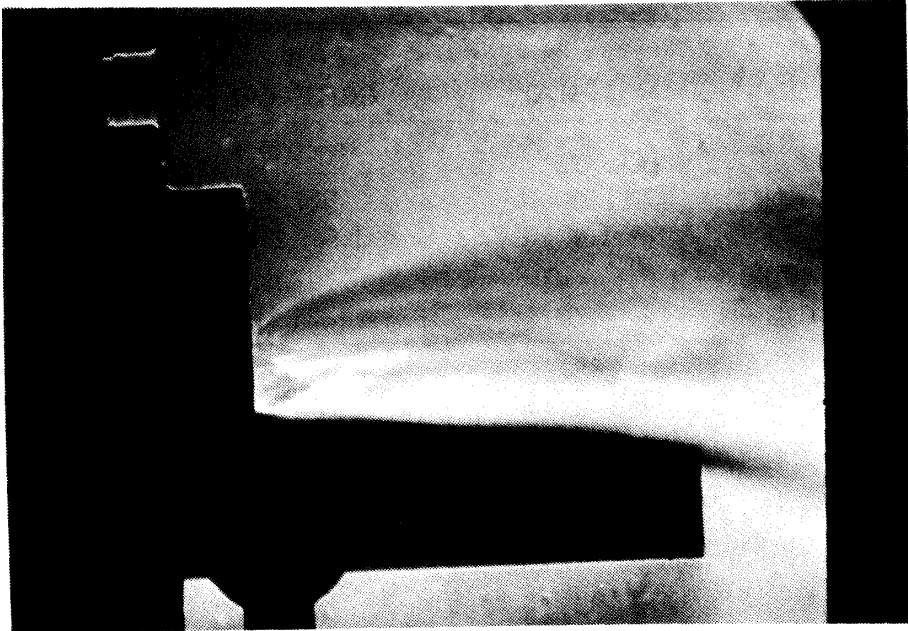


図-10 水2次噴射時のノズル流シュリーレン写真例

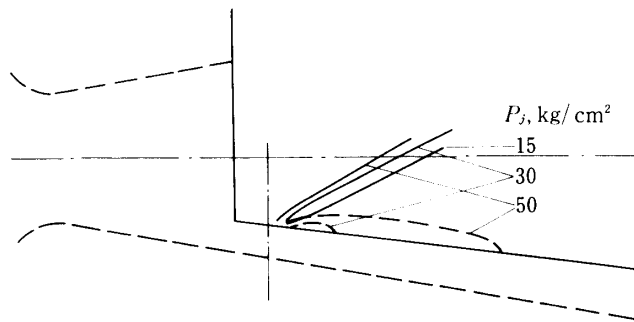


図-11 水2次噴射による等価物体と弓形衝撃波

表-4 SITVC ノズル流可視化実験計測結果

流 体	噴射口径 $d_j$ mm $\phi$	押し 圧 $P_j$ kg/cm <sup>2</sup> gauge	流 量 率 $\dot{w}_j$ g/sec	突 出 高 $h$ mm	衝撃波角 $\beta$ deg	
水	0.3	10.5	3.3	—	28	
		30	5.2	1.7	28	
		50	—	2.4	29	
フレオン113	0.3	10.5	—	—	24	
		30	—	2.1	26	
		49	—	2.5	30	
	0.4	30	3.4	2.3	—	
		40	9.0	2.6	33	
		50	10.1	2.8	33	
	0.6	20	12.1	2.2	21	
		29	14.4	3.0	27	
		40	16.7	3.3	30	
		50	17.8	3.6	34	
	酸素ガス	1.2	8.5	1.2	—	28
			20	3.1	—	34
27			4.8	—	38	
42			8.1	—	41	
1.5		11	4.9	—	34	
		17	7.5	—	39	
		26.5	11.1	—	45	

という相関の存在を予想することができる[17]。ここで、 $v_j$ は噴射液体の流速、 $I_{sp0}$ は供試モータの比推力である。これを書き直せば、容易に

$$h \propto \left( d_j^2 \Delta P_j / \dot{w}_\infty \right)^m \quad (8)$$

という関係式に到達する。ここで、 $\Delta P_j = P_j - P_\infty$ である。

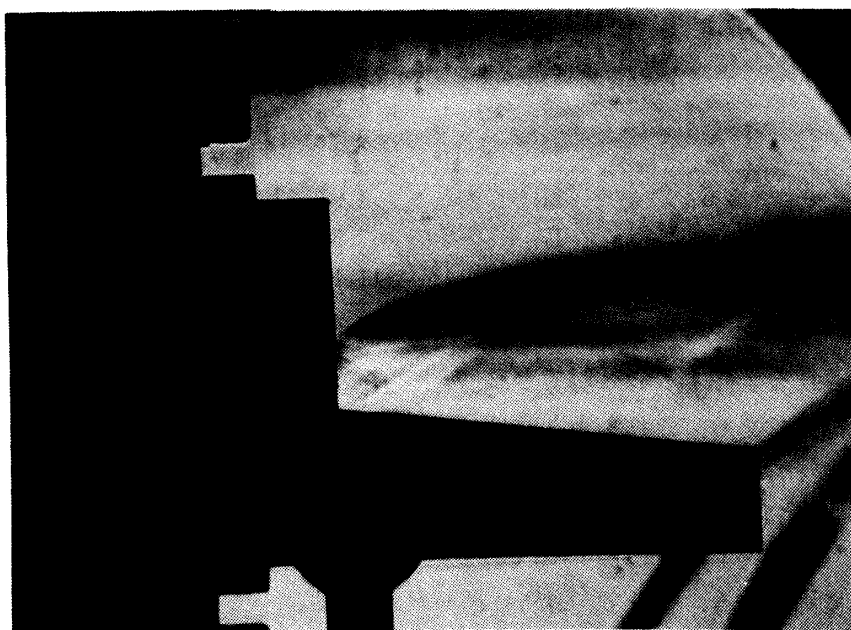
本研究で用いた固体モータでは、その燃焼平坦性から、

$$\dot{w}_\infty = \bar{\dot{w}}_\infty, \quad P_\infty = \bar{P}_\infty; \text{一定} \quad (9)$$

と見做せるから、水およびフレオン113 2次噴射での  $h$  計測値を、 $d_j^2 \Delta P_j$  に対して両対数平面上にプロットすると図-15を得る。同図は、上記の予測を裏付けるもので、相関線の傾きから、フレオン113に対しては、 $m \approx 0.3$ 、水に対してはデータが稀少で断定的には言え



$d_j = 0.6 \text{ mm} \phi$ ,  $p_j = 29 \text{ kg/cm}^2$



$d_j = 0.3 \text{ mm} \phi$ ,  $p_j = 49 \text{ kg/cm}^2$

図-12 フレオン 113 2次噴射時のノズル流シュリーレン写真例

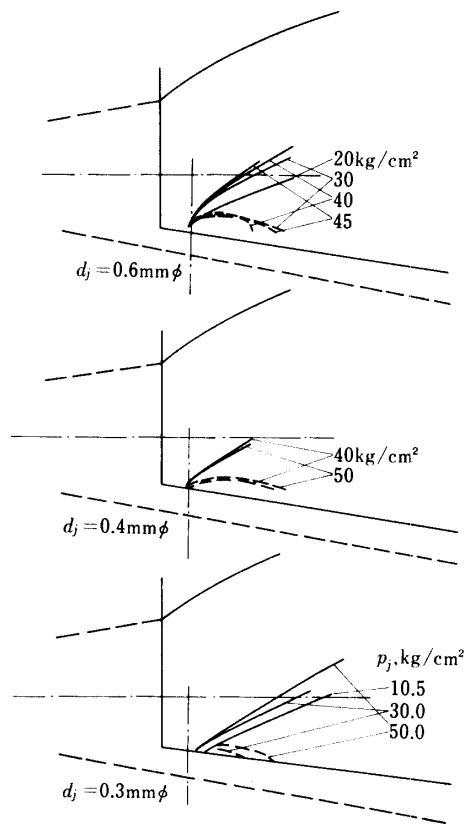


図-13 フレオン 113 2次噴射による等価物体と弓形衝撃波

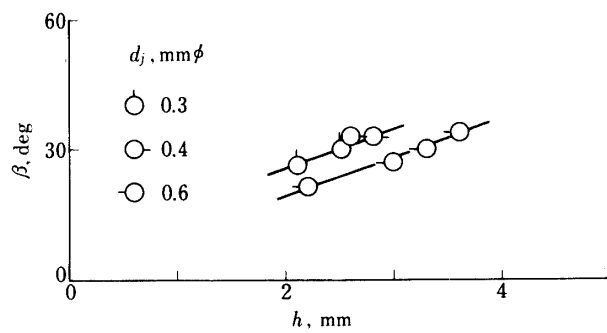


図-14 フレオン 113 2次噴射による等価物体突出高と衝撃波角の関係

ないが、 $m \approx 0.6$ 程度と読み取れる。

一方、 $\beta$ については、様々なプロットを試みた結果、流量密度  $G = \dot{w}_j / \left( \frac{\pi}{4} d_j^2 \right)$  と強い相関を持つことが分った。すなわち、右辺を書き直して、

$$\beta \propto \left[ \left( \frac{\rho_j}{g} \Delta P_j \right)^{1/2} \right]^n \quad (10)$$

という関係が存在する。水、フレオン113の2次噴射における $\beta$ 計測値を  $\left( \frac{\rho_j}{g} \Delta P_j \right)^{1/2}$  に対して両対数平面上にプロットすると図-16を得る。図中の相関線の傾きから、フレオン113に対しては  $n \approx 1$ 、水に対しては言うまでもなく  $n \approx 0$ である。

ここまでの観察で、揮発性液体では、 $d_j$ を拡大しなくとも $\Delta P_j$ を高めて $G$ を大きくすることによって、 $h$ および $\beta$ を同時に増大させることができるのに対して、不揮発性液体では、 $\beta$ が $\Delta P_j$ に対して不感であるため、 $d_j$ を拡大して等価物体の鈍頭半径を増さない限り $\beta$ を有効に増大させることができない、というLITVCに関する特性が知られる。

SITVCにおける横推力 $F_s$ の主要制御因子である弓形衝撃波の水平面への投影面積 $S$ に着目すると、 $h$ の増大は、弓形衝撃波の頂点を等価的に前進させることにより $S$ を増大

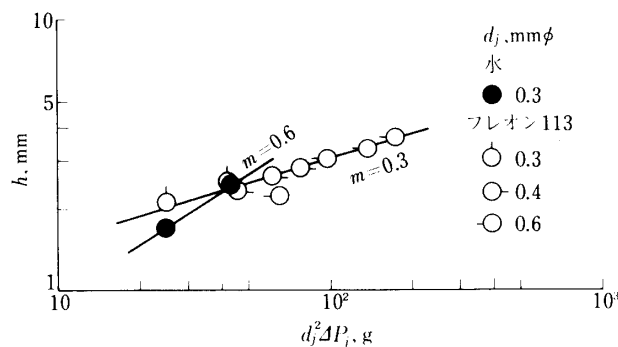


図-15 液体2次噴射による等価物体突出高と運動量の関係

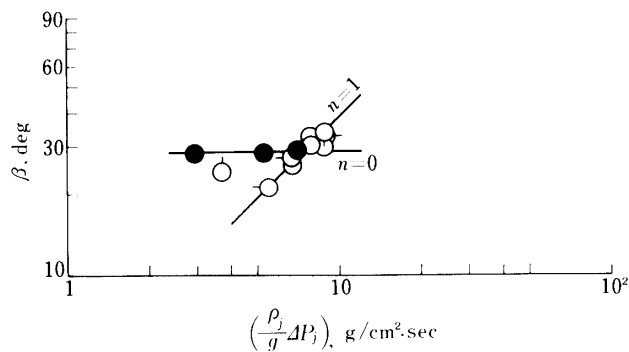
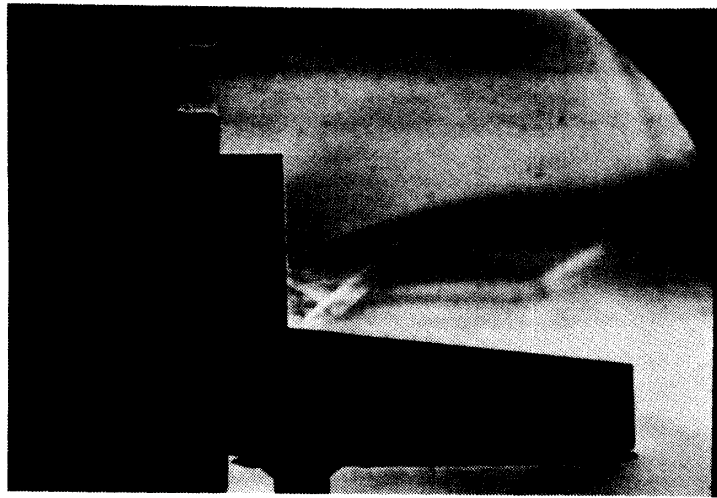


図-16 液体2次噴射における衝撃波角と流量密度の関係



$$d_j = 1.2 \text{ mm } \phi, \quad p_j = 30 \text{ kg/cm}^2$$

図-17 酸素ガス2次噴射時のノズル流シュリーレン写真例

させる効果を持つ。また、 $S$  が近似的に  $\tan \beta$  に比例すると考えれば、ここで観測された  $\beta$  の角度範囲では大雑把に  $\tan \beta \propto \beta$  と見做せるから、 $S$  は  $\beta$  に対して強い線型的な依存性を持つであろう。このことは、LITVC の制御力が、等価物体の突出高  $h$  の挙動を介して運動量比例量  $d_j^2 \Delta P_j$  に、その鈍頭球面半径  $r$  によって決まる衝撃波角  $\beta$  の挙動を介して流量密度および流量率比例量  $d_j^2 (\Delta P_j)^{1/2}$  に強い依存性を持つ。更に噴射流体の特性によって、低揮発性液体では運動量従って  $d_j^2 \Delta P_j$ 、揮発性液体では流量密度従って  $(\Delta P_j)^{1/2}$  により強く依存する傾向を持つことを推測させる。

以上の考察から、LITVC の制御力特性について、不揮発性液体では、 $\Delta P_j$ 、 $d_j$  を大きくして大量の流体を噴射しない限り有意な制御力が得られず、横比推力  $I_{sps}$  は低い；揮発性液体では、小  $d_j$  でも  $\Delta P_j$  を高めることによって効果的に  $F_s$  を発生させることができ、高  $I_{sps}$  が期待できる、という一般的な通性を予見することができる。

最後に、気体2次噴射 GITVC (Gas Injection TVC) の特性を LITVC のそれと比較する目的で、酸素ガス  $\text{GO}_2$  2次噴射時のノズル流可視化実験を行った。シュリーレン写真例を図-17に、弓形衝撃波の形状記録を図-18に示す。なお、 $\text{GO}_2$  2次噴射のシュリーレン写真からは、等価物体の形状が判然と読み取り難かったことと、GITVCにおける弓形衝撃波の形状と  $\beta$  の挙動の重要性に対する予測とから、ここでは、 $\beta$  についてのみ定量化を行った。その結果は、前掲の表-4に示されている。

オリフィス差圧流量計で測定した  $\text{GO}_2$  流量率から流量密度  $G$  を求めて、これに対して  $\beta$  をプロットすると、図-19に見る様に、フレオン113の場合と似たよい相関が認められる。相関線の傾きは、 $n \approx 0.2$  と読み取れる。このことから、 $\text{GO}_2$  2次噴射による等価物体の形状は、揮発性液体の場合に類似した鈍頭半円柱様と考えられる。同図中に示した水およびフレオン113のデータと比較すると、極めて微小な  $G$  で高い  $\beta$  が得られるのがこの場合の特徴である。試験後のノズル2次噴射壁面の観察からも  $\text{GO}_2$  2次噴射では、液体2

次噴射の場合と比較して、弓形衝撃波の水平横方向への顕著な広がりやの痕跡が明瞭に認められた。

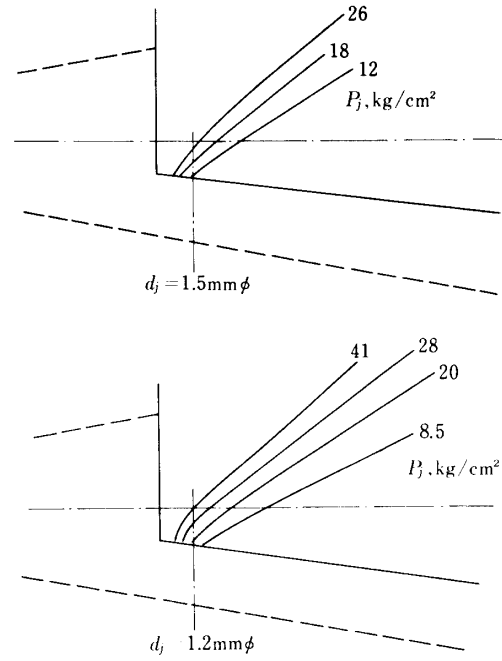


図-18 酸素ガス 2 次噴射における衝撃波角と流量密度の関係

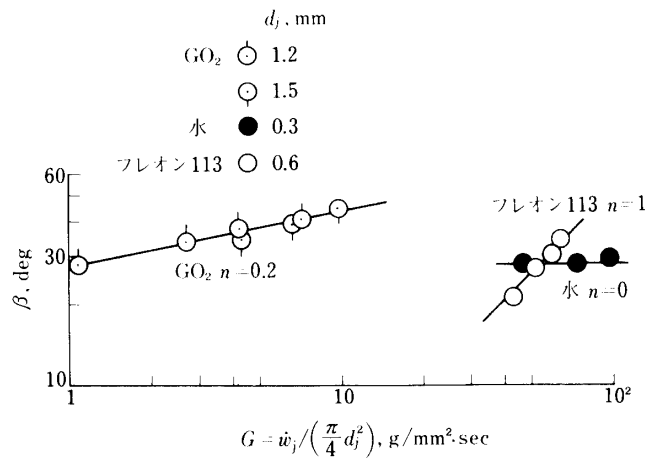


図-19 酸素ガス 2 次噴射による弓形衝撃波



### 2.3 SITVC 制御力特性実験

小型固体ロケット・モータのノズル流に、前項で扱った3種類の代表的2次噴射流体を噴入して、これによって得られる横推力  $F_x$  の噴射条件による変化を調べた。フロン 113 については、2ポート噴射を試み、単一ポート噴射との特性の比較も行った。

供試モータは、前項までのノズル流可視化実験に用いたものとほぼ同規模・同形状のものであるが、推薬には少量のアルミニウム沫を添加して、ノズル主流の特性を実用モータのそれに近づけてある。同推薬の組成と諸特性値を表-5に示す。ノズルは、スロート径7.6 mm、半頂角  $10^\circ$  の円錐型で、噴射面開口比2.42、出口開口比6.93である。モータおよびノズルの概要図を図-20に、それらの性能諸元を表-6に示す。

この実験に用いた2分力推力計測用テスト・スタンドの概要図と外観を図-21に示す。その計測容量は、主推力50 kg、横推力10 kgで、ここでの計測に対しては多少過大気味である。主推力伝達系に挿入された20 kg容量のフレキシシャにより、2分力計測系の機械的相互干渉を除去する機構になっている。横推力計測用ロード・セルからの電圧出力を実単位の換算するには、試験前にノズルの2次噴射口部位に較正荷重を加えて行うイン・プレイス較正によって得られる換算係数を用いて、計測精度の確保を図った。

表-5 SITVC 制御力特性実験用コンポジット推薬

組 成	重量%	AP	76.5
		PE	22.5
		Al	1.0
比 重 量	$\text{g/cm}^3$		1.67
線燃焼速度	$\text{mm/sec}$		6.22 @ $50 \text{ kg/cm}^2$
n 指数	—		0.465
燃 焼 特 性			
断熱火炎温度		K	2545
燃焼ガス平均分子量		$\text{g/mole}$	20.53
燃焼ガス平均比熱比		—	1.228

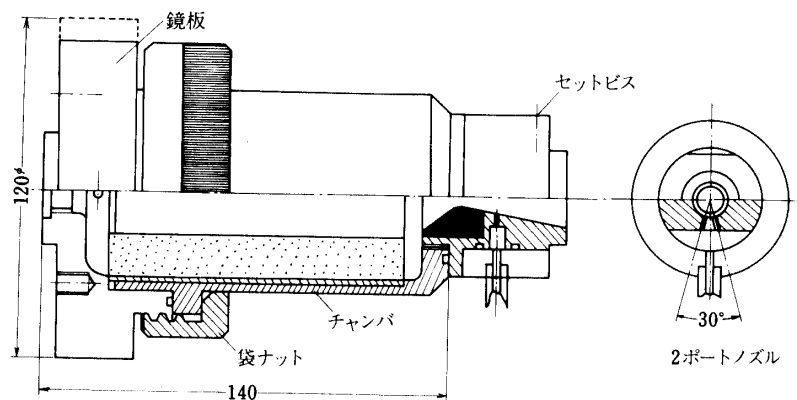


図-20 SITVC 制御力特性実験用モータおよびノズル

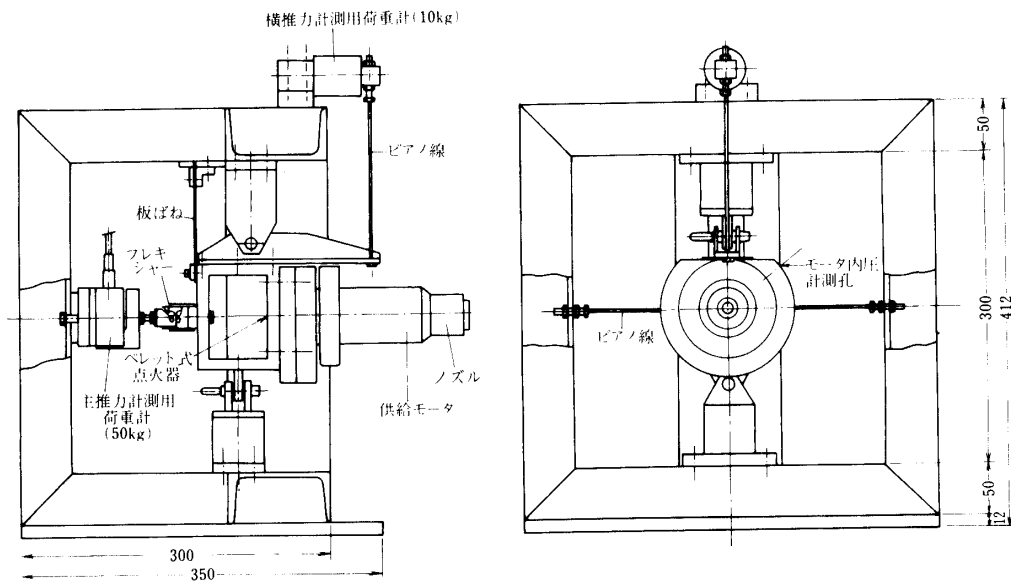
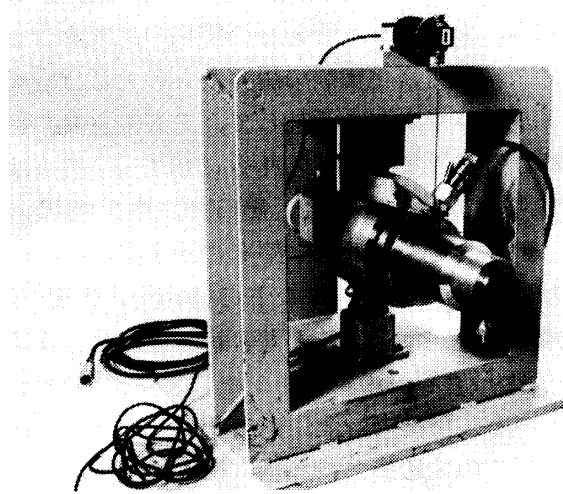


図-21 2分力テスト・スタンド

表-6 SITVC 制御力特性実験用モータ, ノズル性能諸元

推薬量		$W_p$	g	355
ノズル	スロート径	$d_t$	mm $\phi$	7.6
	出口開口比	$\frac{A_e}{A_t}$	—	6.93
平均燃焼室圧		$\bar{P}_c$	kg/cm <sup>2</sup>	34.5
平均推力		$\bar{F}_o$	kg	19.1
有効燃焼時間		$t_{eff}$	sec	3.50
比推力		$I_{sp0}$	sec	188
ノズル主流平均重量流量率		$\bar{\dot{w}}_\infty$	g/sec	101
2次噴射面開口比		$\frac{A_\infty}{A_t}$	—	2.42
平均静圧		$\bar{P}_\infty$	kg/cm <sup>2</sup>	2.98 $\left(\frac{P_\infty}{P_c} = 0.0865\right)$
平均マッハ数		$\bar{M}_\infty$	—	2.25

図-22 に、制御力特性実験における主要計測項目のアナログ・データの一例を示す。噴射流体の流量率  $\dot{w}_j$  の測定は、液体についてはタービン流量計、気体についてはオリフィス差圧流量計によった。この様なアナログ・データから読み取って定量化した TVC 関連諸量の全計測結果を一括して表-7 に示す。

先ず、表-7 に示した様に、水については  $d_j=0.4\text{ mm}\phi$  一定として  $P_j$  のみを変えて、フロン 113 については  $d_j, P_j$  を共に変えて、LITVC 実験を行った。両噴射液体に対する横推力  $F_s$ 、横比推力  $I_{sps}$  計測値を、流量率  $\dot{w}_j$ 、運動量  $M = (\dot{w}_j^2 / 2g\rho_j) / \left(\frac{\pi}{4} d_j^2\right)$  に対してプロットした結果を、図-23, 24 に示す。

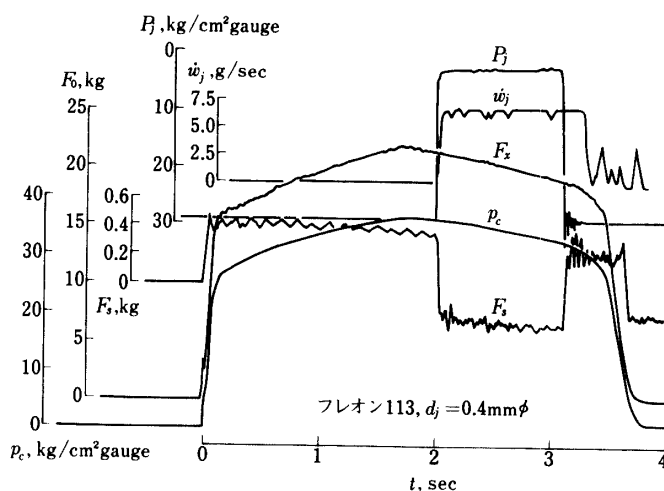


図-22 SITVC 制御力特性実験計測データ例

表-7 SITVC 制御力特性実験計測結果

流 体	噴射口径 $d_j$ mm	押し圧 $P_j$ kg/cm <sup>2</sup> gauge	流量率 $\dot{w}_j$ g/sec	横推力 $F_s$ kg
水	0.4	6.5	2.30	0.06
		11.0	4.00	0.10
		16.0	5.17	0.12
		21.0	6.33	0.15
		31.5	7.67	0.23
フ レ オ ン 113	0.3	10.0	1.81	0.24
		15.0	2.07	0.28
		20.0	2.58	0.31
		30.0	3.36	0.37
		43.0	4.13	0.42
	0.4	9.5	3.62	0.32
		19.5	4.65	0.42
		29.0	6.46	0.56
		44.0	8.27	0.57
	0.5	6.0	2.58	0.30
		10.0	4.39	0.44
		14.0	5.17	0.42
		19.5	6.72	0.56
		29.0	8.27	0.64
	0.6	6.0	4.13	0.33
		9.5	8.01	0.52
		14.5	10.85	0.64
	0.4 (2ポート)	5.0	3.62	0.32
		7.0	5.43	0.48
		11.0	8.53	0.64
酸 素 ガ ス	1.3	10.0	1.56	0.27
		12.5	2.03	0.21
		15.0	2.97	0.20
		20.3	5.15	0.10
		28.9	7.08	0.02

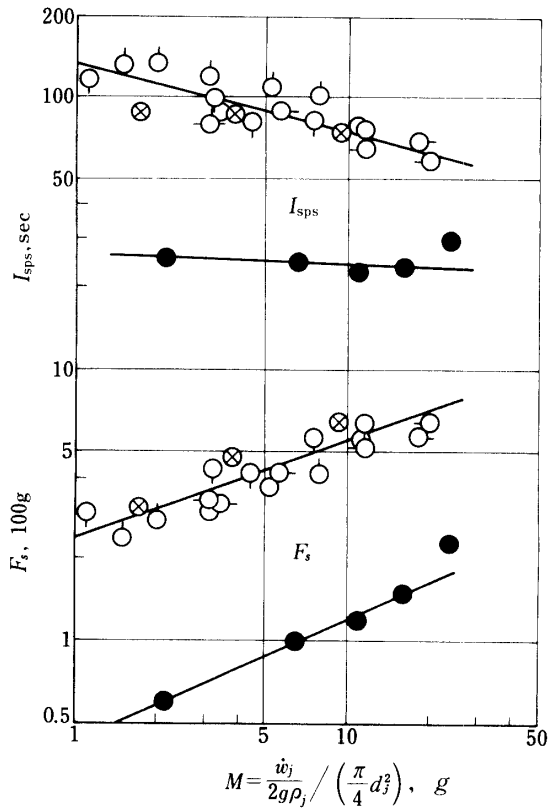


図-23 水, フレオン 113 LITVC 制御力の流量率依存性

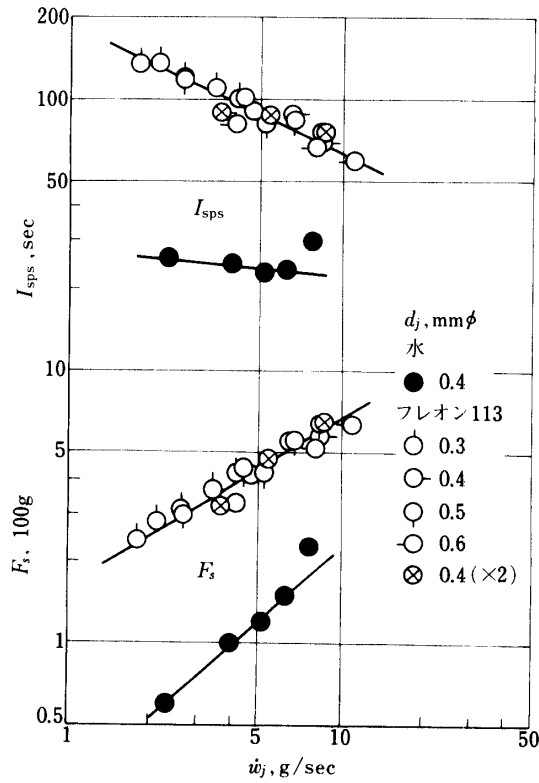


図-24 水, フレオン 113 LITVC 制御力の運動量依存性

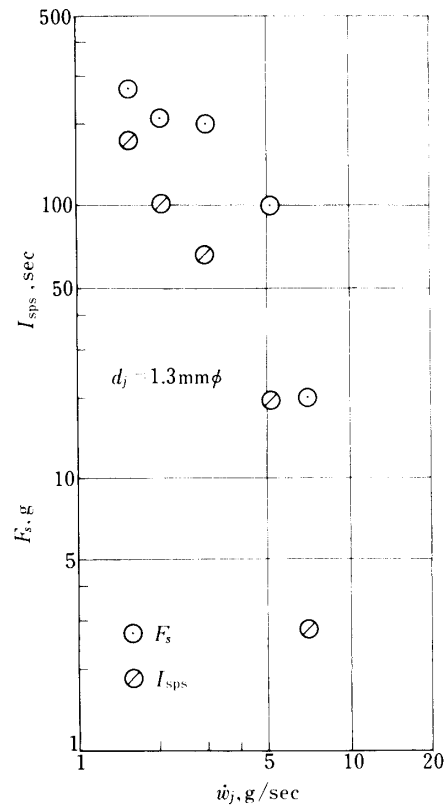


図-25 酸素ガス GITVC の制御力特性

これらの図から、フロン 113 については、 $F_s$ 、 $I_{sps}$  共に  $\dot{w}_j$  との相関の方が  $M$  との相関より優れていることが読み取れる。水については、 $d_j$  を変えたデータを集取していないので、いずれとの相関がより強いかは不明である。いずれにせよ、これらの図は、LITVC では、揮発性液体の方が不揮発性液体より遙かに有利であることを明白に示している。

LITVC の制御力特性に関する前項での現象論的な推察に基づいて言えば、図-24 に見る様に、いずれの液体でも  $F_s$  が強い  $M$  依存性を持つことは、いずれの場合も等価物体の突出高  $h$  が  $F_s$  を決定する主要因子であり、フロン 113 の方が水より  $F_s$ 、 $I_{sps}$  共に高いのは、両者の揮発性の差異によってもたらされる等価物体形状の相違とこれによる衝撃波角  $\beta$  の流量密度  $G$  への依存性の差によるものである、と考えることができる。

フロン 113 の 2 ポート LITVC による  $F_s$ 、 $I_{sps}$  は、ここで試みた実験条件の範囲では、データも限られており、単一口噴射によるデータと比較して有意差は認められない。

$\text{GO}_2$  による GITVC 制御力特性実験は、 $d_j = 1.3\text{mm}\phi$  一定として、 $P_j$  のみを変えて行った。これによる諸計測値は、表-7 に示されている。 $F_s$ 、 $I_{sps}$  を  $\dot{w}_j$  に対してプロットすると図-25 を得る。微小流量域では極めて高い制御力特性を示しながら、 $\dot{w}_j$  の増加につれて、 $F_s$ 、 $I_{sps}$  共に激減している。

$\text{GO}_2$  2 次噴射において、 $\dot{w}_j$  の微小領域で、フロン 113 にも勝る制御力特性が得られるのは、前項までで得られた反応性気体による誘起衝撃波が半円錐形状で、微小流量密度で

液体2次噴射に劣らぬ $\beta$ が得られる、という横推力発生機構の特性によって、よく説明できる。しかし、その後の $\dot{w}_j$ の増加に伴なう $F_s, I_{sps}$ の急激な減少傾向は、図-19に示した、 $\beta \propto G^{0.2}$ という観察結果と一見矛盾する。

ここでの噴射条件に対応する $G$ の値から、同図の相関線を用いて $\beta$ を推定すると、 $28^\circ < \beta < 38^\circ$ と大きい。このため、供試ノズルが小型で、開口角が半頂角 $10^\circ$ と小さいこともあって、 $G$ の増大に伴ない、弓形衝撃波がノズル形状に較べて過大となり、波面とノズル内壁面との交線が最適位置を越えてノズル上半部に達する状態になっていると考えられる。この様な状況では、主流の衝撃波後流の偏角 $\theta$ は頭打ちとなり、高静圧 $P_s$ 域がノズル内面上半部に及び、反射衝撃波の影響も加わって、これらの合力が急速に減少するのは明らかである。以上が、図-25に見る $F_s, I_{sps}$ の減小傾向に対する現象論的説明であるが、同様の現象は、当然液体の2次噴射でも予測される。

この様な現象を誘起する噴射条件が、SITVCの制御力特性の上限を規定する。 $F_s$ の $\dot{w}_j$ 依存性を前提にして言えば、噴射流体の特性が反応性気体から不活性・不揮発性液体に近づく程、この上限を規定する $\dot{w}_j$ は大きくなるであろう。

以上の観察は、GITVCでは小 $d_j$ でより高い制御力特性が得られるという、過去の実験研究の結果[15]とも一致する。反応性気体によるGITVCでは、LITVCと比較して、高圧大容量タンクを必要とする供給系の技術的得失を議論しなければ、より微小流量密度、小流量率で効率のよい制御が可能であると言える。

ここで採り挙げた3種類の代表的な2次噴射流体のSITVC制御力特性データを、表-6に示した供試モータの平均的な推力 $\bar{F}_0$ 、比推力 $I_{spo}$ および流量率 $\bar{\dot{w}}_\infty$ で無次元化して比較図示すると、図-26, 27を得る。

小型固体ロケット・モータを用いた同様の実験[17]で報告されている様な、推力比の流量率比に対する良好な比例関係は、横比推力の変動の小さい水についてしか認められない；

$$\frac{F_s}{\bar{F}_0} = 0.13 \frac{\dot{w}_j}{\bar{\dot{w}}_\infty} \quad (11)$$

フロンでは、比推力比が図-27に見る様に、

$$\frac{I_{sps}}{I_{spo}} \propto \left( \frac{\dot{w}_j}{\bar{\dot{w}}_\infty} \right)^{-0.4} \quad (12)$$

という非線型性を持つため、図-26から強いて読み取られる線型関係；

$$\frac{F_s}{\bar{F}_0} = 0.29 \left( \frac{\dot{w}_j}{\bar{\dot{w}}_\infty} \right) + 0.8 \quad (13)$$

より、図-23から読み取られる

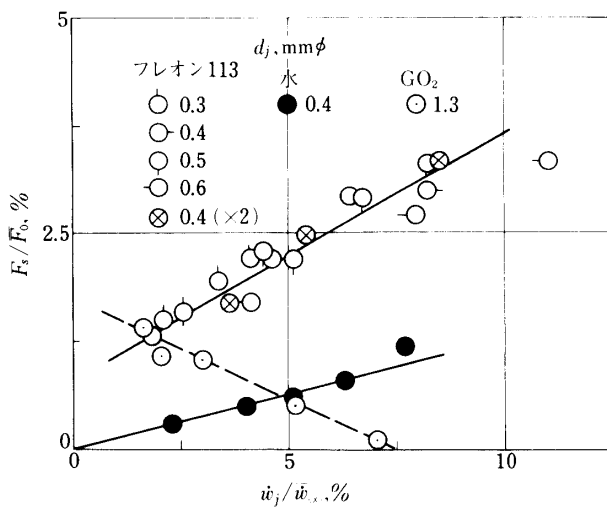


図-26 SITVC 推力比と流量率比の関係

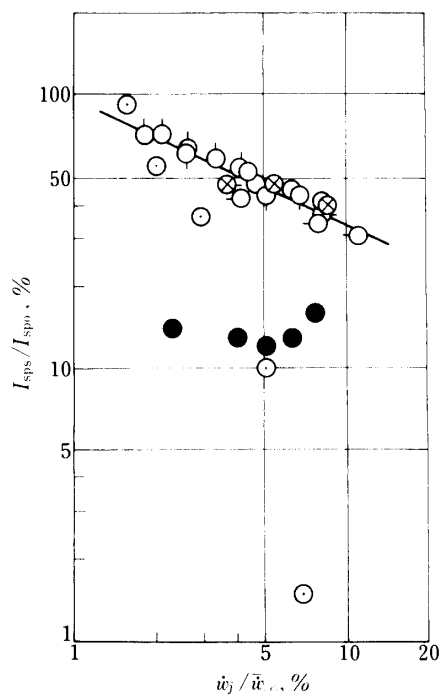


図-27 SITVC 比推力比と流量率比の関係



$$\frac{F_s}{\bar{F}_0} \propto \left( \frac{\dot{w}_j}{\bar{w}_\infty} \right)^{0.6} \quad (14)$$

という相関の方が有意である。

ところで、 $\dot{w}_j \propto (\Delta P_j)^{1/2}$  の関係が存在するから、実用 LITVC で用いられるブロー・ダウン加圧方式では、基本的には、タンク加圧圧力の変動による制御力の変動量は小さい方が望ましく、上記の推力比と流量率比の関係における比例係数は小さい方が有利と言える。一方、 $\dot{w}_j$  を調整して制御力を調節する比例制御 LITVC では、比例噴射弁のピントル・ストローク従って噴射口断面積の調整量に対する制御力の変化率は適度に大きい方が望ましいから、この比例係数はある程度大きい方が有利と言える。従って、前者の観点からは低揮発性の液体が、後者の観点からは揮発性液体が有利であることを、図-26 は示していると考えることができる。この様な意味で、M ロケットの第1段用比例制御 LITVC および第2段用 ON-OFF 制御 LITVC に共通に採用されているフレオン 114 B<sub>2</sub> は、十分な調査・検討の結果選定された適切な噴射流体であると言える。

この様に、ブロー・ダウン加圧方式で ON-OFF もしくは比例制御を行う実用 LITVC システムでは、制御力と流量率の比例関係が良好なことが、安定な姿勢制御を実行する上で望ましいから、上記の比推力比と流量率比の相関式における指数の絶対値は小さい程よい。ちなみに、フレオン 113 に対する実験値 0.4 に対して、フレオン 114 B<sub>2</sub> を用いた実機 LITVC では、0.3 程度である [6]。

GO<sub>2</sub> 2次噴射については、噴射条件の設定不適により、有意な流量率比の領域での制御力特性データが得られなかったが、図らずも、その上限での挙動が捕捉されたことから、GITVC における流量率比可変域が LITVC と較べて極めて狭いことが明らかになった； $\dot{w}_j/\bar{w}_\infty < 3\%$ 。図-26, 27 に見る通り、GO<sub>2</sub> GITVC によれば、小  $d_j$  で  $G$  を大きくすることによって、微小流量率ではフレオン 113 に勝る制御力特性が得られるが、上記流量率比可変域の狭隘さのために、制御力の最大値ではフレオン 113 に劣る。

### III. 結 論

小型固体ロケット・モータを用いた一連の組織的な実験研究により、SITVC における横推力発生機構とその制御力の基本的な特性に関して、以下に逐次的に述べる様ないくつかの成果と結論が得られた。

(i) SITVC に伴うノズル流内の複雑な現象を光学的に観測するのに、シュリーレン撮像法は、固体ロケット・モータの燃焼ガス高温主流に対しても有力な手段である。

(ii) 液体 2 次噴射による等価物体は、不揮発性液体では棒状もしくは直立平板状、揮発性液体では半球状もしくは鈍頭半円柱状の形状を持ち、その突出高  $h$  は、噴射流体の運動量に依存し；

$$h \propto M^m, \quad M \propto d_j^2 \Delta P_j \quad (15)$$

指数  $m$  は、揮発性が高い程小さい；

$$m = \begin{cases} \sim 0.6 : \text{不揮発性液体 (水)} \\ \sim 0.3 : \text{揮発性液体 (フレオン 113)}. \end{cases}$$

これによって誘起される弓形衝撃波の衝撃波角  $\beta$  は、流量密度に依存し；

$$\beta \propto G^n, \quad G \propto \left( \frac{\rho_j}{g} \Delta P_j \right)^{1/2}, \quad (16)$$

不揮発性液体では、噴射口径を決めると流量密度によって殆んど変わらず、揮発性液体では、噴射口径によらず流量密度に一義的に依存する；

$$n = \begin{cases} \sim 0 : \text{水} \\ \sim 1 : \text{フレオン 113}. \end{cases}$$

(iii) LITVC による制御力特性は、噴射流体の揮発性が高い程高く、運動量および流量率に強い依存性を持つ。等価物体形状の相違により、不揮発性液体では運動量に、揮発性液体では流量密度により強く依存する。

横比推力は、流量率に対して、

$$I_{sp_s} \propto \dot{w}_j^{-q} \quad (17)$$

の依存性を持ち、揮発性が低い程  $q$  は小さい；

$$q = \begin{cases} \sim 0 & : \text{水} \\ \sim 0.4 & : \text{フレオン 113}. \end{cases}$$

従って、不揮発性液体では、横推力は流量率に比例し、

$$F_s = k \dot{w}_j, \quad k = \sim 0.1 : \text{水} \quad (18)$$

揮発性液体では、(17) により、

$$F_s \propto \dot{w}_j^u, \quad u = \sim 0.6 : \text{フレオン 113} \quad (19)$$

の関係がある。

(iv) 気体 2 次噴射による弓形衝撃波の形状とその衝撃波角  $\beta$  の挙動は、揮発性液体によるそれと類似している。上記(16)において、

$$n = \sim 0.2 : \text{酸素ガス}.$$

GITVC は、LITVC と較べて、極めて微小な流量密度で高い  $\beta$  を実現でき、小流量率で高い制御力特性を得ることができ、弓形衝撃波が過大となって制御力が急速に低下する限界流量率が小さい、という特徴を持つ。

以上により、SITVC 特に LITVC について、その制御力発生 of の仕組みと、噴射流体の特性と噴射条件が制御力特性に与える影響について、基本的な性質が明らかになった。実機の LITVC についても、規模の違い、複数口噴射、噴射弁ペア噴射等の条件の相違に注意を払う必要はあるが、基本的な特性は左程変わらないと考えられるから、ブロー・ダウン加圧方式、比例制御による制御力特性の変化について、ここで扱ったと同様のパラメータと整理の仕方によって見直すことにより、より一義的で、一般性のある経験則を導びくことが

できるものと期待できる。

この様な観点から、現在、宇宙科学研究所が開発を進めている M-3SII ロケットの第 1 段用比例制御 LITVC および第 2 段用 ON-OFF 制御 LITVC について、各段モータの地上燃焼実験のデータを基に、それらの制御力特性と噴射条件との関係を解析する計画を進めており、その結果は、M-3SII の姿勢・軌道制御の立案に役立つばかりでなく、同 LITVC システムの一層の改善の方向についても示唆を与えるものとなる。

#### IV. 後 記

小型とは言え、1 点のデータを得るために最低 1 基の固体ロケット・モータを製作し、燃焼させる必要のあった本実験研究において、本文で活用し得た有意なデータを得るために消費したモータの総数は、実に百を越えた。留学生としての期間的制約の中で、供試モータの製作と実験実務を担当した一方の筆者にとって、それは相当の激務であった。研究成果の評価に当って、実験データの不足と、それによる結論の不確定さについては、この点を勘案して許容されたい。

研究の遂行に当っては、終始、秋葉鎌二郎教授の懇切な指導を頂いた。実験実務については、観測部・安田誠一技官、小林清和技官、技術部・荒木哲夫係長、橋本保成技官および秋葉研究室大学院生・土井隆雄氏、山本洋一氏の協力を得た。ここに特記して、謝意を表する。

#### 参 考 文 献

- [ 1 ] Brinsmade, A., "Thrust vector control", *Solid Rocket Technology* (ed. by Shorr, M., and Zaehring, A. J.), John Wiley & Sons Inc. 209-236 (1967)
- [ 2 ] NASA CR-72727, TWR-4037, "Thrust vector control (TVC) system study program", Final report (1970)
- [ 3 ] 秋葉鎌二郎, 長友信人, 東口 実, 高野雅弘, 橋本保成, 中村 巖, 二宮一芳, 土井恒美, 渡辺良一, 島野邦雄, 「M-3C TVC 装置について」東京大学宇宙航空研究所報告, 第 14 卷, 第 1 号(B), 117-157 (1978)
- [ 4 ] 秋葉鎌二郎, 東口 実, 高野雅弘, 川島 隆, 中村 巖, 二宮一芳, 渡辺良一, 島野邦雄, 島田比古一, 田中健司, 「M-3H TVC 装置について」東京大学宇宙航空研究所報告, 第 16 卷, 第 1 号(B), 261-270 (1980)
- [ 5 ] Mori, D., Nomura, T., Hayashi, T., Akiba, R., and Ninomiya, K., "Recent development of scientific satellites and their launch vehicles", *Acta Astronautica* 7, 933-952 (1980)
- [ 6 ] 秋葉鎌二郎, 「LITVC 特性についての考察」日本航空宇宙学会誌, 第 22 卷, 第 247 号, 383-389 (1974)
- [ 7 ] Wu, J.-M., Chapkis, R. L., and Mager, A., "Approximate analysis of thrust vector control by fluid injection", *ARS J.* 31, 1677-1685 (1961)
- [ 8 ] Broadwell, J. E., "Analysis of the fluid mechanics of secondary injection for thrust vector control", *AIAA J.* 1, 1067-1075 (1963)
- [ 9 ] Karamcheti, K., and Hsia, H. T.-S., "Integral approach to an approximate analysis of thrust vector control", *AIAA J.* 1, 2538-2544 (1963)

- [10] Hsia, H. T.-S., "Equivalnce of secondary injection to a blunt body in supersonic flow", AIAA J. 4, 1832-1834 (1966)
- [11] Charwat, A. F., and Allegre, J., "Interaction of a supersonic stream and a transverse supersonic jet", AIAA J. 2, 1965-1972 (1964)
- [12] Zukoski, E. E., and Spaid, F. W., "Secondary injection of gases into a supersonic flow", AIAA J. 2, 1689-1696 (1964)
- [13] Hsia, H. T.-S., Seifert, H. S., and Karamcheti, K., "Shock induced by secondary fluid injection", J. Spacecraft 2, 67-72 (1965)
- [14] Yamanaka, T., "Shock waves in a conical nozzle supersonic flow", Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 10, No. 16, 1-10 (1967)
- [15] Kolpin, M. A., and Horn, K. P., "Study of penetration of a liquid injectant into a supersonic flow", AIAA J. 6, 853-934 (1968)
- [16] Schetz, J. A., "Interaction shock shape for transverse injection in supersonic flow", J. Spacecraft. 7, 143-149 (1970)
- [17] Green, C. T., and McCullough, F. Jr., "Liquid injection thrust vector control", AIAA J. 1, 573-578 (1963)
- [18] Walker, R. E., and Shandor, M., "Influence of injectant properties for fluid-injection thrust vector control", J. Spacecraft 1, 409-413 (1964)
- [19] Sehgal, R., and Wu, J.-M., "Thrust vector control by liquid injection into rocket nozzles", J. Spacecraft 1, 545-551 (1964)
- [20] Zeamer, R. J., "Thrust vector control by liquid injection for solid propellant rocket", AIAA Paper No. 75-1225 (1975)
- [21] 郭充五, 「LITVCにおける Jet Penetration Height に関する実験」昭和 56 年度宇宙輸送シンポジウム, 123-132 (1981)