

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-458

高膨脹ノズル内の液体二次噴射推力方向制御

升谷五郎・鎮西信夫・石井進一  
工藤賢司・小室智幸

1976年5月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 高膨脹ノズル内の液体二次噴射推力方向制御\*

升谷五郎\*\*・鎮西信夫\*\*・石井進一\*\*  
工藤賢司\*\*・小室智幸\*\*

## Liquid Injection Thrust Vector Control in High Expansion Rocket Nozzles

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

### ABSTRACT

This paper describes an experimental study conducted on LITVC in high expansion rocket nozzles utilizing a 3kN thrust solid rocket motor. The nozzles were 15° conical. Freon 114B2, 70% strontium perchlorate/water solutions and 90% hydrogen peroxide were used as the injectant. More than thirteen different combinations of nozzle expansion ratio and injection location were tested with each injectant. All firings were conducted at the Rocket Engine High Altitude Test Facility of NAL. Main thrust, side force and yaw moment were measured by the four component thrust stand, after which the point of action of side force and main thrust augmentation were calculated. The performance of LITVC was evaluated by the moment about the center of gravity of a rocket. The effects of injectant, nozzle expansion ratio, injection location and location of the center of gravity of a rocket were illustrated.

### 1. まえがき

ロケット・モータのノズルの超音速部に二次流体を噴射して推力の方向を変化させる二次噴射推力方向制御 (SITVC) は主にモータ全体をジンプルさせることがむずかしい固体ロケットに対して実用化されている。

SITVC の性能は二次流体の種類、ノズルの膨脹比、噴射流量、噴射位置、噴射孔形状など多くの噴射パラメータの影響を受ける。二次流体として液体を用いた場合 (LITVC) には噴射孔の下流で噴射剤の蒸発によって大きな制御力が生ずることが知られている。しかし下流部で発生する制御力が種々の噴射パラメータによって、どのように変化するかについての十分な知見はまだ得られていない。すなわちこれまで公表されている燃焼実験は大気圧環境下で行われたノズル膨脹比の低いモータを用

いたもの<sup>1)~3)</sup>が多く、二・三の高膨脹ノズルを用いた実験<sup>3), 4)</sup>においてもノズル膨脹比や噴射位置を広範囲に変えた場合の影響は論じられていない。

一方理論的な取り扱いにおいても、流れは衝撃波-境界層の干渉、噴射剤の微粒化・蒸発・分解、主流と噴射剤の化学反応そしてノズル壁面における衝撃波の3次元反射など多くの複雑な要素を含むため、これらの要素を簡単なモデルとして取り扱ういくつかの方法<sup>2), 5)~7)</sup>が提案されているが、いずれの方法も広範囲な噴射パラメータの変化に対して適用することはできない。

さらにこれまでSITVCの制御性能の評価は主に発生した横推力の大きさのみで行われてきた。しかし実際にはこの横推力によってロケット全体の重心まわりにどれだけのモーメントを発生させるかということが最も知りたい情報である。これを知るためにはモータ側の性能として横推力に加えて、横推力の着力点位置を知っていれば十分である。この二つの性能を知っていれば、そのモー

\* 昭和51年3月22日 受付  
\*\* 角田支所

タを組み込んだ際のロケット全体の重心位置および推進薬の消費に伴う重心の移動を知ることにより、最も重要な制御力である重心まわりのモーメントは直ちに評価することができる。

本報告は上段モータ用高膨脹ノズルでLITVCを行う際に二次噴射剤、噴射位置およびノズル膨脹比が制御力特性に与える影響を調べるために行われた一連の実験の結果について述べるものである。この際制御力の評価は横推力と着力点位置により行ない、さらにその二つを用いて重心まわりのモーメントに関する評価も行なったものである。また二次噴射によって生ずる主推力のわずかな増加に関する結果も示されている。

### 記号

$A_*$	: ノズル・スロート面積
$C_F$	: 推力係数 ( $= F_z / (A_* p_c)$ )
$d_i$	: 噴射孔直径
$d_*$	: ノズル・スロート直径
$F_s$	: 横推力
$F_z$	: 主推力 (真空換算値)
$I_{sp_s}$	: 横比推力 ( $= F_s / \dot{w}_i$ )
$I_{sp_z}$	: ロケット比推力 ( $= F_z / \dot{w}$ )
$L$	: ノズル円錐の仮想頂点から横推力の着力点までの距離 ( $= M_a / F_s$ ) (図7参照)
$L_{cg}$	: ノズル円錐の仮想頂点からロケット全体の重心までの距離 (図7参照)
$M_a$	: ノズル円錐の仮想頂点まわりのヨー・モーメント
$M_{cg}$	: ロケット全体の重心まわりのヨー・モーメント
$\dot{w}$	: 推進薬重量流量
$\dot{w}_i$	: 二次噴射剤重量流量
$p_c$	: 燃焼室圧力

$p_i$	: 二次噴射圧力
$\alpha$	: ノズル円錐の半頂角
$\Delta F_z$	: 主推力増加
$\epsilon_e$	: ノズル出口膨脹比
$\epsilon_i$	: 噴射位置膨脹比

### 添字

1	: 噴射停止直前の10データの平均値
2	: 噴射停止直後の10データの平均値
$MM$	: ロケット全体の重心まわりのモーメント最大
$M_s$	: 横推力最大

## 2. 実験装置

実験は主推力  $F_z$  が約 3 kN の小型固体ロケット・モータを用いて行なった。推進薬はアルミニウム粉末を16%含むコンポジット系で、燃焼室圧力  $p_c$  はほぼ一定で約 4 MN/m<sup>2</sup> である。このときのロケット比推力  $I_{spz}$  は、ノズルの膨脹比  $\epsilon_e$  の変化により、260~290 秒程度変化した。

ノズルはスロート直径  $d_*$  が 23.2 mm で、半頂角  $\alpha$  が 15° の円錐型ノズルを用いた。二次噴射剤としてはフレオン 114 B2, 70% 過塩素酸ストロンチウム水溶液および90% 過酸化水素の3種類の液体が用いられた。各噴射剤に対してそれぞれ13個以上の異なったノズル出口膨脹比  $\epsilon_e$  (8~70) と噴射位置膨脹比  $\epsilon_i$  (3~14) の組み合わせを持つノズルで実験が行なわれた。

二次噴射孔は単孔でノズル中心軸に対して垂直にあげられた。噴射孔径  $d_i$  は大部分 1.0 mm であったが、フレオン 114 B2 と 70% 過塩素酸ストロンチウム水溶液を噴射剤として用いた実験の一部では 0.7 mm または 1.7 mm の孔径も用いられた。噴射剤、ノズル膨脹比、噴射位置および噴射孔径の組み合わせの詳細は表1に示されている。ノズルおよび二次噴射ポートを取り付けたモータの概観を図1に示す。

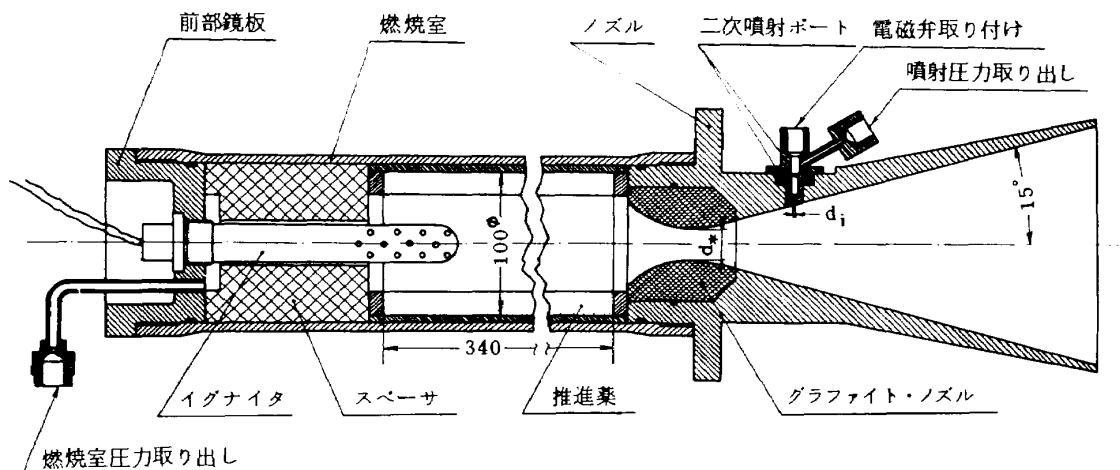


図1 供試モータおよびノズル

図2に実験装置全体の系統配置を示す。二次噴射剤は約  $4\text{MN/m}^2$  に調圧された窒素ガスによって加圧されている。二次噴射剤タンクと電磁弁の中間にタービン流量計を取り付けて噴射剤の流量  $\dot{w}_i$  を測定した。なお一部の実験(実験番号 2532 以降)ではタービン流量計が故

障したため、流量は電磁弁と二次噴射ポートの間で測定した噴射圧力  $P_i$  によって決定された。

図3に推力の測定に用いた 0.3S スラスト・スタンドの概略を示す。このスタンドは前後にフレキシアが取り付けられた7個の計測用ロードセルによって主推力、横

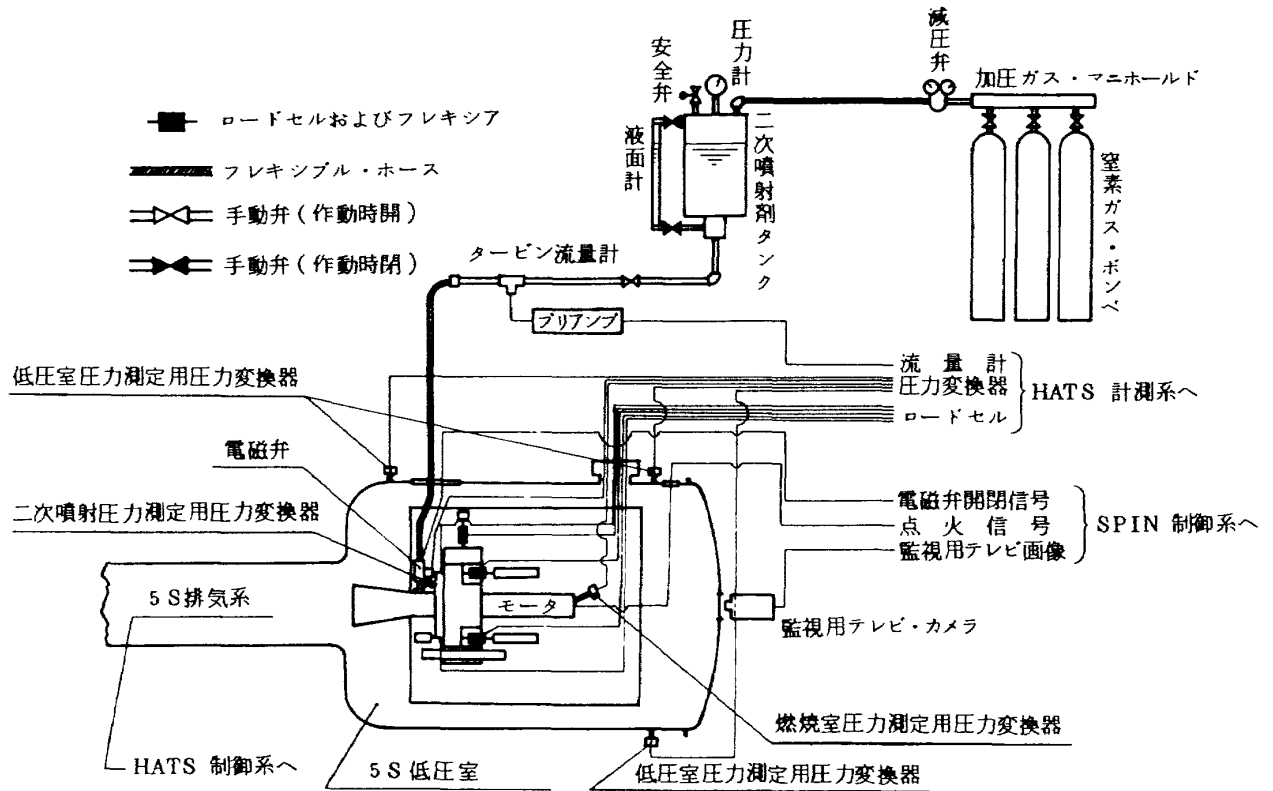
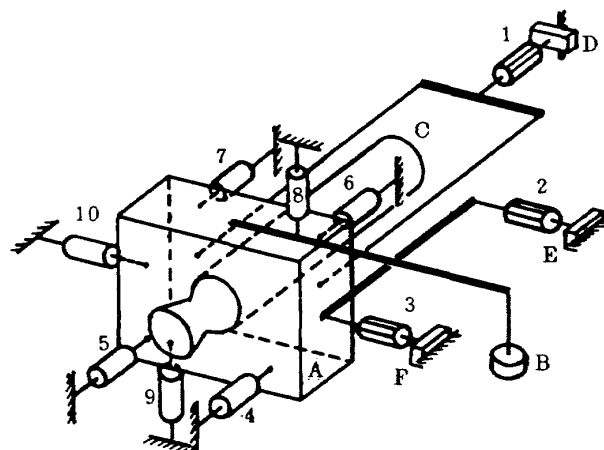


図2 実験装置の配置



- |                    |             |                 |
|--------------------|-------------|-----------------|
| A: キーストン           | 校正用ロードセル    | 計測用ロードセル        |
| B: ロール・モーメント校正装置   | 1: 主推力      | 4, 5: 主推力および    |
| C: ロケット・モータ        | 2: ヨー・モーメント | 6, 7: ヨー・モーメント  |
| D-F: 校正用スクリュー・ジャッキ | 3: 横推力      | 8, 9: ロール・モーメント |
|                    |             | 10: 横推力         |

図3 スラスト・スタンドの概略

推力、ヨー・モーメントおよびロール・モーメントの測定を行なうことができる横型4分力スラスト・スタンドである。今回の実験ではロール・モーメントの測定は行わず、他の3つの分力を測定するのに必要なロードセル4~7および10の出力が計測された。このスラスト・スタンドには2つの特徴がある。その第1はロケット・モータがキーストンのみで固定され、そして全ての計測用ロードセルもまたキーストンに取り付けられているということである。第2はヨー・モーメントの測定が主推力の測定にも使われる4~7の4個のロードセルによって行なわれているということである。これらの4個のロードセルはロケット・モータに対称に取り付けられているので、ヨー・モーメントによってそれぞれのロードセルにかかる力の大きさは等しい。しかしその力の向きは4, 6と5, 7とでは逆向きとなる。各ロードセルの出力は主推力の4分の1にこの力が付け加えられ、あるいは差し引かれた値となる。さらにロードセルはモータに近い位置に取り付けられている。これはヨー・モーメント全体としての測定精度の向上を目的として「短い腕と大きな力」の組み合わせとすることを考えられたものである。すなわち機械工作上的寸法精度はかなり小さい長さに対しても高めることができるが、ロケット・モータ燃焼時の推力測定でヨー・モーメントにより生ずる力がロードセルの測定レンジに比べて小さい場合には高精度な測定は期待できないからである。0.3S スラスト・スタンドの測定レンジと精度は次の通りである：主推力  $7\text{ kN} \pm 0.15\% \text{ F.S.}$ 、横推力  $600\text{ N} \pm 0.3\% \text{ F.S.}$ 、ヨー・モーメント  $180\text{ Nm} \pm 0.8\% \text{ F.S.}$ 、ロール・モーメント  $20\text{ Nm} \pm 0.4\% \text{ F.S.}$ 。

実験は全て航空宇宙技術研究所角田支所ロケット・エンジン高空性能試験設備(HATS)<sup>8)</sup>を用いて低圧環境下で行なわれた。すなわちHATS 5S 排気系が作動して低圧室圧力が約  $4\text{ kN/m}^2$  以下になった後点火系タイマーを始動させ10秒後にモータに点火した。モータは点火後約3秒間定常燃焼を持続した後、約1.5秒間のスライバ期を経て燃焼を終了した。一方、二次噴射系は点火と同時に電磁弁が開き、2秒後に閉じるように設定された。排気系は燃焼終了後約15秒間作動を続けた後停止した。定常燃焼中は低圧室圧力が常に約  $2\text{ kN/m}^2$  以下に保たれており、ノズル内の流れははく離していない。

### 3. 計測およびデータ処理

#### 3.1 概要

計測項目はロードセル4~7および10、燃焼室圧力、噴射圧力、低圧室圧力(3ヶ所)およびタービン流量計

である。これらの出力は2つに分岐され、一方はアナログ出力のまま電磁オシログラフに接続されモニターに用いられた。他の一方は DATA-C-7000 により A/D 変換されサンプリング速度  $100\text{ DATA/sec/CH}$  でデジタル磁気テープに記録された。この磁気テープは角田支所中央データ処理設備の中型電子計算機 TOSBAC-3400 で処理された。

#### 3.2 校正

校正用ロードセルの単体校正は標準荷重をかけた時の出力をデジタル・ボルトメータで読み取って行なわれた。計測用ロードセルの校正はスラスト・スタンドに取り付けた状態でスクリュウ・ジャッキによって荷重をかけて行なわれた。荷重の大きさは校正用ロードセルの出力から決定された。主推力、横推力およびヨー・モーメントの単独の校正に加えて、主推力が他の計測用ロードセルに与える影響も調べられた。この影響はデータ処理の際考慮された。計測用ロードセルは各燃焼実験の前に校正用ロードセルを用いて校正値に変化のないことが確認された。なお校正用ロードセルは燃焼の際は取りはずされる。

タービン流量計の校正は二次噴射系の電磁弁の先に孔径  $1.0\text{ mm}$  又は  $1.7\text{ mm}$  のオリフィスを取り付け、噴射液として70%過塩素酸ストロンチウム水溶液および水を用いて約  $4\text{ MN/m}^2$  に加圧し、10~30秒間噴射した時の体積流量と出力を比べて行なわれた。フロン 114B2 および90%過酸化水素に対しては水を用いて得られた校正結果が使われた。

噴射圧力から噴射剤流量を決定する際の校正方法としては、まず燃焼時にタービン流量計と噴射圧力が同時に測定されたノズルを用いて大気圧を背圧として噴射を行ない両者の流量の差から燃焼時の各噴射位置における有効背圧を決定した。次に各ノズルを大気圧環境下で実際の噴射剤(ただし90%過酸化水素は危険性があるため水で代用した)を用いて校正実験を行なって有効噴射孔断面積を決定した。

#### 3.3 データ処理

全てのデータが校正値を用いて物理量に換算された後、必要な定常性能が算出された。主推力  $F_z$  は4~7のロードセルの出力の総計に低圧室圧力に対応する補正量を加えて真空中の推力とした。この真空換算主推力を燃焼の開始から終了まで積分した量を推進薬重量で割ってロケット・モータの比推力  $I_{sp}$  を決定した。各時間の推進薬流量  $\dot{w}$  はその時間の主推力をロケット比推力で割って得られる値とした。横推力  $F_y$  はロードセル10の出力に、主推力の大きさに比例する干渉量の補正を行なって得られ

た。ヨー・モーメントはロードセル4, 6と5, 7との出力の差とこれらの取り付け位置の間隔から決定された。ヨー・モーメントを横推力で割ることによって着力点位置が決定された。

二次噴射の定常性能として主推力, 横推力, 着力点位置, 噴射剤流量, 推進薬流量などが噴射開始後1.8~1.9秒の10個のデータの平均値として算定された。これは点火時の主推力の変動と噴射開始時の噴射剤流量の変動がおさまり, 作動状態を定常的とみなすことができる時点を経電磁オシログラフのアナログ出力から判断して決定した時間である。

二次噴射による主推力増加  $\Delta F_z$  はその大きさが主推力に比べて小さいために, 燃焼室圧力の変化に伴う主推力

の変化分と区別するのがむずかしい場合がある。そこで今回のデータ処理では主推力増加は二次噴射停止前後の推力係数  $C_F$  の差に停止前の燃焼室圧力とノズル・スロート面積をかけて得られた。すなわち

$$\Delta F_z = A_* P_{c1} (C_{F1} - C_{F2}) \quad (1)$$

二次噴射停止前後の主推力, 推力係数などの変化の一例を図4に示す。図から明らかなように推力係数は二次噴射停止時にほぼステップ状に変化し, それ以前およびそれ以後の変化は主推力の変化に比べてはるかにゆるやかである。なお噴射停止直後の数個のデータは電磁弁を閉じた後噴射ポートに残った噴射剤の影響を受けるため推力係数  $C_{F2}$  の算定には使われなかった。

#### 4. 結果と考察

##### 4.1 ノズル出口膨脹比の影響

ノズル出口膨脹比  $\epsilon_e$  のみを変化させ, 他の噴射条件を固定した場合の横比推力  $I_{sp}$  の変化を図5に示す。この図には筆者らがさきに今回と同様の噴射条件で行なった大気圧環境下での燃焼実験<sup>2)</sup>の結果も示されている。

全ての噴射剤に対して横比推力は噴射位置膨脹比  $\epsilon_i$  の数倍のノズル出口膨脹比  $\epsilon_e$  すなわち  $\epsilon_e M_s$  で最大値をとっている。この最大値と  $\epsilon_e$  が  $\epsilon_i$  に等しい時に推定される横比推力とを比べると, 最大値として得られる横比推力の大部分は噴射孔から下流で発生していると考えることができる。すなわち噴射された液体が噴射位置から下流へ移動しながら高温の主流によって蒸発し, そして分解や化学反応を行ない, 噴射孔側のノズル壁面付近

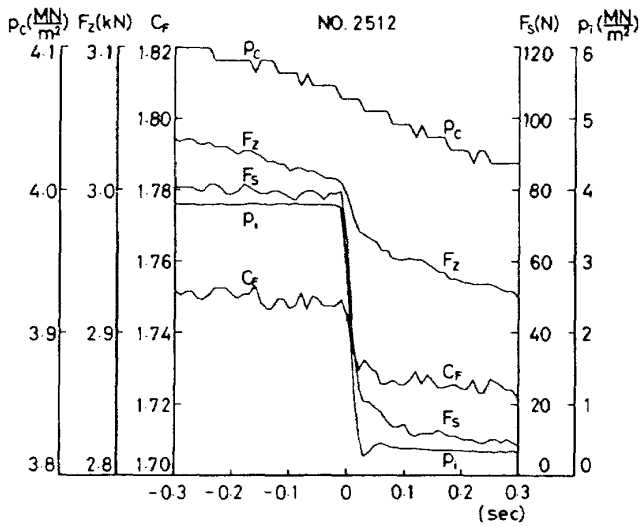


図4 二次噴射停止前後の諸量の変化

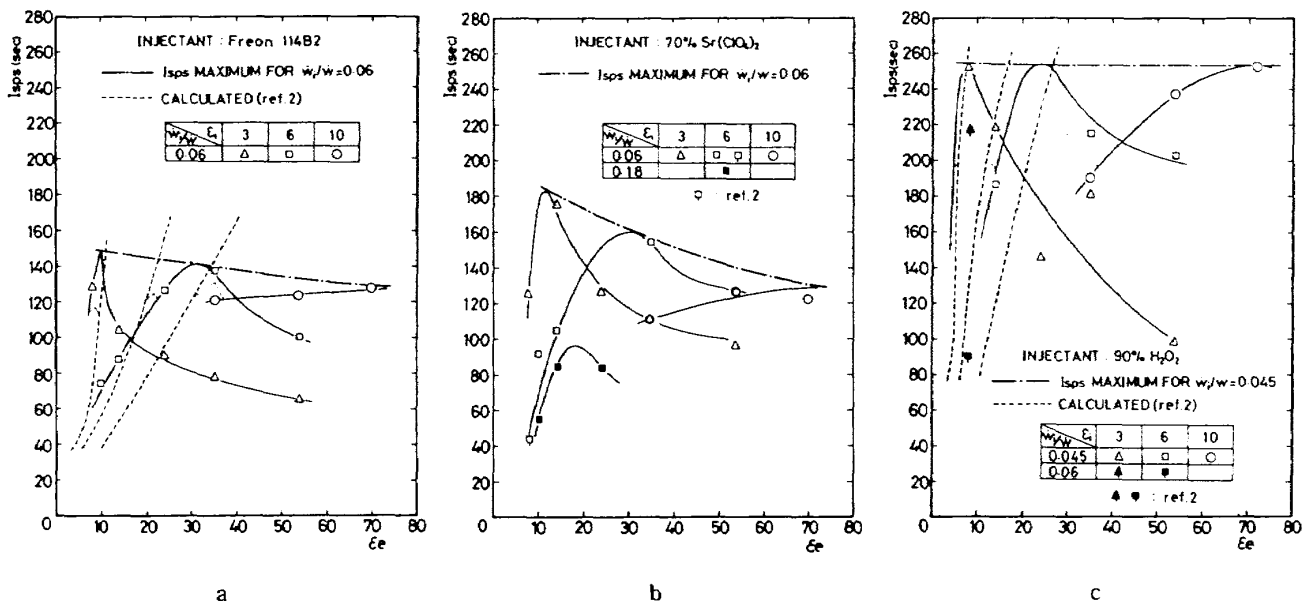


図5 ノズル出口膨脹比による横比推力の変化

の圧力を上げることにより発生する横推力が大きな寄与を果たしている。一方二次噴射に伴って形成される離脱衝撃波による高圧部は  $\epsilon_e$  が大きくなってノズルの長さが長くなるにつれて次第に噴射孔と反対側の壁まで伝わり、逆向きの横推力を発生させる。この逆向きの横推力により大きな  $\epsilon_e$  では横比推力は減少する。

図 5-b には噴射剤流量  $\dot{w}_i$  の影響を示すために他の実験の約 3 倍の流量を流した場合（噴射孔径 1.7mm）も示されている。噴射剤流量の影響はこれまで多くの実験<sup>1)~3)</sup> や解析<sup>9)</sup> によって知られているように流量の増加とともに横推力も増加するが、その増加割合は小さく従って流量を大きくすると横比推力は減少する。また流量が大きい場合には横比推力はより小さな  $\epsilon_e$  で最大となる。これは流量の増加に伴って離脱衝撃波が強まり、より上流側で噴射孔と反対側の壁に達することによるものである。

噴射剤間の性能の比較は 90% 過酸化水素の噴射流量が他の二者と比べて小さいので単純に行なうことはできない。しかし横比推力の噴射剤流量に対する依存性は小さいので定性的に比べることは可能である。図 5-c で  $\blacktriangle$  と  $\blacksquare$  によって示されているのは参考文献 2) による  $\dot{w}_i / \dot{w} = 0.06$  の実験データで、他の 2 つの噴射剤と定量的に比べる際の目安と考えることができる。このことを考慮して比べると 90% 過酸化水素は他の 2 つの噴射剤に対して横比推力の最大値で 30~80% 程度大きい値を得ることができる<sup>2), 3)</sup> と推定できる。次に 70% 過塩素酸ストロンチウム水溶液とフロン 114B2 を比べると、 $\epsilon_e$  が  $\epsilon_i$  よりあまり大きくない場合にはこれまで大気圧環境下の実験<sup>2), 3)</sup> で知られていたように両者の性能の差はあまりない。しかし横比推力が最大となるノズル出口膨脹比  $\epsilon_{eM_s}$  付近とそれ以上の  $\epsilon_e$  では 70% 過塩素酸ストロンチウム水溶液の方がすぐれた性能を持っていることがわかる。この性能の差は 70% 過塩素酸ストロンチウム水溶液が主流と化学反応を行う結果と考えられる。各噴射剤の  $\epsilon_e$  に対する横比推力の最大値を比べると今回の実験範囲では全般に  $\epsilon_e$  が小さい程最大値が大きくなっている。 $\epsilon_e$  による最大値の変化は 70% 過塩素酸ストロンチウムが最も大きく、一方 90% 過酸化水素はほとんど変化していない。

図 5-a および c にはさきに筆者らが示した近似解析<sup>2)</sup> を用いた計算値も示されている。この計算値は  $\epsilon_e$  があまり大きくない範囲では実験値とよく一致している。しかし  $\epsilon_e$  が大きくなっても計算値の増加割合はあまり変化せず、実験値よりはるかに大きな値を示す。計算値の増加割合が減少しないのは主に近似解析に用いたモデルで衝撃波のノズル壁面における反射が考慮に入れられていな

いことによるものである。

図 6 は着力点特性を示している。着力点位置  $L$  はノズル円錐の仮想頂点まわりのヨー・モーメント  $M_a$  を横推力  $F_s$  で割って得られるノズル中心軸上の円錐頂点からの距離として定義される。着力点特性は LITVC を行なった時にロケットがその重心のまわりでどれだけ回転し飛しょう方向を変えるかを知るために必要な最も重要な特性の一つである。しかしこれまでこの特性に関する報告はほとんど行なわれていない。

円錐型ノズルで  $\epsilon_e$  だけを変数として考えると横推力  $F_s$  と着力点位置  $L$  の間には次のような関係式が成り立つ。

$$\frac{d(L/d_*)}{d\epsilon_e} = \frac{\sqrt{\epsilon_e} \operatorname{cosec}(2\alpha) - (L/d_*)}{F_s} \frac{dF_s}{d\epsilon_e} \quad (2)$$

上式の右辺の係数は通常考えられる SITVC の作動状態に対しては常に正となる。ここでは  $\dot{w}_i / \dot{w}$  は一定と考えているので  $F_s$  と  $I_{s,ps}$  は単なる正比例関係にあるから  $L$  と  $I_{s,ps}$  は  $F_s$  とともに  $\epsilon_{eM_s}$  で最大となることがわかる。また適当な  $F_s - \epsilon_e$  (または  $I_{s,ps} - \epsilon_e$ ) 曲線と  $L/d_*$  の初期値が与えられれば(2)式を数値的に積分することにより  $L/d_* - \epsilon_e$  曲線を求めることができる。図 6 の実線は図 5 の実線を用いて求めたものである。初期値としては  $L/d_*$  の実験値の一つを用いている。実験値と計算値は全般によく一致している。

着力点位置の一般的傾向は  $\epsilon_e = \epsilon_i$  付近で着力点が出口（図 6 の一点鎖線）付近にある。 $\epsilon_e$  が増加すると  $L$  もまた増加するが出口から外側へ出ることはない。さらに  $\epsilon_e$  が増加すると  $L$  は  $I_{s,ps}$  と同じ  $\epsilon_e$  で最大となり、それ以上の  $\epsilon_e$  の増加に対しては減少していく。各噴射剤を比べると横比推力ではそれぞれかなりの性能差があったが、着力点位置に関してはあまり大きな差は見られない。ただ  $\epsilon_i = 3$  の場合に  $\epsilon_e$  が大きい所で 90% 過酸化水素と他の 2 つの噴射剤の間に目立った差が見られる。

ロケット全体の重心まわりのモーメント  $M_{cg}$  は次式のように書かれる。

$$M_{cg} = F_s (L + L_{cg}) \quad (3)$$

ここで  $L_{cg}$  は図 7 で示すロケット全体の重心とノズル円錐の仮想頂点の間の距離である。 $M_{cg}$  の  $\epsilon_e$  による変化は(2)式を用いて次のように書かれる。

$$\frac{dM_{cg}}{d\epsilon_e} = \{L_{cg} + d_* \sqrt{\epsilon_e} \operatorname{cosec}(2\alpha)\} \frac{dF_s}{d\epsilon_e} \quad (4)$$

従って  $L_{cg}$  に関係なく  $M_{cg}$  もまた  $\epsilon_{eM_s}$  で最大となることがわかる。

図 8 は主推力増加  $\Delta F_z$  と横推力  $F_s$  の比の  $\epsilon_e$  による変化を表わしている。 $\epsilon_e$  が  $\epsilon_i$  に比べてあまり大きくなく

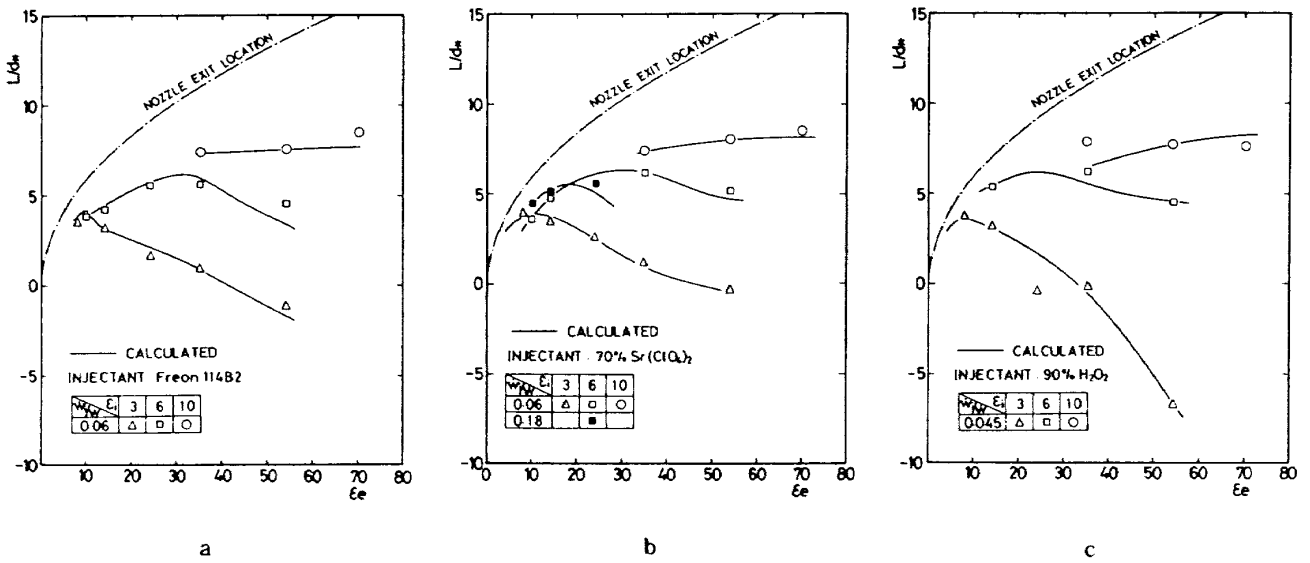


図6 ノズル出口膨脹比による着力点位置の変化

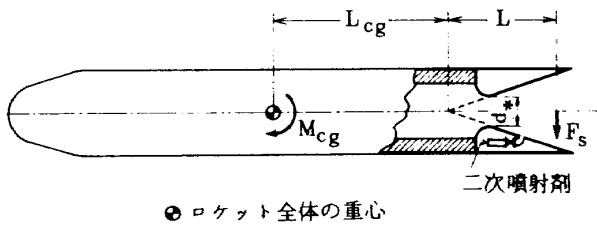


図7 モータを組み込んだロケットと発生する制御力

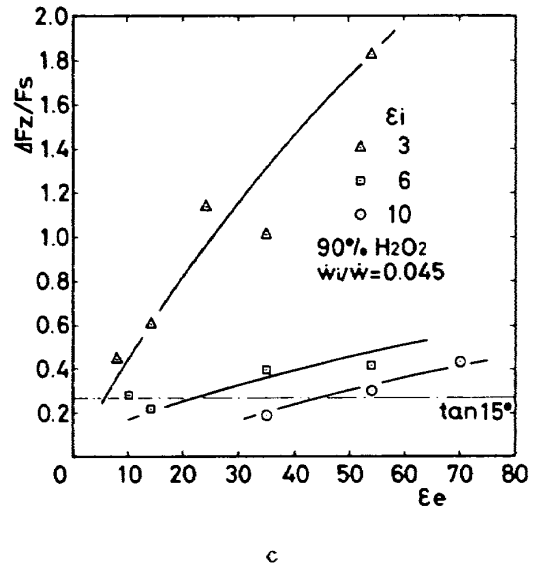
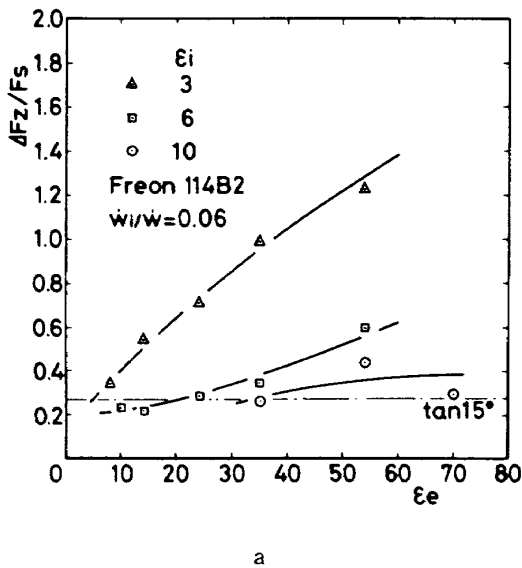
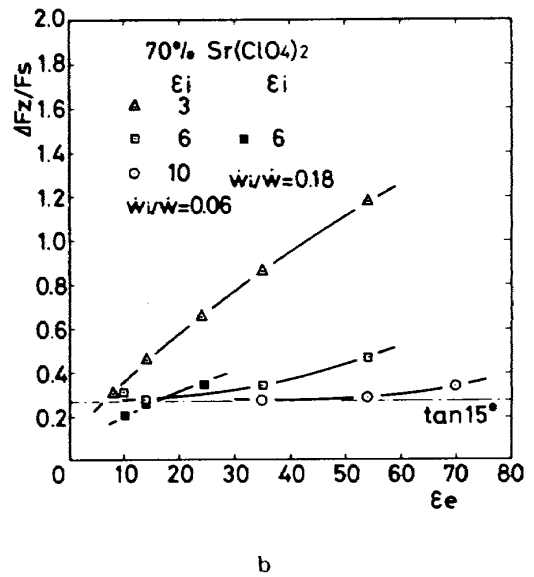


図8 ノズル出口膨脹比による主推力増加の変化



二次噴射による流れ場の変化が噴射孔側の壁付近にとどまっている範囲では

$$\frac{\Delta F_z}{F_s} \approx \tan \alpha \quad (5)$$

今回の実験範囲では  $\epsilon_e/\epsilon_i$  が 2~4 程度まで(5)式が成立する。これは  $\epsilon_{eMS}/\epsilon_i$  とほぼ同程度の値である。 $\Delta F_z/F_s$  が  $\tan \alpha$  より小さい値をとることがあるのは、噴射孔が壁面に対してではなくノズル中心軸に対して垂直にあげられているために噴射による反動力が軸方向成分を持たないということによるものである。 $\epsilon_e$  が  $\epsilon_{eMS}$  より大きくなると  $\Delta F_z/F_s$  は増加していく。これはノズル壁面の噴射孔と反対側にある高圧部が  $F_s$  を減少させるが、 $\Delta F_z$  に対しては引き続き増加させる方向に作用することによるものである。各噴射剤の間にはあまり大きな差は見られない。

#### 4.2 噴射位置の影響

$\epsilon_i$  や  $\dot{w}_i/\dot{w}$  を固定して  $\epsilon_e$  のみを変化させた場合の一連の結果は、超音速流中では下流側の変化が上流へ伝わらないことから、種々の量の変化の物理的意味をつかむのに好都合であった。しかし実用上はこのようにして得られた結果は一部を除いて直ちに役に立つものではない。実際にはロケットの持つミッションにより  $\epsilon_e$  がまず決定され、その  $\epsilon_e$  に対して最適な制御力を取り出すことのできる  $\epsilon_i$  や  $\dot{w}_i/\dot{w}$  を見出さなければならない場合がほとんど考えられる。従って以下では与えられたノズル形状に対して最大の制御力を取り出しうる噴射位置という観

点から表1に示された実験データを整理し直して得られる結果について述べていく。

図9は  $\epsilon_i$  による  $I_{sps}$  の変化を示している。噴射位置をノズル出口からスロートに向かって動かしていく ( $\epsilon_i$  を減少させていく) とはじめ  $I_{sps}$  は増加する。しかしある  $\epsilon_i$  すなわち  $\epsilon_{iMS}$  で  $I_{sps}$  は最大となり、それ以上  $\epsilon_i$  を減少させると  $I_{sps}$  も減少していく。これは前節でも述べたように離脱衝撃波がノズル出口付近で噴射孔と反対側の壁に達するためその付近に逆向きの横推力が発生することによるものである。

フロン114B2と70%過塩素酸ストロンチウム水溶液の間の相違は前節よりもさらに明らかになっている。各  $\epsilon_e$  に対する  $\epsilon_{iMS}$  はフロン114B2の方が大きい。これは70%過塩素酸ストロンチウム水溶液がフロン114B2に比べて蒸発しにくくかなり下流まで蒸発が継続するため、形成される離脱衝撃波はフロン114B2の場合に比べて広がり小さく噴射孔と反対側の壁面まで到達するのが遅くなる結果である。

図10は着力点位置の  $\epsilon_e$  による変化を示している。 $\epsilon_i$  が変化する場合には  $L$  と  $F_s$  の間に(2)式に類似する単純な関係式は成立しない。噴射孔がノズル出口にある場合には横推力の発生に寄与するのは前方の離脱衝撃波とそれに伴う衝撃波-境界層干渉による高圧部および噴流の反動力だけに限られる。このため壁面上で考えた着力点は出口のやや上流となり、ノズル中心軸で考えればほぼ出口面の付近となる。次に噴射位置をスロート側へ移動さ

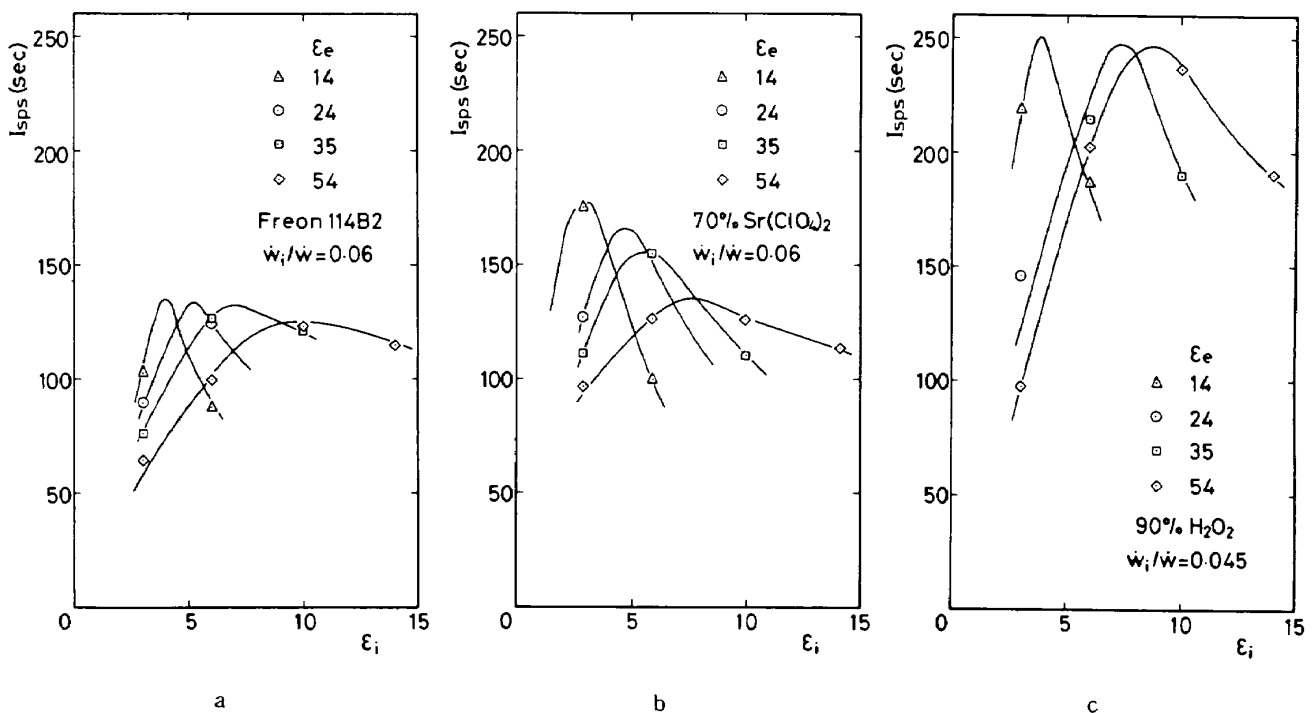


図9 噴射位置による横比推力の変化

表1-a 高膨張ノズル内の液体二次噴射実験結果

二次噴射剤: Freon 114B2

No.	$\epsilon_e$	$\epsilon_i$	$\dot{w}_i / \dot{w}$ (目標) $\times 10^2$	$\dot{w}_i / \dot{w}$ (実測) $\times 10^2$	$F_z$ (N)	$F_s$ (N)	$\Delta F_z$ (N)	$F_s / F_z$	$\Delta F_z / F_z$	$\Delta F_z / F_s$	$I_{spz}$ (sec)	$I_{spi}$ (sec)	$L / d^*$	$P_c$ (MN/m <sup>2</sup> )	$P_i$ (MN/m <sup>2</sup> )	備考
2539	70	10	6	5.79	3044	76.7	22.5	0.0254	0.0074	0.2930	290.0	127.4	8.516	3.93	4.01	
2503	54	3	6	5.49	3151	41.3	50.2	0.0133	0.0162	1.2180	266.0	64.4	-1.122	4.00	—	噴射圧力変換器故障
2501	54	6	6	—	3133	—	—	—	—	—	274.2	—	—	4.09	—	噴射孔が詰まった
2502	54	6	6	6.37	3229	73.9	43.9	0.0233	0.0138	0.5919	272.1	99.5	4.577	4.09	3.93	
2509	54	10	6	6.49	3236	88.5	38.4	0.0277	0.0120	0.4341	288.9	123.2	7.574	4.18	4.20	
2510	54	14	6	6.32	3244	82.1	—	0.0239	—	—	303.5	114.9	8.883	—	4.26	燃焼圧力変換器故障
2533	35	3	6	6.50	3125	53.5	52.5	0.0174	0.0171	0.9814	283.9	76.1	0.917	4.02	4.10	
2536	35	6	6	4.77	3005	68.1	23.3	0.0228	0.0078	0.3423	285.2	136.7	5.613	3.93	4.00	
2540	35	10	6	4.85	3145	64.1	16.9	0.0205	0.0054	0.2635	285.9	120.9	7.410	4.11	4.08	
2511	24	3	6	5.76	3162	57.8	40.9	0.0185	0.0131	0.7066	278.7	89.6	1.641	4.20	4.03	
2537	24	6	6	5.11	2979	68.0	19.5	0.0230	0.0066	0.2862	276.0	124.3	5.590	3.94	3.98	
2512	14	3	6	6.31	3012	71.0	38.5	0.0239	0.0130	0.5427	271.5	102.7	3.191	4.08	3.80	
2513	14	6	6	5.27	3026	51.0	10.8	0.0169	0.0036	0.2120	273.8	87.8	4.241	4.12	3.99	
2514	10	6	6	6.61	2781	51.0	11.8	0.0184	0.0042	0.2306	265.1	73.8	3.843	3.94	4.00	
2532	8	3	6	5.67	2781	75.7	25.4	0.0275	0.0092	0.3352	260.7	126.3	3.489	3.95	3.98	
2534	24	6	3	2.47	3108	47.7	9.6	0.0174	0.0171	0.9814	276.5	172.1	5.848	4.13	4.05	

表1-b 高膨脹ノズル内の液体二次噴射実験結果

二次噴射剤：70% Sr(C10<sub>4</sub>)<sub>2</sub>

No.	$\epsilon_e$	$\epsilon_i$	$\dot{w}_i/\dot{w}$ (目標) $\times 10^2$	$\dot{w}_i/\dot{w}$ (実測) $\times 10^2$	$F_z$ (N)	$F_s$ (N)	$\Delta F_z$ (N)	$F_s/F_z$	$\Delta F_z/F_z$	$\Delta F_z/F_s$	$I_{spz}$ (sec)	$I_{spz}$ (sec)	$L/d_*$	$P_c$ (MN/m <sup>2</sup> )	$P_i$ (MN/m <sup>2</sup> )	備考
2531	70	10	6	6.67	3102	85.7	28.9	0.0279	0.0094	0.3379	292.3	122.1	8.547	3.92	3.97	
2517	54	14	6	5.79	3044	69.5	17.7	0.0230	0.0059	0.2557	286.8	113.8	9.141	3.94	4.01	
2515	54	10	6	5.84	2993	76.9	22.2	0.0259	0.0075	0.2883	283.9	125.9	8.064	3.90	3.92	
2505	54	6	6	6.02	3235	86.3	40.3	0.0270	0.0126	0.4670	280.7	125.9	5.198	4.13	3.94	
2504	54	3	6	5.22	3229	58.2	68.5	0.0184	0.0217	1.1760	272.4	96.1	-0.261	4.17	4.02	
2530	35	10	6	6.08	3032	71.1	19.6	0.0236	0.0065	0.2763	284.7	110.4	7.409	3.93	4.01	
2529	35	6	6	5.89	3034	94.7	32.3	0.0315	0.0108	0.3411	288.1	154.3	6.215	3.92	3.94	
2528	35	3	6	5.58	3025	64.3	55.5	0.0217	0.0187	0.8632	285.1	110.8	1.195	3.88	3.96	
2518	24	3	6	6.17	2936	81.4	52.8	0.0282	0.0183	0.6490	276.4	126.6	2.546	3.93	3.90	
2520	14	6	6	6.46	2819	66.8	18.4	0.0239	0.0066	0.2756	268.2	99.2	4.736	3.91	3.90	
2519	14	3	6	5.85	2849	106.2	48.3	0.0380	0.0173	0.4547	269.2	174.5	3.486	3.91	3.85	
2521	10	6	6	4.84	2824	45.5	14.0	0.0162	0.0050	0.3084	263.0	88.1	3.602	4.05	3.89	
2026	8	3	6	6.44	2776	84.9	25.9	0.0309	0.0094	0.3049	261.1	125.2	3.962	3.91	3.95	
2522	24	6	18	16.55	2959	146.7	48.7	0.0504	0.0167	0.3321	275.3	83.8	5.680	3.94	3.59	
2507	24	3	18	16.63	3191	127.7	140.5	0.0419	0.0460	1.0999	280.2	70.5	1.712	4.04	3.75	
2523	14	6	18	15.34	3063	145.1	35.9	0.0479	0.0118	0.2471	270.7	84.6	5.161	4.20	3.61	
2524	10	6	18	16.57	2703	92.6	17.7	0.0345	0.0066	0.1913	260.9	54.4	4.500	3.82	3.56	
2027	24	6	3	2.29	2967	11.5	8.9	0.0039	0.0030	0.7755	284.1	48.0	3.973	3.97	4.05	噴射孔形状不良

表1-c 高膨脹ノズル内の液体二次噴射実験結果

二次噴射剤：90% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>

No.	$\epsilon_e$	$\epsilon_i$	$\dot{w}_i / \dot{w}$ (目標) $\times 10^2$	$\dot{w}_i / \dot{w}$ (実測) $\times 10^2$	$F_z$ (N)	$F_s$ (N)	$\Delta F_z$ (N)	$F_s / F_z$	$\Delta F_z / F_z$	$\Delta F_z / F_s$	$I_{spz}$ (sec)	$I_{sp s}$ (sec)	$L/d^*$	$p_c$ (MN/m <sup>2</sup> )	$p_i$ (MN/m <sup>2</sup> )	備考
2554	70	10	4.5	4.95	3061	129.5	55.7	0.0431	0.0185	0.4304	289.2	251.7	7.664	3.84	3.87	
2541	54	14	4.5	5.72	3088	114.2	29.6	0.0373	0.0097	0.2596	291.7	190.2	9.470	4.06	3.88	
2552	54	10	4.5	5.23	3082	131.4	39.8	0.0432	0.0131	0.3026	286.6	236.5	7.785	3.92	3.85	
2551	54	6	4.5	5.08	3042	107.2	44.2	0.0358	0.0147	0.4120	287.5	202.2	4.584	4.22	3.59	
2548	54	3	4.5	4.62	3011	46.0	83.8	0.0157	0.0286	1.8225	286.5	97.4	-6.720	3.67	3.83	
2550	35	10	4.5	4.87	2989	97.5	18.7	0.0328	0.0063	0.1922	281.6	189.9	7.896	3.91	3.89	
2549	35	6	4.5	4.76	2907	105.6	41.4	0.0363	0.0142	0.3915	278.5	214.6	6.212	3.75	3.83	
2546	35	3	4.5	3.16	3020	60.3	60.5	0.0204	0.0204	1.0040	280.8	181.1	-0.226	3.87	3.85	
2545	24	3	4.5	4.72	2971	71.9	81.6	0.0249	0.0283	1.1357	276.7	146.0	-0.436	3.80	3.87	
2542	14	6	4.5	4.78	2893	93.9	20.4	0.0327	0.0071	0.2170	273.0	186.5	5.371	3.85	3.83	
2544	14	3	4.5	4.95	2884	113.0	68.0	0.0401	0.0242	0.6017	270.0	218.7	3.235	3.86	3.89	
2553	10	6	4.5	3.93	2773	100.6	28.5	0.0366	0.0104	0.2836	258.8	241.5	5.003	3.96	3.97	
2543	8	3	4.5	4.77	2850	128.3	56.7	0.0459	0.0203	0.4417	262.7	252.6	3.754	3.83	3.90	

せると、噴射孔の下流側では前節で述べたように上流側に比べてかなり大きい横推力が発生するので着力点の噴射孔に対する位置は下流側に変わる。しかし出口位置を越えることはない。さらに噴射位置をスロート側に移動させるとノズル出口付近に発生する逆向きの横推力の影響を強く受けて  $L$  は急激に減少する。着力点位置がノズル・スロートを通過し燃焼室内にある状態も珍らしくはない。

噴射剤による  $L$  の大きさの違いを比べると、わずかな差ではあるが、90%過酸化水素が最も大きくフロン 114B2 が最も小さいことがわかる。

$L$  と  $F_s$  の間に単純な関係が成り立たず、図9および10の実験結果から明らかなように  $L$  が  $\epsilon_{iMs}$  で最大とはならないのでロケット全体の重心まわりのモーメントを最大とする噴射位置  $\epsilon_{iMM}$  は(3)式から明らかなように重心位置  $L_{cg}$  により変化する。図9および10から求めた  $L_{cg}$  による  $M_{cg}$  の変化の例を図11に示す。 $L_{cg}/d_* = \infty$  で示される曲線は  $F_s$  (従って  $I_{sp}$ ) に対応するものである。 $L_{cg}$  が小さくなる程  $\epsilon_{iMM}$  は大きくなる。 $\epsilon_i$  によるモーメントの変化は横推力の変化に比べて立ち上がりが急になり、立ち下がりがゆるやかになる。そして  $\epsilon_{iMM}$  の前後のかなり広い範囲の  $\epsilon_i$  に対して  $M_{cg}$  はその最大値に非常に近い値をとり続ける。この傾向は  $F_s$  と  $L$  の  $\epsilon_i$  による変化の違いによって次のように説明される。すなわち  $\epsilon_i$  が  $\epsilon_{iMs}$  よりも小さい範囲では  $F_s$  と  $L$  は  $\epsilon_i$  とともに

増加しているため  $M_{cg}$  は急激に増加する。 $\epsilon_i$  が  $\epsilon_{iMs}$  よりも大きい範囲では両者の傾向が互いに打ち消し合うため  $M_{cg}$  の変化はゆるやかになる。以上の結果から  $F_s$  の  $\epsilon_i$  による変化がわかれば、 $\epsilon_{iMs}$  よりやや大きい  $\epsilon_i$  をとることによって広い範囲の  $L_{cg}$  の変化にわたって最大制御力に近い値の制御力を取り出すことができることがわかる。これは飛行中に非常に多量の燃料を消費するため重心位置にかなりの変化が起こるロケットに対しても同一の噴射位置で各時点の最大制御力にきわめて近い制御力を取り出し得ることを示している。ここで十分注意しなければならない点は  $\epsilon_{iMs}$  より小さい  $\epsilon_i$  をとった場合には制御力が急に小さくなってしまい、極端に  $L_{cg}$  が小さい場合にはモーメントの回転方向が逆転することさえあるという点である。

図11で示されたように  $\epsilon_{iMM}$  は  $L_{cg}$  の影響を受けて変化する。その変化の様子を図12に示す。 $L_{cg}$  による  $\epsilon_{iMM}$  の変化の幅は  $\epsilon_e$  が大きくなるにつれて増大している。従って  $\epsilon_e$  の小さい初段用モータでは近似的に  $\epsilon_{iMs}$  が最大制御力を得ることのできる噴射位置と考えることができるが、 $\epsilon_e$  の大きい場合には着力点位置も十分考慮する必要がある。

各噴射剤に対して  $L_{cg}/d_* = \infty$  で示される  $\epsilon_{iMs}/\epsilon_e$  は  $\epsilon_e$  とともに単調に減少している。90%過酸化水素では  $\epsilon_{iMM}/\epsilon_e$  も同様の傾向を示している。しかし他の2つの噴射剤では  $L_{cg}$  が小さいと  $\epsilon_{iMM}/\epsilon_e$  は必ずしも単調に

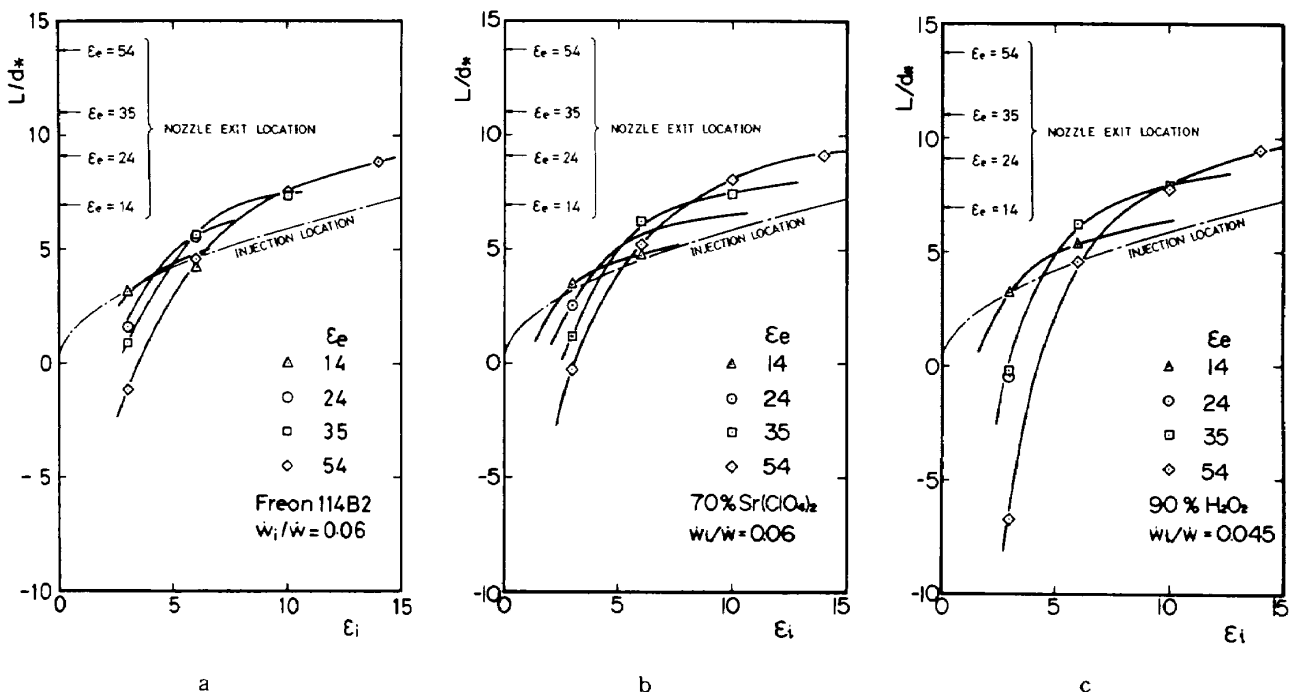


図10 噴射位置による着力点位置の変化

は減少せず、大きな  $\epsilon_e$  では増加しはじめる。

い場合には(5)式の関係が成り立つが、 $\epsilon_i$  を  $\epsilon_{iMs}$  より小さくしていくと  $\Delta F_z / F_s$  は急激に増加する。

図13は主推力増加と横推力の比が噴射位置によってどのように変化するかを示している。 $\epsilon_i$  が  $\epsilon_{iMs}$  より大き

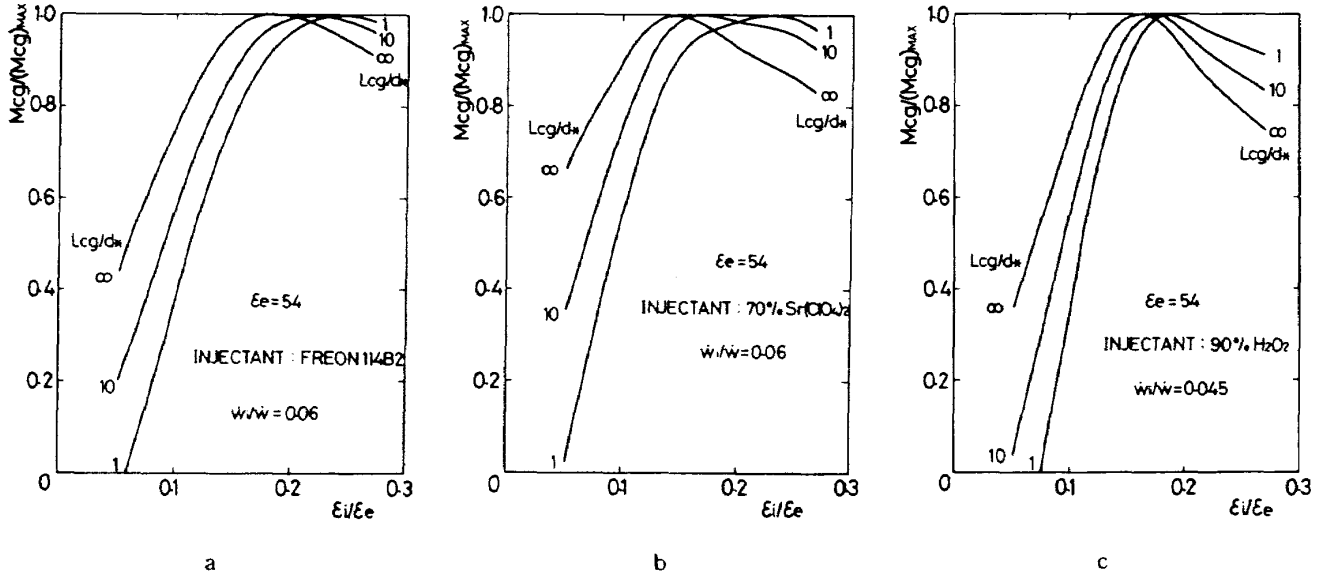


図 11 噴射位置による重心まわりモーメントの変化：重心位置の影響

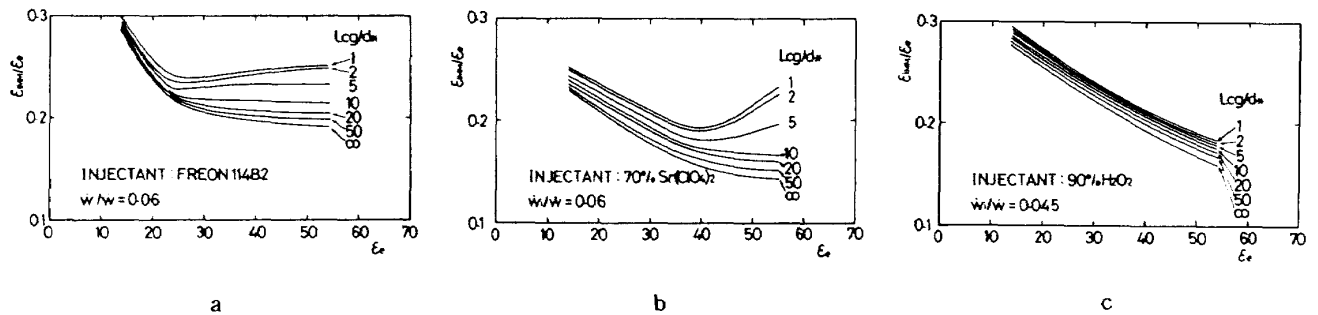


図 12 重心まわりのモーメントを最大とする噴射位置：重心位置の影響

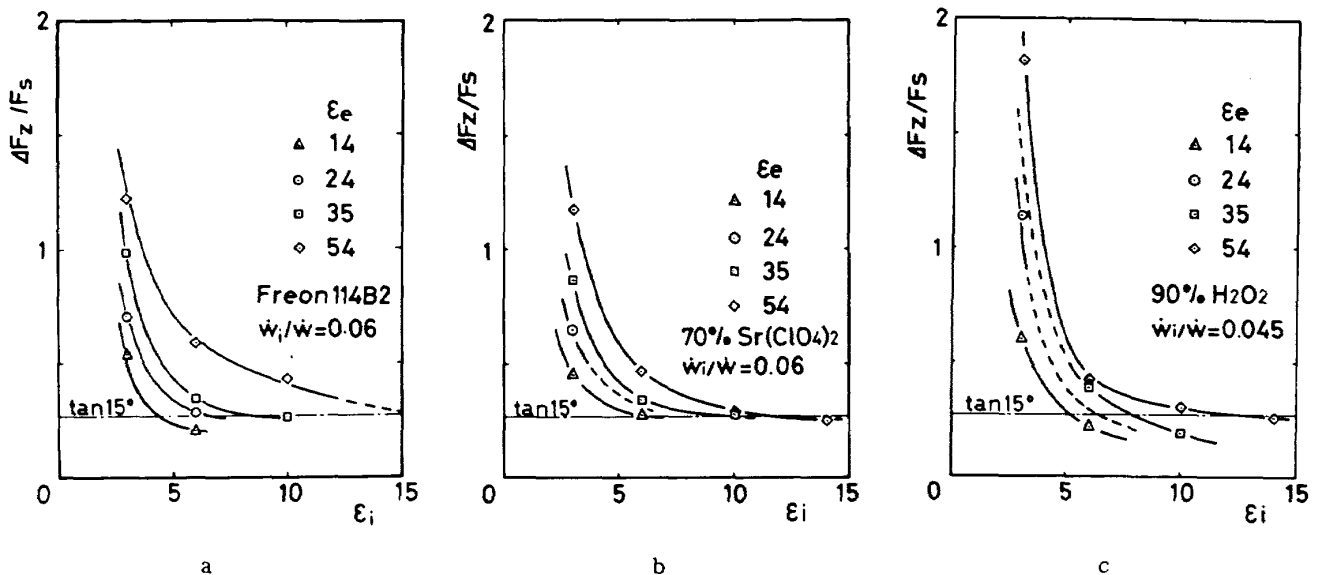


図 13 噴射位置による主推力増加の変化

## 5. む す び

高膨脹ロケット・ノズル内における液体二次噴射推力方向制御の性能が二次噴射剤、ノズル膨脹比および二次噴射位置によりどのように変化するかを調べるために一連の燃焼実験が行なわれ、その結果以下の知見を得ることができた。

(1) 実験に用いた3種の二次噴射剤により発生する制御力の大きさは90%過酸化水素、70%過塩素酸ストロンチウム水溶液、フロン114B2の順で小さくなっていく。

(2) ノズル出口膨脹比のみを変化させる場合には横推力、着力点位置および重心まわりのモーメントの間には単純な関係式が成り立ち、同一の増減傾向を示すので制御力(重心まわりのモーメント)の評価は横推力特性だけで行なうことができる。

(3) 噴射位置のみを変化させる場合には横推力と着力点位置の増減傾向が同一とはならないため、制御力の評価を行なうには横推力特性のほかに着力点位置特性と重心位置を知る必要がある。

(4) (3)の場合制御力が最大となる噴射位置は横推力が最大となる噴射位置から下流側へずれる。そのずれは重心位置がノズルに近い程、またノズル膨脹比が大きい程大きくなる。

(5) 制御力が最大となる噴射位置付近のかなり広い範囲にわたって制御力の変化は、横推力と着力点位置の変化が互いに打ち消し合うため、非常にゆるやかである。

(6) (5)の結果、重心位置の広い範囲の変化に対しても実用上は「横推力が最大となる噴射位置のやや下流」を噴射位置とすることによって最大の制御力とあまり大きな差のない制御力を得ることができる。

(7) 横推力が最大となる噴射位置の上流側で噴射を行った場合は制御力が急減するので注意すべきである。

(8) 二次噴射による主推力増加と横推力の比は横推力が最大となる噴射位置の下流側での噴射に対してはほぼノズル半頂角の正接で表わすことができるが、上流側の噴射に対しては急増する。

なお本実験に用いたモータは小型なものであるため実機用のモータでは噴射剤のノズル内滞留時間の違いなどから若干の寸法効果が生ずると思われるが、全般的傾向は本実験の結果とあまり大きな差はないと考えられる。

本報告の燃焼実験は筆者らとロケット高空性能研究室との共同作業として行なわれたものである。また本研究にあたり大塚貞吉角田支所長より種々の御援助と御鞭達をいただいたことと、一部設備の使用に際してスピン燃焼研究室より御助言をいただいたことを付記する。

## 参 考 文 献

- 1) C. J. Green and F. McCullough Jr.; Liquid Injection Thrust Vector Control, AIAA J., Vol. 1, No. 3, (1963/3), pp. 573~578.
- 2) 石井進一, 山田晃, 鎮西信夫, 工藤賢司; 二次噴射による固体ロケットの推力方向制御の研究, 航技研報告 TR-409 (1975/2).
- 3) 秋葉鏖二郎, 倉谷健治, 長友信人; TVC の地上試験, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第8巻, 第3号(B) (1972/9) pp. 892-915.
- 4) J. F. Newton Jr. and F. W. Spaid; Interaction of Secondary Injectants and Rocket Exhaust for Thrust Vector Control, ARS J., Vol. 33, No. 8, (1962/8), pp. 1203~1211.
- 5) J. M. Wu, R. L. Chapkis and A. Mager; Approximate Analysis of Thrust Vector Control by Fluid Injection, ARS J., Vol. 32, No. 12, (1961/12), pp. 1677~1685.
- 6) R. Sehgal and J. M. Wu; Thrust Vector Control by Liquid Injection into Rocket Nozzle, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 1, No. 5, (1964/9-10), pp. 545~551.
- 7) J. E. Broadwell; Analysis of the Fluid Mechanics of Secondary Injection for Thrust Vector Control, AIAA J., Vol. 1, No. 5, (1963/5), pp. 1067~1075.
- 8) 航空宇宙技術研究所; 航空宇宙技術研究所のロケット・エンジン高空性能試験設備, 航技研報告 TR-454 (1976/4).
- 9) 秋葉鏖二郎; LITVC特性についての一考察, 日本航空宇宙学会誌, 第22巻, 第247号 (1974/8) pp. 383-389.

---

## 航空宇宙技術研究所報告458号

昭和51年5月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)

---