

# 制 御 用 ロ ケ ッ ト

秋 葉 鎌 二 郎・坂 井 広

わが国においても生研を中心とする観測ロケットの性能が向上するに従い、宇宙空間におけるロケットの姿勢制御の必要性が高まってきつつある。ここでは宇宙空間における最も一般性のある姿勢制御の手段としての制御用補助ロケットとして、高純度過酸化水素ロケットについての生研における研究のあらましをのべる。

## § 1. ま え が き

ロケットをあらかじめきめられた飛しょう径路に沿って運動させたいとか、ある一定の姿勢をとらせたいという場合一般には制御装置により目的値からのずれを補正するような力をロケットに加えねばならない。このような力を加える方法としてつぎのような種類が考えられる。

- (1) 空力的操舵
- (2) 主ロケットエンジンの排出ガスの方向をかえ、その反力を利用する
- (3) 制御用補助ロケットによる
- (4) ロケット機体の一部分に角運動量を与えることにより逆方向のモーメントを得る

ここで(1)は空気層を脱したロケットに対しては使えない。また(2)は主ロケットの燃焼中のみ使用可能である。(4)は機構上から姿勢制御にのみ使われ、また、あまり大きなモーメントは期待できない。したがって、真空中でロケットの運動を制御するために最も適応性のあるものは(3)の制御用補助ロケットによる方法であると言える。

## § 2. 制御用補助ロケットに対し要求される性能

制御用ロケットに対し要求される特性を挙すれば以下のような事項であろう。

- (1) 高信頼性
- (2) 推力の ON, OFF が自由で、過渡特性が良好であること
- (3) 取扱いが簡単で系の総重量が軽いこと

これらの外、用途に応じ種々の異なった要求がある。制御用ロケットの推力の大きさも用途によってきまるが、例として文献<sup>1)</sup>により人工衛星打上げロケットの場合を考えてみる。ロケットは4段で約2000 kmの高度に人工衛星をつくるものとする。燃焼開始時各段のロケット軸が水平方向となす角度を  $\varphi_i$  高度を  $z_i$  とすると第1表のようになる。このような径路に沿うようにする制御方法はいろいろ考えられ、たとえば米国の人工衛星打上げロケット SCOUT は第1段は空力操舵および排出ガス中にグラファイトの操舵翼を入れる方法により制御し、第2段、第3段を補助ロケットで、第4段はスピン安定による。ここでは第1段は無制御で、第2、第3、第4段は燃焼前にきめられた姿勢を補助ロケットでとり、

第 1 表

$i$	$\varphi_i$	$Z_i(\text{km})$	$I(\text{kg-m-sec}^2)$	$M_{min}(\text{kg-m})$	$F_{min}(\text{kg})$
1	90°	0	—	—	—
2	60°	40	$2.9 \times 10^3$	244	80
3	25°	120	186	18.4	10
4	0°	2000	2.5	0.17	0.35

しかる後スピンで安定化し点火するものとする。この場合 yaw control rocket に要求される推力の order を検討する。yaw control はスピンのない状態で作動させるとすると、

$$\ddot{\varphi} = M/I$$

ただし  $\varphi$ : 水平とロケット軸のなす角

$I$ : 横軸まわり慣性モーメント

$M$ : 制御ロケットによるモーメント

が成り立つ。いま重心まわり角速度0の状態から  $\tau$  秒間に  $\Delta\varphi$  だけ傾きをかけて再び角速度0の状態にもどるための最小のモーメント  $M_{min}$  は

$$M_{min} = 4 \Delta\varphi I / \tau^2$$

で与えられる。いま  $\Delta\varphi$  を各段ごとの  $\varphi_i$  の差として  $M_i$  を計算したものを第1表に記入してある。また  $F_{min}$  は補助ロケットの最小必要推力である。ただし、 $\tau$  はすべて5秒ととった。ここで、第1段目は実際には80°程度の発射角がつくので1段目燃焼後と2段目燃焼開始時の  $\varphi$  の差  $\Delta\varphi$  はだいたい10°くらいとなろう。

第1表に示したのは最小の推力で、もし最小の推葉消費をのぞむならば impulsive の推力の方がよく1/2の推葉消費量ですむ。また SCOUT の場合のように全飛しょう時間中制御をする場合は、主エンジン推力の misalignment 等外乱の大きさが  $M_{min}$  をきめる因子となろう。以上述べたような諸要求を満たすものとして、過酸化水素を推葉とするロケットが米国において広く用いられているが、わが国ではまだロケットとして用いられた例がないため、筆者らはこれの開発研究を行なったので、以下にその問題点を記述したいと思う。

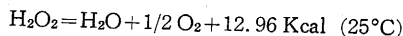
## § 3. 過酸化水素ロケット

### (1) 推葉としての過酸化水素の性能

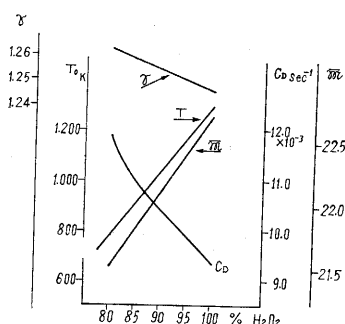
液体推葉ロケットには単一推葉の発熱分解を利用した mono-propellant system と酸化剤と燃料を燃焼室中で

混合燃焼させる bi-propellant system があるが、制御を目的とするものは機構の点から前者がのぞましい。mono-propellant としてはヒドラジンとかニトロメタンがあるが取扱いの点で過酸化水素は便利で、また、わが国でも実用になり得るものが市販されている。

過酸化水素は適当な触媒で分解して、つぎに示す発熱反応をする。



いま、生成物の解離を無視して生成ガスの温度  $T$ 、平均分子量  $\bar{M}$ 、比熱比  $\gamma$  をその濃度に関して計算したものを第 1 図に示す<sup>2), 3)</sup>。ここで初期温度  $1^\circ\text{C}$  当たり生成ガス温度  $T$  は約  $1.5^\circ\text{C}$  変化する<sup>4)</sup>。



第 1 図

また、ロケットエンジンの性能を示す比推力  $I_{sp}$  は次式により定義される。

$$I_{sp} \equiv \frac{F}{\dot{w}} = \frac{C_F}{C_D}$$

ただし、

$F$ : 推力,  $\dot{w}$ : 推進消費率

$C_D \equiv \dot{w}/P_o A_t$ ,  $C_F \equiv F/P_o A_t$

$P_o$ : 燃焼室圧力,  $A_t$ : ノズルスロート断面積

ここでは  $C_D$  はノズル流量係数とよばれ、 $\gamma, \bar{M}, T$  の函数で主として推進の性能を示す量で、これを過酸化水素の濃度に関して計算したものを第 1 図にかき込んである。また  $C_F$  は  $\gamma$ 、ノズルの形状、 $P_o$  および外気圧によってきまるもので、だいたい 1 気圧の下で 1.4~1.5 程度の値をとるものである。

したがって、理論的には 100% 過酸化水素で  $I_{sp} \approx 150 \sim 160 \text{ sec}$ 、90% で  $I_{sp} \approx 135 \sim 145 \text{ sec}$  となり、あまり高くないのは欠点であるが、取扱いの簡便さ、燃焼の安定性、生成ガスに毒性がないことは十分これを補うものである。とも角なるべく高純度のものが好ましいが、幸い 90% の純度のものが三菱江戸川化学より市販されているので、これを利用することができた。

90% 過酸化水素の性質は、かなり安定で純アルミニウムタンク中で年間分解量 1% 前後、気温  $50^\circ\text{C}$  までは安定と称する。比重 1.40、沸点  $141^\circ\text{C}$ 、融点  $-11.5^\circ\text{C}$  過冷却性がある。ほとんどすべての物質と接触すれば分

解反応を始めるが、純アルミ・ステンレス・ポリエチレン・テフロン等は例外で容器とかパッキン材料としてつかわれる。

## (2) 分解触媒

過酸化水素の分解触媒としては、重金属またはその酸化物が用いられる、たとえば

Pt, Cu, Co, Pb, Mn, Ag, Cr, V, Si, Fe,  $\text{H}_2\text{PtCl}_6$ ,  $\text{V}_2\text{O}_5$ ,  $\text{SiO}_2$ ,  $\text{Fe}_2\text{O}_3$ , CuO,  $\text{Ag}_2\text{O}$ ,  $\text{MnO}_2$ ,  $\text{KMnO}_4$ , PbO,  $\text{PbO}_2$ ,  $\text{Co}_2\text{O}_3$ , SnO

等々があげられる。これらは粉末状では燃焼室中に収容することが困難なので、金属線とかそれらの表面にコーティングするとか、あるいはセメント等の binder で固めるなどして生成ガスの通過が容易な形状とする。また過マンガン酸カルシウムまたは過マンガン酸ナトリウムの 5~50% 溶液を用いる液体触媒も目的によっては使われる。

筆者らはこのうち、白金石棉、PbO,  $\text{MnO}_2$ ,  $\text{KMnO}_4$ ,  $\text{Co}_2\text{O}_3$ , Cu 等を用いた。第 2 表は分解触媒の活性の程度を知るめやすとして過酸化水素 70 gr の中に触媒を投入し、これを分解しつくすまでの時間を測定した結果を示す。またこれら触媒の組成は第 3 表に示す。

第 2 表

触 媒	触媒重量	反応が始まるまでの時間	反応が終わるまでの時間	反応後の変化
白金石棉 (30 気圧)	1.0 g	0 sec	1.2 sec	不 変
白金石棉 (1 気圧)	1.0 g	0 "	4.2 "	"
1 B ( " )	3.8 g	2.0 "	6.9 "	くずれる
1 C ( " )	4.4 g	3.5 "	11.4 "	不 変
2 A ( " )	4.4 g	4.0 "	12.8 "	"
3 A ( " )	9.7 g	162.0 "	183.0 "	"

ただし  $\text{H}_2\text{O}_2$  の重量は 70 g とし、1B, 1C, 2A, 3A はほぼ等表面積である。

第 3 表

記 号	組 成 (重量比)
1 B	PbO 10, $\text{Co}_2\text{O}_3$ 10, Cement 15, SSB 5
2 A	$\text{MnO}_2$ 10, $\text{KMnO}_4$ 40, $\text{K}_2\text{C}_2\text{O}_7$ 20, $\text{K}_2\text{CrO}_4$ 20, 30% KOH 20, KOH 10, Cement 70, SSB 40, $\text{H}_2\text{O}$ 30,
3 A	PbO 20, $\text{MnO}_2$ 80, $900^\circ\text{C}$ にて PbO を melt 5 分
1 C	$\text{KMnO}_4$ 40, $\text{K}_2\text{C}_2\text{O}_7$ 20, $\text{K}_2\text{C}_2\text{O}_4$ 20, 30% KOH 20, KOH 10, Cement 70, $\text{H}_2\text{O}$ 30,

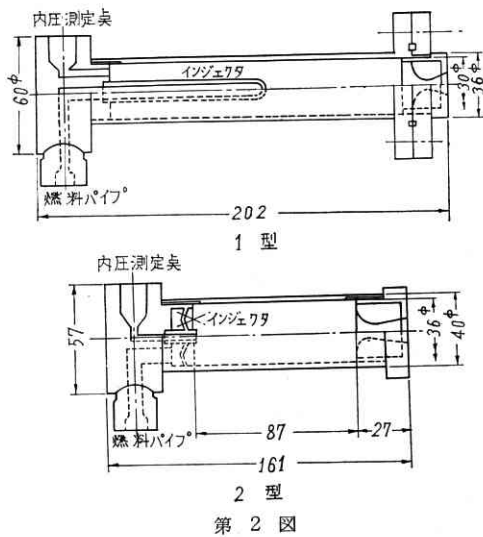
この結果から、2A, 1C の活性が良好であるが、2A 1C は長時間高温にさらされると、くずれやすくなる欠点がある。融点  $900^\circ\text{C}$  の PbO を binder とした 3A はその点では良好であった。白金石棉は最も活性大であるが、センイ状であるため扱いにくいのと、使用するたびに粉末化して損失が大きいかつ価格が高いのが欠点である。このため白金石棉は銅メッシュにくるみ 5~8φ

の球状にしたり、のりまき状にくるんだりして使用した。銅メッシュのみの場合も試みたが活性、構造の点で満足な結果が得られなかった。

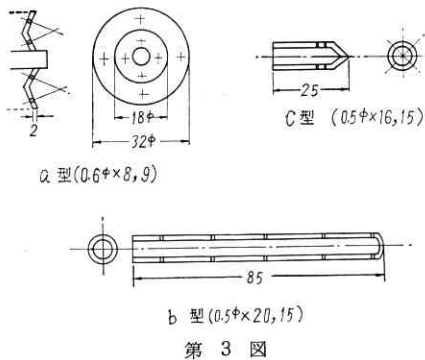
### (3) エンジンおよび Feed system

エンジン推力は前記人工衛星ロケットの第2段用のものに相当する推力のものについて実験を行なった。

試作したエンジン2種、インジェクタ3種を第2図、第3図に示す。ここでインジェクタ(b), (c)はI型エンジンに使用したものである。これらインジェクタの穴の数は推薬の送圧と流量をそれぞれ独立にかえるために、そのうちのいくつかをふさいで実験を行なった。

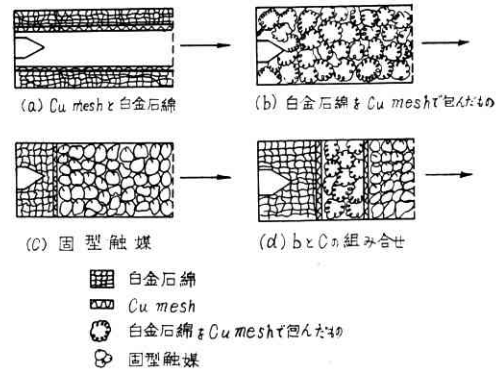


第2図

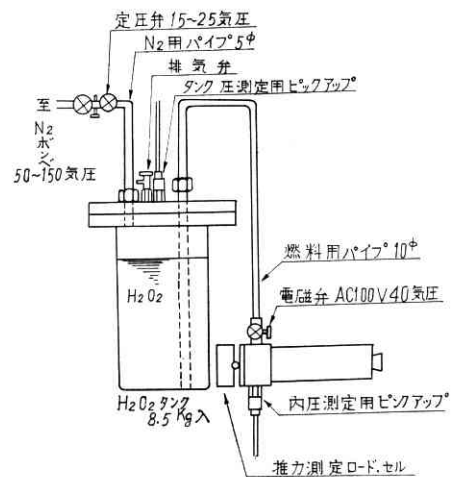


第3図

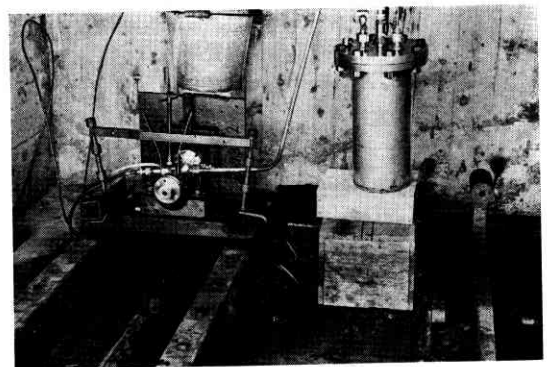
触媒の入れ方は第4図に示す。ここに(a)は銅メッシュと白金石綿をつかった場合、(b)は白金石綿を銅メッシュで包んだ場合、(c)は固型触媒のみ、(d)は固型触媒と白金石綿併用の場合である。feed systemは窒素ガスによる加圧方式により、ポンベより減圧弁を使用し送圧15~25 kg/cm<sup>2</sup>に調節、さらに過酸化水素用に改造した電磁弁により、推薬である過酸化水素のエンジンへの流入をON, OFF制御した。この電磁弁は100 V ACで作動させ40気圧まで使用可能である。第5図は地上試験系を示すもので、推薬タンク、推薬流入径路はすべて



第4図



第5図(a)



第5図(b)

ステンレスおよびポリエチレン製となっており、使用前に十分洗滌して不純物を除去した。また電磁弁は過渡特性をよくするためにエンジン直前においた。

### (4) 燃焼実験結果

燃焼試験は主として、推薬の性能試験、feed systemの検討、触媒の機能試験、特に比推力を最大にするための流量と触媒の関係、燃焼の安定性、推力のON, OFF特性をしらべることを目的とした。表紙に燃焼実験中のエンジンを示す。また第4表に測定結果の一部を表にし

ておく。

1) 推葉の性能と触媒 実験によって得られた最大の比推力は  $147 \pm 5 \text{ sec}$  で、理論的予想と割合よく一致し

入れ過酸化水素の初期の分解をおこさせある程度温度の上がったものを、それにつづく固型触媒の層で分解させる第4図(c),(d)の方法が最もよい結果を与えた。固型

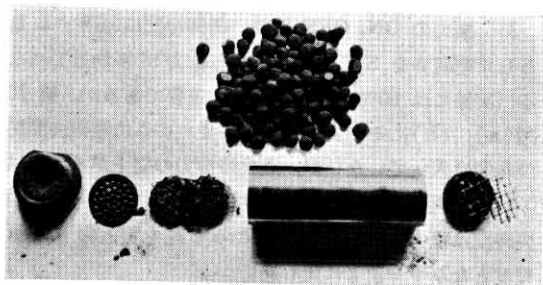
第 4 表

実験番号	$\dot{\omega}$	Pt	Pc	F	触媒	インジェクタ	チェンバー	ノズル	備考
37-S-27-1	64.7 g/sec	24.0 kg/cm <sup>2</sup>	13.6 kg/cm <sup>2</sup>	6.8 kg	C型 1C	C型 0.5 $\phi$ ×9	1型	7 $\phi$	定常燃焼
37-S-27-2	57.5 "	18.8 "	12.5 "	6.3 "	C型 1C	C型 0.5 $\phi$ ×9	1型	7 $\phi$	"
37-S-27-3	49.4 "	15.0 "	11.5 "	6.0 "	C型 1C	C型 0.5 $\phi$ ×9	1型	7 $\phi$	"
37-S-28-1	42.0 "	24.0 "	19.2 "	6.4 "	C型 3A	C型 0.5 $\phi$ ×8	1型	5 $\phi$	"
37-S-28-2	50.0 "	24.0 "	18.5 "	7.5 "	C型 3A	C型 0.5 $\phi$ ×8	1型	6 $\phi$	"
37-O-10-1	57.0 "	20.0 "	13.5 "	5.5 "	d型 3A	a型 0.6 $\phi$ ×8	2型	6 $\phi$	"
37-O-10-2	44.2 "	17.0 "	10.9 "	5.1 "	d型 3A	a型 0.6 $\phi$ ×8	2型	6 $\phi$	"
37-O-11-1	85.3 "	24.0 "	11.3 "	5.9 "	C型 3A	a型 0.6 $\phi$ ×8	2型	6 $\phi$	"
37-S-19-2	61.7 "	20.5 "	13.0 "	5.5 "	a型	a型 0.5 $\phi$ ×15	2型	7 $\phi$	"
37-S-20-2	55.2 "	18.0 "	13.2 "	6.0 "	a型	a型 0.5 $\phi$ ×15	2型	7 $\phi$	"
37-A-15-1	98.1 "	22.0 "	22~9.0 "	6.5~3.0	a型	b型 0.5 $\phi$ ×30	I型	6 $\phi$	非定常燃焼

ている。比推力は触媒の能力によってかなり大きくかわる。いま燃焼室内の連続の式から推葉が燃焼室内に送入されてからノズルより出るまでの時間  $t_r$  は燃焼室内推葉の平均密度を  $\rho$ 、燃焼室容積を  $V$  として

$$t_r = \frac{\rho}{C_D P_c} \frac{V}{A_t} = \frac{\rho}{\dot{\omega}} V$$

により与えられる。いま触媒の活性が大きければこの値を小さくしてもよく、また逆に活性が小さければこの値を大きくとらねばならないが、 $V/A_t$  は推力の ON-OFF 特性の特定数に比例するとみられるので、けっきょく活性の大きい触媒をつくるのが絶対必要とされる。触媒の活性は第2表に示すように圧力によっても変わるので実験結果を簡単に整理するのは困難であるが、いずれにしても流量があまり大きくなると比推力が下がってくる。第6図は流量と推力の関係を示すものであるが、I型エンジンでは  $\dot{\omega} \cong 50 \sim 60 \text{ g/sec}$  以上では触媒量が不足で比推力が下がってくる。またII型のものの比推力が低いのは内圧が低いとみられるが、これも  $60 \text{ g/sec}$  以上の流量でやや頭打ちの傾向がある。先に述べたように白金石綿はエンジン内に入れられた場合の活性も最も大きい損失の点から、ごくインジェクタに近い場所に



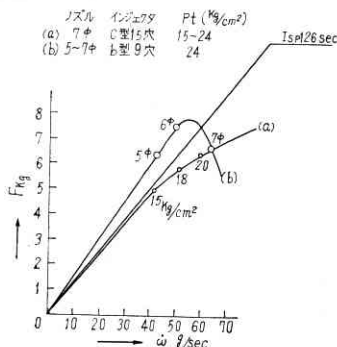
第 7 図

触媒のみでは十分な比推力を出すことができなかった。第7図は燃焼実験後の触媒の様子を示すものである。

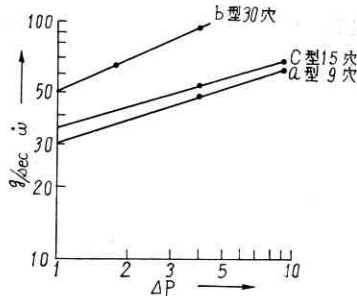
インジェクタと触媒の関係位置も問題で全体の触媒が有効に作用するようなガス流となる構造でなければならず、第4図(a)型の配置は不適當で燃焼も不安定になりやすかった。

また触媒が手製で大きさが不定であるので、同じ量の触媒でも比推力の差が出ることもあり、再現性の点でまだ問題がある。

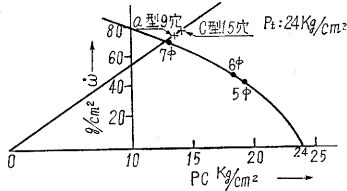
2) インジェクタ 特性 使用したインジェクタの特性を第8図に示す。ただし過酸化水素の代わりに水を使用した結果である。普通非圧縮性流体のインジェクタを通じての流量  $\dot{q}$  は インジェクタ 前後の圧力差  $\Delta p$  の



第 6 図



第 8 図



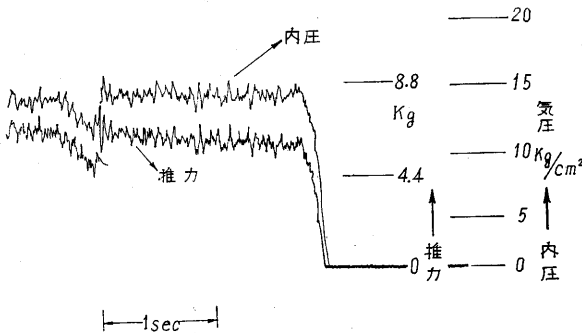
第 9 図

平方根に比例するが、試作したインジェクタでは(b)の  
みが大略このような特性を示し、他の二種はかなり異な  
った特性を示しているが大略  $\Delta p^*$  の特性とみられる。

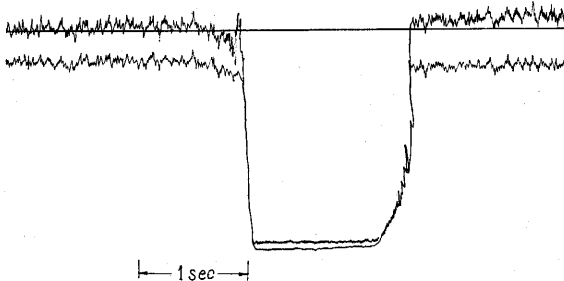
一方、定常燃焼の場合は第9図に示すようにノズルよ  
りの流出量と燃焼室圧の関係を示す直線とタンク圧と燃  
焼室圧の差と推薬流入量の関係を示す曲線との交点でき  
まる内圧と流量が平衡値となる。この図より、実際の燃  
焼実験の時のインジェクタ流量特性はやや第8図の関係  
より低目にでているようである。

3) 推力の ON, OFF 特性 制御特性に関連する量  
として電磁弁を SW, in してから推力が平均推力にな  
る(実際には 90%) までの時間は重要であるが、第 10  
図(a), (b)にその実測結果を示す。ここに電磁弁開閉  
の時間は入っていないが、点火時推力の立上がり時間は  
0.1 sec, 再点火時 0.05 sec 程度である。また推力の消  
失時間は推力が 1/3 以下のところで尾を引き約 0.3 sec  
程度となりやや前者に比し悪い。

これらの値が目的に対し十分であるかどうかは、今後  
たとえばシュミレータによる実験等で検討しなければな  
らないが、触媒とか構造の改良でまだよくなる余地は残  
されていると思う。



第 10 図 (a)

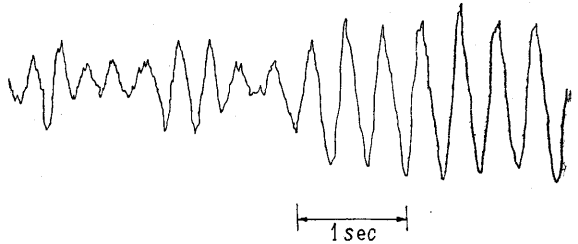


第 10 図 (b)

また、第 10 図(a)にみられるように、点火後約 2  
sec で内圧および推力が、いったん約 20% ほど下がる  
が、これは最初 feed line 中にある気泡の影響と思われ  
る。同図(b)の再点火の際にはこれが見られないのは、  
この推論を裏づけるものといえよう。いずれにせよ実際  
の場合には飛しよう前に作動チェックを行なえば問題と  
ならない。

4) エンジン温度 38 秒間連続使用の際ノズルより  
1/3 までは 300°C 以上 1/3 から 2/3 までは 100°C ~ 300°C,  
2/3 ~ インジェクタまでは 100°C 以下であった。理  
論的にガス温は 730°C 程度なので将来とも耐熱鋼を使用  
すれば材料の問題は起こらないであろう。

5) 不安定燃焼(低周波不安定) 前述のように(b)型  
インジェクタを用いた I 型エンジンでは第 11 図(エン  
ジン内圧、縦軸尺度は第 10 図と同じ)に示すような低  
周波不安定燃焼を示した。このような内圧(推力)の振  
動的不安定は液体、固体ロケットを問わず燃焼系の特性  
に関連しておこる現象で、しかも設計上これをさけるた  
めにはまだ多く今後の研究にまたねばならない点を残し  
ている問題である。



第 11 図

われわれがここに観察したものは、推薬の分解のため  
の触媒量が不十分であり、またタンク圧と燃焼室圧の差  
が比較的小であるときに起こった。現在のところ触媒量  
が十分であるところで故意にこのような不安定現象をお  
こさせたこともなく、また実験回数も多くないので、不  
安定になる条件について明確なことはいえないが、今後  
均一性再現性の十分にある触媒が得られた場合定量的実  
験を行なう必要がある。

(5) ガス圧 feed 系の mono-propellant ロケット  
の低周波不安定の理論的取扱い<sup>5)</sup>

mono-propellant のロケットエンジンについてつぎの  
ような質量保存則が成り立つ。

$$\dot{m}_b dt = \bar{m} \left( \frac{p}{p} \right) dt + d \left( \bar{M}_g \frac{p}{p} \right) \quad (1)$$

ただし、

$\dot{m}_b$ : 単位時間に燃焼するガス質量

$p$ : 燃焼室圧

$\bar{M}_g$ : 燃焼室内ガス質量

—は平衡状態をあらわす

ここに左辺は  $dt$  時間内に生成するガス質量、右辺第 1

項は  $dt$  時間内にノズルより流出するガス質量, 右辺第 2 項は  $dt$  時間内に燃焼室内にたまるガス質量である。いま  $\varphi = (p - \bar{p})/\bar{p}$ ,  $\mu = (\dot{m} - \bar{m})/\bar{m}$  で変動ガス圧および流入推薬量  $\dot{m}$  の変動量を無次元化し, 流入した推薬は  $\tau$  sec 遅れて反応してガスとなるとすると (1) はつぎのようになる。

$$\frac{\bar{M}_g}{\bar{m}} \frac{d\varphi}{dt} + \varphi + 1 = \left(1 - \frac{d\tau}{dt}\right) [\mu(t - \tau) + 1] \quad (2)$$

ここで時間おくれ  $\tau$  はつぎの L. Crocco の仮定にしたがうとする。

$$\int_{t-\tau}^t f(p) dt = \text{const.} \quad (3)$$

$f(p)$  はある圧力のみの函数である。この仮定をつかうとけっきょく圧力変動に関するつぎの微分方程式を得る。

$$\frac{d\varphi}{dz} + \varphi = \mu(z - \delta) + n[\varphi(z) - \varphi(z - \delta)] \quad (4)$$

ここに

$$n = \left(\frac{d \log f}{d \log p}\right) p = \bar{p},$$

$$\theta_g = \frac{\bar{M}_g}{\bar{m}}, \quad z = \frac{t}{\theta_g}, \quad \delta = \frac{\tau}{\theta_g}$$

いまタンク圧  $p_t$  によるインジェクタ特性として

$$\dot{m} \propto (p_t - p)^n \quad (5)$$

をつかうと (4) は, つぎのようになる。

$$\frac{d\varphi}{dz} + (1 - n)\varphi + (n + n')\varphi(z - \delta) = 0 \quad (6)$$

ただし,

$$n' = n \left/ \left( \frac{p_t}{p} - 1 \right) \right.$$

この系の安定条件は上式を Laplace 変換し Canchy の定理を適用することにより得られる。すなわち安定であるには,

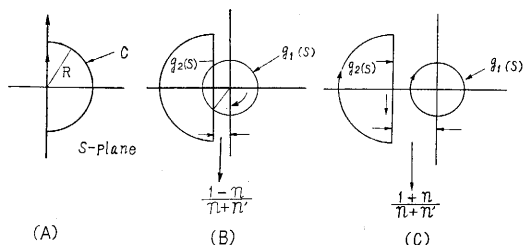
$$G(s) = e^{-s\delta} - \left( -\frac{1-s}{n+n'} - \frac{s}{n+n'} \right)$$

が複素平面の右半面に 0 をもたないということ, これは  $s$  が第 12 図 (a) のように動くとき  $G(s)$  が 0 を完全にまわる軌跡とならないということと同じである。

$$G(s) = g_1(s) - g_2(s)$$

$$g_1(s) = e^{-s\delta}, \quad g_2(s) = -\frac{1+n}{n+n'} - \frac{s}{n+n'}$$

とすると, これらの軌跡は第 12 図 (B), (C) のようになる。これらの相対位置が (B) のようになるときは不安定になる可能性があり,



第 12 図

$$\cos[\delta\sqrt{2n(1-n')1+n'^2}] \leq -\frac{1-n}{n+n'}$$

のとき不安定である。また  $g_1, g_2$  の相対位置が (C) のようなときは系は絶対安定である。

したがって, タンク圧と燃焼室圧の比を大きくとれば安定に近づき, 逆にこの比が 1 に近づくと不安定となる傾向がある。また  $n$  は 0 に近いほど安定である。筆者らの実験した過酸化水素ロケットの場合 (b) 型インジェクタを使った場合不安定となったのは,  $p_t/p$  が 1 に近かったことの外  $n$  の値が他種に比し大きかったことが触媒作用が不十分のために  $n$  が大きくなったことが考えられる。

#### § 4. 結 び

以上述べたように, 現在のところいおう過酸化水素を推薬とした制御用ロケットエンジンの実用化のための要点を知ることができたが, これに関する研究はまだ完成途上にあり, 今後解決せねばならぬ問題が山積している。それらの解決にあたっての広範囲の他分野の研究者のご協力をここにお願ひする次第である。

なお, この研究は生研 SE 研究班の研究の一部として行なわれたものであることを付記する。

(1963 年 1 月 16 日受理)

#### 文 献

- 1) 秋葉謙二郎, 長友信人, 松尾弘毅: 人工衛星計画試案 I ~ III, SE TN-62-001~3-P. 1962 年 7 月
- 2) F. D. Rossini et al.: Selected Values of Chemical Thermodynamic Properties, NBS C-500
- 3) V. N. Huff et al.: General method and Thermodynamic Tables for Computation of Equilibrium Composition and Temperature of Chemical Reactions, NACA TR 1037
- 4) Nah S. Dairs, Jr.: Design of Catalyst Packs for the Decomposition of Hydrogen Peroxide, Liquid Rockets and Propellants, Progress in Astronautics and Rocketry-Vol. 2., Academic Press, NY. 1960
- 5) H. S. Tsien: Engineering Cybernetics, Mc, Gra-Whill, 1954