

# 現用固体推進について

倉 谷 健 治

固体推進を選定する際には、理論比推力、燃速、物性値の3者が検討され、与えられた設計条件に最も適したものが採択される。しかも、今後は性能のより一層の向上は不断に追求されるであろうが、一方フライト時の軌道精度の向上が技術的な最大関心事の一つとなるであろう。それゆえ、推進の燃速、物性値のばらつきの程度を現状で概観し、今後の品質管理上の目処を立てる必要があると考えられる。たまたま、昭和44年3月にその当時までの（昭和41年12月に製造工程の管理が改善されたのでそれ以降昭和44年3月まで）推進の物性値、燃速を概観した資料を作成したこと[1]があるので、その後品質管理が向上しているかについてまず検討する。また昭和44年末より物性測定には物性懇談会方式[2]によることと規格化したため、それ以後より信頼性の高い物性値がえられるようになったが、その値がどれ位の大きさを確認し、今後の品質管理に役立てたいと考えている。一方性能向上の目安には当然理論比推力値が対照されるから、その計算結果も終節にまとめることとした。

## 1. ば ら つ き

### a. 同一ロット内のばらつき

同一ロット内のばらつきのデータはわれわれには入手し難いが、燃速については各ロットより2本の80φモータをサンプリングし、その燃速を求め、両者の比の分散を測定した例がある。この値は同一ロット内での燃速の相対標準偏差に当るとみられ表1に示されている。

表1 ロット内での燃速の偏差

推 薬	使用号機	サンプル数	相対標準偏差 $\sigma/\bar{X}$	備 考
UP-10	M-4 S-2 の M-10	41	1.73%	
UP-18	M-4 S-2 の M-20	14	0.85	
UP-20	MT-135	17	0.69	
BP-17 BH	M-12	26	0.93	

これに対し Majerus ら[3] は同一ロット内の燃速の相対標準偏差として 0.8% の規格値を上げているが、上例は UP-10 を除き、ほぼこの規格値程度におさまっていると言える。

燃速以外の物性値については河田[4]の測定例があり、これを文献値と比較すると相対標準偏差の値は下表のようになる。

表 2 ロケット内での各種物性値の偏差

	極大抗張力 $\sigma_m$	極大伸び率 $\varepsilon_m$	ヤング率 $E$	密度 $\rho$
河田 <sup>4)</sup> UP*	4.6% (5)	8.9% (5)	13.3% (5)	
河田 <sup>4)</sup> BP	1.9 (5)	29 (5)	9.3 (5)	
SPIA <sup>5)</sup> 平均	2.7 (20)	6.1 (20)	6.3 (20)	
" 荷重平均	0.7 (20)	2.3 (20)	2.7 (20)	
Majerus <sup>3)</sup> 規格			8	0.3

\* ( ) 内はサンプル数を示す。

\*\* UP はポリウレタン系, BP はポリブタジエン系推薬の略号。

## b. 同一エンジン内のバッチ間のばらつき

あるエンジンに仕込まれる推薬はほぼ同一時期に製造されたものであるから、その際のばらつきを整理した。

表 3 同一エンジンに仕込まれたバッチ間の物性値と偏差

推 薬	使用号機	物性値	$\bar{X} \pm \sigma$	相対標準偏差 $\sigma/\bar{X}$ (サンプル数)
UP-10	M-10-2	極大抗張力	14.09 $\pm$ 1.12	8.0% (218)
		燃速	6.15 $\pm$ 0.210	3.4% (218)
UP-10	L-3 H-4 の B <sub>1</sub>	極大抗張力	17.95 $\pm$ 2.54	14.1% ( 8)
		燃速	6.11 $\pm$ 0.141	2.31% ( 8)
UP-10	L-4 T-1 の SB #1	燃速	5.97 $\pm$ 0.088	1.47% ( 8)
"	SB #2	"	5.97 $\pm$ 0.123	2.06% ( 8)
"	L-4 S-4 の SB #1	"	5.76 $\pm$ 0.127	2.38% ( 8)
"	SB #2	"	5.76 $\pm$ 0.085	1.47% ( 8)
UP-7	L-3 H-4 の B <sub>1</sub>	極大抗張力	16.54 $\pm$ 1.37	8.3% ( 5)
		燃速	5.82 $\pm$ 0.238	4.09% ( 5)
UP-10	M-4 S-2 の M-10	燃速	6.08 $\pm$ 0.197	3.24% ( 83)
UP-18	M-4 S-2 の M-20	燃速	6.14 $\pm$ 0.200	3.29% ( 28)

BP-17 BH については、M-12 に直填された各セグメントが同一の燃速となるように触媒量で調整されているので、これらは各セグメントごとに別の母集団に属するとして、数種の物性値の相対標準偏差を求めた。

表 4 M-12 用 BP-17 BH 推薬の物性値と偏差

	第1セグメント(9)*	第2セグメント(8)	第3セグメント(9)
燃速 $\left\{ \begin{array}{l} \bar{X} \pm \sigma \\ \sigma/\bar{X} \end{array} \right.$	8.386 $\pm$ 0.131 1.56%	8.462 $\pm$ 0.153 1.81%	8.635 $\pm$ 0.111 1.28%
極大抗張力 $\left\{ \begin{array}{l} \bar{X} \pm \sigma \\ \sigma_m/\bar{X} \end{array} \right.$	11.389 $\pm$ 0.415 3.65%	11.510 $\pm$ 0.252 2.19%	12.022 $\pm$ 0.148 1.23%

極大伸び率 $\varepsilon_m$	$\bar{X} \pm \sigma$	53.3 ± 3.68	55.6 ± 1.65	43.3 ± 2.45
	$\sigma/\bar{X}$	6.9%	3.0%	5.7%
ヤング率 $E$	$\bar{X} \pm \sigma$	55.1 ± 3.73	56.0 ± 2.00	69.2 ± 3.65
	$\sigma/\bar{X}$	6.8%	3.6%	5.3%
密度 $\rho$	$\bar{X} \pm \sigma$	1.675 ± 0.00124	1.674 ± 0.00120	1.676 ± 0.00174
	$\sigma/\bar{X}$	0.074%	0.071%	0.104%

\* ( ) 内はサンプル数.

ここで参考までにバッチ間の相対標準偏差の文献値を示すと

	燃速 $r$	極大抗張力 $\sigma_m$	極大伸び率 $\varepsilon_m$	ヤング率 $E$	密度 $\rho$
Majerus <sup>3)</sup>	1.25%	—	—	10%	0.3%
Boyars <sup>6)</sup>	2.06%	7.2%	8.9%	9.9%	0.085%

で、表 4 の BP-17 BH の結果は Majerus の燃速に対する規格値よりはばらつきが大きい、Boyars がポリブタジエン推薬の再現性の一例として示した値よりはばらつきが少ないことが見出される。

### c. 異種エンジン間でのばらつき

長期にわたって、エンジンごとに製造される場合のばらつきを見るために現用推薬の物性値、燃速のばらつきをまとめたが、従来から使用し続けている薬種については昭和 41 年 12 月～昭和 44 年 3 月の分と、それ以降とに分けて両者の間に有意差があるか否かも見ることとした。本文で燃速を特に取上げているのはエンジンの燃焼性能のばらつきを支配する最大因子が燃速のばらつきであるためである [3]。また、物性値の中では抗張力の値のみが従来のダンベル 2 号試験片によるデータ中では信頼できるので、物性値とそのばらつきを見る代表例として取上げている。44 年末より物性懇談会方式 [2] が規格化されてからは、極大伸び率  $\varepsilon_m$ 、ヤング率  $E$  も測定され、信頼性のある値が得られるようになったので、 $\varepsilon_m$ 、 $E$  の測定値のあるものは取上げたが、ダンベル 2 号試験片による破断伸び率  $\varepsilon_b$  は全数除外し、物性懇談会方式でも明確な  $\varepsilon_m$  が求められず破断に至ったものも (検査成績表に 30% 以上などという記述がなされている) 除外してある。なお、表 5 では正確な平均値を求める意味で、薬種に応じて最小単位重量を決め、たとえば UP-10 では 300 SB 以下を  $\omega=1$ 、735<sup>3</sup>/<sub>3</sub> は  $\omega=8$ 、M-10 は  $\omega=60$ 、M-11 は  $\omega=78$  において荷重平均をとることとした。しかし、この方法では異種エンジン間での同一推薬についての物性値の標準偏差は求められない。大型エンジンでも、それに使用した全バッチにつきメーカーでは物性値を求めているので、その値が公表されれば、その平均値、分散、およびバッチ数をもとにして、その薬種が長期にわたって使用されているときの正確な標準偏差が求められよう。しかし、われわれの手もとにはその資料がないので、表 5 では上記荷重平均法における平均値、標準偏差のほかに、荷重をかけずに単純平均をとったときの平均値、標準偏差をも [ ] 内で示した。この標準偏差も正確な値とは言い難いが、荷重法、単純法の両者での差はさほど著しくないで、ばらつきの

目処を示す参考値と解することはできよう。

なお、表 5-1 で UP-18 の燃速中、1 エンジンの値が異常と見受けられたので、平均値を求める場合には、この値を除外した。

表 5-1 異種エンジン間のばらつき (極大抗張力  $\sigma_m$  と燃速  $r$ )

	極大抗張力 $\sigma_m$				燃速 $r$			
	サンプル数	平均値 $\bar{X}$	$\sigma$	$\sigma/\bar{X}$	サンプル数	平均値 $\bar{X}$	$\sigma$	$\sigma/\bar{X}$
UP-10*	134 [ 35	14.14 14.06	3.79 2.96	26.9 21.0]	134 [ 35	5.97 6.04	0.160 0.181	2.69 3.00]
UP-18*	10 [ 6	14.86 15.27	2.66 3.03	17.9 19.8]	10 [ 6	5.05 5.05	0.124 0.155	2.45 3.07]
BP-12*	40 [ 8	18.73 17.50	2.90 3.16	18.5 18.0]	40 [ 8	6.14 6.10	0.181 0.202	2.95 3.31]
BP-17*	32 [ 6	10.89 10.35	1.76 2.39	16.2 23.1]	32 [ 6	5.39 5.57	0.107 0.078	1.99 1.40]
UP-10	354 [ 44	11.29 10.12	2.11 2.45	18.7 24.2]	354 [ 44	6.03 6.02	0.112 0.201	1.86 3.34]
UP-18	19 [ 11	12.05 11.52	2.48 2.23	20.6 19.3]	16 [ 10	4.89 4.85	0.101 0.104	2.07 2.14]
PB-12	110 [ 10	12.08 11.82	1.86 1.75	15.4 14.8]	110 [ 10	6.29 6.23	0.261 0.229	4.16 3.68]
PB-17	58 [ 10	9.18 10.31	2.02 2.27	22.0 22.0]	58 [ 10	5.75 5.51	0.280 0.279	4.87 5.07]
PB-20	9 [ 3	11.74 11.83	0.23 0.25	2.0 2.1]	9 [ 3	6.65 6.64	0.222 0.194	3.34 2.92]
BP-20 B	12 [ 4	9.36 9.07	0.55 0.82	5.9 9.0]	12 [ 4	7.01 7.05	0.242 0.237	3.45 3.36]
UP-7	8	10.02	2.26	22.6	8	5.49	0.134	2.45
IP-1	16	34.33	4.04	11.8	16	25.39	0.629	2.48
SEP-75	17	8.78	2.61	3.0	17	6.14	0.115	1.87
UP-25	8	7.54	0.44	5.9	8	4.75	0.176	3.72
BP-16	7	14.39	1.64	11.4	7	10.30	0.575	5.58

\* 昭和 44 年 3 月以前のもの。

[ ] 内は単純平均, その他は荷重平均。

表 5-2 異種エンジン間のばらつき (極大伸び率  $\varepsilon_m$  とヤング率  $E$ )

	極大伸び率 $\varepsilon_m$				ヤング率 $E$			
	サンプル数	平均値 $\bar{X}$	$\sigma$	$\sigma/\bar{X}$	サンプル数	平均値 $\bar{X}$	$\sigma$	$\sigma/\bar{X}$
UP-10	162 [ 23	26.4 28.3	9.3 10.5	35.2 37.1]	34 [ 20	85.2 87.2	22.7 18.3	26.6 21.0]
UP-18	8 [ 4	22.2 22.0	2.33 2.12	10.5 9.6]	8 [ 4	124.7 121.0	7.61 9.25	6.1 7.6]
BP-12	55 [ 5	38.5 40.2	3.31 4.17	8.6 10.4]	55 [ 5	69.2 65.8	7.51 8.57	10.9 13.0]

BP-17	42 4	62.8 70.8	5.82 14.18	9.3 20.0]	26 [ 4	36.5 33.3	2.69 3.40	7.4 10.2]
BP-20		~50**				~60**		
BP-20 B		~70				~36		
UP-7		~30				~70		
IP-1		~40				—		
SEP-75		~30				—		
UP-25		~30				—		
BP-16		~40				—		

\* サンプル数が少ないので大略の平均値を示した。

## 2. ばらつきへの考察

表 1~5 の結果から導かれる事実を列挙して検討を加えると

- i) 人為的に昭和 44 年 3 月を境界とし、その前後での品質管理状況を表 5-1 から見ると、表示した標準偏差、相対標準偏差の値そのものが、前記のように不確実なものであるにしても、両者の間には大差がないとみられる\*。
- ii) 表 1, 2 では同一ロット内の値を取扱っているのに、その標準偏差も表 3, 5 に比べて小さいのは当然である。ここで興味深いことは同一エンジンに仕込まれた推葉でもバッチが違えば表 3 に示すような偏差を生じ、その値はむしろ表 5 の値に近い。フルサイズエンジンの性能をあらかじめ把握するために、80φ 抽出モータによって燃速が検定されるが、小型モータのようにフルサイズエンジンと同一バッチから 80φ モータが抽出されている場合ならば表 1 または表 2 に示す相対標準偏差を見込んでおけばよいが、多数個のバッチがフルサイズエンジンに仕込まれているときには表 5 程度のばらつきを生じているとしなければならぬ。
- iii) 設計値と大幅に相異なるような物性の推葉が製造されたときはもちろんこれを拒否しなければならない。推葉の物性中、最も重要と思われるものは燃速と伸び率で、伸び率については別項で述べることにし、ここでは燃速について検討を加える。表 3 の標準偏差値は表 5 とは異なっており、正確な値とみなされるが、表 3 記載の 9 例の相対標準偏差の平均値を求めると 2.65% となる。異種エンジン間でも同一葉種では、この程度の相対標準偏差がみられとる仮定すれば、たとえば片側 2.5% の棄却率を見込む場合には、燃速値が表 5 の荷重平均値より  $2.65 \times 1.96 = 5.2\%$  外れたものは受入を拒否することとなる。しかし、もし Majerus の規格値内に相対標準偏差が保たれた場合には、この拒否基準による棄却率は 3/1000% となり、ゆるやか過ぎる基準と言えよう。しかし、現状ではチャンバの耐圧が 10% 程度の余裕を見込んでいるので

$$p \propto (r)^{1/1-n} \quad (n: \text{圧力指数})$$

の関係から見れば、ほぼ見合う基準値といえる。なお、チャンバ耐圧は燃速上限値を規制す

\* 正確には偏差に有意差があるか否かは  $F$  検定と呼ばれる等分散検定をすればよく、平均値に有意差があるか否かは等分散のときには  $t$ -検定、不等分散のときには Welch 検定をすればよいが、表 5 の標準偏差値は参考値に過ぎないので、この計算は省略した。

るが、一方燃え切り秒時の制約、推力に対する最小要求値等によって下限も指定され、今後、性能向上をめざして限界設計に取組もうとするならば、現状の推薬物性のばらつきは大きな障害となると予想される。それゆえ、ここ数年、品質管理の向上は認められないが、抜本的な改善策を立てることが必要であろう。

### 3. 伸び率の限界値

エンジンを設計する場合はもちろん、納入されたエンジンを受入れる場合にも、果してその推薬にひび割れが発生したりすることなく正常に燃焼するか否かを判定する必要に迫られる。それには精確な理論の完成を待っている余裕もないので、取りあえず簡単な判定基準を設けることとした。

着火時の圧力急上昇に対するひずみ [7] は、チャンバのヤング率が高いときには問題とならないほど小さいので、保管が長期にわたったときの熱的応力によるひずみが最も危険と考えられる。ことに、直填方式がローディングの主流となってきたため、ブロック成型方式より、伸び率が数倍高くなっていることが要請されるようになっている。したがって、この点からの判定は実際問題としてはきわめて重要なものである。

エンジン内に発生する熱収縮によるひずみ  $\epsilon_M$  は、Kruse [8] が近似式で与えているが、この式をフィレット尖端部の応力集中係数  $K$  [9][10] を加味して改めると、円周方向のひずみの概略値は

$$\epsilon_M = \frac{3}{2} \alpha \left[ K \left( \frac{b}{a} \right)^2 - 1 \right] [T_c - T_s] \quad (1)$$

で表わされる。ここに

$\alpha$ : 線膨脹係数  $1.1 \times 10^{-4}/^\circ\text{C}$  とおく。

$a$ : フィレット尖端部を包絡する外接円径

$b$ : 推薬外径

$T_c, T_s$ : それぞれ硬化温度と保管温度

である。

一方 Smith [11] によれば、線型粘弾性体では、定ひずみ速度での引張試験および定ひずみでの応力緩和のいずれに対しても  $\log \epsilon \sim \log t$  の曲線は同一の傾斜  $b$  をもち、この関係は一般の粘弾性体にも適用できるとしている。したがって、推薬に対してもこの関係が成立すると考え、定ひずみ試験での  $t = 1 \text{ min}$  のひずみ量は  $1 \text{ min}^{-1}$  の定ひずみ引張試験で得られる極大伸び率  $\epsilon_m$  に置き換えられると仮定する。 $\log \epsilon \sim \log t$  の傾斜  $b$  は実験結果 [12] および文献値 [13] から、ほぼ  $b = 1/10 \sim 1/12$  と見積もられるので、簡単化するため  $b = 1/12$  とし、保管期限を 2 年間 ( $10^6$  分) とすると、 $1 \text{ min}^{-1}$  で測定した  $\epsilon_m$  の値と 2 年後のひずみ量  $\epsilon_2$  との間には

$$\epsilon_m / \epsilon_2 = 10^{1/2} = 3.16$$

の関係が成立する。それゆえ、2 年間の保管に耐えうるための判定基準は

$$\epsilon_m / 3.16 > \epsilon_M$$

となる [14]。ここに極大伸び率  $\epsilon_m$  は  $20^\circ\text{C}$  で標線間 50 mm の試験片につき 50 mm/min

で引張試験を行なったときの値と物性懇談会方式で規格化されている。

この基準は Wiegand [15] の破断伸び率  $\varepsilon_b$  を用いた基準

$$\varepsilon_b/2 > \varepsilon_M$$

よりは厳しく, Landel の (引張速度  $0.0006 \text{ min}^{-1}$ )

$$\varepsilon_M < \varepsilon_L = \sigma_m/E$$

とは同程度とみられる。

直噴エンジンでは  $\Delta T = T_c - T_s$  が  $60^\circ\text{C}$  前後とみられるので, 応力集中係数, 半径比に平均的な値を採用して (1) 式で概算すると,  $\varepsilon_M \approx 10\%$  程度となるから, 極大伸び率は少なくとも  $35\%$  程度は必要ということになる。これに対しブロック成型方式では  $\Delta T = 20^\circ\text{C}$  と見積もられるので, 上記の値の  $1/3$  程度の伸び率があればよいこととなる。表 5 の結果をこれと対照すると, 現状での安全率の概略値が導かれよう。

以上は引張試験も保管もともに  $20^\circ\text{C}$  で行なわれたとした場合にのみ適用されるが, 実際には保管中の温度は必ずしも一定ではないので, 累積破壊に関する Miner の式 [16] を用いて近似度を高めることが望ましい。

#### 4. 理論比推力の計算

各種推進剤の比推力の計算は別に新しい問題でもないが, ポリウレタン, ポリブタジエンの両現用推進剤について, 組成変化に伴う燃焼室圧  $50 \text{ atm}$  での燃焼室温度  $T_c$ , および, 膨脹比  $50:1$  でノズルを通過した際に得られる比推力  $I_{sp}$  の値をグラフにまとめ上げ, 任意の組成について,  $T_c$  および  $I_{sp}$  を概観し, 相互の比較検討を容易にすることを試みた。

計算には JANAF の熱力学定数表<sup>17)</sup>を用いたが, それ以外に使用した定数は

ポリウレタン	$\text{C}_{1.0}\text{H}_{1.9099}\text{O}_{0.3333}\text{N}_{0.01802}$	生成熱	$-760 \text{ cal/g}$
ポリブタジエン	$\text{C}_{1.0}\text{H}_{1.49635}\text{O}_{0.01460}$	"	$-263 \text{ cal/g}$
過塩素酸アンモニウム	$\text{NH}_4\text{ClO}_4$	"	$-69.42 \text{ kcal/mole}$
アルミニウム	$\text{Al}$	"	$0 \text{ kcal/mole}$

で, まず始めに気相生成物として,  $\text{O}$ ,  $\text{O}_2$ ,  $\text{H}$ ,  $\text{H}_2$ ,  $\text{OH}$ ,  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{CO}$ ,  $\text{CO}_2$ ,  $\text{N}$ ,  $\text{N}_2$ ,  $\text{NO}$ ,  $\text{Cl}$ ,  $\text{Cl}_2$ ,  $\text{HCl}$ ,  $\text{ClO}$ ,  $\text{COCl}$ ,  $\text{HCN}$  の 17 成分を与え, アルミニウムは全量アルミナ  $\text{Al}_2\text{O}_3$  にまで酸化されているが,  $2,315^\circ\text{K}$  以上では液相,  $2,315^\circ\text{K}$  以下では  $\alpha$ -相の結晶であり, さらに場合によっては\* 酸素不足のため, 固相のグラファイトも生成しうると仮定した近似法で計算した。ここにこれら 17 成分を選出した理由は燃焼室温度で  $10^{-5} \text{ mole\%}$  を超えるもののみを対象とすることにしたためである。次に計算をより精確にするために, アルミニウムが塩素化または酸化されるとして, 気相生成物に  $\text{Al}$ ,  $\text{AlCl}$ ,  $\text{AlCl}_2$ ,  $\text{AlCl}_3$ ,  $\text{AlH}$ ,  $\text{AlO}$ ,  $\text{AlOH}$ ,  $\text{AlOCl}$ ,  $\text{Al}_2\text{O}$  が加わり, さらに気相の  $\text{C}$  も生成するとし計 27 種の気相成分系での計算を行なった。この場合の生成物の選定も上記と同一の理由に依っている。なお, この場合には凝縮相としては  $\text{Al}_2\text{O}_3$  を考えた。

\* たとえばポリブタジエン 20, アルミニウム 15, 過塩素酸アンモニウム 65 の組成では, ノズル出口温度  $T_e$  の平衡組成中には固相グラファイトの生成が結論される。しかし, 相律に規制されるから, 凝縮相としてはある温度, 圧力下では 2 相しか存在しない。

計算は日本電子製データ処理装置 JEC-5 を用いて行なったが、計算に使えるメモリが約 2 K と限定されているので、プログラムは各温度での平衡組成の計算、その検算、エンタルピー、エントロピーの計算の 3 部に分割した。燃焼室温度  $T_c$  のような高温では 28 成分系での計算を行なうのが望ましいが、ノズル出口での排気温度  $T_e$  での平衡組成を計算する場合には、ことに  $T_e$  が 2,000°K 以下となる場合には、18 成分系の近似計算でも十分に精確であることが、本計算の結果から明らかとなった。

比推力を計算するには、取扱いを簡単にするために、凝縮相の各粒子は気相成分と熱平衡にあつて燃焼室温度  $T_c$  にあり、気体分子と同じ速度でノズルを通過するとした。燃焼室圧  $p_c=50$  atm の燃焼生成気体はノズルで  $p_e=1$  atm まで等エントロピー膨脹し、ノズル出口で温度  $T_e$  にまで降下するが、その間においては、各時点の温度での平衡組成が保たれてい

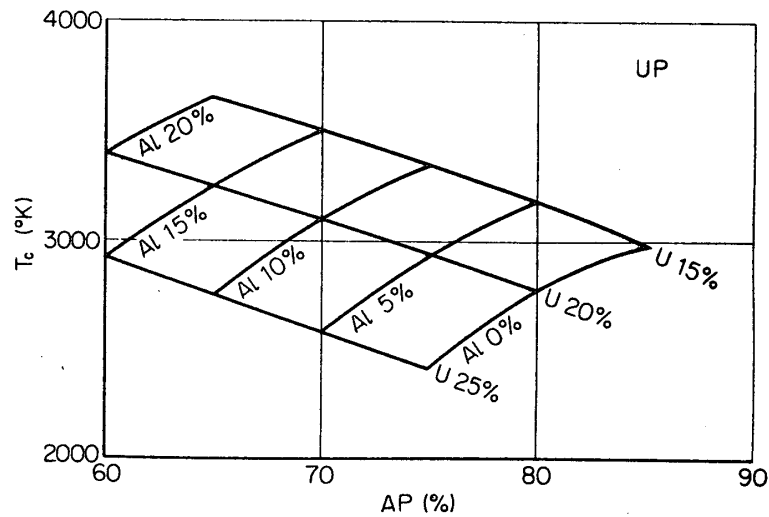


図 1(上)

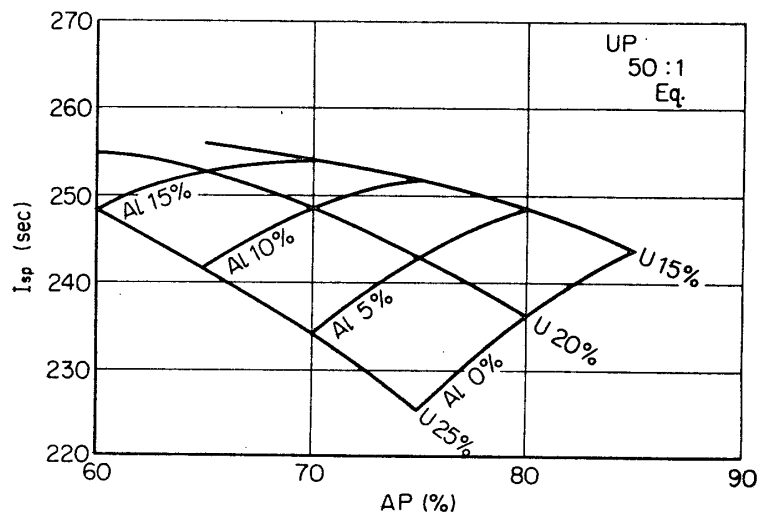


図 1(下)



とした (平衡移動の仮定). それゆえ,  $N_i, N_j$  でモル数を表わし,  $i$  は全成分を  $j$  は気相成分のみを表わすと規定すると, 出口温度  $T_e$  は

$$\begin{aligned} & \sum_i N_i(T_c) S_i^0(T_c) - R_0 \sum_i N_i(T_c) \ln \frac{N_i(T_c)}{\sum N_j(T_c)} - R_0 \sum_j N_j(T_c) \ln p_c \\ &= \sum_i N_i(T_e) S_i^0(T_e) - R_0 \sum_j N_j(T_e) \ln \frac{N_j(T_e)}{\sum N_j(T_e)} - R_0 \sum_j N_j(T_e) \ln p_e \end{aligned}$$

より求められる. ここに  $R_0$  は気体定数である. したがって比推力  $I_{sp}$  は, 平均分子量を  $M$  とすると

$$I_{sp} = \frac{1}{g} \sqrt{\frac{2[\sum N_i(T_c) H_i(T_c) - \sum N_i(T_e) H_i(T_e)]}{M}}$$

で与えられる. ここに  $H_i(T_c) = [H^0(T_c) - H^0]^i$  の略である.

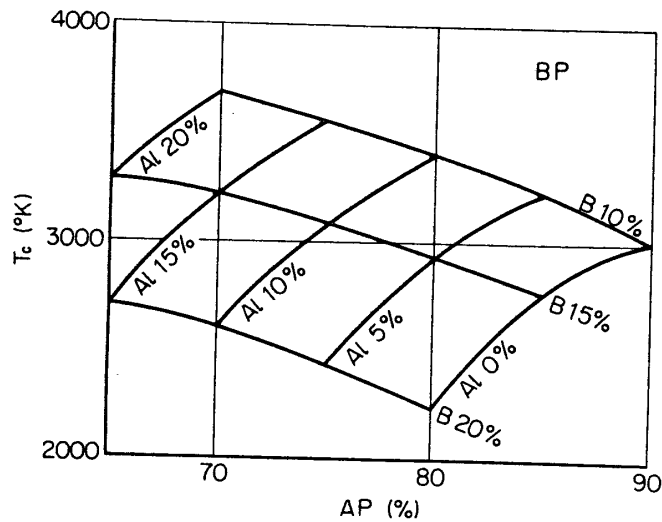


図 2(上)

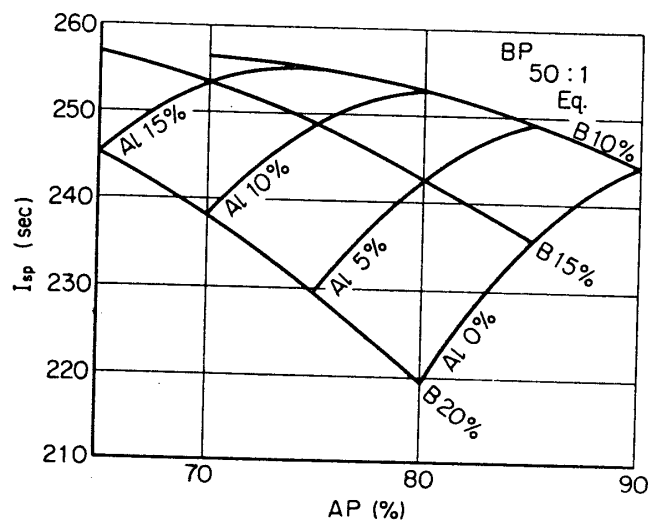


図 2(下)

計算結果は近似の精度を確かめる意味も含めて、図 1, 2 に 18 成分系での、図 3, 4 に 28 成分系での結果としてそれぞれ示した。これらは縦軸に燃焼室温度  $T_c$  (°K) および比推力  $I_{sp}$  (sec) を、横軸に過塩素酸アンモニウム AP 重量 % をとり、ポリウレタン U% (またはポリブタジエン B%) と、アルミニウム Al% とをパラメータに取った。

これらの図を比較するとアルミニウム含有量が少ない場合には当然のことながら 18 成分系での近似計算も 28 成分系での計算結果と大差はないが、われわれが現在主要ロケットエンジンに採用している推進剤は表 6 にも示すように、アルミニウム含有量がかなり高いので、28 成分系での計算結果を理論値として採用すべきであろう。表 6 はしたがって図 3, 4 の結果を現用推進剤に適用した場合の燃焼室温度と比推力の値である。

以上述べてきた所では燃焼室およびノズル出口で生成物はその温度での平衡組成に達して

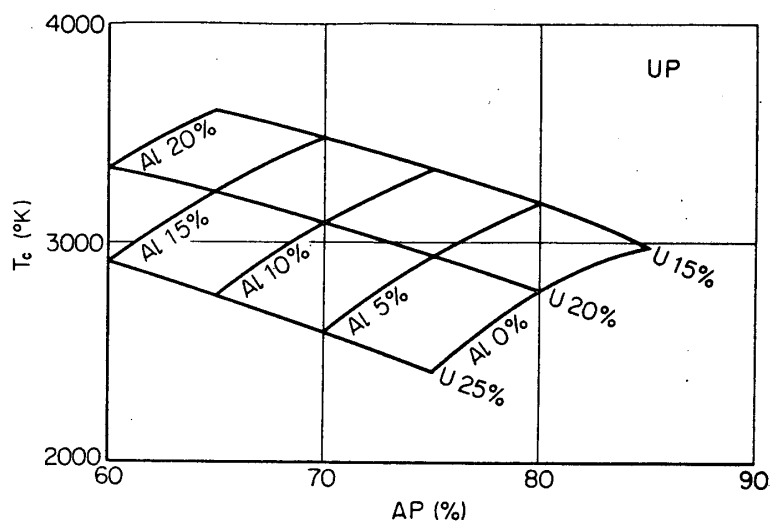


図 3(上)

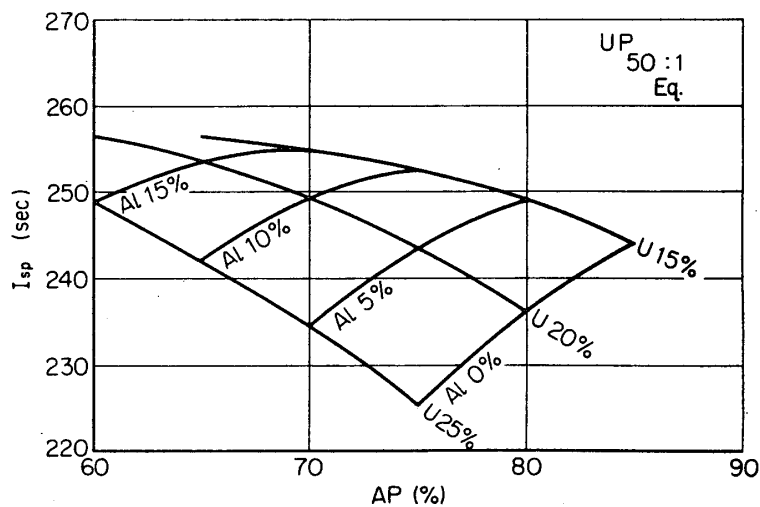


図 3(下)

いると仮定されているが、実際にはアルミニウムが含まれているとき、それがアルミナにまで完全に酸化されていない。たとえば、燃焼後に、拡散筒壁へ付着した固形物を分析すると、大量のアルミニウムが見られるし、また極微粒のアルミニウムを用いると、酸化がより完全に近く進行し、エンジンの燃焼性能も高くなることが知られている。このほか、凝縮相の微粒子が気体中に含まれているとき、当然流れの抵抗損失も考えられるので、以上の理論的比推力値ばかりではなく、有効比推力値を見出す必要があるが、今の所、その解析を行なうには致っていない。

終わりに表作成に当っては手もとの資料のみに依ったので完全を期し得なかったが、その際御協力頂いた、日産自動車宇宙航空事業部、日本油脂川越工場の関係各位に厚く謝意を表す。また第 4 節の計算は基礎開発研究費に依った。

1972 年 6 月 10 日 原動機部

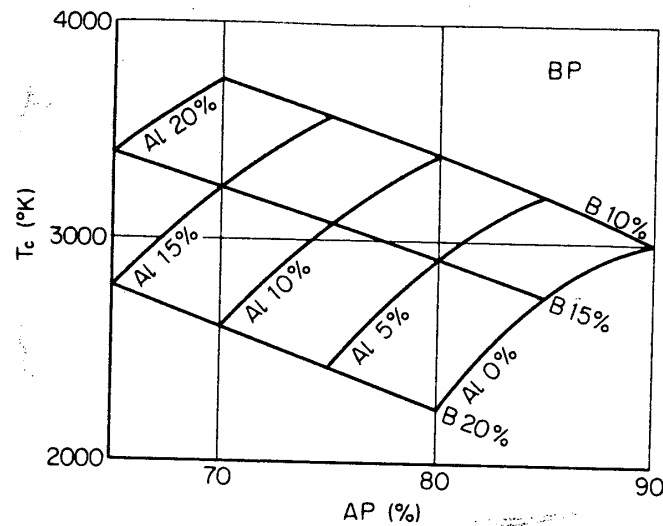


図 4(上)

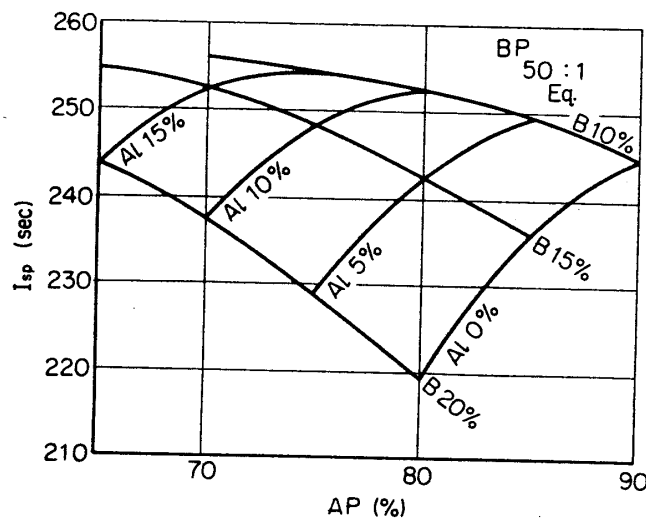


図 4(下)

表 6 現用推薬の燃焼性能 (Fig. 3, 4 より)\*

薬 種	燃 料	アルミニウム	過塩素酸アンモニウム	燃焼室温度	比推力 (50 : 1 平 衡)
ポリブタジエン					
BP-12	16%	16	68	3,150°K	251.5 sec
BP-17	19	16	65	2,820	246
BP-16	20	5	75	2,430	229
BP-20	17	16	67	3,050	250.5
BP-14	19	17	64	2,800	244
BP-22	18	18	64	2,940	246
ポリウレタン					
UP-10	24	10	66	2,840	243.5
UP-7	25	13	62	2,850	245.5
UP-18	21	14	65	3,140	250.5
UP-25	25	0	75	2,420	225.5

\* BP 推薬については過塩素酸アンモニウム含有量 65% 以下の所は作図が完成していないので、BP-14, BP-22 は与えられた組成から 28 成分系の計算で個別に算出したものである。

## 参 考 文 献

- [1] 倉谷健治, 推薬物性シンポジウム, p. 56, 昭和 44 年 6 月 (於東大宇宙研)
- [2] 推薬物性懇談会, 推薬物性シンポジウム, p. 1, 昭和 44 年 6 月 (於東大宇宙研)
- [3] J. N. Majerus, H. P. Briar, J. H. Wiegand, J. Spacecraft, 2, 833 (1965).
- [4] 河田幸三, 井田峰人, 第 12 回宇宙科学技術講演会, p. 30 (1969).
- [5] SPIA/PP 8, "Method for Determining the Tensile Properties of Solid Rocket Propellants", II (1957).
- [6] C. Boyars, K. Klager, "Propellants Manufacture, Hazards and Testing", Amer. Chem. Soc., (1969).
- [7] M. L. Williams, "Solid Propellant Rocket Research", ed by M. Summerfield p. 67 (1960).
- [8] K. B. Kruse, W. R. Mahaffey, AIAA J., 1, 2320 (1963).
- [9] M. L. Williams, ARS J., 29, 260 (1959).
- [10] D. D. Ordahl, M. Z. Williams, Jet Propulsion, 27, 657 (1957).
- [11] T. L. Smith, J. Polymer Sci., A, 1, 3579 (1963).
- [12] 上野善衛, 笠間恒雄, 推薬物性シンポジウム, p. 13, 昭和 44 年 6 月 (於東大宇宙研).
- [13] A. R. Zak, J. Spacecraft, 5, 265 (1968).
- J. N. Majerus, M. Tamekuni, J. Spacecraft, 3, 397 (1966).
- R. N. Chappell, et al., I. Spacecraft, 5, 42 (1968).
- M. Shorr, A. J. Zaehring, "Solid Rocket Technology", p. 166 (1967)
- [14] 同様な判定基準が井田峰人, 笠間恒雄, 推薬物性シンポジウム, p. 46, 昭和 44 年 6 月 (於東大宇宙研) に示されている。
- [15] W. T. Milloway, J. H. Wiegand, J. Appl. Polymer Sci., 7, 1325 (1963).
- [16] M. A. Miner, Trans. A. S. M. E., 67, A 159 (1945).

- [17] JANAF, "JANAF Thermochemical Tables", distributed by Clearinghouse (1965), and its Addendum (1966)