

固 体 燃 料

村 田 勉

1. 緒 言 ロケットの推進用に使われる固体燃料は普通いわゆる火薬類に属するものである。火薬類は、その爆発分解機構によってさらに狭義の火薬と爆薬とに分ける。火薬とは燃焼 (combustion, deflagration) をなすものであり、爆薬とは、爆轟 (detonation) をするものである。ロケット用固体燃料は、この中の火薬でなければならぬ。もし燃焼すべき火薬がなんらかの理由で爆轟を起したら所望の推進作用を発揮しないで、破壊作用を呈することとなり、全く目的に副わぬばかりでなく甚だしい危険を伴う。

燃焼とは反応熱が伝導により逐次隣接層を発火点に高めて進行する分解反応か、または反応生成活性粒子の拡散衝突により分解が進行するものであり、爆轟とは衝撃波の伝播を基礎として分解反応が進行するもので、その衝撃波は分解反応エネルギーで支持されるため衰えないで高速をどこまでも保つ。その速度は常にその固体自身の弾性波の速度より大きい。

燃焼の速さは燃速 (burning rate) と云い、爆轟の速さは爆速 (detonation velocity) と云う。前者は大気圧下では僅かに数 mm/sec であるが、後者は 7,000m/sec 程度に達するものが珍しくない。

さて、本稿では爆薬についてはぜんぜん触れず、もっぱらロケット用固体燃料としての火薬に関して、燃焼特性や実用されるものの種類や製造法等を簡単に述べてみたいと思う。

2. ロケット火薬の燃焼 ロケットエンジンの燃焼室内における燃焼圧力は普通の砲や銃の薬室内の燃焼圧力よりもずっと小さくなければならぬ。そして圧力の時間曲線はなるべく平らであることが望ましい。そのような要求を満たすために砲の場合には起らない困難さに遭遇することが多い。

砲においては、砲身、弾丸の要求性能に応じて発射薬を設計することが体系化している。¹⁾ しかしロケットにおいては現在いまだ理論が火薬化学者の設計を実際的に助けるに十分でない。

さて固体火薬の燃焼は表面で起り、かつ各点で表面に垂直に進行するから、ある時間後の燃焼表面は始めの表面に相似形である。したがって火薬の燃焼は平行燃焼と呼ばれる。

燃焼を起させるには、点火薬を用うる。点火薬の火が

本体火薬の全表面に拡がる現象を伝火と云う。伝火の速度は燃焼の速度に比してずっと大きいから、普通は伝火が瞬間的に行われると考える。然しながら実際には火薬の装填条件や点火薬の条件によっては瞬間的でない伝火の場合もあり得る。

火薬の線燃焼速度は次の4つの要素に影響される。

- (a) 火薬の組成 (b) 燃焼圧力
(c) 火薬の温度 (d) 燃焼面の上のガス速度

そこでこれ等4要素につきまず簡単に説明しよう。

(a) 火薬組成の影響 火薬組成とは製造の際配合する各種化学物質の割合の他に揮発分や水分があり、またさらに火薬としての膠化状態や密度が燃焼速度に影響する。したがって一般的に火薬組成と燃焼速度との関係を直ちに数式化することが困難である。ただし火薬の燃焼温度は火薬組成から熱力学的に計算され得るから、それと燃焼速度との関連を求むる行き方が最も妥当と思われる。この方面ではフランスの Muraour²⁾ の研究が広範の組成を取扱っていて優れている。しかしそれでもまだ相当に不満足である。

(b) 燃焼圧力の影響 燃焼圧力は燃焼速度に最も大きい影響を有する。それは燃焼により生じた火薬ガスの圧力が高くなれば、活性ガス分子の未燃焼火薬表面への衝突数が増加するからである。

膠質無煙火薬に関しては圧力を p (atm) とし、燃焼速度を w (cm/sec) とするとき、次の3つの表現式が一般に使用される。

$$w = a + bp \quad (1)$$

または

$$w = bp^c \quad (2)$$

あるいは

$$w = a + bp^c \quad (3)$$

砲用火薬の如く圧力が 2,000~3,000 atm の高压で燃焼する場合には(1)式が適当であるが、ロケット火薬の如く 100~200 atm の低压で燃焼する場合には(2)または(3)式が適当である。それは燃焼機構が高压と低压とでは若干異なるからである。

(c) 火薬温度の影響 火薬の温度が高いほど燃焼速度が速くなることはすでに古くから知られていたが、比較的合理的な式は Geckler and Sprenger³⁾ によって導かれた次式である。

$$w = w'_0 e^{\tau(T_0 - T'_0)} \quad (4)$$

ただし、 T_0 は火薬の温度、 T'_0 は基準温度、 w'_0 は火薬温度が T'_0 の時の燃焼速度である。

そこで燃速の温度係数 τ を次の如く定義すれば、

$$\tau = (\partial \ln w / \partial T_0)_p \quad (5)$$

(4)式から

$$\tau = S \quad (6)$$

を得る。

(d) ガス流速の影響 火薬の燃焼しつつある表面に平行なガス流速が増加するほど燃速も増加することは比較的最近に認識されたことである。この現象は焼蝕燃焼 (erosive burning) と呼ばれる。

いまガス流速 0 のときの燃速を w_0 とし、火薬ガス中の音速を火焰温度 T_f のとき a_f とすれば、火薬ガスの流速 u のときの燃速 w は大約式で示される。

$$w/w_0 = 1 + k_a(u/a_f) \quad (7)$$

もしロケットエンジンの内壁と固体燃料の外径との間隙が狭過ぎたり、燃料としての管状火薬の内径が薬長の割に小さ過ぎたりした場合は流速 u が大となりエロージョンが烈しくなる。

この火薬自身の erosion を起す現象と、ロケットのノズルが長時間燃焼ガスに曝されて erosion を受けることは問題が別である。

一例として $T_f = 2470^\circ\text{K}$ のとき $a_f = 9.6 \times 10^4 \text{cm. sec}^{-1}$ で $k_a = 2.47$ である。

3. 各種固体燃料の燃焼特性 ロケット用固体燃料としては膠質無煙火薬が主であるが、その他に過塩素酸塩を主剤とするもの、硝酸ソーダとピクリン酸アンモン混合物、硝安を主剤とするもの、あるいは黒色火薬系等が用いられる。しかし実際には所望の燃速と推力の適合性ならびに貯蔵中の燃焼安定性の信頼度から無煙火薬系と過塩素酸塩系 (Galcit 系等) が各国とも主用されて

第 1 表 JPN の組成と燃焼定数

組 成	Nitrocellulose (N=13.25%)	51.5 %
	Nitroglycerin	43.0 "
	Diethyl phthalate	3.25 "
	Ethyl Centralite	1.0 "
	Potassium sulphate	1.25 "
	Carbon black (added)	0.2 "
燃 焼 定 数	Candelilla wax (added)	0.08 "
	爆発熱	1230cal/gm*
	燃焼温度	2930°C
	燃焼式中の定数 (25°Cで)	
	b	0.0913cm/sec
	c	0.69
	τ	0.0038°K ⁻¹

* 爆発熱は定容の場合でかつ反応生成物中の水は液状としたときの値である。

いるようである。

アメリカの代表的なロケット火薬たる JPN は典型的な膠質無煙火薬であるが、その組成と燃焼特性定数は、第 1 表の如くである。⁴⁾

また別に Crawford 等⁵⁾ は HES 4016 と称する火薬につき、340 atm 以下の圧力で 25°C の温度で第 2 表の如き燃焼式を得ている。

第 2 表 HES 4016 の組成と燃速

組 成	NC (N=13.25%)	54.0%
	NG	43.0 "
	ECL	3.0 "
燃 速	燃速式 $w = 0.158 + 0.0379p^{0.821}$ (25°Cで)	
	$\tau = 0.00402 \sim 0.00410^\circ\text{K}^{-1}$	

次に過塩素酸塩系については Geckler⁶⁾ によれば、第 3 表の如き燃速である。

第 3 表 ALT-161 の組成と燃速

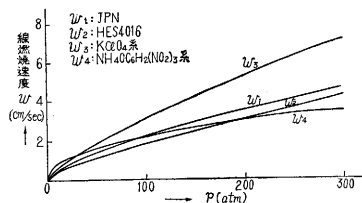
組 成	KClO ₄	76.5%
	Asphalt + 潤滑油	23.5%
燃 速	燃速式 $w = 0.103p^{0.745}$ (15°Cで)	
	$\tau = 0.0013^\circ\text{K}^{-1}$	

また、硝酸ソーダとピクリン酸アンモン混合系では Sage⁷⁾ によれば、燃速は第 4 表の如くである。

第 4 表 NaNO₃-NH₄OC₆H₂(NO₂)₃ 系 480 の燃速

組 成	NaNO ₃	46.4%
	NH ₄ OC ₆ H ₂ (NO ₂) ₃	46.4 "
	Ethyl cellulose (Aroclor)	7.2 "
燃 速	燃速式 $w = 0.276p^{0.45}$ (25°Cで)	
	$\tau = 0.0019^\circ\text{K}^{-1}$	

以上 4 種の他に硝安系火薬についても若干研究されている⁸⁾。それには KCrO₄ や (NH₄)₂Cr₂O₇ の少量を燃焼反応の触媒として使用する。硝安系火薬は燃焼の小さい点



第 1 図 代表的火薬の圧力と燃焼速度

第 5 表 各種代表的火薬の燃焼速度 (cm/sec)

燃速式	P(atm)						
	1	10	50	100	150	200	300
第 1 表の式	0.091	0.447	1.34	2.19	2.90	3.53	4.68
第 2 表の式	0.196	0.409	1.10	1.82	2.48	3.09	4.26
第 3 表の式	0.103	0.573	1.90	3.18	4.29	5.34	7.21
第 4 表の式	0.276	0.778	1.61	2.19	2.68	2.99	3.60

や、燃焼安定性などの点でなお検討の余地がある。また KNO₃ を用いる黒色火薬系についても推力の小さい点

や燃焼安定性等につき検討を要する点が多い。

いま前記 4 種の燃焼式から数値計算した結果は第 5 表の通りである。

なおこれを図示すれば第 1 図の如くなる。

4. 燃焼の安定性 固体発射薬ロケットの平衡圧力は燃焼によるガス発生速度とノズルからのガスの噴出速度とがバランスする点で定まる。今火薬の燃焼表面積を A_p 、ノズルの咽喉面積を A_t 、火薬と火薬ガスとの密度の差を ρ'_p 、流量係数を C_w とすれば、平衡点では次の式が成り立つ。

$$w A_p \rho'_p = C_w A_t \dot{p} \tag{8}$$

そこで

$$w = w'_0 \dot{p}^c (1 + k_r U)_{exp} S (T - T_0) \tag{9}$$

と置いて(8)式を解けば、次の平衡圧力が出る

$$\dot{p} = \{ [w'_0 A_p \rho'_p (1 + k_r U)_{exp} S (T - T_0)] / [C_w A_t] \}^{1/(1-c)} \tag{10}$$

基礎的数値が判明していれば、此の式から \dot{p} を計算して普通には大体満足すべき結果を得る。しかし時によると(10)式で計算される圧力と異なり異常なピーク圧が出たり振動圧力が発生することがある。そしてその原因がどうしても掴めないことがある。現在まだ理論的にこのような燃焼の不安定性を説明し得る程研究が進んでいない。火薬の種類による差、装填条件、点火条件その他沢山の要素が考えられるからである。

(10)式で明かなように平衡燃焼圧力 \dot{p} は火薬表面積とノズル喉断面積との比に支配される。すなわち

$$K_a = A_p / A_t \tag{11}$$

を外部制約係数 (äußere Klemmung) と呼ぶことにする。また(10)式では考えてないがガスが薬室内を流動する空間が実際に圧力に関係を持ってくるから、火薬表面積と自由空間断面積 (free port area) A_f との比も重要である。すなわち

$$K_i = A_p / A_f \tag{12}$$

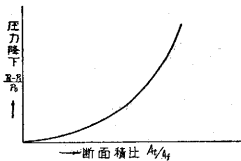
と置きこれを内部制約係数 (innere Klemmung) と呼ぶことにする。

外部制約係数 K_a が大であれば、当然圧力は高まるが、内部制約係数 K_i が大き過ぎると不規圧力を生じ易いこともわれわれの経験するところである。

(12)を(11)で除して

$$K_i / K_a = A_f / A_f \tag{13}$$

なる断面積比と火薬柱に沿う圧力降下との関係は Gohlke⁹⁾ によれば第 2 図の通りである。ただし p_0 は薬室内の静圧であり、 p_1 は薬柱のノズル側の静圧である。



第 2 図 ノズル面積比と薬柱に副う圧力降下

管状火薬の燃焼の安定性を増すために、内径よりや

や小さい直径の孔を薬幹に適當数軸方向に直角に穿つことが有効である。

5. 全面燃焼と端面燃焼 火薬は表面から平衡燃焼をするものであるから、その燃焼ガス発生量の時間的变化は火薬の形状により大いに異なる。ただし火薬の形状函数に関しては筆者¹⁰⁾ の“発射薬の設計理論”に記述してあるからここには触れない。

普通のロケット火薬としては、燃焼面積が時間と共に変化しないことが望ましい。そのために全面燃焼火薬であれば、ある程度以上の長い管状火薬が用いられる。火薬表面の一部に燃焼抑制剤を塗布して制限燃焼 (restricted burning) を行わしめる場合は管状火薬、十字形火薬等がよく用いられる。そのような加工を施すことによって燃焼面積を適当に調節することができる。

また、長い柱状

火薬の側面と一端に抑制剤を施し、他端のみからしか燃えないよう



にしたものを端面 第 3 図 第表的ロケット火薬の断面燃焼火薬といい、比較的長時間小さい推力でロケットを飛ばすために用いられる。

最近 Newman¹¹⁾ は第 3 図 (c) の様な形の火薬が始めの推力をある程度強くするから飛翔体の弾道の初期の安定化に役立つと報告している。

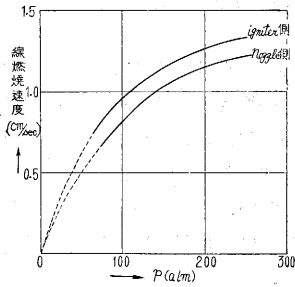
第 3 図 (c) は管状火薬の孔を歯車状の凹凸がある様に造ってあるからこれを歯車孔火薬と呼んでよからう。これは火薬を圧出成形する際のダイスのピンを予めこの形にうまく作っておけば製造可能と思われる。

6. ベビー・ロケット用火薬 先きのペンシル・ロケット用火薬は外径 9.3mm、内径 2.9mm の小さい管状火薬であったから、われわれは製造の容易さから溶剤としてアセトンアルコールを使用することとした。そして成形後十分乾燥した。すなわちいわゆる溶剤火薬の製造法である。

今回のベビー・ロケット用火薬としてはいかなるサイズにするかが問題であったが、筆者は要求性能と火薬製造技術面とを勘案し、丁度武豊工場に來場された糸川教授と火薬圧出機の下で御相談した結果、外径 65mm 内径 7~5mm と決まった。

こうなると相当大型火薬の部類に属するから普通の溶剤火薬の製法では乾燥に数ヶ月を要することとなり実用に間に合わない。それで溶剤なしで膠化剤を多く使って、高温でニトロセルローズを膠化し、可塑性を与えて圧出成形することとした。これに必要なダイスは富士精密工業株式会社で製作してもらった。

その成分に使った物質は大体前に述べた JPN と同じようなものであるが、若干ニトログリセリンを減じ安定



第4図 ベビー・ロケット用火薬の圧力と燃焼速度

膠化剤を増した。これは捏延作業中の発火の危険性を減ずるためである。

本火薬の 26°C 付近の温度における圧力と燃焼速度の関係は第4図の如くである。〔火薬 lot GE-9-1(2)〕

以上筆者は主としてロケット用固体燃料の紹介の意味で代表的な組成や、燃焼性に影響をおよぼす諸要素や燃焼特性等につき述べた後、今回製造したベビー・ロケット用火薬に触れた。近き将来続いて製作される大型ロケット用の火薬の製造には、なお種々困難さがあるが、早急にこれを克服すべく研究中である。(1956. 2. 18)

文 献

- 1) 村田 勉「発射薬の設計理論」工業火薬協会誌 **16**, No. 4, 199—213(1955)
- 2) H. Muraour et G. Aunis "Sur la relation entre la temperature d'explosion d'une poudre et sa vitesse de combustion" Chim. et Industr. **67**, 920

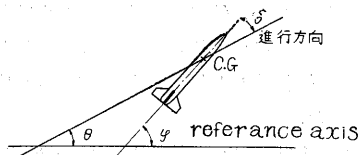
—926. (1952)

- 3) R. D. Geckler and D. F. Sprenger "Correlation of Interior Ballistic Data for Solid Propellants" J. Am. Rocket Soc., Jan.—Feb. 22~26(1954)
- 4) R. N. Wimpres. "Internal Ballistics of Solid-fuel Rockets, New York (1950)
- 5) B. L. Crawford, C. Huggett, F. Daniels, and R. E. Wilfong "Direct Determination of Burning Rates of Propellant Powders" Analyt. Chem. **19**, 630—633(1947)
- 6) R. D. Geckler "Fundamentals of Solid-Propellant Rocket Motors" Am. Inst. Chem. [Engrs., Los Angeles, Sept. 16(1947)
- 7) C. G. Sage "Variation of Burning Properties of composite Propellants with Temperature" OSRD 1815(1943), unclassified
- 8) J. Taylor and G. P. Sillitto "The Use of Ammonium Nitrate as a Solid Fuel to Provide Gas for Propulsive Purposes" IIIRD Symposium on Combustion, Flame and Explosion Phenomena, Baltimore, Baltimore, 572—579(1949)
- 9) W. Gohlke "Innere Ballistik der Pulver-Rakete" Z. VDI, **95**, 519—525(1953)
- 10) 村田 勉 1) に同じ
- 11) R. S. Newman "Solid Propellant Rocket Design" Aero Digest, July, 40—50(1955)

ベビー・ロケットの安定計算

秋 葉 鏡 二 郎

ベビー・ロケットのように特に制御装置を持たないロケットにあっては、これが一応静的に安定であっても種々の外的じょう乱により、飛翔経路が予定されたものから外れてくることはさげられない。したがってこのような分散の値を知ることがぜひ必要となってくる。そこで、以下にこの値をペンシル・ロケットの飛翔実験結果を使用して推定を行ってみた。



第 1 図

ロケットの運動は燃焼中と燃焼後に分けて論ぜられる。すなわち、後者においては加速度が

比較的小であるのに反し、前者は加速度が大きく取扱いが異なってくるからである。

いま、ロケットの姿勢が第1図のようになっているとすると燃焼後において δ (迎角) は次の方程式を近似的に満す。すなわち

$$\frac{d^2\delta}{ds^2} + 2B \frac{d\delta}{ds} + K_M \rho d^3 \delta = K_M \rho d^3 \delta_M + K_L \rho d^2 \frac{d\delta_L}{ds} + \frac{K_H \rho d^4 g \cos \theta_a}{v^2} \dots (1)$$

ここに s : 飛翔距離 $K_M = \frac{K_M}{I_y}$ K_M : 縦揺れモーメント係数
 I_y : 係数重心回り慣性モーメント d : 胴体直径

$$k_L = \frac{K_L}{M} \quad K_L: \text{揚力係数} \quad M: \text{ロケット質量}$$

δ_M : ゼロモーメント角 δ_L : ゼロ揚力角

θ_a : approximate trajectory の θ

$$B = \frac{1}{2} (k_H \rho d^4 + k_L \rho d^2 - k_D \rho d^2 - \frac{g \sin \theta_a}{v^2})$$

$$k_H = \frac{K_H}{I_y} \quad K_H: \text{縦揺れ減衰モーメント係数}$$

$$k_D = \frac{K_D}{M} \quad K_D: \text{抗力係数}$$

(1)式は係数が定数であるならば、普通の振動方程式で、その波長 σ は近似的に次式で与えられる。

$$\sigma = \frac{2\pi}{\sqrt{K_M \rho d^3}} \dots (2)$$