

端および後端の圧力時間変化より、浸食燃焼速度を求める圧力カーブ法を用いて実験を行っている。この方法は、実際のロケットモータを用い、簡便確実に浸食燃焼速度を見積ることができるため、ロケットモータ開発の際には、広く用いられる方法であるが、推進薬燃焼速度を直接測定する方法ではないので、燃焼速度の測定値には実験誤差も大きい。Marklund, Lake⁹⁾らは、X線を用いて、燃焼表面位置の変化を検出する方法をZucrow, Burick¹⁰⁾, Osborn, Burick, Penella¹¹⁾らは、 γ 線を用いて、燃焼表面を常に同じ位置に置かれるように推進薬の燃焼に応じて推進薬を移動させる装置を考案している。このようなX線、 γ 線を用いる放射線法は、装置が大掛りとなり、また燃焼表面位置が明瞭ではなく、燃焼速度の測定精度も一般に劣る。

Zucrow, Osborn, Murphy¹²⁾, Razdan, Kuo¹³⁾らが用いたホットグラフ法は、燃焼室に設けた観測窓を通し、燃焼表面位置の変化を直接観察するため、推進薬燃焼表面上のガス流速あるいはガス質量流速と燃焼速度の瞬時の関係を測定することが可能で、浸食燃焼の発生機構を調べる上でも、推進薬の燃焼状態が直接観測できるので広く用いられている。しかし、推進薬側面と観測窓ガラス面との間等のわずかなすき間に火花が侵入し、燃焼面の観察が不可能になることもあり、実験装置の設計および実験準備に注意が必要である。この方法の多くは、ロケットモータ内をシミュレートした実験装置を用いるため、実験結果を実際のロケットモータに適用するには、平行ガス流形成等の条件を適正に設定しなければならない。本研究では、このようなホットグラフ法を改良し、浸食燃焼現象を詳細に測定可能な燃焼装置を試作して実験を行った。

3. 浸食燃焼速度式

ロケットモータ内の浸食燃焼速度を予測する理論式あるいは実験式は、多数考えられてきたが^{8) 13) 14)}、今なお浸食燃焼速度を完全に予測できる速度式は、求められていない。しかし、数多い浸食燃焼速度式の中で、Lenoir-Robillardの式が、ロケットモータの設計時等で広く用いられている。この式は、乱流平板境界層での熱伝達の式であるColbornの式より、半理論的に導き出された式である。

$$r = r_0 + \alpha \frac{G^{0.3}}{L^{0.2}} \exp \left[-\beta \frac{\rho_p r}{G} \right] \quad (1)$$

r は推進薬の燃焼速度、 r_0 はストランド燃焼速度、つまり推進薬燃焼表面上にガス流が存在しない状態での推進薬燃焼速度、 G は質量流速 ($\rho_g U$ 、 ρ_g はガス密度、 U は燃焼表面上のガス流速)、 L は代表長さ、 ρ_p は推進薬密度、 α 、 β はLenoir-Robillardの定数である。

このLenoir-Robillardの式は、実験結果にも比較的良好に一致する。Kingが指摘したように、Lenoir-Robillardの理論が正しいとすると、定数 α は、平行ガス流温度の依存性を有し、浸食燃焼速度は、ガス温度の影響を強く受けることになる。しかしながら、ガス温度の影響を調べたMarklund, Lake⁹⁾の実験によると、平行ガス流のガス温度およびガス組成は、浸食燃焼には強く影響を及ぼしてはいない。したがって、Lenoir-Robillardの式も、正確に浸食燃焼を予測できる速度式ではないが、この式が数多い浸食燃焼の速度式の中で、とりわけ広く用いられていることを考え、本研究では、この速度式を適用し、浸食燃焼速度を評価することを試みた。

4. 実験

4.1 実験方法および装置

浸食燃焼速度の測定法には、2項であげたように数多くあるが、本研究では、浸食燃焼速度を容易、正

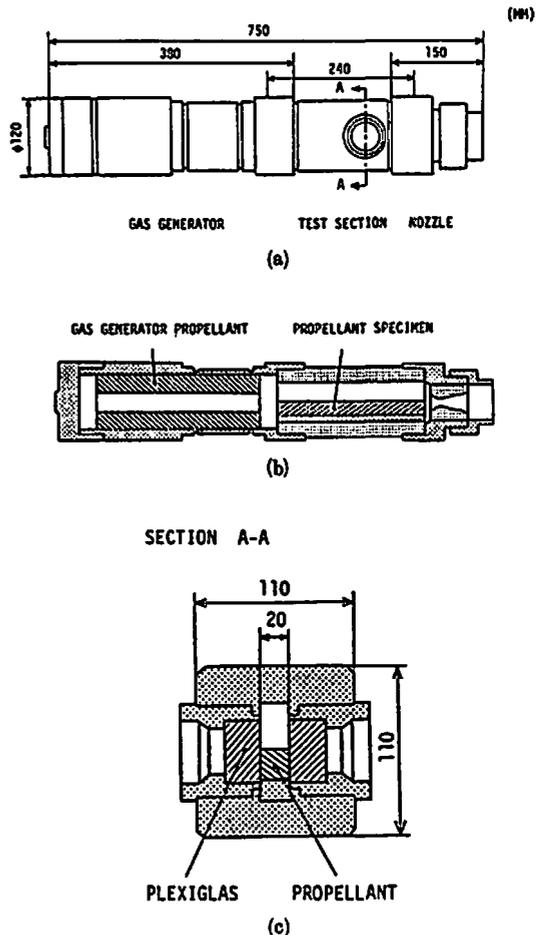


Fig. 1 Schematic of the combustor developed in this study

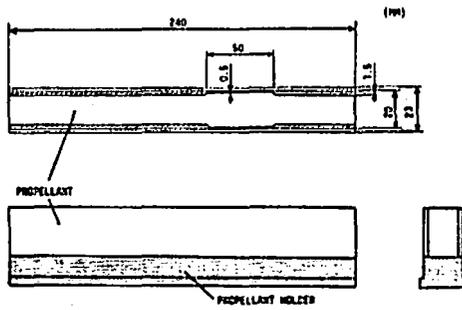


Fig. 2 Configurations of the propellant specimen.

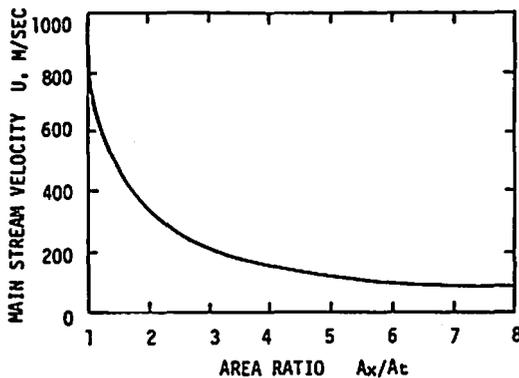


Fig. 3 Relationship of main stream velocity vs area ratio (propellant ER-2).

Table 1 Specification of the propellant formulations and flame temperature used for this study.

Prop.	NC	NG	DEP	BM	AP	T_f
ER-1	48.9	36.9	10.4	3.8	—	2100
ER-2	43.8	31.9	11.3	—	13.0	2500

(wt%)

NC ; Nitrocellulose
 NG ; Nitroglycerine
 DEP ; Diethylphthalate
 BM ; Burning modifier
 AP ; Ammonium perchlorate
 T_f ; Flame temperature, K

砲に求めるために、観測窓を通し、直接推進薬の燃焼表面の変化を計測するホットグラフ法を選んだ。この装置によって浸食燃焼の発生機構を求めることも可能である。その装置を Fig. 1(a)に、その断面図を Fig. 1(b)、Fig. 1(c)に示す。Fig. 1(a)のように装置は、ガスジェ

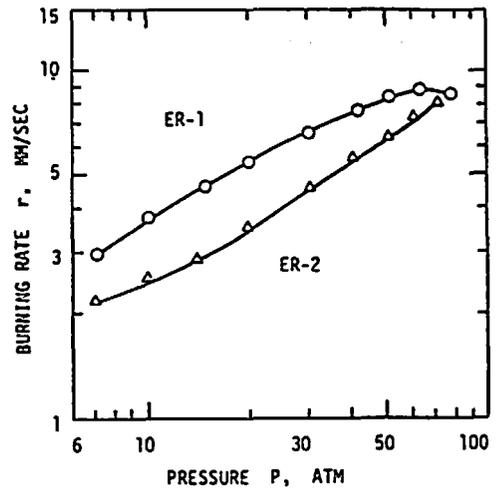


Fig. 4 Burning rate of the propellant specimen and gas generator.

ネレータ部、テストセクション部、ノズル部から構成されている。テストセクションには、70×20mmの矩形断面のガス流路が、Fig. 1(b)のように長さ240mmにわたり設けられ、その矩形流路に浸食燃焼速度の測定を試みる推進薬試料を挿入する。推進薬試料の形状は、Fig. 2のように幅20mm、長さ240mm、高さ25mmであり、ステンレス製の推進薬ホルダー上に固定する。今回の実験では、推進薬試料は、長さ120mmのものを使用した。推進薬試料側面には、火炎の侵入を防ぐようにウレタン系およびエポキシ系接着剤でコーティングを施してある。

テストセクション両側には、直径30mmの亚克力製観測窓があり、推進薬燃焼状態を観察できる。推進薬の燃焼状態は、TVカメラにより観察し、推進薬試料の燃焼速度は、16mmカメラを用いて測定した。

推進薬試料上を流れるガス流速は、ガスジェネレータ部での推進薬の燃焼化学平衡とテストセクション内の流れとをGordon¹⁰のプログラムを使用して計算することにより求めた。その一例をFig. 3に示す。縦軸に推進薬試料燃焼表面上のガス流速 U (m/sec) を、横軸にテストセクション測定点でのガス流路面積 A_x とノズルスロート面積 A_t との比 A_x/A_t をとった。したがって $A_x/A_t=1$ が、ノズルスロート位置でのガス流速となり、その値は、約1000m/secである。推進薬の燃焼が進むにつれて、ガス流路の幅が広がり、ガス流速 U が急速に減少する様子がわかる。浸食燃焼測定点の燃焼圧力に関しては、ガスジェネレータ前部部に設置した圧力ピックアップにより、ガスジェネレータ内の燃焼圧力を計測し、Gordonのプログラムを用いることによって測定点での燃焼圧力を求

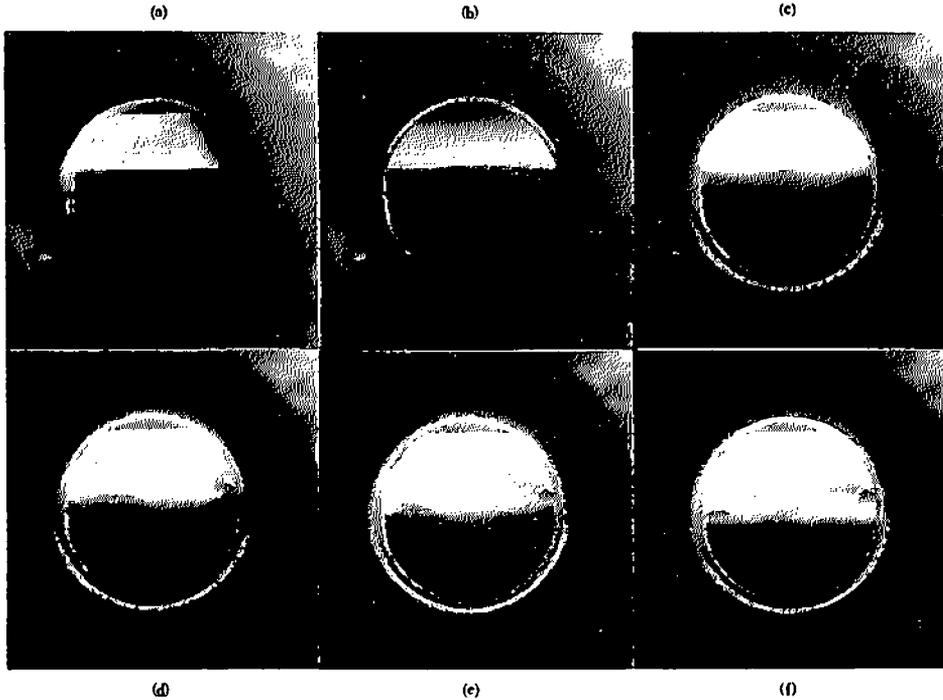


Fig. 5 Photographs showing the location of a test-propellant burning surface at various times.

めた。

4.2 推進薬組成

浸食燃焼速度の測定を試みた推進薬試料に ER-1, ガスジェネレータ用推進薬として ER-2 を用いた。それぞれの推進薬の組成および化学平衡計算で求めた燃焼温度を Table 1 に示す。推進薬試料には、コンポジット推進薬に比べ、特に高い充填率を求められている現用のダブルベース推進薬を選んだ。20気圧程度での燃焼試験を実施したが、安定な燃焼が可能のようにガスジェネレータ用推進薬は、過塩素酸アンモニウム (AP) を含む CMDB 推進薬とした。なお平行ガス流の温度およびガス成分は、浸食燃焼には強く影響を及ぼさないことが、Markland, Lake⁶⁾ により報告されている。それぞれの推進薬のストランド燃焼速度、すなわち推進薬燃焼表面上に高压ガス流が存在しない場での燃焼速度を Fig. 4 に合せて示した。燃焼圧力 p が 20 気圧での燃焼速度 r は、推進薬 ER-1 では、5.4mm/sec, 推進薬 ER-2 では、3.7mm/sec, Fig. 4 の傾きで示される推進薬圧力指数 n は、推進薬 ER-1 では 0.5, 推進薬 ER-2 では 0.6 である。

5. 実験結果および考察

5.1 浸食燃焼速度の測定

テストセクションに設けた観測窓を通して観察した推進薬燃焼状態の 35mm 連続写真を Fig. 5 に示す。こ

の連続写真は、約 0.2 秒間隔で撮影されたものである。Fig. 5 (a) は、点火直前の燃焼状態の様子で、中央の直線が推進薬表面である。点火直後、燃焼表面は、写真に示されるように下方に移動していく。この燃焼表面位置の変化を 16mm カメラを用いて解析した一例を Fig. 6 に示す。燃焼表面位置 Y は、燃焼表面上のガス流路の上面を基準にとった。したがって、 $Y \times 20$ (mm^2) がガス流路の面積となる。この燃焼表面位置

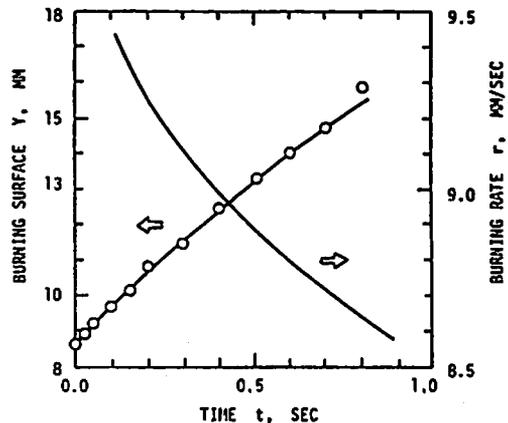


Fig. 6 Variation of burning surface location and measured burning rate.

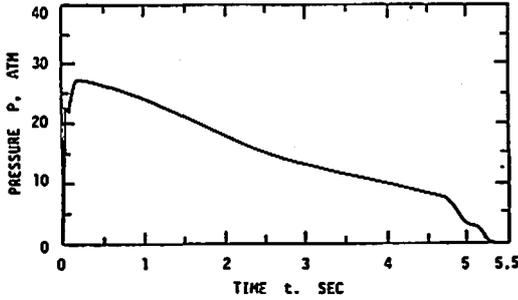


Fig. 7 Typical measured pressure-time trace in the combustor.

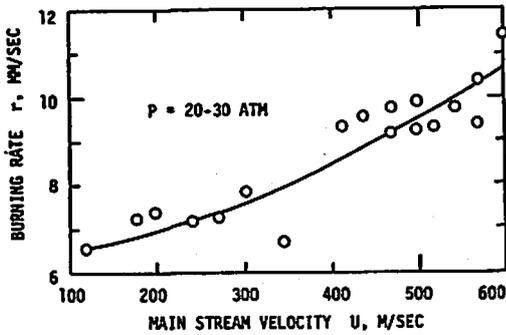


Fig. 8 Effect of main stream velocity on the burning rate.

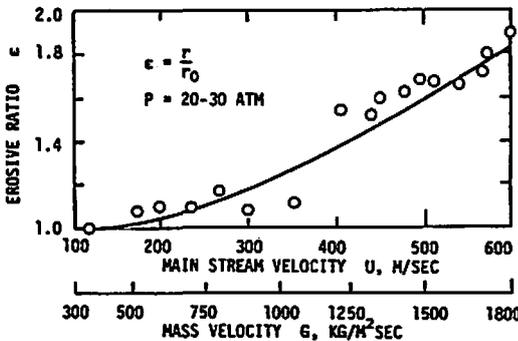


Fig. 9 Effect of main stream velocity and main stream mass velocity on erosive burning ratio.

Yと時間tとの関係を示す曲線の接線の傾きが、その時点で推進薬の燃焼速度となる。その結果をFig. 6に合せて示しておいた。またこの燃焼試験の際の燃焼圧力Pと時間tとの関係をFig. 7に示した。このようにガスジェネレータ用推進薬ER-2を用いることにより、燃焼圧力が20気圧程度でありながら、ダブルベース推進薬特有のチャフィング現象も起らず、安定した燃焼が得られていることがFig. 5とFig. 7よりわかる。

Fig. 3, Fig. 6, Fig. 7によって示される推進薬試料ER-1の燃焼速度 r とガス流速 U の関係をFig. 8に示す。ガス流速 $U=0$ m/secの時が、ストランド燃焼速度 r_0 となる。燃焼圧力 P は、20気圧から30気圧である。推進薬ER-1のストランド燃焼速度 r_0 は、20気圧において5.4 mm/sec、30気圧では6.5 mm/secである。燃焼表面上にガス流速が存在する場での推進薬燃焼速度 r とストランド燃焼速度 r_0 の比 r/r_0 で定義される浸食燃焼率 ϵ とガス流速 U の関係をFig. 9に示す。このようにダブルベース推進薬ER-1では、ガス流速 U が約150 m/secを越えると浸食燃焼現象が顕著に変われ、600 m/secでは、浸食燃焼率 ϵ が1.8にも達する。Fig. 9には、質量流速 G ($\rho_0 U$) の関係も合せて示す。これらの結果に浸食燃焼の予測に広く用いられているLenoir-Robillardの式

$$r = r_0 + \alpha \frac{G^{0.8}}{L^{0.2}} \exp \left[-\frac{\beta \rho_0 r}{G} \right] \quad (2)$$

を適用すると、Lenoir-Robillardの定数 α, β は、それぞれ $\alpha = 1.1 \times 10^{-4} \text{ m}^{2.8} / \text{kg}^{0.8} \text{ sec}^{0.2}$ 、 $\beta = 270$ となる。Fig. 9の実線は、Lenoir-Robillardの式で近似した結果を示す。なお G は単位面積当りのガス流量、 ρ_0 は推進薬密度、 L は代表長さ、本実験では、80 mmを代表長さ L に選んだ。ガス流路幅20 mmをその代表長さ L に選ぶと、Lenoir-Robillardの定数 α, β は、 $\alpha = 0.8 \times 10^{-4} \text{ m}^{2.8} / \text{kg}^{0.8} \text{ sec}^{0.2}$ 、 $\beta = 270$ を得る。

5.2 推進薬の燃焼状態

推進薬の燃焼表面上の平行ガス流が存在しない場での推進薬燃焼状況の写真をFig. 10(a)に示す。この写真は、ストランド燃焼器を用いて撮影されたものであり、圧力20気圧、燃焼速度5.4 mm/secである。燃焼表面上にはダブルベース推進薬特有の未輝炎層（ダークゾーン）が形成され、推進薬の最終生成物となり、最高火炎温度に達する輝炎層（フレームゾーン）は燃焼表面上約5 mmに形成される。すなわち、燃焼表面上には低温度の領域が存在している。このような燃焼形態を示すダブルベース推進薬の燃焼表面上に平行ガス流を与えるとFig. 10(b)に示すように未輝炎層が燃焼表面上に付着するようになる。すなわち、燃焼表面上で燃焼ガスの乱流拡散が発生している様子が観察される。Fig. 10(b)の平行ガス流速は、50 m/sec程度の浸食燃焼のThreshold値以下、つまり浸食燃焼が発生していないガス流速領域であり、燃焼速度は平行ガス流の存在しない場合と同一の5.4 mm/secである。したがって、平行ガス流速が増加すると、このように燃焼表面上の乱れが増大し、燃焼表面近くに高温領域を形成することがわかる。ただし、Fig. 10(a)で示した



Fig. 10 Photographs of propellant burning without and with crossflow

推進薬の燃焼速度と Fig. 10 (b) で示した燃焼速度が同一であることから、輝炎層の燃焼表面への接近を直接的に浸食燃焼に結びつけることはできない。すなわち、平行ガス流速が Threshold 値以下では輝炎層の浸食燃焼への役割は無視できるものと考えられることができる。

6. まとめ

本研究で試作した二次元燃焼器を用いることにより、ホトグラフ法による浸食燃焼速度の測定が、平行ガス流速 0~600m/sec の範囲で可能となった。浸食燃焼速度の測定の一例として、本研究では高充填化の要求が強いダブルベース推進薬 ER-1 を選定し実験を行った。燃焼圧力 20 気圧において、平行ガス流速が約 150 m/sec を越えると浸食燃焼現象が顕著に表われ、ガス流速 600m/sec では浸食率 ϵ が 1.8 にも達した。推進薬 ER-1 の浸食燃焼における Lenoir-Robillard の定数 α , β は、 $\alpha = 1.1 \times 10^{-4} \text{ m}^{2.8} / \text{kg}^{0.8} \text{ sec}^{0.3}$, $\beta = 270$ と求まった。推進薬燃焼状態の観察から、浸食燃焼が発生しない Threshold 値以下の平行ガス流速領域でも、燃焼表面近傍では、燃焼ガスの大きなミキシングが発生していることが観測された。すなわち、平行ガス流速が低い領域では輝炎層が燃焼表面近くまで接近し、高温領域を形成しているにもかかわらず、推進薬燃焼速度には影響を及ぼさないことが明らかとなった。

文 献

- 1) J. M. Lenoir, G. Robillard, 6th Symposium (International) on Combustion, p. 663 (1957)
- 2) L. Green, ARS Journal, Vol. 24 p. 9 (1954)
- 3) 山崎毅六, 岩間彬 林 実, 岸和男, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第 2 号 (B), p. 689 (1966)
- 4) L. A. Dickinson, F. Jackson, A. L. Odgers. 8th Symposium (International) on Combustion, p. 754 (1962)
- 5) J. R. Osborn, H. E. Bethel, The Review of Science Instruments, Vol. 35, No. 19, p. 1130

(1964)

- 6) T. Marklund, A. Lake, ARS Journal, Vol. 30, p. 173 (1960)
- 7) P. L. Blatz, 8th Symposium (International) on Combustion, p. 745 (1962)
- 8) T. Nagaoka, K. Shiota, T. Kokeki S. Saito, Proceedings of the 10th International Symposium on Space Technology and Science, p. 83 (1973)
- 9) 滝下幸男, 角 稔, 久保田浪之介, 第18回宇宙科学技術連合講演会講演集, p. 197 (1974)
- 10) Z. Zucrow, R. J. Burick, "Investigation of the Erosive Burning of Solid Rocket Propellants", Report No. I-65-5, Jet Propulsion Center, Purdue University (1965)
- 11) J. R. Osborn, R. J. Burick, P. F. Penella, The Review of Scientific Instruments, Vol. 37, p. 86, (1966)
- 12) M. J. Zucrow, J. R. Osborn, J. M. Murphy, AIAA Journal, Vol. 3, No. 3, p. 523 (1965)
- 13) M. K. Razdan, K. K. Kuo, AIAA Journal, Vol. 18, No. 6, p. 669 (1980)
- 14) F. A. Williams, M. Barrere, N. C. Huang, "Fundamental Aspects of Solid Propellant Rockets", AGARDograph Number One Hundred and Sixteen, Technivision Services, England, p. 395 (1969)
- 15) M. K. King, Journal of Spacecraft, Vol. 15, No. 3, p. 139 (1978)
- 16) S. Gardon, B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Equilibrium Composition, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonation", NASA, SP-273, (1971)