



ことがわかる。また、式(1)において圧力を一定とすれば $m_0$ は初期温度によらず一定値となるため $dP/dt$ に影響せず、燃焼速度 $r_b$ 、 $r_p$ は初期温度のみの関数となる。そこで本研究では点火の温度感度を圧力一定とした場合における圧力上昇速度 $dP/dt$ の変化率で定義する。

### 3. 実験

点火薬及び推進薬の燃焼速度の温度感度がロケットモータの火炎伝ば圧力上昇に与える影響について小型ロケットモータによる燃焼試験を行なった。

#### 3.1 点火薬および推進薬

点火薬としてボロン硝石点火薬、推進薬としてダブルベース推進薬を用いた。それぞれの組成をTable 1

Table 1 Composition of propellant in this study.

B.K.		D.B.	
B	23.6	NC	25.0
KNO <sub>3</sub>	70.8	NG	65.0
Binder	5.6	DEP	10.0
$\theta_p$	0.13%/K	$\sigma_p$	0.62%/K
		$\pi_k$	1.56%/K

B.K. : Bron/Potassium nitrate D.B. : Double Base Propellant NC : Nitrocellulose NG : Nitroglycerine DEP : Diethylphthalate  $\theta_p$  : Temperature Sensitivity of Burning Rate on B. K.  $\sigma_p$  : Temperature Sensitivity of Burnin Rate on D. B.  $\pi_k$  : Temperature Sensitivity of Pressure

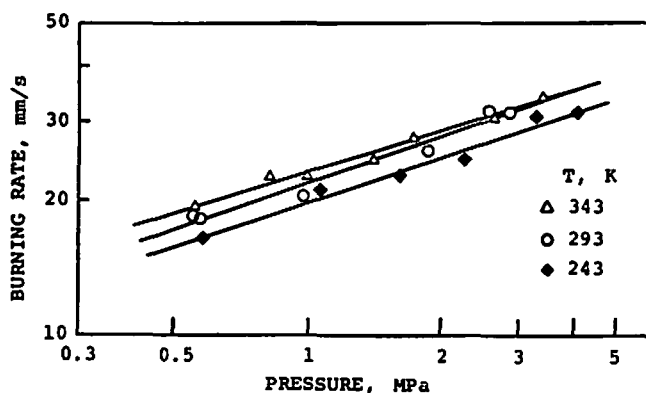


Fig. 1 Burning rate characteristics of B. K. .

に示す。点火薬及び推進薬の燃焼速度をFig. 1, 2に示す。点火薬は直径7mm長さ10mmの円柱状ペレットであるためストランド燃焼速度の測定はペレットを微量の樹脂により接着積層して行なった。ボロン硝石点火薬の圧力1.5MPaにおける燃焼速度の温度感度 $\theta_p$ は0.13%/Kであり推進薬に比して小さな値であった。

#### 3.2 実験装置および方法

実験に使用したロケットモータの構造をFig. 3に示す。推進薬形状は直径80mm厚さ20mmで燃焼圧力を前方で計測する都合上、一部を切欠いた端面燃焼型。点火薬形状は直径7mm長さ10mmの円柱状ペレットの片端面及び側面をエポキシ樹脂によりレストリクタを施こしたものを5個をスペーサ端面に接着した。点火薬は推進薬燃焼面に正対する形で配置した。また、点火薬への着火用として黒色火薬4gを用いた。

燃焼試験は点火薬が推進薬の着火に与える影響について確認するため、黒色火薬と点火薬のみで推進薬

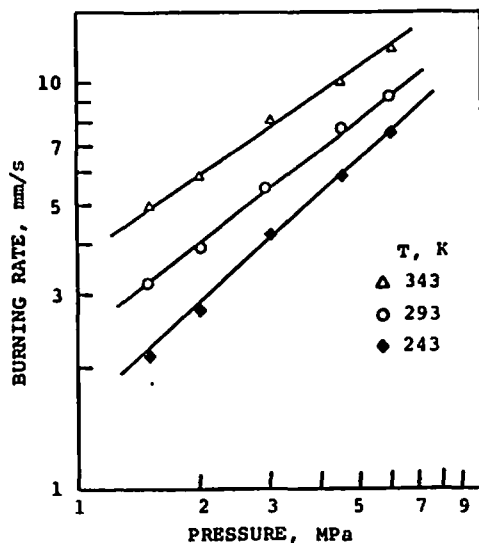


Fig. 2 Burning rate characteristics of D. B. Propellant.

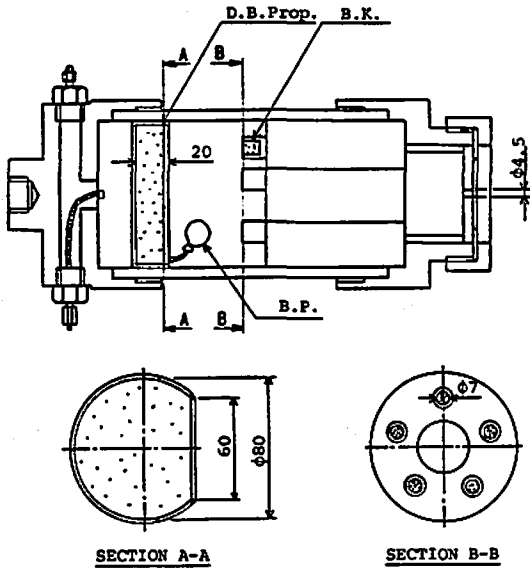


Fig. 3 Configurations of the test motor.

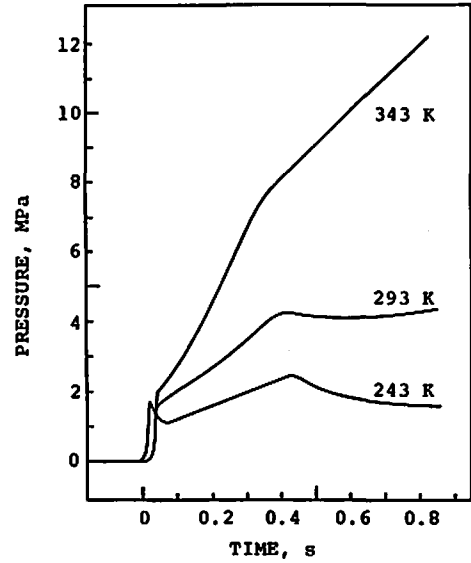


Fig. 5 Pressure history as a function of initial temperature on motor.

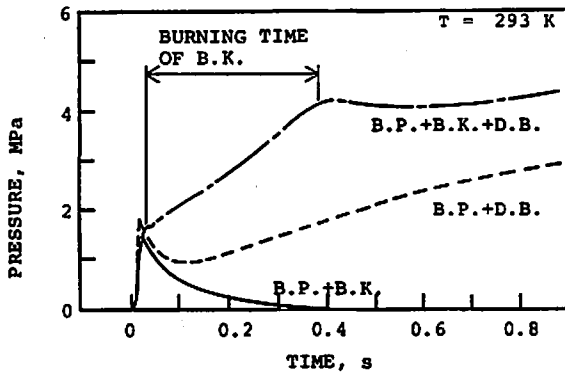


Fig. 4 Pressure history as a function of motor configurations.

を除いた状態、黒色火薬と推進薬のみで点火薬を除いた状態、黒色火薬、点火薬および推進薬を装着した状態の3つのケースでそれぞれの初期温度を変化させて行なった。

### 3.3 実験結果

黒色火薬と点火薬のみ、黒色火薬と推進薬のみ、黒色火薬、点火薬及び推進薬の3つのケースにおける点火圧力立上りの燃焼カーブをFig. 4に示す。ただし、初期温度は黒色火薬、点火薬、推進薬共に293Kである。黒色火薬と点火薬のみでの燃焼カーブは、点火薬が端面燃焼であるためフラットなカーブが予想された。しかしながら、実際のカーブは黒色火薬の燃焼と推定される圧力が計測されたのみであった。点火薬のみではチャンバ内の圧力を上昇させるだけのガス量は発生し得ないといえる。黒色火薬と推進薬のみの状態での

燃焼カーブは黒色火薬により推進薬の一部に着火し、時間と共に火炎が全燃焼面に伝ばしていく状態を示しているといえる。黒色火薬、点火薬及び推進薬を装着した状態では黒色火薬のみで推進薬を着火させた場合に比べて圧力の立上りが格段に速い。これは推進薬が発生するガス量と点火薬が発生するガス量とが加算されたのみでなく、点火薬の燃焼により推進薬の燃焼面積増大速度が著しく増大したためと考えられる。また、燃焼カーブ中の黒色火薬による圧力ピークから約0.35s後に圧力ピークが生じている。この圧力ピークは点火薬の燃焼により増大していた推進薬燃焼速度、燃焼面積増大速度が点火薬の燃焼が終了することで低下したため生じたものと推定される。

黒色火薬、点火薬、推進薬を装着した状態で全体の初期温度を343K、243Kに調温して燃焼試験を行なっ

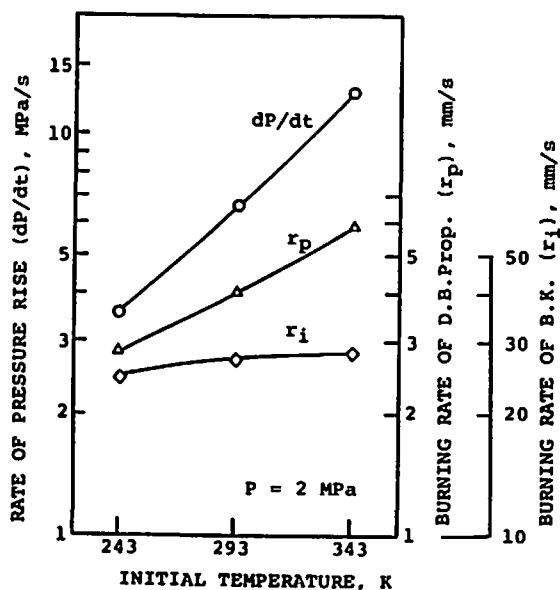


Fig. 6 Rate of pressure rise and burning rate of D. B. Prop. and B. K. as a function of initial temperature on motor.

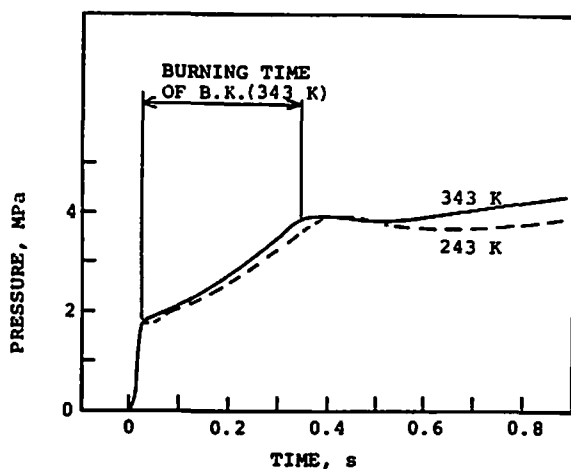


Fig. 7 Pressure history as a function of initial temperature on B. K.

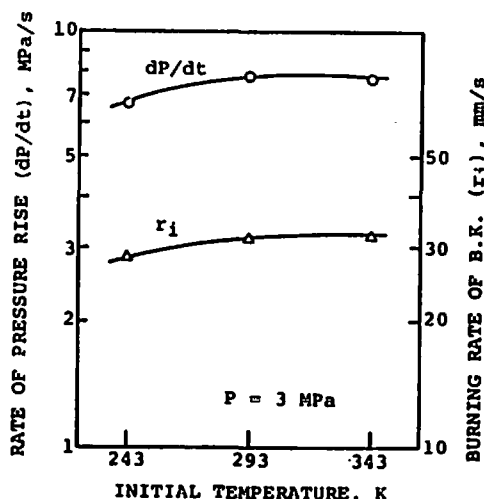


Fig. 8 Rate of pressure rise and burning rate of B. K. as a function of initial temperature on B. K.

た。点火圧力立上りの燃焼カーブをFig. 5に示す。293Kでの最大燃焼圧力 $P_{max}$ は5.9MPaであるのに対し、243Kでの $P_{max}$ は2.7MPaであり、圧力温度感度 $\pi_k$ は1.56%/kとなる。初期温度変化による圧力上昇速度、点火薬燃焼速度、推進薬燃焼速度をFig. 6に示す。

点火薬の燃焼速度が推進薬の燃焼面積増大速度に与える影響を確認するため点火薬のみ343, 243Kに区別し、黒色火薬と推進薬は293Kで燃焼試験を行なった。燃焼カーブをFig. 7に示す。黒色火薬による圧力ピークから点火薬の燃焼の終了によると推定される圧力ピークまでの時間を、その間の同平均圧力、初期温度におけるストランド燃焼速度と比較した結果をTable 2に示す。各初期温度共、燃焼カーブの圧力ピーク間時間とストランド燃焼速度より換算した時間とは良く一致しており、圧力ピークは点火薬の燃焼終了により生じたと考えられる。点火薬のみに初期温度変化を与えた

Table 2 Burning rate of B. K. in motor test and strand burner test as a function of initial temperature.

Initial Temperature, K	Motor Test			Burning Rate of Strand Burner, mm/s
	Burning TIME, s	Average Pressure, MPa	Average Burning Rate, mm/s	
343	0.330	2.86	30.3	31.4
293	0.348	2.97	28.7	31.5
243	0.368	2.85	27.2	28.5

場合の圧力上昇速度  $dP/dt$  及び点火薬燃焼速度の圧力  $3\text{MPa}$  における変化を Fig. 8 に示す。その結果、初期温度  $243\sim 343\text{K}$  間の  $dP/dt$  の温度感度は  $0.13\%/K$ 、点火薬の燃焼速度の温度感度は  $0.11\%/K$  となり値はほぼ一致する。したがって、点火薬の燃焼速度の温度感度がロケットモータの圧力上昇速度  $dP/dt$  に与える影響は点火薬の温度感度と同等の変化率であることがわかる。

#### 4. 考 察

ロケットモータの点火にも温度感度が存在することから、推進薬及び点火薬の燃焼速度の温度感度が与える影響について実験と解析を行なった。初期温度が変化することにより推進薬、点火薬の燃焼速度が変化し発生するガス量に変化するのみでなく点火薬の発生するガス量及び金属粒子数の変化が推進薬の燃焼面積増大速度、燃焼速度にまで影響することが予想された。

$T_1, T_2$  間の温度感度をもとめると

$$\frac{1}{\left(\frac{dp}{dt}\right)_1} \frac{\left(\frac{dp}{dt}\right)_2 - \left(\frac{dp}{dt}\right)_1}{T_2 - T_1} = \frac{R \cdot T}{\left(\frac{dp}{dt}\right)_1 \cdot V} \cdot \frac{(\dot{m}_i)_2 - (\dot{m}_i)_1}{T_2 - T_1} + \frac{R \cdot T \cdot \rho_p (A_{bp})_2 \cdot (r_p)_2 - (A_{bp})_1 \cdot (r_p)_1}{\left(\frac{dp}{dt}\right)_1 \cdot V \cdot \frac{T_2 - T_1}{T_1}} \quad (7)$$

点火薬の温度感度は  $0.13\%/K$  と小さく、点火薬量も推進薬に比して小さいため右辺第一項は無視できる。

めである。その結果、点火薬の燃焼速度変化が推進薬の燃焼面積増大速度に与える影響は点火薬の温度感度と等しい変化率であることがもとめられた。しかしながら、ロケットモータの点火の温度感度は、点火薬及び推進薬の燃焼速度の温度感度より、はるかに大きな値となる。点火薬の温度感度は推進薬の温度感度に影響することから、両者の燃焼速度を相乗した場合と比較しても点火の温度感度が大きな値となる。

点火の温度感度を圧力一定としたときの圧力上昇速度の変化率で定義した場合について検討する。初期温度を  $T_1, T_2$  として、 $dP/dt$  の値をそれぞれ添字 1, 2 をつけて比較すると

$$\left(\frac{dp}{dt}\right)_1 \cdot \frac{V}{RT} (\dot{m}_i)_1 + \rho_p \cdot (A_{bp})_1 \cdot (r_p)_1 - \dot{m}_d \quad (5)$$

$$\left(\frac{dp}{dt}\right)_2 \cdot \frac{V}{RT} = (\dot{m}_i)_2 + \rho_p \cdot (A_{bp})_2 \cdot (r_p)_2 - \dot{m}_d \quad (6)$$

したがって式(7)は

$$\frac{1}{\left(\frac{dp}{dt}\right)_1} \frac{\left(\frac{dP}{dt}\right)_2 - \left(\frac{dP}{dt}\right)_1}{T_2 - T_1} = \frac{R \cdot T \cdot \rho_p (A_{bp})_2 \cdot (r_p)_2 - (A_{bp})_1 \cdot (r_p)_1}{\left(\frac{dp}{dt}\right)_1 \cdot V \cdot \frac{T_2 - T_1}{T_1}} \quad (8)$$

また、 $(r_p)_1$  と  $(r_p)_2$  には

$$(r_p)_2 = (r_p)_1 \cdot (1 + \sigma_p (T_2 - T_1)) \quad (9)$$

の関係がある。式(8)は点火の温度感度を  $\delta_p$  として

$$\delta_p = \frac{R \cdot T \cdot \rho_p}{\left(\frac{dp}{dt}\right)_1 \cdot V} \cdot \frac{(r_p)_1 \cdot \{(A_{bp})_2 - (A_{bp})_1\} + (A_{bp})_2 \cdot (r_p)_1 \cdot \sigma_p \cdot (T_2 - T_1)}{T_2 - T_1}$$

$$\delta_p = \frac{R \cdot T \cdot \rho_p \cdot (A_{bp})_1 \cdot (r_p)_1}{\left(\frac{dp}{dt}\right)_1 \cdot V} \cdot \left\{ \frac{1}{(A_{bp})_1} \cdot \frac{(A_{bp})_2 (A_{bp})_1}{T_2 - T_1} \right\} + \frac{R \cdot T \cdot \rho_p \cdot (A_{bp})_2 \cdot (r_p)_1}{\left(\frac{dp}{dt}\right)_1 \cdot V} \sigma_p \quad (10)$$

のように表わすことができる。

実験の結果、点火薬の温度感度が推進薬の発生するガス量に与える変化率は点火薬の温度感度と同等であった。したがって、点火薬の温度感度を  $\theta_p$ 、推進薬の温度による既燃焼面積の変化率を  $\phi_p$ 、また  $R \cdot T \cdot \rho_p (r_p) / (dP/dt)_1 \cdot V$  を  $\eta$  とおくと式(10)は

$$\delta_p = \eta \cdot (A_{bp})_1 \cdot \phi_p (1 + \theta_p) + \eta \cdot (A_{bp})_2 \cdot \sigma_p \cdot (1 + \theta_p) \quad (11)$$

になる。実験の結果より、点火の温度感度は推進薬及

び点火薬の燃焼速度の温度感度を相乗した値、右辺第2項よりはるかに大きな値を示す。したがって、点火の温度感度は、右辺第1項の  $\phi_p$ 、既燃焼面積の変化率、すなわち、火災伝ば速度が大きな影響を与えていることがわかる。

#### 5. まとめ

ロケットモータの点火圧力立上りの初期温度依存性を評価するためには、新たに点火の温度感度を定義する必要がある。ロケットモータの点火の温度感度は点

火薬、推進薬の燃焼速度の温度感度に比して大きな値となる。その要因として推進薬の火炎伝ば速度の温度感度が大きく影響していることがわかった。

#### 6. 謝 辞

本研究にあたり数多くの御指導、御助言を賜わった防衛庁第3研究所の久保田浪之介博士に厚く御礼申し

上げます。

#### 文 献

- 1) 久保田浪之介, ロケット工学概論, 防衛技術協会
- 2) Sutton, G. P. and Ross, D. M., "Rocket Propulsion Elements", John Wiley & Sons, (1976)

---

## Temperature Sensitivity of Ignition on Rocket Motors

by Chouji SERIZAWA\*

The temperature sensitivity of ignition on solid rocket motors was presented in this study. Boron/potassium nitrate igniter and double-base propellant were examined. The temperature sensitivity of ignition is larger than the temperature sensitivities of igniter and propellant. Experimental results indicate that the temperature sensitivity of flame spreading increases the temperature sensitivity of ignition.

(\*Chemicals & Explosives Laboratory, Nippon Oil & Fats Co., Ltd, Taketoyo, Aichi 470-23, Japan)

---