



## 高周波加熱による固体推進薬の着火および燃速制御

橋 武史\*, 栗林 浩久\*, 鳥飼 隆頭\*\*

固体ロケット推進薬の燃焼速度は、その初期(保存)温度の上昇ともなって増加することが知られており、その度合は燃焼速度の温度感度と呼ばれている。この現象を利用して何らかの方法で推進薬の未燃部分の加熱を行ないその温度を制御すれば燃焼速度の制御が可能となる。本研究では、非接触で一様な加熱を行なうことができる高周波(2.45GHzのマイクロ波)誘電加熱により加熱実験を行った。その結果、HTPB/APコンポジット系推進薬において、アルミニウムの含まれる推進薬の方が加熱されやすいことがわかった。また、銀線入りの推進薬では高周波電流により銀線が赤熱し、その部分からの着火が観察された。この現象は非接触着火方法に応用できるものと思われる。

### 1. はじめに

固体燃料ロケットは、構造が簡単で重量当りの比推力が高い反面、液体燃料ロケットと比べて、推力の制御、即ち燃焼の中断・再着火を含む燃焼制御による推力の増減(Thrust Magnitude Control,略してT.M.C.)が困難であるという欠点を有し、それが固体ロケットモータの利用範囲を限定している。T.M.C.に関しては様々な研究がなされており、それらの報告を分類すると以下ようになる。

#### a. ノズル切断法<sup>1,2)</sup>

これは燃焼中に急激にノズルを切り放し、燃焼室内圧力を急減させることにより燃焼を中断させる方法であるが、推力の増減に用いることはできない。またノズルを切断してしまうのでロケットモータとしての再使用が不可能となる。

#### b. 可変形状ノズル制御法<sup>3)</sup>

これはノズルスロート部の断面積を機械的に変化させることにより燃焼室内圧力を変化させて、燃焼速度を制御する方法である。この方法では、燃焼ガスの温度は3000K以上に達し、また燃焼ガス中に腐食性の高い成分を有するため、ノズル及びその他の制御装置の材質、構造が問題となる。

#### c. 液体噴射法<sup>4,5)</sup>

これは燃焼室内に流体を噴射し、その流量を変化させることにより燃焼室内圧力を変化させ燃焼を制御する方法である。この方法では、推力の中断・再着火が可能であり、また特別な耐熱構造を用いる必要はないが、制御性が燃焼特性に依存するため、新たなプロペラント/噴射流体の組合せの研究・開発が必要である。

#### d. 燃焼熱除去法<sup>6)</sup>

これは燃焼室内に水を散布し、プロペラントの発熱を水の気化熱により取り除き、プロペラントへの熱のフィードバック作用の調節を行うことにより燃焼を制御する方法である。この方法では、水の散布量と燃焼速度の対応の問題、及び消火後の再着火の際にプロペラント中に浸透した水が再着火を困難にするなどの問題がある。

#### e. アーク放電付加法<sup>7)</sup>

これはアーク放電を燃焼面に付加することで燃焼ガス中に活性種を生成させる或はプロペラントへの熱のフィードバックを起こすことにより燃焼を促進させるものであるが、電極の設置位置などに問題がある。

以上いずれの方法もまだ研究段階であり、より広範囲な制御性を有する方法の研究開発が期待されている。

今回試みているのは、固体推進薬の燃焼速度が初期(保存)温度の上昇ともなって増加することに着目し、その初期温度の調節で燃焼速度を制御する方法である。初期温度を上昇させる方法としては、高周波誘電加熱法を提唱する。この加熱法では非接触で、推進薬の熱伝導性に依存しない短時間で均一な加熱が得られる。本報告はこの誘電加熱法による燃焼速度の制御法及びその実験結果について報告するものである。また、銀

平成1年1月30日受理

\*九州工業大学工学部 機械工学教室  
〒804 北九州市戸畑区仙水町 1-1  
TEL 093-871-1931(内線 313)

\*\*旭化成工業株式会社 大分工場  
〒870-03 大分市大字里 2620  
TEL 0975-92-2145

線などの金属線の入った推進薬を用いた場合には、本方法により金属線部からの着火が行い得ることが観察されたので、これについても報告する。

## 2. 燃速と温度感度の関係

一般に、固体ロケット推進薬の燃焼速度 $r$ はその未燃部分の温度 $T$ の上昇にともなって増加することが知られており、その度合は燃焼速度の温度感度と呼ばれている<sup>9)</sup>。燃焼室圧力を $P$ とすると燃焼速度の定圧温度感度 $\sigma_p$ と圧力温度感度 $\pi_k$ は次のように定義される。

$$\sigma_p = \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial r}{\partial T} = \frac{\partial \ln r}{\partial T} \quad (1)$$

$$\pi_k = \frac{1}{P} \cdot \frac{\partial P}{\partial T} = \frac{\partial \ln P}{\partial T} \quad (2)$$

以上の値は実験によって求められる。また、燃焼速度と圧力の関係としては次式を用いる。

$$r = a \cdot P^n \quad (3)$$

$a$ は推進薬温度に依存する燃焼速度比例定数であり、 $n$ は圧力指数である。(3)式を $T$ について微分すると、

$$\frac{dr}{dT} = \frac{r}{a} \cdot \frac{\partial a}{\partial T} + \frac{nr}{P} \cdot \frac{\partial P}{\partial T} \quad (4)$$

(4)式を(1)式に代入して、

$$\sigma_p = \frac{1}{a} \cdot \frac{\partial a}{\partial T} \quad (5)$$

定常燃焼状態に於いては、推力 $F$ の式として次式が成り立つ。

$$F = \rho_p \cdot A_b \cdot r \cdot I_{sp} = C_f \cdot A_t \cdot P \quad (6)$$

ここで $\rho_p$ は推進薬密度、 $A_b$ は燃焼面積、 $I_{sp}$ は比推、 $C_f$ は推力係数、 $A_t$ はスロート面積である。

(3)式、(6)式を用いて(2)式を書き直すと次式が得られる。

$$\pi_k = \frac{1}{(1-n)a} \cdot \frac{\partial a}{\partial T} = \frac{1}{1-n} \cdot \sigma_p \quad (7)$$

従って(4)式は次のようになる。

$$\frac{dr}{dT} = \frac{r}{1-n} \cdot \sigma_p \quad (8)$$

つまり、

$$r = r_0 \exp\{\sigma_p(T - T_0)/(1-n)\} \quad (9)$$

となる。この式により推進薬の温度上昇に対する燃速の増加が求められる。ここで $r_0$ 、 $T_0$ はそれぞれ加熱前の推進薬の燃焼速度、温度である。

## 3. 実験

### 3.1 高周波加熱

固体推進薬の加熱方法としてはまず電熱線などを用いて、それを推進薬中に埋めたり張り付けるなどして推進薬を外側から加熱することが考えられる。しかし

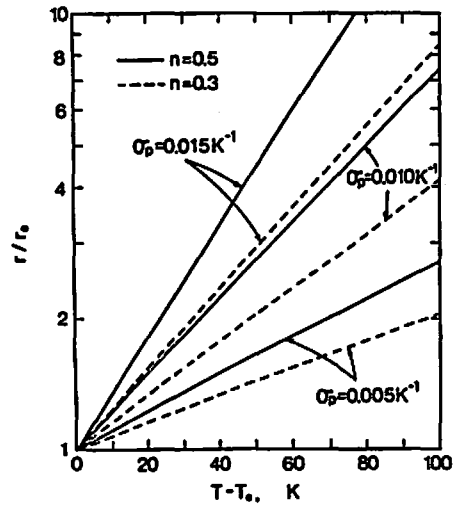


Fig. 1 Relation between magnifying power of burning rate and temperature rise of propellant.

この方法では、推進薬の熱伝導が非常に悪いので温度分布がまず不均一となるばかりでなく、熱伝導による時間遅れのため設定した温度に達するのに時間がかかる。そこで、非接触であり、均一に、しかも短時間で加熱できる利点をもつ高周波加熱が適当であると考えこれを採用することにした。高周波加熱には、誘電加熱と誘導加熱があるが、推進薬は誘電体と考えられるので、誘電加熱を採用した<sup>9)</sup>。

加熱する物質に高周波の交流の電界をかけると、分子の内部では正と負の同量の電気により双極子をなしているため電界の変化によって回転振動が生じ、隣合った分子相互間の摩擦によって損失を生じて熱を発生する。この損失は誘電体損と呼ばれ、この作用が誘電加熱である。誘電加熱による物質内部の単位体積当りの発熱度 $P$ は、次式で求められる。

$$P = K \cdot f \cdot E^2 \cdot \epsilon_r \cdot \tan \delta \quad (10)$$

ここで $K$ は比例定数、 $f$ は高周波電界の周波数、 $E$ は電界強度、 $\epsilon_r$ は誘電率、 $\tan \delta$ は誘電力率である。この式より周波数が高く、電界強度が強いほど発熱度は大きくなることになるが、これらは装置によって決まるので、実際の発熱度の違いは物質の比誘電率と誘電力率によって決定される。

Fig. 1には(9)式により得られる結果として、推進薬の加熱による設定初期温度の増加 $\Delta T = T - T_0$ に対する燃焼速度の増加割合 $r/r_0$ が示されている。パラメータである $n$ と $\sigma_p$ は、従来のコンジット推進薬の値およびそれよりやや高い値を選んである。このグラフから、例えば、燃焼速度に対する加熱の効果が最も高い

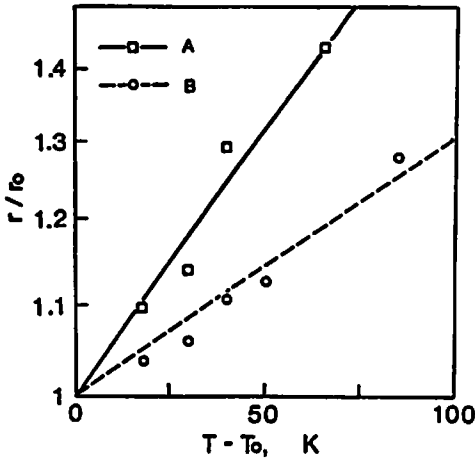


Fig. 2 Relation between burning rate and temperature rise of propellant. ( $T_0=10^\circ\text{C}$ )

場合である  $n = 0.5$ ,  $\sigma_p = 0.015/\text{K}$  のとき,  $\Delta T = 50\text{K}$  の加熱を行うことによって, 加熱を行わない場合の約4.5倍の燃焼速度が得られることがわかる。

### 3.2 実験方法

用いた推進薬は3種類ですべてHTPB/APコンポジット系推進薬である(A:アルミ粉末入り, B:アルミ粉末無し, B<sup>0</sup>:アルミ粉末無しで $\phi=0.2\text{mm}$ の銀線入り)。大気圧力下における燃速の温度感度の測定結果をFig. 2に示す。本測定から得られた温度感度 $\sigma_p$ の値はA, Bそれぞれ $0.0055/\text{K}$ ,  $0.0026/\text{K}$ である。

次に本研究で用いた推進薬の高周波加熱・着火実験の装置の概略図をFig. 3に示す。試料推進薬の形状は、 $15 \times 15\text{mm}$ の正方形断面、高さ $20\text{mm}$ で導波管内の最も電界の強い位置に挿入された石英管の中に設置される。加熱開始後、上部より推進薬の表面温度が赤外線放射温度計により測定され、着火に至るまでの様子は下部より鏡を介して高速度ビデオ撮影される。電源出力は $1\text{kW}$ まで可変で、発信周波数は $2.45\text{GHz}$ である。

### 4. 結果と考察

加熱電力を $100\text{W}$ としA, B, B<sup>0</sup>推進薬を常温より $150^\circ\text{C}$ まで加熱した場合と、 $210\text{W}$ でB推進薬を着火するまで加熱した場合の加熱時間—上昇温度の関係をFig. 4に示す。グラフから、推進薬Aの方がBよりも温度上昇が早いことがわかる。これは、金属アルミが電界を集中させ推進薬の加熱効果を上げている為と思われる。また、B, B<sup>0</sup>間に温度上昇に差がなく、この程度の径の銀線は、後述するように着火に影響を及ぼす場合があるものの、加熱効果にはあまり影響を与えないものと思われる。また、同グラフより加熱電力の増加に伴い温度上昇が早くなることも認められる。

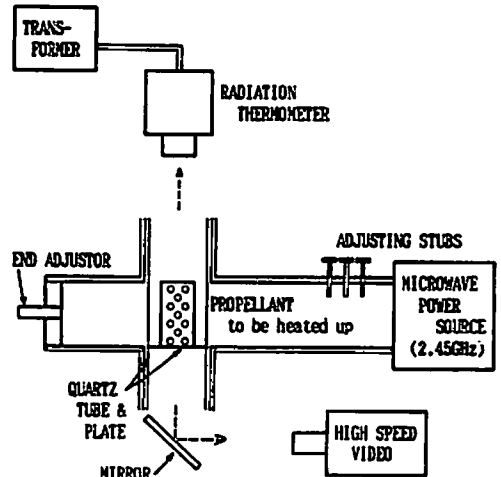


Fig. 3 Schematic equipment.

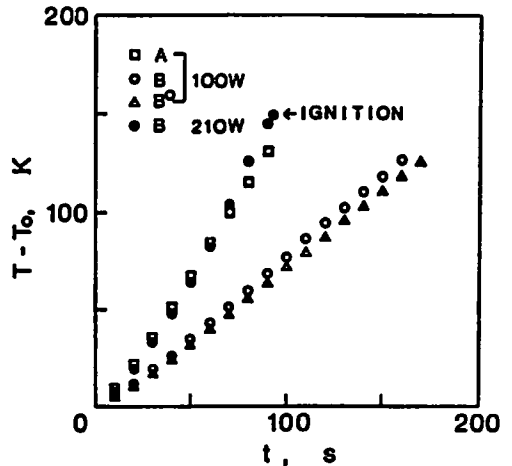


Fig. 4 Temperature rise of propellant by dielectric heating.

Table 1 Physical constants and dimensions of the propellant used.

|               |                        |
|---------------|------------------------|
| Specific Heat | 0.35 cal/gK            |
| Density       | 1.55 g/cm <sup>3</sup> |
| Dimensions    | 15 × 15 × 20mm         |

加熱状態を、Table 1を用い加熱効率(=推進薬が吸収した熱量/加熱電力)で表してみるとA, Bそれぞれ15%, 8%とかなり低い。この理由としては加熱された推進薬から外部への熱伝導損失があること、輻射などにより推進薬の最も温度の低くなっている表面を測定していること、ならびに電力が推進薬以外の加熱に使われていることが考えられる。殊に最後の点を改

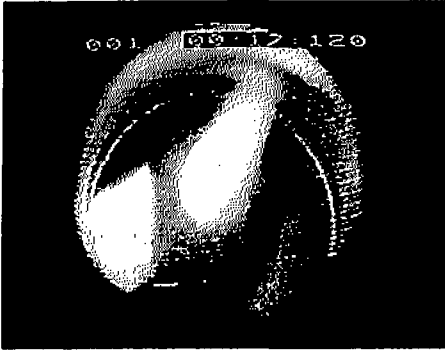


Fig. 5 Propellant ignited by dielectric heating

良するためには、加熱により有効なマッチングをとる必要がある、これに関しては現在検討中である。

着火現象は、Fig. 4に示されている様な着火温度以上の加熱時以外に、推進薬中に金属線を挿入した場合には全体が着火温度に達する前に観察された。Fig. 5は、B<sup>0</sup>推進薬が着火したときの様子で、銀線部分からの着火が認められる。また、このときの温度分布の測定において銀線部分の温度が他の部分と比較して著しく高くなっていることも確認された。このことから、この着火は銀線に高周波電流が流れこれが加熱されて赤熱して起こったものと思われる。着火に至るまでの時間は瞬時から十数秒程度とばらつきがあり、金属を含めた導波管内の回路がある条件の際に金属部に電流が流れるものと思われ、この点は先に述べた加熱のマッチングと共に検討中である。また、導波管内は電位を持つため、導波管本体と推進薬の間の放電による着火現象も確認されているが、推進薬と導波管とを極めて接近させておく必要がある、実用上の興味は少ない。

## 5. おわりに

これまでの実験から、固体推進薬が高周波により誘電加熱されること、金属線を入れたものについてはある条件下では着火が可能であることがわかった。但し、加熱効率についてはまだ低いためさらに検討が必要である。加熱効果を上昇させるためには、回路上のマッチングの問題を解決すると共に、燃速の制御感度( $\sigma_p$ )が大きく、温度変化によっても安定した燃焼状態が得られる推進薬の開発が必要である。また、本方法は燃焼速度の制御方法としてだけでなく、推進薬の温度管理にも用い得る可能性があると思われることを付記しておく。なお、本研究は(財)火薬工業技術奨励会の研究助成により行ったものであり、ここに謝意を表します。

## 文 献

- 1) G.Von Elbe and E.T.McHale, AIAA J., 6, 1417 (1968)
- 2) C.C.Ciepluch, ARS J., 31, 1584 (1961)
- 3) R.L.Coates, R.E.Polzien and C.F.Price, J.Spacecraft and Rockets, 3, 419 (1966)
- 4) N.S.Cohen and K.R.Small, J.Spacecraft and Rockets, 7, 42 (1970)
- 5) J.H.Bonin, R.L.Coates and N.S.Cohen, J.Spacecraft and Rockets, 4, 354 (1967)
- 6) 五代富文, 日本航空宇宙学会誌, 18, 297 (1970)
- 7) T.Tachibana, I.Kimura, J.Propulsion and Power, 4, 41 (1988)
- 8) N.Kubota, "Fundamentals of Solid Propellant Combustion" Edited by K.K.Kuo and M.Summerfield, AIAA, 90, 1-52 (1984)
- 9) P.Pushner, "Heating with Microwaves" (1966) Phillips Technical Library

# Ignition and Burning Rate Control of Solid Propellants by Dielectric Heating

by Takeshi TACHIBANA\*, Hirohisa KURIBAYASHI\*  
and Takaaki TORIKAI\*\*

In order to increase the flexibility of the performance of solid propellant rocket motors, the control of burning rate is essential. The present note focuses on the use of burning rate-initial propellant temperature relationship for the burning rate control. Proposed here is "dielectric heating" as a method of the temperature control which can give homogeneous and instantaneous temperature rise to solid propellant. The experiment shows that composite propellant with Alupowder is heated more rapidly than that without Al powder, and that ignition occurs from the wire end when silver wire is embedded in propellant.

(\*Faculty of Engineering, Kyushu Institute of Technology, 1-1 Sensuicho,  
Tobata, Kitakyushu 804, Japan

\*\*Oita Plant, Asahi Chemical Industry Co., Ltd., 2620 Oazasato, Oita 870-03,  
Japan)