

固体ラムジェット用金属添加推進薬の燃焼

飯田 章 英*

固体ラムジェット用燃料リッチ推進薬の低圧領域での自立燃焼性、燃焼速度の増大、比推力の増大を目的として、現在までに、高い燃焼熱を持つ金属粉を含む固体推進薬の研究が行われてきた。本研究では、高燃焼熱金属の一つであるチタンを添加した燃料リッチなコンポジット推進薬の燃焼速度特性について研究を行い、チタンの添加により低圧領域での自立燃焼性が向上し、燃焼速度が増加することを見いだした。また、さらなる燃焼速度の増大化を目的として、銀線入り推進薬の燃焼速度特性についても検討し、燃料リッチな推進薬においても酸化剤を最適量を持つ推進薬と同様の銀線効果を得ることができることが分かった。

1. はじめに

固体燃料ラムジェット（以後SFRと略記）は、燃焼器内の固体燃料を大気中から燃焼器に流入された圧縮空気とともに燃焼させる推進機関である。そのため、酸化剤成分量の少ない燃料リッチ推進薬を持つことができ、多くの可燃性ガスを空気とともに燃焼させることにより高比推力を得ることができる。しかし、単に酸化剤成分を減らし、燃料成分を増加させただけの燃料では、SFRに望まれる低圧領域（約1MPa以下）での自立燃焼性を満足させることができないし、燃焼速度が非常に小さくなる。これらの問題を解決し、かつ、従来の燃料リッチ推進薬に比べてさらなる比推力増加を目的として、現在までに、ボロン、マグネシウム、アルミニウムのような高い燃焼熱を持つ金属粉を含む固体推進薬の研究が行われてきた^{1)~4)}。これらの金属と並んでチタンも、単位体積当たりの高い燃焼熱を持つ高エネルギー物質として知られている⁵⁾。

本研究では、酸化剤成分として過塩素酸アンモニウム（以後APと略記）、燃料成分として末端水酸基ポリブタジエン（以後HTPBと略記）、金属燃料としてチタン（以後Tiと略記）から成る燃料リッチ推進薬の理論燃焼性能と燃焼速度特性について研究が実施された。また、本推進薬のさらなる燃焼速度増加を目的として、推進薬中に銀線を埋め込んだ試料^{6), 7)}に対し

ての燃焼速度特性についても研究が実施された。

2. 理論燃焼性能

酸化剤成分としてAP、燃料成分としてHTPB、金属燃料としてTiから成る燃料リッチ推進薬の断熱火炎温度と比推力が、NASA SP-273により計算された。

HTPBの配合量を30%と固定したときの断熱火炎温度 T_f に関するTi含有量 c_{Ti} の効果をFig. 1に示す。Tiは、単位体積当たりの燃焼熱が高い金属であるが、Ti含有量が増加しても断熱火炎温度はほとんど変わらないことが分かる。Fig. 1は、同時に、空燃比 ϕ が15、マッハ数 M が2の時の飛行条件でのTi含有量に対する密度比推力 $\rho \cdot I_{sp}$ も示している。密度比推力は、Ti含有量が増加するにつれてリニアに増加することが分かる。また、Fig. 2に示すように、比推力は、一定のTi含有量の場合、AP含有量が減少するにつれて、あるいは、HTPB含有量が増加するにつれて増加する。

3. 実験方法

3.1 推進薬組成

燃焼速度特性を調べるために、6タイプのTi/HTPB/APコンポジット推進薬組成が用いられた。本研究に用いられた推進薬組成をTable 1に示す。推進薬に用いられたAPとTiの粒径は、それぞれ、直径で10 μ m, 20 μ mであった。

3.2 燃焼速度測定

推進薬の燃焼速度特性は、窒素で加圧されるチムニー型ストランドバーナによって測定された。推進薬試料の大きさは、断面が7mm, 長さが70mmであった。燃焼速度を測定するために、各々の試料に3本の小さなフェーズ線を埋め込み、各フェーズ線が切れる時間

1995年3月6日受理

*旭化成工業(株)大分工場

〒870-03 大分県大分市大字里2620

TEL 0975-92-2146

FAX 0975-92-2263

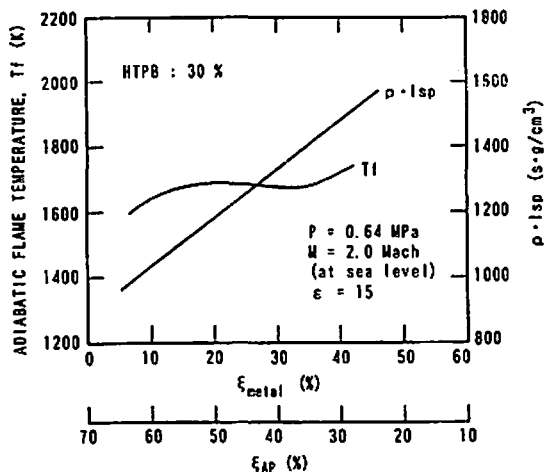


Fig. 1 T_f and $\rho \cdot I_{sp}$ as a function of the concentration of Ti

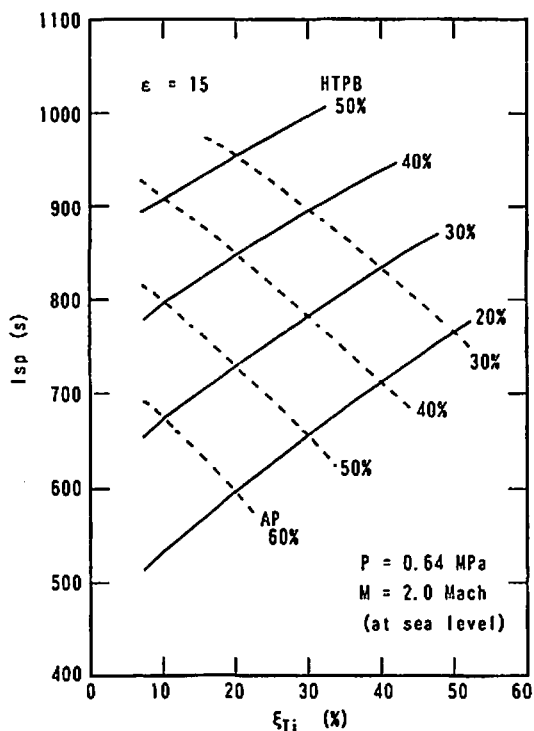


Fig. 2 The effect of the concentration of Ti, HTPB, and AP on I_{sp}

を測定することにより、線燃焼速度を得た。

また、この系の推進薬の燃焼速度領域を拡大するために、各推進薬サンプルの燃焼速度の方向に沿って、銀線を埋め込んだ。銀線のサイズは、直径0.2mmとした。

4. 実験結果と考察

4.1 燃焼速度特性

Table 1 Propellant formulations

Propellant	HTPB ¹	AP ²	Ti ³
1	30	50	20
2	30	40	30
3	30	30	40
4	40	40	20
5	40	30	30
6	40	20	40

¹ Hydroxyl Terminated Polybutadiene

² Ammonium Perchlorate (10 μ m in diameter)

³ Titanium (20 μ m in diameter)

Fig. 3は、推進薬の初期温度が常温 (293K) の場合の燃焼圧力に対する燃焼速度特性を示す。この燃焼速度特性の結果からいくつかの考察が挙げられる。まず一番目は、各々の推進薬の自立燃焼性について議論する。Propellant 6 (以後Prop. 6と略記) は、本研究で測定された圧力領域では自立燃焼しなかった。これは、Prop. 6がHTPB及びTiと燃焼するための十分な量のAPを持っていなかったことによることは疑いない。しかしながら、Prop. 1はProp. 2, Prop. 3と比較して十分な量のAPを含み、同様にProp. 4はProp. 5と比較して十分な量のAPを含んでいるにも関わらず、Prop. 1とProp. 4は、それぞれ0.6MPa, 0.8MPa以下の圧力領域で自立燃焼しなかった。異なる比較を行うと、Prop. 3とProp. 4は同じ配合割合のHTPBとAPを含むが、相対的にTi含有量の少ないProp. 4だけが低圧領域で自立燃焼しなかった。このことから、低圧領域ではTiのAPとの反応が支配的になっていると考えられる。次は、各推進薬の圧力指数について議論する。Prop. 1~3あるいはProp. 4とProp. 5を比較すると、圧力指数はTi含有量の増加あるいはAP含有量の減少にもなって減少している。また、同じ配合割合のHTPBとAPを含むProp. 3とProp. 4を比較すると、Ti含有量の多いProp. 3は、Ti含有量の少ないProp. 4よりも圧力指数が大きい結果を示している。これらの結果を言い換えると、Ti含有量の多い推進薬の燃焼速度は相対的に低圧領域で高い傾向を示し、十分なAPを持つ推進薬の燃焼速度は相対的に高圧領域で高い傾向を示している。このことから、低圧領域ではTiのAPとの反応が支配的な役割を持ち、一方高圧領域ではHTPBのAPとの反応が支配的になると考えられる。3番目に、燃焼速度の絶対値を比較すると、同一のTi含有量を持つProp. 1とProp. 4ではAP含有量の多いProp. 1が、同様にProp. 2とProp. 5ではProp. 2が全体的に燃焼速度が大きい結果を示している。これは、Prop. 1, Prop. 2の方が、

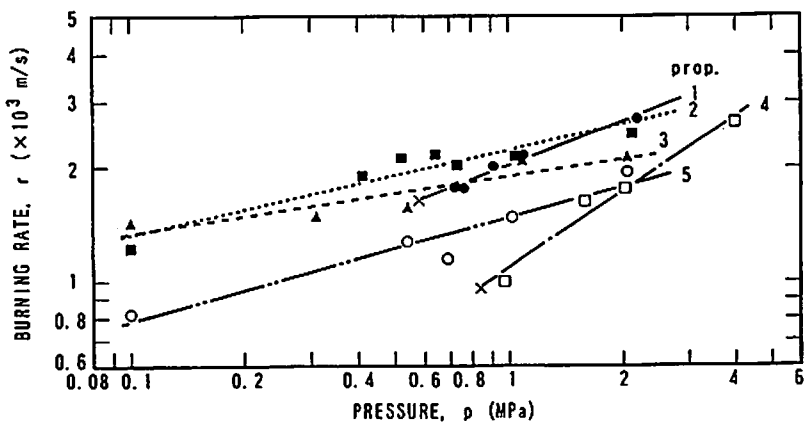


Fig. 3 Burning rate as a function of the burning pressure

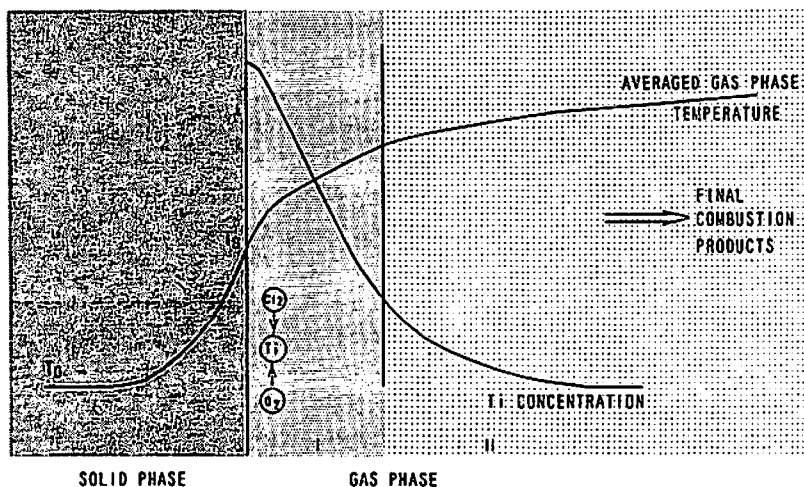


Fig. 4 A schematic combustion model of a Ti/HTPB/AP propellant

Prop. 4, Prop. 5 に比べて HTPB 及び Ti と反応し燃焼させる AP の量を含んでいることによることが容易に推測される。

さて、Ti は 630K 付近で塩素により、580K 以上で酸素により激しく酸化される金属であることが知られている。一方、酸化剤である AP は 630K 付近で分解が始まり、その後 HTPB の分解により生成されたガスとともに拡散し反応する。従って、Ti は AP の分解により生成した塩素や酸素と直接に反応するものと考えられる。

以上の実験結果と Ti の特性から、Fig. 4 に示すような Ti/HTPB/AP コンポジット推進薬の燃焼モデルを提案する。すなわち、第一段階として AP の分解により生成された塩素及び酸素との Ti の酸化反応が、推進薬の燃焼表面近傍で支配的に起こり、その後、第二段階として HTPB と AP の分解により生成したガスの拡散及び化学反応が燃焼表面近傍より離れた層で支配

的に起こる。さらに、Ti の AP との反応が低圧領域で、HTPB の AP との反応が高圧領域で支配的になることから、前者は後者に比べて圧力感度が低いものと考えられる。

4.2 銀線入り推進薬の燃焼速度特性

Fig. 5 は、Prop. 1 の銀線を埋め込んだ推進薬の銀線方向の燃焼速度 r_w と銀線なし推進薬の燃焼速度 r_0 の燃焼圧力に関する特性を示す。得られた r_w は、明らかに燃焼速度の増大を示している。さらに、銀線入り推進薬は、銀線なし推進薬で自立燃焼しなかった圧力領域でも自立燃焼することが分かった。しかし、この圧力領域の r_w の圧力指数はそれより高い圧力領域のそれと異なるものであった。逆を言えば、高圧領域では、燃焼速度増大率 r_w/r_0 が燃焼圧力の増加にもなって増加し、その結果 r_w の圧力指数は r_0 の圧力指数に比べて大きくなることが分かった。久保田等⁷⁾によると、ダブルベース系推進薬の場合、輝炎層で燃焼温度が最

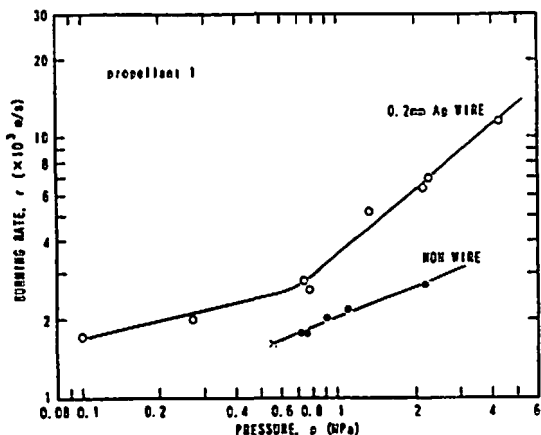


Fig. 5 Burning rate characteristics with an embedded silver wire

高に達するにも関わらず、 r_w は卸炎層よりもずっとと燃焼表面に近い反応層から伝達される熱量に支配される。4.2で述べた燃焼モデルと久保田等の結果に基づく、Tiの含有量が少なく低圧領域で自立燃焼しなかった推進薬が銀線効果によって自立燃焼した今回の結果は、燃焼表面近傍で起こるTiの反応からの熱量が銀線によって推進薬固層へ効果的に伝達されたことによることを示している。また、高圧領域で r_w/r_0 が燃焼圧力の増加とともに増大したことも、HTPBのAPとの反応層が圧力の増加とともに燃焼表面に近づくため、その反応層から伝達される熱量が支配的になったことによると考えることができる。Fig. 6は、今回測定された全ての推進薬の燃焼圧力と r_w/r_0 の関係を示す。Prop. 1~4を比較すると、Fig. 1で示すようにこれらのTfはほぼ等しいのにも関わらず、同一の圧力における r_w/r_0 はTi含有量の多いものほど高い傾向を示している。このことは、Tiの反応が燃焼表面近傍で起こるといふ上述の燃焼モデルを証明するものである。さらに、Fig. 5で示されたProp. 1の結果と同様に、Prop. 2~4の r_w/r_0 も燃焼圧力の増加に伴って増加したが、Prop. 5だけが逆の傾向を示した。これは、Prop. 5が低圧領域で反応するための十分な量のTiを含んでいるが、高圧領域でHTPBと反応する十分な量のAPを含んでいなかったことによると考えられ、燃焼モデルを裏付けるものである。

一般に、燃焼速度は燃焼表面の熱バランスに関する次の式によって与えられる⁹⁾。

$$r = \alpha_s \phi / \psi \quad (1)$$

ここで、

$$\phi = (dT/dx)_{s,x} \quad (2)$$

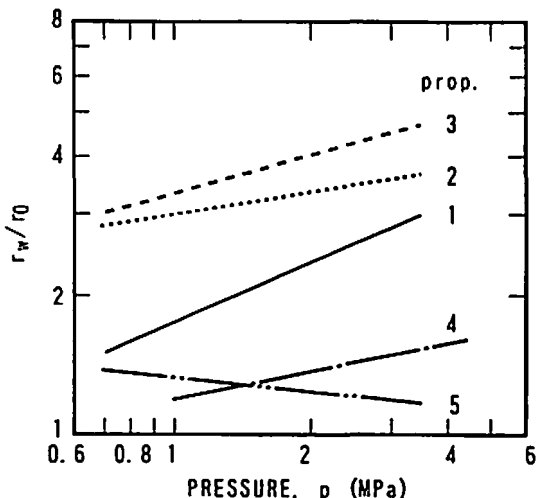


Fig. 6 r_w/r_0 as a function of the burning pressure

$$\phi = T_s - T_c - Q_s / c_p \quad (3)$$

$$\alpha_s = \lambda_s / c_p \rho_p \quad (4)$$

Tは温度、 x は距離、 Q_s は燃焼表面での反応熱、 ϕ は燃焼表面での温度勾配、 λ_s は熱伝導率、 ρ_p は密度、 c_p は比熱、そして添字のg, p, s, gはそれぞれ気相、推進薬固層、燃焼表面を表す。気相から推進薬の燃焼表面への熱のフィードバック量 $q_{s,x}$ は、

$$q_{s,x} = \lambda_s \phi \quad (5)$$

で表される。銀線入り推進薬の熱のフィードバック量と銀線なし推進薬のそれとの関係は、以上の式(1)~(5)より導かれ、次の式で与えられる。

$$q_w / q_0 = r_w / r_0 \quad (6)$$

ここで、 T_s 、 Q_s は銀線の有無によらず一定であると考へた。Fig. 7は、Prop. 3と固体ロケットモータに用いられる典型的なAP/HTPB系コンポジット推進薬の燃焼圧力に関する熱フィードバック量比を示す。この結果は、燃料リッチ推進薬でも燃料と酸化剤の最適当量比を持つ推進薬と同等の熱フィードバック量比を持つことを示している。

5. 結論

Ti粒子のAPとの酸化反応は、推進薬の燃焼表面で即座に起こっていると考へられる。これによって、低圧領域でTi粒子の添加により燃焼速度が増加し、自立燃焼する圧力領域が低下する。

本研究で用いられた燃料リッチ銀線入り推進薬の燃焼速度は、銀線効果により3~5倍増加し、その増加率は圧力の増加とともに増加した。これは、酸化剤を最適当量持つ推進薬と同様、銀線の熱伝導により気相

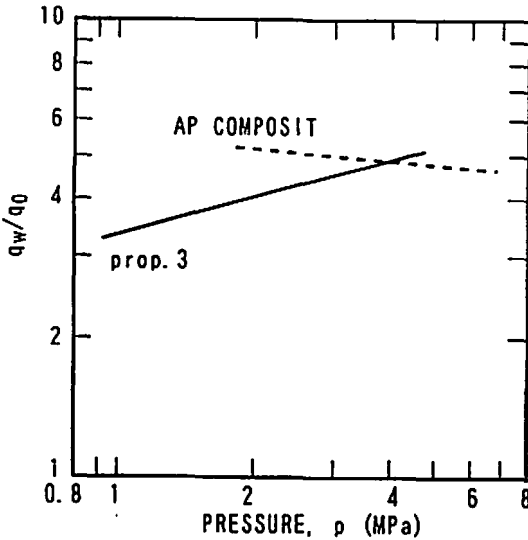


Fig. 7 The ratio of the heat flux feed back for a fuel-rich propellant containing Ti and a typical AP/HTPB composite propellant

から推進薬の燃焼表面への熱のフィードバックが増大することによるもので、燃料リッチ推進薬でもこの効果は同等であることが分かった。

謝 辞

本研究において、防衛庁技術研究本部第3研究所久保田浪之介所長に、御指導、御助言をいただきました。ここに厚く御礼申し上げます。

文 献

- 1) Limage, C. and Sargent, W., "Propulsion System Considerations for Advanced Boron Powdered Ramjets," AIAA Paper 80-1283, 1980.
- 2) McClendon, S. E., Miller, W. H., and Herty, C. H., "Fuel Selection Criteria for Ducted Rocket Application," AIAA Paper 80-1120, 1980.
- 3) Mitsuno, M., Kuwahara, T., and Kubota, N., "Combustion of Metallized Propellants for Ducted Rockets," AIAA Paper 87-1724, 1987.
- 4) Kuwahara, T., and Kubota, N., "Role of Boron in Burning Rate Augmentation of AP Composite Propellants," Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 14, 1989.
- 5) A. Iida, "Combustion of Metallized Propellants for Solid Ramjets," Proceedings of the 18th International Pyrotechnics Seminar, pp.459-470, 1992.
- 6) Caveny, L. H. and Glick, R. L., "Influence of Embedded Metal Fibers on Solid propellant Burning Rate," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.4, 1967.
- 7) Kubota, N., Ichida, M., and Fujisawa, T., "Combustion Processes of Propellants with Embedded Metal Wires," AIAA Journal, Vol.20, 1982.
- 8) Kubota, N., Aerospace and Mechanical Sciences Report No.1087, Princeton University, 1973.

Combustion of metallized propellants for solid ramjet

by Akihide IIDA *

Fuel-rich propellants need to self-sustain combustion in lower pressure range and to be high in burning rate and specific impulse. In order to obtain such propellants, solid propellants containing metal particles which produce high heat of combustion have been studied. In this study, the burning rate measurements of composite solid propellant containing titanium which is one of high energetic metals were conducted. The experimental results indicate that titanium particles improve the characteristic of self-sustaining combustion even in lower pressure range, and the burning rate increases with increasing the amount of titanium. Furthermore, the burning rate measurements of propellant with an embedded silver wire were also conducted in order to obtain augmented burning rate. The result indicates that even the fuel-rich propellant can be equivalent in the ratio of the heat flux transferred back from the gas phase to the solid phase along the silver wires to the rocket propellant composed of stoichiometric fuel-oxidizer ratio.

(*Ohita Plant, Explosives division, Asahi Chemical Industry, Co., Ltd. Sato 2620, Ohita-shi, Ohita 870-03, Japan)
