

燃料過多推進薬の燃焼速度特性(第1報)

駒井 巖*, 加藤 一成*, 園部 直**

HTPB/AP系およびHTPB/GAP/AP系燃料過多推進薬について理論計算およびストランド燃焼試験による燃焼速度の評価を行った。ハイブリッドロケットを仮定して行った理論計算の結果、これらの燃料過多推進薬を使用して得られる比推力は燃料過多推進薬の組成にあまり依存せず、GAPを使用した場合に若干比推力が低下することが明らかとなった。ただし、GAPによる比推力の低下は密度の増加よりも小さくエネルギー密度の面ではGAPの使用は有利に働く。ストランド燃焼試験の結果、HTPB/AP系燃料過多推進薬の燃焼速度は酸化鉄(III)による増加量は小さいが、GAPを使用しHTPB/GAP/AP系とすることで燃焼速度が著しく増大することが判明した。

1. 緒言

近年、固体ロケットの技術はほぼ成熟し、比推力(Isp)などの性能の向上はそれほど多く望めないと言われている。そのような状況下で、固体ロケットの技術を利用しつつもその枠を越えることによって高比推力化、IM化、推力制御、あるいは排出ガスのクリーン化などの性能を得ようとする試みがなされている。その代表的な例がハイブリッドロケット(HR)と空気吸い込み式(エアブリージング)エンジンである。

HRは酸化剤と燃料を分離した状態で保有するため被弾などに対する安全性に優れ、また、燃料と酸化剤のいずれか一方を液体の状態で使用することにより推力の制御を可能とすることを特徴としている。従来型のHRは、自立燃焼性を有しない固体燃料を燃焼室内に置き、そこに液体酸化剤を噴射することによって固体燃料付近の境界層で燃料の分解ガスと酸化剤が燃焼するものである¹⁾。ところが、従来型のHRはこれまでに圧力振動、燃焼効率の低さ、などの問題が明らかになっており²⁾、未だ解決の目処が立っていない。そこで、現在は自立燃焼性を有する燃料、すなわち燃料過多推進薬を使ったHRの研究が主流となりつつ

ある^{3,4)}。

エアブリージングエンジンのうち固体ロケットの技術を利用したものはダクテッドロケット(DRE)⁵⁾、エアーターボラムジェット(ATR)^{6,7)}などである。DREとは固体燃料式ラムジェットのうち2次燃焼方式を採るものであり、燃料には自立燃焼性が要求される。ATRはその燃料の性状から液体燃料式ATRと固体燃料式ATRが存在するが、後者の固体燃料式ATRが燃料過多推進薬を使用する。これらのエンジンは燃料過多推進薬の燃焼により発生した可燃ガスをラムバーナに噴射することによって空気と混合させて燃焼させるシステムである。

HRの場合もDREやATRの場合もそれぞれのシステムに最適な燃料過多推進薬の開発が重要となると考えられる。そこで、本研究では燃料過多推進薬により得られる性能を把握するために理論計算を行い、さらに実験により燃焼速度を求め燃焼速度特性の検討を行った。

2. 理論燃焼性能

燃料過多推進薬を使用したシステムの理論燃焼性能はその組成、使用する酸化剤の種類、酸化剤/燃料混合比(O/F)、さらにエアブリージングエンジンの場合は飛行高度や飛行速度などに依存する。光野ら⁸⁾は理論燃焼性能による様々な酸化剤の比較を行っており、液体酸素(LOX)が最も高いIspを与え、次いで四酸化二窒素(NTO)、酸化窒素(N₂O)、安定剤入り赤煙硝酸(IRFNA)、などが高いIspを与えるとしている。また、それぞれの酸化剤によってIspを最大とするO/Fの値が異なる。この関係は別の燃料を使用した場合で

1997年10月8日受理

*日本油脂(株)愛知事業所武豊工場研究開発部
〒470-2398 愛知県知多郡武豊町字北小松谷61-1
TEL 0569-72-1954
FAX 0569-73-7376

**日邦工業(株)製造部
〒410-1121 静岡県裾野市茶畑1838
TEL 0559-92-0476
FAX 0559-93-2805

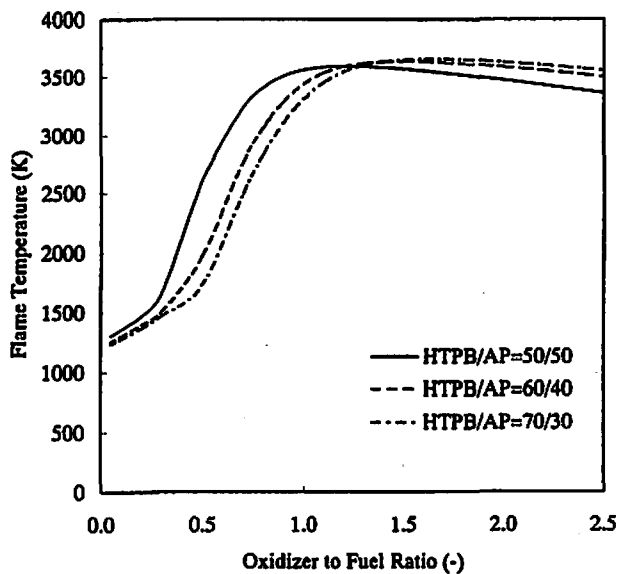


Fig. 1 Relationship between flame temperature and oxidizer to fuel ratio for HTPB/AP fuel rich propellants

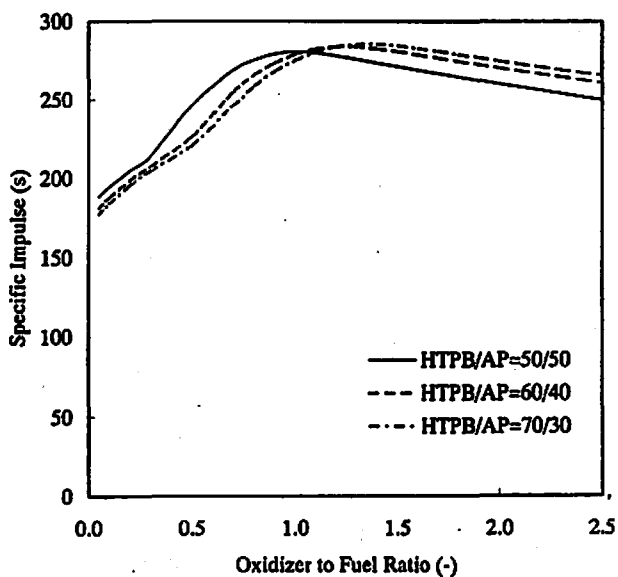


Fig. 2 Relationship between specific impulse and oxidizer to fuel ratio for HTPB/AP fuel rich propellants

もほぼ変わらず、IspおよびO/Fの絶対値が変わるのみである。また、DREやATRを想定し、酸化剤を空気とした場合でもIspやO/Fの絶対値に大きな変化はあるもののIspとO/Fの関係は上記の種々の酸化剤を使用した場合と同様の傾向を示す。そこで、ここでは酸化剤による性能の変化は検討せず、燃料のみに注目することにした。

計算はGordonらによる化学平衡計算プログラム⁸⁾を用いて行った。計算条件はHRを仮定した。Ispは燃焼圧力5.065MPa、外気圧0.1013MPa、における最適膨張により得られる値を示した。酸化剤は酸素(O₂)を使

Table 1 Density of oxidizers⁹⁾

Oxidizer	Density (kg/m ³)
LOX	1.14 × 10 ³
N ₂ O ₄	1.45 × 10 ³
N ₂ O	7.85 × 10 ²
IRFNA	1.63 × 10 ³

Table 2 Density of fuel rich propellants

Formulations of fuel rich propellants	Density (kg/m ³)
HTPB/AP=50/50	1.26 × 10 ³
HTPB/AP=60/40	1.18 × 10 ³
HTPB/AP=70/30	1.10 × 10 ³
HTPB/GAP/AP=48/12/40	1.23 × 10 ³
HTPB/GAP/AP=36/24/40	1.28 × 10 ³
HTPB/GAP/AP=24/36/40	1.34 × 10 ³

用した。Fig. 1に末端水酸基ポリブタジエン(HTPB)/過塩素酸アンモニウム(AP)系燃料の燃焼温度を示す。HTPB/AP=50/50の燃焼温度はO/F=1.2のとき最大値3597Kを示す。O/Fが最適値よりずれることによる燃焼温度の低下はO/Fが小さくなった場合、つまり燃料リッチな場合において大きい。IspはO/F=1.1のとき最大値280sを示す。燃焼温度を最大とするO/FとIspを最大とするO/Fに差があるのはO/F値が大きくなるにつれ燃焼による生成物の平均分子量が大きくなるためである。燃料に含まれるAPの量が減少するにつれて多くの酸化剤が必要となるために燃焼温度やIspを最大とするO/Fの値は大きくなる。HTPB/AP=70/30では燃焼温度はO/F=1.8において最大値3677Kとなる。また、IspはO/F=1.5において最大値287sとなる。つまり、燃料中に含まれる固体の酸化剤(AP)の量が変わっても、Ispの最大値はさほど変わらず、Ispを最大とするO/Fが変化するのみである。Table 1にハイブリッドロケットに適用可能な種々の酸化剤の密度を示す。(表中のデータはEsteyらの文献⁹⁾より抜粋したものをSI単位系に換算したものである。)また、Table 2に理論計算に使用した燃料過多推進薬のHTPBの密度を0.93 × 10³kg/m³、GAPの密度を1.28 × 10³kg/m³、そしてAPの密度を1.95 × 10³kg/m³として計算した理論密度を示す。酸化剤のうちNTOとIRFNAは計算に使用した燃料よりも密度が高い。この場合、燃料中のAP量の変化により得られる最大のIspがさほど変化しないために、燃料中にAPをあまり含まない組成を使用するとIspを最大とするO/Fが大きくなり燃料と酸化剤のトータルの密度が高くなるので密度比推力あるい

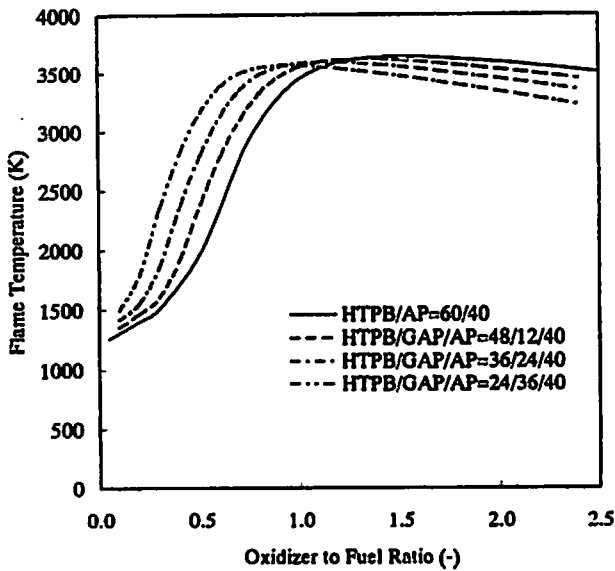


Fig. 3 Relationship between flame temperature and oxidizer to fuel ratio for HTPB/GAP/AP fuel rich propellants

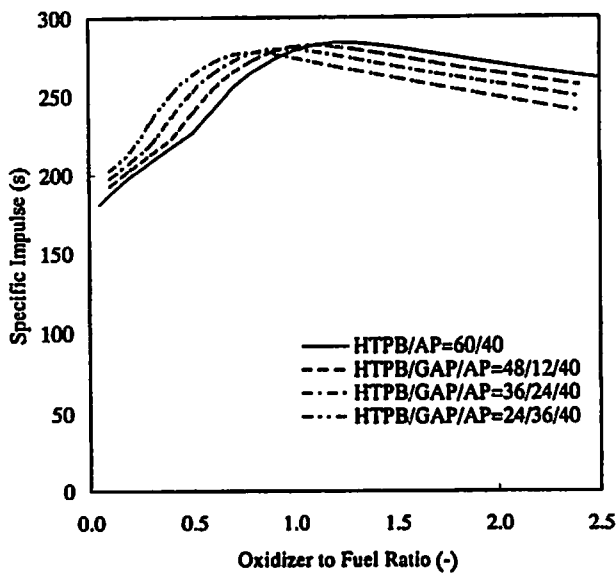


Fig. 4 Relationship between specific impulse and oxidizer to fuel ratio for HTPB/GAP/AP propellants

はエネルギー密度の観点では有利であるといえる。逆に酸化剤が N_2O の様に低密度の場合は燃料中にAPをあまり含まない組成が有利といえる。

Fig. 3 および Fig. 4 に HTPB/GAP/AP 系燃料過多推進薬の燃焼温度および Isp をそれぞれ示す。HTPB/AP=60/40 は O/F=1.5 で燃焼温度が最大値 3642K となり、O/F=1.2 で Isp が最大値 284s となる。一方、HTPB/GAP/AP=24/36/40 では O/F=1.0 において燃焼温度が最大値 3566K となり、O/F=0.8 で Isp が最大値 278s となる。GAP を含まない組成と GAP を 36% 含む組成を比較すると、燃焼温度および Isp の最大値はいず

Table 3 Formulations of fuel rich propellants on which strand tests were conducted

Formulation	HTPB	GAP	AP	Fe ₂ O ₃
A	60		40	0.5
B	60		40	1.0
C	48	12	40	1.0

wt%, values of Fe₂O₃ are external parts

れも GAP を含む組成のものが低くなっている。また、比推力の最大値も若干ではあるが低下している。GAP を含有することによって燃料のエンタルピは高くなるが、炭化水素の量が減少した分だけ燃焼熱の発生が低く押さえられ、結果的に若干ではあるが燃焼温度と Isp の低下につながったと考えられる。推進薬と異なりハイブリッドロケットのような酸化剤が十分に供給できるシステムでは GAP の使用による Isp の増大は期待できない。ただし、GAP を 36% 含有することによる Isp の低下がわずか 2% 程度であるのに対し燃料の密度が 10% 以上高くなるので、密度比推力あるいはエネルギー密度の面では十分に有利であるといえる。

3. 燃焼速度特性

3.1 実験方法

燃料過多推進薬を 7 mm × 7 mm × 80 mm の大きさに加工し、チムニー型ストランド燃焼試験装置を使用して窒素雰囲気下で 1~12 MPa の圧力範囲で燃焼試験を行い線燃焼速度を測定した。燃焼試験により評価した燃料過多推進薬の組成を Table 3 に示す。組成 A と B を比較することにより AP 系燃料過多推進薬における燃焼速度触媒としての酸化鉄(III)の効果を確認した。また、組成 B と C を比較することにより、GAP を含有するバインダを使用した場合の燃焼速度の変化を調査した。表中に示す HTPB および GAP の量はそれぞれに対する硬化剤も含めたものである。

3.2 実験結果および考察

Fig. 5 に組成 A および B の試験結果を示す。燃焼速度は燃料過多であるために通常の AP 系コンジット推進薬と比較すると非常に低く燃焼圧力 10 MPa において燃焼速度は 1 mm/s 程度である。これは燃焼速度触媒である酸化鉄(III)を含有する組成の値である。組成 A と B では酸化鉄(III)の量に差があるが、燃焼速度の差はあまり大きくない。これは燃焼速度触媒が作用する相手である AP の含有量が通常の推進薬ほど高くないことが一因であると考えられる。また、酸化鉄(III)は拡散火炎を燃焼表面に近づけることによって燃焼速度を高める効果があると報告されている¹⁰⁾が、燃料過多推進薬の場合は発熱量が通常の推進薬よりも小さいためにその効果も小さくなると思われる。両者の燃焼速

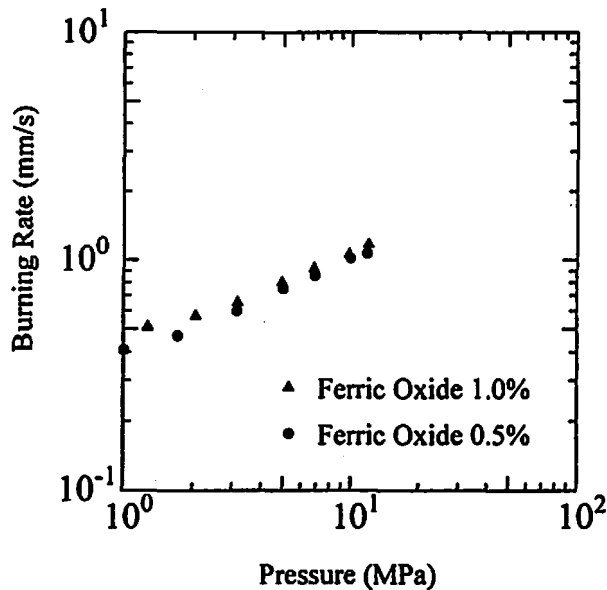


Fig. 5 Effect of ferric oxide on burning rate of HTPB/AP fuel rich propellants

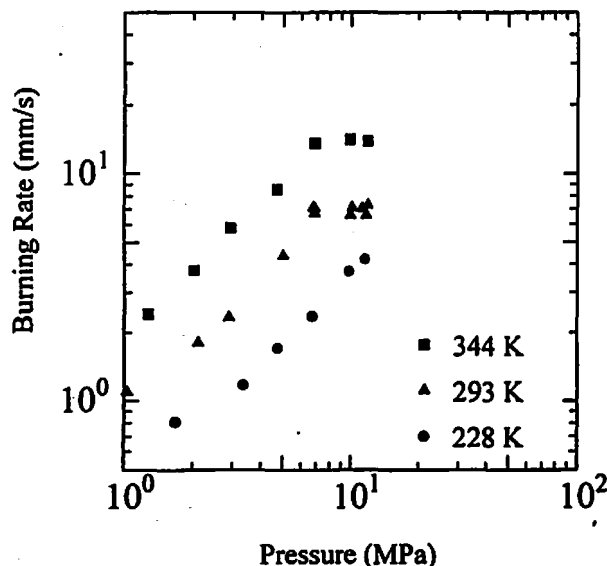


Fig. 6 Temperature sensitivity of HTPB/GAP/AP fuel rich propellants

度の差は0.1mm/s程度である。酸化鉄(III)による燃焼速度の増加はあまり望めないであろう。

酸化鉄(III)の効果は低圧領域においてやや大きく、その結果組成Bの燃焼速度の圧力指数は0.38であり組成Aの0.41より若干低くなった。燃料過多推進薬の低圧領域での酸化鉄(III)による燃焼速度の増加は駒井ら⁶⁾によってGAP/AP系でも確認されている。一方、通常の推進薬ではこのような現象は見られないので、これはAPを含有する燃料過多推進薬の特徴であると考えられる。

Fig. 6に組成Cの試験結果を示す。組成Cは組成BのHTPB 60%のうち12%をGAPに置き換えたものであ

る。Fig. 5の組成Bと比較すると明らかなように燃焼速度の変化は顕著である。特に高圧領域では燃焼速度が6倍以上増加している。低圧領域での燃焼速度の増加は2~3倍程度であり、したがって圧力指数が0.86と非常に大きくなった。また、燃焼速度の温度感度も1.4%/Kと非常に高い値であった。さらに、7MPa以上の高圧領域において組成Cはデータのばらつきが大きかった。本試験によりHTPBの一部をGAPに置き換えた場合に燃焼速度を大きく変化させることが分かったが今回試験を行った組成Cは圧力指数が高い、温度感度が非常に大きいなどの特性も見られた。そこで、今後はHTPBとGAPの配合比率、燃焼速度触媒、APの粒子径などを検討することによりこれらの改善に取り組んでゆく必要があると思われる。

4. まとめ

理論計算の結果、燃料過多推進薬のHTPBとAPの比率によって得られる最大のIspの値に大きな変化は無いことが分かった。また、HTPBの一部をGAPに置き換えた場合はIspの値は若干低下するが、エネルギー密度の点では有利になる。

燃焼速度触媒およびGAPの使用といった二つおりの方法でHTPB/AP系燃料過多推進薬の燃焼速度の変化を調査したが、燃焼速度触媒である酸化鉄(III)では燃焼速度の増大はあまり望めないことが明らかとなった。一方、HTPBの一部をGAPに置き換えることによって燃焼速度を大きく増大させられることが判明した。

文 献

- 1) J. S. McFarlane, R. J. Kniffen and J. Linchatowich, AIAA Paper 93-2551 (1993)
- 2) B. E. Grejner and R. A. Frederick, Jr., AIAA Paper 92-3301 (1992)
- 3) 光野, 桑原, 小田島, 窪塚, 火薬学会誌, 56, 3, p119(1995)
- 4) 福田, 矢野, 第37回航空原動機・宇宙推進講演会要旨集(1996)
- 5) N. Kubota and T. Kuwahara, Propellants, Explos., Pyrotech., 16, p51 (1991)
- 6) 駒井, 中下, 加藤, 薄衣, 宇山, 桑原, 火薬学会1995年度年会講演要旨集, p43(1995)
- 7) M. E. Thomas and K. Christensen, AIAA Paper 94-2719(1994)
- 8) S. Gordon and B. J. McBride, NASA SP-273(1971)
- 9) P. N. Estey and G. R. Whittinghill, AIAA Paper 92-3592(1992)
- 10) E. W. Price and J. K. Sambamurthi, CPIA Publication No. 412, Vol. I (1984)

Burning rate characteristics of fuel rich propellants (1)

by Iwao KOMAI*, Kazushige KATO* and Tadashi SONOBE**

Theoretical performances and burning rate characteristics of HTPB/AP and HTPB/GAP/AP fuel rich propellants were evaluated. The theoretical specific impulse (Isp) of Hybrid Rockets (HR) which use fuel rich propellants is not largely affected by the fuel rich propellant formulation. By replacing a part of HTPB to GAP, the Isp decreases slightly. While, the increment of density of the fuel rich propellant is much larger. Consequently, the use of GAP improves the energy density of the system. The results of strand tests revealed that ferric oxide has only a small effect on the burning rate of the fuel rich propellants which contain substantial amount of AP. It was also revealed that the burning rate of HTPB/GAP/AP fuel rich propellant is much higher than that of HTPB/AP.

(*NOF Corporation, 61-1 Kitakomatsudani, Taketoyo, Chita, Aichi 470-2398,
Japan

**Nippo Kogyo Co., Ltd., 1838 Chabatake, Susono, Shizuoka 410-1121, Japan)
