

ガスハイブリッドロケットの燃焼特性

光野 実*, 桑原卓雄*, 小田島広明*, 窪塚 聡**

燃料をガスジェネレータ内で1次燃焼して高温のガスを発生させ、2次燃焼室内にて酸化剤と混合、燃焼して推力を得るガスハイブリッドロケットの燃焼特性を、理論的及び実験的に求めた。四酸化二窒素(以後NTOと略記)/グリンジルアジドポリマー(以後GAPと略記)の理論最大比推力(I_{sp})は265s, また亜酸化窒素(N_2O)/GAPの場合255sに達し、通常の固体ロケットの I_{sp} を上回る値となっている。新しく考案した小型燃焼試験装置を用いて燃焼試験を行った結果、酸化剤にNTO及び N_2O を用いた場合、GAP燃料、過塩素酸アンモニウム(以後APと略記)系コンポジット推進薬の分解ガスは共に良好な着火性及び燃焼安定性を示した。GAP燃料を用いたときのNTO及び N_2O との2次燃焼効率率は約94%以上と高い値が得られた。AP系コンポジット推進薬を用いたときは燃焼効率は約90%以上であった。以上のことから、ガスハイブリッドロケットのように、高温の燃料成分過剰なガスと液体酸化剤とを燃焼させることで高い燃焼効率を実現でき、特にガスジェネレータにGAPを使用することで良好な燃焼性能を得ることができることがわかった。

1. 緒 言

ロケットモータの不感特性 (Insensitive Munitions Characteristics), 推力制御性, 及び固体ロケット排出ガスのクリーン化の観点から、ハイブリッドロケットが次代を担う推進機関として注目されている^{1)~3)}。このうちガスハイブリッドロケットは、Fig. 1に示すように燃料をガスジェネレータ内で1次燃焼して高温の燃料成分過剰な燃焼ガスを発生させ、それと酸化剤とを混合し、2次燃焼して推力を得るエンジンである。ガスハイブリッドロケットは、従来のハイブリッドロケットのような固体と液体の燃焼とは異なり、高温のガスと液体との燃焼であるため高い燃焼性能が期待できるが、このような燃焼形態に関する研究は非常に少ない。そこで高温の燃料成分過剰なガスと液体酸化剤との燃焼性能を明らかにするために、固体燃料及び液体酸化剤の種類、混合比等をパラメータとしてガスハ

イブリッドロケットの理論性能を調べ、また燃焼試験によってガスハイブリッドロケットの燃焼特性について検討した。

2. ガスハイブリッドロケットの種類と特徴

ハイブリッドロケットは、Fig. 1に示すように従来型のものとはガスジェネレータを用いたガスハイブリッドロケットに分けられる^{4) 5)}。従来型のハイブリッドロケットは、Fig. 1(a)に示すように酸化剤が燃焼室へ噴射され、固体燃料と燃焼するが、その燃焼は固体燃料表面の境界層で行われる。この場合燃焼によって燃料の軸方向で境界層の状態、及び燃料と酸化剤の混合状態が変化する。従って燃料の位置によって燃料と酸化剤の混合比が変化し、常に最適な燃焼状態を維持させることが困難である。

この従来型ハイブリッドロケットの問題点を解決するために、Fig. 1(b)に示すようなガスハイブリッドロケットが提案されている。ガスハイブリッドロケットに用いられる固体燃料は自燃性を有しており、外部から酸化剤を供給して燃料をガス化させる必要がない。固体燃料の燃焼によって生成された燃料成分過剰な高温ガスは、2次燃焼室に噴射される。また、液体酸化剤も同様に2次燃焼室へ噴射されて微粒化し、燃料成分過剰なガスと2次燃焼室内で混合し燃焼する。以上のことからわかるように、ハイブリッドロケットが固

1995年2月15日受理

*日産自動車(株)宇宙航空事業部

〒350-11 埼玉県川越市馬場新町21-1

TEL 0492-31-1112 内線 913

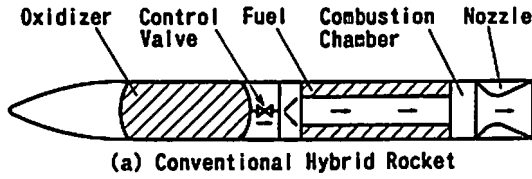
FAX 0492-31-1116

**ダイセル化学工業(株)技術開発センター

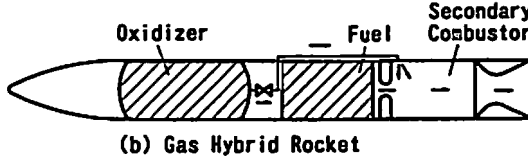
〒671-16 兵庫県揖保郡揖保川町馬場805

TEL 0791-72-5408

FAX 0791-72-5450

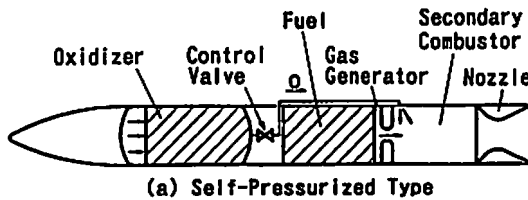


(a) Conventional Hybrid Rocket

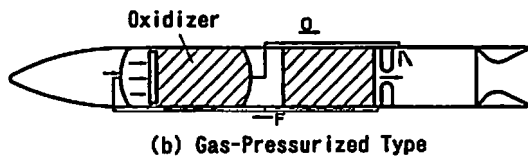


(b) Gas Hybrid Rocket

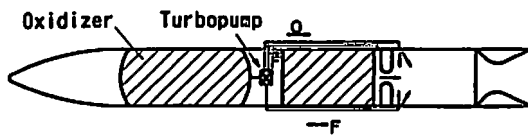
Fig. 1 Typical hybrid rockets



(a) Self-Pressurized Type



(b) Gas-Pressurized Type



(c) Turbopump Type

Fig. 2 Feeding system of liquid oxidizer

体と液体の燃焼であるのに対し、ガスハイブリッドロケットはガスと液体の燃焼である。またガスハイブリッドロケットの場合、さらにガスが燃料自体の燃焼によって高温になっているため、液体酸化剤との混合で自発着火し、速やかに、かつほぼ完全な燃焼が達成できる。

ガスハイブリッドロケットの液体酸化剤供給システムをFig. 2に示す。酸化剤供給システムは、大きく分けて3種類ある。Fig. 2 (a)及びFig. 2 (b)はガス加圧方式であり、いずれも特別な加圧用ガスタンクを用いていないのが特徴である。Fig. 2 (a)は、液体酸化剤の蒸気圧を加圧源に利用した自己加圧方式である。この場合、液体酸化剤は N_2O 等のように高い蒸気圧を有する必要があるが、3方式の中では最も軽量化が期待できるシステムである。Fig. 2 (b)は燃焼ガス加圧方式であり、ガスジェネレータ内における燃料の燃焼によって発生した圧力を液体酸化剤加圧に利用したものである。Fig. 2 (c)のターボポンプ方式は、ガスジ

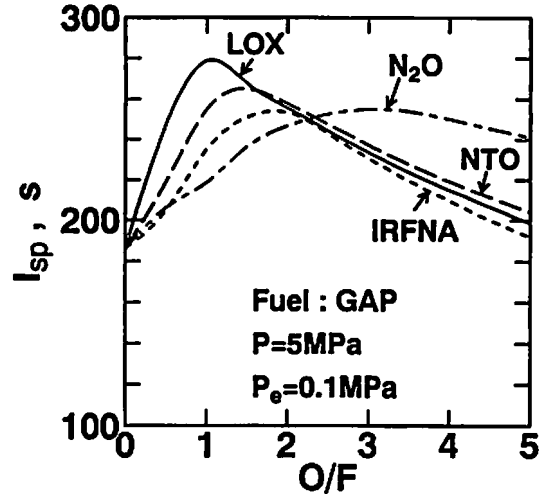


Fig. 3 Relationship between I_{sp} and O/F for GAP with LOX, N_2O , NTO and IRFNA

ェネレータ内から取り出した燃料ガスの圧力によってポンプを駆動し、液体酸化剤をタンクから2次燃焼室へ送り込むというシステムである。ポンプ駆動に用いたガスは燃料の一部として2次燃焼室へ噴射され、酸化剤と混合、燃焼する。この時ポンプを駆動させるのに必要なガス流量は、酸化剤流量の供給に必要なポンプの能力によって決定される。

3. 理論燃焼性能

種々の燃料及び酸化剤を用いたときのガスハイブリッドロケットの性能を明確にするために、理論燃焼計算を実施し、 I_{sp} を求めた。計算にはGordonらの化学平衡計算プログラム¹⁾を用いた。GAPを燃料とした時の I_{sp} を種々の酸化剤に対して比較したものをFig. 3に示す。 I_{sp} は、燃焼室圧力(P)が5 MPa、外気圧(P_e)が0.1 MPaのときの最適膨張時の値をプロットした。横軸O/Fは、酸化剤質量流量/燃料質量流量を表している。O/Fを増加していくと I_{sp} は増加して極大値をとる。GAPを燃料とした場合のガスハイブリッドロケットの I_{sp} は250s以上であり、通常の固体ロケットを上回る値となっている。酸化剤として液体酸素(LOX)を使用したときに最も高い I_{sp} を得ることができるが、低温貯蔵が必要であるという難点もある。四酸化二窒素(NTO)も比較的高い I_{sp} が可能で、常温で液体の物質であるが、毒性も有しており取扱いが困難である。 N_2O を用いた場合の最大 I_{sp} はNTOの場合に比べて約4%低下するが、自己加圧性を有するため加圧源を不要または縮小することができ、システムの軽量化が図れる可能性がある。他にも赤煙硝酸(以後IRFNAと略記)や過酸化水素(H_2O_2)等が酸化剤として考えられているが、いずれも取扱いや貯蔵性、

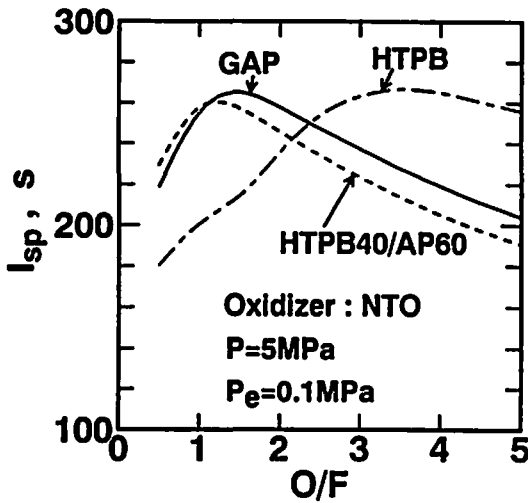


Fig. 4 Relationship between I_{sp} and O/F for NTO with GAP, HTPB, and HTPB40/AP60

または燃焼性能において一長一短であり、どの酸化剤を選択するかは、使用目的によって決められる。また、 I_{sp} が最大となるO/Fは、酸化剤をLOX, NTO, IRF-NA, N_2O と変えていくに従って大きくなる。

酸化剤にNTOを用いた場合の I_{sp} を種々の燃料に対して比較したものをFig. 4に示す。燃料は、GAP、末端水酸基ポリブタジエン（以後HTPBと略記）とAPの重量比を40/60とした燃料成分過剰なコンポジット推進薬、及びHTPBの3種類である。最大 I_{sp} は、燃料をHTPBにしたときの方がGAPにしたときよりやや高くなっている。しかしながら、HTPBだけでは自然性がないため、従来型のような境界層燃焼方式にしか適用できない。HTPBに自然性をもたせるためには、ある程度の酸化剤を混入する必要がある。しかしながら、HTPB/AP推進薬とした場合は、 I_{sp} の低下に加えGAPに比べ燃焼速度が低く、APを加えることは低公害化の目的からみずれてしまうため、適用範囲は限定されてしまう。以上のように、燃料としてGAPを使用することが極めて有効であることがわかる。

酸化剤に N_2O を用いた場合の I_{sp} を種々の燃料に対して比較したものをFig. 5に示す。 N_2O /GAPの最大 I_{sp} はO/F=3.1の時255sであり、 N_2O /AP/HTPBの最大 I_{sp} はO/F=2.5の時253sである。3種類の燃料の中では、 N_2O /HTPBの組み合わせの I_{sp} が最も高く、O/F=7.4のとき255.2sであるが、 N_2O /GAPの場合とはほぼ同等である。

GAPを燃料とした場合の断熱火炎温度の最大値は、酸化剤をNTOとしたとき3445K、 N_2O としたとき3366Kであり、Alを含有しない固体推進薬に比較すると約900K高くなっている。燃焼室の冷却及びノズルスロー

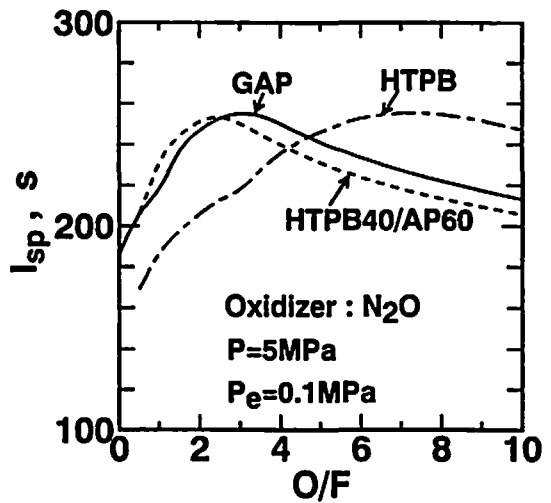


Fig. 5 Relationship between I_{sp} and O/F for N_2O with GAP, HTPB, and HTPB40/AP60

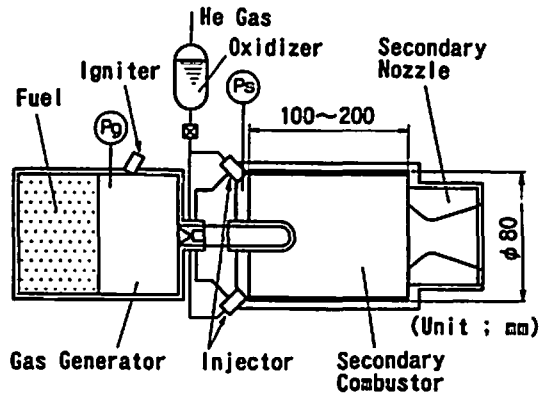


Fig. 6 Gas hybrid rocket firing test setup

ト部のエロージョン対策が必要と考えられる。

4. 実験概要

ガスハイブリッドロケットの燃焼性能を求めめるために新しく考案した実験装置をFig. 6に示す。燃料にはGAPとAP系コンポジット推進薬を用い、また酸化剤にはNTO及び N_2O を用いた。GAP燃料は端面燃焼方式で直径80mm、長さ50mmのものを用いた。またAP系コンポジット推進薬は、内面燃焼方式で、内径40mm、外径80mm、長さ40~140mmのものを供試した。AP系コンポジット推進薬の組成は、HTPB/AP=40/60（重量比）であり、従来の固体ロケット推進薬に比較して酸化剤含有量の少ないものを用いた。燃料はともに自然性を有しており、ガスジェネレータ内で安定して燃焼することが確認されている。2次燃焼圧力が1、2及び3MPaになるようにノズルスロット径を決定した。酸化剤を噴射するインジェクタにはスワラー方式のものを3ヶ所に取り付けている。実験の初期段階で

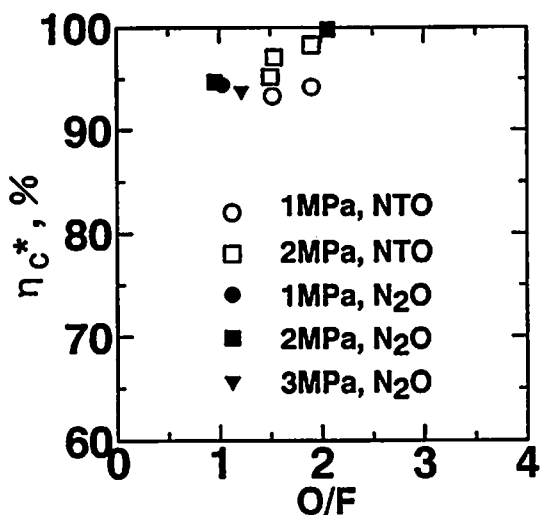


Fig. 7 Relationship between combustion efficiency (η_{c^*}) and O/F for GAP fuel with NTO and N_2O oxidizer

は2次燃焼室にイグナイタを取り付けたが、着火が確実に行われることが確認された後には、イグナイタはつけずに燃焼実験を実施した。

今回の実験では燃焼特性取得に主眼をおいたため、 N_2O の供給は、NTOと同様タンクに液体酸化剤を充填した後にHeにより加圧するという従来の方式をとった。加圧は最大で5 MPaまで可能である。タンクと2次燃焼室の圧力差は1 MPa以上として、2次燃焼室での不安定燃焼を防止している。

5. 実験結果及び考察

5.1 着火性及び燃焼安定性

Fig. 6に示す実験装置を用いてガスハイブリッドロケット燃焼実験を行った結果、今回供試したすべての燃料及び酸化剤の組み合わせにおいて、2次燃焼圧力は、ガスジェネレータ燃焼圧力の立ち上がりと同時に立ち上がっており、2次燃焼室において燃料と酸化剤は速やかに自発着火することがわかった。また着火後の2次燃焼圧力も安定していることから、ガスジェネレータの安定燃焼に伴い2次燃焼も極めて安定しているということがわかった。これらのことから、ガスハイブリッドロケットにおいて、燃料のGAPまたはAP系コンポジット推進薬は、NTOまたは N_2O のような酸化剤に対して自発着火性及び燃焼安定性に優れているということがいえる。

5.2 燃焼効率

GAP燃料を用い、酸化剤の種類及び燃焼圧力を変えたときのO/Fと燃焼効率 (η_{c^*}) との関係を図7に示す。GAP燃料を用いたときの燃焼効率は、酸化剤の種類を変えてもほぼ同等の値が得られ、また燃焼

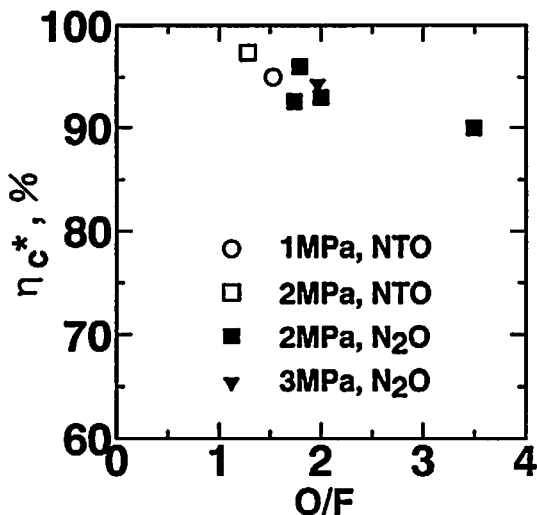


Fig. 8 Relationship between combustion efficiency (η_{c^*}) and O/F for AP/HTPB fuel with NTO and N_2O oxidizer

圧力の変化に対してもほとんど変化しない。GAP/NTOの燃焼効率は、O/Fが1.5~2の範囲で約93%以上と良好な燃焼性能を示した。GAP/ N_2O の燃焼効率も、O/Fが約1~2の範囲で約94%以上と良好であった。また、燃焼効率はO/Fの増加に伴い増加する傾向にある。燃料にAP系コンポジット推進薬を用いた場合の燃焼効率を、Fig. 8に示す。酸化剤がNTOのときの燃焼効率は、O/F約1.3~1.5の範囲で約95%以上、酸化剤が N_2O のときはO/F約1.7~3.5の範囲で約90~96%であり、この範囲ではO/Fが増加するにつれて減少する傾向にある。以上のことより、ガスハイブリッドロケットは高い燃焼効率を実現でき、特にGAPを燃料として用いた場合良好な燃焼効率を得ることができた。さらにGAPは、その他種々の利点も有することからガスハイブリッドロケットの燃料として非常に適していることがわかった。さらにGAPと自己加圧特性を有した酸化剤 N_2O との組み合わせも高い燃焼効率が達成できるため、ガスハイブリッドロケットに対する有効な推進系の1つであると考えられる。

6. 結論

ガスハイブリッドロケットの燃焼特性について実験結果をまとめ、以下の結論を得た。

- (1) GAPまたはAP系コンポジット推進薬をガスジェネレータ内で燃焼し、生成した燃料成分過剰な高温ガスを2次燃焼室へ噴射し、液体酸化剤(NTOまたは N_2O)と混合させると、速やかに自発着火し、安定燃焼が得られた。
- (2) GAP燃料を用いたときの燃焼効率は約93%以上と高い値が得られた。AP系コンポジット推進薬

を用いたときは燃焼効率は約90%以上であった。したがってガスジェネレータにGAPを用いたガスハイブリッドロケットは推進系として有効である。

- (3) 酸化剤 N_2O /燃料GAPという組み合わせの場合、燃焼効率は約94%以上であり、NTO/GAPの場合とはほぼ同様に高く、さらに自己加圧特性の利点も有しているため、ガスハイブリッドロケットの推進剤として可能性の高い組み合わせの一つであると考えられる。

謝 辞

本研究において、ご指導、ご助言いただきました防衛庁技術研究本部第三研究所久保田所長に厚くお礼申し上げます。

文 献

- 1) N. S. Cohen and L. D. Strand, AIAA Paper 93-2550.
- 2) B. Greiner and R. A. Frederick, Jr., AIAA Paper 94-2878.
- 3) E. J. Wernimont and S. E. Meyer, AIAA Paper 94-3147.
- 4) 桑原, 光野他, 工業火薬協会1993年度年会講演要旨集, P.9 (1993) .
- 5) 光野, 桑原他, 火薬学会1994年度年会講演要旨集, P.3 (1994) .
- 6) S. Gordon and B. J. McBride, NASA SP-273, 1971.

Combustion characteristics of gas hybrid rockets

by Minoru MITSUNO*, Takuo KUWAHARA*, Hiroaki ODAJIMA*
and Satoshi KUBOZUKA**

Combustion characteristics of a gas-hybrid rocket using nitrogen tetraoxide (NTO) or nitrous oxide (N_2O) as its oxidizer were studied both theoretically and experimentally. The gas-hybrid rocket obtains its thrust through the secondary combustion between the oxidizer and combustible hot gas produced by the primary combustion of a solid fuel in a gas generator. The theoretical maximum specific impulse (I_{sp}) of NTO/glycidyl azide polymer (GAP) is calculated to be 265s, and that of N_2O /GAP is 255s. These values of I_{sp} are extremely higher than those of conventional solid propellant rockets. The results of combustion tests carried out by using the small hybrid rocket firing test equipment show that when the gaseous products of decomposition of GAP fuel or those of ammonium perchlorate (AP) composite propellant are used with NTO or N_2O oxidizer, the ignition of the gas mixture occurs rapidly and the subsequent combustion is stable. With NTO or N_2O oxidizer, the hot gas from GAP fuel burned efficiently, so that secondary combustion efficiency exceeded 93%. The efficiency of the secondary combustion between AP composite fuel and the same oxidizers was also higher than 90%. These results show that the gas-hybrid rocket can provide high combustion efficiency, and that especially with GAP fuel, it achieves good combustion performance. Thus, it was obtained that this type of gas-hybrid rocket was effective as a practical propulsion system.

(*Aerospace Division, Nissan Motor Co., Ltd. 21-1 Matobashinmachi, Kawagoe-City, Saitama 350-11, Japan

**Technical Research & Development Center, Daicel Chemical Industries, Ltd. 805 Umada, Ibogawa-cho, Ibo-gun, Hyogo 671-16, Japan)