

ダクテッドロケットの2次燃焼

桑原卓雄*, 光野 実*, 小坂勝明*

ノズル可変型ダクテッドロケット用推進薬のうち、過塩素酸アンモニウム系コンポジット推進薬(以下AP系推進薬と略)とダブルベース系推進薬(以下DB系推進薬と略)について2次燃焼特性を求めた。ガス発生器出口に多孔ノズルを用いるとともに、高温部を2次燃焼室に設けることで容易に着火し、燃焼効率 η_c^* は95%以上に達した。AP系、DB系推進薬とも空燃比 ϵ ((流入空気重量流率)/(ガス発生器のガス発生重量流率))による η_c^* への影響は小さかった。2次燃焼室圧力の η_c^* への及ぼす効果はAP系はDB系推進薬に比較して大きく、圧力が0.8MPaから、0.4MPaに変化することで約9%減少している。

1. はじめに

ダクテッドロケット用推進薬としてはボロンまたはマグネシウム等の金属を多量に含んだものが注目され、開発および研究が行なわれている。^{1)~4)}しかし、これら金属を多量に含んだ推進薬は、燃焼生成ガス中に多量の固形物を含有し、ガス発生器ノズルスロート部に付着してノズルスロート面積を調整することは困難である。ノズル可変型ダクテッドロケット用推進薬に要求される項目として次の4つが挙げられている。(1)ガス温度が低いこと、(2)燃焼生成ガス中に固形物が少ないこと、(3)燃焼速度の圧力指数が高いこと、(4)空気と混合し燃焼した時の比推力が高いことである。本研究では比較的比推力が高く、上記(1)、(2)の項目を満足するため、金属成分を含有しないAP系およびDB系推進薬を試作し、2次燃焼特性について研究した。

2. 推進薬組成

推進薬組成および5MPaにおける断熱火炎温度の計算値⁵⁾を求めTable 1に示す。AP系推進薬はAPを55%、CTPB(末端カルボキシ基ポリブタジエン)を45%含有している。CTPBの含有量が45%と多く、使用したCTPBの粘度の関係から、硬化時にAPが沈澱しないように、粒径約2 μ mのものを用いた。AP系推進薬の断熱火炎温度は、1182Kと鉄の融点1808Kに比較して十分に低い。このことから、構造材に鉄類を用いることが可能である。DB系推進薬は断熱火炎温度を低下し、酸素バランスを小さくするためTEGDN(トリエチレングリコールジナイトレートC₆H₁₂O₈N₂)とSOA(サッカロースオクタアセテートC₂₈H₃₈O₁₉)を32.25%、21.5%と多量に含有している。断熱火炎温度は1247KとAP系推進薬に比較して65K高い。

3. 実験装置

ダクテッドロケットの2次燃焼特性を求めるために

Table 1 Propellant Compositions used in this study (parts by weight)

Prop	CTPB	AP (2 μ m)	NC	TEGDN	DEP	SOA	PbSa	Tf (K)
AP	45	55	—	—	—	—	—	1182
DB	—	—	32.25	32.25	10.8	21.5	3.2	1247

NC : Nitrocellulose TEGDN : Triethyleneglycoldinitrate DEP : Diethylphthalate
SOA : Sucroseoctaacetate PbSa : Normal leadsalicylate

Fig. 1 に示す直結型燃焼器(DCF:direct connect flow)を用いた。直結型燃焼器とは上流側の高圧空気

源と燃焼器とを直接接続し、空気温度473~523K、圧力0.4~0.8MPaの空気を2次燃焼室へ導入するものである。空気温度523K、圧力0.8MPaは海面上、飛しょう速度マッハ2(圧力回復率0.8)の状態をシミュレーションしている。最大空気重量流率は3.3kg/sであり、空燃比 ϵ を最大20以上にするため、ガス発生器

昭和63年1月11日受理
*日産自動車株式会社航空事業部
〒350 埼玉県川越市の場新町 1990
TEL 0492-31-1111

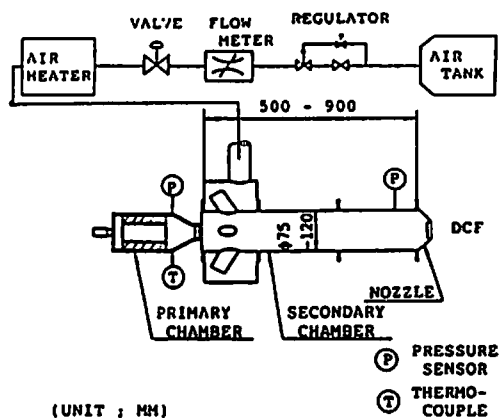


Fig. 1 Combustion test equipments for the direct connect flow (DCF)

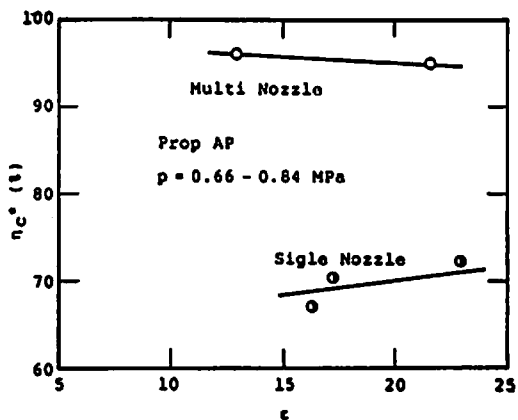


Fig. 3 The combustion efficiency of Propellant AP as a function of ϵ .

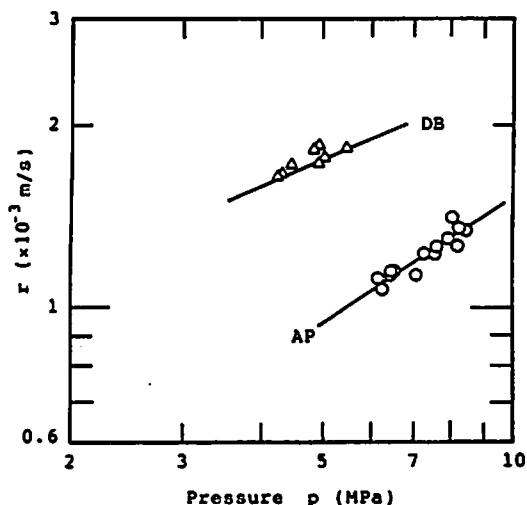


Fig. 2 Burning rate characteristics of Propellant AP (AP/HTPB) and Propellant DB.

の推進薬形状は $\phi 80\text{mm} \times 140\text{mm}$ (直径 \times 長さ)とした。

2次燃焼室の上流にガス発生器を置き、この内部にAP系およびDB系推進薬を充填しポロン硝石系イグナイタを用いて点火した。AP系推進薬を用いた時には、2次燃焼室における空気と燃焼ガスとの混合方法を変えることで、 η_c^* の変化を求めた。ここで η_c^* とは次の式で与えられる。

$$\eta_c^* = C^*_{ex} / C^*_{th} \times 100 \quad (1)$$

C^* は特性排気速度で添字 ex は実験値、 th は理論値である。特性排気速度とは有効排気速度を推力係数で割った値である。ガス発生器の出口には、2次燃焼室軸方向に噴射する単孔ノズル及び2次燃焼室軸に対して垂直方向に噴射する多孔ノズルを用意した。2次燃焼

室で、ノズル先端より空気取り入れ口の中心までの距離を73mmとした。

4. 実験結果および検討

4.1 燃焼速度特性

推進薬の燃焼速度と圧力の関係をFig. 2に示す。AP系推進薬の燃焼速度はDB系推進薬に比較して低い。圧力が6.0MPaの時、AP系推進薬の燃焼速度は1.1mm/s、DB系推進薬は1.9mm/sである。燃焼速度の圧力指数はAP系が0.67でDB系推進薬が0.45である。DB系推進薬の圧力指数は、ノズルスロート面積を調整するのに必要な0.6~0.7に比較して小さい。

4.2 2次燃焼特性

4.2.1 ϵ と η_c^* および C^* の関係

AP系推進薬の ϵ と η_c^* との関係をFig. 3に示す。2次燃焼室圧力は0.66~0.84MPaの一定の値をもちいた。単孔ノズルの場合、 η_c^* は70%で2次燃焼していないが、多孔ノズルを用いた場合、 η_c^* は95%に達し、2次燃焼室で燃焼している。ガス発生器より噴射した燃焼ガスと空気とを急激に混合すると、空気により冷却され可燃性混合ガスの温度は低く反応速度が減少し、2次燃焼せず η_c^* は低下するものと考えられる。

AP系推進薬の ϵ と C^* との関係をFig. 4に示す。 C^* は ϵ を増加すると減少する傾向にあり、多孔ノズルを用いたものは理論値と同様、 ϵ の増加とともに減少している。単孔ノズルを用いたものは ϵ の増加に対して C^* は約640m/sと低く、ほぼ一定値をとっている。

DB系推進薬の ϵ と η_c^* との関係をFig. 5に示す。DB系推進薬で2次燃焼しない場合、 η_c^* は60~70%と低い。推進薬小片を多孔ノズル出口近傍に設置し、ガス発生器内推進薬に着火する約1s前にニクロム線で加熱し着火させ高温部を燃焼ガス噴出部近傍に形成した。2次燃焼室に高温部を形成することで容易に2

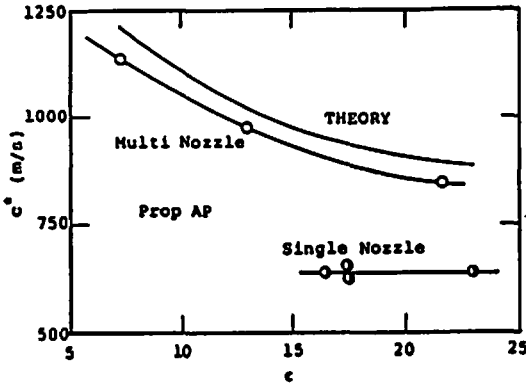


Fig. 4 The Characteristic exhaust velocity of Propellant AP.

次燃焼し、 η_c^* は95%に達することが得られた。高温部形成に使用した推進薬は小片を用いていることから、DB系推進薬の発生ガス量約 $6.5 \times 10^{-2} \text{ kg/s}$ の1.2%であり、2次燃焼性能に及ぼす影響は小さい。実際、ダクトドケットの2次燃焼室に高温部を形成することは容易である。高温部を形成しない場合着火遅れ時間は約7秒であった。

DB系推進薬の ϵ と C^* との関係をFig. 6に示す。圧力 p は0.43~0.88MPaである。 ϵ の増加とともに C^* は減少する傾向にある。2次燃焼室で燃焼しない場合、 C^* は600~650m/sであるが、2次燃焼することで C^* は850~950m/sと上昇し、理論値と同様に ϵ の増加とともに減少している。

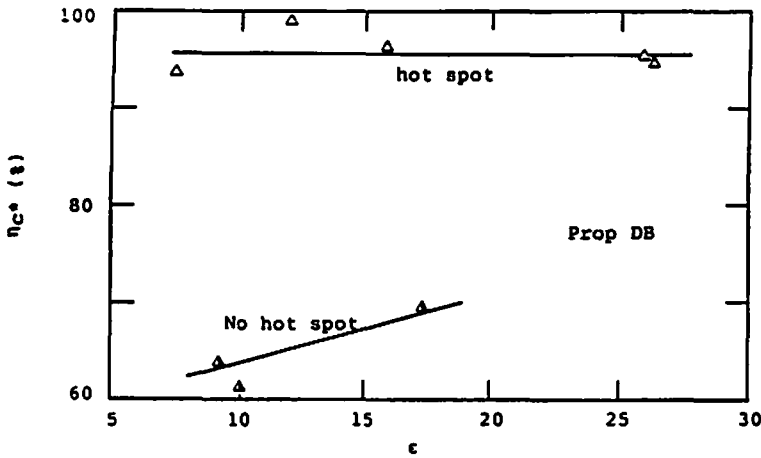


Fig. 5 The combustion efficiency of Propellant DB as a function of ϵ .

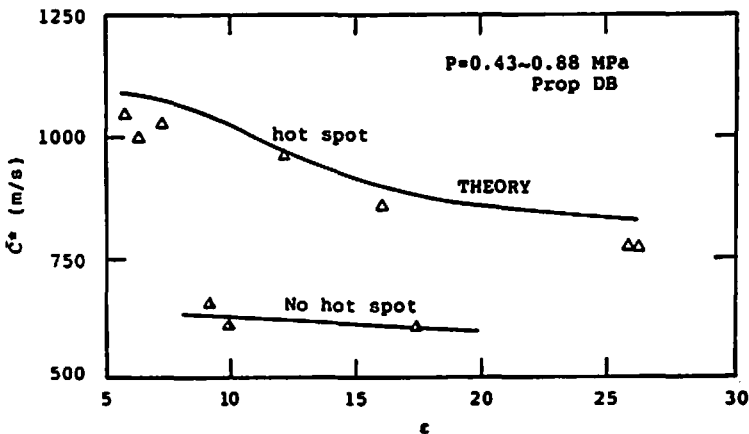


Fig. 6 The Characteristic exhaust velocity of Propellant DB as a function of ϵ .

4.2.2 2次燃焼室圧力 p と η_c^* との関係
 p と η_c^* との関係をFig. 7に示す。AP系推進薬の場合、圧力を0.8MPaから0.4MPaに低下すると η_c^* は約

95%から約86%に9%減少している。DB系推進薬の場合、圧力を0.8MPaから0.4MPaに低下しても η_c^* は97%から93%の間にありほとんど減少していない。

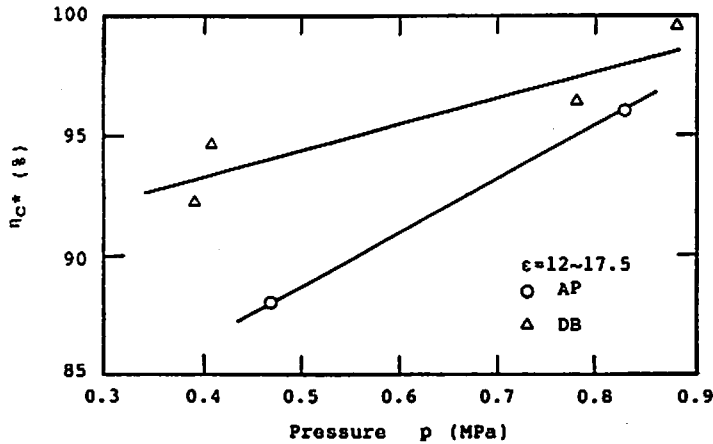


Fig. 7 The combustion efficiency of Propellant AP and DB as a function of p.

Table 2 Compositions of Combustion Gases

Mole fraction Compositions	Prop %	AP	DB
HCl		5.6	—
H ₂		25.9	26.5
H ₂ O		7.2	8.5
C(S)		35.4	11.0
CH ₄		9.4	4.4
CO		11.2	36.5
CO ₂		2.4	7.6
N ₂		2.8	5.4

DB系推進薬とAP系推進薬の断熱火炎温度の差は65 Kであり、2次燃焼室でAP系推進薬はより着火しやすい。AP系推進薬の η_c^* がDB系推進薬に比較して小さくかつ2次燃焼室で着火しやすいのはガス発生器内の生成ガス組成の違いによるものと考えられる。

AP系、DB系推進薬の燃焼圧力5MPaにおけるガス組成をTable 2に示す。計算はゴードンのプログラムを用いて行った⁵⁾。両者の違いはAP系推進薬にはC(s) (固体炭素)が35.4%と多く、DB系推進薬は11%と少ない。一方、DB系推進薬にはCOが36.5%とAP系推進薬の11.2%に比較して多い。C(s)は固体のため、気体に比較して冷却しにくく高温を維持したまま2次燃焼室に噴出し、点火源となり、周囲の可燃性混合ガスは容易に着火するものと考えられる。一方、固形物の燃焼時間は気体よりも長く、DB系推進薬のガス組成に含まれる固体の割合は約11%とAP系推進薬の35.4%に比較して少ないことが、DB系推進薬の2

次燃焼効率を93%以上に維持している一因と考えられる。

5. 結論

- (1) AP系推進薬は多孔ノズルを用いると2次燃焼室で容易に着火するが、DB系推進薬は着火遅れが大きく約7sであった。DB系推進薬の場合、2次燃焼室に高温部を形成することで容易に着火できる。
- (2) AP系、DB系推進薬とともに $\epsilon = 5 \sim 25$ と大きく変えても η_c^* は約95%と一定の値をとった。
- (3) AP系推進薬は2次燃焼室圧力により η_c^* は大きく変化し、圧力を0.8から0.4MPaに低下すると9%減少している。
- (4) DB系推進薬の η_c^* がAP系推進薬に比較して大きいのは、燃焼生成ガス中のC(s)の影響が大きいものと考えられる。

謝辞

本研究で用いた推進薬の選定については日本油脂株式会社研究所町田研究員のご協力によるものです。また、本研究を行うにあたりご指導していただきました、防衛庁第3研究所原動機第2研究室久保田室長に感謝致します。

文献

- 1) Limage, C. and Sargent, W., "Propulsion Systems Considerations for Advanced Boron Powderd Ramjets," AIAA Paper 80-1283, 1980.
- 2) Schadow K., "Boron Combustion Characteristics in Ducted Rockets," Combustion Science and Technology, Vol. 5, 1972, pp. 107-117.
- 3) McClendon, S. E., Miller, W. H., and Hert, C.

- H., "Fuel Selection Criteria for Ducted Rocket Application," AIAA Paper 80-1120, 1980.
- 4) M. Mitsuno, T. Kuwahara, K. Kosaka, and N. Kubota, "Combustion of Metallized Propellants for Ducted Rockets," AIAA Paper 87-1724, 1980.
- 5) Gordon, S. and McBride, B. J., NASA SP-273, 1971.

Secondary Combustion of Ducted Rockets

by Takuo KUWAHARA, Minoru MITSUNO and Katsuaki KOSAKA

The combustion efficiencies (η_c^*) of AP (Ammonium Perchlorate) Composite propellant and DB (Double Base) propellant which are suitable for Variable Flow Ducted Rockets reached over 95% by using multinozzle and locating the hot spot in secondary combustor. The combustion efficiencies appear to be independent of air to propellant ratio (ϵ) tested in this study. The effect of the combustion on η_c^* of AP propellant is larger than that of DB propellant. η_c^* decreases about 9% with decreasing pressure from 0.8MPa to 0.4 MPa.

(*Aeronautical and Space Division, Nissan Motor Co. Ltd., 1990 Matobashin-machi, Kawagoe, Saitama, 350, Japan)