

ダクテッドロケットの 2 次燃焼器における燃焼特性 — ホウ素粒子間距離の影響 —

Combustion Characteristics in the Secondary Combustor of the Ducted Rocket - Effects of Distance between Boron Particles -

○城取健人¹, 桑原卓雄²*Kento Shirotori¹, Takuo Kuwahara²

Abstract: Ducted rockets are one kind of ramjet engines and the ducted rocket's specific impulse is larger than that of a solid rocket. Ducted rockets hold stable combustion by boron particles in the secondary combustor. Therefore to research relationship about distance between boron particles and holding stable combustion is important. We examine the combustion characteristics of distance between boron particles. C^* combustion efficiency increases with decreasing distance between boron particles.

1. 研究背景

ダクテッドロケットはラムジェットエンジンの 1 種である。ダクテッドロケットは酸化剤に空気中の酸素を用いる為、固体ロケットと比較して 3~4 倍比推力を向上させることが出来る^[1]。

ダクテッドロケットは、1 次燃焼器で燃料過剰ガスを発生させる。燃料過剰ガスは 1 次ノズルを通過後、2 次燃焼器において、空気取り込み口で発生させた衝撃波によって昇温、昇圧された空気と混合し燃焼させる。燃焼したガスを 2 次ノズルから排出することによって推力を得る。

Figure1 にダクテッドロケットの概略図を示す。

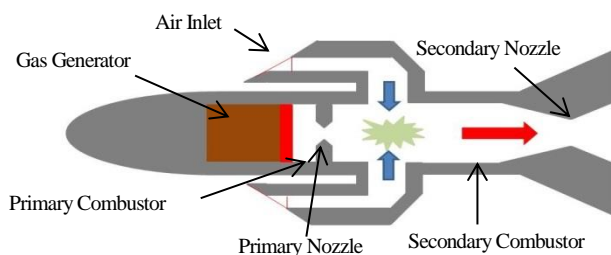


Figure 1. Fundamental structure of a ducted rocket

ダクテッドロケットは、ガスジェネレータに金属粒子を添加する事により、比推力が向上する。特にホウ素(B)粒子は酸素との生成熱が高い為、ダクテッドロケットに用いる金属粒子としては最適である。

ダクテッドロケットの飛行時に飛行高度や飛行速度が変化すると 2 次燃焼器への空気の流量が変化する。空気の流量が変化する事により、空燃比(A/F)が変化し、 C^* 燃焼効率が変化する事が考えられる。

B 粒子は燃焼時には高温となる事から 2 次燃焼器において燃料過剰ガスに火炎伝搬を行い、火炎を安定さ

せる効果がある^[1]。A/F が変化し、2 次燃焼器内での B 粒子の粒子数が変化すると、燃料過剰ガスへの火炎伝搬の効果も変化し、保炎の効果も変化すると考えられる。粒子間距離によって燃料過剰ガスへの保炎の効果が異なると考えられるので、本研究では空燃比の変化による 2 次燃焼器の B の粒子数の変化を 2 次燃焼器に流入した B が燃焼器内に等分布で存在した時の粒子間距離で評価し、B 粒子間距離と C^* 燃焼効率を求めた。

2. 実験方法・実験装置

実験で用いるガスジェネレータには酸化剤に過塩素酸アンモニウム(AP)、バインダーに末端水酸基ポリブタジエン(HTPB)を用いた。AP : HTPB = 89 : 11 [mass%] で断熱火炎温度は最大となる。また、AP : HTPB = 70 : 30 [mass%]の時に燃料成分となる H_2 と CO の量が最大となる。本研究では 2 次燃焼器内で燃料過剰ガスの温度が下がるという問題を改善する為 AP と HTPB の比は AP : HTPB = 80 : 20 [mass%]とした。AP の粒径は $50 \mu m$ と $200 \mu m$ を 50 : 50 で使用した。粒径が $3 \mu m$ のホウ素粒子を 10 mass% 添加した。実験に用いたガスジェネレータの組成は次の Table 1 の通りである。

Table 1. Composition of propellant

Composition	AP	HTPB	B
mass%	72	18	10

Figure 2 に直結燃焼実験の実験装置、Table 2 に実験条件を示す。

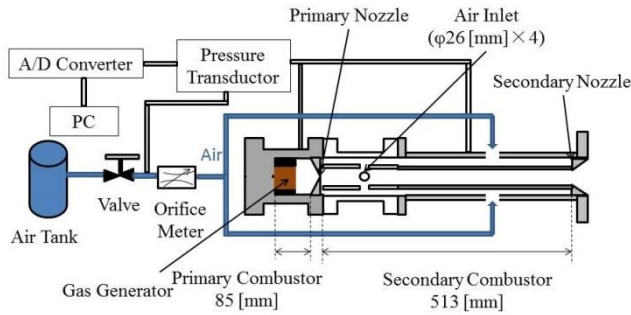


Figure 2. Direct connected-pipe ducted rocket

Table 2. Experimental condition

Average fuel flow rate [g/s]	6.13
Average air flow rate [g/s]	203
Average air-fuel ratio [-]	33.1
Air temperature [K]	299
Primary nozzle diameter [mm]	3
Secondary nozzle diameter [mm]	27
Average pressure in the secondary combustor [MPa]	0.25

Figure 2 に示すように、オリフィス前、1 次燃焼器、2 次燃焼器にそれぞれ圧力計を設置して測定した。

3. 実験結果及び考察

C^* の理論値を化学平衡計算ソフト NASA-CEA^[2] から算出し、 C^* の実験値を(1)式から算出した。

$$C_{exp}^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad [\text{m/s}] \quad (1)$$

P_c は 2 次燃焼器内圧力、 A_t は 2 次ノズルのスロート面積、 \dot{m} は質量流率である。質量流率は時間ごとに区切った時の、それぞれの時間の燃料の質量流率と空気の質量流率を足し合わせたものである。また C^* 燃焼効率は次式から算出した。

$$\eta_{C^*} = \frac{C_{exp}^*}{C_{th}^*} \times 100 \quad [\%] \quad (2)$$

B 粒子間距離の算出方法を示す。ガスジェネレータ内の B 粒子の mass% と 1 次燃焼器から発生した燃料流量を掛け合わせ、B 粒子の発生率を求め、B 粒子の 1 粒子の質量を割る事によって B 粒子の発生個数率を求める。2 次燃焼器内圧力を理論計算と空燃比から算出

した 2 次燃焼器内のガス定数、2 次燃焼器内温度で割る事により、2 次燃焼器内の混合気体の密度を求める。2 次燃焼器内の密度と 2 次燃焼器の体積を掛け、質量流量で割る事により B 粒子の滞留時間を求め、B 粒子の発生個数率と掛け合わせ、B 粒子の発生個数を算出し、2 次燃焼器の体積から割る事により B の 1 粒子あたりの体積を求め、粒子間距離を算出した^[3]。

C^* 燃焼効率と粒子間距離の関係を Figure 3 に示す。

①は燃焼開始、②は燃焼終了を示し、矢印は時間経過とともに変化した方向を示している。Figure 3 から粒子間距離が小さくなるほど C^* 燃焼効率が增加している事が分かる。B 粒子が 2 次燃焼器で燃焼を開始すると、B 粒子の周辺部に高温部を形成する。これにより B 粒子は 2 次燃焼器において火炎の保持が行われると考えられる。粒子間距離が小さくなると B の 1 粒子当たりの火炎伝搬の距離が短くなり、保炎の効果が増大し、2 次燃焼器において燃料過剰ガスの燃焼が促進され、 C^* 燃焼効率が上昇したと考えられる。

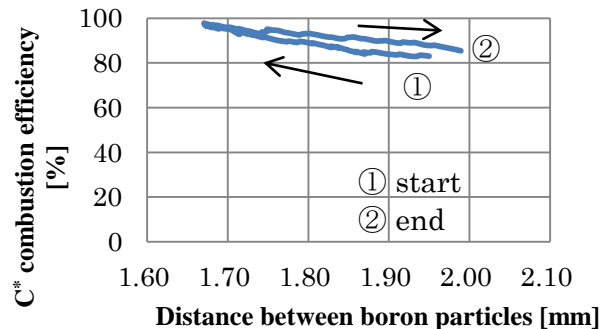


Figure3. Relationship C^* combustion efficiency and distance between boron particles

4. 結論

2 次燃焼器において粒子間距離が減少すると C^* 燃焼効率は増加する。

参考文献

[1] 久保田浪之介・桑原卓雄：「ラムジェット工学」，日刊工業新聞社，pp.140-141, 1996。
 [2] S. Gordon and B. J. McBride. “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications,” NASA Reference Publication 1311, 1996.
 [3] 上坂彩：日本大学大学院理工学研究科航空宇宙工学専攻修士論文, pp.20, 2012.