## ダクテッドロケットの安定燃焼特性

## Stable Combustion Characteristics of Ducted Rockets

田下奈穂<sup>1</sup>,○藤井彩紀子<sup>1</sup>,桑原卓雄<sup>2</sup> Nao Tashita<sup>1</sup>, \*Sakiko Fujii<sup>1</sup>, Takuo Kuwahara<sup>2</sup>

Abstract: Ducted rockets are one kind of ramjet engines. Ducted rockets can use the oxygen in the atmosphere of Earth. When the flight altitude of the ducted rocket changes, the secondary combustor pressure changes. Therefore, the high temperature volume changes. The high temperature volume surrounds the metal particle and holds the flame in the secondary combustor. The purpose of this study is which metals can maintain the high temperature volume. As a result of the experiment, Magnesium (Mg) is easier to maintain the high temperature volume (Al) ,Silicon (Si) or Titanium (Ti) in the air.

1. 研究背景

ダクテッドロケットの基本構造と飛翔角 θ で飛行し ているときの状態を Figurel に示す.



Figure 1. Fundamental structure of a ducted rocket.

ダクテッドロケットは一次燃焼器,二次燃焼器,ガ スジェネレーター,流量制御装置,一次ノズル,二次 ノズル,空気取入口から構成されている.一次燃焼器 で燃料過剰ガスを生成し,二次燃焼器において,衝撃 波により昇温,昇圧された空気と燃料過剰ガスが混合 され燃焼する.燃焼ガスが二次ノズルより噴出される ことでダクテッドロケットは推力を得る.<sup>[1]</sup>

ダクテッドロケットは酸素との燃焼熱が比較的高く, かつ化学的着火遅れ時間が短く二次燃焼器内で燃焼し ている金属粒子を添加する事により比推力の向上が可 能である.添加する金属はAluminum (Al), Silicon (Si), Titanium (Ti), Magnesium (Mg)が考えられている.しか

し、高度によって大気圧力が変化するため二次燃焼器 内に流入する空気圧力も変化する. Table 1 のように金 属粒子の燃焼速度は圧力によって異なる. Table 1 中に

1:日大理工・学部・航宇 2:日大理工・教員・航宇

ある n は燃焼速度圧力指数であり,1214K,初期粒子径 30μm で測定された値である.

 Table 1. Burning rates of the metals. (1214K) <sup>[2]</sup>

Burning Pressure rate [m/s] Metal name	0.2 [MPa]	0.4 [MPa]	0.6 [MPa]	n [-]
Aluminum (Al)	0.018	0.022	0.032	0.48
Silicon (Si)	0.023	0.029	0.032	0.30
Magnesium (Mg)	0.048	0.050	0.051	0.052
Titanium (Ti)	0.024	0.028	0.032	0.24

また, 燃焼中の金属粒子は圧力によって Figure 2 の ように高温体積が変化する. 高温体積とは, 金属粒子 の周りにできる高温領域で, 保炎の役割を果たす. 各 粒子の高温体積を足し合わせたものを Vとする.



Figure 2. High temperature volume.

このとき、Vは次の式(1.1)で表される.

$$V = \frac{6aP_c^n \xi V_s}{(\varepsilon + 1)RT_o D_0} \tag{1.1}$$

$$r = a P_c^n \tag{1.2}$$

ここで,aは定数, $P_c$ は二次燃焼器圧力, $\xi$ はガスジェ ネレーターでの金属混合量, $V_s$ は二次燃焼器体積, $\varepsilon$ は 空燃比,Rはガス定数, $T_s$ は二次燃焼器温度, $D_0$ は粒 子径である.さらに,この式の $aP_c^n$ は式(1.2)のように表 せる.本研究では流量制御として $\varepsilon$ を一定に保つと燃 焼速度r以外は一定になるとする.また,高温体積か らは火炎伝播で燃焼は伝わるものとし,Vが等しい場 合は燃焼に差はなく,燃焼効率は一定で安定燃焼をし ている.

## 2. 飛翔時の解析結果

ダクテッドロケットが飛翔角  $\theta$  で飛行しているとき, 二次燃焼器圧力変化  $dP_{a}/dt$ の関係はこのようになる.

$$\frac{dP_C}{dt} = \eta \times \left\{ \rho R v \frac{dT}{dh} + RT v \frac{d\rho}{dh} \right\} \times \left( 1 + \frac{Y \cdot I}{2} M^2 \right)^{\frac{Y}{Y \cdot I}}$$
(1.3)

ここで、 $\eta$ は空気取入口での圧力回復率、 $\rho$ は空気密度、 vは飛行速度、Tは空気温度、hは飛行高度、 $\gamma$ は比熱 比、Mはマッハ数である、式(1.3)より、Figure 1 の  $\theta$  を 変えたとき二次燃焼器圧力  $dP_d dt$  と高度の関係は、次 の Figure 3 のようになる.<sup>[3]</sup>





Figure 3 のように圧力が変化するので、本研究では、 地球大気中でダクテッドロケットの二次燃焼器圧力が 変化した際に、燃焼速度圧力指数と高温体積がどのよ うに変化しているのかを考察する.

## 3. 解析結果・考察

式(1.1)でnが0のときを $V_0$ とおき, $V_0$ の値で両辺を 割ることで無次元化し、ダクテッドロケットが海面上 から高度hの高さを飛行しているときの $V_n/V_0$ とnの 関係を求めると次のFigure 4 のようになった.



Figure 4. The relationship between  $V_n/V_0$  and n at each altitude.

Figure 4 より高度が高くなるほど  $V_n/V_0$ は急速に減少 し, nが大きいほど  $V_n/V_0$ は急速に減少する. これより, nが小さいほど V は基準体積と比較して変化しにくく, n が大きいほど V の大きさは基準体積より変化しやす いといえる. また,高度が高くなるほど, nの大きさの 影響は大きくなるといえる. ここで, Table1 より各粒 子の n は, Mg が最も値が小さい. Figure 4 と Mg の n の値を比較してみると,  $V_n/V_0$ はほぼ 1 であり,基準体 積と大きく変化していないといえる. これより Mg 粒 子を添加することで高温体積一定を保つことができる と考えられる.

4. 結論

燃焼速度圧力指数が0に近いMg粒子を添加することで、高温体積は圧力が変化しても一定に保つことができる.

5. 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.104-140, 1996.
- [2] 四反田翔平,渡邊紫穂:「ダクテッドロケットに用 いる金属粒子の着火・燃焼特性」,平成27年度卒業 論文,2015.
- [3] Nao Tashita etc. : 「STABLE COMBUSTION CHARACTERISTICS IN THE SECONDARY COMBUSTOR OF DUCTED ROCKETS 」, 47<sup>th</sup> International Annual Conference of ICT, 2016.