

K2-45

## 可燃性ガスを伴った Mg-Al 粒子と二酸化炭素の燃焼 Combustion of Mg-Al Particles with Combustible gas and Carbon Dioxide

○大久保彰人<sup>1</sup>, 舎川俊平<sup>1</sup>, 桑原卓雄<sup>2</sup>

\*Akihito Ookubo<sup>1</sup>, Shunpei Shagawa<sup>1</sup>, Takuo Kuwahara<sup>2</sup>

Abstract: Ducted rocket engine is proposed as the one of propulsion systems for goods transportation in Mars. Ducted rocket engine uses Mars atmosphere which is carbon dioxide (CO<sub>2</sub>) as an oxidizer. The oxidizer is raised temperature, and flow into the secondary combustor. However, it has not been clarified the temperature effect given to the reaction of fuel rich hot gas (FRHG) and CO<sub>2</sub> in secondary combustor. Then, the purpose of this study is to clarify the effect of temperature changes gives to the combustion behavior of CO<sub>2</sub> and magnalium (Mg-Al) particles in FRHG. As a result of experiment, it was clarified that the burning time of Mg-Al does not depend on the temperature of CO<sub>2</sub>.

### 1.研究背景

将来、人類が太陽系外に宇宙航行するための宇宙基地として、地球からの距離が近い火星に進出・移住することが計画されている。火星の大気成分の 95%は、二酸化炭素(CO<sub>2</sub>)であり、この CO<sub>2</sub>を酸化剤として利用できる推進機関を用いれば、火星上において、地球からの物資を効率的に運搬できると考えられる。

火星大気内ではダストストームなどの外乱が起き、それを回避するために高速飛翔が求められる。そこで推進機関の一つとして、超音速飛翔を行うダクテッドロケットエンジン(DR エンジン)が適していると考えられる。DR エンジンはラムジェットエンジンの一種であり、火星大気の CO<sub>2</sub>を酸化剤として用いるため、他のロケットエンジンより搭載する酸化剤の量を少なくし、軽量にすることができる。さらに固体ロケットよりも大きな比推力を得ることができる。また高温の可燃性ガスを用いるので、他のラムジェットエンジンよりも CO<sub>2</sub>と安定した燃焼が期待できる。

Figure1 に DR エンジンの構造を示す。DR エンジン是一次燃焼器、一次ノズル、二次燃焼器、二次ノズル、大気取込口、ガスジェネレータで構成されている。火星用 DR エンジンは、一次燃焼器でガスジェネレータを燃焼させ、金属粒子を含む高温の可燃性ガスを一次ノズルから二次燃焼器内に噴射する。大気取込口より吸入される CO<sub>2</sub>は取込口において発生する衝撃波によって昇温・昇圧され、二次燃焼器内に取り込まれる。この CO<sub>2</sub>と一次ノズルから噴射された可燃性ガスは、二次燃焼器内で燃焼し、高温の燃焼ガスが二次ノズルから噴射される。このようにして、火星用 DR エンジンは推力を得て、火星大気圏内を超音速で飛翔する。

Table1 Combustion heat with CO<sub>2</sub>

Metal	Combustion heat [kJ/g]*
Beryllium(Be)	35.0
Lithium(Li)	22.7
Boron(B)	19.5
Aluminium(Al)	15.3
Magnesium(Mg)	13.1

\*:Unit per Fuel

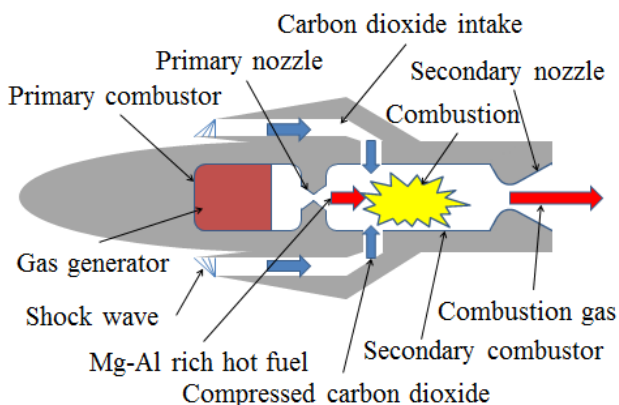


Figure1 Structure of a ducted rocket used in Mars

DR エンジンのガスジェネレータには、断熱火炎温度、比推力の高い AP/HTPB/Metal 系コンポジット推進薬を選定した。また、含有させる金属の候補を Table1 に示す。CO<sub>2</sub>との燃焼熱が高い順に、ベリリウム(Be)、リチウム(Li)、ホウ素(B)、アルミニウム(Al)、マグネシウム(Mg)となっている。Be、Li、B は、燃焼熱が高いが、Beの毒性、Liの爆発性、Bの難着火性より、取り扱いが難しい。そこで、次に燃焼熱が高い Al と Mg に着目した。Al は、燃焼熱は高いが着火性が悪く、Mg は、着火性は良いが燃焼熱が低い。そこで、両者の長所を

1 : 日大理工・学部・航宇 2 : 日大理工・教員・航宇

併せ持つマグナリウム合金(Mg-Al)を選定した<sup>[4]</sup>.

我々は、このガスジェネレータに含有した金属の燃焼について着目した。金属粒子単体の燃焼特性はこれまで研究されてきている<sup>[3]</sup>。しかし、実際の DR エンジンでは、ガスジェネレータの AP/HTPB の燃焼ガスを伴った金属粒子と高温の酸化剤を燃焼させるため、雰囲気温度の効果を無視できない。

そこで、本研究では火星大気中における二次燃焼器内を模擬し、雰囲気温度を変化させた時の CO<sub>2</sub> と AP/HTPB の燃焼ガスを伴った高温金属粒子との燃焼の様子を明らかにする。

## 2.実験方法・装置

今回使用したガスジェネレータの組成を Table2 に示す。

Table 2 Composition of propellant (mass%)

AP	HTPB	Mg-Al
60	20	20

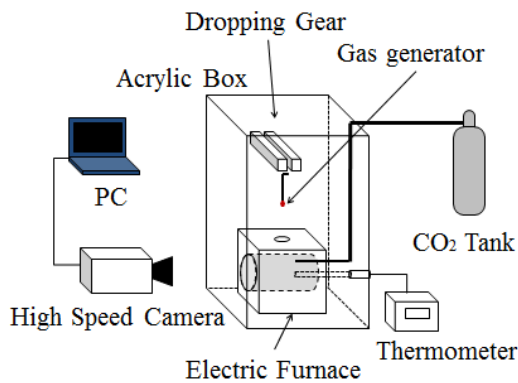


Figure2 Experimental apparatus

Figure2 は、電気炉、ガスジェネレータ落下装置、PC、ハイスピードカメラ、CO<sub>2</sub> タンク、熱電対で構成されている。アクリル容器内を CO<sub>2</sub> で置換し、電気炉内温度は、634K、706K、762K、836K、916K に設定する。これは火星大気中を Mach3.5、3.75、4.0、4.25、4.5 で飛行している時の二次燃焼器内に流入する CO<sub>2</sub> の温度である。各温度にて落下装置を作動させ、ガスジェネレータを電気炉内に投入し、電気炉の温度によって着火・燃焼させる。この際の金属粒子の燃焼をハイスピードカメラで撮影し、PCに取り込む。

電気炉内は、CO<sub>2</sub> タンクにつながるホースから常に CO<sub>2</sub> が供給されている状態になっている。雰囲気気圧力は地球大気圧(1atm)で実験を行う。

## 3.実験結果・考察

Figure3 に雰囲気温度と金属粒子の燃焼時間の関係を示す。

各実験において、20 個の金属粒子の燃焼時間を測定し、その平均をとった。

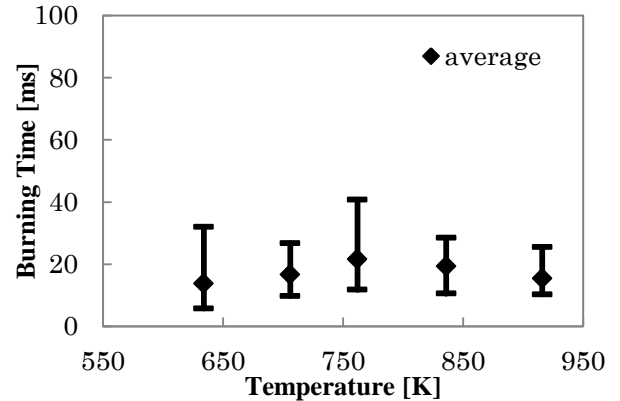


Figure3 Burning Time of Mg-Al

Mg-Al 粒子は、強い白色光を発しながら燃焼することが確認されている。したがって、燃焼時間の定義として、発光している金属粒子が推進薬表面から放出した時刻を燃焼開始とし、輝度を失う時刻を燃焼終了とする。

どの雰囲気温度においても、Mg-Al 粒子の燃焼時間は、17.3ms 付近でほぼ一定値を取った。

雰囲気温度と金属粒子の燃焼時間との関係性は、見られなかった。このことから、雰囲気温度は金属粒子の燃焼時間に影響しないことがわかった。これは、ガスジェネレータの燃焼温度より雰囲気温度が低いためと考えられる。

これより、実際に火星大気圏内で飛行するとき、金属粒子の燃焼時間は、飛行速度による二次燃焼器内の温度変化に影響されない。

## 4.まとめ

- ・可燃性ガスを伴った Mg-Al 粒子の CO<sub>2</sub> 雰囲気での燃焼時間は、雰囲気温度に依らず一定値を取った。

## 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 (1996).
- [2] 桑原卓雄, ロケットエンジン概論, 産業図書 (2009)
- [3] 原秀樹, 水野翔太: 日本大学理工学部航空宇宙工学科卒業論文(2009)
- [4] 湯浅三郎, 金属の着火と燃焼の特性, 日本燃焼学会誌, 第 45 巻, 133 号, p154(2003)