

# 火星用ダクテッドロケットエンジンに用いる金属燃料の着火特性

柱 大介、鈴木 直人(日大・理工・院)、坂井 祥子(日大・理工・学)、  
桑原 卓雄、高橋 賢一(日大・理工)

## 1. 研究背景

火星宇宙船は、大気圏突入後の減速装置にパラシュートを用いている。パラシュートは、低コストで軽量というメリットがあるが、デメリットもいくつか挙げられる。その中でも、特にマッハ 2 以上での展開が難しいことや、推進機関や操舵機構がないため、機体の制御が困難であることが挙げられる(Figure1(a))。そこで、制御装置の一つとして、圧縮大気を酸化剤として利用したラムジェットエンジンが考えられる。ラムジェットエンジンは構造が簡単であることから、固体ロケットエンジンや液体ロケットエンジンよりも総重量を小さく見積もれ、優れた燃料消費率と高い比推力を得ることができる。

ラムジェットエンジンを火星で作動させるには、火星大気の主成分である二酸化炭素( $\text{CO}_2$ )を酸化剤に用いる必要がある。

高温の  $\text{CO}_2$  は、酸化剤として金属と燃焼することが分かっている。

そこで、本研究では、様々な種類のラムジェットエンジンの中でも、金属を多量に含む高温の燃料過剰ガスをを用いるダクテッドロケットエンジンを採用した(Figure1(b))。

火星用ダクテッドロケットエンジンの構造図を Figure2 に示す。燃焼器は、一次燃焼器と二次燃焼器に分かれており、先ず一次燃焼器内で金属を多量に含むガスジェネレータを燃焼させ、高温の燃料過剰ガスを発生させる。その後高温の燃料過剰ガスは二次燃焼器内へ送られ、外部から衝撃波で昇温昇圧された圧縮  $\text{CO}_2$  と混合、燃焼することで推力を発生させる構造になっている。垂直衝撃波は、圧力損失が大きいため、インテークで段階的に斜め衝撃波を発生させて圧力損失を小さくしている。

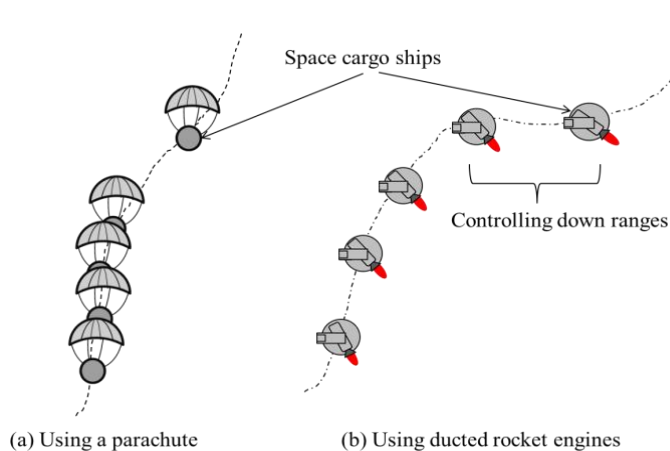


Figure 1 Landing Methods

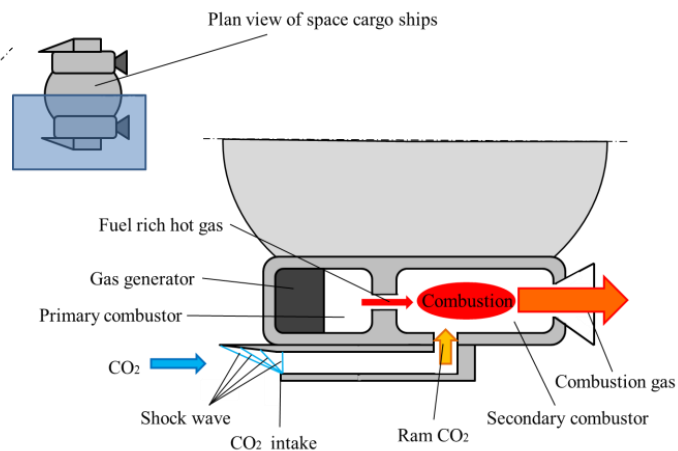


Figure 2 Fundamental Structure of Ducted Rocket

Table1 Combustion Heat of Metals oxidized by CO<sub>2</sub>

Metals	Combustion Heat [kJ/g]*
Be	35.0
Li	22.6
B	19.5
Al	15.3
Mg	13.1

\* Unit Fuel

Table 1 は、金属と CO<sub>2</sub> が反応した際の発熱量を示したものである。これを基にガスジェネレータに用いる金属を選定した。ベリリウム(Be)は人体への有毒性が強く、リチウム(Li)は爆発的な反応をすることから、発熱量は高いものの、候補から外し、ホウ素(B)は、着火性が非常に悪いことから外した。また、アルミニウム(Al)は、着火が難しいことから、本研究ではマグネシウム(Mg)と Al の合金である Mg-Al(50:50)を選定した。

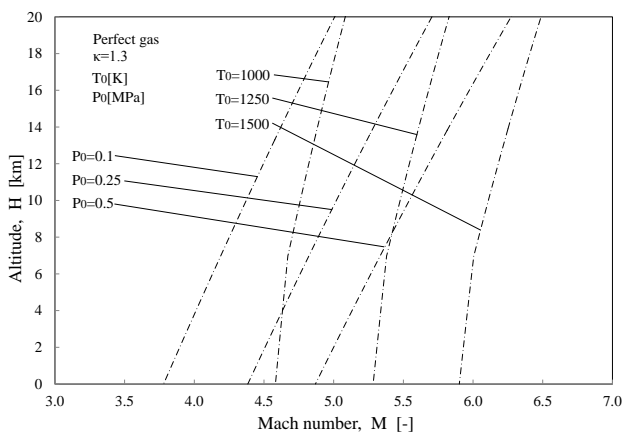


Figure 3 Flight Envelope

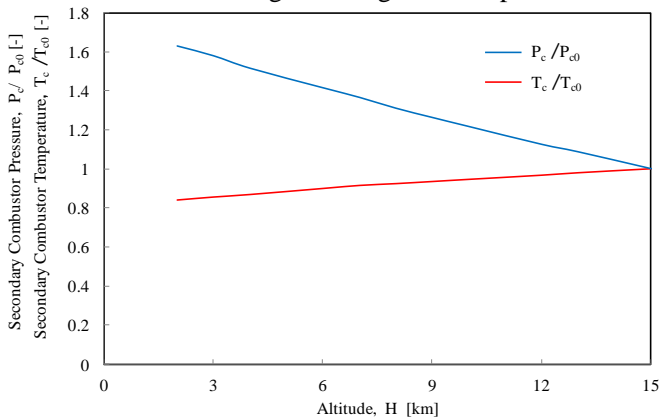


Figure 4 Secondary Combustor

Figure3 の実線はよどみ等圧線、一点鎖線はよどみ等温線を示している。大気は CO<sub>2</sub> の完全気体で比熱比 κ は 1.3 として計算し、T<sub>0</sub> は全温度、P<sub>0</sub> は全圧力を示している。よどみ等圧線を横切る飛行経路は動圧の変動が大きくなり、エンジン吸気が安定しなくなる。そこで本研究では、よどみ等圧線上に沿った軌道を想定している。Figure 4 は、火星宇宙船が 0.5 MPa のよどみ等圧線上を飛行した際の二次燃焼器内の圧力 P<sub>c</sub> と温度 T<sub>c</sub> を計算したものである。高度 15km の圧力と温度をそれぞれ P<sub>c0</sub> , T<sub>c0</sub> として無次元化したものを示してある。ここで、圧力回復率を高く保つことと、インテーク形状をできるだけ簡単にすることを考え、圧縮方式は 3 重ランプ方式を採用して計算を行った。高度が変化すると、二次燃焼器内に流入する CO<sub>2</sub> の温度は変化が小さいが、流入する CO<sub>2</sub> の圧力は大きく変化する。そこで、従来の研究より圧力が変化した時の C\*燃焼効率を直結燃焼実験より求めたものが Figure 5 である。実験条件は Table 2 の通りである。O/F は混合比を表している。

Figure 6 は二次燃焼器内の火炎形状を表しており、Mg-Al が燃焼時に発する高い輝度の炎が確認されたことから二次燃焼器内で Mg-Al は CO<sub>2</sub> と燃焼していると考えられる。

Figure 5 より、圧力が上がると C\*燃焼効率も右肩上がりの傾向が示されているのが分かる。C\*燃焼効率に与える因子は様々なものが考えられるが、本研究では圧力による効果に着目した。二次燃焼器内では、主に CO<sub>2</sub> と Mg-Al が反応していると考えられるため、圧力と金属粒子の着火の関係性に着目した。

Table2 Experimental Condition

O/F	2.5-5.5
Gas Generator	AP:HTPB:Mg-Al(50:50)=60:20:20
Oxidizer	CO <sub>2</sub>

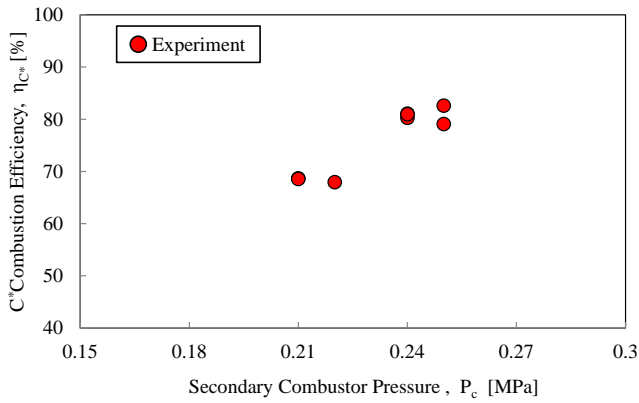


Figure 5 Combustion Efficiency

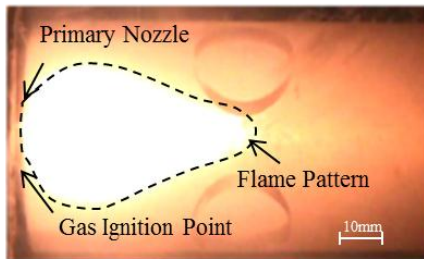


Figure 6 Flame Pattern

## 2. 研究目的

火星宇宙船の大気圏突入後の制御装置として火星用ダクトドケットエンジンを実装するため、高いC\*燃焼効率の実現を目標としている。実装を想定した時、高度変化によって二次燃焼器内圧力は大きく変化する。Figure 5より、二次燃焼器内圧力が0.2~0.25[MPa]の範囲において、二次燃焼器内圧力は、燃焼効率向上に寄与すると考えられる。そこで、二次燃焼器内圧力が燃焼効率向上に寄与する要因の一つとして、金属の着火遅れ時間に着目した。研究目的は以下の通りである。

- 二次燃焼器内圧力と金属燃料の着火遅れ時間の関係を明らかにする。

## 3. 実験装置

Figure 7に実験装置の概略図を示す。金属粒子を着火させる装置は圧力容器の中に電気炉が挿入されている構造になっており、金属粒子の着火

の様子は石英ガラス、表面反射鏡を通して、ハイスピードカメラで撮影される。撮影速度は8113 fpsである。粒子の平均粒子径はMgが27 $\mu$ m、Mg-Alは22 $\mu$ mのものを用いた。実験方法は、電気炉内の温度を0.5 MPaで飛翔させた時の二次燃焼器内に流入するCO<sub>2</sub>の温度1273 Kで一定に保ち、電気炉内の圧力は0.05~0.5 MPaの間で変化させて実験を行う。各圧力で焦点のあった20個の粒子の着火遅れ時間を計測する。金属粒子の

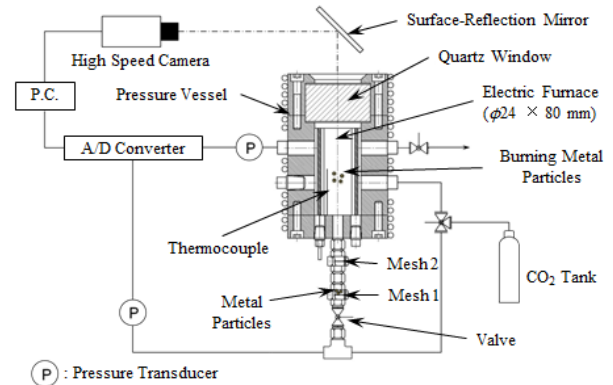
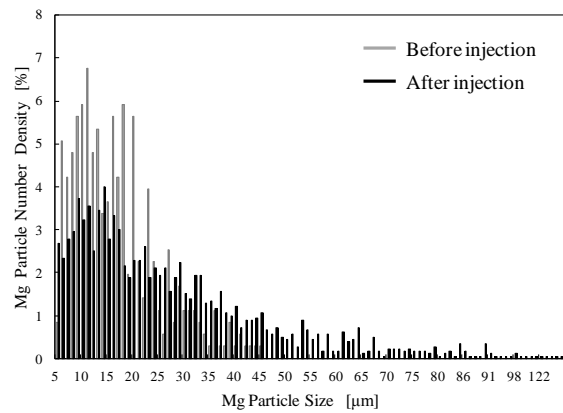
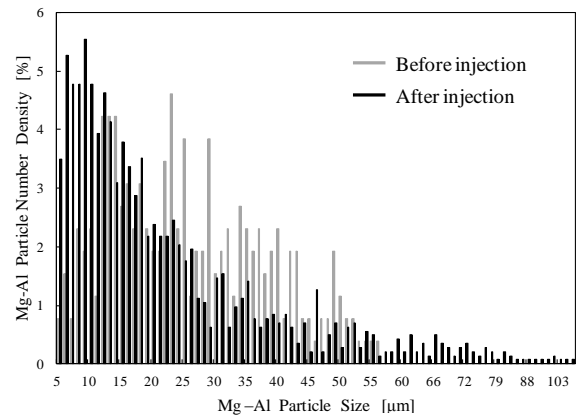


Figure 7 Experimental Apparatus



(a) Mg



(b) Mg-Al

Figure 8 Particle Number Density

着火はグレースケール値 100 以上の輝炎を観測した時と定義した。

金属粒子は、CO<sub>2</sub> タンクと炉内圧力の差によって投入される。投入時の差圧は一定の値で行ったため、粒子の投入速度は実験条件によらず一定である。また、炉内投入前と投入後の Mg と Mg-Al の粒度分布を Figure 8 に示す。同じような分布をとっていることから、メッシュを通過させることによる粒度分布への影響はほとんどないと考えられる。

#### 4. 結果及び考察

本研究では、炉内温度を、宇宙船飛行時の二次燃焼器内温度とした。着火遅れ時間  $\tau_{ig}$  は、物理的着火遅れ時間  $\tau_p$  と化学的着火遅れ時間  $\tau_c$  で構成される。 $\tau_p$  は、状態変化に要する時間であり、 $\tau_c$  は化学反応に要する時間である。ダクトドロケットエンジンでは、金属粒子は一次燃焼器内で赤熱することから二次燃焼器内での着火遅れは、主に化学反応に要される時間と考えることができる。したがって、 $\tau_c$  に着目した。金属粒子の着火遅れ時間  $\tau_{ig}$  を Figure 9, 化学的着火遅れ時間  $\tau_c$  を Figure 10 に示す。 $\tau_{ig}$  と  $\tau_c$  は両者共に Mg の方が Mg-Al よりも小さい値を示した。Mg と Mg-Al の沸点は 1400K 前後であるため、液相着火であると考えられる。Mg-Al の融点は Mg よりも 200K も低いいため、Mg-Al の方が着火にかかる時間は短くなると考えられるが、Mg-Al は熱容量が Mg よりも大きいために、液相への状態変化に時間がかかり、Mg よりも着火遅れ時間が長くなったと考えられる。また、 $\tau_c$  に関しては Mg はほとんど変化が無いのに対し、Mg-Al は圧力の増加に伴い大きくなるという傾向が示された。Mg-Al を燃料として使用する場合、高い圧力では着火にかかる時間は長くなってしまうため、未着火の金属粒子を減らすには燃焼器全体を大きくする必要がある。これらのことから、着火遅れ時間が C\*燃焼効率向上の要因とは考えられない。

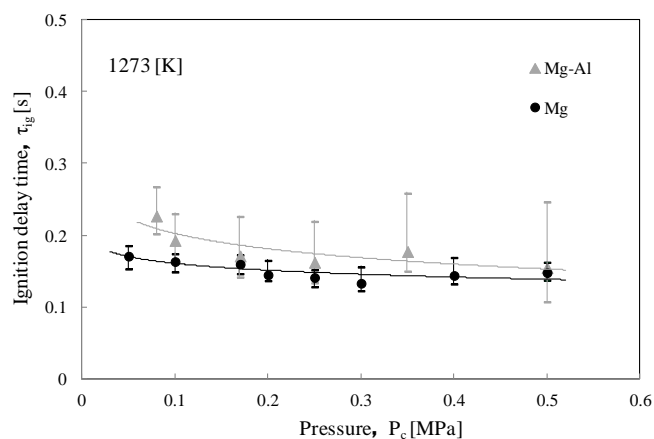


Figure 9 Ignition Delay Time

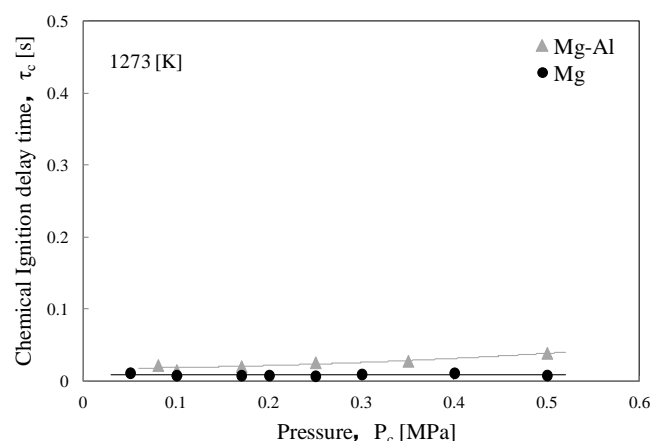


Figure 10 Chemical Ignition Delay Time

#### 5. 結論

- Mg の化学的着火遅れ時間  $\tau_c$  は圧力に影響されないのに対し、Mg-Al は影響され、圧力の増加と共に  $\tau_c$  は大きくなっている。

#### 6. 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] Hara, H., Ushizima, M., Muramatsu, A., and Kuwahara, T., "Combustion Characteristics of Ducted Rocket Engine in the Mars", AIAA paper 2011-5866, 2011.
- [4] 柱大介, "第 50 回飛行機シンポジウム講演集", 2012.