

金属粒子を添加したガスハイブリッド
ロケットの2次燃焼室内の燃焼特性

平成27年1月

日本大学大学院理工学研究科博士後期課程

航空宇宙工学専攻

松本 幸太郎

目次

第1章 序論.....	6
1.1 ガスハイブリッドロケット.....	6
1.2 ガスハイブリッドロケットに関する既往の研究.....	11
1.3 金属粒子に関する既往の研究.....	13
1.4 研究目的.....	17
1.5 研究の手法.....	18
第2章 金属粒子による燃焼促進.....	19
2.1 ガスハイブリッドロケット 2次燃焼室内の反応.....	19
2.2 2次燃焼室内における金属粒子の着火・燃焼.....	20
2.3 熱の移動形態.....	22
第3章 実験装置及び実験方法.....	25
3.1 ガス発生剤.....	25
3.2 液体酸化剤.....	32
3.3 金属粒子の着火実験.....	33
3.4 金属粒子の燃焼時間測定実験.....	35
3.5 ガスハイブリッドロケット燃焼実験.....	37
第4章 Mg 及び Zr 粒子の着火・燃焼特性.....	39
4.1 金属粒子の着火特性.....	39
4.2 金属粒子の燃焼特性.....	46
第5章 ガスハイブリッドロケットの着火・燃焼特性.....	48
5.1 ガスハイブリッドロケットの着火特性.....	50
5.2 ガスハイブリッドロケットの燃焼特性.....	52
第6章 金属粒子周囲の温度分布及び濃度分布.....	55
6.1 表面燃焼方式の金属粒子.....	60
6.2 気相燃焼方式の金属粒子.....	61
第7章 考察.....	62
7.1 ガスハイブリッドロケットの着火・燃焼特性.....	62
7.2 金属粒子間の温度分布及び濃度分布.....	64
第8章 結論.....	69
参考文献.....	70
謝辞.....	77
付録.....	78

A. 2次ノズルスロート径	78
B. ストランド燃焼実験	82
C. 金属粒子を添加したガスハイブリッドロケットの推進性能	85

記号の説明

A	頻度因子
A_b	燃焼表面積
a	定数
C	濃度項
C_D	ノズル排出係数
C_p	定圧比熱
C^*	特性排気速度
C_{exp}^*	特性排気速度の実験値
C_{th}^*	特性排気速度の理論値
c_A	濃度
c_m	混合ガス濃度
c_{N_2O}	N_2O 濃度
D_A	拡散係数
D	直径
D_{i1}	1次ノズルスロート径
D_{i2}	2次ノズルスロート径
d_i	無次元径
E	活性化エネルギー
F	推力
h	比エンタルピー
h_p	ストランド高さ
Isp	比推力
Ivac	真空比推力
k	反応速度定数
L^*	燃焼室特性長さ
L_1	1次燃焼室長さ
L_2	2次燃焼室長さ
L_p	粒子間距離
l_p	無次元粒子間距離

M	分子量
Ma	マッハ数
\dot{m}	質量流量
\dot{m}_d	ノズルスロートより排出される燃焼ガス質量流量
\dot{m}_{d1}	1次ノズルスロートより排出される燃焼ガス質量流量
\dot{m}_{d2}	2次ノズルスロートより排出される燃焼ガス質量流量
\dot{m}_f	燃料成分過剰ガス質量流量
\dot{m}_o	液体酸化剤質量流量
\dot{m}_p	金属の質量流量
m_p	単一金属粒子質量
N_p	2次燃焼室内に存在する金属粒子数
\dot{N}_p	単位時間当たりに2次燃焼室内に流入する金属粒子数
n	圧力指数
O/F	混合比
O/F _{th}	理論混合比
P_c	燃焼室内圧力
P_{c1}	1次燃焼室内圧力
P_{c2}	2次燃焼室内圧力
q	熱流束
Q	熱量
R	普遍ガス定数
r	半径
r_p	燃焼速度
r_f	金属粒子の輝炎半径
T	温度
$T_{\text{exp}}(G)$	2次燃焼室内の燃焼ガス温度の実験値
$T_{\text{exp}}(M)$	2次燃焼室内の燃焼ガス温度の実験値(金属粒子添加)
$T_{th}(G)$	2次燃焼室内の燃焼ガス温度の理論値
$T_{th}(M)$	2次燃焼室内の燃焼ガス温度の理論値(金属粒子添加)
T_f	断熱火炎温度
T_i	金属粒子周囲のガス温度
T_m	混合ガス温度

t	時間
t_b	燃焼時間
t_r	滞留時間
u_e	ノズル排出速度
V_c	燃焼室内体積
V_p	単一金属粒子が占める体積
γ	比熱比
η	燃焼促進効率
η_c	化学的着火遅れ時間の割合
η_p	物理的着火遅れ時間の割合
η_{C^*}	C*効率
λ	熱伝導率
ξ_{AP}	AP 混合量
ξ_p	金属粒子混合量
ρ_p	ガス発生剤密度
ρ_c	燃焼室内のガス密度
τ_{ig}	着火遅れ時間
τ_p	物理的着火遅れ時間
τ_c	化学的着火遅れ時間
ϕ_1	1次燃焼室内径
ϕ_2	2次燃焼室内径
φ	ガス発生剤直径

・添字

i	位置 i
∞	無限遠

第1章 序論

1.1 ガスハイブリッドロケット

ガスハイブリッドロケットはハイブリッドロケットの一種であり，1次燃焼室，2次燃焼室，1次ノズル，2次ノズル，酸化剤タンク及び酸化剤供給系で構成される．ガスハイブリッドロケットは固体ロケットと液体ロケットの特徴を併せ持つロケットである．ガスハイブリッドロケットは固体ロケットと比較して理論比推力が高く，液体ロケットと比較して構造が簡単である．Figure 1.1 にガスハイブリッドロケットの構造図を示す．

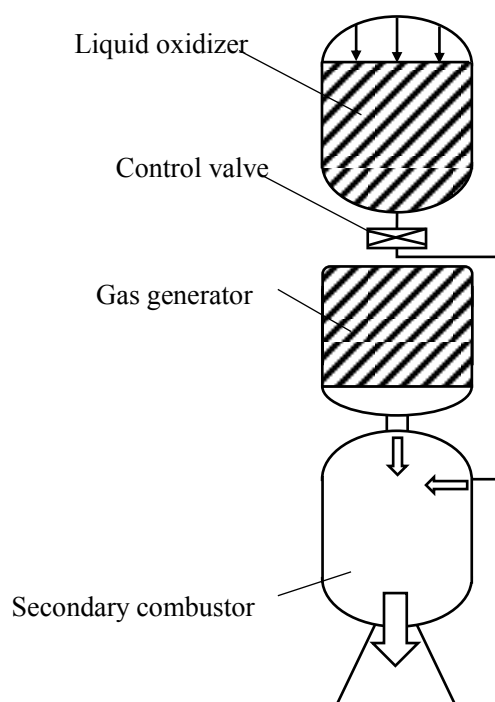


Figure 1.1 Fundamental structure of the gas hybrid rocket.

Figure 1.1 より、ガスハイブリッドロケットの液体酸化剤とガス発生剤は別々のタンクに分けられている。このため、燃料成分と酸化剤成分が混ざることが無い。したがって、ガスハイブリッドロケットは固体ロケットや液体ロケットと比較して、安全性が高いということが利点として挙げられる。

ガスハイブリッドロケットは、2次燃焼室内で高温の燃料成分過剰ガスと液体酸化剤を混合・燃焼させることで推力を得るロケットである。燃料成分過剰ガスは1次燃焼室内で固体のガス発生剤を燃焼させることで、1次ノズルより噴出する。液体酸化剤はインジェクターを用いて2次燃焼室内に噴射される。このように、ガス化した高温の燃料成分過剰ガスと微粒化された液体酸化剤が燃焼する[1-3]。したがって、混合ガスの反応速度が高い。

ガスハイブリッドロケットの推力は以下の式を用いて計算することができる。

$$F = \dot{m}u_e \quad (1.1)$$

F は推力、 \dot{m} は質量流量、 u_e はノズル排出速度である。2次燃焼室内には燃料成分過剰ガスと液体酸化剤が流入するため、(1.1)式は以下のように表せる。

$$F = (\dot{m}_f + \dot{m}_o)u_e \quad (1.2)$$

\dot{m}_f は燃料成分過剰ガス質量流量、 \dot{m}_o は液体酸化剤質量流量である。さらに、燃料成分過剰ガス流量は1次燃焼室内で燃焼するガス発生剤のガス発生量によって決定されるため、ガスハイブリッドロケットの推力は(1.3)式で表すことができる[1,3-4]。

$$F = (\dot{m}_o + \rho_p r A_b)u_e \quad (1.3)$$

ρ_p はガス発生剤密度、 r は燃焼速度、 A_b は燃焼表面積である。(1.3)式より、ガスハイブリッドロケットは液体酸化剤流量を調節することで、推力制御を行うことが可能である。また、ガス発生剤の燃焼速度を大きくすることで、燃焼表面積を大きくすることなく高い推力を得ることができる。さらに、ガスハイブリッドロケットのガス発生剤と液体酸化剤の組み合わせは多種多様であり、様々なミッションに適応可能である。

ガスハイブリッドロケットの液体酸化剤供給系には、自己加圧方式、燃焼ガス加圧方式、ターボポンプ加圧方式が挙げられる[1-2]. Figure 1.2 に液体酸化剤供給系の概略図を示す.

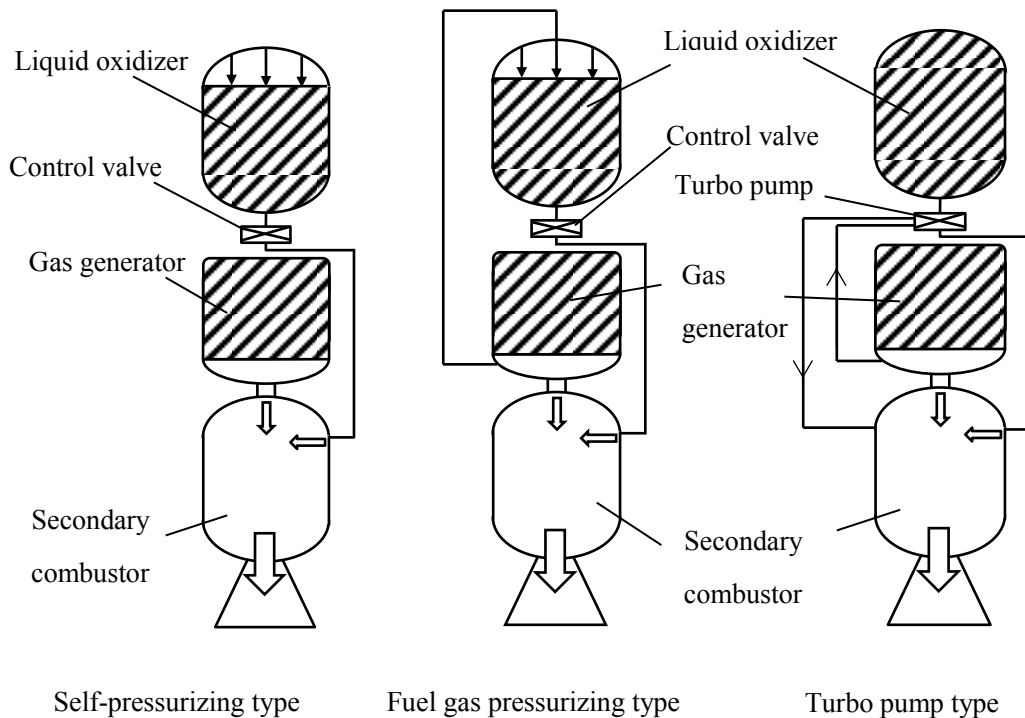


Figure 1.2 Oxidizer feeding systems.

自己加圧方式は液体酸化剤の蒸気圧を利用して酸化剤タンクを加圧する方式である。自己加圧方式は最も構造が簡単な酸化剤供給方式である。燃焼ガス加圧方式は、ガス発生剤の燃焼ガスを利用して加圧する方式である。また、ターボポンプ加圧方式はガス発生剤の動圧を利用してポンプを駆動させ、液体酸化剤を供給する方式である。ポンプを稼働させるために用いた燃料成分過剰ガスは2次燃焼室内に供給される。

ガスハイブリッドロケットのガス発生剤には、CO や H₂ 等の燃料成分過剰ガスを多量に生成するものが用いられる。主に、末端水酸基ポリブタジエン(HTPB)やグリシジルアジ化ポリマー(Glycidyl azide polymer : GAP)等のポリマーが用いられる。HTPB は自燃性を持たないため、結晶状酸化剤を混合し、コンポジット推進薬として用いる必要がある。コンポジット推進薬を用いる場合、燃料成分過剰ガスを多量に生成させる必要があるため、固体推進薬と比較して酸化剤混合比は小さくなる。GAP は自燃性を有する高エネルギー物質であるため、結晶状酸化剤を含有することなくガス発生剤として用いることが可能である。

液体酸化剤には、酸素バランスの高い酸化剤が用いられる。また、液体酸化剤の蒸気圧に応じて酸化剤供給方式が決定される。Table 1.1 にガスハイブリッドロケットに用いられる液体酸化剤及び蒸気圧を示す。

Table 1.1 Liquid oxidizer and vapor pressure.

Oxidizer	Vapor pressure [MPa]	Temperature [K]
N ₂ O	5.15	293
LOX	5.08	155
H ₂ O ₂	0.0002	293
HNO ₃	0.0064	293

Table 1.1 より、N₂O 及び LOX の蒸気圧は約 5 MPa であり、自己加圧方式を用いることが可能である。しかし、LOX を用いるためには、酸化剤タンクを低温に保たなければならない。したがって、N₂O が自己加圧方式に最適な液体酸化剤であることがわかる。H₂O₂ や HNO₃ は蒸気圧が低いため、ガス加圧方式もしくはターボポンプ方式を用いる必要がある。

ガスハイブリッドロケットの理論推進性能は液体酸化剤とガス発生剤の組み合わせ及び混合比によって変化する。Figure 1.3 にガスハイブリッドロケットの理論比推力を示す。また、Table 1.2 に計算条件を示す。燃料成分には GAP を用いた。計算には化学平衡計算ソフト NASA-CEA[5]を用いた。

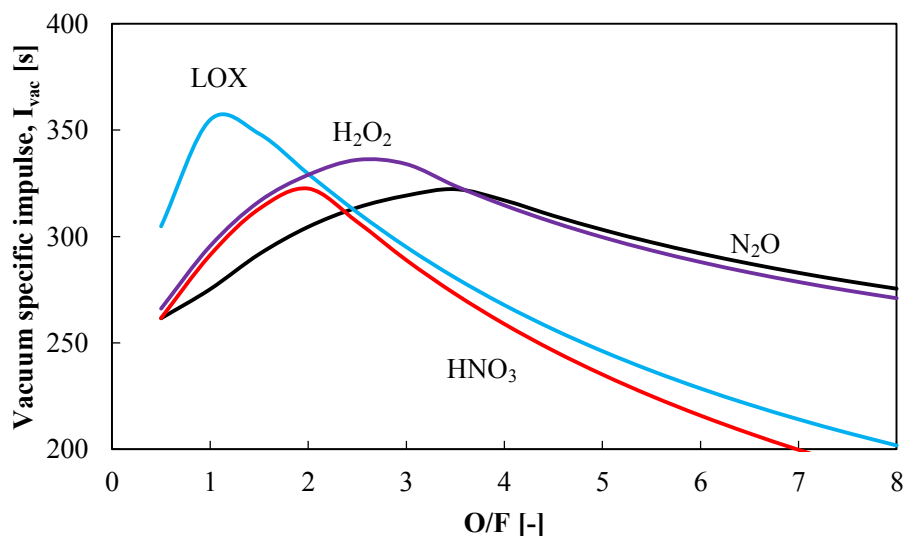


Figure 1.3 Relations between O/F and theoretical vacuum specific impulse.

Table 1.2 Calculation conditions.

Combustion pressure, P_c [MPa]	3.0
Nozzle expansion ratio, A_e/A_t [-]	100

Figure 1.3 より，ガスハイブリッドロケットの理論比推力は化学量論比で約 300 s 以上の値が得られる．一般的な固体ロケットの理論比推力は 300 s 以下であるため，ガスハイブリッドロケットの理論推進性能は固体ロケットと比較して高い．また，ガスハイブリッドロケットは固体ロケットと比較して酸化剤の混合比を大きくすることが可能であり，理論混合比での燃焼となり，未燃炭化水素の生成を抑制できるため，赤外線ステルス性の確保が期待できる等の利点を有する．

1.2 ガスハイブリッドロケットに関する既往の研究

ガスハイブリッドロケットは従来型ハイブリッドロケットの問題点を改善するために考案された方式であり、ハイブリッドロケット研究の歴史の中でも比較的新しい研究にあたる[2,6].

ガスハイブリッドロケットに関する研究は、主に2種類に分けられる。一つは Figure 1.1 に示すような燃料成分が自燃性を持ち、1次燃焼室内で燃焼することで燃料成分過剰ガスを生成する方式であり、一般的にガスハイブリッドロケットと呼ばれている[1-3,7-18]。もう一方は、燃料成分に自燃性を持たない粒状ポリマー等を用い、少量の酸化剤と燃焼させることで燃料成分過剰ガスを生成させる二段燃焼式ハイブリッドロケットである[21-28].

ガスハイブリッドロケットに関する研究では、ガス発生剤には主に GAP や AP(過塩素酸アンモニウム)/HTPB 系コンポジット推進薬等が用いられている。これらは、自燃性を持ち、多量の燃料成分を生成することが出来るためである。また、液体酸化剤には亜酸化窒素(N_2O)、硝酸(HNO_3)、酸素(GOX)、四酸化二窒素(NTO)、硝酸ヒドロキシルアンモニウム(HAN)水溶液等が用いられている[1].

ガスハイブリッドロケットの主な研究として、 C^* (特性排気速度)効率の取得が挙げられる。 C^* はロケット燃焼室内の燃焼状況を表す特性値である。一般的に、ロケットの燃焼特性は C^* 効率で評価される。ガスハイブリッドロケットの燃焼特性に関する研究として、各種液体酸化剤を用いた燃焼実験が行われている。結果として、ガスハイブリッドロケットの C^* 燃焼効率は約88%以上の値であることが得られている[2,7-9].

HNO_3 、 H_2O_2 、NTO 等の液体酸化剤は保管時に二酸化窒素等の有害ガスが生成されてしまう。そこで、液体酸化剤をゲル化させることで、有害ガスの発生を抑制することが出来る。硝酸をゲル化させた研究(HNO_3 85%+ H_2O 10%+酸化物5%)では、転倒試験及び振動試験より、ゲル化硝酸は外力負荷に対して非常に安定していることが得られている[9].

ガスハイブリッドロケットの推力制御に関する研究として、酸化剤及び燃料流量を制御する研究が行われている。これは GOX 流量を変化させた研究と、添加物による GAP 燃焼速度を制御する研究が行われている。酸化剤及び燃料流量どちらを変化させた場合においても燃焼は安定している[16].

ガスハイブリッドロケット1次燃焼室に充填されるガス発生剤に関しては、主に GAP や AP 系コンポジット推進薬、AN(硝酸アンモニウム)系コンポジット推進薬の燃焼特性や燃焼機構に関する研究が行われている[10-15].

海外における研究例として、液体酸化剤を噴射させるインジェクター、インジェクター取り付け位置に関する研究や安全性及び信頼性、運用コストについての検討が行われている[19-20].

ガスハイブリッドロケットの性能に関する研究では、金属などの固体粒子を添加した際の性能計算が行われている。また、B 粒子を添加した際の C*効率が求められており、固体粒子の添加によって C*効率が改善する結果が得られている[2]. このように、金属粒子は 2 次燃焼室内で高温の熱源として存在するため、2 次燃焼室内では燃焼が促進される[33,36]. しかしながら、金属粒子による燃焼促進について詳しい研究は行われていない。

以上より、ガスハイブリッドロケットに関する研究例は固体ロケットや液体ロケットと比較して非常に少ない。また、C*効率を向上させることが大きな課題として挙げられる。さらに、金属等の固体粒子を添加することで C*効率が改善されるがその詳細な機構が求められていないため、金属粒子による燃焼促進について詳細な解析が必要である。

1.3 金属粒子に関する既往の研究

金属に関する研究は，世界各国で様々な研究が行われている．金属粒子に関しては，静電感度，燃焼特性，着火特性等が主に研究されてきた[30-31,37-55]．ロケット推進薬に添加される金属粒子及び物質は酸化剤との反応で高い燃焼熱を発生させることが要求される[1,3]．Figure 1.4 に総括反応より算出した N_2O に対する各種元素の燃焼熱を示す[29]．

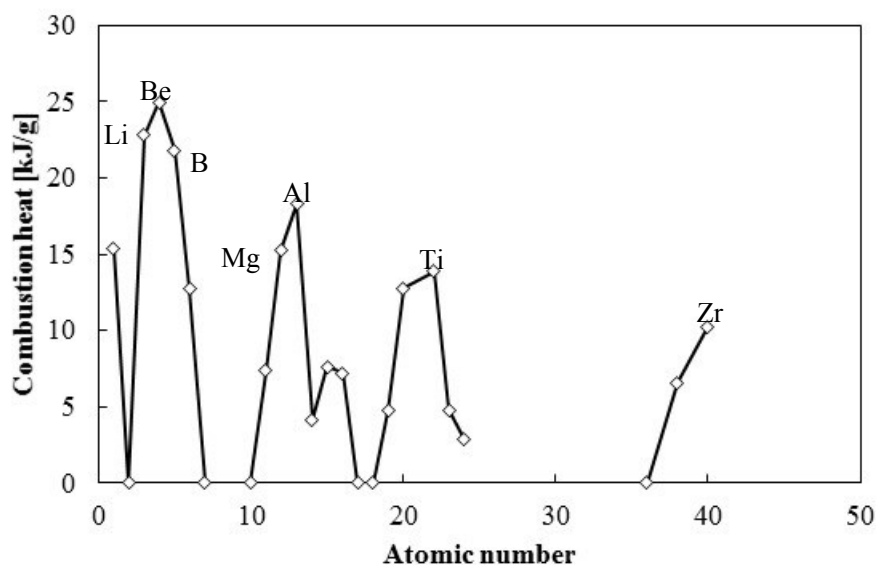


Figure 1.4 Combustion heats of the materials with N_2O .

Figure 1.4 より，燃焼熱が高い元素として，リチウム(Li)，ベリリウム(Be)，ホウ素(B)，アルミニウム(Al)，マグネシウム(Mg)，チタン(Ti)，ジルコニウム(Zr)等が挙げられる．これらはロケット推進薬に用いるために多くの研究が行われている．

非常に高い燃焼熱が得られる Li は高い燃焼熱を有するが反応性が非常に高い．また，Be は非常に強い毒性を有する．このことから，Li，Be は地球上で用いるロケット推進薬には用いられない[1]．

Mg や Zr は着火性が良い金属粒子として知られている．また，Al や B 粒子は燃焼熱が高いが，着火温度が高い．ダクトドロケットや固体ロケットでは，Al 粒子の高い燃焼熱と Mg の着火性を併せ持つ金属粒子として，Mg との合金である Mg-Al 粒子等を用いた研究が行われている[56-57]．Mg-Al 粒子は主に Mg-Al(50:50)が用いられる．また，Al や Mg 粒子は二酸化炭素(CO_2)雰囲気中での着火性に優れており，研究が行われている[58]．

金属粒子はパイロラントの燃料成分として用いられる[59-64]。パイロラントは、燃料成分となる金属粒子や結晶状酸化剤等を混合した粉末とバインダーを混合して固体推進薬と同様の機械特性を持つものである。パイロラントは、ガス発生剤や点火薬として用いられる。小型ロケットモータの点火薬として、Mg/テフロン(TF)系パイロラントが用いられている。パイロラント燃焼時にMgがTFに含まれるフッ素(F)と反応し、大きな熱を発生させることで、固体推進薬を着火させる。Mg粒子の他に、TiやZr粒子を用いたパイロラントに関する研究が行われている[60,63]。これらのパイロラントの燃焼速度は混合した金属粒子の種類や粒子径によって大きく変化する[59-61,63]。

金属と酸化剤の燃焼では、様々な燃焼生成物が生成される。Table 1.3にNASA-CEA[5]によって算出した燃焼生成物から求めた各金属の燃焼熱及び化学量論比を示す。燃焼圧力は0.1 MPaとした。酸化剤はN₂Oとした。

Table 1.3 Combustion heats of the metals with N₂O.

Name		Combustion heat [kJ/g]	O/F _{th}
Boron*	B	35.17	6.11
Aluminum	Al	12.55	2.45
Magnesium	Mg	9.92	1.81
Titanium	Ti	32.36	1.84
Zirconium	Zr	10.06	0.96

*semi metal

金属の燃焼は表面燃焼と気相燃焼の 2 種類の方式に分類される[30]。表面燃焼方式は金属表面において燃焼が進行する方式である。気相燃焼方式は金属表面近傍にて、表面で蒸発した金属ガスと酸化剤成分が拡散火炎を形成して燃焼する方式である[31]。Table 1.4 に各物質の燃焼方式を示す。

Table 1.4 Combustion types of the metals.

Name		Combustion type
Boron	B	Surface
Aluminum	Al	Gas-phase
Magnesium	Mg	Gas-phase
Titanium	Ti	Surface
Zirconium	Zr	Surface

*semi metal

Table1.4 より、B, Ti, Zr は表面燃焼方式に分類される。また、Al, Mg は気相燃焼方式に分類される。燃焼方式の分類は、金属とその酸化物の沸点によって決定される[30]。酸化物の沸点が金属の沸点より低い場合、金属の燃焼方式は表面燃焼方式となり、酸化物の沸点が金属よりも高い場合、金属の燃焼方式は気相燃焼方式となる。Table1.5 に各種金属と酸化物の沸点を示す[29]。

Table 1.5 Boiling temperature of metals.

Name		T_{vap} [K]	T_{vap} (Oxide) [K]	Combustion type
Boron*	B	4200	1953	Surface
Aluminum	Al	2792	3250	Gas-phase
Magnesium	Mg	1366	3873	Gas-phase
Titanium	Ti	3560	3245	Surface
Zirconium	Zr	4682	4573	Surface

*semi metal

表面燃焼方式の金属は燃焼が金属表面で行われる。また、気相燃焼方式の金属は金属表面で液体金属が蒸発し、蒸発した金属が粒子周囲で酸化剤と拡散燃焼することで燃焼する。

金属粒子はダクトドロケットやガスハイブリッドロケットの推進性能を向上させるためにガス発生剤に添加される[32-34]。Bのような燃焼熱の高い物質を添加することで、ロケットの代表的な推進性能である比推力が大幅に向上する。また、B粒子の一部をMg-Al粒子に置き換える研究が行われており、2次燃焼室のC*効率が向上する結果が得られている[32]。ダクトドロケットとガスハイブリッドロケットの主な燃焼は同様に二次燃焼室内で燃料成分過剰ガスと酸化剤を燃焼させる[2,35]。したがって、ガスハイブリッドロケットに、気相燃焼方式の金属粒子を添加することで2次燃焼室内のC*効率の大幅な向上が期待できる。

以上より、ガスハイブリッドロケットに微小な金属粒子を添加することで、2次燃焼室内の燃焼が促進され、燃焼特性が改善されると考えられる。しかしながら、金属粒子による燃焼促進に関して詳細に調べられていない。したがって、燃焼方式の異なる金属粒子の燃焼によるガスハイブリッドロケット2次燃焼室内の燃焼促進について明らかにすることが重要である。

1.4 研究目的

本研究の目的は、金属粒子の着火・燃焼特性及び燃焼方式の異なる金属粒子を添加したガスハイブリッドロケットの燃焼特性を求め、異なる燃焼方式の熱の移動について計算を行うことで、金属粒子の燃焼方式の違いがガスハイブリッドロケット 2 次燃焼室内の燃焼促進に与える影響を求めることである。

1.5 研究の手法

ガスハイブリッドロケット 2 次燃焼室内での金属粒子の燃焼による燃焼促進の機構について解明するために、以下のように研究を行った。

液体酸化剤には、自己加圧方式に最適な N_2O を用いた。ガス発生剤には、多量の燃料成分過剰ガスを生成する GAP 系ガス発生剤を用いた。金属粒子には、Table1.3 より理論計算による燃焼熱が比較的近い値である Zr 粒子(表面燃焼方式)及び Mg 粒子(気相燃焼方式)を用いた。

金属粒子の着火・燃焼特性を求めするために、電気炉を用いて金属粒子の着火遅れ時間を取得した。電気炉内は N_2O で置換した。取得した着火遅れ時間より、物理的着火遅れ時間及び化学的着火遅れ時間を求めた。また、金属粒子の粒子径を変化させ、金属粒子初期粒子径と燃焼時間の関係を求めた。

ガスハイブリッドロケットの着火・燃焼特性と金属粒子添加の関係について求めるために、各種金属粒子を添加したガスハイブリッドロケットの燃焼実験を行った。取得した圧力履歴より、着火過程及び燃焼過程に分けて解析を行い、金属粒子による影響について求めた。着火過程では、ガスハイブリッドロケットの着火遅れ時間を取得した。燃焼過程では、ガスハイブリッドロケットの C*効率を取得した。

ガスハイブリッドロケットの C*効率と金属粒子の燃焼による高温領域の関係を求めるために、熱の移動に関する計算を行った。計算では、金属粒子の粒子径の効果をなくすために、粒子径に関して無次元化を行った。無次元化した方程式を用いて、燃焼する金属粒子周囲の高温領域の温度分布及び濃度分布を求めた。求めた温度分布及び濃度分布より、ガスハイブリッドロケットの C*効率と金属粒子周囲の高温領域との関係を求めた。

以上より、本研究では、ガスハイブリッドロケットの燃焼特性に対する金属粒子周囲の温度分布の関係を求め、金属粒子の燃焼方式の違いが 2 次燃焼室内の燃焼促進に与える影響について解明した。

第2章 金属粒子による燃焼促進

2.1 ガスハイブリッドロケット 2次燃焼室内の反応

ガスハイブリッドロケットは 2 次燃焼室内で酸化剤と燃料成分過剰ガスを混合し、燃焼させることで推力を得るロケットである。一般的にガスハイブリッドロケットのガス発生剤から生成される燃料成分過剰ガスは 1000 K 以上の高温ガスである[5]。しかし、酸化剤は 298 K 以下で噴射されるため、混合ガス温度は低下してしまう。混合ガス温度が低下した時、混合ガスの反応速度が低下してしまい、混合ガスの燃焼時間が長くなってしまう。混合ガスの燃焼時間が長くなってしまふと、燃焼室内で混合ガスが燃焼を完結せずに噴出してしまふため、ガスハイブリッドロケットの燃焼効率が低下してしまう。

混合ガスの燃焼時間を短縮する手法の一つとして、混合ガスの反応速度を向上させる方法が挙げられる。2 分子反応の反応速度は以下の式で表せる。

$$\frac{dC_1}{dt} = kC_1C_2 = AC_1C_2 \exp\left(\frac{-E}{RT}\right) \quad (2.1)$$

A は頻度因子、 k は反応速度定数、 E は混合ガスの活性化エネルギー、 R はガス常数、 T は温度、 C は濃度項である。(2.1)式より、反応速度は温度及び濃度に依存する。混合ガスの反応速度を向上させることで、混合ガスの燃焼時間が短くなり、2 次燃焼室内で燃焼を完結することができる。

混合ガス温度を向上させるためには、2 次燃焼室内に高温領域を形成させる必要がある。ガス発生剤に添加された金属粒子は、2 次燃焼室内で燃焼することで粒子周囲に燃焼熱を移動させ、高温領域を形成する。ガスハイブリッドロケットが定常燃焼している場合、2 次燃焼室内圧力は一定であるため、以下の式が成り立つ。

$$dh = dq = C_p dT \quad (2.2)$$

h は混合ガスの得るエンタルピー、 q は熱流束、 C_p は定圧比熱である。(2.2)式より、金属粒子の燃焼熱が周囲の混合ガスへ移動することで、混合ガスの温度が増加することがわかる。

2.2 2次燃焼室内における金属粒子の着火・燃焼

金属粒子が燃焼することで、粒子周囲に高温領域を形成し、 N_2O の分解及びガスの反応を促進する。 N_2O は熱分解することで酸素を生成する酸化剤であるため、2次燃焼室内で混合ガスを効率良く燃焼させるためには、2次燃焼室内前半で N_2O を分解させなければならない。よって、ガス発生剤に添加された金属粒子は、2次燃焼室内に流入後速やかに着火しなければならない。Figure 2.1 にガスハイブリッドロケット燃焼室内における金属粒子の着火モデルを示す。

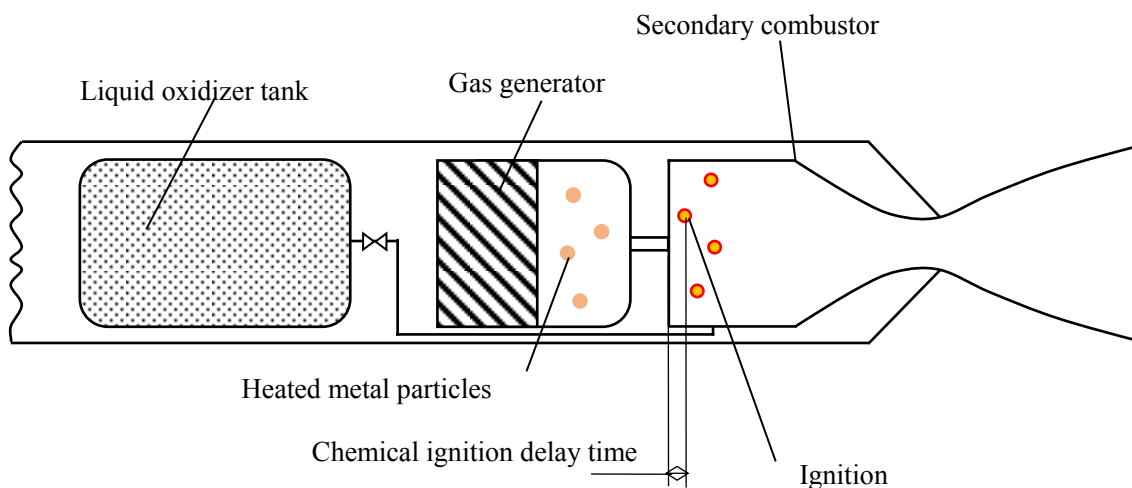


Figure 2.1 Ignition of metal particles in the secondary combustor.

Figure 2.1 に示すように、ガス発生剤に添加された金属粒子は、1次燃焼室内でガス発生剤の生成する高温の燃料成分過剰ガスによって加熱される。十分に加熱された金属粒子は、1次ノズルを介して2次燃焼室内に流入し、酸化剤と反応して着火する。したがって、2次燃焼室内での金属粒子の着火は、化学反応が律速する。

2次燃焼室内で金属粒子を速やかに着火させるためには、金属粒子の着火特性として着火遅れ時間を取得する必要がある。また、1次燃焼室内における温度上昇や相変化等の物理的過程と2次燃焼室内における化学的過程に分けて検討することで、2次燃焼室内での金属粒子の着火特性を求められる。

金属粒子の燃焼特性として、燃焼時間が挙げられる。一般的にロケットに添加される金属粒子は数 μm ～数十 μm の粒子であり、燃焼室内で燃焼が完結する粒子径が用いられる。金属粒子の燃焼時間は、粒子径が大きくなると長くなる。このため、大きい粒子径を用いると燃焼室内で燃焼を完結することが出来ない。金属粒子が 2 次燃焼室内で燃焼を完結できずに 2 次ノズルから排出されると、ガスハイブリッドロケットの C*効率が低下してしまう。したがって、金属粒子は、2 次燃焼室内で速やかに着火した後、燃焼を完結させなければならない。

2.3 熱の移動形態

金属粒子の燃焼方式は表面燃焼方式と気相燃焼方式に分類される。以下に各燃焼方式のモデルを示す。

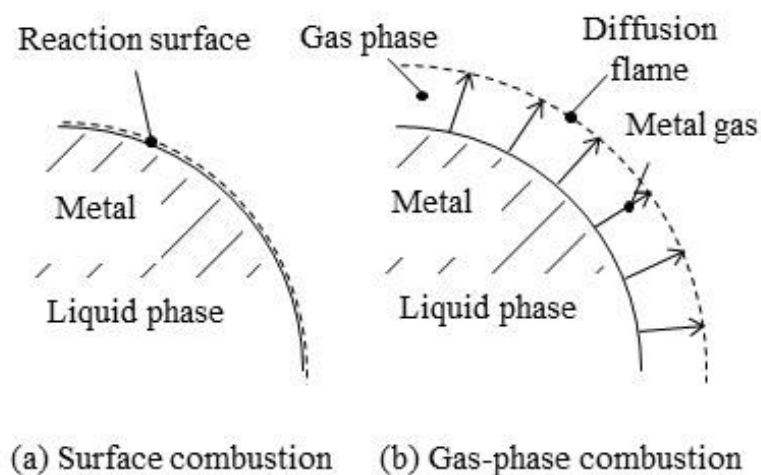


Figure 2.2 Combustion types of metal particles.

Figure 2.2(a)は表面燃焼方式，Figure 2.2(b)は気相燃焼方式を示す。表面燃焼方式では，金属粒子表面で燃焼が進行する。気相燃焼方式の燃焼は気相で行われる。液体の金属粒子表面で蒸発した金属ガスが周囲の酸化剤と反応し，拡散フレイムを形成する。Figure 2.3 に O/F と金属の断熱火炎温度の関係を示す。Table 2.1 に各金属粒子の N_2O との化学量論比における理論断熱火炎温度を示す[5]。

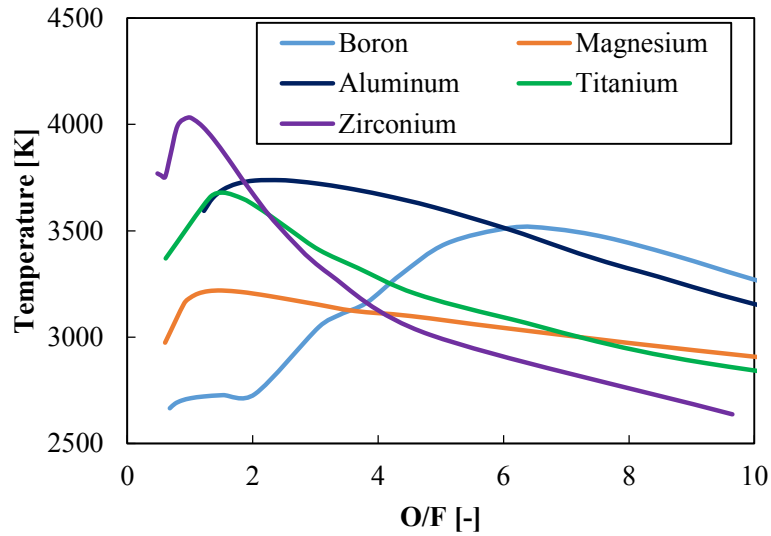


Figure 2.3 Adiabatic flame temperature of metals.

Table 2.1 Theoretical adiabatic flame temperature of metals at 0.1 [MPa].

Name		Adiabatic flame temperature [K]
Boron	B	3513
Aluminum	Al	3738
Magnesium	Mg	3213
Titanium	Ti	3651
Zirconium	Zr	4031

Figure 2.3 及び Table 2.1 より，表面燃焼方式の金属粒子の断熱火炎温度は気相燃焼方式の金属より比較的高温であることがわかる。

表面燃焼方式の燃焼では，燃焼する金属粒子は混合ガス中で高温の熱容量として存在する．そのため，混合ガス中に非常に高温の領域を形成する．気相燃焼方式では，粒子周囲で蒸発した金属ガスと酸化剤が燃焼する．このため，輝炎は金属粒子径と比較して大きくなる．よって，粒子周囲の広範囲が高温になると考えられる．このように，表面燃焼方式と気相燃焼方式では，粒子周囲の温度分布が異なると考えられる．

本研究では，着火しやすく，燃焼熱が比較的近い値をとる金属粒子を用いる．表面燃焼方式の金属粒子として Zr 粒子，気相燃焼方式の金属粒子として Mg 粒子を用いて実験を行う．

金属粒子の燃焼による熱の移動形態には主に、熱伝導、対流熱伝達、熱放射等が挙げられる。熱放射による熱の移動は、熱伝導や対流熱伝達等と比較して微小であると考えられる。

一般的にガスハイブリッドロケットやダクトロケット等のガス発生剤に添加される金属粒子は粒径が小さい。したがって、2次燃焼室内での金属粒子周囲の流れはストークス流として扱うことが出来ると考えられる。このときのレイノルズ数は小さいため、金属粒子と混合ガスの相対速度を 0 と仮定する。よって、金属粒子の燃焼による熱の移動は熱伝導及び熱拡散によって行われる。金属粒子が定常燃焼しているとき、金属粒子周囲の熱の移動は主に熱伝導で表すことが出来ると考えられる。したがって、本研究では、熱伝導による熱の移動について解析を行う。

第 3 章 実験装置及び実験方法

3.1 ガス発生剤

一般的に、ガス発生剤にはコンポジット推進薬や GAP 等が用いられる。コンポジット推進薬は結晶状酸化剤を混合した固体推進薬であり、酸化剤の種類や添加量を調節することで燃焼ガス温度や燃焼生成物を調節することが可能である。コンポジット推進薬に用いられる結晶状酸化剤には様々な種類があり、固体推進薬及び固体推進薬に用いられる酸化剤に関する研究が数多く行われている [65-87]。近年では、高エネルギー物質が注目されており、現行の固体推進薬と比較して低環境負荷な推進薬として研究されている [72-82]。また、固体推進薬には性能向上のために Al 等の金属粒子が添加される。これらの金属粒子を添加した固体推進薬の燃焼特性なども研究されている [83-87]。

GAP は自燃性を有する高エネルギー物質であり、燃焼時に多量の燃料成分を生成する。そのため、ガス発生剤として最適な物質の一つとして様々な研究が行われている [12-15,17-18,88]。

Figure 3.1 に GAP の構造式を示す。また、Table 3.1 に GAP の物理化学特性を Table 3.2 に GAP 系ガス発生剤の特性値を示す[89]。

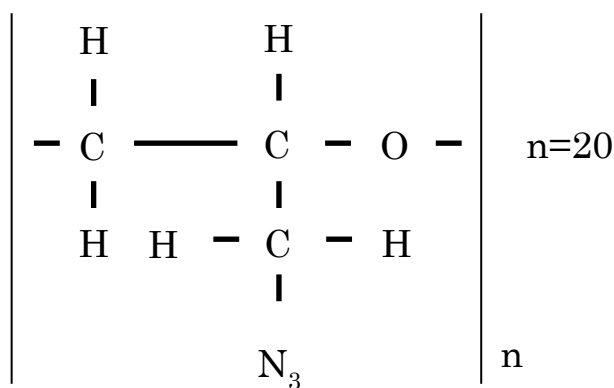


Figure 3.1 Molecular structure of GAP.

Table 3.1 Chemical characteristics of GAP.

Chemical formula		$C_3H_5ON_3$
Molecular weight	[kg/mol]	1.98
Density	[kg/m ³]	1.30×10^3
Heat of formation	[kJ/kg]	957
Adiabatic flame temperature at 5MPa	[K]	1465

Table 3.2 Characteristic value of GAP gas generator.

Chemical formula		$C_{3.30}H_{5.60}O_{1.12}N_{2.63}$
Density	[kg/m ³]	1.26×10^3
Heat of formation	[kJ/mol]	49.4

また，GAP系ガス発生剤の理論燃焼生成物を Table 3.3 に示す[5].

Table 3.3 Combustion products of GAP gas generator.

Combustion product	[mol%]
CH ₄	3
CO	14
HCL	0
H ₂	33
H ₂ O	1
N ₂	19
C(gr)	30

Table 3.3 より、GAP 系ガス発生剤には CO, H₂, C(gr)等の多量の燃料成分が含まれていることがわかる。2次燃焼室内での金属粒子の燃焼による燃焼促進効果を明確にするためには、固体及び液体状の燃焼生成物は減らさなければならない。

ガス発生剤は 1 次燃焼室内で燃焼することで燃料成分過剰ガスを生成する。燃料成分過剰ガスの生成率はガス発生剤の燃焼速度、燃焼表面積及び密度によって決定される。したがって、ガス発生剤の燃焼速度は非常に重要なパラメータである。ガス発生剤等の固体推進薬の燃焼速度は Vieille の式より、以下のように定義される。

$$r_p = aP^n \quad (3.1)$$

ここで、 r_p は燃焼速度、 a は定数、 P は圧力、 n は圧力指数である。このように、ガス発生剤の燃焼速度は圧力の関数で表される。2次燃焼室内に流入する燃料成分過剰ガスの流量はガス発生剤の燃焼速度、すなわち 1 次燃焼室内圧力を制御することで調節することができる。

Figure 3.2 にストランド燃焼実験より得られた GAP 系ガス発生剤の燃焼速度と圧力の関係を示す。また、Table 3.4 にストランド燃焼実験に用いた GAP 系ガス発生剤の組成を示す。

Table 3.4 Compositions of GAP gas generator [mass%].

Prop.	GAP	Metal particles	
GAP	100	—	
GAP/Zr	90	10	(Zirconium 9 μ m)
GAP/Mg	90	10	(Magnesium 19 μ m)

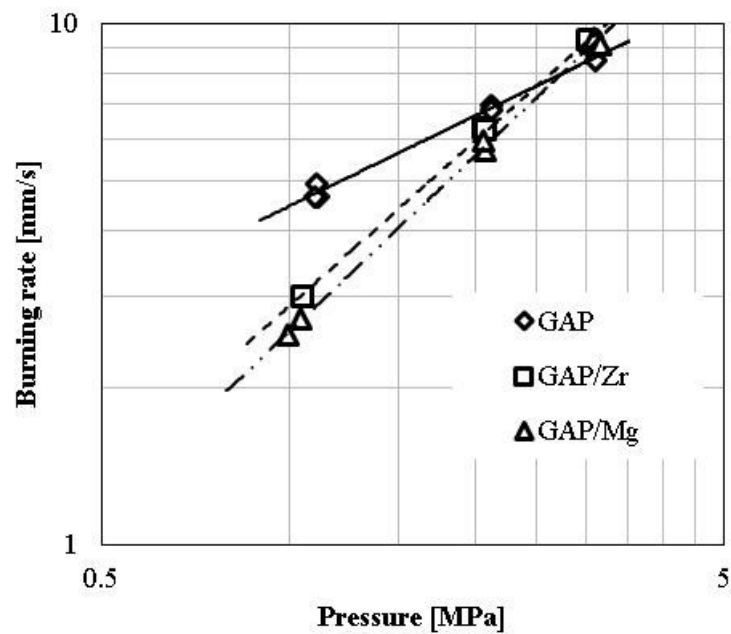


Figure 3.2 Burning rate of GAP gas generator.

各金属粒子の粒子径は、Zr 粒子は平均粒径 9 μm 、Mg 粒子は平均粒径 19 μm を用いた。金属粒子の粒子径が数十 μm と大きいと、2 次燃焼室内で燃焼を完結することが出来ない。また、ガス発生剤の製造中に沈殿してしまい、均一に混合することが難しい。粒子径が小さすぎると、取扱いが困難になってしまい、ガス発生剤を作成することが出来ない。したがって、本研究では、比較的取扱いが容易で、燃焼時間の短い粒子径を選定した。Table 3.5 に GAP 系ガス発生剤の燃焼速度に関する特性値を示す。

Table 3.5 Burning rate characteristic value of GAP gas generators.

Prop.	a	n
GAP	4.46	0.58
GAP/Zr	2.86	1.05
GAP/Mg	2.56	1.13

Figure 3.2 及び Table 3.5 より, GAP 系ガス発生剤の圧力指数が金属粒子添加によって増加していることがわかる. 金属粒子を添加した時, GAP 系ガス発生剤の圧力指数が 1 以上となっている. 圧力指数が 1 以上であると, ガス発生剤が燃焼する 1 次燃焼室内圧力が時間と共に上昇し, 1 次燃焼室の破壊につながってしまう. したがって, ガス発生剤の圧力指数は 1 以下に抑えなければならない.

以上より, GAP 系ガス発生剤の問題点として, 燃焼生成物に固体 C が多量に含まれていること及び高圧力指数が挙げられる. 本研究では, これらの問題点を解決するために, GAP 系ガス発生剤に AP を混合した. GAP/AP 系ガス発生剤の AP 混合量に対する理論燃焼生成物の関係を Figure 3.3 に示す[5].

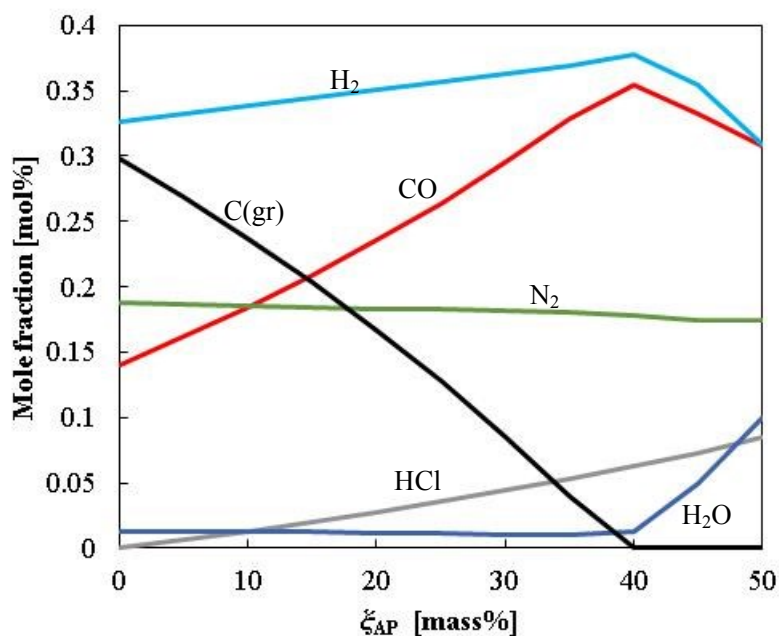


Figure 3.3 Theoretical combustion products of GAP/AP gas generators.

Figure 3.3 より，GAP/AP 系ガス発生剤の AP 混合量を 40 mass% とすると，固体 C の発生量が 0 mol% となることからわかる。

過去の研究より，GAP に AP を混合することで圧力指数が抑えられることがわかっている[90]。Table 3.6 にストランド実験に用いた GAP/AP 系ガス発生剤の組成を示す。また，Figure 3.4 に実験より得られた GAP/AP 系ガス発生剤の燃焼速度と圧力の関係を示す。Table 3.7 に GAP/AP 系ガス発生剤の燃焼速度に関する特性値を示す。

Table 3.6 Compositions of gas generator [mass%].

Prop.	GAP	AP	Metal particles
GAP/AP	60	40	—
GAP/AP/Zr	54	36	10 (Zirconium 9 μ m)
GAP/AP/Mg	54	36	10 (Magnesium 19 μ m)

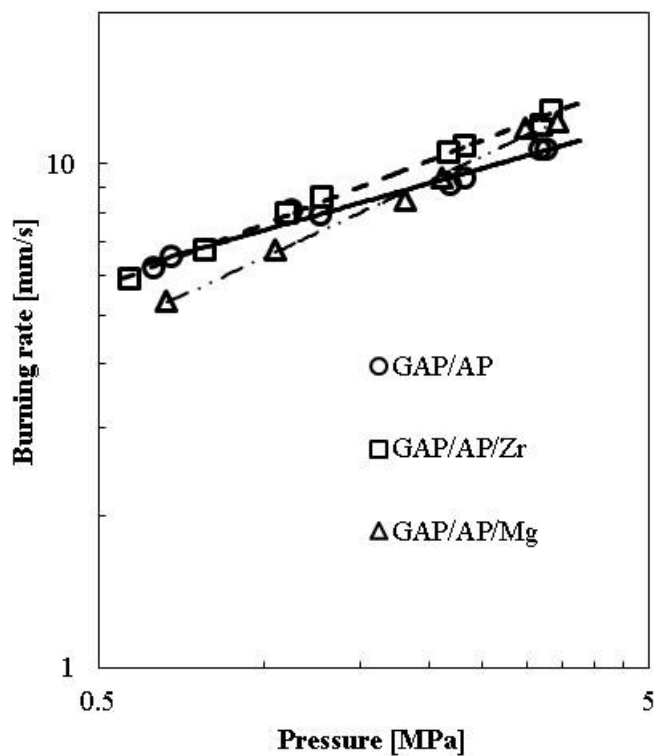


Figure 3.4 Burning rate of GAP/AP gas generators.

Table 3.7 Burning rate characteristic value of GAP/AP gas generators.

Prop.	a	n
GAP/AP	7.39	0.31
GAP/AP/Zr	7.58	0.42
GAP/AP/Mg	6.52	0.51

Figure 3.4 及び Table 3.7 より，GAP/AP 系ガス発生剤の圧力指数は金属粒子の添加によって上昇することがわかる．GAP/AP 系ガス発生剤の圧力指数は各組成で 1 以下となっており，ガスハイブリッドロケットのガス発生剤に用いることが出来る．

以上より，GAP/AP 系ガス発生剤の AP 混合量を 40 mass% とすることで，固体 C の生成を抑え，圧力指数を低下させることが出来る．したがって，本研究では，燃焼実験に GAP/AP を 60/40 で混合した GAP/AP 系ガス発生剤を用いる．

3.2 液体酸化剤

ガスハイブリッドロケットの液体酸化剤には、LOX(液体酸素)、 H_2O_2 (過酸化水素)、 HNO_3 (硝酸)、NTO、 N_2O 等の液体が用いられる。ガスハイブリッドロケットに用いられる液体酸化剤の多くは、化合物として酸素を持つ酸化剤である。このため、酸化剤を高温にし、分解させることで酸素を生成させなければならない。

液体酸化剤の特性によって、ガスハイブリッドロケットの液体酸化剤供給系が決定される。本研究では、ガスハイブリッドロケットの液体酸化剤供給系で最も構造が簡単である自己加圧方式を用いる。自己加圧方式は液体酸化剤の蒸気圧を利用して酸化剤タンクを加圧する方式である。

本研究で用いる N_2O は、蒸気圧が常温で約 5 MPa と非常に高く、自己加圧方式に用いる液体酸化剤に最も適している。 N_2O は発熱分解する物質であり、分解反応は以下の式で表される。



Q は N_2O の生成熱であり、約 82 kJ/mol である[29]。また、 N_2O の発熱分解は約 1200 K で活発になる[91]。

3.3 金属粒子の着火実験

金属粒子の着火特性を取得するために用いた電気炉を Figure 3.5 に示す。

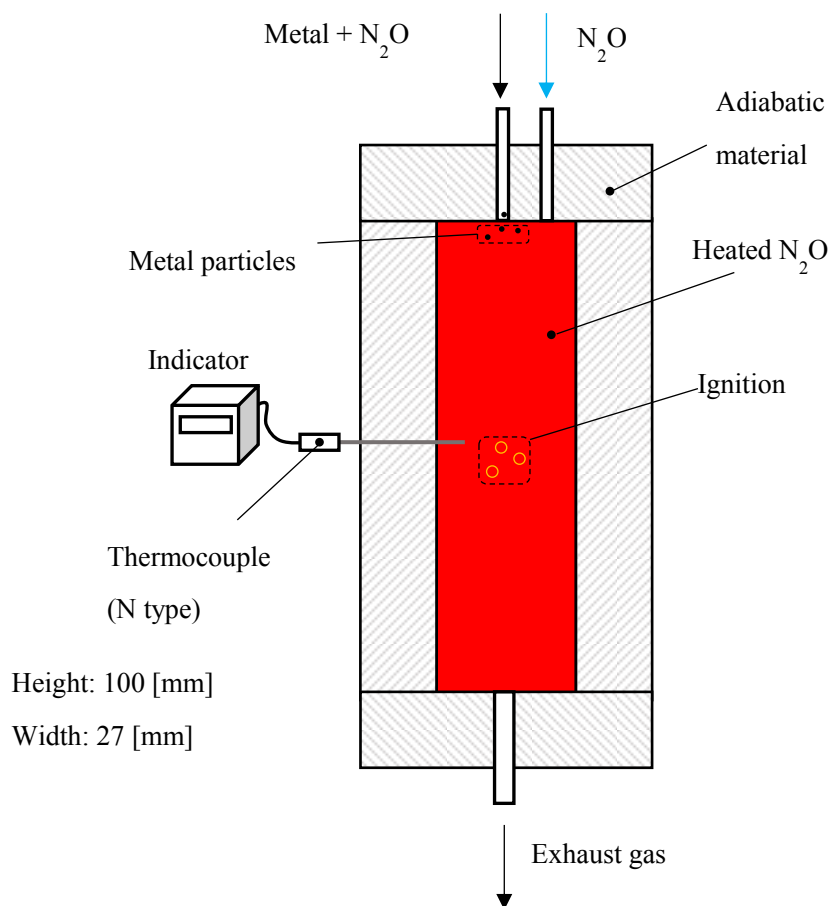


Figure 3.5 Electric furnace.

電気炉は断熱材で作製した。また、高さ 100 mm、幅 27 mm である。電炉内は実験前に N₂O で置換してある。金属粒子径は比較的観察の容易な 45 μm を用いた。電気炉に投入する金属粒子は約 1 mg を少量の N₂O によって噴射した。着火実験での電気炉内温度は 900, 950, 1000, 1500, 1100 K であり、混合ガス温度に近い値を用いた。1200 K 以上では、N₂O の発熱分解により電気炉内温度を一定に保持できない。金属粒子の着火の様子はハイスピードカメラを用いて撮影した。撮影した映像を P.C. に保存して解析を行った。ハイスピードカメラの撮影速度は 10,000 fps である。金属粒子の着火の様子を Figure 3.6 に示す。

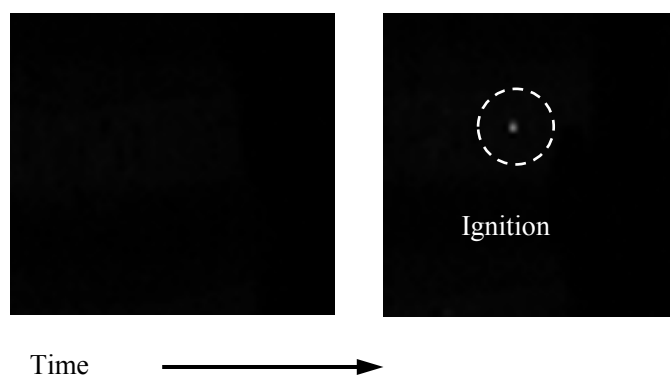


Figure 3.6 Ignition of metal particle.

電気炉内雰囲気を N_2 で置換したとき，Figure 3.6 のような輝炎は確認できなかった。したがって，電気炉内の高温ガスに金属粒子が接触してから輝炎の発生までの時間を着火遅れ時間とした。実験は各条件で 20 回行い，平均値を着火遅れ時間とした。

3.4 金属粒子の燃焼時間測定実験

金属粒子の燃焼時間を求めるために、断熱材で作製した電気炉を用いた。Figure 3.7 に金属粒子燃焼時間測定実験で用いた電気炉を示す。

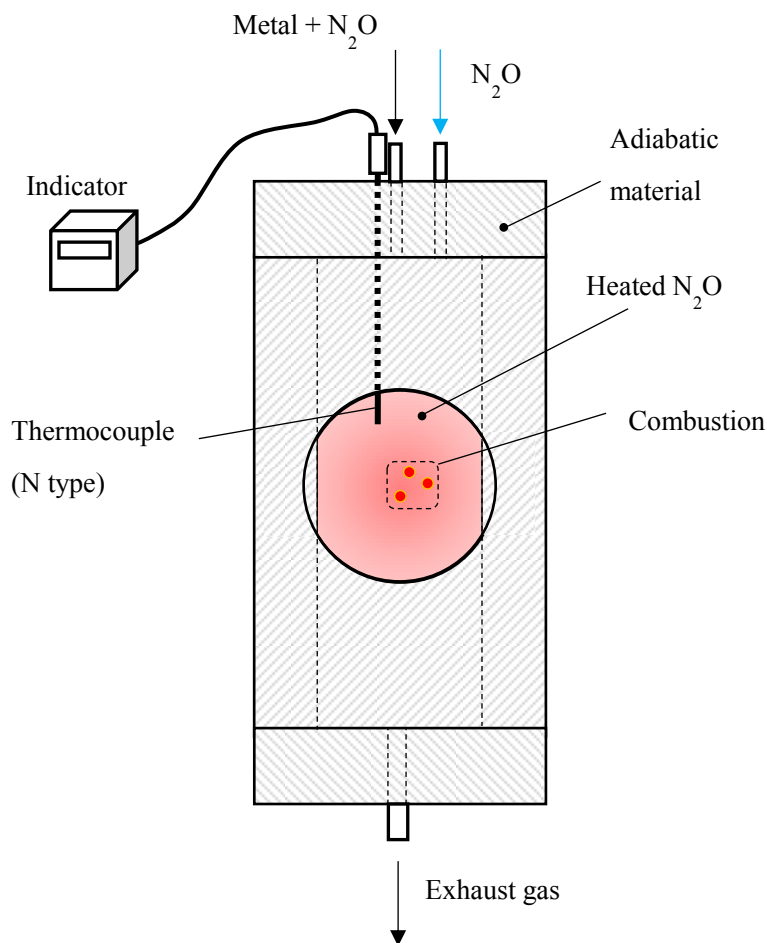


Figure 3.7 Experimental apparatus of metal combustion.

金属粒子の燃焼時間は金属粒子の輝炎を確認してから輝炎が消失するまでの時間とした。電気炉内の N_2O 雰囲気温度は 1100 K である。金属粒子は約 1 mg を少量の N_2O と共に噴射した。燃焼時間測定実験で用いた金属粒子の平均粒子径を Table 3.8 に示す。金属粒子の燃焼時間は 100 回測定した実験データの平均値とした。金属粒子は SUS 製ふるいを用いて Ar 雰囲気中で分粒したのを用いた。金属粒子の燃焼の様子はハイスピードカメラで撮影し、P.C.に保存した。ハイスピードカメラの撮影速度は 100,000 fps である。

Table 3.8 Average diameters of metal particles.

Mg [μm]	Zr [μm]
19	9
34	27
63	43
76	72
-	124

3.5 ガスハイブリッドロケット燃焼実験

ガスハイブリッドロケットの燃焼特性を求めるために、ガスハイブリッドロケットを模倣した小型燃焼器を用いて各燃焼室内の圧力履歴を取得した。燃焼実験に用いた実験装置を Figure 3.8 に示す。また、Table 3.9 に燃焼実験の実験条件を示す。

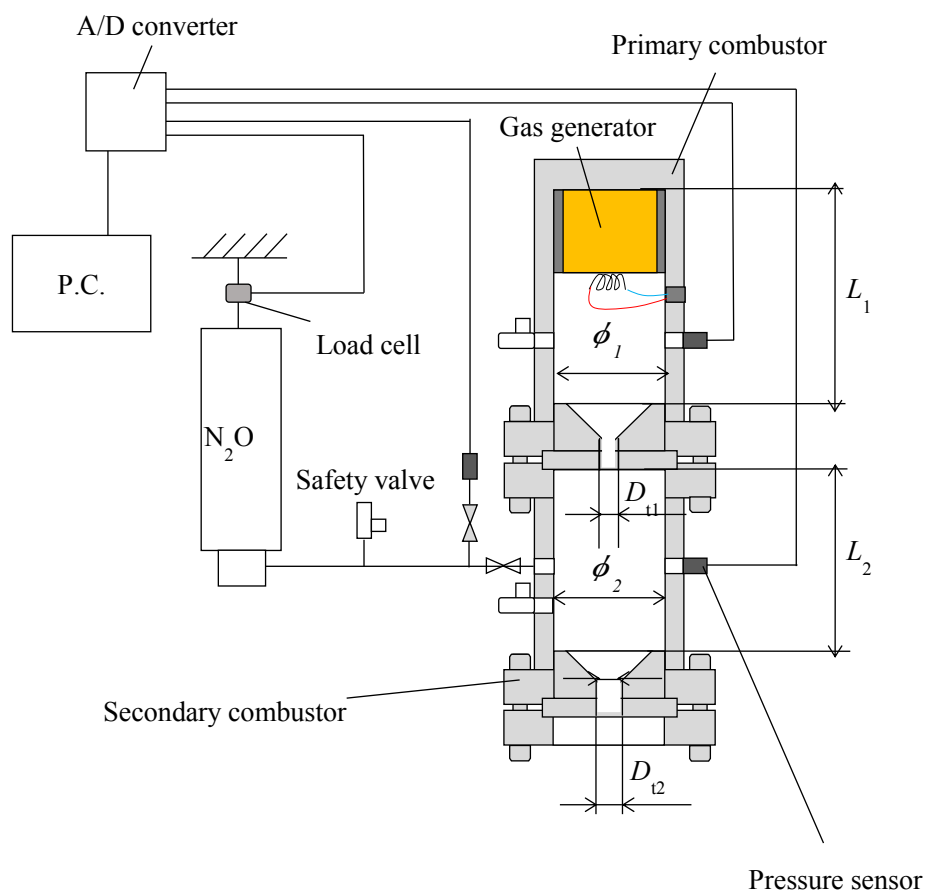


Figure 3.8 Combustion chamber of gas hybrid rocket.

Table 3.9 Experimental conditions.

	Primary	Secondary
Throat diameter [mm]	3	8.2 – 9.6
Length [mm]	111	79
Inner diameter [mm]	49	39 – 46
O/F [-]	-	1.3 – 2.3
Characteristic length [m]	-	2
Residence time [ms]	-	3.5

液体酸化剤には N_2O を用いた。 N_2O を供給する液体酸化剤供給系のノズル前圧力は約4.5-5.0 MPaである。2次燃焼室内圧力は約1 MPaに設定した。2次燃焼室内のガス滞留時間は約3.5 msである。2次燃焼室内滞留時間が長いと化学反応時間が長くなるため、金属粒子無添加でC*効率が向上する。本研究では、金属粒子の燃焼による燃焼促進効果をより明確にするために、滞留時間が比較的短い組み合わせにして実験を行った。

1次燃焼室内は、燃焼室壁面からの熱損失を減少させるためベークライト筒を用いて断熱を行った。2次燃焼室内圧力は2次燃焼室内に流入する燃料成分過剰ガス及び酸化剤の質量流量の総和と2次ノズルから排出される燃焼ガスの質量流量の関係で表される。燃料成分過剰ガスと酸化剤の混合比O/Fは1.3から2.3で実験を行った。理論混合比は約1.8であり、近い値を用いた。O/Fを変化させるために、ガス発生剤の径を30から40 mmで変化させた。ガス発生剤径を変化させると、2次燃焼室に流入する燃料成分過剰ガスの質量流量が変化する。そのため、2次燃焼室内圧力を一定に保つため、2次ノズル径を8.2から9.6 mmと変化させた。また、2次燃焼室内特性長さ L^* は2次燃焼室体積と2次ノズル径の関係より求まる値である。そのため、2次ノズル径の変化に対して内筒を挿入し、2次燃焼室内体積を変化させた。

第4章 Mg 及び Zr 粒子の着火・ 燃焼特性

4.1 金属粒子の着火特性

電気炉を用いて取得した Zr 粒子及び Mg 粒子の着火遅れ時間を Figure 4.1 に示す。

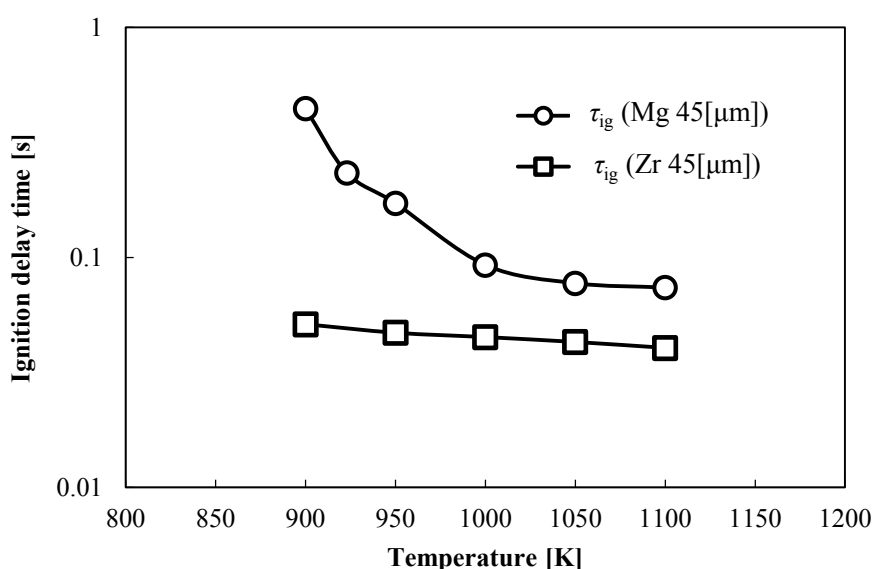


Figure 4.1 Ignition delay time of the metal particles in N_2O atmosphere.

Figure 4.1 より、各金属粒子の着火遅れ時間は雰囲気温度が増加すると短くなることがわかった。金属粒子は 1 次燃焼室内でガス発生剤の生成する高温の燃料成分過剰ガス中で加熱される。金属粒子は、1 次燃焼室内では燃料成分過剰ガス中であるため、酸化はほとんど行われず、高温状態で 2 次燃焼室内に噴出すると考えられる。2 次燃焼室内に噴射された高温の金属粒子は 2 次燃焼室内で混合ガス中の酸化剤成分と反応し、着火する。このため、着火遅れ時間を温度上昇等の物理的過程と化学反応に要する化学的過程に分ける必要がある。そこで、金属粒子の温度上昇及び相変化に伴う過程に要する時間を物理的着火遅れ時間、高温の金属粒子が化学反応により着火に至る過程に要する時間を化学的着火遅れ時間とする。各遅れ時間の関係は以下の式で表される。

$$\tau_{ig} = \tau_c + \tau_p \quad (4.1)$$

(4.1)式より，着火遅れ時間は化学的着火遅れ時間と物理的着火遅れ時間の和で表される。

物理的着火遅れ時間は着火遅れ時間を統計的に処理することで求めることができる。物理的過程は，金属粒子の温度上昇及び相変化に要する過程であるため，化学反応が含まれておらず，金属粒子は着火しない。すなわち，金属粒子の着火しない確率は 100 %となる。よって，着火遅れ時間より，時間に対する着火する確率を求めた。そして，(100 %-着火する確率 %)と時間の関係を求め，着火する確率が 0 %の時間，すなわち，着火しない確率が 100 %の時間の最大値を物理的着火遅れ時間とした[92-93]。Figure 4.2 に物理的着火遅れ時間と着火しない確率の関係を示す。

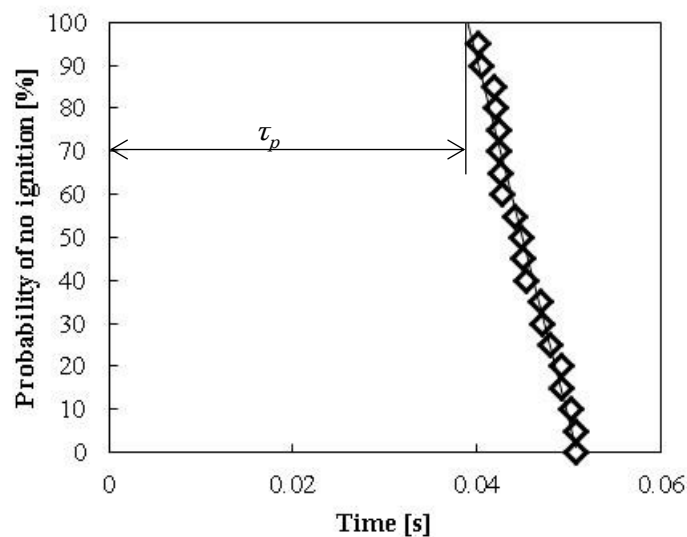


Figure 4.2 Relationship between physical ignition delay time and probability of no ignition.

Figure 4.2 より物理的着火遅れ時間を求めた。また，(4.1)式より，化学的着火遅れ時間は以下のように表せる。

$$\tau_c = \tau_{ig} - \tau_p \quad (4.2)$$

Figure 4.3 及び Figure 4.4 に物理的着火遅れ時間と(4.2)式より求めた化学的着火遅れ時間を示す.

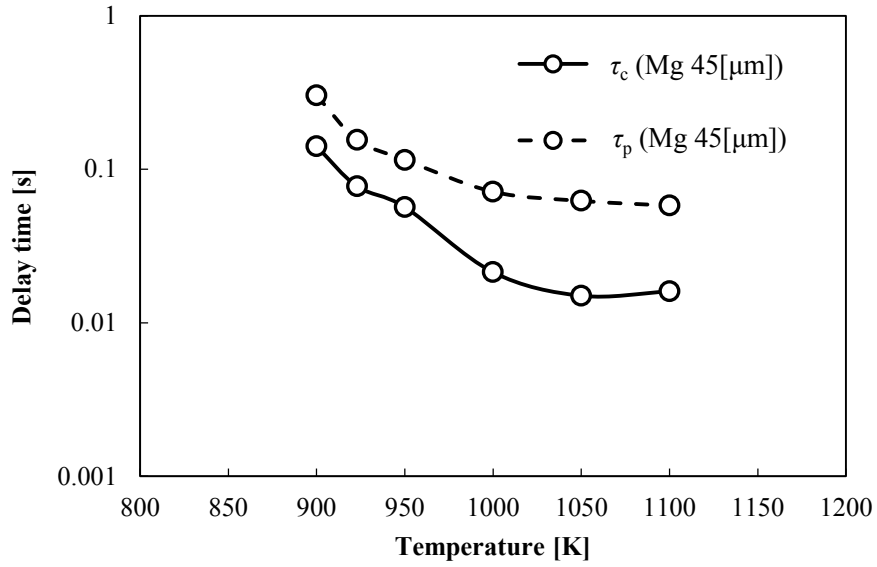


Figure 4.3 Chemical and Physical ignition delay time of Mg particles.

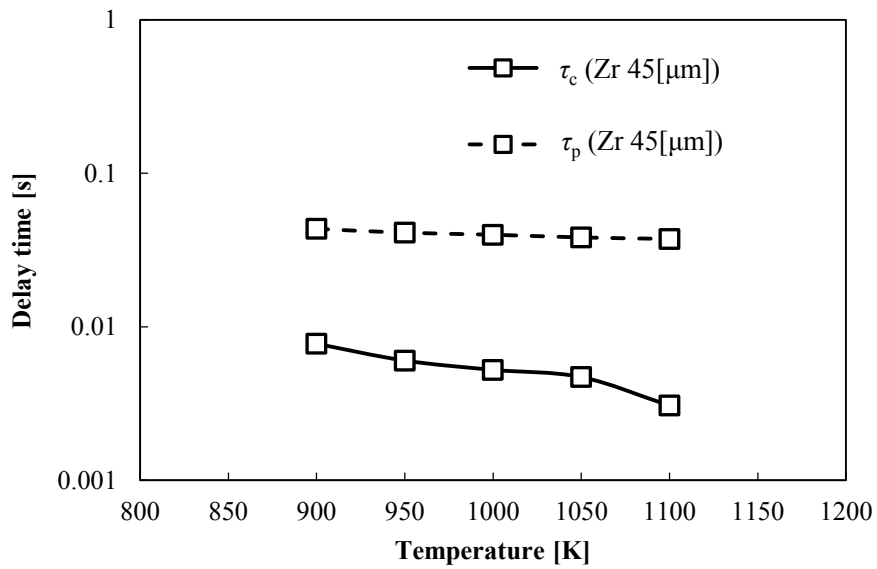


Figure 4.4 Chemical and Physical ignition delay time of Zr particles.

Figure 4.3, 4.4 より，物理的着火遅れ時間及び化学的着火遅れ時間は雰囲気温度の上昇に対して短くなっていることがわかる。また，気相燃焼方式及び表面燃焼方式を比較するために，物理的着火遅れ時間及び化学的着火遅れ時間の着火遅れ時間中に占める割合 η_p , η_c を求めた。Figure 4.5 に Mg 粒子の物理的着火遅れ時間及び化学的着火遅れ時間の割合 η_p , η_c を示す。また，Figure 4.6 に Zr 粒子の各着火遅れ時間の割合を示す。

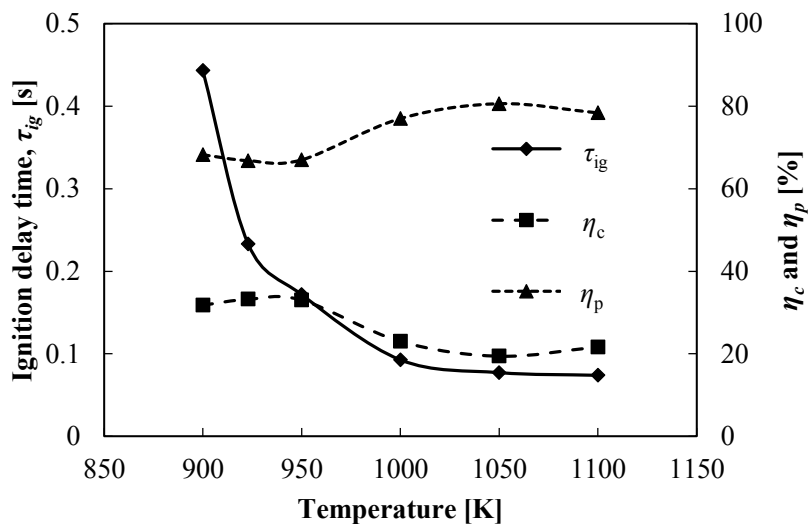


Figure 4.5 Fraction of physical and chemical ignition delay time of Mg particle.

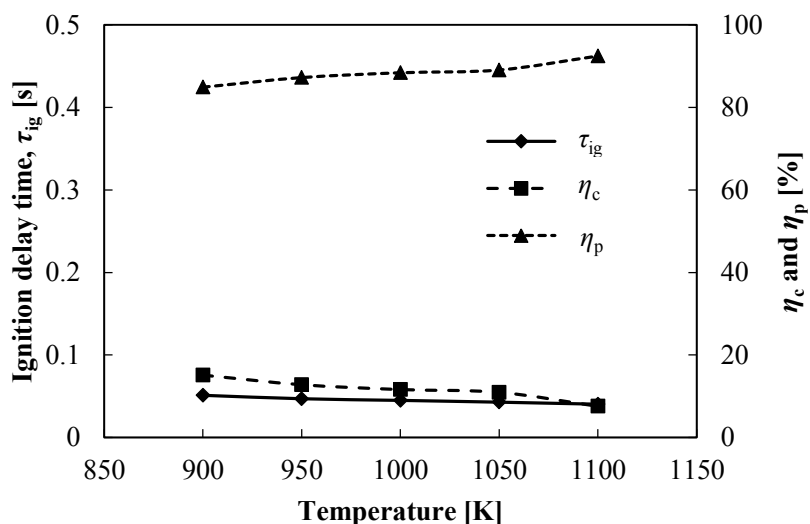


Figure 4.6 Fraction of physical and chemical ignition delay time of Zr particle.

Figure 4.5 及び 4.6 より，各金属粒子の化学的着火遅れ時間の割合は約 20 %以下であることがわかった．表面燃焼方式及び気相燃焼方式の金属粒子の化学的着火遅れ時間は着火遅れ時間全体に対して非常に短いことが得られた．

ガス発生剤に添加された金属粒子は，燃料成分過剰ガスによって加熱されて 2 次燃焼室内に流入する．したがって，燃料成分過剰ガス温度と同じ温度約 1400 K で 2 次燃焼室内に流入すると考えられる．また，金属粒子は固体または液体の状態で 2 次燃焼室内に流入するため，熱容量が大きく，冷却されにくい．以上より，ガスハイブリッドロケット 2 次燃焼室内の混合ガス中での金属粒子の化学的着火遅れ時間は燃料成分過剰ガス温度での値となると考えられる．酸化剤である N_2O は 1200 K 以上で急激に発熱分解し， N_2 と O_2 に分解してしまう．このため，電気炉内の温度を一定に保持することができない．したがって，燃料成分過剰ガス温度での化学的着火遅れ時間を実験データの算術平均によって求めた近似式から外挿して算出した．

反応速度定数と温度の関係は以下の式で表される．

$$k = A \exp\left(\frac{-E}{RT}\right) \quad (4.3)$$

A は頻度因子， E は活性化エネルギー， R はガス定数， T は温度である．反応速度定数を以下のように定義する．

$$k = \frac{1}{\tau_c} \quad (4.4)$$

(4.3)，(4.4)式より，化学的着火遅れ時間と雰囲気温度の関係は以下のように表せる．

$$\frac{1}{\tau_c} = A \exp\left(\frac{-E}{RT}\right) \quad (4.5)$$

(4.5)式を用いて算出した化学的着火遅れ時間と雰囲気温度の関係及び活性化エネルギーを Figure 4.7 に示す．また，Figure 4.8 に雰囲気温度に対する化学的着火遅れ時間の関係を示す．

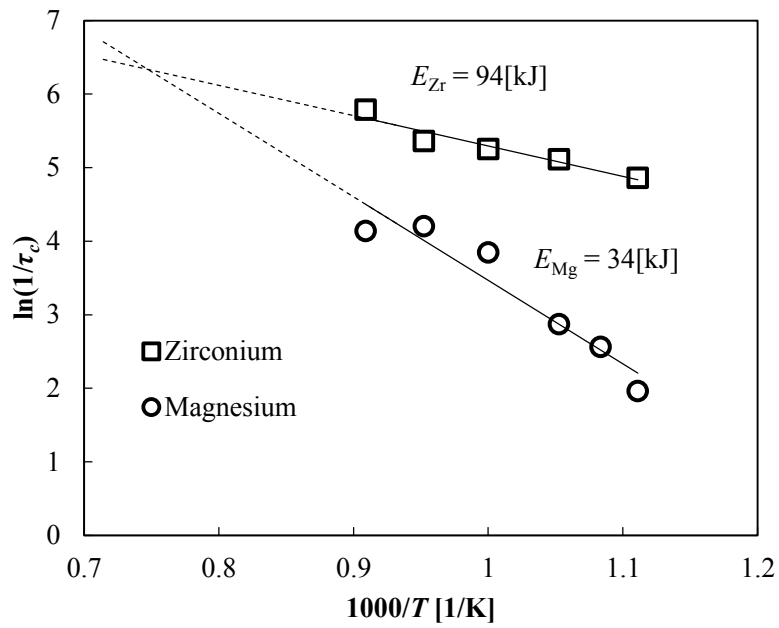


Figure 4.7 Relationship between chemical ignition time and temperature.

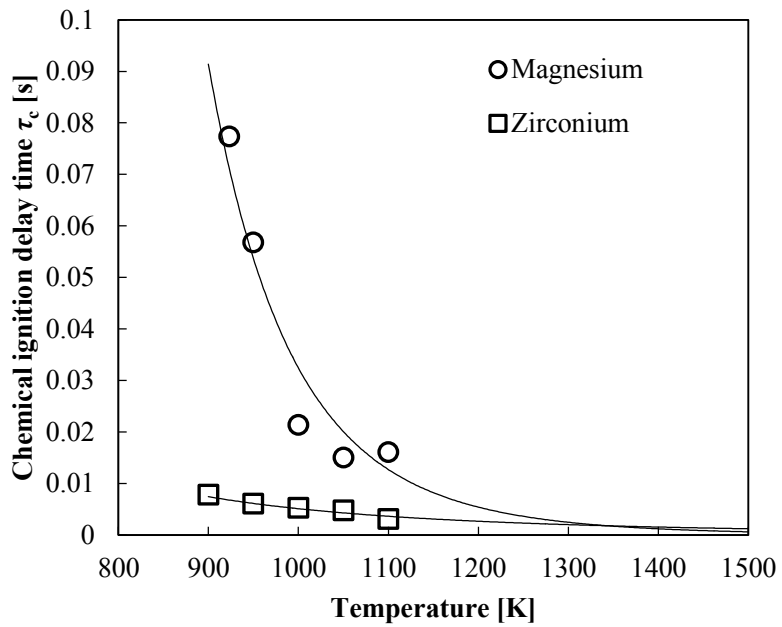


Figure 4.8 Chemical ignition delay time of metal particles

Figure 4.7 より，化学的着火遅れ時間の逆数と雰囲気温度の逆数の関係は，片対数グラフ上において 1 次関数で表すことが出来る．したがって，1100 K 以上の化学的着火遅れ時間を推定することが可能である．Figure 4.8 より，算出した化学的着火遅れ時間は 1400 K において，各金属粒子の化学的着火遅れ時間は約 1 ms となった．したがって，Mg 粒子及び Zr 粒子はガスハイブリッドロケットのガス発生剤に添加する金属粒子として用いることが十分可能である．また，ガスハイブリッドロケット燃焼実験で用いる金属粒子の平均粒径は Mg 粒子が 19 μm ，Zr 粒子が 9 μm である．一般的に化学的着火遅れ時間は金属粒子の粒子径が小さくなると短くなる．したがって，ガスハイブリッドロケット燃焼実験で用いる金属粒子は 2 次燃焼室内に流入後速やかに着火すると考えられる．

4.2 金属粒子の燃焼特性

金属粒子の燃焼による燃焼促進効果を得るためには、金属粒子は 2 次燃焼室内で燃焼を完結させなければならない。金属粒子が燃焼を完結せずに排出された場合、金属粒子の燃焼熱の一部が周囲のガスへ移動しないため、ガスハイブリッドロケットの C*効率が低下してしまう。そこで、金属粒子の燃焼特性として、粒子径に対する燃焼時間を求めた。Figure 4.9 に各金属粒子の初期粒子径と燃焼時間の関係を示す。

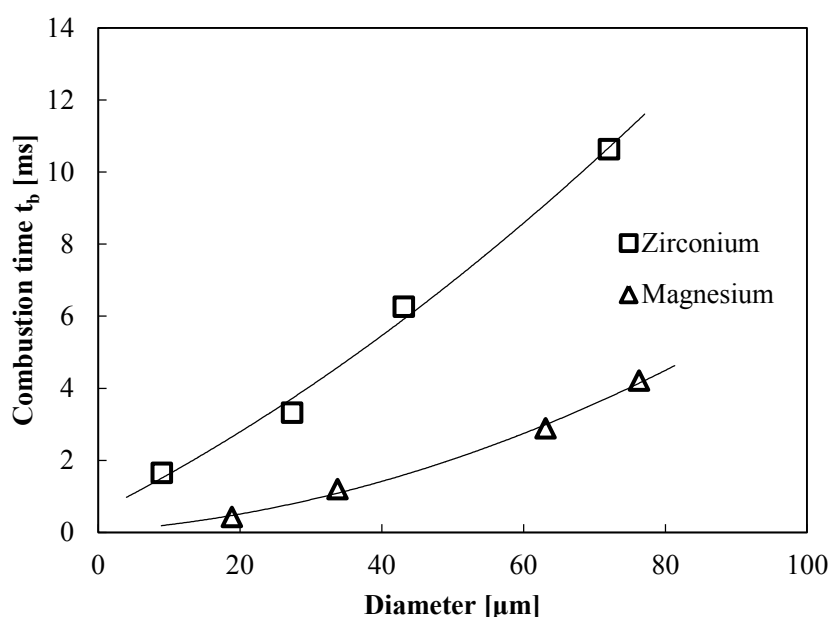


Figure 4.9 Combustion time of metal particles.

Figure 4.9 より、各金属粒子の燃焼時間は粒子径の 2 乗に比例して短くなることがわかった。ガスハイブリッドロケット燃焼実験で用いる Zr 粒子と Mg 粒子の粒度分布を Figure 4.10 及び 4.11 に示す。Zr 粒子(平均粒径 9 μm)中に含まれる粒子の最大粒径は約 23 μm である。Mg 粒子(平均粒径 19 μm)中に含まれる粒子の最大粒径は約 25 μm である。Figure 4.9 より、各金属粒子の最大粒径の粒子の燃焼時間は、2 次燃焼室内のガス滞留時間である 3.5 ms より短い。したがって、ガスハイブリッドロケット燃焼実験に用いる金属粒子は 2 次燃焼室内で燃焼を完結すると考えられる。

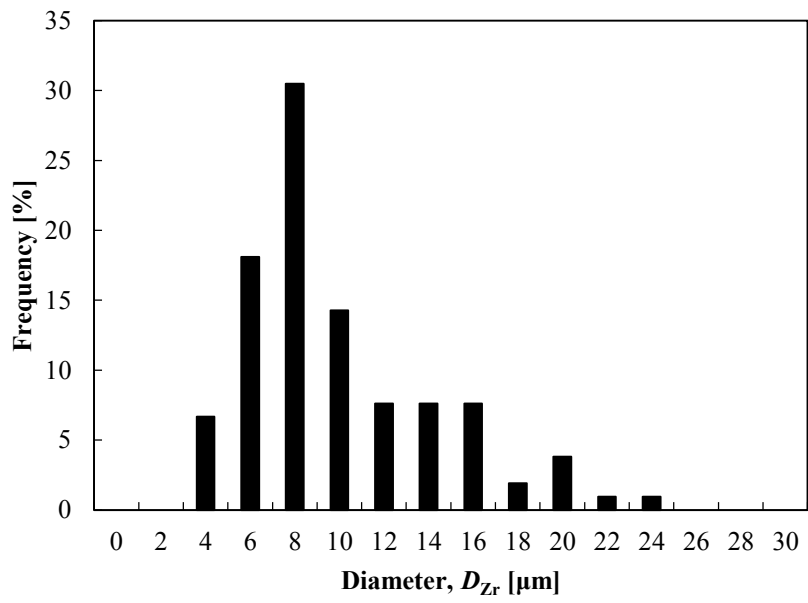


Figure 4.10 Particle size distribution of Zirconium particle (9 μm).

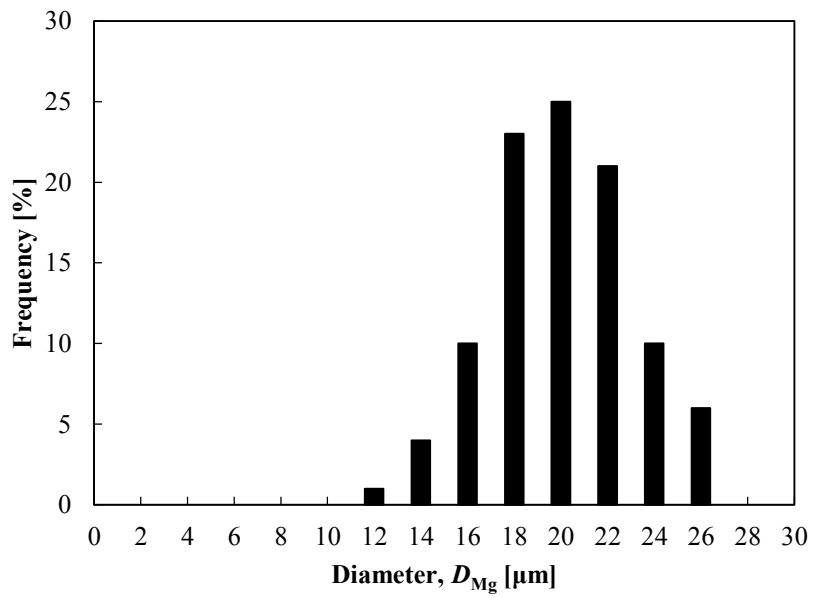


Figure 4.11 Particle size distribution of Magnesium particle (19 μm).

第5章 ガスハイブリッドロケットの着火・燃焼特性

燃焼実験により取得した各燃焼室の圧力履歴を Figure 5.1 に示す。

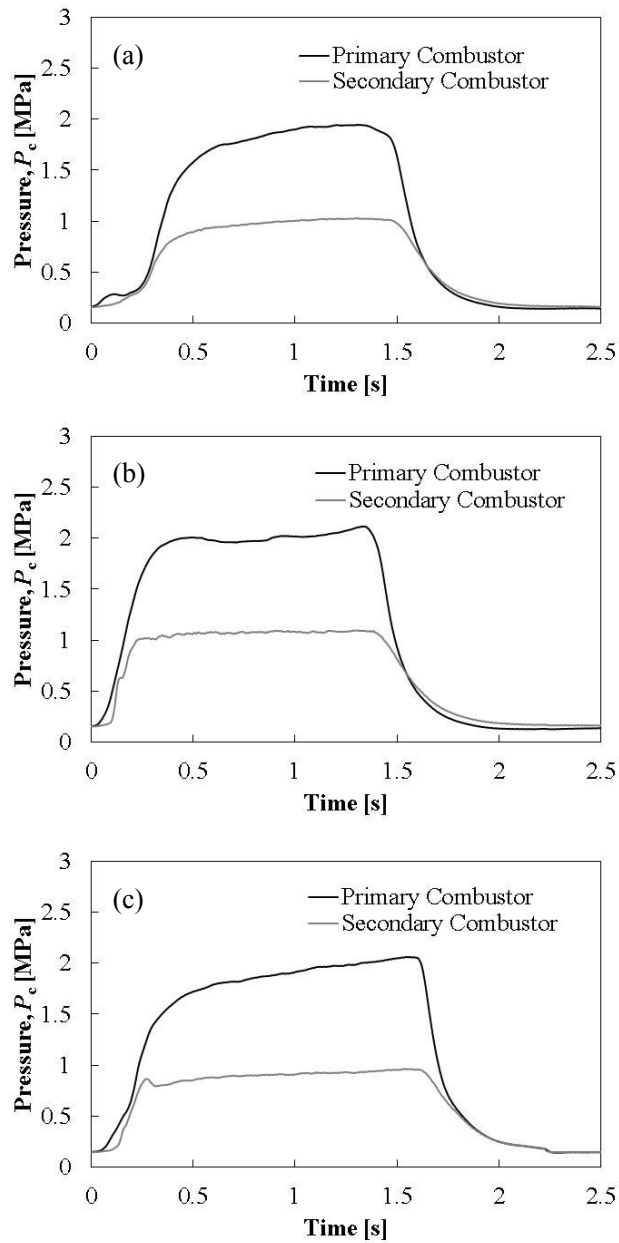


Figure 5.1 Pressure history of the primary and secondary combustor.

Figure 5.1(a)は GAP/AP, Figure 5.1(b)は GAP/AP/Zr, Figure 5.1(c)は GAP/AP/Mg を用いたときの圧力履歴である。金属粒子の添加によらず, 2次燃焼室内圧力履歴は大きな振動は無く安定していることがわかる。取得した圧力履歴より, 金属粒子を添加した時の, ガスハイブリッドロケットの着火特性及び燃焼特性を求める。

ガスハイブリッドロケットの着火特性及び燃焼特性を求めるために, 2次燃焼室内圧力履歴を着火過程と燃焼過程に分ける必要がある。Figure 5.2 に 2次燃焼室内圧力履歴と時間微分 dP/dt を示す。

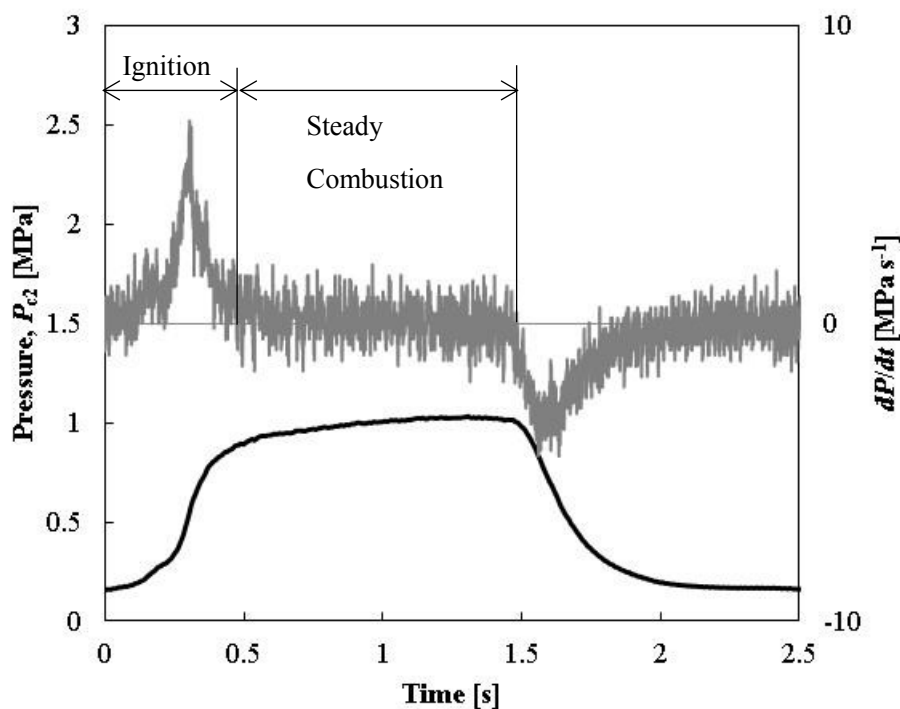


Figure 5.2 Pressure history and dP/dt in the secondary combustor.

Figure 5.2 より, 2次燃焼室の dP/dt が 0 になるまでの時間より, ガスハイブリッドロケットの着火特性を求める。また, 2次燃焼室の $dP/dt=0$ の時間より, ガスハイブリッドロケットの燃焼特性を取得する。

5.1 ガスハイブリッドロケットの着火特性

ガスハイブリッドロケットの着火特性として、着火遅れ時間を求める。ガスハイブリッドロケットの2次燃焼室内の発生エネルギーの変化量 Δh は以下の式で表せる。

$$\frac{\partial h}{\partial t} = C_p \frac{\partial T}{\partial t} \quad (5.1)$$

C_p は混合ガスの定圧比熱である。2次燃焼室内の燃焼ガス温度は約 3000 K 以上の高温になるため、計測することが難しい。そこで、2次燃焼室内圧力より着火遅れ時間を求める。2次燃焼室内圧力は2次燃焼室内の質量流量の関係より求められる。2次ノズルスロートから排出される燃焼ガス質量流量は燃焼ガス温度の 1/2 乗に反比例するため、混合ガスが着火することで2次燃焼室内のガスの総質量が増加し、圧力が増加する。したがって、ガスハイブリッドロケットの着火点は $\partial P / \partial t$ が変化する点であると考えられる[94]。Figure 5.3 にガスハイブリッドロケット2次燃焼室内の圧力の立ち上がりを示す。

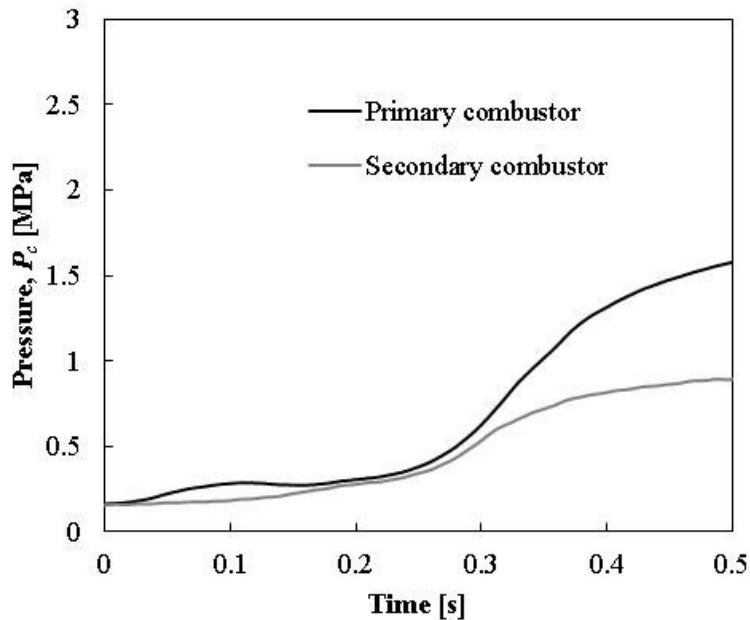


Figure 5.3 Pressure increase of gas hybrid rocket.

Figure 5.3 の2次燃焼室内の圧力履歴を時間微分したグラフを Figure 5.4 に示す。

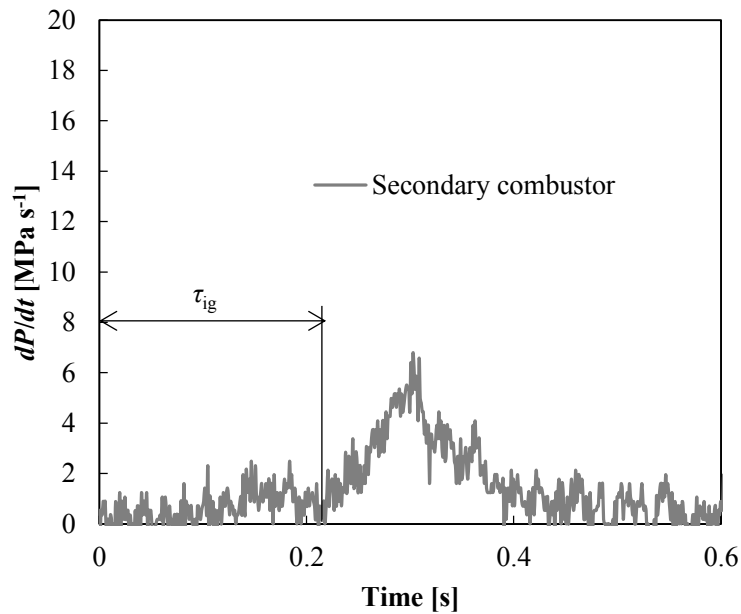


Figure 5.4 Temporal differentiation of secondary pressure.

2次燃焼室内で混合ガスが着火しない場合、 dP/dt は上昇しない。このため、 dP/dt の上昇開始点を着火遅れ時間とした。Figure 5.4より、ガスハイブリッドロケットの着火遅れ時間を各組成で求めた。Table 5.1に各組成でのガスハイブリッドロケットの着火遅れ時間を示す。

Table 5.1 Ignition delay time of gas hybrid rockets.

Prop.	Ignition delay time [s]
GAP/AP	0.21
GAP/AP/Zr	0.21
GAP/AP/Mg	0.28

Table 5.1より、ガスハイブリッドロケットの着火遅れ時間は、金属粒子の添加に関わらず変化しなかった。GAP/AP系ガス発生剤の断熱火炎温度が約1300 K以上であるため、混合ガス温度は理論混合比で約950 Kとなる[5]。このため、混合ガス温度が高く、2次燃焼室内で混合ガスが着火したと考えられる。

5.2 ガスハイブリッドロケットの燃焼特性

ガスハイブリッドロケットの燃焼特性として、2次燃焼室のC*効率を取得する。C*は特性排気速度である。C*はロケットの燃焼室内の燃焼の状況を表すパラメータであり、ロケットの燃焼特性を表す代表的な特性値である。C*効率は以下の式で表される[1,3,4]。

$$\eta_{C^*} = \frac{C_{\text{exp}}^*}{C_{\text{th}}^*} \quad (5.2)$$

C_{th}^* は特性排気速度の理論値で化学平衡計算ソフト NASA-CEA より求めた[5]。 C_{exp}^* は特性排気速度の実験値で以下の式より得られる。

$$C_{\text{exp}}^* = \frac{A_t P_c}{\dot{m}} \quad (5.3)$$

A_t はノズルスロート断面積、 P_c は燃焼室内圧力である。 \dot{m} は2次ノズルスロート部から排出されるガスの質量流量であり、定常時では燃料成分過剰ガスと液体酸化剤の質量流量の和であり、以下の式で表せる。

$$\dot{m} = \dot{m}_f + \dot{m}_o \quad (5.4)$$

液体酸化剤である N_2O の質量流量はロードセルによって酸化剤タンク重量の時間変化を取得し、質量の時間変化に変換することで求めた。燃料成分過剰ガスの質量流量は以下の式より求まる。

$$\dot{m} = \rho_p r A_b \quad (5.5)$$

ρ_p はガス発生剤密度、 A_b はガス発生剤の燃焼表面積、 r はガス発生剤の燃焼速度である。ガス発生剤の燃焼は端面燃焼方式を用いているため、定常燃焼時の燃料成分過剰ガスの質量流量は一定となる。

Figure 5.5 に(5.2)、(5.3)式を用いて取得したC*効率とO/Fの関係を示す。

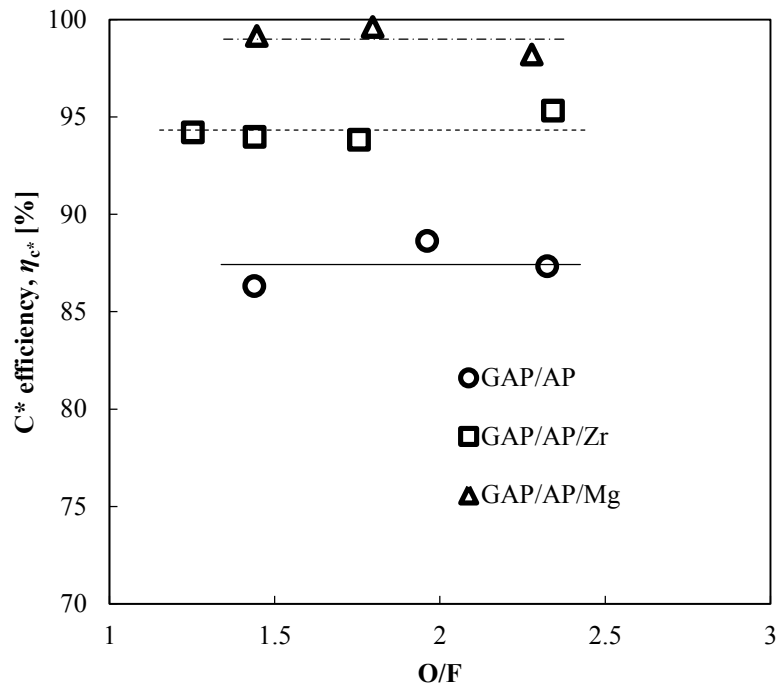


Figure 5.5 C* efficiency of gas hybrid rockets.

Figure 5.5 より，ガスハイブリッドロケットの C*効率 は金属粒子の添加によって向上することがわかった．各組成における C*効率を Table 5.2 に示す．

Table 5.2 C* efficiency of gas hybrid rockets.

Prop.	C* efficiency [%]
GAP/AP	87
GAP/AP/Zr	94
GAP/AP/Mg	99

Table 5.2 より，GAP/AP の C*効率は約 87 %，GAP/AP/Zr の C*効率は約 94 %，GAP/AP/Mg の C*効率は約 99 %となった．Mg 粒子を添加した組成では，Zr 粒子を添加した組成と比較して大幅に C*効率が向上する結果が得られた．

以上より、ガスハイブリッドロケットの着火特性及び燃焼特性が得られた。着火特性の解析より、ガスハイブリッドロケットの着火特性に対する金属粒子添加の効果は得られなかった。ガスハイブリッドロケットの燃焼特性に関する解析より、金属粒子の添加はガスハイブリッドロケットの C^* 効率を向上させることがわかった。また、気相燃焼する Mg 粒子を添加した場合、表面燃焼する Zr 粒子を添加した場合と比較して、 C^* 効率を大きく向上させることがわかった。ガスハイブリッドロケットの 2 次燃焼室内での金属粒子の燃焼による燃焼促進効果を求めるために、定常燃焼状態について解析を行う。

第 6 章 金属粒子周囲の温度分布 及び濃度分布

金属粒子は燃焼時に粒子周囲に燃焼熱を移動させ、高温領域を形成する。この高温領域によって、周囲の混合ガスの温度が増加し、ガスハイブリッドロケット 2 次燃焼室内の燃焼が促進されると考えられる。表面燃焼方式の金属粒子は、混合ガス中で非常に高温の熱容量として作用すると考えられる。気相燃焼方式の金属粒子は、蒸発した金属ガスが周囲の酸化剤と拡散燃焼するため、熱伝導によって高範囲に熱を移動させることができると考えられる。

特性排気速度 C^* はロケットの燃焼特性に関する代表的な特性値であり、以下の式で表すことが出来る[1,3].

$$C^* = \sqrt{\frac{T\gamma}{MR_0} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (6.1)$$

T は温度、 γ は比熱比、 M は分子量、 R_0 は標準ガス定数である。 γ 及び R_0 は定数であるため、(6.1)式より、特性排気速度 C^* と温度及び分子量の関係は以下のように表される。

$$C^* \propto \sqrt{\frac{T}{M}} \quad (6.2)$$

(6.2)式より、 C^* は温度の 1/2 乗に比例し、分子量の 1/2 乗に反比例する。したがって、ガスハイブリッドロケット 2 次燃焼室の C^* 効率は 2 次燃焼室内燃焼ガス温度に比例して向上すると考えられる。よって、金属粒子が燃焼した際に形成される高温領域により、周囲のガス温度が上昇することで N_2O の分解及び燃焼が促進され、ガスハイブリッドロケット 2 次燃焼室の C^* 効率が向上すると考えられる。

(2.1)式より、ガスの反応速度はガスの濃度及び温度によって変化する。本研究では、金属粒子燃焼時の金属粒子周囲の温度分布及びガスの濃度分布を求めることで、各燃焼方式の

金属粒子の燃焼による 2 次燃焼室内の燃焼促進効果を求める。また、本研究では、金属粒子の粒子径の効果を無くすため、金属粒子の粒子径に関するパラメータである粒子径を無次元化し、粒子周囲の温度分布を求める。

燃焼する金属粒子周囲の温度分布を求めるために、以下のような無次元数を用いる。

$$d_i = \frac{D_i}{D_f} \quad (d_i \geq 1) \quad (6.3)$$

d_i は無次元径、 D_i は任意の径、 D_f は金属粒子の輝炎径である。

Figure 6.1 に金属粒子の熱の移動による粒子周囲温度のモデルを示す。

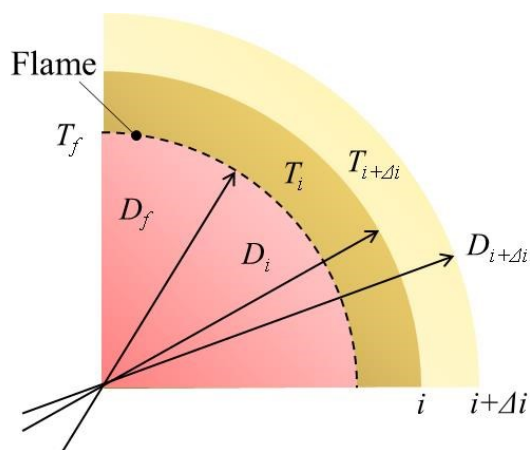


Figure 6.1 Temperature distribution model of combustion metal particle.

Figure 6.1 中 T_i は粒子周囲のガス温度である。

2次燃焼室内において、金属粒子は着火後すみやかに、準定常燃焼に移行すると仮定する。このときの熱の移動による温度分布は定常熱伝導方程式より求められる。以下に定常熱伝導方程式を示す。N₂O が完全に分解されていない時、酸素濃度は低いため、周囲のガスの発熱はないと仮定する。

$$\frac{\lambda}{r^n} \frac{d}{dr} \left(r^n \frac{dT}{dr} \right) = 0 \quad (6.4)$$

r_p は半径、 λ は熱伝導率、 T は温度である。球周囲の温度分布を求める際には、 $n=2$ である。よって、(6.4)式は以下のように表せる。

$$\frac{\lambda}{r^2} \frac{d}{dr} \left(r^2 \frac{dT}{dr} \right) = 0 \quad (6.5)$$

(6.5)式を積分すると

$$\lambda \frac{dT}{dr} = \frac{c}{r^2} \quad (6.6)$$

c は積分定数である。境界条件は以下のように表せる。

$$r = r_f \quad , \quad T = T_f \quad (6.7)$$

$$r = r_\infty \quad , \quad T = T_m \quad (6.8)$$

T_m は混合ガス温度、 T_f は輝炎温度、 r_f は輝炎半径、 r_∞ は無限遠の半径である。(6.7)、(6.8)式の境界条件を用いて積分すると、金属粒子周囲の温度分布は以下のように表せる。

$$\frac{T_i - T_m}{T_f - T_m} = \frac{r_f}{r_i} \quad (6.9)$$

$r = D/2$ であるため,

$$\frac{T_i - T_m}{T_f - T_m} = \frac{D_f}{D_i} \quad (6.10)$$

(6.3), (6.10)式より, 金属粒子周囲の温度分布は以下のように求められる.

$$T_i = \frac{1}{d_i} (T_f - T_m) + T_m \quad (6.11)$$

金属粒子周囲の混合ガスの定常状態における濃度分布はフィックの法則より以下のように表せる.

$$0 = \frac{D_A}{r^2} \frac{d}{dr} \left(r^2 \frac{dc_A}{dr} \right) \quad (6.12)$$

D_A は拡散係数, c_A は濃度である. 濃度分布の境界条件は以下のように表される. 拡散係数は一定と仮定する.

$$r = r_f \quad , \quad c_A = 0 \quad (6.13)$$

$$r = r_\infty \quad , \quad c_A = c_{A,\infty} \quad (6.14)$$

(6.12)式について境界条件を用いて積分すると, 濃度分布は以下のような式で表される.

$$c_{A,i} = \left(1 - \frac{1}{d_i} \right) + c_{A,\infty} \quad (6.15)$$

温度分布及び濃度分布を無次元化して評価するために, 以下に示すような無次元温度及び無次元濃度を用いる.

$$T_i / T_m \quad (6.16)$$

$$c_{N_2O,i} / c_{m,\infty} \quad (6.17)$$

c_{N_2O} は N_2O 濃度, c_m は混合ガス濃度を表す. 以上より, 金属粒子が添加して速やかに準定常燃焼したと仮定した時の金属粒子周囲の温度分布を求める.

6.1 表面燃焼方式の金属粒子

本研究で用いた Zr 粒子は $9\ \mu\text{m}$ であり、非常に微小な粒子であるため、Zr 粒子は 2 次燃焼室内において混合ガスに追従し、相対速度は 0 であると考えられる。したがって、表面燃焼方式である Zr 粒子の燃焼による熱の移動形態は熱伝導であると考えられる。

温度分布を求めるために用いた計算条件を Table 6.1 に示す。各温度は理論計算により求めた値である。また、Figure 6.2 に無次元化した金属粒子周囲の温度分布及び濃度分布を示す。

Table 6.1 Calculation conditions.

T_m	950	[K]
$T_f(\text{Zr})$	4589	[K]

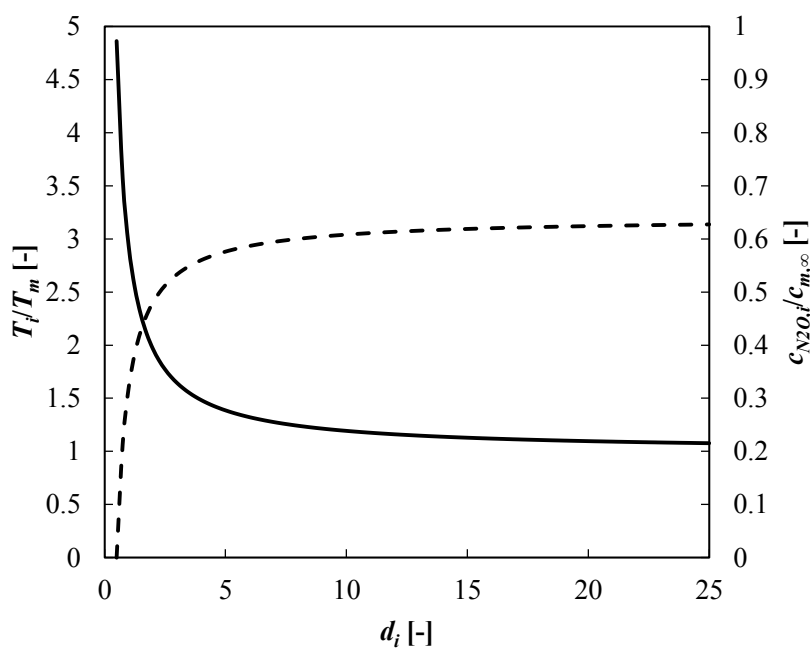


Figure 6.2 Temperature distribution and concentration distribution around combustion Zr particles.

Figure 6.2 中 $d_i = 0.5$ は金属粒子の輝炎の位置である。Figure 6.2 より、表面燃焼方式の金属粒子は燃焼時に熱伝導によって、輝炎周囲の混合ガス温度を向上させている。

6.2 気相燃焼方式の金属粒子

本研究で用いた Mg 粒子径は $19\ \mu\text{m}$ であり，微小な粒子であるため，混合ガスとの相対速度は 0 とする．Table 6.2 に計算条件を示す．Figure 6.3 に金属粒子周囲の温度分布及び濃度分布を示す．

Table 6.2 Calculation conditions.

T_m	950	[K]
$T_f(\text{Zr})$	3687	[K]

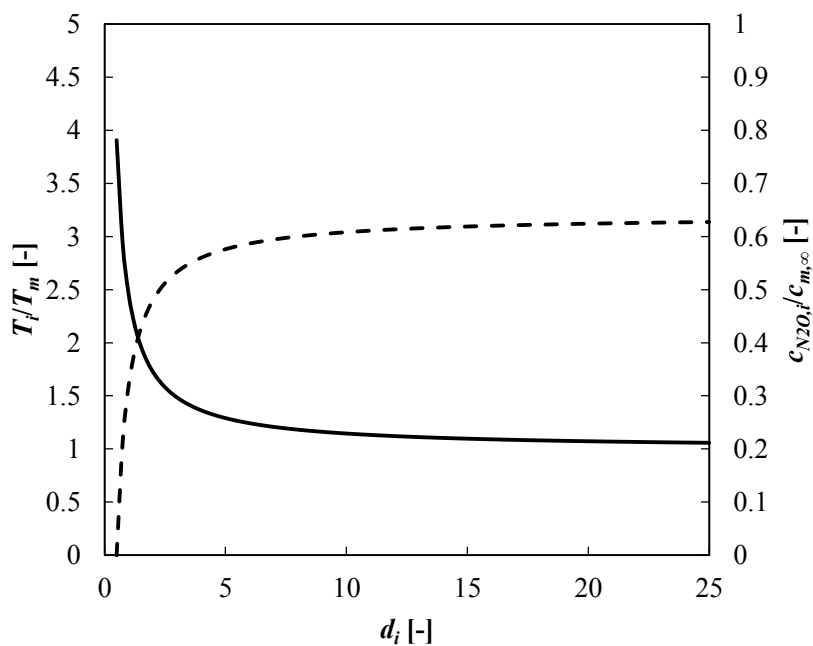


Figure 6.3 Temperature distribution and concentration distribution around combustion Mg particle.

Figure 6.3 より，気相燃焼方式の Mg 粒子では，表面燃焼方式の Zr 粒子と比較して輝炎温度はやや低い，粒子周囲に熱が伝わり，混合ガスの温度が上昇していることがわかった．

第7章 考察

7.1 ガスハイブリッドロケットの着火・燃焼特性

ガスハイブリッドロケット燃焼実験より、ガスハイブリッドロケット 2 次燃焼室内の着火特性及び燃焼特性が得られた。着火特性として、着火遅れ時間を取得した。ガスハイブリッドロケットの着火遅れ時間は、金属粒子の添加による変化はなかった。これは、ガス発生剤に結晶状酸化剤である AP を混合したため、燃料成分過剰ガスの温度が高くなったためであると考えられる。

ガスハイブリッドロケットの燃焼特性として、2 次燃焼室の C*効率を取得した。各組成の C*効率は GAP/AP が約 87%，GAP/AP/Zr が約 94%，GAP/AP/Mg が約 99%となった。実験結果より、金属粒子添加によりガスハイブリッドロケットの C*効率が向上することがわかった。また、気相燃焼方式である Mg 粒子を添加した場合、表面燃焼方式である Zr 粒子を添加した場合より C*効率が大きく向上した。このため、2 次燃焼室内で金属粒子がすみやかに着火・燃焼することで、N₂O の分解及び混合ガスの反応が促進されたと考えられる。

特性排気速度 C*は温度の 1/2 乗に比例し、(6.1)式で表される。(6.1)式を温度 T について整理すると以下の式が得られる。

$$T = \frac{MR_0}{\gamma} C^{*2} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}} \quad (7.1)$$

(7.1)式を用いて、ガスハイブリッドロケット 2 次燃焼室内温度の実験値を求めたものを Table 7.1 に示す。

Table 7.1 Experimental temperature in the secondary combustor.

Prop.	[K]
GAP/AP	2373
GAP/AP/Zr	2812
GAP/AP/Mg	3070

Table7.1 の値を用いて、金属粒子の燃焼による燃焼促進効果について求める。2次燃焼室内で金属粒子が燃焼することで金属粒子周囲のガスは温度が上昇する。金属粒子の燃焼方式の影響を求めるために、燃焼促進効率 η を求める。燃焼促進効率は以下の式で表される。

$$\eta = \frac{\{T_{\text{exp}}(M) - T_{\text{exp}}(G)\} - \{T_{\text{th}}(M) - T_{\text{th}}(G)\}}{\{T_{\text{th}}(M) - T_{\text{exp}}(G)\} - \{T_{\text{th}}(M) - T_{\text{th}}(G)\}} \quad (7.2)$$

exp は実験値、 th は理論値を示す。また、 M は金属粒子を添加した場合、 G は金属粒子無添加の場合である。(7.2)式の分子第1項は金属粒子の燃焼による熱の移動及び燃焼促進による温度上昇の実験値である。分母第1項は熱の移動及び燃焼促進による温度上昇の理論値である。分子及び分母第2項は熱の移動による温度上昇の理論値である。金属粒子は2次燃焼室内で燃焼を完結させるため、熱の移動による温度上昇は理論値を用いることができる。

Figure 7.1 に燃焼促進効率と O/F の関係を示す。

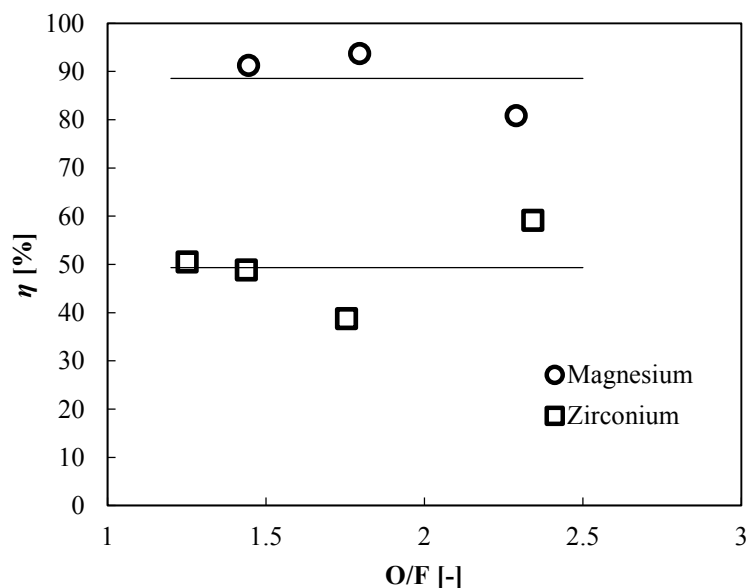


Figure 7.1 Relationship between O/F and η in the secondary combustor.

Figure 7.1 より、燃焼促進効率は、Mg 粒子添加時は約 89 %、Zr 粒子添加時は約 49 %となった。このことから、気相燃焼方式の金属粒子を添加した場合、表面燃焼方式の金属粒子と比較してより効果的に2次燃焼室内の燃焼を促進していることがわかった。

7.2 金属粒子間の温度分布及び濃度分布

2次燃焼室内で燃料成分過剰ガスと酸化剤は十分に混合され、着火・燃焼する。したがって、金属粒子が2次燃焼室内で均一に分布していると仮定すると、粒子間距離は2次燃焼室内に存在する金属粒子の個数を求めることで得られる。

本研究では、金属粒子間距離を金属粒子が2次燃焼室内に均一に分布したときの金属粒子の中心間距離と定義する。金属粒子間距離は、2次燃焼室内に存在する金属粒子の個数が律速する。2次燃焼室内に流入する金属粒子は燃料成分過剰ガスの質量流量に金属粒子混合比を掛けることで得られ、以下のように表される。

$$\dot{m}_p = \dot{m}_f \times \frac{\xi_p}{100} \quad (7.3)$$

\dot{m}_p は金属の質量流量、 \dot{m}_f は燃料質量流量、 ξ_p は金属粒子の混合比である。2次燃焼室内に流入する金属粒子の個数 \dot{N}_p は以下のように表される。

$$\dot{N}_p = \frac{\dot{m}_p}{m_p} \quad (7.4)$$

m_p は金属粒子1個の質量である。(7.4)式より、定常燃焼時に2次燃焼室内に存在する金属粒子の個数は以下のように表される。

$$N_p = \dot{N}_p \times t_r \quad (7.5)$$

t_r は2次燃焼室内の滞留時間であり以下の式で表される[1,3].

$$t_r = \frac{\rho_c V_c}{\dot{m}} \quad (7.6)$$

\dot{m} は2次燃焼室内に流入する質量流量の和である。 ρ_c は2次燃焼室内に滞留するガスの密度、 V_c は2次燃焼室内体積であり、 $\rho_c V_c$ は2次燃焼室内に滞留するガスの質量である。金

属粒子が均一に分布している場合、金属粒子が 2 次燃焼室内で占める体積は一定であり、以下の式で表される。

$$V_p = \frac{V_c}{N_p} \quad (7.7)$$

V_p は金属粒子 1 個が占める体積である。金属粒子間距離 L_p は金属粒子が 2 次燃焼室内に占める体積より、以下のように求められる。

$$L_p = \sqrt[3]{V_p} \quad (7.8)$$

金属粒子が均一に分布している場合の、粒子間距離を Figure 7.2 に示す。

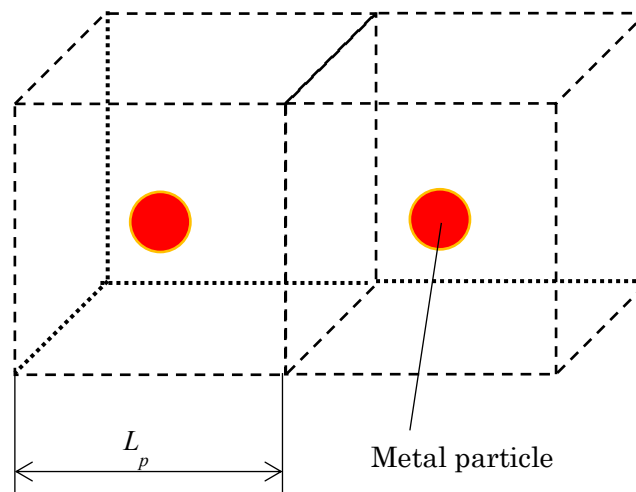


Figure 7.2 Interparticle length in the secondary combustor.

表面燃焼方式の金属粒子と気相燃焼方式の金属粒子では、輝炎径が異なる。表面燃焼方式は粒子表面で燃焼するため、Zr 粒子の輝炎径は $9 \mu\text{m}$ である。気相燃焼方式である Mg 粒子の輝炎径は、光学顕微鏡を用いた測定より粒子径の約 3 倍であることがわかった。ガスハイブリッドロケット燃焼実験で得られた粒子間距離について輝炎径を用いて無次元化を行い、解析を行う。

金属粒子の粒子間距離は約 0.5 mm であり，金属粒子径に対して非常に大きい．金属粒子燃焼実験より，金属粒子間距離が近づくことによる相互作用はみられなかった．したがって，金属粒子は単一粒子で燃焼し，金属粒子の占める体積間の相互作用はないものとする．粒子間距離の中間の位置までの温度分布及び濃度分布を求める．粒子中心から粒子の占める体積の検査面までの距離を以下のように無次元化する．

$$l_p = \frac{(L_p/2)}{D_f} \quad (7.9)$$

L_p は粒子間距離である．粒子間距離は各実験によって少しずつ異なるため，無次元粒子間距離 l_p と d_i の比を用いる．また，濃度分布は無次元化した値を用いる．Figure 7.3 に温度分布及び濃度分布と無次元長さ比の関係を示す．

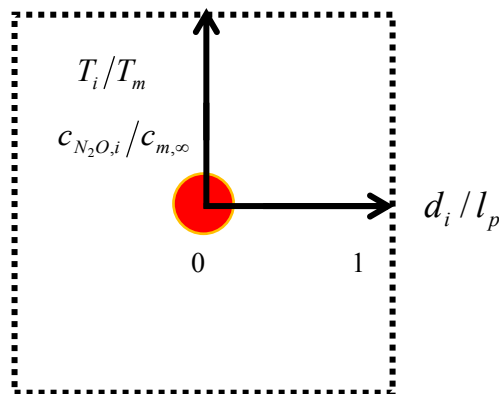


Figure 7.3 Relationship between dimensionless parameters and dimensionless length ratio.

Figure 7.4 及び Figure 7.5 に d_i/l_f と無次元温度及び無次元濃度の関係を示す．

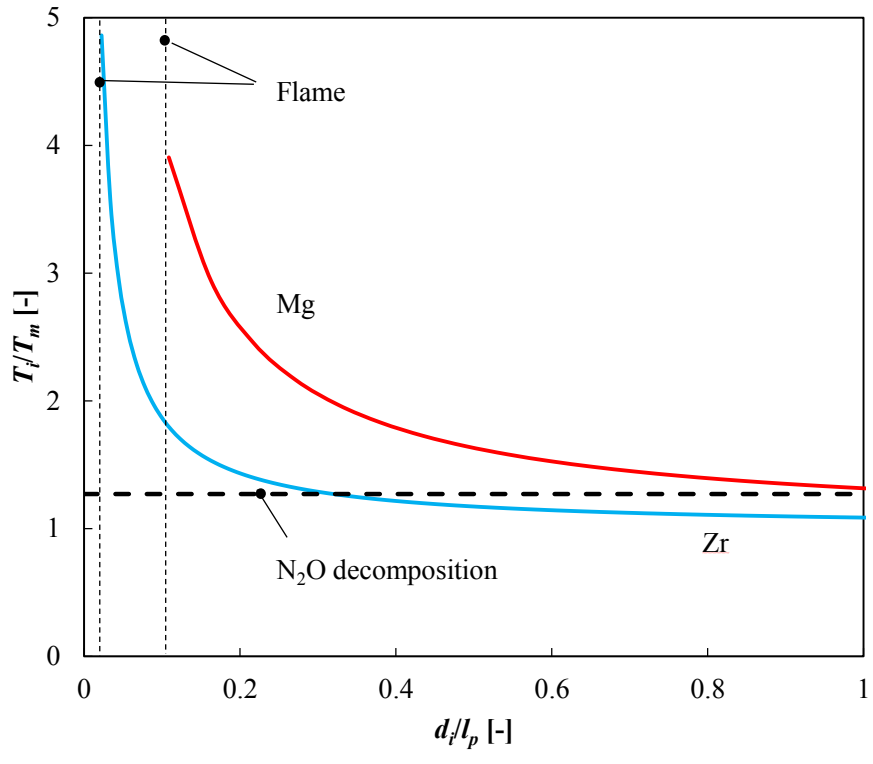


Figure 7.4 Relationship between dimensionless temperature and dimensionless length ratio.

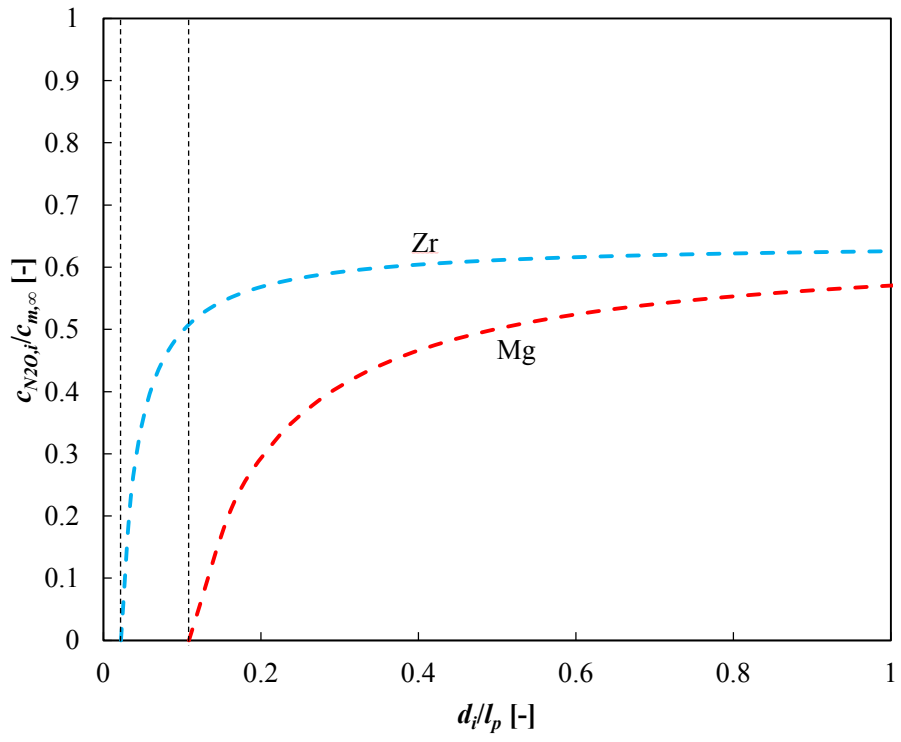


Figure 7.5 Relationship between dimensionless concentration and dimensionless length ratio.

Figure 7.4 及び Figure 7.5 より気相燃焼方式の Mg 粒子の粒子間温度は, N_2O の分解温度以上となっていることがわかる. よって, N_2O の分解が促進されていることがわかった. また, 反応速度は濃度が影響するため, Zr 粒子及び Mg 粒子で濃度差の影響が少ない $d_i/l_p = 1$ において, 気相燃焼方式の Mg 粒子では金属粒子間温度が高く, N_2O が活発に分解する 1200 K 以上になっている. このことから, Mg 粒子を添加した燃焼実験では, 2 次燃焼室内において金属粒子周囲の N_2O は十分に分解され, 混合ガスの反応が促進されていることが得られた. このため, ガスハイブリッドロケット 2 次燃焼室内で混合ガスの燃焼が促進され, C^* 効率が向上したと考えられる.

以上より, ガスハイブリッドロケット 2 次燃焼室内における熱の移動において, 気相燃焼方式の金属粒子は, 表面燃焼方式と比較して金属粒子周囲をより高温にし, 混合ガスの反応速度を向上させ, C^* 効率を向上させることが得られた.

第 8 章 結論

金属粒子の着火・燃焼実験より，Mg 粒子及び Zr 粒子は 2 次燃焼室内に流入後，非常に短時間で着火し，2 次燃焼室内で燃焼を完結することが得られた。

ガスハイブリッドロケット燃焼実験より，ガスハイブリッドロケットの着火・燃焼特性を取得した。ガスハイブリッドロケットの C*効率は金属粒子の添加によって向上した。また，気相燃焼方式である Mg 粒子を添加した場合，表面燃焼方式である Zr 粒子を添加した場合と比較して C*効率が大きく向上した。燃焼促進効率による解析から，ガスハイブリッドロケット 2 次燃焼室内の混合ガスの燃焼は金属粒子を添加することで促進されていることがわかった。燃焼ガス温度が増加していることから，燃焼が促進されることで，燃焼時間が短くなっていると考えられる。燃焼促進効率は気相燃焼方式である Mg 粒子を添加した場合の方が大きく，気相燃焼方式はより多くの熱を周囲のガスへ移動させていると考えられる。

燃焼する金属粒子周囲の温度分布について無次元化を行って算出した。粒子間の無次元温度分布より，気相燃焼方式の金属粒子は，表面燃焼方式の金属粒子と比較して金属粒子周囲の混合ガス温度を大きく増加させた。また，このことから，ガスハイブリッドロケットの C*効率が向上したのは，輝炎周囲の温度が増加したことによって N₂O の分解が促進され，混合ガスの反応速度が向上し，混合ガスの燃焼時間が短くなったためであると考えられる。

以上より，金属粒子の燃焼による金属粒子周囲の温度上昇では，気相燃焼方式が表面燃焼方式と比較してより高温にすることが求められた。また，金属粒子の燃焼によるガスハイブリッドロケット 2 次燃焼室内の燃焼の促進は，気相燃焼方式の金属粒子が表面燃焼方式と比較してより効果的であることが解明された。

参考文献

- 1) 桑原卓雄, “ロケットエンジン概論”, 産業図書, 2009.
- 2) T. Kuwahara, M. Mitsuno, H. Odajima, S. Kubozuka, and N. Kubota, “Combustion Characteristics of Gas Hybrid Rockets”, AIAA Paper 1994-2880, 1994.
- 3) N. Kubota, “Propellant and Explosives, Second edition”, pp.439-459, Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, Weinheim, 2007.
- 4) G. P. Sutton and O. Biblarz, John Wiley & Sons, Inc., pp.68-69, 2010.
- 5) S. Gordon and B. J. McBride, “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications”, NASA Reference Publication 1311, 1996.
- 6) David Altman, “Hybrid Rocket Development History”, AIAA Paper 1991-2515, 1991.
- 7) 光野実, 桑原卓雄, 小田島広明, 窪塚聡, “ガスハイブリッドロケットの燃焼特性”, 火薬学会誌, Vol.56, No.3, pp.119-123, 1996.
- 8) 滝下幸男, 寺本康博, “ガスハイブリッドロケットの研究(第1報)—硝酸/AP系コンポジット・ガスジェネレーター”, 火薬学会誌, Vol.57, No.4, pp.135-141, 1996.
- 9) 桑原卓雄, 松尾信二, 那賀川一郎, “ゲル化燃料の燃焼及び安定特性”, 火薬学会誌, Vol.57, No.4, pp.166-170, 1996.
- 10) T. Kuwahara, M. Mitsuno, and H. Odajima, “Combustion Characteristics of Gas-Hybrid Rockets (II)”, AIAA Paper 1995-3083, 1995.
- 11) Kohsei Miyata, Robert A. Frederick, Jr., “Ammonium Nitrate-Based Solid Fuel Gas Generator for Gas Hybrid Rockets”, AIAA Paper 1996-3254, 1996.
- 12) 和田豊, 堤明正, 清家誉志男, 坪井伸幸, 西岡牧人, 堀恵一, “Glycidyl Azide Polymer(GAP)の燃焼機構に関する研究”, 平成19年度宇宙輸送シンポジウム, pp.6-9, 2008.
- 13) 堤明正, 和田豊, 清家誉志男, 長谷川克也, 小林清和, 坪井伸幸, 堀恵一, “ハイブリッドロケット用燃料 GAP の燃焼—実験的研究—”, 平成19年度宇宙輸送シンポジウム, pp.1-5, 2008.
- 14) Yutaka Wada, Yoshio Seike, Nobuyuki Tsuboi, Katsuya Hasegawa, Kiyokazu Kobayashi, Makihito Nishioka, and Keiichi Hori, “Combustion mechanism of tetra-ol glycidyl azide polymer”, Sci. Tech. Energetic Materials, Vol.69, No.5, pp.143-148, 2008.

- 15) 和田豊, 清家誉志男, 西岡牧人, 坪井伸幸, 嶋田徹, 堀恵一, “Glycidyl Azide Polymer(GAP)の燃焼機構に関する研究”, GAP の燃焼機構, 燃焼シンポジウム講演論文集, Vol.44, pp.272-273, 2006.
- 16) 野村裕也, 和田豊, 藤里公司, 土志田和貴, 伊藤慎二, 清家誉志男, 長谷川克也, 小林清和, 堀恵一, “GAP を用いたガスハイブリッドロケット—推力制御に関する実験—”, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2008-10, 2009.
- 17) Keiichi Hori, “Application of Glycidyl Azide Polymer to Hybrid Rocket Motor”, AIAA Paper 2009-5348, 2009.
- 18) Yutaka Wada, Yoshio Seike, Nobuyuki Tsuboi, Katsuya Hasegawa, Kiyokazu Kobayashi, Makihito Nishioka, and Keiichi Hori, “ Combustion model of tetra-ol glycidyl azide polymer”, Proc. Combust. Inst. Vol.32 pp.2005-2012, 2009.
- 19) D. W. Culver and H. H. Mueggenburg, “Aft Mounted Gas/Liquid Injector Technology for Gas Generator Cycle Hybrid Rockets”, AIAA Paper 1991-2518, 1991.
- 20) D. W. Culver, “Comparison of Forward and Aft Injected Hybrid Rocket Boosters”, AIAA Paper 1991-2586, 1991.
- 21) 青木嘉範, 藤井篤之, 永田晴紀, 加勇田清勇, 栗田慎一郎, 豊田国昭, 秋葉鏢二郎, 杉木光輝, “二段燃焼式ハイブリッドロケットの基礎研究”, 日本機械学会 北海道支部講演会講演概要集, Vol.41, pp.266-267, 2001.
- 22) 栗田慎一郎, 豊田国昭, 青木嘉範, 秋葉鏢二郎, 藤井篤之, 永田晴紀, “2 段燃焼方式ハイブリッドロケットに関する基礎研究(酸化剤として亜酸化窒素を用いた場合)”, 日本機械学会 年次大会講演論文集, Vol.11, pp.343-344, 2002.
- 23) 秋葉鏢二郎, 青木嘉範, 加勇田清勇, 藤井篤之, 永田晴紀, 佐鳥新, “二段燃焼ハイブリッドロケットの先導研究”, 日本航空宇宙学会論文, Vol.51, No.591, pp.141-150, 2003.
- 24) 要貴浩, 豊田国昭, 秋葉鏢二郎, 永田晴紀, “2 段燃焼式ハイブリッドロケットの酸化剤自己加圧供給系に関する研究”, 日本機械学会 年次大会講演論文集 Vol.5, pp.479-480, 2004.
- 25) 諸久山尚, 坂本將司, 永田晴紀, 戸谷剛, 工藤勲, “二段燃焼式ハイブリッドロケットの熱設計”, 日本機械学会 北海道支部講演会講演概要集, Vol.45, pp.72-73, 2005.
- 26) 坂本將司, 片野光, 戸谷剛, 永田晴紀, “二段燃焼式ハイブリッドロケットの EM の設計”, 日本機械学会 北海道支部講演会講演概要集, Vol.45, pp.35-36, 2006.
- 27) 片野光, 羽柴健太, 戸谷剛, 永田晴紀, “二段燃焼式ハイブリッドロケット一次燃焼室における粒状燃料のガス化履歴”, 日本機械学会 北海道支部講演会講演概要集, Vol.46, pp.135-136, 2007.

- 28) 羽柴健太, 堺裕哉, 戸谷剛, 永田晴紀, “二段燃焼式ハイブリッドロケット一次燃焼室における燃料後退速度の粒径依存性”, 日本機械学会 北海道支部講演会講演概要集, Vol.47, pp.149-150, 2008.
- 29) Chase, M. W., J. L. Curnutt, H. Prophet, R. A. McDonald and A. N. Syverud ; “JANAF Thermochemical Tables Fourth Edition”, J. Phys. Chem. Ref. Data, monograph 9, 1998.
- 30) I. Glassman, Solid Propellant Rocket Research, Academic Press, pp.253-258, 1960.
- 31) S. Yuasa, Journal of the Combustion Society of Japan, Vol.45, No.133, pp.152-163, 2003.
- 32) M. Mitsuno, T. Kuwahara, and K. Kosaka, “Combustion of Metallized Propellants for Ducted Rockets”, AIAA Paper 1987-1724, 1987.
- 33) 長山清和, 宮田行生, 那賀川一郎, “金属粒子による燃焼促進(第2報)”, 第31回燃焼シンポジウム講演集, pp.156-158, 1993.
- 34) T. Kuwahara, K. Obuchi, K. Takahashi, M. Tanabe, “Mass Transfer in the recirculation zone of Ducted Rocket”, AIAA Paper 2008-4892, 2008.
- 35) 久保田浪之介, “ダクテッドロケットの技術展望”, 日本航空宇宙学会誌, Vol.39, No.446, pp. 99-106, 1991.
- 36) 篠崎昇, 那賀川一郎, 桑原卓雄, “固体粒子による保炎機構”, 第33回燃焼シンポジウム講演集, pp.138-140, 1995.
- 37) E. L. Dreizin, “Phase changes in metal combustion”, Prog. Energy Combust. Sci., Vol.26 pp.57-78, 2000.
- 38) V. Rosenband, “Thermo-mechanical aspects of the heterogeneous ignition of metals”, Combustion and Flame”, Vol.137, pp.366-375, 2004.
- 39) 山隈瑞樹, 芝本秀文, 東原千春, 千田国夫, 福田佳香, 萩原利雄, “ジルコニウム粉の静電気危険性:帯電および着火特性に関する実験的考察”, 安全工学, Vol.45, No.3, pp.146-153, 2006.
- 40) 黒田英司, 永石俊幸, “ジルコニウムと各種酸化剤との混合系の静電気感度”, 火薬学会誌, Vol.56, No.4, pp.165-171, 1995.
- 41) 黒田英司, 永石俊幸, “ジルコニウムの静電気感度(II)”, 火薬学会誌, Vol.55, No.6, pp.258-264, 1995.
- 42) 松田東栄, 八島正明, “ジルコニウム粉じんの発火特性”, Research Reports of the National Institute of Industrial Safety, NHS-RR-99, pp.13-20, 2000.
- 43) 八島正明, “温度勾配のある流れ場における微粒子粉の発火”, 日本機械学会 茨城講演会講演論文集, pp.133-134, 2000.

- 44) Tadao Takeno and Saburo Yuasa, "Ignition of Magnesium and Magnesium-Aluminum Alloy by Impinging Hot-Air Stream", *Combust. Sci. Technol.*, Vol.21, pp.109-121, 1980.
- 45) W. Martin Fassell, Jr., Leonard B. Gulbransen, John R. Lewis, and J. Hugh Hamilton, "Ignition Temperature of Magnesium And Magnesium Alloys", *Journal of Metals*, pp.522-528, 1951.
- 46) Oleg E. Kashireninov, "Metals vapor oxidation in diffusion flames", *Pure & Appl. Chem.*, Vol.62, No.5, pp.851-859, 1990.
- 47) Do Hyung Lee, "Burning and Ignition Characteristics of Single Aluminum and Magnesium Particle", *AIAA Paper 2010-6676*, 2010.
- 48) M. Arimondi, U. Anselmi-Tamburini, A. Gobetti, Z. A. Munir, and G. Spinolo, "Chemical Mechanism of the $Zr + O_2 \rightarrow ZrO_2$ Combustion Synthesis Reaction", *J. Phys. Chem. B*, Vol.101, No.41, pp.8059-8068, 1997.
- 49) K. Miyata and N. Kubota, "Combustion of Ti and Zr Particles with KNO_3 ", *Propellant, Explos., Pyrotech.*, Vol.21, pp.29-35, 1996.
- 50) Lloyd S. Nelsox, Daniel E. Rosner, and Shelby C. Kurzics, "Combustion of Zirconium Droplets in Oxygen/Rare Gas Mixtures –Kinetics and Mechanism–", *Symp. (Int.) Combust., (Proc.)*, Vol.12, pp.59-70, 1969.
- 51) A. Macek, "Fundamentals of Combustion of Single Aluminum and Beryllium Particles", *Symp. (Int.) Combust. (Proc.)*, Vol.11, pp.203-217, 1967.
- 52) C. L. Yeh and K. K. Kuo, "Ignition and Combustion of Boron Particles", *Prog. Energy Combust. Sci.*, Vol.22, pp.511-541, 1960.
- 53) Haoyan Wei and Choong-Shik Yoo, "Kinetics of small single particle combustion of zirconium alloy", *J. Phys. Vol.111*, 023506, 2012.
- 54) Richard A. Yetter, Grant A. Risha, Steven F. Son, "Metal particle combustion and nanotechnology", *Proc. Combust.Inst.*, Vol.32, pp.1819-1838, 2009.
- 55) Alexandre Ermoline, Deniz Yildiz, and Edward L. Dreizin, "Model of heterogeneous combustion of small particles", *Combustion and Flame*, Vol.160, pp.2982-2989, 2013.
- 56) E. I. Popov, L. Ya. Kashporov, V. M. Mal'tsev, and A. L. Breiter, "Combustion Mechanism of Aluminum – Magnesium Alloy Particles", *Combust., Explos. Shock Waves*, Vol.9, Issue 2, pp. 204-208, 1973.
- 57) S. Yuasa, T. Takeno, "Ignition and Combustion of Magnesium-Aluminum Alloy Particle Clouds in a Hot Gas Stream", *Nineteenth Symposium on Combustion/ The Combustion Institute*, pp.741-748, 1982.

- 58) A. Reina, G. Colombo, F. Maggi, L. T. De Luca, I. Lesniak, D. B. Lempert, and G. B. Manelis, "Magnesium and Aluminum ignition in CO₂ Atmosphere", *Journal of the Aerospace Sciences*, Vol.89, No.1, pp.14-24, 2010.
- 59) 久保田浪之介, "マグネシウム/テフロン燃焼速度", 第 948 回技術研究本部技報, pp.1-7, 1986.
- 60) 桑原卓雄, 那賀川一郎, "金属/テフロン燃焼特性", 第 34 回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.177-179, 1996.
- 61) 桑原卓雄, 落合利昶, "Mg/TF パイロラント燃焼速度", *工業火薬*, Vol.53, 301-306, 1998.
- 62) H. Nakamura, M. Akiyoshi, and Y. Hara, "The reactivity of Magnesium-oxidizing agent pyrolants" *Kayaku Gakkaishi*, Vol.61, No.1, 2000.
- 63) 桑原卓雄, 瀧塚道則, "金属/テフロン(TF)パイロラント燃焼及び感度特性(Mg/Ti/Zr/TF パイロラント)", *火薬学会誌*, Vol.59, No.1, pp.18-23, 1998.
- 64) 桑原卓雄, 芝本秀文, 東原千春, 瀧塚道則, "Mg/TF パイロラント着火遅れ時間特性", *火薬学会誌*, Vol.61, No.2, pp.74-78, 2000.
- 65) 田中雅文, M. W. Beckstead, "過塩素酸アンモニウムの燃焼モデル", *Kayaku Gakkaishi*, Vol.58, No.6, pp.245-251, 1997.
- 66) 田中宗徳, 関康和, 田中雅文, "固体推進薬の低圧燃焼特性", 第 44 回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.284-285, 2006.
- 67) 甲賀誠, "AP/HTPB 系コンポジット推進薬設計のための一考察", *日本航空宇宙学会論文集*, Vol.55, No.639, pp.182-187, 2007.
- 68) 石原敦, 酒井幸夫, 小西克享, "固体推進薬用燃料の燃焼表面温度の圧力依存性", 第 40 回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.165-166, 2002.
- 69) 荒川洋一, 甲賀誠, 都筑寛達, 萩原豊, "硝酸アンモニウム系推進薬燃焼特性-硝酸アンモニウムの平均粒径の影響-", *Kayaku Gakkaishi*, Vol.58, No.2, pp.76-82, 1997.
- 70) 荒川洋一, 甲賀誠, 都筑寛達, 萩原豊, "硝酸アンモニウム系推進薬(第 2 報)-未硬化推進薬の粘性に及ぼす界面活性剤の添加の効果-", *Kayaku Gakkaishi*, Vol.58, No.2, pp.83-89, 1997.
- 71) M. Kohga and K. Okamoto, "Thermal decomposition behavior of AN-based composite propellant with hydroxyl-terminated polybutadiene/polytetrahydrofuran blend as a binder", *Sci. Technol. Energ. Mater.*, Vol.72, No.6, pp.161-168, 2011.
- 72) 馬崎運, "高エネルギーコンポジット推進薬燃焼機構(第 1 報)-熱分解特性について-", *Kayaku Gakkaishi*, Vol.56, No.3, pp.105-111, 1995.

- 73) 馬崎運, 甲斐竜己, 阿南敏行, “高エネルギーコンポジット推進薬の燃焼機構(第2報)-燃焼速度特性について-“, *Kayaku Gakkaishi*, Vol.57, No.4, pp.148-152
- 74) 馬崎運, 甲斐竜己, 阿南敏行, “高エネルギーコンポジット推進薬の燃焼機構(第3報)-温度感度特性について-“, *Kayaku Gakkaishi*, Vol.57, No.4, pp.153-159, 1996.
- 75) John de Flon, Sten Andreasson, Mattias Liljedahl., Carl Oscarson, Marita Wanhatalo, and Niklas Wingborg, “Solid Propellants based ADN and HTPB”, *AIAA Paper 2011-6136*, 2011.
- 76) T. Heintz, H. Pontius, J. Aniol, C. Birke, K. Leisinger, and W. Reinhard, “Ammonium Dinitramide (ADN) – Prilling, Coating, and Characterization”, *Propellants, Explos., Pyrotech.*, Vol.34, No.3, pp. 231-238, 2009.
- 77) 滝下幸男, 寺本康博, “アンモニウムジニトラミドの熱分解特性(第1報)”, *Kayaku Gakkaishi*, Vol.58, No.1, pp.23-28, 1997.
- 78) N. Wingborg, S. Andreasson, J. Flon, M. Johnsson, M. Liljedahl, and C. Oscarsson, A. Pettersson, and M. Wanhatalo, “Development of ADN-based Minimum Smoke Propellants”, *AIAA Paper 2010-6586*, 2010.
- 79) David E. G. Jones, Queenie S. M. Kwok, M. Vachon, C. Badeen, and W. Ridley, “Characterization of ADN and ADN-Based Propellants”, *Propellants, Explos., Pyrotech.*, Vol.30, No.2, pp.140 -147, 2005.
- 80) K. Menke, T. Heintz, W. Schweikert, T. Keicher, and H. Krause, “Formulation and Properties of ADN/GAP Propellants”, *Propellants, Explos., Pyrotech.*, Vol.34, No.3, pp.218 -230, 2009.
- 81) 阿南敏行, 原田忠昌, “HNF の理化学特性”, *Kayaku Gakkaishi*, Vol.56, No.3, pp.99-104, 1995.
- 82) L. V. Kuibida, O. P. Korobeinichev, A. G. Shmakov, E. N. Volkov, and A. A. Paletsky, “ Mass Spectrometric Study of Combustion of GAP- and ADN-based Propellants”, *Combust. Flame*, Vol.126, No.3, pp.1655-1661, 2001.
- 83) 桑原卓雄, 篠崎昇, “硝安/Al 系コンポジット推進薬の燃焼機構”, *Kogyo Kayaku*, Vol.53, No.3, pp.131-136, 1992.
- 84) 三谷徹, 泉川宗男, “固体推進薬におけるアルミニウムとボロンの燃焼”, *日本航空宇宙学会誌*, 第36巻, 第415号, pp.389-395, 1988.
- 85) 羽生宏人, 堀恵一, “マグナリウム(Mg/Al)-AP 系固体推進薬の燃焼速度特性に関する研究”, *Sci. Technol. Energ. Mater.*, Vol.67, No.6, pp.187-192, 2006.
- 86) H. Habu, T. Shimada, “Study on Al/Al₂O₃ Agglomeration Particle Size Distributions for Solid Propellants”, *AIAA Paper 2006-5249*, 2004.

- 87) 村田博一, 東保男, 東原千春, 霜田正隆, 山谷寿夫, 堀恵一, 齊藤猛男, “AN 系固体推進薬の燃焼特性へのマグナリウム(Mg-Al 合金)による影響”, *Kayaku Gakkaishi*, Vol.61, No.2, pp.58-66, 2000.
- 88) A. M. Helmy, “GAP Propellant for Gas Generator Application”, *AIAA Paper* 1987-1725, 1987.
- 89) 青木一郎, 荒井敬司, 飯田章栄, 久保田浪之介, 窪塚聡, 桑原卓雄, 甲賀誠, 駒井巖, 芝本秀文, 城田賢正, 滝下幸男, 詫間浩和, 田中雅文, 辻田広人, 馬崎運, 羽生宏人, 平田哲正, 福間大蔵, “プロペラント・ハンドブック”, 一般社団法人 火薬学会, 2005.
- 90) Yuki Sato and Takuo Kuwahara. “Burning rate Characteristics of GAP/AP Composite propellant for Gas-Hybrid-Rocket”, 43rd International Annual Conference of the Fraunhofer ICT pp.25-1 ~ 25-5, 2012.
- 91) K. Russo, D. Mescia, D. Fino, G. Saraco, and V. Specchia, “N₂O Decomposition over Perovskite Catalysts”, *Ind. Eng. Chem. Res.*, Vol.46, No.12, pp.4226-4231.
- 92) K. Matsumoto and T. Kuwahara, “Ignition Characteristics of metal particles for gas hybrid rockets”, *Sci. Technol. Energ. Mater.*, Vol.74, No.1, pp.12-16, 2013.
- 93) S. Kumagai, “Combustion”, *Iwatani Syoten*, pp.64-72, 1976.
- 94) K. Matsumoto, M. Tanabe, and T. Kuwahara, *Proceedings of Spring Meeting of Japan Explosive Society*, 7-8, Sasebo, 2010.

謝辞

本研究を進めるにあたり，桑原卓雄教授には，日頃から情熱的な指導をしていただき深く感謝しております。博士課程の学生としての振る舞いや研究者としての考え方等，多くを学ばせていただきました。

田辺光昭教授には，研究活動における安全指導や研究に関する議論等，ご指導をいただきました。ここに感謝の意を表します。

村松旦典教授，宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所 嶋田徹教授には，本論文をまとめるにあたり様々なご意見，ご協力をいただきました。ここに感謝の意を表します。

高橋賢一助手には研究活動において様々なご指摘をいただきました。宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所 羽生宏人准教授には，研究会を通して多くの貴重なご助言をいただきました。ここに，改めて皆様に厚くお礼申し上げます。

桑原研究室所属の大学院生及び学部卒業研究生には，実験において多くのご協力をいただきました。細谷火工株式会社様，日油技研株式会社様には研究を進めるにあたり，熱分析実験にご協力をいただきました。日油株式会社様には，貴重な試料をご提供していただきました。ここに改めて皆様に深く感謝致します。

最後に，本研究を進めるにあたり，家族の支援は大きな支えとなりました。多くのご協力を厚くお礼申し上げます。

付録

A. 2 次ノズルスロート径

本研究では、ガスハイブリッドロケット 2 次燃焼室内の定常燃焼時における燃焼特性を取得するために、2 次燃焼室内の圧力を一定とした。以下に 2 次燃焼室内圧力を決定するために必要な計算について示す。

2 次燃焼室内圧力は 2 次燃焼室内に流入する質量流量と 2 次ノズルから流出する質量流量の関係から求めることが出来る。

$$\dot{m}_f + \dot{m}_o = \dot{m}_d \quad (\text{A.1})$$

\dot{m}_g は燃料成分過剰ガス質量流量、 \dot{m}_o は液体酸化剤質量流量、 \dot{m}_d は 2 次ノズルスロートから排出される燃焼ガスの質量流量である。燃料成分過剰ガス質量流量は以下の式より求められる。

$$\dot{m}_f = \rho_p r A_b \quad (\text{A.2})$$

ρ_p はガス発生剤密度、 A_b はガス発生剤の燃焼表面積である。(A.2)式より、ガス発生剤の組成が決定している場合、燃料成分過剰ガス質量流量はガス発生剤の燃焼表面積で表される。酸化剤質量流量は酸化剤タンクに取り付けたロードセル及び圧力センサーから得られたインジェクター前後の差圧と流量の関係から求められる。

1 次燃焼室内でガス発生剤が定常燃焼している場合、1 次燃焼室における質量流量の関係は以下のように表される。

$$\dot{m}_f = \dot{m}_{d1} \quad (\text{A.3})$$

\dot{m}_{d1} は 1 次ノズルから排出される燃料成分過剰ガス質量流量である。(A.3)式より、ガス発生剤の生成する燃料成分過剰ガス質量流量と 1 次ノズルから排出される燃料成分過剰ガス質量流量が平衡状態となる。

Figure A.1に圧力に対する1次燃焼室における質量流量の関係を示す. 燃焼速度はTable 3.7より GAP/AP 系ガス発生剤の燃焼速度を用いる. 1次ノズル径は1次ノズルスロートをチョークさせるために比較的小さいほうが良い. しかし, ノズルスロート径が小さすぎると金属粒子が詰まってしまい, モータの破壊に繋がってしまう. そこで, 1次ノズルスロート径を3 mmとした.

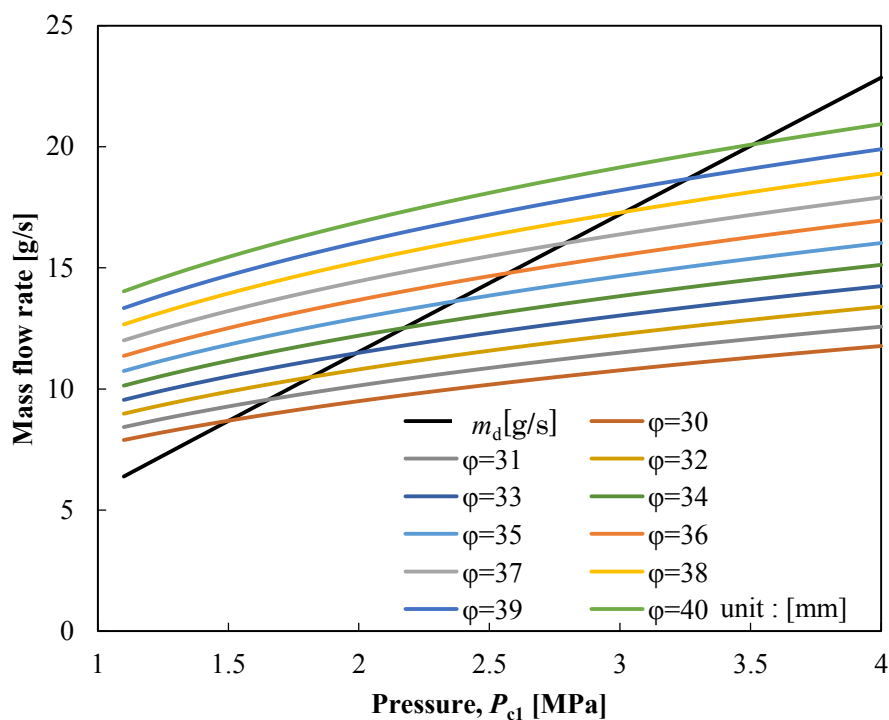


Figure A.1 Relationship between pressure and mass flow rate.

Figure A.1 より, ガス発生剤の径が大きくなると1次燃焼室内の平衡圧力が上昇することがわかる.

1次ノズルスロート部をチョークさせるためには, 1次燃焼室内圧力を2次燃焼室内圧力に対して十分に高くしなければならない. そこで, 1次ノズルスロート部がチョークする条件を満たす1次燃焼室と2次燃焼室の圧力比. 1次ノズルスロート部のマッハ数は以下の式で求められる.

$$\frac{P_{c1}}{P_{c2}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (\text{A.4})$$

P_{c1} は 1 次燃焼室内圧力, P_{c2} は 2 次燃焼室内圧力, γ は比熱比, Ma はマッハ数である. (5) 式からマッハ数が 1 のときの圧力を求めると 1 次燃焼室内圧力は 2 次燃焼室内の約 1.8 倍必要になる. Figure A.2 にガス発生剤径と圧力の関係を示す.

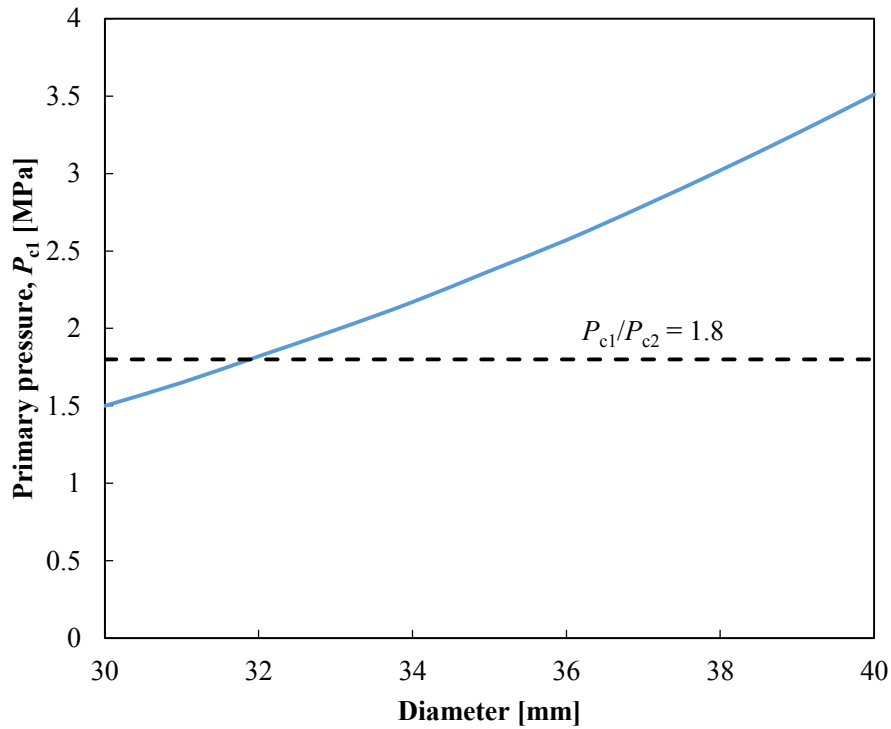


Figure A.2 Relationship between primary pressure and diameter of gas generator.

Figure A.2 より, 2 次燃焼室内圧力を 1 MPa とすると, 1 次ノズルスロート部をチョークさせるためにはガス発生剤の径を 32 mm 以上にしなければならないことがわかる.

2 次燃焼室内に流入する成分は, 燃料成分過剰ガス及び液体酸化剤である. 2 次燃焼室内で燃料と酸化剤が完全に燃焼したと仮定した時, 2 次ノズルスロート部から噴出する燃焼ガス質量流量は以下の式で表される.

$$\dot{m}_d = C_D A_t P_c \quad (\text{A.5})$$

したがって, 燃焼ガス流量は 2 次ノズルスロート部の径で決定される. (A.1)式より, 燃料成分過剰ガス流量と酸化剤流量の総和と 2 次ノズルスロートから流出する燃焼ガス流量の

関係より、2次燃焼室内圧力が決定される。Figure A.3 に2次ノズル径とガス発生剤径と2次燃焼室内の質量流量の総和の関係を示す。ガス発生剤径を $\phi 30\sim 40$ mm とした。N₂O インジェクター圧力は 4.5 MPa とした。

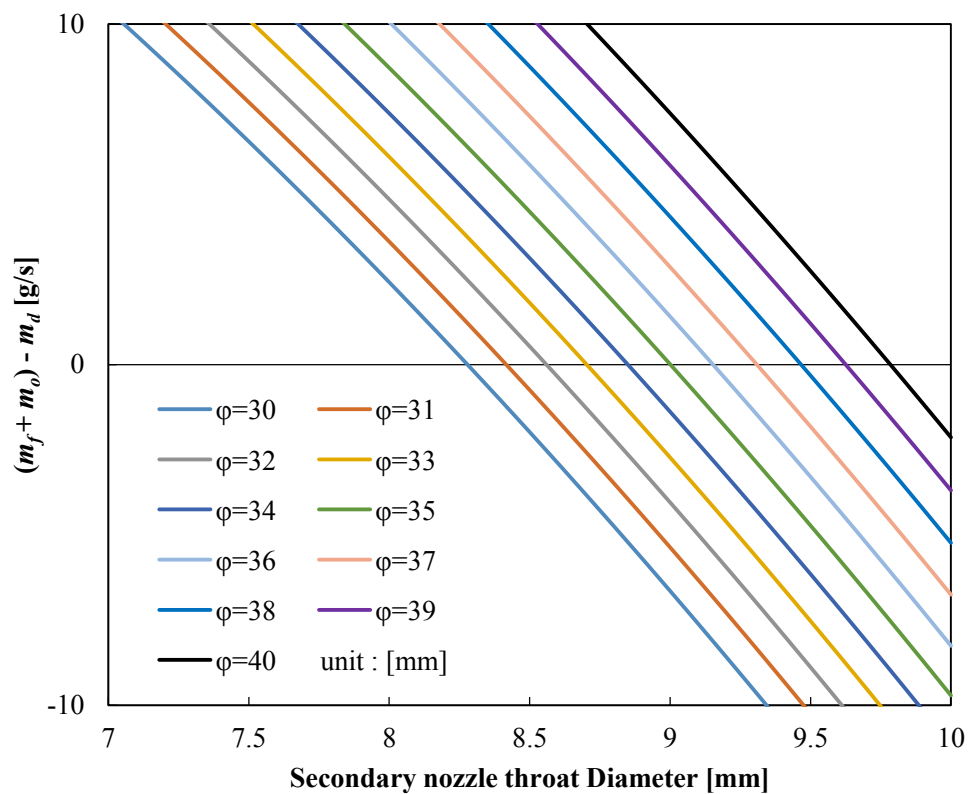


Figure A.3 Relationship between secondary nozzle throat diameter and mass flow rate.

Figure A.3 より、ガス発生剤径によって2次ノズルスロート部の径が変化することがわかる。また、2次燃焼室内圧力を 1 MPa で固定したとき、2次ノズル径は 8.2 mm から 9.8 mm で変化させる必要がある。

B. ストランド燃焼実験

ガス発生剤の燃焼速度は(3.1)式を用いて表すことが出来る. Vieille の式より, ガス発生剤の燃焼特性として, 圧力指数が求められる. 圧力指数は圧力依存性を表しており, ガスハイブリッドロケット燃焼実験で用いるためには, 圧力指数は $n < 1$ を満たさなければならない. 1次ノズルから排出される燃料成分過剰ガスの生成速度は(A.2)式で表される. 1次燃焼室内圧力が平衡圧力に達している場合, (A.3)式が成り立つ. よって, (A.3)式及び(3.1)式より, 1次ノズルから排出される燃料成分過剰ガス流量は以下の式で表される.

$$\dot{m}_{d1} = \rho_p A_b \times a P^n \quad (\text{B.1})$$

Figure B.1 に 1 次燃焼室内圧力と燃料ガス流量の関係を示す.

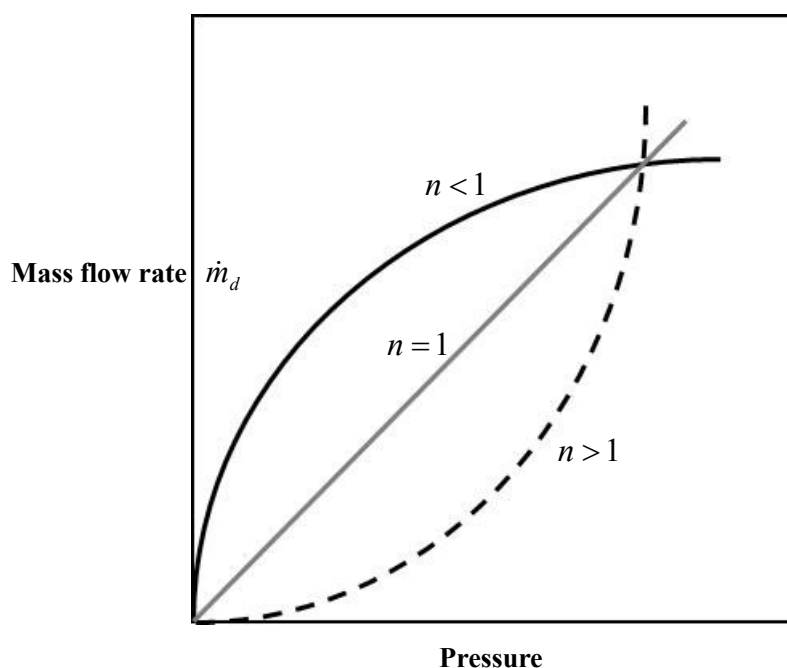


Figure B.1 Relationship between pressure and mass flow rate.

Figure B.1 より, ガス発生剤の圧力指数が 1 を超えると 1 次燃焼室内の燃焼圧力が無限大に増加してしまい, 燃焼室を破壊してしまう. また, $n = 1$ の場合, 平衡圧力は存在しない. したがって, ガス発生剤の圧力指数は $n < 1$ を満たさなければならない.

燃料成分過剰ガス流量を求めるために、ストランド燃焼器を用いて、ガス発生剤の燃焼速度を取得した。Figure B.2 にストランド燃焼実験に用いた装置を示す。

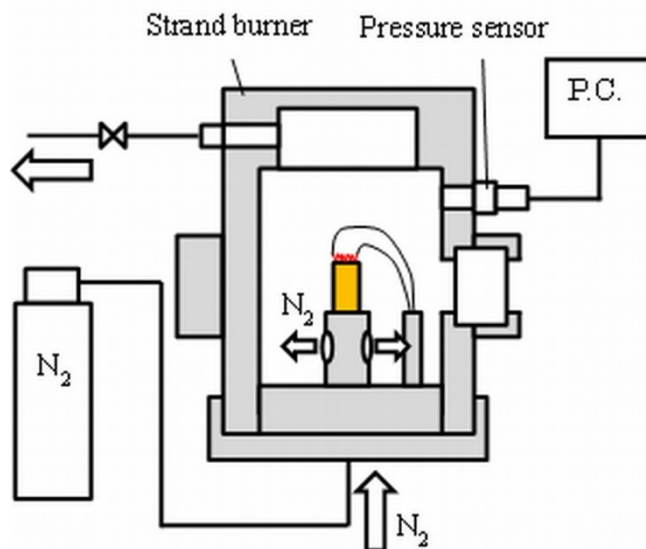


Figure B.2 Strand burner.

ストランド燃焼実験に用いたガス発生剤は、直径約 10 mm、高さ約 12 mm である。燃焼速度 r は以下のように算出した。

$$r = \frac{h_p}{t_b} \quad (\text{B.2})$$

h は試料高さ、 t_b は燃焼時間である。燃焼時間は試料が着火してから、燃焼が終了するまでの時間である。試料はニクロム線を用いて着火させた。試料上面には、全面を着火させるために着火剤を薄く塗布した。着火剤には GAP と AP を 40 : 60 で混合したものを用いた。また、端面燃焼を継続させるために、試料側面に接着剤を薄く塗布した。

ストランド燃焼器内圧力は、窒素の流量を調節することで制御できる。ストランド燃焼器の排気口にはオリフィスを設置している。オリフィス径は 1 mm 以上を用いる。ストランド燃焼器内圧力履歴はひずみゲージ式圧力センサーを用いて取得した。

試料の燃焼の様子は、ハイスピードカメラを用いて取得した。Figure B.3 に試料の燃焼の様子を示す。試料は GAP であり、燃焼圧力は約 2 MPa である。ストランド燃焼器内部は LED ライトを用いて燃焼表面を鮮明に観察できるようにしている。また、圧力センサーによって得られた圧力履歴より、試料燃焼時の平均圧力を算出し、燃焼圧力とした。

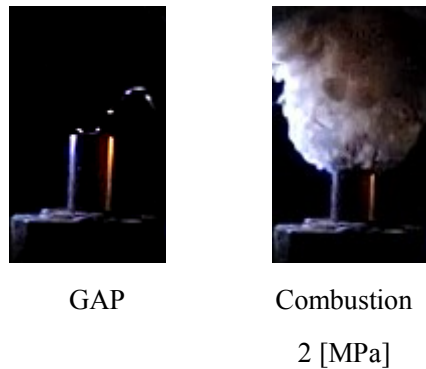


Figure B.3 Combustion of GAP gas generator.

C. 金属粒子を添加したガスハイブリッドロケットの推進性能

ロケットの代表的な推進性能として、比推力(Isp)が挙げられる。ガスハイブリッドロケットの Isp は化学平衡計算ソフト NASA-CEA を用いて算出できる。Figure C.1 に各種金属粒子添加量とガスハイブリッドロケットの理論真空比推力の関係を示す。また、Table C.1 に計算条件を示す。燃料酸化剤混合比は化学量論比である。

Table C.1 Calculation conditions.

Pressure [MPa]	3.0
Ae/At [-]	100
Gas generator	GAP/Metal
Oxidizer	N ₂ O

Figure C.1 より、金属粒子を添加したガスハイブリッドロケットの理論真空比推力は、金属粒子の種類及び添加量によって変化することがわかった。Al, B, Mg を添加したとき、ガスハイブリッドロケットの理論真空比推力は金属粒子添加量が増加すると大きくなる。また、Zr, Ti を添加したとき、理論真空比推力は金属粒子添加量の増加に対して小さくなることがわかった。本研究では、金属粒子添加量を 10 mass%としている。このとき、ガスハイブリッドロケットの理論真空比推力はほとんど変化しない。よって、少量の金属粒子添加はガスハイブリッドロケットの推進性能を低下させずに、燃焼性能を向上させることがわかる。

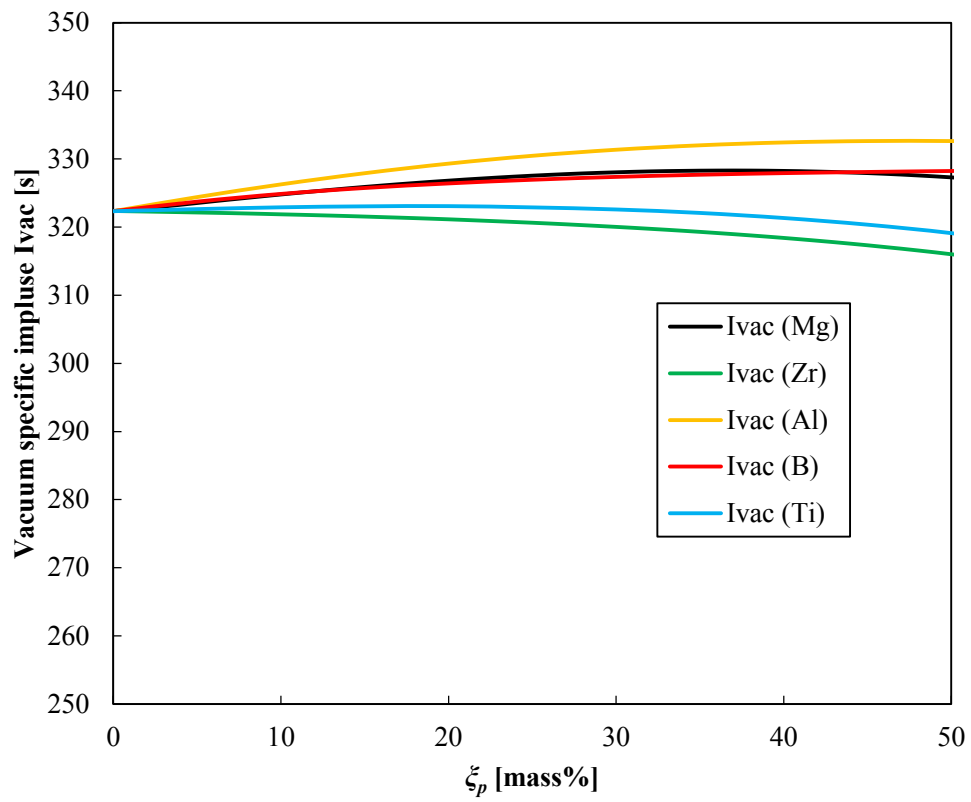


Figure C.1 Relationship between vacuum specific impulse and concentration of metals.