

# PMMAまたはワックスを燃料に用いたハイブリッド ロケットの特性排気速度に関する考察

原田 潤一\*, 森田 貴和\*\*

\* 東海大・工・学, \*\* 東海大・工

## 1. はじめに

酸化剤リッチの条件下で、シングルポートのGOX/PMMAまたはGOX/WAXのハイブリッドロケット燃焼試験を実施したが、内圧履歴が時間と共に増加する傾向が見られた。燃料リッチの場合であれば、ポート径の増大と共に酸燃比が大きくなり、当量比が1に近づくため、 $C^*$ が増加し、その結果として内圧が上昇することも考えられるが、本研究で注目する酸化剤流量一定・酸化剤リッチの条件下では、対流熱伝達の影響のみで燃料後退速度を表現すると、これらの内圧履歴の挙動を説明できない。ここではこの主要因を火災からの輻射と見なし、解析を行った。なおO/Fの値は実用的な見地からするとかなりずれた値ではあるが、これにより輻射の影響に焦点を当てることができた。また、ハイブリッドロケットの性能計算の際には通常 $C^*$ や $C^*$ 効率を一定として計算を進めるが、本来は $C^*$ や $C^*$ 効率も時間的に変化しているはずである。この $C^*$ および $C^*$ 効率の時間履歴については未だ十分に調べられていないので、本研究では酸化剤リッチの条件下でこれらの時間履歴を求めることを試みた。

## 2. 原理

特性排気速度の定義を述べると、以下の式のとおりである。

$$C^*(t) = \frac{P_c(t)A_t}{\dot{m}_{ox}(t) + \dot{m}_F(t)} \quad (1)$$

上式より、燃料流量の時間履歴さえ求めることができれば、ただちに特性排気速度の時間履歴を求めることが可能になることがわかる。本研究では燃料グレインから生じた燃焼ガスの大部分が内面から生じ、燃料の前後端面での燃焼の影響は極めて小さかったので燃料グレインの軸方向長さの変化は無視できる。したがって燃料流量は以下の式で表すことができる。

$$\dot{m}_F(t) = 2\pi\rho_F Lr(t)\dot{r}(t) \quad (2)$$

本燃焼試験において燃料後退速度の時間変化による非定常効果が小さいと仮定すると、瞬時の燃料後退速度は以下に示す式で近似される。

$$\dot{r}(t) = aG_{ox}^n = a \left[ \frac{\dot{m}_{ox}(t)}{\pi \{r(t)\}^2} \right]^n \quad (3)$$

また係数  $a$  および指数  $n$  は使用している酸化剤と燃料の組み合わせによって決定される特性値であり、実験的に求める必要がある。上記の燃料後退速度式を時間積分すれば燃料流量の時間履歴を求めることが可能となり、これより特性排気速度の時間履歴も求められる。

### 3. 実験装置

本研究においては推進剤が GOX/PMMA であるハイブリッドロケットモータを用いて燃焼試験を行った。ここで用いたハイブリッドロケットモータの構成は以下の図に示した通りである。

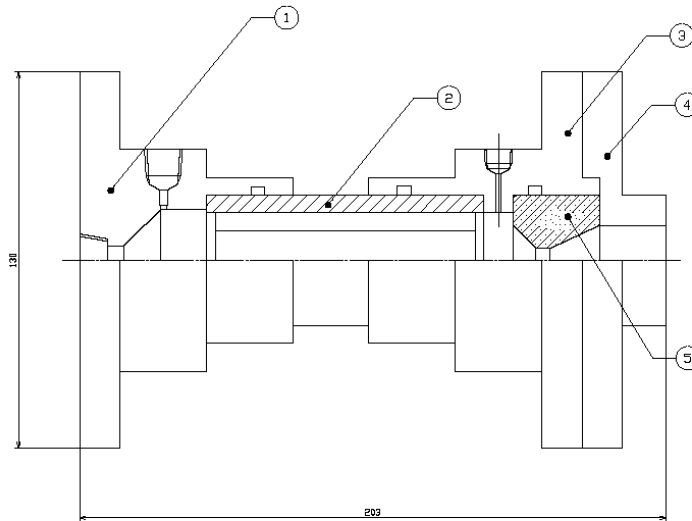


図1 本研究で使用したハイブリッドロケットモータ

上記モータは以下に示す5つの部品からなる。

1. バルクヘッド
2. グレインカートリッジ
3. ノズルカバーフランジ
4. ノズルカバー押さえ
5. ノズル

本モータは、これら5つの部品から構成されており、グレインカートリッジ以外の部品はSUS304 できている。グ

レインカートリッジはカートリッジとグレインの2つの部品から構成され、これらはエポキシ系接着剤を用いて接着される。また、グレインカートリッジの素材はカートリッジおよびグレインともにPMMA できている。以下に本モータにおける性能諸元を示す。また、同モータの詳細図面を巻末に記す。

表1 性能諸元

項目	値	単位
推進剤	GOX/PMMA	-
グレインポート径	20	[mm]
カートリッジ長さ	100	[mm]
ノズルスロート径	8	[mm]
オリフィス径	2.286	[mm]

次に、酸化剤供給系およびその取扱いについて述べる。本モータは以下の図に示すような酸化剤供給系を持つ。

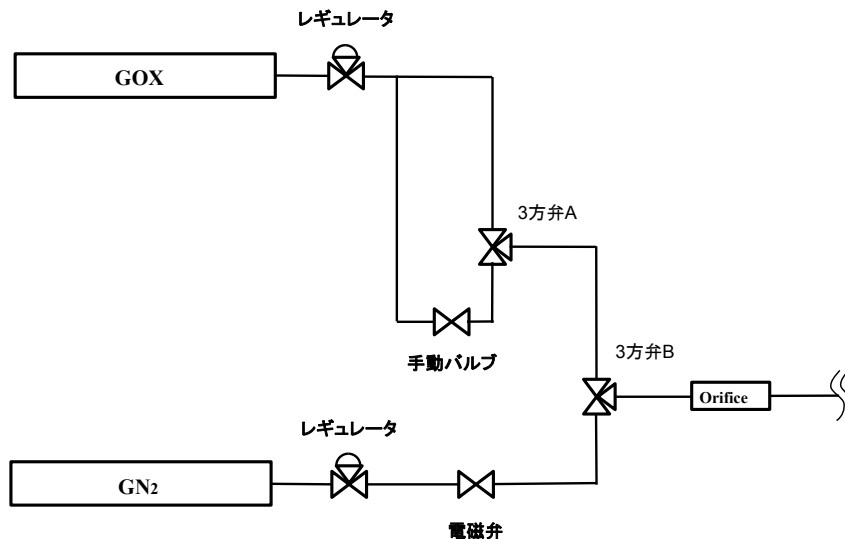


図2 酸化剤供給システム

燃焼試験ではまず点火用の酸化剤の供給を行う。この時、三方弁 A は主燃焼に用いる酸化剤供給配管側がノミナルクローズであり、したがって点火用の酸化剤供給側である手動バルブが接続されている方がオープンである。また、三方弁 B は三方弁 A が接続されているほうがノミナルクローズであり、消火用の窒素ガス供給側がオープンである。故に、点火シーケンス開始時にはまず三方弁 B を作動させ流路をスイッチさせる。三方弁 B を作動させた場合流路が切り替わり、手動バルブによって流量が制御された酸化剤がモータ側に流れる。この時モータ側ではイグナイタを作動させることで、モータ内に火炎が生じ主燃焼に向けた点火準備が整う。次に主燃焼用の酸化剤の供給を行う。この場合、三方弁 A を作動させることで点火に用いる酸化剤の供給と主燃焼に用いる酸化剤の供給をスイッチさせる。これで主燃焼が始まる。最後に燃焼を停止させ消火を行う場合は、流路をスイッチしていた三方弁 A, B ともに元の流路に戻す。そのあとで窒素ガス供給用の電磁弁を作動させれば、モータ内に窒素ガスが供給され消火される。本研究で行った燃焼試験の点火シーケンスを以下の表に示す。

表2 点火シーケンス

時間[s]	ステータス
-20	カウントダウン開始
-10	計測開始
-7	プライマリバルブON
-5	イグナイタON
-1	イグナイタOFF
0	セカンダリバルブON(主燃焼開始)
x	プライマリ,セカンダリバルブOFF(主燃焼終了)
X+1	N2電磁弁ON(消火開始)
X+10	N2電磁弁OFF(消火終了)

ここで、プライマリバルブは三方弁 B を、セカンダリバルブは三方弁 A を意味する。

#### 4. 実験結果

##### 4.1 計算方法

各燃焼試験に関して行った解析結果について述べる前に、本研究で行われた燃焼試験で得られたデータを解析するに当たり定めた時間の定義について述べる。今回の研究では燃焼室圧力履歴から作動時間と燃焼時間の2つの時間を定義した。これらは Karabeyoglu らによって用いられているものと同様である<sup>1)</sup>。以下にその定義について述べる。

作動時間： $t_a$

作動時間  $t_a$  は燃焼が開始されてから燃焼が完全に終了するまでの時間と定義する。作動開始および作動終了の定義は次のとおりである。作動開始点は燃焼室圧力の立ち上がりの領域における定常燃焼区間の圧力値の10%の点を作動開始と定義する。作動終了点は燃焼室圧力が下がり完全にフラットになる直前を作動終了として定義する。

燃焼時間： $t_b$

燃焼時間  $t_b$  は燃焼が開始されてから酸化剤の供給が終了するまでの時間と定義する。燃焼開始と燃焼終了の定義は次のとおりである。燃焼開始点は作動開始点と同様で、燃焼室圧力の立ち上がりの領域における定常燃焼区間の圧力値の10%の点を燃焼開始と定義する。燃焼終了点は酸化剤の供給が停止し、燃焼室圧力が下がる直前を燃焼終了として定義する。

以下に、作動時間および燃焼時間の定義を示す。

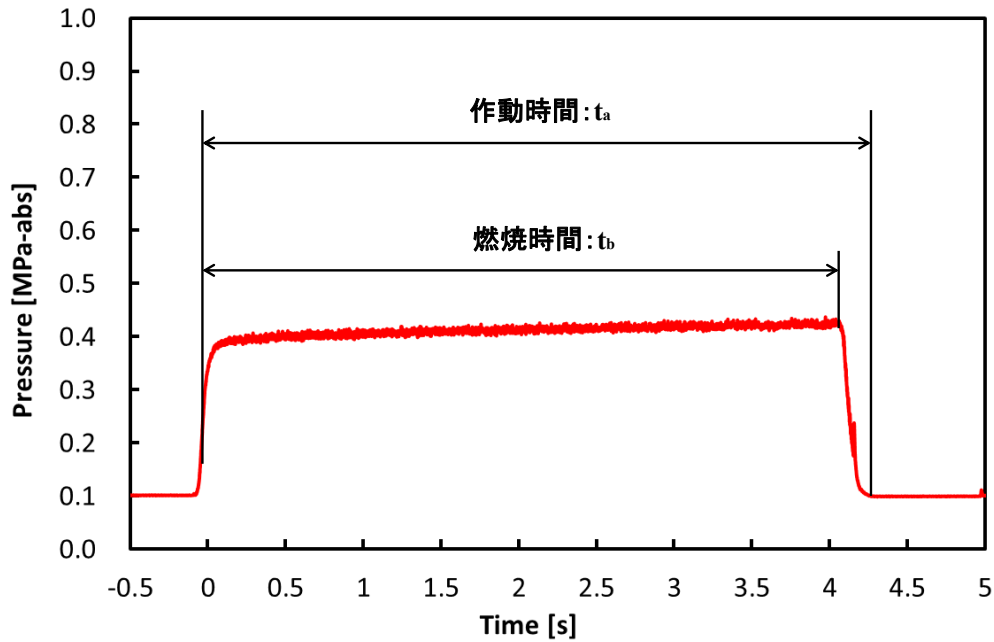


図3 作動時間および燃焼時間の定義

上記に述べた燃焼時間及び作動時間は次に述べる特性排気速度，燃料後退速度，酸化剤質量流束のそれぞれの評価に用いる．次に，特性排気速度，燃料後退速度，酸化剤質量流束の評価方法について述べる．これら3つのパラメータの評価において用いた式はそれぞれ以下のとおりである．

$$C^* = \frac{C_n A_t \int_0^{t_a} P_c(t) dt}{\Delta M_F + \int_0^{t_a} \dot{m}_{ox}(t) dt} \quad (4)$$

$$\dot{r} = \frac{D_f - D_i}{2t_b} \quad (5)$$

$$G_{ox} = \frac{\bar{\dot{m}}_{ox}}{\frac{\pi}{16}(D_f + D_i)^2} \quad (6)$$

$$\bar{\dot{m}}_{ox} = \frac{1}{t_b} \int_0^{t_b} \dot{m}_{ox}(t) dt \quad (7)$$

ここで， $D_i$ は燃焼終了時のポート径であり以下の式で評価される．

$$D_f = \sqrt{D_i^2 + \frac{4\Delta M_F}{\pi\rho_F L}} \quad (8)$$

また、これとは別に燃焼終了後のポート内に水を注入することによりポート内の容積を測り  $D_f$  を測定したが、消費燃料の質量から得られた結果と上記の結果がほぼ一致することを確認した。また、 $C_n$  はノズルの流量係数である。平均特性排気速度は、主燃焼終了後から作動終了においてわずかながら供給されると考えられる燃料の影響を考慮し、上記で定義した作動時間内で評価する。平均燃料後退速度および平均酸化剤質量流束は平均特性排気速度の場合とは異なり燃焼時間を用いて評価する。

#### 4.2 平均燃料後退速度

本研究では特性排気速度の時間履歴を評価する上で必要な燃焼試験として、酸化剤質量流束と燃料後退速度の関係を調べるための燃焼試験と特性排気速度の時間履歴を求める上で必要なパラメータの取得のための燃焼試験を併せて行い、合計6回の燃焼試験を実施した。以下の表にその結果をそれぞれ示す。

表3 燃焼試験結果1

項目	値			単位
試験番号	No.1	No.2	No.3	-
酸化剤	GOX	GOX	GOX	-
燃料	PMMA	PMMA	PMMA	-
オリフィス径	2.286	2.286	2.286	[mm]
オリフィス流量係数	0.9344	0.9344	0.9344	-
ノズルスロート径	8	8	8	[mm]
燃焼時間	2.24	4.04	5.055	[s]
作動時間	2.519	4.4	5.45	[s]
平均上流圧力	0.866	1.205	1.060	[MPa-abs]
平均下流圧力	0.295	0.411	0.371	[MPa-abs]
終了時ポート径	23.65	25.10	25.57	[mm]
インジェクター上流側の音速	326.4	326.4	327.7	[m/s]
平均酸化剤質量流量	8.330	11.598	10.164	[g/s]
平均燃料質量流量	2.321	2.847	2.611	[g/s]
平均O/F	3.588	4.074	3.892	-
平均酸化剤質量流束	20.10	26.41	22.59	[kg/s・m <sup>2</sup> ]
平均燃料後退速度	0.3006	0.3583	0.3232	[mm/s]
平均特性排気速度	1323.1	1360.4	1388.5	[m/s]
特性排気速度効率	91.39	95.73	97.01	[%]

表4 燃焼試験結果2

項目	値			単位
試験番号	No.4	No.5	No.6	-
酸化剤	GOX	GOX	GOX	-
燃料	PMMA	PMMA	PMMA	-
オリフィス径	2.286	2.286	2.286	[mm]
オリフィス流量係数	0.9344	0.9344	0.9344	-
ノズルスロート径	8	8	8	[mm]
燃焼時間	5.5	3.07	3.39	[s]
作動時間	5.85	3.37	3.69	[s]
平均上流圧力	1.051	1.491	1.450	[MPa-abs]
平均下流圧力	0.372	0.500	0.495	[MPa-abs]
終了時ポート径	25.81	24.79	25.09	[mm]
インジェクター上流側の音速	327.7	327.7	327.7	[m/s]
平均酸化剤質量流量	10.071	14.293	13.895	[g/s]
平均燃料質量流量	2.600	3.225	3.274	[g/s]
平均O/F	3.873	4.432	4.243	-
平均酸化剤質量流束	22.16	32.83	31.51	[kg/s・m <sup>2</sup> ]
平均燃料後退速度	0.3194	0.4057	0.4110	[mm/s]
平均特性排気速度	1403.1	1361.8	1377.4	[m/s]
特性排気速度効率	97.95	97.05	97.43	[%]

酸化剤質量流束の範囲はおおむね20~30[kg/s・m<sup>2</sup>]程度と低く、かつ狭い範囲で燃焼試験を行った。これはモータサイズ、インジェクター・オリフィス、グレインポート径、ノズルスロート径の制限のためである。また、グレインカートリッジの大きさの制約上、いずれの燃焼試験も当量比が1からかなりずれた領域で燃焼試験を行った。具体的にはいずれの燃焼試験結果においてもO/Fが3.5~4.5程度となっており、十分に酸化剤リッチ側で燃焼試験が行われたことになる。ここで、得られた燃料後退速度をMarxmanの実験式と同一酸化剤質量流束で比較した結果を以下の表に示す。

表5 燃料後退速度の比較1

項目	値			単位
試験番号	No.1	No.2	No.3	-
Gox	20.10	26.41	22.59	[kg/s・m <sup>2</sup> ]
Marxman	0.0748	0.0927	0.0821	[mm/s]
本研究	0.3006	0.3583	0.3232	[mm/s]

表6 燃料後退速度の比較2

項目	値			単位
試験番号	No.4	No.5	No.6	-
Gox	22.16	32.83	31.51	[kg/s・m <sup>2</sup> ]
Marxman	0.0808	0.1100	0.1066	[mm/s]
本研究	0.3194	0.4057	0.4110	[mm/s]

これより、本研究で得られた燃料後退速度がMarxmanの実験式と一致せず大きい値を示していることが確認された。また、本燃焼試験で得られた圧力時間履歴として、以下にNo.2の圧力時間履歴を示す。

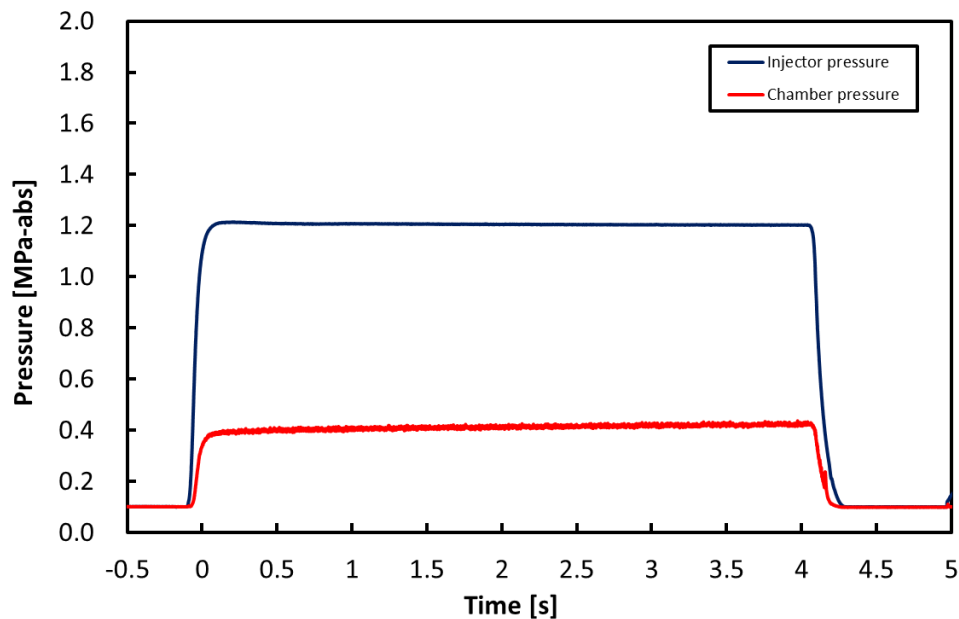


図4 圧力時間履歴(No.2)

上記のグラフにおいて、青線でインジェクター上流側の圧力履歴を、赤線で燃焼室圧力時間履歴をそれぞれ示している。インジェクター上流側の圧力時間履歴に関しては、燃焼中の全領域に対して内圧がほぼ一定となる結果が得られた。これにより、燃焼時間において酸化剤質量流量はほぼ一定となる。燃焼室圧力時間履歴に関しては一見するとインジェクター上流側の圧力と同様の傾向を示しているようにみえるが、詳細には燃焼開始から時間の経過とともにわずかながらではあるが、燃焼室圧力が増大する傾向にあることが確認された。これは全6回行った燃焼試験すべてにおいて同様の傾向が確認されている。通常、燃料後退速度の指数が0.5より大きい場合は燃焼室圧力時間履歴は時間の経過とともに減少する傾向を示すのが一般的である。以上に述べたように通常のハイブリッドロケットモータの燃焼では説明がつかない結果をもたらした要因としては、燃焼室内部の輻射熱の影響が無視できなくなっていることが考えられる。その根拠は以下の2点である。

1. 過去の研究結果と比較して同一酸化剤流束における燃料後退速度が高い。
2. 過剰な酸化剤リッチの状態にて燃焼が行われている。

1つ目の要因に関して述べると、今回の研究で行った燃焼試験の結果は酸化剤質量流束が低い領域であるにもかかわらず、従来の研究結果よりも高い燃料後退速度が確認された。このことから、今回の研究で行った燃焼試験は対流熱伝達が支配的ではなく輻射熱の影響が強いことが考えられる。2つ目の要因に関して述べると、燃焼中に生ずる生成物である水や二酸化炭素は熱線に対して不透明であるが今回は熱線に対し透明な気体酸素が比較的多いため、特に輻射熱の影響が大きくなったと考えられる。式(2)で示した燃料後退速度式は、対流熱伝達が支配的な場合を想定しているものであるが、上記の考察により輻射熱の影響が示唆されていることから、輻射熱の影響を考慮した場合の燃料後退速度式を新たに定める必要がある。輻射熱の影響が考慮される場合の燃料後退速度式は以下の通りである。



$$\dot{r} = \dot{r}_M(t) + \dot{r}_{rad} = aG_{ox}^n + \dot{r}_{rad} \quad (9)$$

したがって、輻射熱の影響を考慮した場合の燃料流量を表す式は次のとおりである。

$$\dot{m}_F(t) = 2\pi\rho_F Lr(t)\{\dot{r}_M(t) + \dot{r}_{rad}\} \quad (10)$$

このように特性排気速度の時間履歴を求めるに際し、輻射熱の影響を考慮する場合は原理の項で述べた式(2)および式(3)を本項で述べた式(10)および式(9)にそれぞれ置き換えて解析を行う必要がある。また、輻射熱の影響で増加した燃料後退速度の増分については、今回の実験で求められた燃料後退速度から Marxman の実験式を差し引いて求めた。ここで求められた輻射熱の影響で増加した燃料後退速度の増分は燃焼時間中一定と仮定し、定数として扱った。ただし、酸化剤質量流速などの違いにより輻射量が異なるので実験毎にその値を求める必要がある。

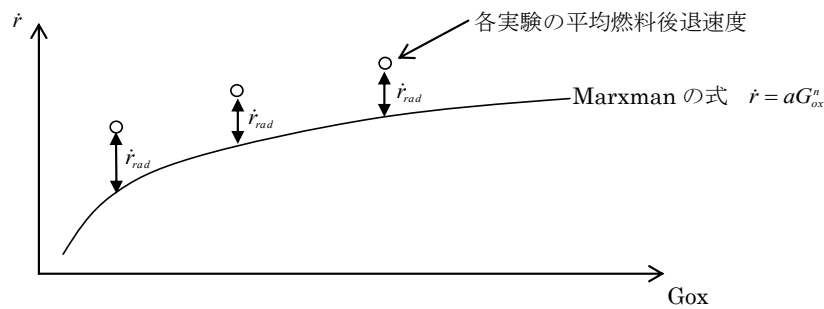


図5 輻射熱の影響を考慮した場合の燃料後退速度

以下に輻射熱の影響を考慮した場合における燃料後退速度を示す。

表7 輻射熱の影響を考慮した燃料後退速度1

項目	値			単位
試験番号	No.1	No.2	No.3	-
Marxman	0.0748	0.0927	0.0821	[mm/s]
輻射熱の影響	0.2258	0.2656	0.2411	[mm/s]

表8 輻射熱の影響を考慮した燃料後退速度2

項目	値			単位
試験番号	No.4	No.5	No.6	-
Marxman	0.0808	0.1100	0.1066	[mm/s]
輻射熱の影響	0.2386	0.2957	0.3045	[mm/s]

以上に示した燃料後退速度を、本研究では使用して次項で述べる特性排気速度の時間履歴を計算する。

#### 4.3 $C^*$ および $C^*$ 効率の時間履歴

前項で定めた輻射熱の影響を考慮した場合の燃料後退速度式を用い、特性排気速度の時間履歴および理論特性排気速度の時間履歴を求めることで、特性排気速度効率の時間履歴を求めた。以下に、特性排気速度の時間履歴と理論特性排気速度の時間履歴の比較と特性排気速度効率の時間履歴を示す。

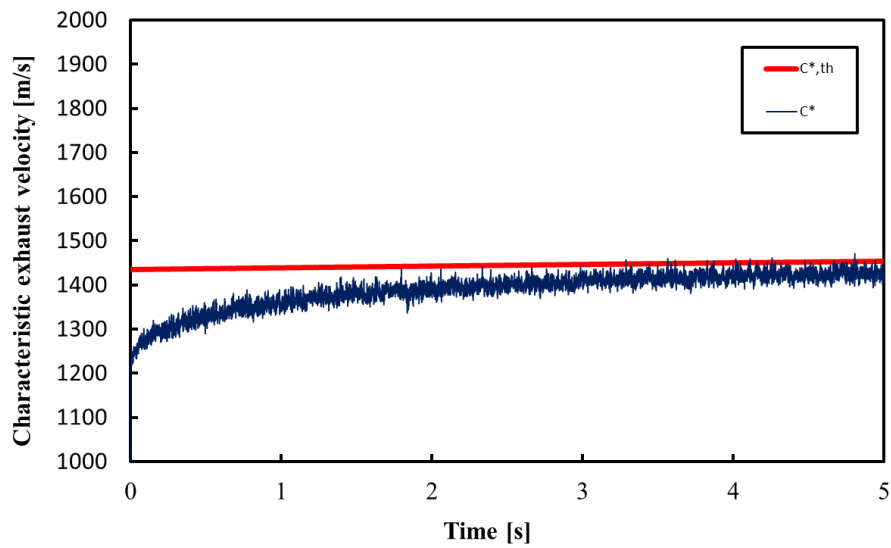


図6 特性排気速度の時間履歴の比較(No.3)

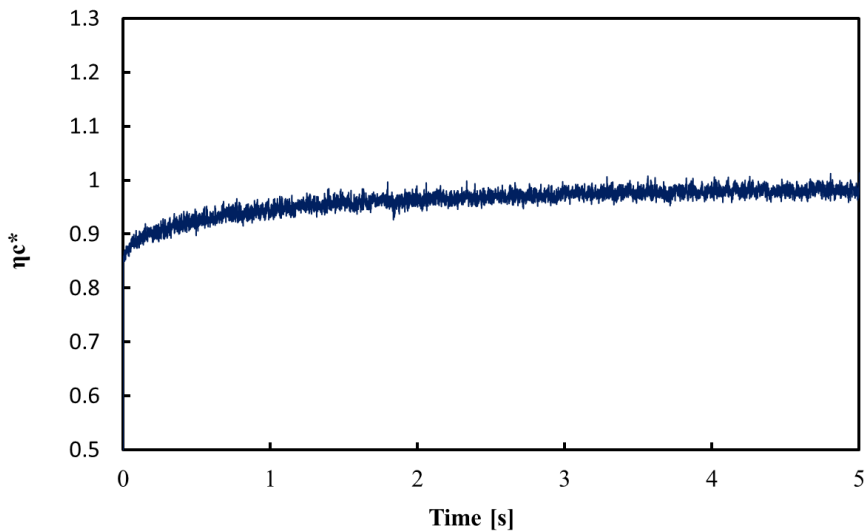


図7 特性排気速度効率の時間履歴(No.3)

## 5. 結言

GOX/PMMA を推進剤に用いたハイブリッドロケットモータの燃焼試験において得られた酸化剤質量流束と燃料後退速度の関係をを用いることで、特性排気速度の時間履歴および特性排気速度効率の時間履歴の算出を試みた。それにより以下の結果が得られた。

- (1) 火炎からの輻射熱の影響が大きく、かつ十分に酸化剤リッチな条件下で特性排気速度の時間履歴ならびに特性排気速度効率の時間履歴を実験的に求めた。
- (2) PMMA やパラフィンワックスなど燃料では、以下に示した3つの場合において、燃料後退速度に及ぼす火炎からの輻射熱の影響を考慮する必要がある。
  - 1) 酸化剤リッチで、燃焼ガスの熱線に対する透明度が高くなる場合。
  - 2) PMMA, パラフィンワックスのように光学的透明度が高く、輻射熱を内部吸収するような燃料を使用した場合。
  - 3) 酸化剤質量流束が低く、対流熱伝達による燃料表面への伝熱量が相対的に少ない場合。

またこれとは別に、GOX/WAX を用いて同様の燃焼試験を行い、時間の経過とともに増大する燃焼室圧力時間履歴を得た。これに対しても前述と同様の考察が行えるが、詳細な解析は今後の課題としたい。

### 記号表

$A_t$	: ノズルスロート径
$a$	: 燃料後退速度の係数
$C^*$	: 特性排気速度
$C_{th}^*$	: 理論特性排気速度
$C_n$	: ノズルの流量係数
$D_i$	: 初期ポート径
$D_f$	: 燃焼終了時のポート径
$G_{ox}$	: 酸化剤質量流束
$L$	: グレイン長さ
$\dot{m}_{ox}$	: 酸化剤質量流量
$\overline{\dot{m}_{ox}}$	: 平均酸化剤質量流量
$\dot{m}_F$	: 燃料質量流量
$n$	: 燃料後退速度の指数
$O/F$	: 酸燃比
$P_c$	: 燃焼室圧力
$\dot{r}$	: 燃料後退速度
$\dot{r}_M$	: Marxman の実験式による燃料後退速度

$\dot{i}_{rad}$  : 輻射熱の影響による燃料後退速度の増分

$r$  : 燃料ポート半径

$t_a$  : 作動時間

$t_b$  : 燃焼時間

$\Delta M_F$  : 消費燃料の質量

$\eta_{C^*}$  : 特性排気速度効率

$\rho_F$  : 燃料密度

## 謝辞

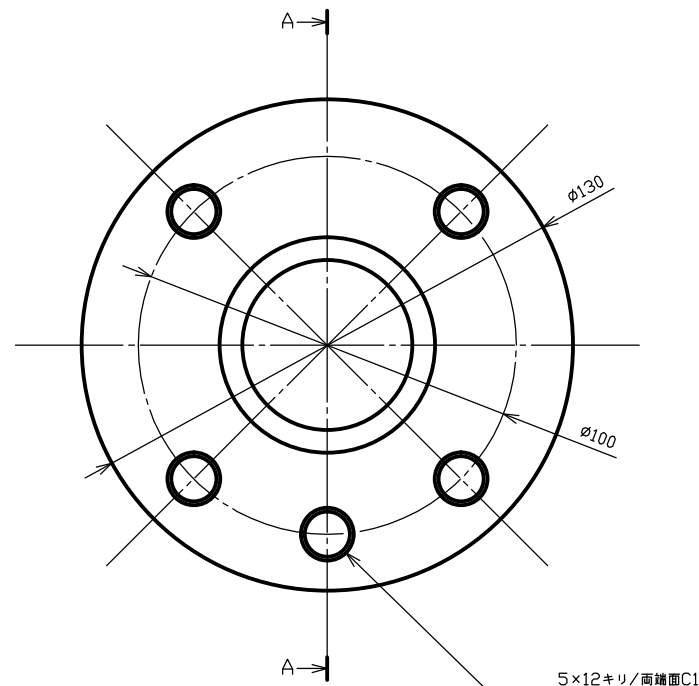
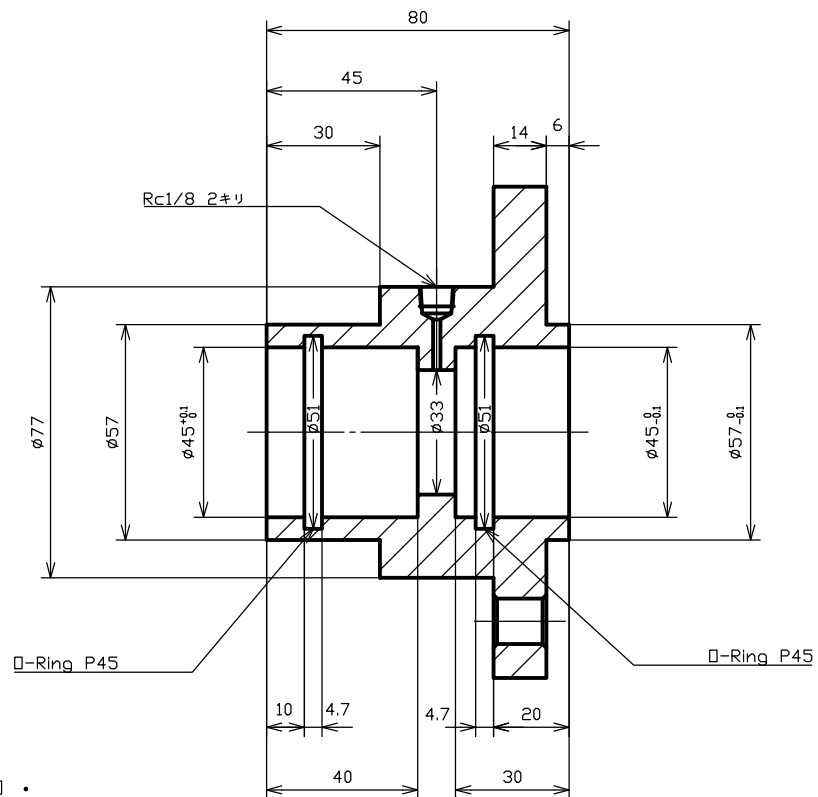
本研究は、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所のハイブリッドロケット研究ワーキンググループの支援を受けたものである。燃料後退速度に対する別な実験的評価に関しては杉山達斉君に協力して頂いた。また、燃焼試験で使用したハイブリッドロケットモータの一部は東海大学 研究支援・知的財産本部 技術共同管理室所属の平賀清氏により製作された。ここに併せて謝意を表します。

## 参考文献

[1] A. Karabeyoglu, G. Ziliac, B. J. Cantwell, S. DeZilwa, and P. Castellucci: Journal of Propulsion and Power, "Scale-Up Tests of High Regression Rate Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels", Vol.20, No.6, Nov.-Dec., 2004, pp.1037-1045.

品番	品名	個数	材質	備考
1	ノズルカバーフランジrev2	1	SUS304	新規製造

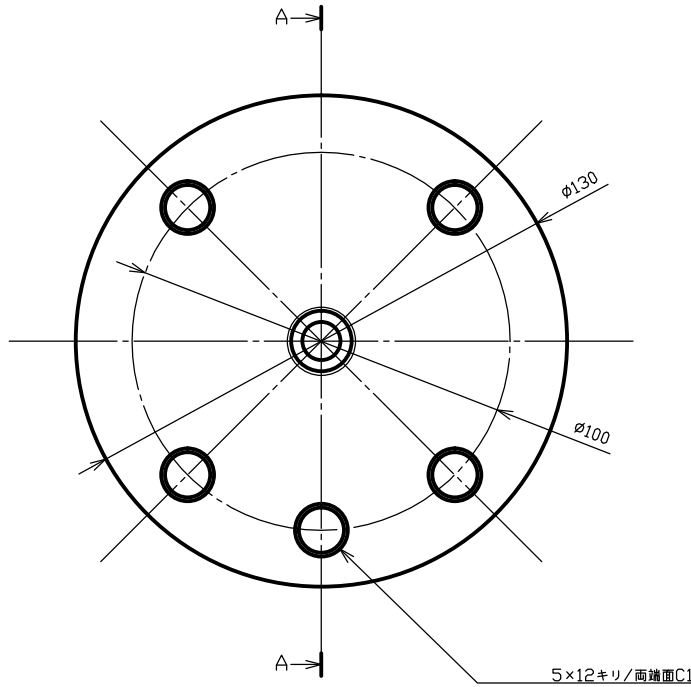
A-A断面



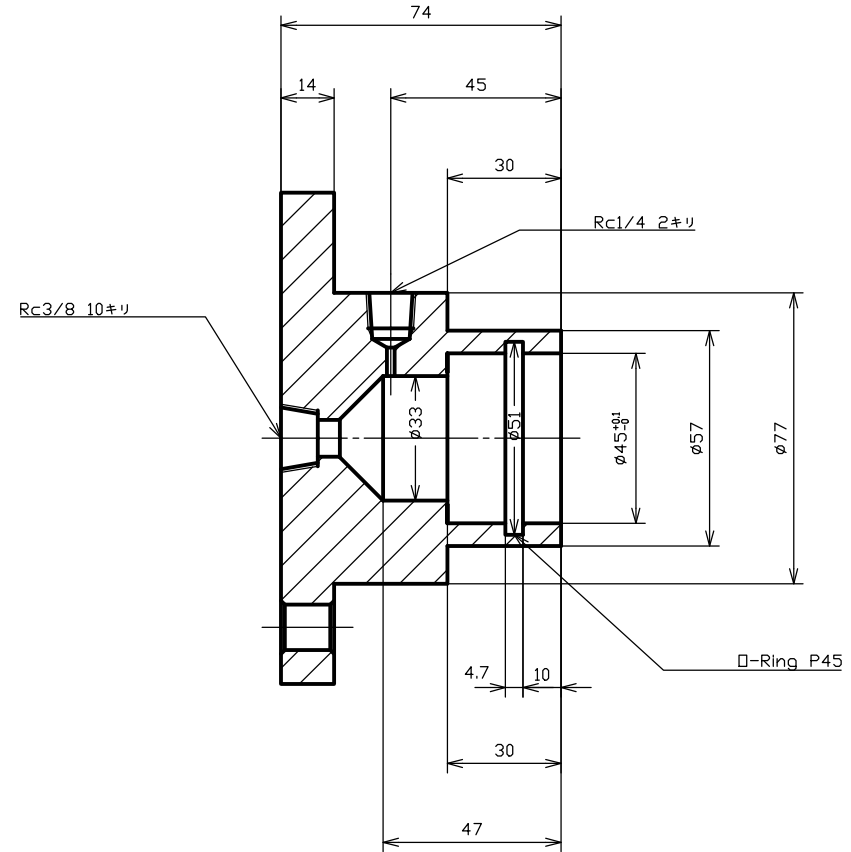
注記：  
 標準公差±0.1  
 特記無き面取りはすべて糸面とする  
 フランジ穴両端面C1加工

投影法 第三角法	設計	製図	検図	所属 東海大学工学部航空宇宙学科航空宇宙学専攻 森田研究室	図面名称 ノズルカバーフランジrev2部品図
尺度 1:2				作成日 12/09/23 0:23	図面番号 MLT-03P改-4001-02
				連絡先 東海大学工学部航空宇宙学科 実験6棟 電気推進室 内線(4467)	

品番	品名	個数	材質	備考
4	バルクヘッドrev2	1	SUS304	新規製作



A-A断面

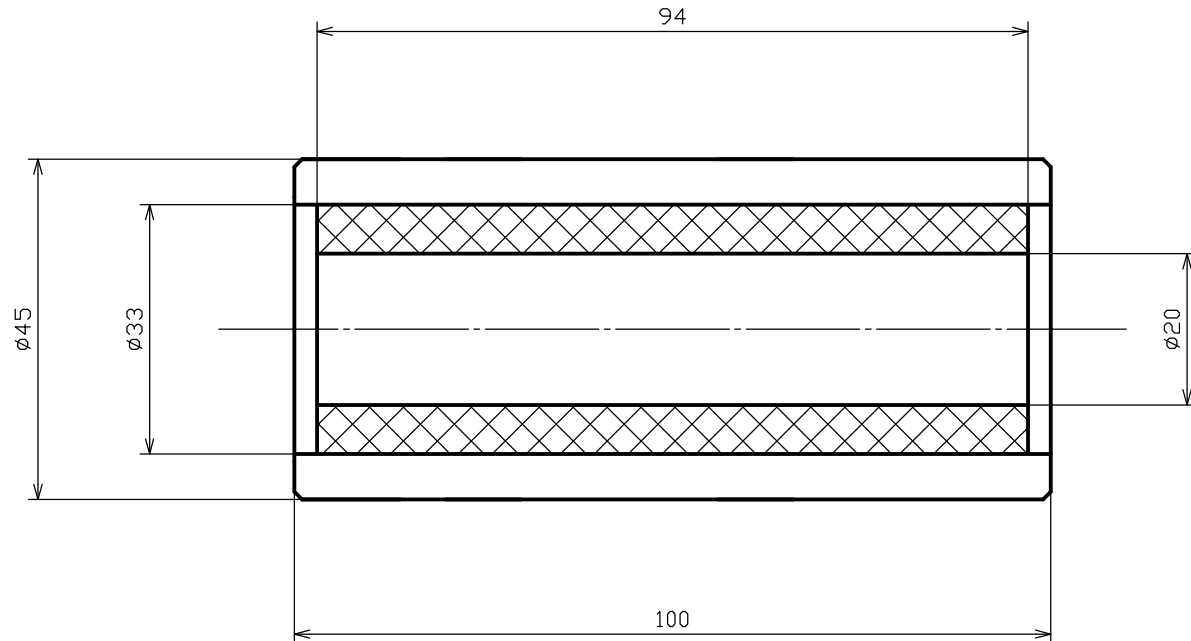


注記：  
 標準公差 $\pm 0.1$   
 特記無き面取りはすべて糸面とする  
 フランジ穴両端面C1加工

投影法 第三角法	設計	製図	検図	所属 東海大学工学部航空宇宙学科航空宇宙学専攻 森田研究室	図面名称 バルクヘッドrev2部品図
尺度 1:2				作成日 12/11/06 17:40	連絡先 東海大学工学部航空宇宙学科 実験6棟 電気推進室 内線(4467)
					図面番号 MLT-03P改-4004-01

MLT-03P改-FUEL-VER1.0

品番	品名	個数	材質	備考
N/A	グレインカートリッジ	N/A	PMMA	グレイン:PMMA



注記：  
 標準公差±0.1  
 カートリッジ両端面は面取り(C1~C3)

投影法 第三角法	設計	製図	検図	所属 東海大学工学部航空宇宙学科航空宇宙学専攻 森田研究室	図面名称 グレインカートリッジ部品図
尺度 1:1				作成日 12/10/09 17:00	連絡先 東海大学工学部航空宇宙学科 実験6棟 電気推進室 内線(4467)
				図面番号 MLT-03P改-FUEL-VER1.0	