

# A-SOFT ハイブリッドロケットの O/F 制御実証

○岸里 大輝 (東海大・院), 那賀川 一郎 (東海大)

## Experimental Research of the O/F Control of A-SOFT Hybrid Rocket

by

Daiki KISHIZATO and Ichiro NAKAGAWA (Tokai University)

### Abstract

The Hybrid Rocket (HR) has many advantages, but this is not yet used as space transfer system. That reason why it has some critical problems. One of the hybrid rocket problem is O/F-Shift. This problem causes to decrease  $c^*$  and  $I_{sp}$  during combustion, so burning efficiency of hybrid rocket is lower. To solve O/F-Shift problem, we must control fuel mass flow rate. However, fuel mass flow rate dependent on oxidizer mass flow rate, so we cannot control thrust and O/F independently in simple HR. A-SOFT-HR (Altering intensity-Swirling Oxidizer Flow Type-HR) has two variables to change fuel mass flow rate. They are oxidizer mass flow rate and intensity of oxidizer swirling. Therefore, A-SOFT-HR is described that A-SOFT-HR can control O/F and thrust independently. However, A-SOFT O/F control function is not yet demonstrated so its research purpose is demonstration A-SOFT O/F control function. In this paper, we describe a result of thrust-O/F stable control burning test.

**Keywords:** Hybrid Rocket, A-SOFT, O/F-Shift,

## 1. 緒言

### 1.1 ハイブリッドロケットの課題

ハイブリッドロケット (HR) とは、異なる相の酸化剤と燃料を使用する化学推進ロケットの一種である。一般的なハイブリッドロケットは液体酸素や液化亜酸化窒素といった液体の酸化剤と、プラスチック、ゴム、WAX 等の固体の燃料を使用する。Fig.1 にハイブリッドロケットの概要図を示す。他の化学推進ロケットと比較し、低コストであること、高い安全性、環境適合性があることが長所として挙げられるが、未だ宇宙輸送システムとして実用化されたことはない。これは、ハイブリッドロケットの構造に由来する性能の低さが理由として挙げられる。

ハイブリッドロケットの固体燃料後退速度  $\dot{r}$  は式(1)のように表されることが実験的に知られている。

$$\dot{r} = aG_{ox}^n = a(\dot{m}_{ox}/A_p)^n \quad (1)$$

ここで、 $a$  と  $n$  は燃料固有の係数と指数であり、 $G_{ox}$  は酸化剤質量流束、 $\dot{m}_{ox}$  は酸化剤質量流量、 $A_p$  はポート面積である。式(1)から、 $\dot{r}$  は  $\dot{m}_{ox}$  に依存していることがわかる。また、燃料質量流量  $\dot{m}_f$  は式(2)で表される。

$$\dot{m}_{ox} = \rho_f \dot{r} A_b \propto \dot{m}_{ox}^n \quad (2)$$

ここで、 $\rho_f$  は燃料密度、 $A_b$  は燃焼面積である。したがって式(2)から  $\dot{m}_f$  もまた、 $\dot{m}_{ox}$  に依存していることがわかる。

シングルポートを有する単純なハイブリッドロケットの場合、 $A_p$  と  $A_b$  は燃焼とともに増加していく。すなわち、 $\dot{m}_f$  が燃焼とともに変化するということであり、 $\dot{m}_f$  の増減に伴い、酸燃比である  $O/F$  も燃焼につれ増減することになる。これを  $O/F$ -Shift という。Fig.2 に  $O/F$  と  $c^*$  の関係について一例を示す。ロケットの性能指標でもある  $c^*$  と  $I_{sp}$  は Fig.2 に見られる様に  $O/F$  の関数となる。燃焼中に  $O/F$  が変化するということは、 $c^*$ 、 $I_{sp}$  が変化するということであり、初期  $O/F$  を  $c^*$ 、 $I_{sp}$  が最大値となるような最適点に設定しても、燃焼が進むにつれ  $O/F$  が変化し、 $c^*$ 、 $I_{sp}$  が下降していくことになる。すなわち、単純なハイブリッドロケットは燃焼が進むにつれ性能が低下していくということであり、この  $O/F$ -Shift を起因としたハイブリッドロケットの性能低下は宇宙輸送システムとしての実用化を妨げる大きな要因の一つである。

$O/F$  を燃焼中一定とし、性能低下を防ぐには、 $\dot{m}_f$  を燃焼中に任意に変更する技術が必要である。しかし、式(2)で示した通り、 $\dot{m}_f$  は  $\dot{m}_{ox}$  に依存しているため、 $\dot{m}_f$  を変更すると推進剤質量流量  $\dot{m}_p$  が変化し、推力が変化する。すなわち、単純なハイブリッドロケットの場合推力  $F$  と  $O/F$  をそれぞれ独立に制御することができないのである。

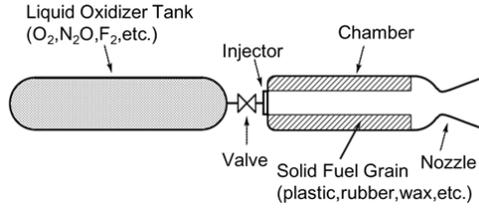


Fig.1 Typically Hybrid Rocket

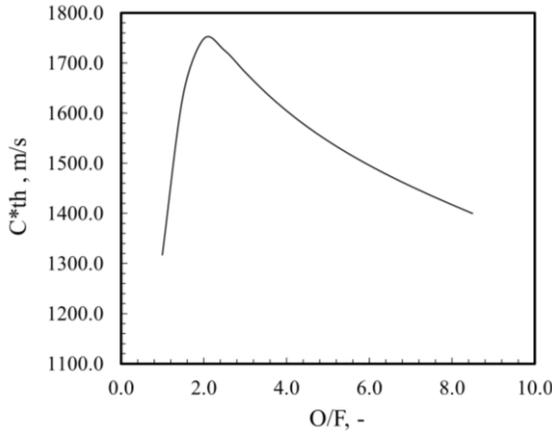


Fig.2 Relation between O/F and  $c^*$

### 1.2 A-SOFT-HR

推力と  $O/F$  を独立に制御するには、 $\dot{r}$  に寄与する  $\dot{m}_{ox}$  とは別の新たな変数が必要である。ここで、酸化剤流に旋回を付与した際の、旋回強度（スワール数  $S_p$ ）に注目する。

Fig.3 に WAX 系燃料と PMMA 燃料を酸化剤旋回下で燃焼させた場合の  $\dot{r}$  を示す。Fig.3 から同  $G_{ox}$  下においても、 $S_p$  の量によって  $\dot{r}$  が変化していることがわかる。従って、 $\dot{r}$  は  $S_p$  によって変更可能であると言え、 $\dot{m}_{ox}$  とは異なる新たな変数として利用することができる。

$S_p$  と  $\dot{m}_{ox}$  を燃焼中に逐次変更可能としたハイブリッドロケットを A-SOFT-HR (Altering intensity-Swirling Oxidizer Flow Type-HR) という。Fig.4 に A-SOFT-HR の概要図を示す。2 変数により  $\dot{r}$  を変更することで推力と  $O/F$  を独立に制御することが可能となる。本研究において、スワール数  $S_p$  は燃料ポート内の酸化剤流の旋回成分の角運動量と軸流成分運動量の比率を表している。酸化剤のインジェクタ出口での角運動量が燃料ポートまで保存されると仮定したとき  $S_p$  を次の様に定義する。

$$S_p \equiv \frac{\dot{m}_{ox,s} v_{i,\theta} R_i}{\dot{m}_{ox} v_{p,x} r_p} \quad (3)$$

ここで、 $\dot{m}_{ox,s}$  は旋回インジェクタ質量流量、 $v_{i,\theta}$  はインジェクタ出口旋回速度、 $v_{p,x}$  はポート内軸流速度、 $R_i$  はインジェクタ出口ピッチ半径、 $r_p$  をポート半径とする。このうち、 $v_{i,\theta}$ 、 $v_{p,x}$  は次の様に表される。

$$v_{i,\theta} = \frac{\dot{m}_{ox,s}}{\rho_{ox} A_i} \sin \theta \quad (4)$$

$$v_{p,x} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\rho_{ox} A_p} \quad (5)$$

ここで  $A_{i,\theta}$  は旋回インジェクタ孔総面積、 $\rho_{ox}$  は酸化剤密度、 $\theta$  は旋回インジェクタ孔軸と燃焼室軸との角度である。式(3)に式(4)、式(5)を代入すると、 $S_p$  は最終的に以下の形で表される。

$$S_p = \frac{\dot{m}_{ox,s}^2 r_p R_i \sin \theta}{\dot{m}_{ox}^2 r_i^2} \quad (6)$$

式(6)から  $S_p$  は  $\dot{m}_{ox,s}$  と  $\dot{m}_{ox}$  の比率により制御できることがわかる。また、 $\dot{m}_{ox}$  は次のように表される。

$$\dot{m}_{ox} = \dot{m}_{ox,s} + \dot{m}_{ox,a} \quad (7)$$

ここで、 $\dot{m}_{ox,a}$  は燃焼室軸方向に噴射される酸化剤の質量流量である。実際の A-SOFT-HR では軸流噴射インジェクタ、旋回噴射インジェクタ上流にそれぞれバルブを設置することにより、 $\dot{m}_{ox,s}$ 、 $\dot{m}_{ox}$  の比率制御が可能になる。

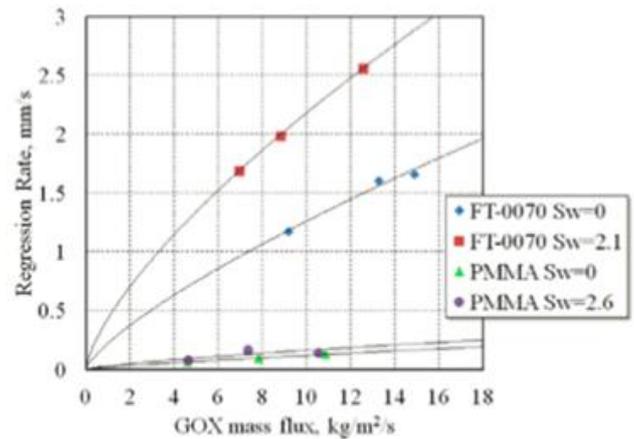


Fig.3 Regression rate under the swirling oxidizer flow<sup>2)</sup>

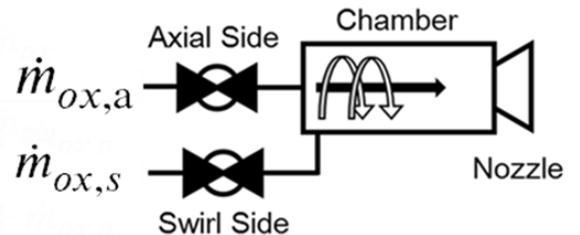


Fig.4 Schematic diagram of A-SOFT-HR

### 1.3 研究目的及び方法

現在 JAXA-HRr-WG では A-SOFT-HR の飛翔実証実験を計画している。この飛翔実験は A-SOFT 方式による境界層燃焼型 HR の技術実証を目的としている。

上記の A-SOFT-HR 飛翔実証試験に向けて JAXA-HRr-WG に参加する各大学では要素技術の実証、研究が続けられているが、A-SOFT-HR 技術の根幹となる、燃焼中の  $S_p$ ,  $\dot{m}_{ox}$  逐次変更による推力- $O/F$  制御については未実証である。本研究では JAXA-HRr-WG による研究の一環として、A-SOFT-HR の推力- $O/F$  制御機能について実証を行うことを目的とする。

本研究では、まず GOx/PP を推進剤とした A-SOFT-HR を設計、製作し、酸化剤の流量特性と、GOx/PP の燃料後退速度取得実験を行った。そして、その実験データより、推力一定  $O/F$  一定とした燃焼実験のバルブ制御パターンを構築し、推力- $O/F$  制御下の燃焼実験を行った。

## 2. 実験

### 2.1 実験供試体

Table 1 にエンジン諸元を、Fig.5 に本研究で使用した  $\phi 80$ class-A-SOFT-HR Long ver. の燃焼室、Fig.6 にインジェクタ形状を示す。2017 年度に行われた実験では、シリンダの短いエンジンを用いていたが、燃料端面の影響が顕著にでてしまう、燃焼面積が適正から遠く作動  $O/F$  が高いという問題があった。そこで 2017 年度の実験にて取得した PP の  $i$  に合わせ、シリンダを再設計した。

インジェクタは軸方向噴射孔の外側に旋回方向噴射孔が配置されている。また、旋回方向噴射孔はエンジン軸に対し  $45^\circ$  の角度を持っており、これにより酸化剤に旋回方向の運動量を与えることが可能となる。

A-SOFT-HR のシステム構成を Fig.7 に示す。この A-SOFT-HR はサーボモータにより角度が制御できるボールバルブが 3 つ配管内に設置されている。軸方向噴射、旋回方向噴射に分岐する手前に設置されているサーボバルブは配管内を流れる全体の  $\dot{m}_{ox}$  を変更する役目を負っており、分岐下流に設置されている 2 つのサーボバルブは  $S_p$  を変更する役目を負っている。

2017 年度実験では着火遅れにより予め設定したバルブ開度パターンと燃焼室状態が異なるという事象が発生した。着火遅れが発生しても適切なバルブコントロールが可能になるよう今回は燃焼室圧力を取得するセンサーにより着火したことを確認後サーボバルブが動き出すように制御系を構築した。



Fig.5  $\phi 80$ class-A-SOFT-HR chamber Long ver.

Table 1 Specification of  $\phi 80$ class-A-SOFT-HR

A-SOFT-HR Specification		
Propellant	GOx/PP	-
Max. Chamber Pressure	0.4	MPaG
Nozzle Throat Diameter	23.8	mm
Initial Port Diameter	40	mm
Fuel Outer Diameter	84	mm
Fuel length	400	mm

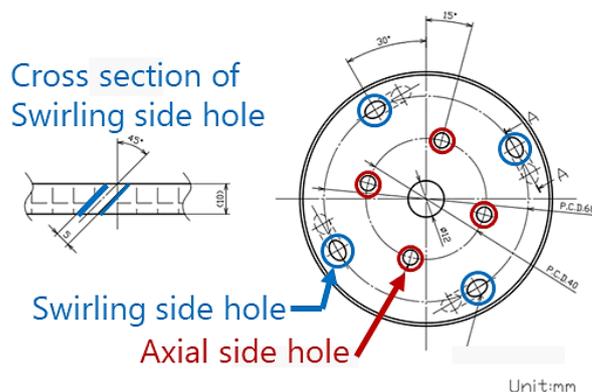


Fig.6 Injector plate

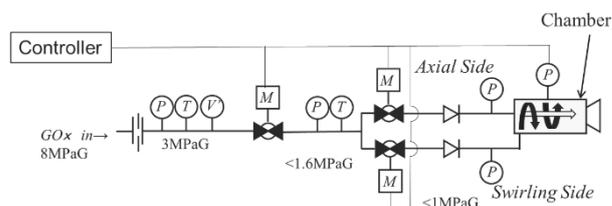


Fig.7 System diagram

### 2.2 GOx/PP 燃料後退速度取得試験

燃焼室構造を新規設計したことにより、燃料の後退特性が変化するため、再度燃料後退速度の取得試験を行った。

解析に北海道大学の永田らが研究を進めている再現法を使用した。再現法は取得したデータと理論性能計算値から数値計算的に  $O/F$  ないしは、 $\dot{m}_f$  の時間履歴を計算する手法である。本研究では特に、燃焼室内の燃焼圧力、推力、酸化剤質量流量履歴を用いて計算を行う RT-3 を使用した。

燃焼中に変数となる燃料ポート半径が計算に含まれている  $S_p$  を指定して実験条件を決めるのは困難なため、旋回方向酸化剤質量流量比 ( $\dot{m}_{ox,s}/\dot{m}_{ox}$ ) を変数として実験条件を設定した。Table 2 に実施した各実験の条件を示す。燃焼時間は 5 s と 20 s の 2 パターンで設定し、全ての実験は初期燃料ポート径 40 mm、燃料長さ 400 mm として実施した。再現法によりそれぞれの実験結果の解析を実施したところ、同  $\dot{m}_{ox,s}/\dot{m}_{ox}$  条件下であれば、 $\dot{m}_f$  履歴は 5 s、20 s とともにきれいに重なることを確認した。故に、 $O/F$ 、推力一定制御実験用のバルブコントロールパターンを構築する際には燃焼時間が 20 s のときの

実験データのみを使用した。Fig.8 に再現法により解析した燃料後退速度を示す。

Table 2 Configuration of Experiment

No.	$\dot{m}_{ox}$ , kg/s	$\dot{m}_{ox,s}/\dot{m}_{ox}$ , -	Time, s
#2	0.1	0	5
#3	0.1	0	20
#4	0.1	1	5
#5	0.1	1	20
#6	0.1	0.5	5
#7	0.1	0.5	20
#8	0.1	0.25	15
#9	0.1	0.5	20

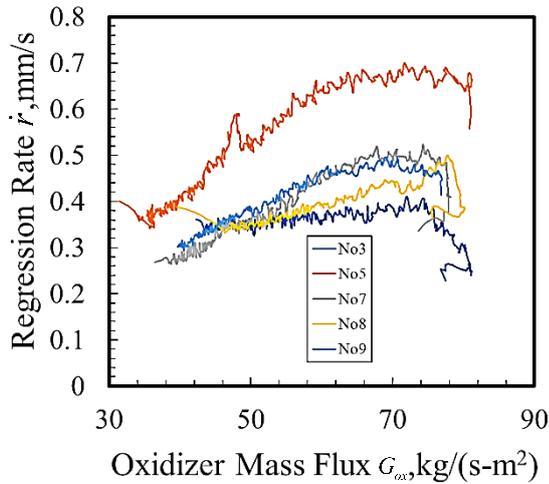


Fig. 8 GOx/PP Regression Rate

Fig.8 をみると、全ての実験において、グラフ右側の高流束側がピークを境目に流束の増加に対して下降している。これは、燃焼が立ち上がった直後で燃焼が安定していない非定常領域であるからだと考えられる。

### 2.3 バルブコントロールシーケンスの構築

実験により得られた  $\dot{r}$  履歴をもとに推力と O/F が設定値で一定となるようなバルブのコントロールシーケンスを構築した。

はじめに推力と O/F が一定とする際の条件決定を行った。制約条件を Table 3, 目標値を Table 4 に示す。  $\dot{m}_f$  の条件は次のような制約のもと決定した。

- (1) 20 s 燃焼させてポート径が燃料外径を超えない事
- (2) 制御の効果が目に見えて分かる箇所であること
- (3) エンジン点火時にある程度旋回側バルブが空いていること

(2)は条件によっては  $S_p$  の効き加減と  $\dot{m}_f$  の下降が釣り合い、燃焼中に制御せずとも一定となる箇所が存在するのでそれを省くために設定した。(3)はボールバルブは流れはじめ角度の見極めが難しいため、両バルブともある程度空いている状態からスタートするため設定した。Fig.9 に目標  $\dot{m}_f$  で燃焼させた場合の燃料後退速度予測を示す。

図中 Target が目標値で正常に推力-O/F が一定となった場合の  $\dot{r}$  履歴である。

Fig.9 から各  $G_{ox}$  と酸化剤質量流量比の組み合わせが得られる。Fig.9 のグラフ中の数値は各酸化剤質量流量比である。次にその変更基準となる  $G_{ox}$  が燃焼中どのタイミングで到達するのかを調査する。Fig.10 に構築した  $G_{ox}$  と酸化剤質量比を示す。燃焼中  $G_{ox}$  はポート直径の増大に合わせ低下していく。Fig.10 はある  $G_{ox}$  の範囲であったとき、酸化剤質量比はいかほどにすればよいかということを表している。

Fig.10 に目標条件で燃焼させた場合の  $G_{ox}$  時間履歴をしめす。このグラフより酸化剤比率の変更基準となる  $G_{ox}$  はそれぞれ燃焼開始から 6 s, 8 s, 15 s で到達することが分かる。すなわちシーケンスは、燃焼開始 0 s~6 s までが  $\dot{m}_{ox,s}/\dot{m}_{ox}=0.5$ , 6 s~8 s までが  $\dot{m}_{ox,s}/\dot{m}_{ox}=0.625$ , 8 s~15 s のとき  $\dot{m}_{ox,s}/\dot{m}_{ox}=0.75$ , 15 s~20 s のとき、  $\dot{m}_{ox,s}/\dot{m}_{ox}=1$  となる。

Table 3 Condition

制約条件	
燃焼時間	20 s
ポート直径	40 mm
燃料外径	84 mm
燃料長さ	400 mm

Table 4 Target value

目標値	
$\dot{m}_{ox}$	0.1 kg/s
$\dot{m}_f$	0.025 kg/s
O/F	4
推力	200 N

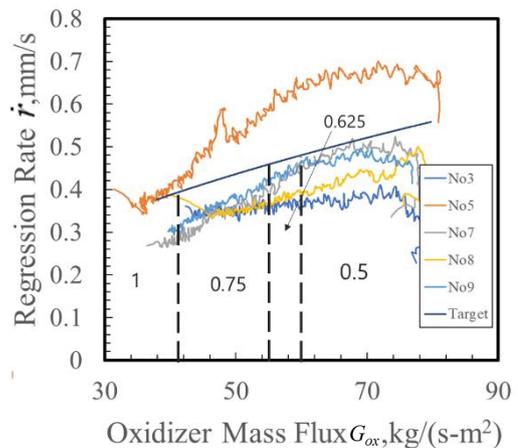


Fig.9 Target regression rate

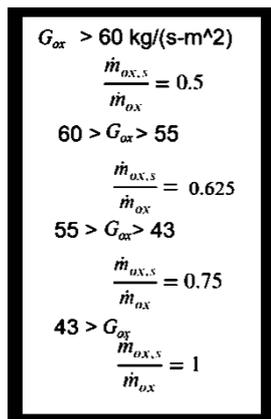


Fig.10  $G_{ox}$  and mass flow ratio relationship

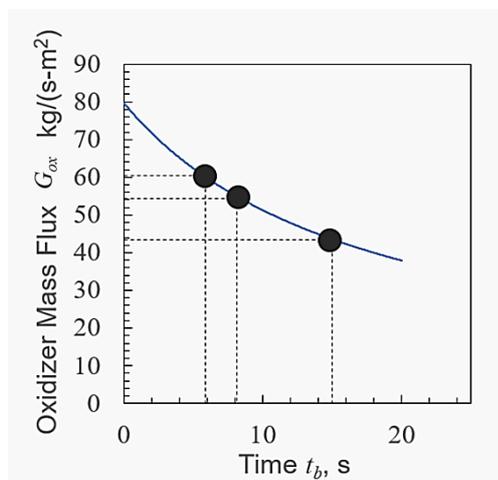


Fig.11  $G_{ox}$  and mass flow ratio

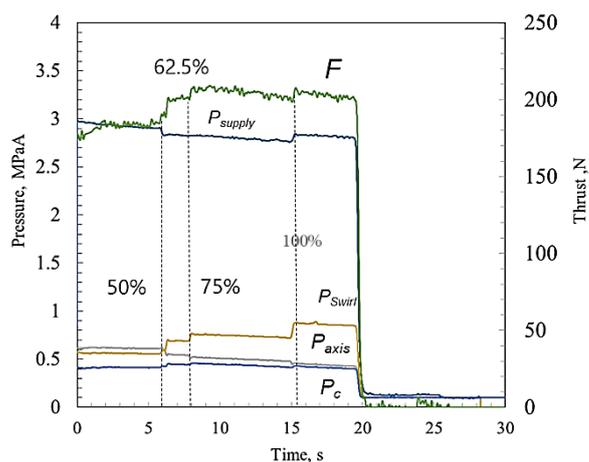


Fig.12 Thrust and Pressure history (#10)

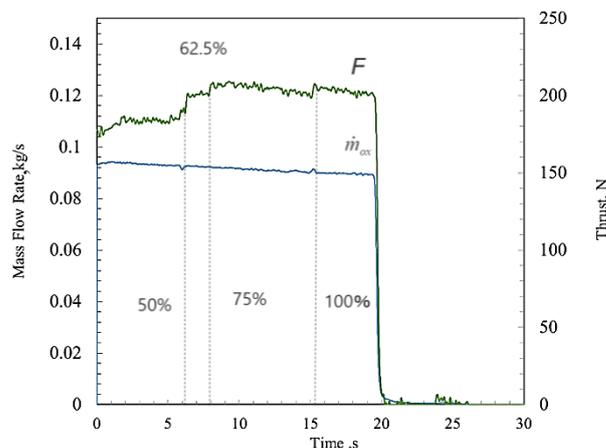


Fig.13 Thrust and  $\dot{m}_{ox}$  time history (#10)

### 2.4 推力-O/F一定制御燃焼試験

前節で構築したバルブコントロールシーケンスを基に実際に推力-O/F一定制御試験を実施した。この実験を#10とおいている。

実験結果の圧力、推力、酸化剤質量流量グラフをそれぞれ Fig.12, Fig.13 に示す。図中  $\dot{m}_{ox,s}/\dot{m}_{ox}$  は%表記としている。Table 4 に実験目標値と結果を示す。平均推力は 198 N、平均 O/F は 4.03、平均  $\dot{m}_f$  は 0.022 kg/s であった。グラフを見ると燃焼前半部分は目標値から大きくずれているのに対し、後半部分ではほぼ目標値で一定となっている。推力が増加しているタイミングで  $\dot{m}_{ox}$  に注目すると、こちらは、大きく変動していない。したがって、この推力増加は酸化剤の旋回成分が強くなり  $\dot{m}_f$  が大きくなった結果だと考えられる。

#10 の  $\dot{m}_f$  履歴と O/F 履歴を Fig.14 に示す。Fig.14 には目標値の O/F 履歴及び、 $\dot{m}_f$  を併記している。この履歴からもわかる通り後半部分は Target にほぼ追従していることが分かる。また、Fig.15 に Target の  $\dot{r}$  と #10 の  $\dot{r}$  履歴を示す。こちらも前半部分は Target から大きく外れているものの、後半部分からはおおよそ Target に追従している。

Table 4 Target value and result value

	目標値	#10実験結果(平均値)
推力	200 N	198 N
O/F	4	4.03
$\dot{m}_f$	0.025 kg/s	0.022 kg/s

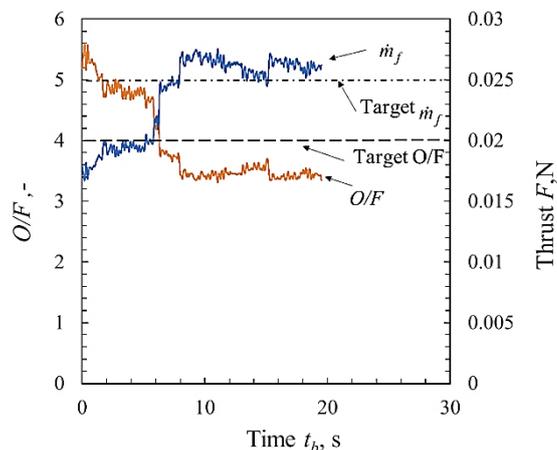
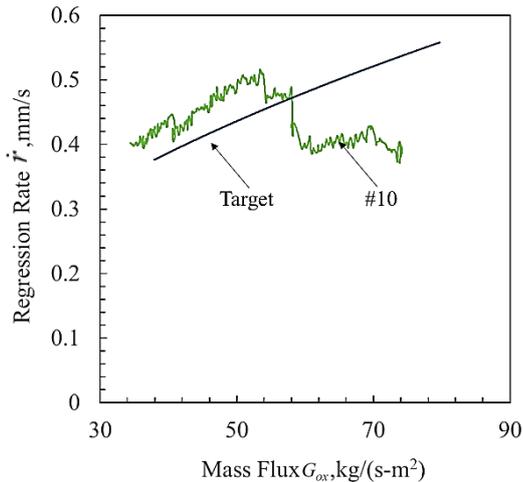


Fig.14 O/F and  $\dot{m}_f$  time history

Fig.15 Target  $\dot{r}$  and result  $\dot{r}$  time history

前半部の Target への追従がなされていない箇所は事前実験と比較し、軸方向噴射側のインジェクタ上流圧力が 0.02 MPa 程高かったため、バルブ、もしくはインジェクタの流量特性が変化していた可能性がある。

### 3. 結言

本研究の成果として以下のことが挙げられる。

- ・ A-SOFT-HR を開発した

- ・ A-SOFT-HR のバルブコントロールシーケンスの構築手法を考案し、シーケンスを構築した
- ・ 推力- $O/F$  一定制御燃焼実験を行った
- ・ 制御実験は燃焼開始から前半は Target から外れたものの、後半は  $\dot{m}_{ox,s}/\dot{m}_{ox}$  の増加により改善された
- ・ 燃焼中の  $S_p$  変更による  $\dot{m}_f$  の変更を実証した。

### 参考文献

- 1) S.Hikone, S.Maruyama, T.Ishiguro, I.Nakagawa, *Regression Rate Characteristics and Burning Mechanism of Some Hybrid Rocket Fuels 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA,(2010),2010-7030*
- 2) K.Shinohara, I.Nakagawa, *Regression Rate Characteristics of Paraffin-based Fuel under Swirled Oxidizer Flow 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA, 2012,2012-4104*
- 3) H.Nagata, Y.Saito, T.Ishiyama, Y.Inaba, M.Wakita, T.Totani, *Evaluation of Data Reduction Methods for Hybrid Rockets 65th International Astronautical Congress IAF, 2014*
- 4) Matin J. Chiaverini and Kenneth K. Kuo, Editors, *Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, AIAA, Virginia, 2007*