A-SOFT ハイブリッドロケットの O/F 制御実証

岸里 大輝[*1]，那賀川 一郎[*1]

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

Daiki KISHIZATO[*1], Ichiro NAKAGAWA[*1]

ABSTRACT

The hybrid rocket (HR) has a problem which is decreasing of performance. It is caused by O/F-shift during combustion. The A-SOFT-HR is one of the hybrid rocket type which can control O/F and thrust by changing intensity swirling oxidizer flow and oxidizer mass flow rate. In this study, we designed and made A-SOFT-HR which use gas oxygen (GOx) as oxidizer and use Polypropylene (PP) as fuel, and we conducted burning test which purpose is control O/F and thrust. In this paper, we report result of this burning test.

Keywords: Hybrid Rocket, A-SOFT-HR, Swirling oxidizer flow, O/F-Shift

概要

ハイブリッドロケットは，作動中の O/F シフトに起因する性能低下が大きな課題となっている．A-SOFT-HR は酸化剤旋回強度と酸化剤質量流量を可変させ，O/F および推力の制御を可能としたハイブリッドロケットである．本研究では GOx を酸化剤に，PP を固体燃料に用いた A-SOFT を-HR 設計・制作し，O/F，推力の制御を目的とした燃焼実験を実施した．本稿ではその結果について報告する．

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．図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．

$$r = aG_{ox}^{n} = a\left(m_{ox}/A_p\right)^{n} \tag{1}$$

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，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，r はm_{ox} に依存していることがわかる．また，燃料質量流量m_fは式(2)で表される．

$$m_f = \rho_f r A_b \propto m_{ox}^{n} \tag{2}$$

ここで，ρ_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m_fもまた，m_{ox}に依存していることがわかる．

This document is provided by JAXA.

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，m_fが燃焼とともに変化するということであり，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．

図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*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，すなわちc*，が変化するということである．従って，初期O/Fを，c*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*，が下降していくのである．言い換えると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．

性能低下を防ぐにはm_fを調節する必要がある．しかし，式(2)で示した通り，m_fはm_{ox}に依存しているので，これを変化させると推進剤質量流量m_pが変化し，推力Fが変化する．すなわち，推力FとO/Fはそれぞれ独立に制御することができないのである．

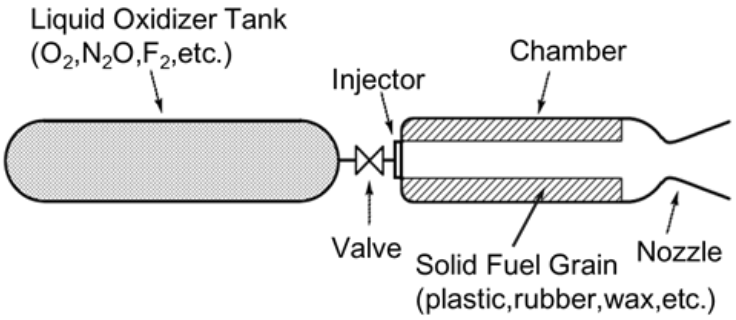


図1 ハイブリッドロケット

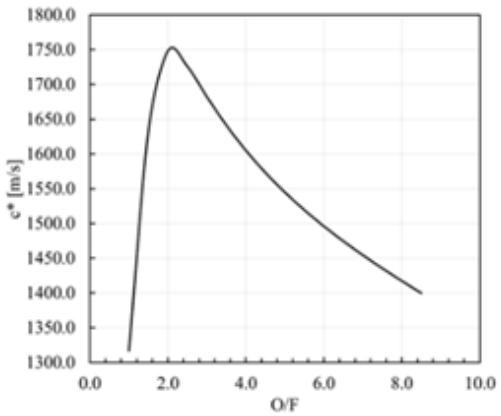


図2 O/F と c*の関係

1.2. A-SOFT-HR

推力FとO/Fを独立に制御するには，m_{ox}とは異なる変数によってrを変化させる必要がある．この新たな変数には酸化剤流に旋回を加え，その旋回強度を使用するのが有力である．図3にWAX系燃料とPMMA燃料を軸方向のみ酸化剤を噴射して燃焼させた場合と，酸化剤に旋回をかけて燃焼させた場合のrを示す．図3から旋回強度の増加に伴い，rも増加していることがわかる．従って，rは旋回強度によって変更可能であると言える．

この旋回強度（スワール数）S_pと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．図4にA-SOFT-HRの概要図を示す．2変数によりrを制御することで，推力F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 は燃料ポートを流れる酸化剤流の旋回成分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．

$$S_p = \frac{m_{ox,s} v_{i,\theta} R_i}{m_{ox} v_{p,x} r_p} \tag{3}$$

ここで，$m_{ox,s}$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．

This document is provided by JAXA.

$$v_{i,\theta} = \frac{m_{ox,s}}{\rho_{ox} A_i} \sin\theta \tag{4}$$

$$v_{p,x} = \frac{m_{ox}}{\rho_{ox} A_p} \tag{5}$$

ここで，$A_{i,\theta}$は旋回インジェクタ孔総面積，ρ_{ox}は酸化剤密度，θ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．

$$S_p = \frac{m_{ox,s}^2 r_p R_i \sin\theta}{m_{ox}^2 D_i} \tag{6}$$

また，m_{ox}は次の様に表すことができる．

$$m_{ox} = m_{ox,s} + m_{ox,a} \tag{7}$$

ここで，$m_{ox,a}$は軸流インジェクタ質量流量である．式(6)，式(7)より，S_pは$m_{ox,s}$と$m_{ox,a}$の比率により変更可能であることが分かる．実際のA-SOFT-HRでは軸流側，旋回側インジェクタに接続された配管にそれぞれバルブを設けることにより，$m_{ox,s}$，$m_{ox,a}$比の変更を行う．

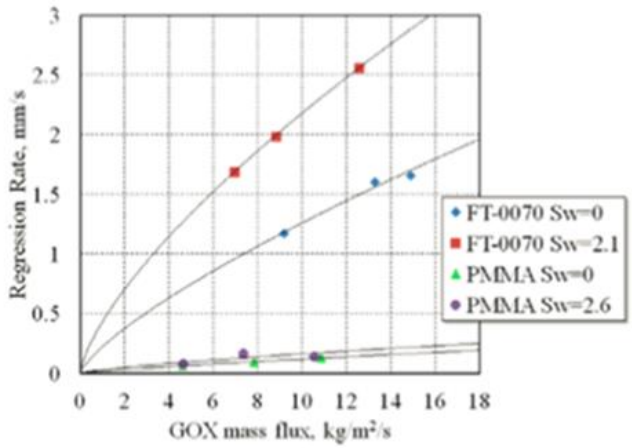


図3　酸化剤旋回流下における各燃料の燃料後退速度[2)]

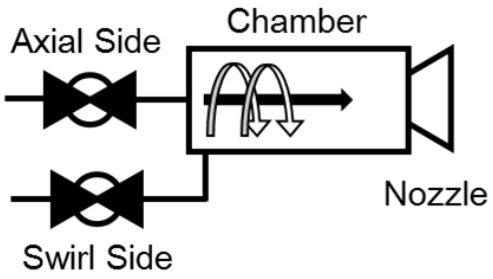


図4　A-SOFT-HR概要図

1.3. 研究目的

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．A-SOFT-HR飛翔実証試験に向けてJAXA-HRr-WG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，m_{ox}逐次制御による推力-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一定とした燃焼の制御パターンを構築し，推力-O/F一定制御下の燃焼実験を行った．

2. 実験概要

2.1. 実験供試体

表1にエンジン諸元を，図に5本研究で使用したφ80class-A-SOFT-HRの燃焼室，インジェクタ形状を示す．今回使用したインジェクタは旋回側の孔がエンジン軸に対して完全に垂直ではなく，角度

This document is provided by JAXA.

を持っている．A-SOFT-HRのシステム構成を図6に示す．このA-SOFT-HRはインジェクタの軸流孔に接続されている配管と，旋回孔に接続されている配管それぞれにサーボモータにより開角度が制御できるボールバルブを有している．サーボモータはPCと接続され逐次制御される．これにより，S_pとm_{ox}の変更が可能となる．

表1　φ80class A-SOFT-HR諸元

諸元	
推進剤	GOx/PP
酸化剤供給圧	4 MPa
最大時燃焼圧	0.4 MPa
ノズルスロート径	23.8 mm
初期ポート径	40 mm
燃料長さ	117 mm
燃料直径	84 mm

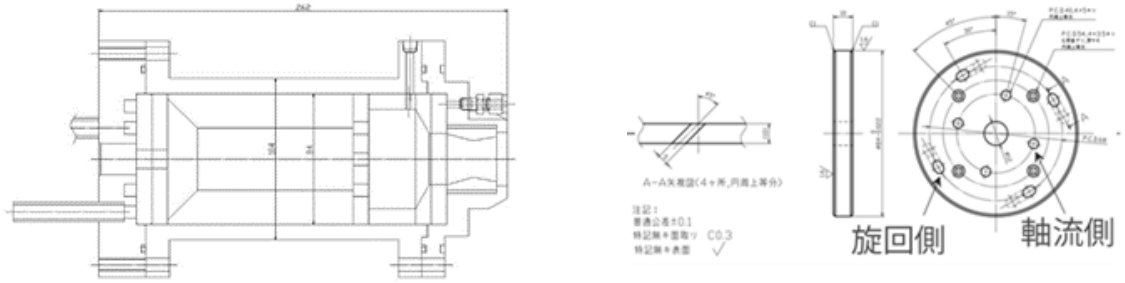


図5 燃焼室（左）とインジェクタ（右）

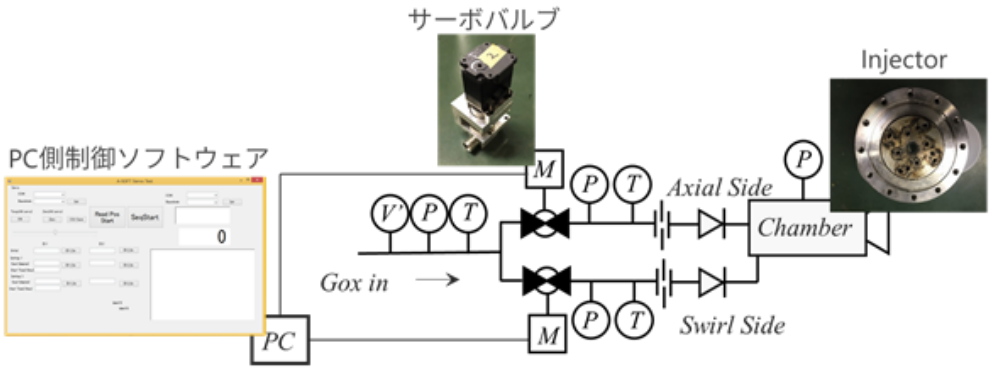


図6　A-SOFTシステム概要図

2.2. 実験および結果

2.2.1. 燃料後退速度取得実験

S_pとG_{ox}を変化させながら，定常燃焼実験を行い，GOx旋回流下におけるPPの燃料後退速度を取得した．図7にその結果を示す．一連の実験よりS_p＝0の場合と，このHRの最大スワール数である，S_p＝22付近の燃料後退速度をエンドポイント法にて取得した．最大，最小以外のS_p下に於ける燃焼実験については，着火遅れや一部のS_p＝0の実験については再現法（RT-3）を用いた解析を行った．

2.2.2. 軸流長秒時燃焼試験

酸化剤軸方向のみ噴射，燃焼時間20 sとした場合の燃焼に於いてO/F-Shiftの影響を確認するための燃焼実験を行った．図8に燃焼実験結果を示す．この実験に於ける初期O/Fは8.33，平均O/Fは8.91で

This document is provided by JAXA.

あった．図8より推力Fが燃焼に伴って下降していくことが確認できる．これは，m_fが下降していることに加え，ノズルスロートの浸食が発生していることに起因していると考えられる．

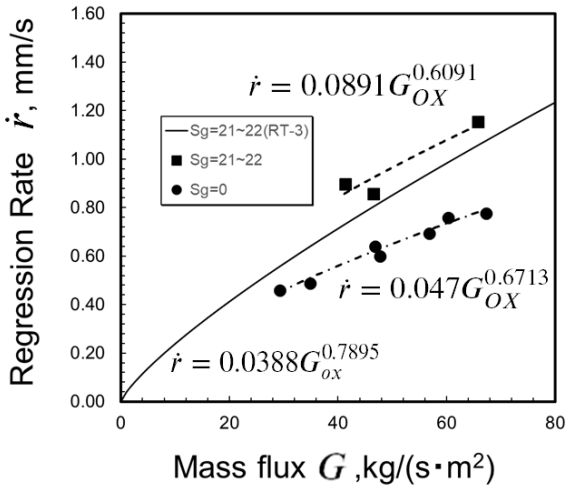


図 7 燃料後退速度

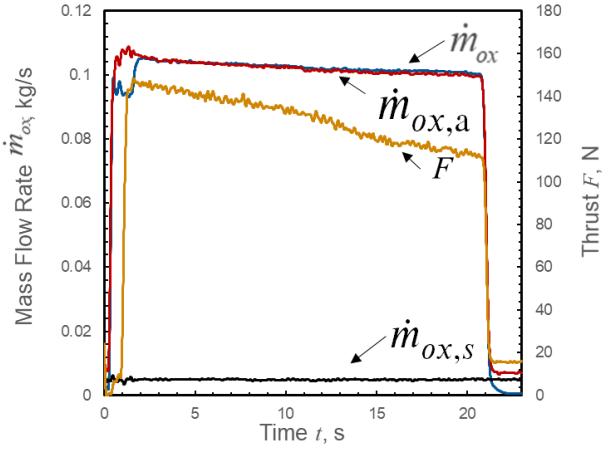


図 8 無制御 20 sec.燃焼実験結果(#170809_2)

2.2.3. 再現法による解析

最大旋回強度下の燃焼実験結果と，軸流方向噴射のみの場合の燃焼実験結果を用いて旋回強度によるrの増加率を解析した．ここでは，再現法により得られたG_{ox}が実際の数値と正しいと仮定をする．図9に計算より得られた旋回強度によるrの増加率を示す．

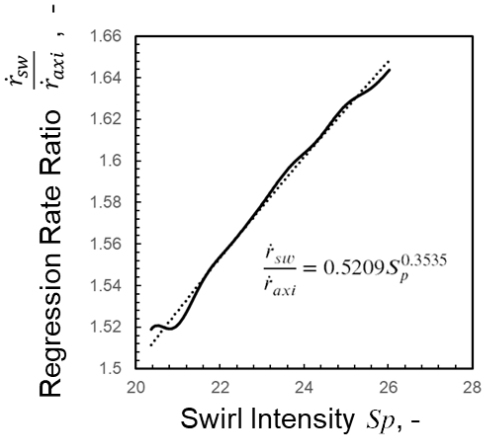


図9 燃料後退速度のスワール数に対する感度

2.2.4. バルブ開度シーケンスの構築

各実験に於いて取得された燃料後退速度を用いてバルブ開度シーケンスの構築を行った．図10にバルブ開度シーケンスの構築手順を示す．初期条件は，燃焼事件，燃料ポート径，燃料外径，燃料長さ，全酸化剤質量流量である．各条件分岐は今回使用している供試体で実行できる条件であるかを確認するためにある．一回目の条件分岐は燃焼時間終了後のポート径が燃料外径を超えていないか，2回目の条件分岐はスワール数が実行できる数値であるかをそれぞれ確認している．今回は図10で示したフローチャートのもと，推力とO/Fを初期値で一定となるようなバルブの制御パターンを構築した．

This document is provided by JAXA.

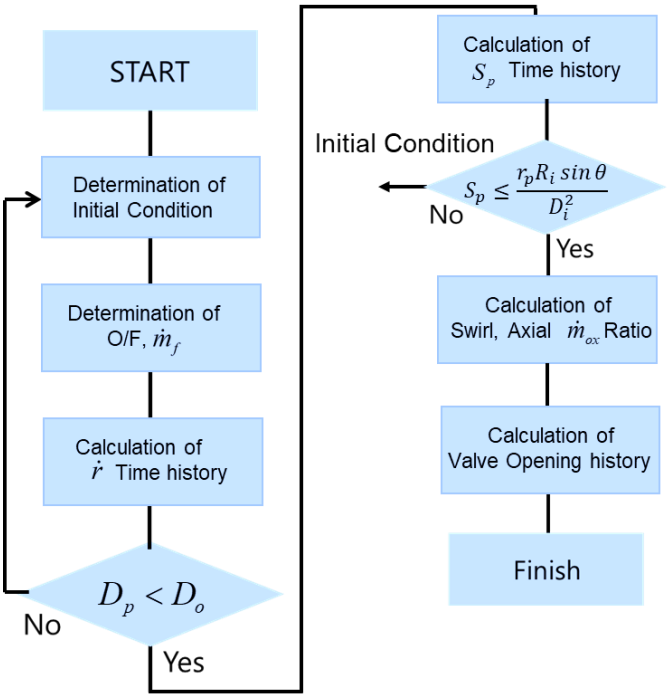


図10 制御パターン決定までのフローチャート

2.2.5. O/F 制御燃焼試験

構築したバルブ制御パターンを基に，推力，O/F一定成語燃焼試験を実施した．表2にこの推力-OF一定燃焼試験の結果(#171013_2)と，無制御(#170809_2)で実験を行った場合の結果を示す．また，図11に制御下燃焼試験(#171013_2)の実験結果を示す．図11より推力や酸化剤質量流量が波打っていることが分かる．これは，バルブのメカニカル的問題により必要とした理想酸化剤質量流量と実酸化剤質量流量がずれてしまったことによると考えられる．どちらの実験も初期O/Fは8.33である．実験結果の比較より，制御有り(#171013_2)の場合の平均O/Fは8.51であり，制御無し(#170809_2)の場合の平均O/Fは8.91であることがわかる．これより．制御により平均O/Fが改善できたと言える．また，図12に制御無し実験(#170809_2)のO/Fと燃料質量流量履歴を，図13に制御有り実験の(#171013_2)スワール数と燃料質量流量履歴をそれぞれ示す．図12，図13より制御によりスワール数が増加していることが分かる．また，図12では燃料質量流量が燃焼時間に伴い単純に減少しているのに対し，図13ではスワール数の増加に伴い燃料質量流量が途中から増加に転じていることが確認できる．このことから．スワール数の変化によって燃料質量流量を変更することを達成できたと言える．

表2　無制御(#170809_2)と制御下(#171013_2)の実験結果比較

Item	Non-Control	Control
Burn Time, s	19.985	19.73
, kg/s	0.101	0.103
Max. Thrust, N	148	159
Min. Thrust, N	111	111
Average Thrust, N	112.9	133.9
Target O/F, -	8.33	8.33
Average O/F,-	8.91	8.51
c*Efficiency, %	85.3	88.5

This document is provided by JAXA.

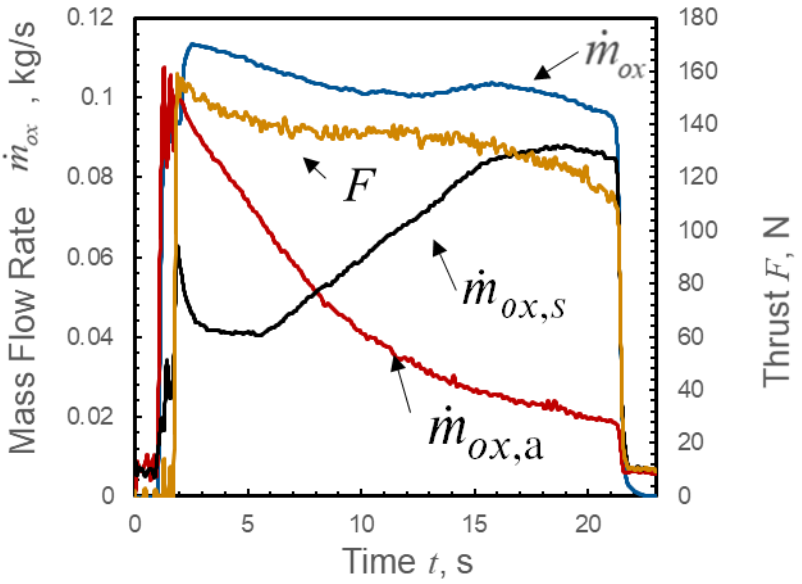


図11 推力，O/F一定制御実験（#181013_2）推力，酸化剤質量流量履歴

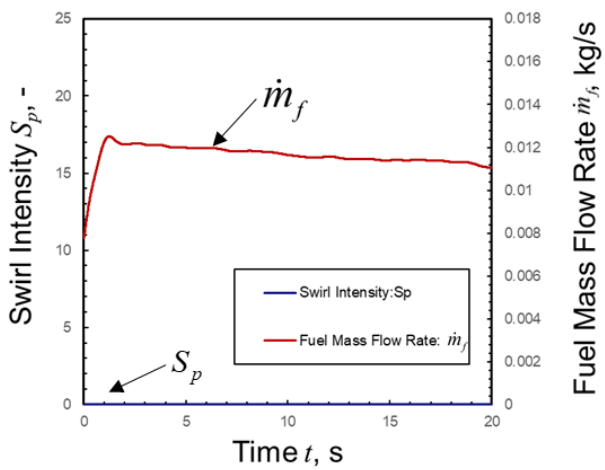


図12 無制御(#170809_2) $\dot{m}_f$ S_p 履歴

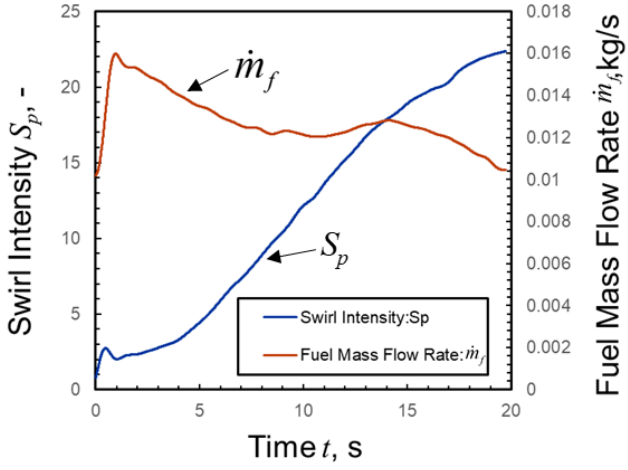


図13 制御下(#171013_2) $\dot{m}_f$ S_p 履歴

図14に制御下実験(#171013_2)の実燃料後退速度履歴と，スワール数履歴より導いた理想燃料後退速度履歴を示す．図14よりおよそ5秒地点から理想値と実値がずれていくことが確認できる．この原因として燃料の軸方向後退が考えられる．図15に燃焼前と燃焼後のグレインの様子を示す．燃焼後のグレインはおよそ30 mm軸方向に後退していることが確認できる．この後退により燃焼面積が低下し燃料質量流量が減少していることが原因であると考えられる．この問題については燃料長さを長くし影響を小さくするという対策をとることを考えている．

This document is provided by JAXA.

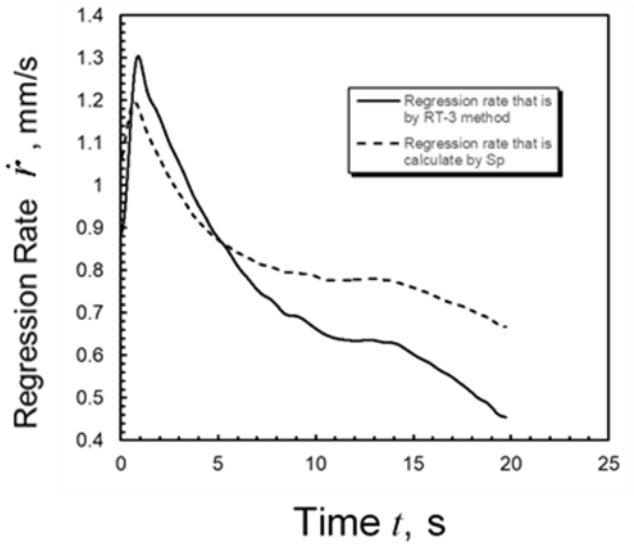


図14　理想燃料後退速度と実燃料後退速度履歴

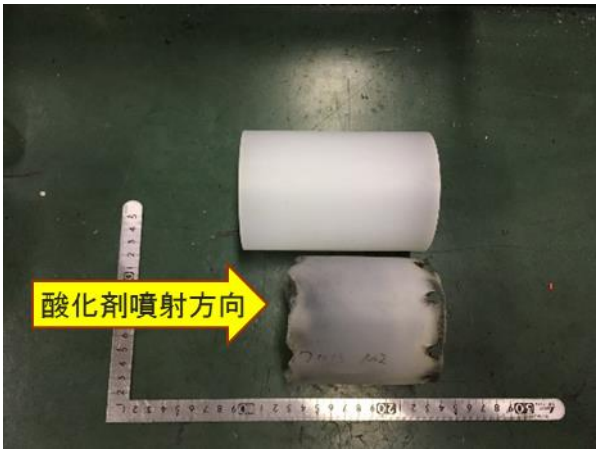


図15　燃焼前（↑）と燃焼後（↓）の燃料

3. 結論

本研究の結論は以下の通りである．

(1) A-SFOT-HRを制作し酸化剤強度，酸化剤質量流量の逐次可変によるO/F-推力一定制御を試みた
(2) 制御なし燃焼実験の結果を基に制御パターンの構築方法を検討した
(3) 構築方法を基に推力，O/Fを初期値で一定とさせる制御パターンを構築し推力，O/F一定制御実験を行った
(4) 燃焼中の旋回強度変更と燃料質量流量の能動的変更に成功した
(5) 燃料の軸方向後退による影響が課題である

謝辞

本研究はJAXA,ISAS,HRr-WGのご支援のもと実施された．ここに感謝の意を示す．

参考文献

(1) Satoshi Hikone, Shinya Maruyama, Takafumi Isiguro, Ichiro Nakagawa, “Regression Rate Characteristics and Burning Mechanism of Some Hybrid Rocket Fuels,” *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit,* AIAA, Nashvile, 2010
(2) Keiji Shinohara, Ichiro Nakagawa, “Regression Rate Characteristics of Paraffin-based Fuel under Swirled Oxidizer Flow,” *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit,* AIAA, Atlanta, 2012
(3) Harunori Nagata,Yuji Saito, Tatsuya Ishiyama,Yasuhiko Inaba, Masashi Wakita, Tsuyoshi Totani,”Evaluation of Data Reduction Methods for Hybrid Rockets,” *65th International Astronautical Congress,* IAF,Toronto, 2014

*1　東海大学大学院工学研究科機械工学専攻
(Tokai University Graduate School of Engineering)

This document is provided by JAXA.