

A-SOFT ハイブリッドロケットの O/F 制御機能の研究

岸里 大輝¹⁾ 那賀川 一郎²⁾

1) 東海大学大学院工学研究科機械工学専攻

2) 東海大学工学部航空宇宙学科

Study of Mixture Ratio Control Function for A-SOFT Hybrid Rocket

by

Daiki Kishizato¹⁾ and Ichiro Nakagawa²⁾

1) Tokai Univ. Dept. of Mechanical Engineering School of Engineering

2) Tokai Univ. Dept. of Aeronautics and Astronautics School of Engineering

Abstract

The Hybrid Rocket (HR) has many advantage, but this is not yet used as space transfer system, because it has some critical problems. One of the hybrid rocket problem is O/F-Shift. This problem cause to decrease c^* and I_{sp} , so burning efficiency of hybrid rocket is lower. In other words, the simple HR cannot control thrust and O/F independently. A-SOFT-HR (Altering intensity-Swirling Oxidizer Flow Type-HR) is one of the type of HR. It oxidizer flow has the momentum of the turning direction, and we can change it oxidizer flow momentum. Therefore, A-SOFT-HR can control thrust and O/F independently, and we think that solve O/F-Shift problem. A-SOFT O/F control function is not yet demonstrated so it researches purpose is demonstrating A-SOFT O/F control function. We did experiment of thrust-O/F stable control burning test and thrust control-O/F stable test. We found some problem of O/F function. We will integration test with heat exchanger nozzle which is researched by Tokyo metropolitan university.

Keywords: Hybrid Rocket, A-SOFT

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。

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

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 \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 が変化するという事は、すなわち c^* 、 I_{sp} が変化するという事である。従って、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、 \dot{m}_f を制御する必要がある。しかし、式(2)で示した通り、 \dot{m}_f は \dot{m}_{ox} に依存しているので、これを制御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、推力 F と O/F は独立に制御することができないのである。

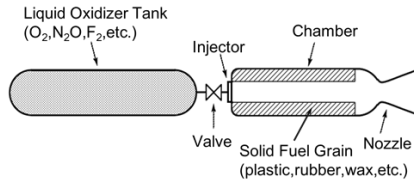


Fig.1 Typically Hybrid Rocket

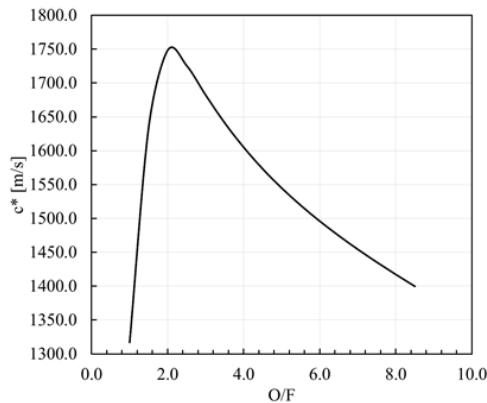


Fig.2 Relation between O/F and c^*

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。この新たな変数には酸化剤流に旋回を付与した際の、旋回強度が有力である。Fig.3 に WAX 系燃料と PMMA 燃料を酸化剤旋回下で燃焼させた際の \dot{r} を示す。Fig.3 から旋回強度によって同 G_{ox} 下でも \dot{r} が変化していることがわかる。従って、 \dot{r} は旋回強度によって制御可能であると言える。

この旋回強度 (スワール数) S_p と \dot{m}_{ox} を燃焼中に逐次制御が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} を制御することで推力と 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、 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。

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

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。実際の A-SOFT-HR では軸流側、旋回側にそれぞれバルブをつけることにより、 $\dot{m}_{ox,s}$ 、 \dot{m}_{ox} の比率制御が可能になる。

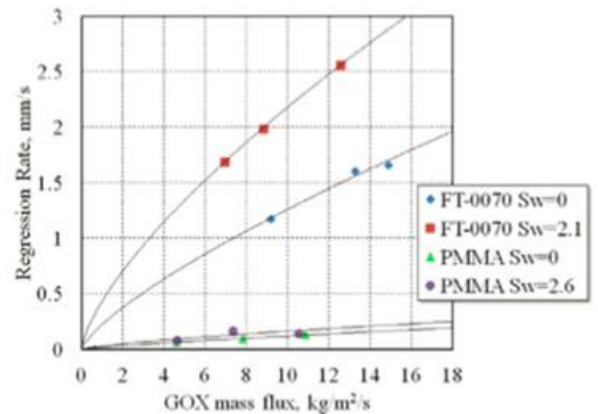


Fig.3 Regression rate under the swirling oxidizer flow⁽²⁾

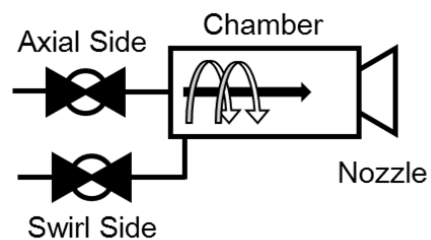


Fig.4 Schematic diagram of A-SOFT-HR

1.3 研究目的と方法

現在 JAXA-HR-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。Fig.5 に飛翔実証実験の飛翔プロファイルと機体概案を示す。

上記の A-SOFT-HR 飛翔実証試験に向けて JAXA-HR-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 、 \dot{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-HR-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 GO_x/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， GO_x/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と，推力変更 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。今後の予定としては，一連の実験で明らかになった課題を解決したうえで JAXA あきる野実験場にて首都大学の液体酸素気化ノズルを統合させた燃焼実験を行う。

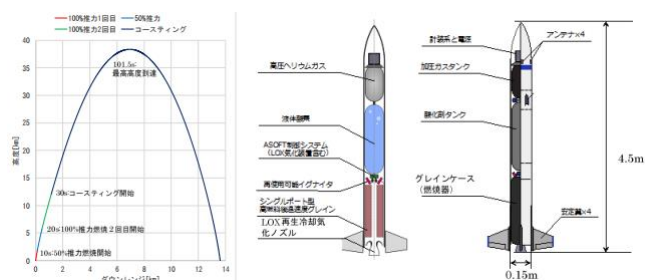


Fig.5 Plan of demonstration flight test using A-SOFT-HR⁽³⁾

2. 実験概要

2.1 実験供試体

Table.1 にエンジン諸元を，Fig.6 に本研究で使用した $\phi 80$ class-A-SOFT-HR の燃焼室，Fig.7. に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，角度を持っている。A-SOFT-HR のシステム構成を Fig.8. 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 \dot{m}_{ox} の制御が可能となる。

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

諸元	
推進剤	GO_x/PP
酸化剤供給圧	4 MPa
最大時燃焼圧	0.4 MPa
最大時酸化剤質量流量	0.1 kg/s
最大時スワール数	22.4 -
ノズルスロット径	23.8 mm
初期ポート径	40 mm
燃料長さ	117 mm
燃料直径	84 mm

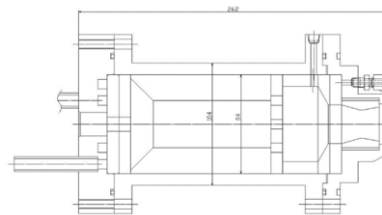


Fig.6 $\phi 80$ class-A-SOFT-HR chamber

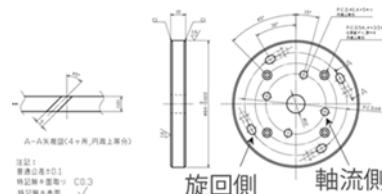


Fig.7 Injector plate

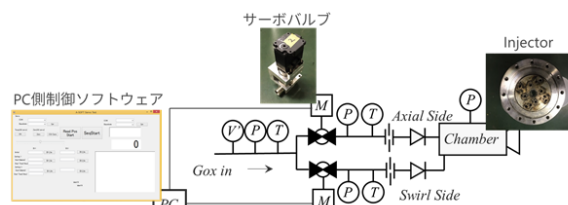


Fig.8 System diagram

2.2 実験および結果

2.2.1 GO_x/PP 燃料後退速度取得

S_p と G_{ox} を変化させながら，定常燃焼実験を行い， GO_x 旋回流下における PP の燃料後退速度を取得した。Fig.9 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が取得できた。しかし，その他の S_p 下の燃料後退速度は不点火や着火遅れが多発したため，取得できなかった。そこでバルブの制御パターンを構築する際には， \dot{r} は S_p に対し線形に増加すると仮定した。

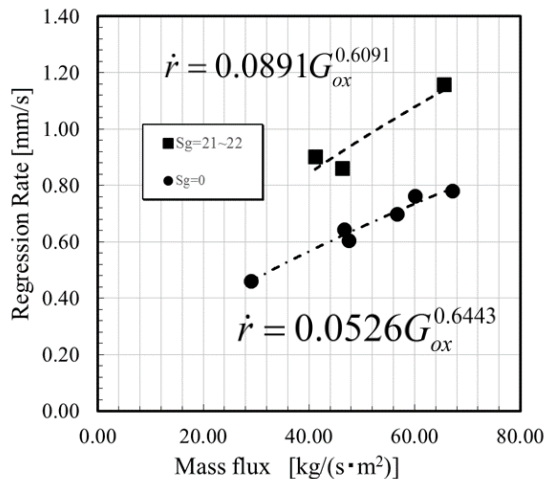


Fig.9 GO_x/PP regression rate

2.2.2 推力一定-O/F 一定制御燃焼実験

Fig.10 に無制御 20 s 燃焼時の結果を示す. このグラフより, 燃焼に従い, 推力と燃焼圧力が低下していることがわかる. これは, 燃料質量流量が O/F-Shiift により燃焼とともに低下していることと, ノズルエロージョンによりノズルスロート径が拡大していることに起因していると考えられる.

前述の通り, この推力を O/F 一定としつつ一定値とするような制御を実現することが本研究の目的である. 一連の実験により得られた燃料後退速度や, 燃焼履歴から 20 s 燃焼させた場合の燃料供給量の遷移を予測し, 推力一定かつ一定となるようなパルプの制御パターンを構築した. Fig.11 に推力一定-O/F 一定制御を行った場合の燃焼実験の燃焼履歴を示す. この実験は目標 O/F を 8.33 として実験を行った. 制御なしの 20 s 燃焼結果と比較すると, 制御なしは O/F が 8.91 に対し, 制御ありの O/F が 8.51 と O/F に多少の改善が見られた. しかし, 推力の下降幅は改善が見られず, これはメカニカルな問題で実酸化剤質量流量が制御比に従っていないことが原因であると考えられる.

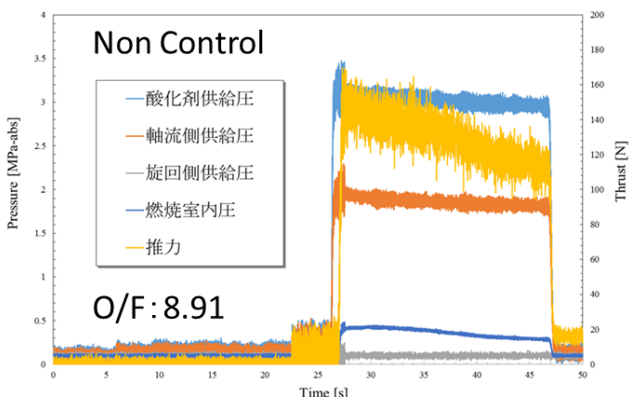


Fig.10 Non control 20 s burning test

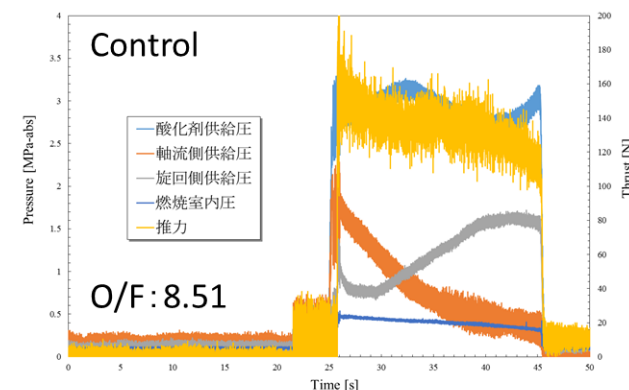


Fig.11 Thrust-O/F stable control burning test

2.2.3 推力変更-O/F 一定制御燃焼実験

また, O/F を一定としたまま, 推力を 3 段階に変更する制御パターンも構築し, 燃焼実験を実施した. Fig.12 にこの燃焼実験の燃焼履歴を示す. また, Table.2 に \dot{m}_{ox} と

O/F の目標値と実験値をまとめた表を示す. 実 \dot{m}_{ox} が目標値よりも全体的に低下していること, 着火遅れが確認された. この着火遅れによって燃焼と制御パターンの不一致が発生し, 推力がどの区間においても下降していると考えられる.

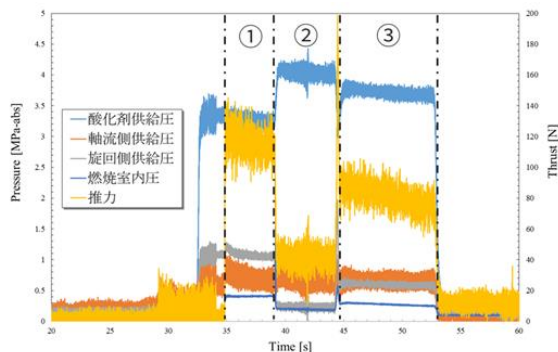


Fig.12 Thrust control-O/F stable burning test

Table.2 Target values and results

	目標値	実験値
区間①	0.1 kg/s	0.092 kg/s
区間②	0.06 kg/s	0.042 kg/s
区間③	0.08 kg/s	0.071 kg/s
O/F	8.32	8.32

3. 今後の展望

一連の燃焼実験を通して, 以下の課題が挙げられる.

- ・実 \dot{m}_{ox} が目標値とずれる
- ・不点火, 着火遅れの多発
- ・推力-O/F の制御精度の向上
- ・制御可能域の狭さ

今後はこれらの課題を解決するため, 新たな供試体を設計する. そして, A-SOFT 飛行実証に向けた実証実験の一環として JAXA あきる野実験場にて首都大で研究中の LOx 気化ノズルとの統合燃焼実験を行う. この実験は飛行実証実験にて使用が計画されている気化ノズルによる LOx 気化工程が入ったシステムで推力-O/F 一定制御, および推力変更-O/F 一定制御を実証することが目的となっている. Fig.13 にあきる野統合燃焼実験時のシステム構成図を示す.

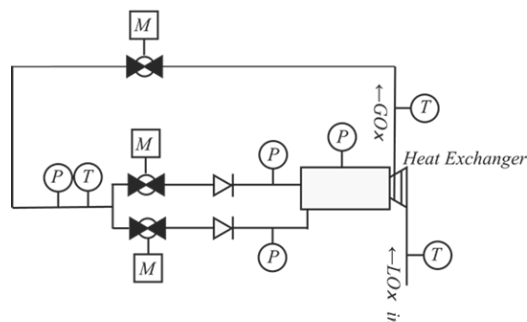


Fig.13 Integration burning test

4. 参考文献

- 1) 彦根智：ハイブリッドロケット用ワックス燃料の後退速度と燃料メカニズムに関する研究，東海大学工学部工学研究科航空宇宙学専攻修士論文(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 30 July - 01 August 2012, Atlanta, Georgia
- 3) 嶋田徹：ハイブリッドロケットの研究，JAXA 宇宙科学研究所宇宙工学委員会平成 28 年度戦力的基礎開発研究
- 4) 白石紀子：酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットエンジンのエンジン性能パラメータの時間変化の予測に関する研究，首都大学東京大学院システムデザイン研究科航空宇宙システム工学域博士論文(2013)