

燃料過多推進薬を用いたハイブリッドロケットの 酸燃比の時間履歴を推定する再現法

阿部宗生^{*1}, 森田貴和^{*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

Reconstruction Technique for Estimating Oxidizer-to-Fuel Mass Ratio Histories in the Hybrid Rockets Using a Fuel-Rich Solid Propellant

Hiroki ABE^{*1}, Takakazu MORITA^{*2}

^{*1} Course of Mechanical Engineering, Graduate School of Engineering, Tokai University

^{*2} Department of Aeronautics and Astronautics, School of Engineering, Tokai University

ABSTRACT

Time histories of oxidizer-to-fuel mass ratio (O/F) are useful to consider the combustion efficiency of hybrid rockets. A reconstruction technique has been used to estimate the time histories of O/F . However, there are few applications for hybrid rockets that use fuel-rich solid propellants. In this study, we applied the reconstruction technique to estimate the O/F time histories of hybrid rockets using fuel-rich solid propellants.

Keywords: Hybrid Rocket, Reconstruction Technique, O/F , Fuel-Rich Solid Propellant

概要

ハイブリッドロケットの燃焼効率について考察する際に、酸燃比 (O/F) の時間履歴の情報は有用である。その O/F の時間履歴を推定するために再現法が用いられてきた。ただし、これらは固体酸化剤を含まない固体燃料を使用したハイブリッドロケットに対するものであり、燃料過多推進薬を用いた場合についての適用例は見当たらない。そこで、本研究は燃料過多推進薬を用いたハイブリッドロケットの O/F の時間履歴を推定するために再現法を使用した。

1. はじめに

ハイブリッドロケットは、液体の酸化剤と固体の燃料を用いたロケットシステムであり、昨今多くの大学や研究機関でその燃焼形態や性能向上のためこれまで研究がなされてきた。しかしながら、現在までハイブリッドロケットシステムの商用化の例は Virgin Galactic 社の Spaceship 1 や Spaceship 2 を除いてほとんどない。その理由として、低燃料後退速度や O/F シフト、低燃焼効率、振動燃焼が主に挙げられる。加えてハイブリッドロケットは機軸方向に燃料後退速度が変化する欠点を有する。輻射熱伝達が対流熱伝達の効果より十分小さいとすると、Marxman らの境界層燃焼モデルにより燃料後退速度は次式で示すように機軸方向の距離 x に依存することがわかる¹⁾。

$$\dot{r} = aG^{0.8}x^{-0.2} \quad (1)$$

このような機軸方向の燃料後退速度の非一様性により、各層の燃焼末期のスライバ燃焼域での内圧変化および推力変動が大きくなる傾向がある。そこで、この問題を改善するために固体酸化剤を量論混合比よりも低い割合で含有させた燃料過多推進薬を用いて、自立燃焼の度合いを高めることで境界層燃焼の影響を低下させる研究が行われてきた²⁾。本研究では、燃料過多推進薬を用いたハイブリッドロケットのO/Fの時間履歴について再現法を応用して推定した。また、推定したO/Fの時間履歴から燃料後退速度と酸化剤質量流束の時間履歴より、燃料後退速度式を実験的に求めた。ここで、燃料過多推進薬は過塩素酸アンモニウム（AP）の割合が微量であることから、圧力の効果が微小であると仮定して評価した。

2. 実験装置・燃料過多推進薬

2.1. 燃焼器

実験で用いた燃焼器を図1、およびその概略図を図2に示す。この燃焼器では円筒型の燃料を取り付ける。酸化剤としては、気体酸素GOXと過塩素酸アンモニウムAP（カーリットホールディング株式会社）を用いた。燃料過多推進薬は平均粒径 $200\ \mu\text{m}$ と $50\ \mu\text{m}$ のAPを 1:1 の割合で混合し、燃料兼バインダーとして不飽和ポリエステル樹脂UPを用いて成型した。燃料カートリッジには全長70mm、内径33mm、肉厚6mmの亚克力パイプを用い、UPにAPを含有した（AP/UP=10/90）燃料過多推進薬を製作した。



図 1 燃焼器

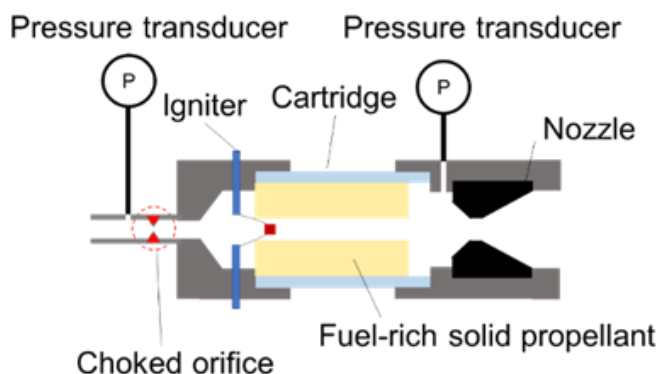


図 2 燃焼器概略図

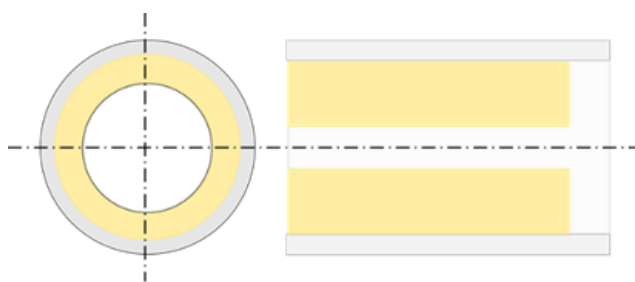


図 3 燃料過多推進薬

表 1 燃焼器の寸法

	name	[mm]
D_j	Orifice diameter	2.286
D_o	Grain outer diameter	32.8
D_p	Grain port diameter	25.5
D_t	Nozzle throat diameter	8

2.2. 燃料過多推進薬

式(1)より、ハイブリッドロケットは軸方向に対して燃料後退速度が変化するため、機軸方向に一樣に燃料を燃やすことが困難であり、燃え残りやスライバ燃焼の変化の大きさ等の問題が生じる。この問題を解決する方法として、燃料が自立燃焼することで燃料後退速度の境界層拡散燃焼への依存度を低下できると考えられる。

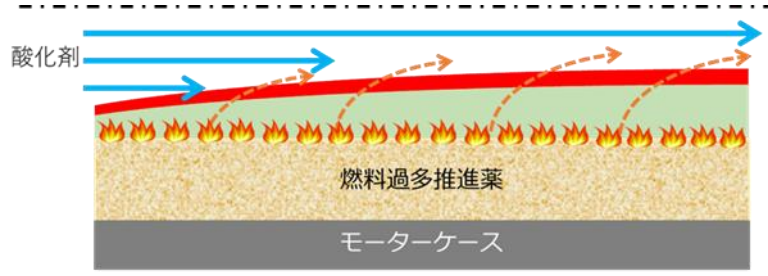


図 4 燃料過多推進薬の燃焼モデル

3. 再現法と燃料過多推進薬への応用

3.1. 再現法の原理

再現法（Reconstruction Technique）は、酸化剤質量流量 \dot{M}_{OX} と燃焼室内圧 p_c から燃料の質量流量をはじめとして様々な諸量を推定する手法である。国外ではOsmon³⁾やCarmicino⁴⁾らの研究があり、国内ではCAMUIロケットの開発に関連して永田らの研究⁵⁾や未燃ワックス燃料の排出量およびその c^* 効率への影響を調べた例⁶⁾、やノズルエロージョン⁷⁾やノズル壁面温度の推定⁸⁾などの研究がある。次に、再現法の原理について簡単に説明する。まず、理論特性排気速度 c_{th}^* は O/F と p_c の関数で表され、化学平衡計算を用いて求めることができる。特性排気速度 c^* は、この c_{th}^* と c^* 効率 η_{c^*} から以下のように表される。

$$c^* = \eta_{c^*} c_{th}^*(O/F, p_c) \quad (2)$$

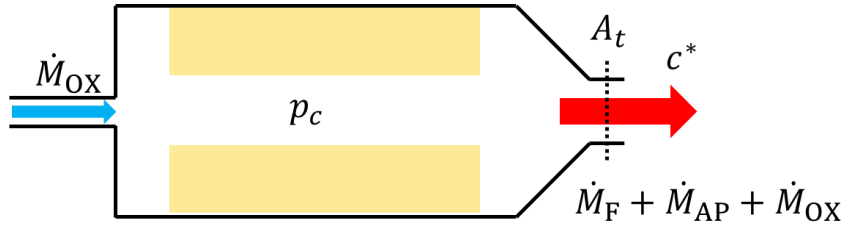


図 5 燃焼室における質量保存

一方、燃焼室全体についての連続の式は次式で表される。

$$\dot{M}_{OX} + \dot{M}_{AP} + \dot{M}_F = \frac{A_t p_c}{c^*} \quad (3)$$

上式に式(2)、(5)、(6)を適用して変形すると、次式を得る。

$$\dot{M}_{OX} \left[1 + \frac{1}{O/F (1 - \varphi) - \varphi} \right] - \frac{A_t p_c}{\eta_{c^*} c_{th}^*} = 0 \quad (4)$$

ここで、 O/F と燃料過多推進薬の混合比 φ をそれぞれ以下のように定義した。従来の再現法では、燃料に固体酸化剤が含まれていない場合を対象としていたため、固体酸化剤を含む燃料過多推進薬では、以下に示すようにその効果を O/F に含める必要がある。

$$O/F \equiv \frac{\dot{M}_{OX} + \dot{M}_{AP}}{\dot{M}_F} = \frac{\dot{M}_{OX}}{\dot{M}_F} + \frac{\varphi}{1 - \varphi} \quad (5)$$

$$\varphi \equiv \frac{\dot{M}_{AP}}{\dot{M}_F + \dot{M}_{AP}} \quad (6)$$

式(4)において \dot{M}_{OX} と p_c は測定値を使用し、 η_{c^*} には適当な定数値を当ててニュートン・ラプソン法を用いて O/F の時間履歴を計算することができる。ただし、 η_{c^*} が適切な値でないと、式(8)の計算で得られた質量流量についての時間積分 ΔM_p と実験で得られた消費燃料の質量 $\Delta M_{p,exp}$ が一致しない。そこで、一致するまで η_{c^*} の値を逐次調節して、解が収束するまで式(4)について繰り返し計算を行うことで正しい O/F の時間履歴が得られる。

$$\dot{M}_P = \dot{M}_F + \dot{M}_{AP} = \frac{1}{1 - \varphi} \left(\frac{\dot{M}_F}{\dot{M}_{OX}} \right) \dot{M}_{OX} = \frac{1}{(1 - \varphi) O/F - \varphi} \dot{M}_{OX} \quad (7)$$

$$\Delta M_p = \int_0^{t_a} \dot{M}_p dt \quad (8)$$

3.2. 化学平衡計算を用いた計算

計算の簡略化の為に、離散的な O/F と p_c の値に対する c_{th}^* の一連のデータ（ルックアップテーブル）から、個々のケースの c_{th}^* 値を読み込んで再現法の計算を行った。燃料過多推進薬の場合、固体酸化剤が加わるため、その分を考慮しなければならず、従来型ハイブリッドロケットにおける再現法の取り扱い方とは一部異なる。ルックアップテーブルの作成にあたり、初めに、実験で得られた燃料過多推進薬の消費量 ΔM_P と φ より、消費した固体酸化剤の消費量 ΔM_{AP} を求めた。次にその消費量を一定とし、噴射した酸化剤の消費量 ΔM_{OX} のみが変化すると仮定したとき、 ΔM_{OX} は O/F と ΔM_P , ΔM_{AP} を用いて以下のように表すことができる。

$$\Delta M_{OX} = O/F \cdot (\Delta M_P - \Delta M_{AP}) - \Delta M_{AP} \quad (9)$$

$\varphi = 10\%$ の時の実験結果を参考に、上式を用いて O/F に対する ΔM_{OX} を表2のように求めた。また、その結果を用いて化学平衡計算を行った結果を図6に示す。

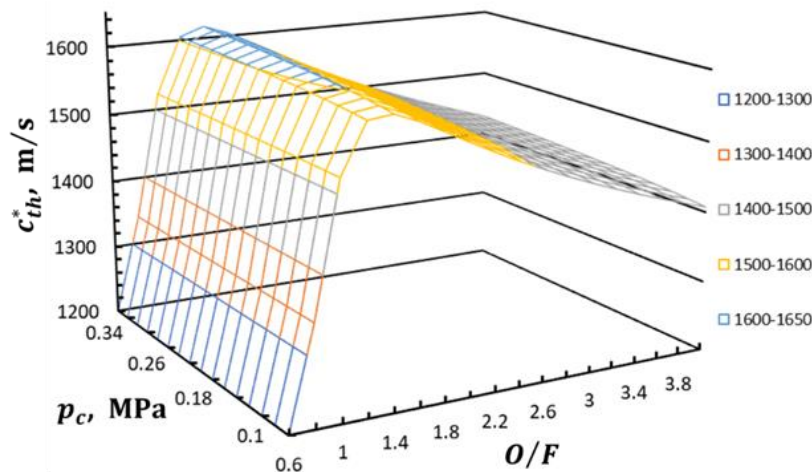


図 6 燃料過多推進薬を用いたハイブリッドロケットにおける
酸燃比と燃焼圧に対する理論特性排気速度

表 2 噴射した気体酸化剤と固体酸化剤の質量分率

O/F	GOX(wt%)	AP(wt%)
0.6	81.48%	18.52%
0.8	86.11%	13.89%
1	88.89%	11.11%
1.2	90.74%	9.26%
1.4	92.06%	7.94%
1.6	93.06%	6.94%
1.8	93.83%	6.17%
2	94.44%	5.56%
2.2	94.95%	5.05%
2.4	95.37%	4.63%
2.6	95.73%	4.27%
2.8	96.03%	3.97%
3	96.30%	3.70%
3.2	96.53%	3.47%
3.4	96.73%	3.27%
3.6	96.91%	3.09%
3.8	97.08%	2.92%
4	97.22%	2.78%

以上の結果を用いたこれら一連の計算手順を図7のフローチャートに示す。

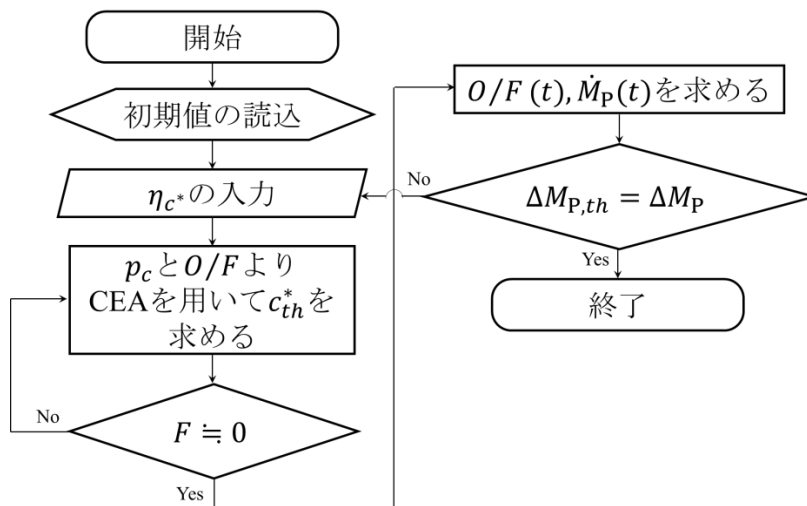


図 7 計算のフローチャート

3.3. 計算結果

実験より得られた圧力履歴を図8に、燃料過多推進薬を使用するハイブリッドロケットに用いた再現法で推定した O/F の時間履歴を図9に示す。この結果より燃料後退速度と酸化剤質量流束の時間変化を求め、その時の燃料後退速度と酸化剤質量流束の関係を両対数で表した（図10）。また、燃料過

多推進薬の燃料後退速度の実験式は一般的にグレインポート内の質量流束と燃焼室内圧力を関数とした次式で表される.

$$\dot{r} = aG^m p^n \approx aG^m \quad (10)$$

式(10)で a は定数, m は質量流束指数, n は圧力指数であり, 実験で使用した燃料過多推進薬は含有している固体酸化剤の量が微量であることから, 圧力の効果がほとんど無視できると仮定した.

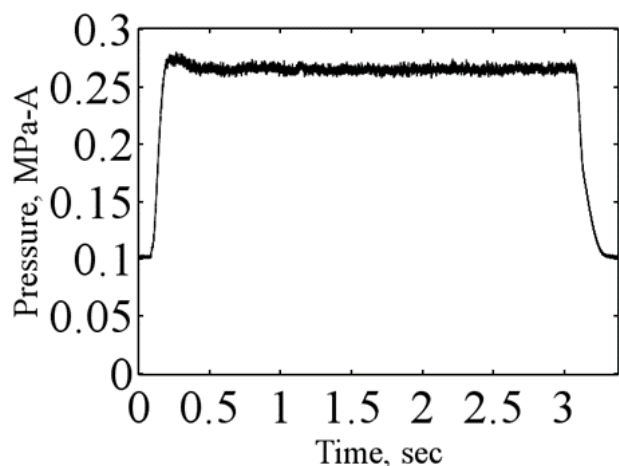


図 8 燃焼圧力履歴

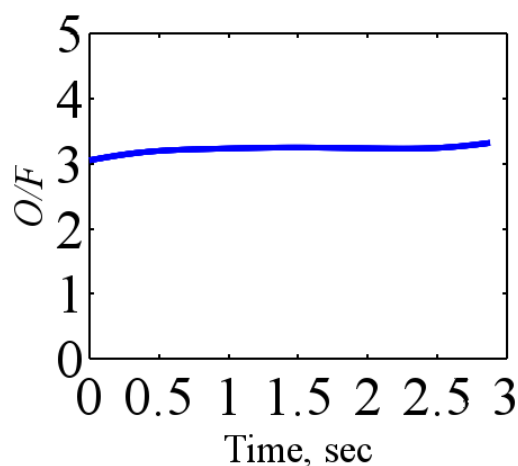


図 9 O/F 履歴

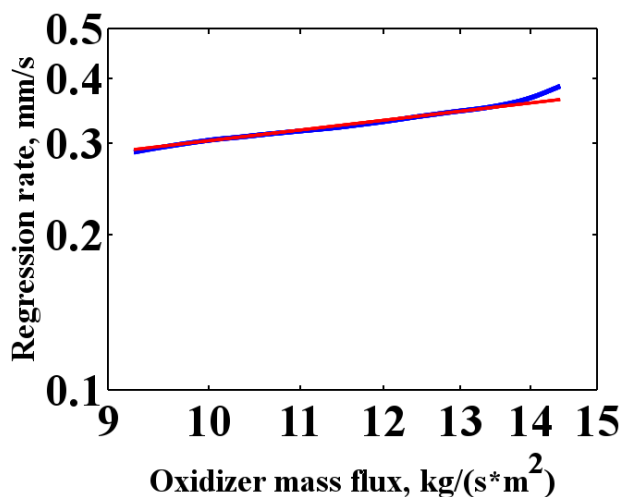


図 10 G_{OX} vs. \dot{r}

青線で表したものが再現法で計算した酸化剤質量流束と燃料後退速度の関係を表したものであり, 赤線で表したものがその酸化剤質量流束と式(10)で評価したときの燃料後退速度であり, 次式で評価することができる.

$$\dot{r} = aG^m = 0.096G^{0.5} \quad (11)$$

さて、ハイブリッドロケットで他の燃料を用いた時の m 指数は、様々な研究結果から図11のように表すことができる⁹⁾

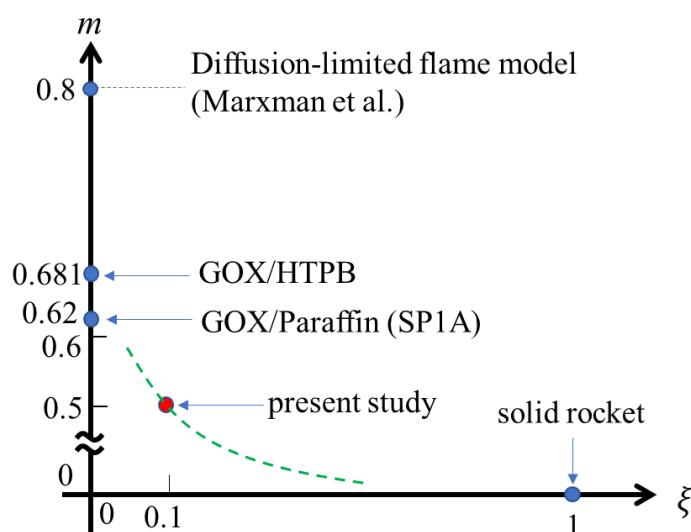


図 11 燃料過多推進薬の燃料後退速度の m 指数

図11の横軸 ξ はグレインに添加した酸化剤を酸化剤の総量で除したものであり、次式で表せる。

$$\xi = \frac{\dot{M}_{AP}}{\dot{M}_{AP} + \dot{M}_{OX}} \quad (12)$$

図 11 より、式(11)の m 指数が他の燃料の m 指数より小さいことがわかる。これは酸化剤質量流束に対して不感となる傾向が若干強くなったためと考えられる。なお、同図において通常の固体ロケットは $m=0$ となるが、侵食燃焼の効果が現れた時には G への依存性が生じる。

4. まとめ

燃料過多推進薬を用いたハイブリッドロケットの燃焼実験を行い、再現法を応用して O/F の時間履歴の推定を行った。さらに、その結果から燃料後退速度と酸化剤質量流束の関係を両対数グラフ上に図示して燃料後退速度式を求めた。得られた燃料後退速度式の m 指数は、典型的な固体燃料の m 指数と比べて低いことが分かった。これは、燃料過多推進薬を用いたことにより境界層拡散燃焼の影響が弱くなり、主流の酸化剤質量流束に対して不感となる傾向が若干強まったためと考えられる。ただし、固体酸化剤の含有量が増加してくれば、圧力指数の影響が無視できなくなることが容易に考えられるため、今後は圧力の影響についても調べる予定である。

参考文献

- 1) Marxman, G. A., Wooldridge, C. E., and Muzzy, R. J., Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion, Heterogeneous Combustion, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 15, AIAA, Reston, VA, 1964, pp.485-521.
- 2) 福田浩一，矢野裕，燃料過多推進薬の燃焼についての研究，防衛庁技術研究本部技法，第6677号，ISSN0916-2852.
- 3) Osmon, R.V., An Experimental Investigation of Lithium Aluminum Hydride-Hydrogen Peroxide Hybrid Rocket, Journal of Aerospace Engineering, Vol. 62(61), 1966, pp.92-102.
- 4) Carmicino, C and Sorge, A.R, Influence of a conical axial injector on hybrid rocket performance, Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, 2006, pp.984-995.

- 5) Nagata, H., Ito, M., Maeda, T., Watanabe, M., Uematsu, T., Totani, T., Kudo, I., Development of CAMUI Hybrid Rocket to Create a Market for Small Rocket Experiments, *Acta Astronautica*, Vol.59, 2006, pp.253-258.
- 6) 松本彩, 川井寛量, 藤原桂, 土田達也, 近藤泰介, 高橋拓巳, 山口滋, 森田貴和, ワックス系燃料ハイブリッドロケットの定常燃焼に関する実験的研究, 平成23年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2013-043, 2014.
- 7) Saito, Y., Uematsu, T., Isochi, H., Wakita, M., Totani, T., Nagata, H., Estimation of Hybrid Rocket Nozzle Throat Erosion History, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 14, 2015, pp.145-151.
- 8) Kamps, L., Nagata, H., Estimation of Nozzle Throat Wall Temperature History in Hybrid Rockets, 第1回ハイブリッドロケットシンポジウム講演集, HR-2018-019, 2018.
- 9) Zilliac, G., Karabeyoglu, M. A., Hybrid Rocket Fuel Regression Rate Data and Modeling, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2006-4504, 2006.