

ハイブリッドロケット用パラフィン燃料の後退速度と燃焼メカニズムに関する研究

彦根 智^{*1} 那賀川 一郎^{*2}

Regression Rate Characteristics and Burning Mechanisms of Paraffin-Based Fuels for Hybrid Rockets

by

Satoshi HIKONE^{*1}, Ichiro NAKAGAWA^{*2}

(Received on Sep. 30, 2010 and accepted on Nov. 17, 2010)

Abstract

For many years, hybrid rockets have been expected to be put into practical use because of their advantages. On the other hand, there are some technical problems. Above all, the most significant problem with conventional hybrid rockets is their very low regression rate. However, research has discovered that paraffin-based fuel has a higher regression rate property than that of conventional fuels. It has been concluded, theoretically, that the high regression rate of paraffin-based fuel is caused by its low viscosity in the melted layer. In this study, the burning mechanisms of paraffin-based fuel and pure paraffin fuel, using a tow-dimensional combustion chamber, were investigated. We confirmed that the fuel viscosity influenced the regression rate significantly. And, we observed a melted fuel layer on the solid fuel. In addition, a laboratory-scale hybrid rocket engine with a swirling oxygen gas was built to change the oxidizer swirl angle. We succeeded in increasing the regression rate using swirling oxygen gas. Paraffin fuel burned about twice as fast as the previous paraffin regression rate.

Keywords: Hybrid rocket, Paraffin, Regression rate, Viscosity, Heat flux

1. 研究背景

ハイブリッドロケットは、その安全性や低価格、低環境負荷の利点が注目され古くから実用化が期待されているロケットエンジンである。しかしながら、後退速度や燃焼効率の点において固体ロケットや液体ロケットに劣っているため、実用化に至った例は少ない。これらの問題を克服するために国内外で様々な研究活動が行われてきた。特に、Karabeyogluらはパラフィン燃料が従来のHTPB燃料よりも、3~4倍程度の後退速度^{1,2)}を有することを確認している。そして、パラフィン燃料の後退速度が高い理由として、パラフィン燃料熔融時の低粘性と低表面張力が起因しているという理論的考察を残している。すなわち、燃料表面の薄い液層の上部を酸化剤が高速で流れることで、液層表面が不安定となり微小な波が形成される。その波の先端に小さな液滴が作られ、酸化剤の流れによってその液滴は波の先端から千切れて、拡散火炎側に運ばれ燃焼する。この現象をエントレインメント効果と呼ぶ。(Fig. 1 参照)

本研究ではこのエントレインメント効果を2次元可視化燃焼器^{3,4)}を用いて実験的に確認すると同時に、燃料の粘性と後退速度の関係を調べた。また、パラフィン燃料

を実用化するためには、現在の後退速度ではまだ遅い。そのため、インジェクタ形状や燃料長さ等を自在に変更できる小型ハイブリッドロケットを作製し、酸化剤旋回流による後退速度を向上させるための燃焼実験を行った。

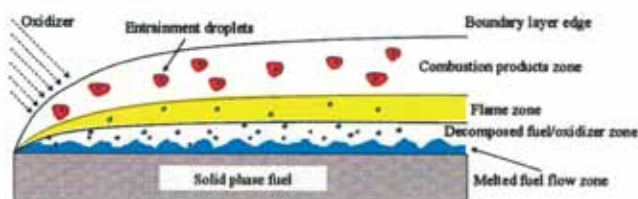


Fig. 1 Combustion model of paraffin-based fuel

2. パラフィンと EVA

2.1 パラフィン

パラフィンは工業製品であるため、低価格(約¥400/kg)である。その上、取り扱いや貯蔵が非常に容易で、単体で爆発することも無い。本研究では物理特性の異なる3種類のパラフィン、FT-105, FT-0070, ParaffinWax-120(いずれも日本精鐵株式会社製)を用意した。パラフィンは高純度のノルマルパラフィンの混合物から成り立っており、ノルマルパラフィンの純度とその平均炭素数とその

*1 工学研究科航空宇宙学専攻修士課程

*2 工学部航空宇宙学科教授

パラフィンの物理特性を決定付ける。(Table 1 参照) また、ノルマルパラフィンの分子式は C_nH_{2n+2} で表され、Fig. 2 にその構造式を示す。

| | FT-105 | FT-0070 | PW-120 |
|------------------------------|--------|---------|--------|
| The number of carbon | 51 | 35 | 25 |
| Melting point [°C] | 102 | 72 | 50 |
| Flash point [°C] | 294 | 258 | 214 |
| Density [g/cm ³] | 0.77 | 0.76 | 0.77 |

(Density is defined at 120°C)

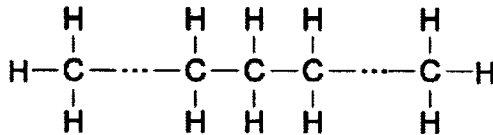


Fig. 2 The structural formula for in-line alkane

各々のパラフィンの粘性と熔融温度との関係を Fig. 3 に示す。温度の増加とともに粘度が下がっていく様子が確認できる。

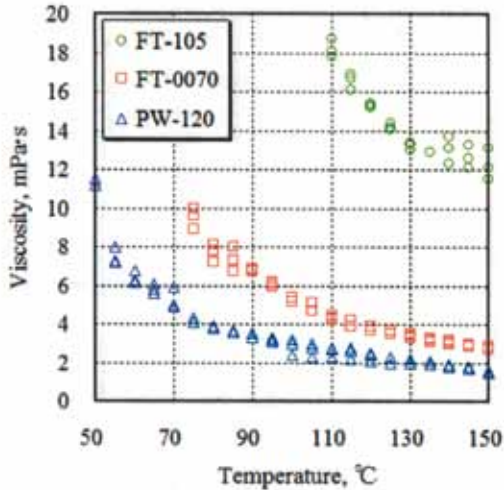


Fig. 3 Viscosity vs. Temperature

2.1 エチレン酢酸ビニル共重合体 (EVA)

粘性の異なる複数のパラフィンベース燃料を作るために、エチレン酢酸ビニル共重合体 (EVA) を使用した。EVA も産業界で大量に生産、利用されており低価格である。EVA とパラフィンはお互いによく相溶し、その脆さを改良することができる。本研究では FT-105 と相溶させ、より粘性の高いパラフィンベースの燃料を作った。使用した EVA は EVA210ET (三井・デュポンポリケミカル株式会社製) であり、分子式は $C_3H_7O_2(OH_3)$ で表される。Fig. 4 にその構造式を示す。

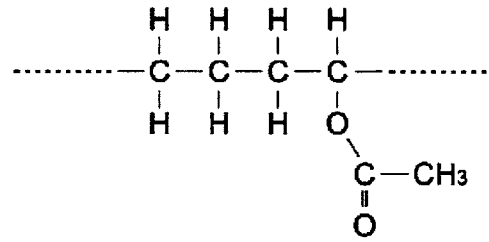


Fig. 4 The structural formula for EVA

3. 燃焼実験 I

3.1 2次元可視化燃焼器

2次元可視化燃焼器を用い、各種パラフィン燃料の燃焼実験を行った。酸化剤にはガス酸素 (以下、GOX) を使用した。また、燃焼中のパラフィン燃料の燃焼メカニズムを観察した。実験装置全体図を Fig. 5 に示す。

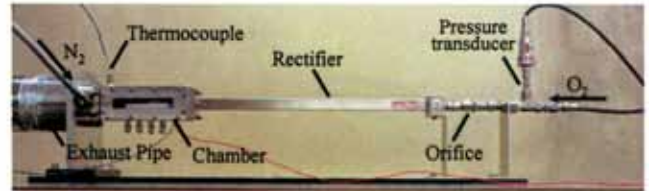


Fig. 5 Two-dimensional visible combustion chamber

GOX 流量はレギュレータとチョークオリフィスにより調節可能である。流量算出のための圧力計をオリフィス上流側に設置した。燃焼室は 10 mm x 20 mm の形状をしており、同様に、オリフィスと燃焼器の間に設置した整流部分も 10 mm x 20 mm の形状をしている。点火にはニクロム線を使用し、燃焼室後方に設置した熱電対の温度上昇を燃焼開始とした。高温の燃焼ガスは窒素により冷却、パージされ、排気管を通して室外へ排出される。燃焼器断面を Fig. 6 に示す。試験片は石英ガラスとステンレス板により挟みこまれて、底面側はエポキシ接着剤で燃焼室に直接、固定されている。試験片は長さ 100 mm、厚さ 10 mm、高さ 10mm の形状をしている。また、先端部分には GOX の流れをスムーズにするために 45 deg の面取りを施した。(Fig. 7 参照)

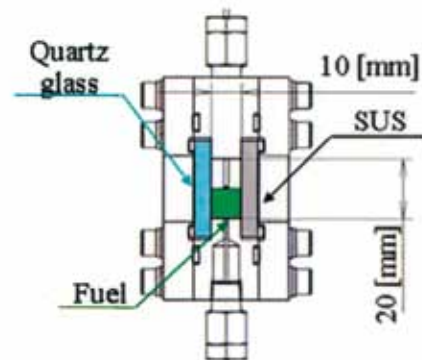


Fig. 6 The schematic of the chamber cross section

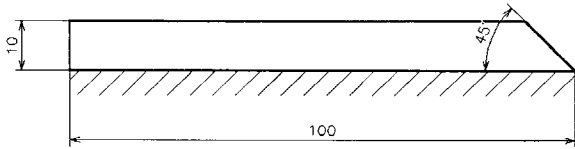


Fig. 7 The schematic of the fuel (unit:mm)

燃焼実験は大気圧下で行われ、GOX 流量を変化させたときの燃焼速度を計測した。Table 2 に使用した試験片の種類を示す。

| No. | PW-120 | FT-0070 | FT-105 | EVA |
|-----|--------|---------|--------|-----|
| 1 | 100 | | | |
| 2 | | 100 | | |
| 3 | | | 100 | |
| 4 | | | 90 | 10 |
| 5 | | | 80 | 20 |

3.2 実験結果

後退速度と酸化剤質量流束の関係を図. 8 に示す。W_{xx}E_{xx} は FT-105 と EVA の混合燃料であり、その数値は質量混合比を示す。

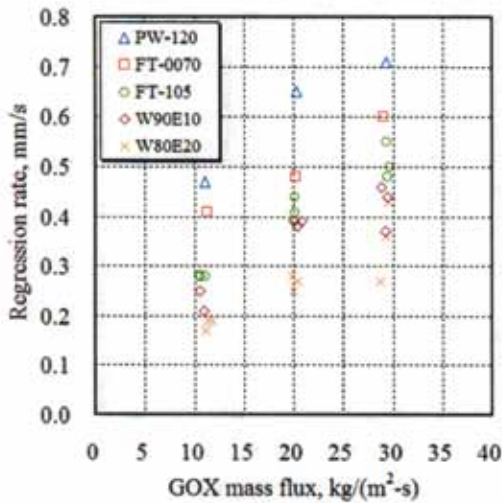


Fig. 8 Regression rate vs. GOX mass flux

粘性の最も低い PW-120 が最も速い後退速度となっているのが分る。次いで、中粘性の FT-0070、高粘性の FT-105 の順となっている。さらに W90E10、W80E20 と続く。すなわち、粘性が高くなると後退速度が遅くなる傾向にある。Fig. 9 に燃焼中のパラフィン燃料を示す。固体燃料と拡散火炎との間に、液層の存在を確認することができた。溶けた燃料の一部はガス化し拡散燃焼する。一方で、ガス化しなかった燃料は燃焼ガスの流れによって飛沫となり拡散火炎側に運ばれるか、燃料表面に沿って下流側に流れ去ってゆく。この現象はすなわち、Karabeyoglu らの提唱する理論的考察と同じ現象である。

すなわち、パラフィン燃料の後退速度に関しては液層から固層への熱流入が支配的要素であると考えられる。



Fig. 9 The burning paraffin fuel (FT-105)

ここで、液層を層流と仮定した時の熱伝達係数⁵⁾は

$$h = 0.332k Pr^{1/3} \sqrt{\frac{u_\infty}{\nu x}} \quad (1)$$

で表される。ここで k は熱伝導率を、 Pr はプラントル数を、 u_∞ は燃料表面を流れる液層の流速を、 ν は動粘性係数を、 x は試験片先端からの距離を表すものとする。さらに、プラントル数 Pr の定義は粘性係数 μ と定圧比熱 C_p 、熱伝導率 k を用いて

$$Pr = \frac{\mu C_p}{k} \quad (2)$$

となり、(2)式を(1)式に代入すると、

$$h = 0.332k^{2/3} C_p^{1/3} \sqrt{\frac{u_\infty \rho}{x}} \mu^{-1/6} \quad (3)$$

となる。ここで、 ρ は熔融状態の燃料密度を表す。さらに、熱伝達係数を用いて、液層から固層への熱流入を考えると

$$Q = h(T_\infty - T_s) = \rho_s r \{C_{ps}(T_s - T_i) + \Delta H\} \quad (4)$$

で表される。ただし、 T_∞ は液層温度を、 ρ_s は固体層燃料密度、 r は後退速度、 C_{ps} は固体層の定圧比熱、 T_s は固層温度を、 T_i は燃料表面を流れる液層の流速を、 ΔH は固層反応層での発生熱量を表すものとする。式(3)を式(4)式に代入することで、 $r \propto \mu^{-1/6}$ の関係にあると分る。液層の温度を 120°C と仮定した時の後退速度と粘性の関係を図. 10 に示す。

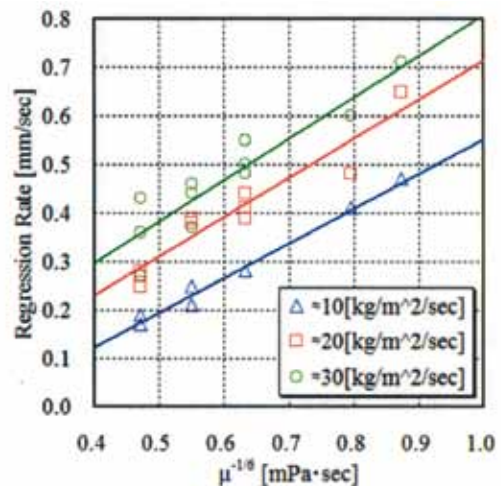


Fig. 10 Regression rate vs. viscosity

Fig. 10 から r と $\mu^{-1/6}$ が比例関係にあることが確認できた。これはすなわち、液層からの熱流入が、パラフィン燃料の後退速度に大きく影響していると考えられる。言い換えると、拡散火炎からの熱流入は、パラフィン燃料の後退速度を決定する上で重要ではないと言える。

4. 燃焼実験 II

4.1 小型ハイブリッドロケットエンジン

小型ハイブリッドロケットエンジンを Fig. 11 に示す。燃料には物理特性や後退速度特性の観点から FT-0070 を選択した。PW-120 は融点が低く実用化には適していないと判断した。また、FT-105 では後退速度が遅いためパラフィン燃料の利点を活かすことができずと考へた。酸化剤には GOX を使用した。基本的な構造は 2 次元可視化燃焼器を踏襲しており、流量計算や点火方式も同様である。ただし将来的な実験のため、オリフィス下流と燃焼室にも圧力計を設置している。さらに、実験目的に応じてインジェクタや燃料、ノズル形状等を変更でき、自由度の高い実験装置となっている。

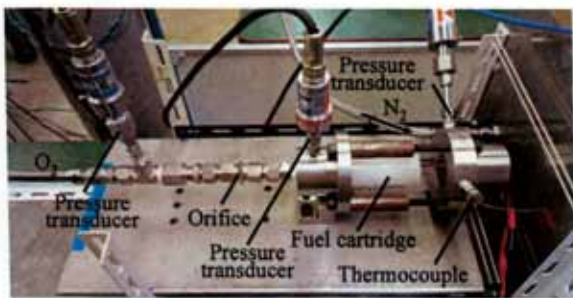


Fig. 11 Laboratory-scale hybrid rocket engine

本実験では燃料を大気圧燃焼させるため、グラファイトで製作したアンチョクノズルを用いた。インジェクタは Fig. 12 に示すように燃料カートリッジと治具で挟み込むように固定している。さらに、GOX の旋回強度を変更できるように、軸方向に対して 30 deg と 45 deg の角度を持つ 2 種類のインジェクタを用意した。(Fig. 13 参照)

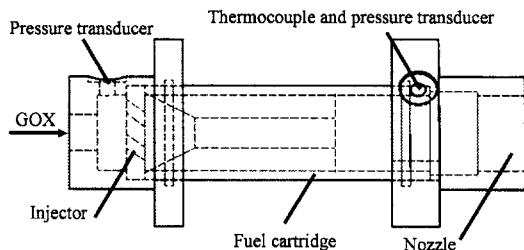


Fig. 12 The schematic of fuel cartridge

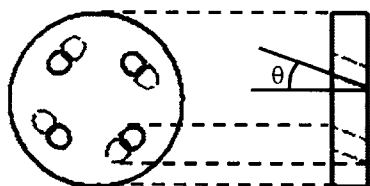


Fig. 13 The schematic of injector

Fig. 14 に燃焼室と燃料カートリッジの概要図を示す。パラフィン燃料は実験条件に幅を持たせることができるようにカートリッジ方式とした。燃料はアクリルパイプ内部にエポキシ接着剤で接着、固定されている。本実験では長さ 100 mm、肉厚 10 mm の燃料に対し、長さ 150 mm、肉厚 5 mm、のアクリルパイプを使用し、燃料カートリッジ後方に観測窓を設けた。燃料形状は単一円筒とし、GOX の流れをスムーズにするために燃料前方に 45 deg の面取り加工を行った。燃料カートリッジは両端から治具で固定されている。

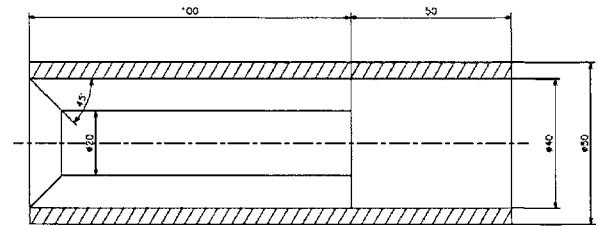


Fig. 14 Schematic of fuel cartridge (unit:mm)

4.2 実験結果

燃焼速度と GOX 質量流束の関係を図 15 に示す。旋回流を用いた場合と代表的な結果を比較するため、Paraffin/GOX と HTPB/GOX をプロットした。θ = 45 deg のインジェクタを用いた場合、最も速い後退速度を得ることができた。この結果は Karabeyoglu らの Paraffin/GOX の結果と比較して 2 倍程度の後退速度を達成している。また、HTPB/GOX との比較では 6-9 の後退速度となっている。θ = 30 deg の場合では、θ = 45 deg の場合よりも低い後退速度となっているが、依然として Karabeyoglu らの結果よりも速い後退速度となっていることがわかる。

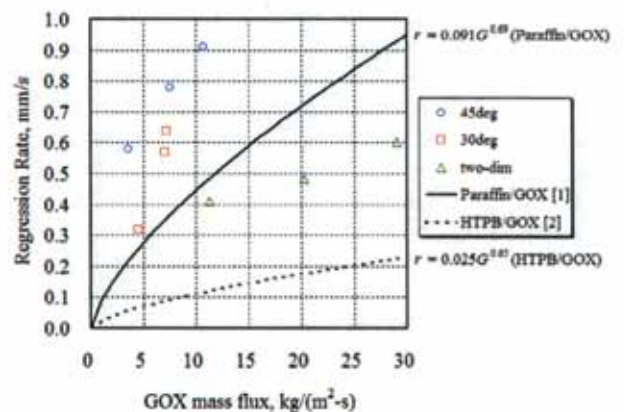


Fig. 15 Regression rate vs. GOX mass flux (Swirling type)

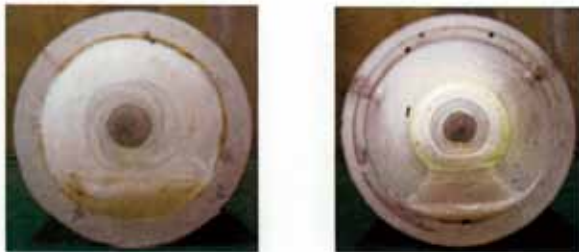
Fig. 16 および Fig. 17 は燃焼後の側面と先端部、後端部の燃料カートリッジを撮影したものである。燃料カートリッジ先端部には、旋回パターンを示すための実線を引き、インジェクタ付近では浅い旋回パターンが見られる。また、Fig. 17 から旋回パターンを確認できる。これらに対し、燃料後端部では旋回パターンが見られなくなっている。しかしながら、周方向成分だけを持たせた

インジェクタ特有の不均一燃焼はほとんど生じなかった⁶⁾。軸方向成分を持たせたインジェクタを使用することにより、インジェクタ近傍での局所燃焼を抑えられたと考える。また、Fig. 16 からは液化したが、燃焼に至らなかった未燃の燃料の存在が確認できる。2次元燃焼器を用いた実験と同様の現象が起きていると予想される。



$\theta = 45 \text{ deg.}, G = 10.74 \text{ kg}/(\text{m}^2\cdot\text{s}), t_b = 1.83 \text{ s}, r = 0.91 \text{ mm/s}$

Fig. 16 The cross section of the burnt fuel



Front

Back

Fig. 17 The front and back section of the burnt fuel

ハイスピードカメラを用いて、観測窓から燃焼中のパラフィン燃料の挙動を撮影した。Fig. 18 からは燃料カートリッジ底部分で、溶けたパラフィン燃料が波を形成している様子が確認できる。実際の映像からは、波の先端で形成された液滴が拡散火炎側に運ばれていく様子も確認できた。しかしながら、GOX と十分に反応せずにノズルを通過するパラフィン燃料も存在しており、実用化にはさらなる燃焼効率の向上が求められる。



$\theta = 45 \text{ deg.}, \dot{m} = 2.81 \text{ g/s}$

Fig. 18 The rear part of burning fuel

5. まとめ

ハイブリッドロケット用パラフィン燃料の後退速度特性と燃焼メカニズムを2次元可視化燃焼器を用いて調べた。さらに、酸化剤旋回型の小型ハイブリッドロケットエンジンを作製し、後退速度の向上を図った。実験結果から以下の知見が得られた。

1) Karabeyoglu らの提唱するパラフィン燃料の理論的な燃焼メカニズムを2次元可視化燃焼器で検証した。その結果、溶けたパラフィン燃料の一部はガス化し GOX と反応して拡散火炎を形成した。一方で、ガス化しなかった燃料は燃焼ガスの流れによって波を形成し、波の先端から飛沫となり拡散火炎側に運ばれた。もしくは燃料表面に沿って下流側に流れ去っていく様子が確認できた。

2) パラフィン燃料の後退速度は、パラフィンの粘度に大きく影響される。熱伝達係数と粘性係数の関係は式(3)で表され、液層から固体燃料への熱伝達がパラフィン燃料の後退速度を決定する上で重要な要素となっている。

3) GOX を旋回させて供給することにより、Karabeyoglu らの結果と比較して、2倍程度の後退速度を達成できた。旋回流を用いたことにより、燃料カートリッジ先端部に浅い旋回パターンが形成された。しかしながら、酸化剤旋回型ハイブリッドロケットに特有のインジェクタ付近での不均一燃焼はほぼ見られなかった。インジェクタの軸方向成分により、局所燃焼を抑えられたと考える。

4) 2次元可視化燃焼器で見られたパラフィンの燃焼メカニズムが、小型ハイブリッドロケットエンジンでの実験においても同様に確認できた。

6. 謝辞

この研究は宇宙航空研究開発機構のハイブリッドロケット研究ワーキンググループ (HRrWG) の支援を受けて行われたものである。ワーキンググループの各位には研究遂行にあたり日頃より有益なご討論ご助言をいただいた。ここに感謝の意を表する。

7. 参考文献

- 1) M. A. Karabeyoglu, B. J. Cantwell, and D. Altman : DEVELOPMENT AND TESTING OF PARAFFINE-BASED HYBRID ROCKET FUELS, AIAA 2001-4503 (2001).
- 2) George P. Sutton, and Oscar Biblarz : Rocket Propulsion Elements, Seventh Edition, A Wiley-Interscience Publication, 7th ed., p. 591 (2001).
- 3) I. Nakagawa, S. Hikone, and T. Suzuki : A Study on the Regression Rate of Paraffin-based Hybrid Rocket Fuels, AIAA 2009-4935 (2009).
- 4) S. Hikone, T. Hasegawa, and I. Nakagawa : Regression Rate Characteristics and Combustion Mechanism of Some Hybrid Rocket Fuels, AJCPP2010-013 (2010).
- 5) W. H. Giedt 横堀進・久我修 共訳 : 基礎伝熱工学, 丸善出版株式会社, pp. 117-128 (1978).
- 6) K. Kitagawa, and S. Yuasa : Combustion Characteristics of a Swirling LOX Type Hybrid Rocket Engine, Journal of The Japan Society for Aeronautical and Space Science, vol. 54, No. 629, pp. 242-249 (2006).