

軽量・高性能ハイブリッドロケットエンジンの研究・開発 (2018)

高野 敦* 船見 祐揮**

Research and Development of a Light-Weight and High-Performance Hybrid Rocket Engine in 2018

Atsushi TAKANO* Yuki FUNAMI**

1. 緒言

近年、電子機器の小型化、特に MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) の発達と軌を一にして、超小型衛星の研究開発や打ち上げが盛んになっている。我が国においてもここ 15 年で大学や研究機関から打ち上げられた超小型衛星は 20 機以上に上る^[1]。超小型衛星のメリットは開発期間が短く、低コストで開発できるという点である。しかしこれらの衛星は、大型衛星を大型ロケットで打ち上げる際に「相乗り」で打ち上げられることがほとんどである。この場合、打ち上げの時期や軌道は主目的の衛星に支配され、選択の自由度はほとんどなくなる。そこで、超小型衛星打ち上げ専用の超小型ロケットの開発が求められている。また、超小型衛星のメリットである「低コスト」、「開発期間が短い」ことを生かすためにはこれらを打ち上げる超小型ロケットにも同様の特徴が要求される。

そこで著者らはハイブリッドロケットに着目して研究および開発を続けてきた。ハイブリッドロケットとは、ポリプロピレンといった樹脂などを固体燃料とし、酸素や亜酸化窒素などを酸化剤とするロケットである。従来は、水素やメタノールなどを燃料として液体酸化剤によって燃焼させる液体ロケット、あるいは、燃料と酸化剤を混合した上で固めた固体推進薬（いわゆる火薬）を用いる固体ロケットが主流であったが、これらは反応性の高い燃料を用いるため爆発の危険を伴い、運用・管理コストが高くなるという欠点を持つ。一方でハイブリッドロケットは空気中で燃焼はするものの激しい反応性はない燃料を酸化剤の助燃性で燃焼させるため、万一ロケットが構造破壊を起こしてもすぐに消火するという利点を持つ。このため、運用・管理コストが下げられる。

他方でもともと反応性が低い樹脂を燃料とするため、大きな推力が得にくいという欠点も有する。この問題に対して、ワックスなどの低融点燃料を用いる研究^[2]、あるいは、酸化剤流れを旋回させることによって燃料後退速度（単位時間当たりの燃料の後退量）を増大させる研究^[3]などが進められている。著者らは 3D プリントにより造形された星形フラクタル旋回形状燃料グレインを用いることで、固体燃料の表面積増大による燃料ガス発生量の増大、および、

主流に旋回方向速度成分を付与することによる燃料後退速度の向上を狙っている。さらにハイブリッドロケット、特に亜酸化窒素を酸化剤として用いるハイブリッドロケットに特化したエンジンシステム（モータおよび酸化剤タンク）の軽量化の研究開発も進めている。

2. 到達高度 100 km を目指すハイブリッドロケットの概念設計^[4]

将来高度 100 km（宇宙空間の下限）に 100 kg のペイロードを輸送することを目標として、ハイブリッドロケットの概念設計を行った。その中で、酸化剤の検討も合わせて行った。ハイブリッドロケットの酸化剤として広く用いられているもののうち、毒性がなく比較的扱いやすいものとしては酸素と亜酸化窒素が挙げられる。酸素を酸化剤とするハイブリッドロケットとして代表的なものとしては北海道大学および植松電機により開発された CAMUI ロケットがある^[5,6]。液体酸素によるハイブリッドロケットは比推力（単位推進剤重量当たりの推力の時間積分値）が高くなることが知られているが、これを高圧のエンジン内に噴射するためにはポンプなどで加圧するか、ヘリウムなどで加圧する（いわゆる押しガス）ことが必要であり、構造質量が増大するとともに構造が複雑化することで製造コストの増大も懸念される。一方で亜酸化窒素は常温での蒸気圧が高いため自己加圧が可能であり、ポンプや押しガスが不要となるが、比推力がやや劣る。そこで本研究を推進するにあたり、いずれが有利か検討を行った。検討の前提としては以下を設定した。

- ペイロードおよび電気系統の合計質量を 100 kg とする。
- 燃料には ABS 樹脂 (Acrylonitrile Butadiene Styrene 共重合樹脂) を用いる (3D プリント製の複雑形状グレインを使用)。
- 加速度 (準静的) は 6G 以下になるよう調整する (ペイロードへの過負荷を避けるため)。
- トータルインパルス (推力の時間積分値) は到達高度 100 km となるよう設定する。

また、推進系の仕様は、亜酸化窒素または液体酸素を用いる場合の 2 通りを検討し、以下の通りとした。

亜酸化窒素を用いる場合：

- 供給方法はブローダウン方式とする。

液体酸素を用いる場合：

- 供給方法はヘリウムガスによるガス加圧式とする (ポンプ式は高価であるため除外)。
- 酸化剤タンク圧力は燃焼室圧力に 2 MPa を加えた値として、

*准教授 機械工学科

Associate Professor, Dept. of Mechanical Engineering

**助教 機械工学科 (現在, 講師 防衛大学校)

Assistant Professor, Dept. of Mechanical Engineering
(Currently, Lecturer, National Defense Academy)

加圧ガスタンク圧力は 22 MPa として計算する。

- 加圧ガスの必要体積は理想気体の状態方程式より、温度一定と仮定して算出する。

最適酸化剤の検討を行うための前提条件として、機体構造重量(圧力容器を除く)は推進系合計重量に対して 0.2 倍と仮定して算出した。

これらの前提に基づいて、到達高度 100 km を目指すハイブリッドロケットに最適な酸化剤を選定した。ここで最適な酸化剤とは、この検討ではペイロード重量は同一としたことを踏まえて、機体がより軽量に設計できる酸化剤、つまりペイロード比がより大きな値となる酸化剤のこととした。最適酸化剤選定までの主な流れを図 1 に示す。

比推力 I_{sp} は NASA CEA (RP-1311)^[7] を用いて算出した。燃料は ABS 樹脂とし、酸化剤は亜酸化窒素または液体酸素とした。燃焼室圧力に関しては、亜酸化窒素の場合には燃焼試験結果を踏まえて 3 MPa と設定し、液体酸素の場合には 3, 5, 7 および 9 MPa と値を振って検討した。比推力 I_{sp} が求めれば、推進剤質量 m_p は推定したトータルインパルス I_t を基に次の式(1)を用いて求めることができる。記号 g は重力加速度を表す。

$$I_t = I_{sp} m_p g \quad (1)$$

圧力容器(酸化剤タンク、加圧タンク、モータケース)は CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics) で設計し、液体酸素の酸化剤タンクのみ極低温のためアルミニウムで設計する。アルミニウム合金 A7075-T7351 の引張強度には 434 MPa を、CFRP (HSX350C075S) の引張強度には擬似等方積層における 838 MPa を用いた。

これらの条件で検討を行った結果、図 2 に示すように亜酸化窒素の方が全体としての質量を小さくできることが分かった。なお、酸素の場合は燃焼室圧力 3 MPa の時にペイロード比が一番大きくなるということが分かったため、その結果を用いている。このことから本研究では引き続き酸化剤として亜酸化窒素を採用することとした。

3. 低コスト・軽量酸化剤タンクの開発^[8]

将来の高度 100 km に到達するための打ち上げのノウハウの蓄積を目的に、2018 年度も高度 15 km 到達を目標として、ハイブリッドロケットの設計・製作および打ち上げを行った。その機体に適用す

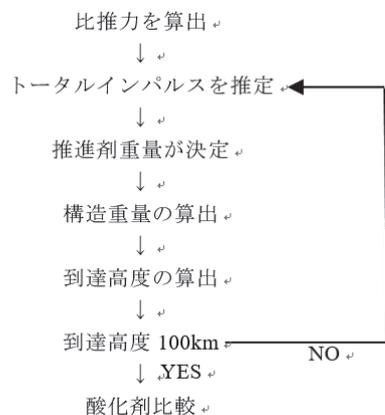


図 1 最適酸化剤選定までの流れ^[4]

るために、低コスト・軽量酸化剤タンクの開発を行った。酸化剤は前述のように亜酸化窒素とし、充填量 15 kg、充填容積 16.7 L を前提として設計を行った。低コスト化のために特殊な材料や加工を用いないことを設計方針として、胴部は市販のアルミニウム合金パイプを採用し、その上で CFRP を用いて補強を行った。また、蓋部には超々ジュラルミン (7075-T651) を使用し、蓋部と胴部の接合にはねじ(胴部両端に M146×1.5 のねじを加工)を採用した。これにより加工は旋盤で可能となった。また CFRP の補強に関しては、プリプレグを用いて研究室内で積層および加熱成型を行うことで低コスト化を実現できた。強度は水を用いた耐圧試験により確認した。試験圧力は最大予想使用圧力である 5 MPa の 1.5 倍の 7.5 MPa とし、負荷時間は打ち上げ試験時の充填時間および待機時間を考慮して 20 分とした。初回の試験では 7.0 MPa において胴部から蓋部が外れるという不具合が発生したため、ねじのはめあい長さを 2 倍にして再度製作および試験を行ったところ、問題なく 7.5 MPa に耐えることができた。この結果を踏まえて、燃焼試験を実施して酸化剤タンクの健全性を確認し、2018 年 10 月 6 日には打ち上げ試験を行った。その結果、目標の高度 15 km には及ばなかったものの、高度 6204 m に到達し、北海道大学・植松電機の高度 8.3 km (推測値)^[5] および高度 7.5 km^[6] に次いで、国内のハイブリッドロケット打上実施団体としては第 2 位の記録を達成した。

4. 星型フラクタル旋回形状燃料グレインの地上燃焼試験^[9]

ハイブリッドロケットは、固体燃料グレイン表面に形成される境界層の内部で燃料ガスと酸化剤が拡散および混合し、反応して火炎を生じるという境界層燃焼と呼ばれる燃焼形態を有している。このメカニズムに起因して燃料後退速度が低く、したがって燃料ガス発生速度も低くなるという技術的な課題が存在する。この点の解決を意図して、本共同研究では 2017 年度に星型フラクタル旋回形状グレインを提案した^[10]。図 3 に星型フラクタル旋回形状グレインを示す。これは固体燃料グレインのポート(グレインに開けられた孔のこと。この孔の内側を燃焼ガスが流れる)形状を複雑なものとする事で固体燃料の表面積を増やすと同時に、ポートを旋回形状にすることで内部の流れに旋回方向速度成分を付与し燃料後退速度の向上も

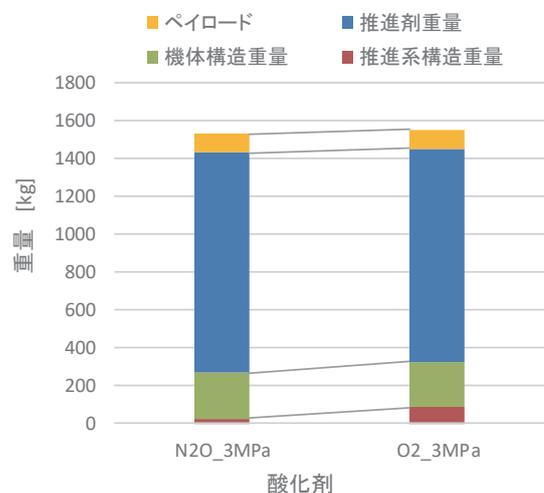


図 2 亜酸化窒素あるいは酸素を用いた場合の重量の比較^[4]

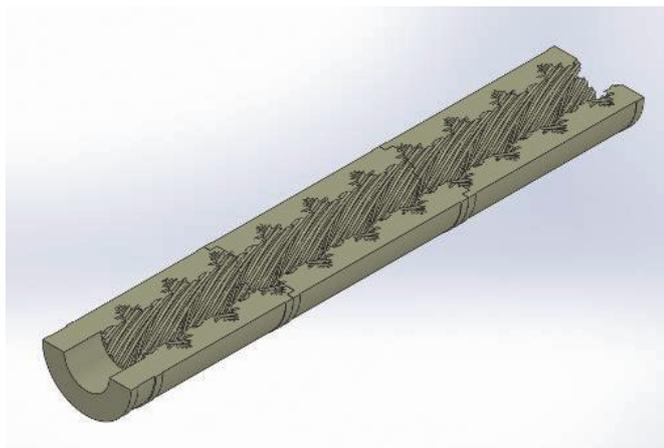


図3 星形フラクタル旋回形状グレインの断面図^[9]

図ったものである。2017年度ではポート形状の旋回率をパラメータとして燃焼試験を実施することで、旋回率が燃料ガス発生速度に与える影響を明らかにした^[10]。2018年度では、エンジンへ供給する酸化剤の流量をパラメータとして燃焼試験を実施し、酸化剤の流量が星形フラクタル旋回形状グレインを用いたエンジンの性能（局所燃料後退速度、推力および燃焼効率）に与える影響を調査した。

燃焼試験は神奈川大学湘南ひらつかキャンパス設置の燃焼試験設備を用いて実施した。エンジンには安価で量産可能な推力1kN級のエンジンを使用し、板バネを用いて架台へエンジンを水平に設置した。エンジンへロードセル、圧力センサおよびオリフィスを取り付けて、推力、燃焼室圧力および酸化剤流量を測定した。エンジン内の固体燃料グレインはABS樹脂を材料として3Dプリンタを用いて作成した。酸化剤には亜酸化窒素を採用し、その高い蒸気圧を利用して供給する自己加圧方式を用いることとした。燃焼試験の様子を図4に示す。

燃焼試験後の固体燃料グレインを切断し、燃え残ったグレインの厚さを測定することで局所的な燃料後退速度を求めた。局所燃料後退速度を軸方向に平均を取った上で、旋回のない星形フラクタル形状グレインや従来形状である円形のものとの値を比較したところ、軸方向平均の局所燃料後退速度は星形フラクタル旋回形状とすることで他の形状よりも向上することがわかった。その効果は推力にも表



図4 燃焼試験の様子

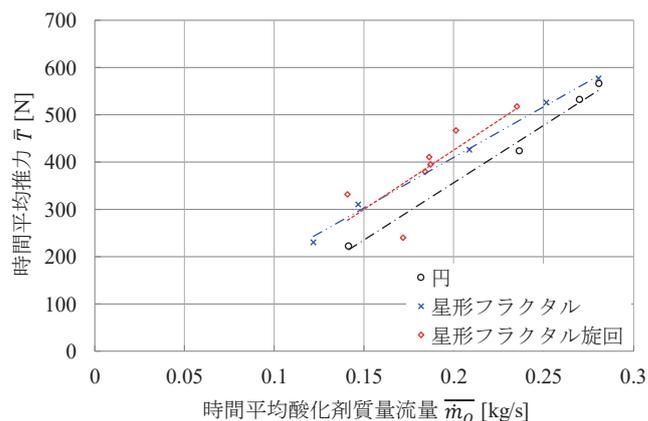


図5 時間平均推力^[9]

れており、星形フラクタル旋回形状グレインにおける推力も他の形状と比べて向上した（図5）。燃焼効率に関しては、星形フラクタル旋回形状グレインにおける値は他の形状と比べて向上しているか、あるいは、ほぼ同等であった。

5. 星形フラクタル旋回形状燃料グレインの平均後退速度評価^[11]

ハイブリッドロケットの評価指標の一つとして時空間平均の燃料後退速度を参照することが一般的に行われている。また、時空間平均の燃料後退速度は、固体燃料壁面の厚さの決定など、燃料グレインの設計においても有益な情報となる。そこで、星形フラクタル旋回形状燃料グレインにおいても時空間平均燃料後退速度を求めることとした。

時空間平均燃料後退速度は、燃焼試験前後の燃料グレインの重量変化と燃焼時間を用いて評価される。しかしながら、従来の評価式では単純な形状である円形ポートを前提にして燃料の気化に伴う表面後退を考えており、星形フラクタル旋回形状のような複雑なポート形状に対してはそのままの評価式の形で適用することができない。この点を踏まえて複雑なポート形状にも対応可能な、固体燃料表面の後退を捉えることのできる数値的なツールを開発し、そのツールを用いた時空間平均燃料後退速度の評価方法を提案した。

固体燃料表面の後退を数値的に捉える手法として、レベルセット法^[12]を採用した。この手法においては混相流（気液界面を伴う流れ）の数値解析への応用が広くみられるが、ここで扱う燃料表面の後退のような固気界面の解析にも応用が可能である。レベルセット法を用いて星形フラクタル旋回形状グレインの表面後退を解析した結果の一例を図6に示す。

星形フラクタル旋回形状グレインは軸方向に周期的な構造を有しているが、この解析ではその基本単位一つのみを解析対象とした。この解析の結果を基にして、燃焼試験前後の燃料グレインの重量変化と時空間平均燃料後退速度の関係式を構築した。実際の燃焼試験から得られた重量変化量とその関係式に代入し、時空間平均燃料後退速度を求めたところ、星形フラクタル旋回形状での値は旋回のない星形フラクタル形状や円形での値と比べて大きくなること示された。

今後は、本方法の解析精度の向上、本方法を用いたグレイン設計法の提案、あるいは、本方法による燃焼試験の評価結果から得られ

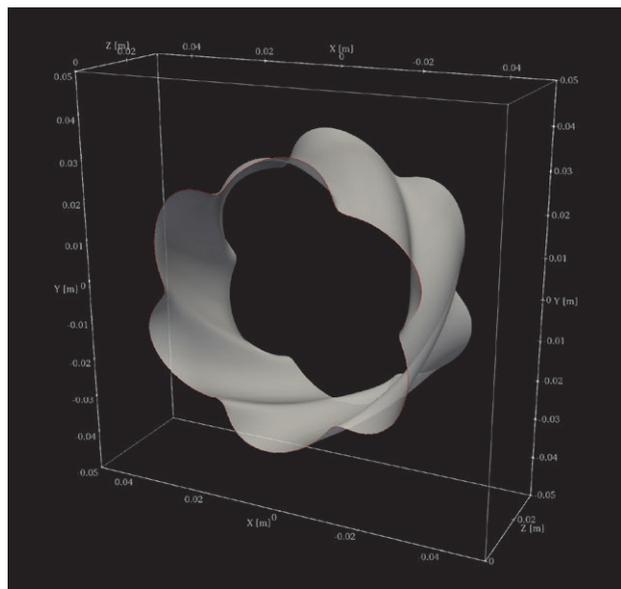


図6 燃焼開始後12sにおける固体燃料表面

た知見に基づくグレイン設計指針の策定を引き続き進めることとなる。

6. 結言

超小型衛星打ち上げ用の低コストな超小型ロケットの開発を最終目標に、軽量・高性能ハイブリッドロケットエンジンの研究・開発を行った。高度100kmにペイロードを輸送する機体の概念設計を行った。その問題において酸化剤の比較検討を行ったところ、亜酸化窒素が酸素に比べて有利であることを示した。これを受けて、亜酸化窒素用軽量・低コストタンクを開発し、実際に打ち上げに適用、そして成功させることができた。また、3Dプリンタで造形した星形フラクタル旋回形状グレインの地上燃焼試験を実施し、その試験結果を解析したところ、軸方向平均の局所燃料後退速度は他の形状よりも向上することがわかった。それに伴って、推力も他の形状と比べて向上した。燃焼効率に関しては、星形フラクタル旋回形状グレインにおける値は他の形状と比べて向上しているか、あるいは、ほぼ同等であることを見出した。加えてレベルセット法を適用することにより、複雑なポート形状にも対応可能な、固体燃料表面の後退を捉えることのできる数値的なツールを開発し、そのツールを用いた時空間平均燃料後退速度の評価方法を提案した。

将来超小型衛星を打ち上げるためのロケットを実現するためには、機体の軽量化・大型化も必要であるが、燃焼効率を向上させるための設計技術も重要となる。現在までに燃焼現象の研究を精力的に進めてきたが、その結果をエンジンの設計、つまりグレインの外形寸法およびポート表面積、断面積、さらに酸化剤を噴出させるインジェクタの孔径、孔数、その上流の配管系などサイジングにつなげるところまでには至っていない。そのためにはまだまだ取り組むべき課題は多くある。今後はこれらの体系化を見据えて研究を進めていく。

謝辞

3Dプリンタによる固体燃料グレインの印刷においては丸紅情報

システムズ株式会社の協力を得た。ここに謝意を表す。

ハイブリッドロケットの燃焼試験に関して千葉工業大学の和田豊准教授より有益な助言をいただいた。ここに記して謝意を表す。

燃焼試験の実施にあたって神奈川大学工学部機械工学科航空宇宙構造研究室および流体工学研究室の学生諸氏の協力を得た。ここに記して謝意を表す。

参考文献

- [1] UNISEC ホームページ, UNISEC 生まれの超小型衛星, <http://www.unisec.jp/about/satellite.html> (2019年9月10日閲覧).
- [2] M. A. Karabeyoglu, B. J. Cantwell and D. Altman, Development and Testing of Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2001-4503 (Salt Lake City, 2001).
- [3] S. Yuasa, O. Shimada, T. Imamura, T. Tamura and K. Yamamoto, A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 1999-2322 (Los Angeles, 1999).
- [4] 館山哲也, 船見祐揮, 高野敦, 到達高度100kmを目指すハイブリッドロケットにおける構造設計を考慮した最適酸化剤, 第1回ハイブリッドロケットシンポジウム, HR-2018-003 (相模原, 2018).
- [5] H. Nagata, M. Wakita, T. Totani and T. Uematsu, Development and Flight Demonstration of 5 kN Thrust Class CAMUI Type Hybrid Rocket, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, 12 (ists29), Ta_1-Ta_4 (2014).
- [6] 伊藤献一, 植松努, 永田晴紀, 高崎博之, CAMUI-500P ハイブリッドロケット/SNS 製液体ロケット「すずかぜ」打上げ実験報告 (2013).
- [7] S. Gordon and B. J. McBride, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I. Analysis, NASA Reference Publication 1311 (1994).
- [8] 館山哲也, 高野敦, ハイブリッドロケットにおける低コスト・軽量酸化剤タンクの開発, 第62回宇宙科学技術連合講演会, 1N13 (久留米, 2018).
- [9] 船見祐揮, 高野敦, 星形フラクタル旋回形状グレインを用いたハイブリッドロケットの地上燃焼試験, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 2E07 (徳島, 2019).
- [10] 鎮目夢玄, 高野敦, 船見祐揮, 諸星宏樹, 田原鴻一, 寺田俊樹, 3Dプリンタによる星形フラクタル旋回形状グレイン搭載ハイブリッドロケットエンジンの開発, 平成29年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2017-012 (相模原, 2018).
- [11] 船見祐揮, 高野敦, 星形フラクタル旋回形状ハイブリッドロケット燃料グレインの平均後退速度, 第2回ハイブリッドロケットシンポジウム, HR-2019-001 (相模原, 2019).
- [12] S. Osher and R. Fedkiw, Level Set Methods and Dynamic Implicit Surfaces, Applied Mathematical Sciences 153, Springer (2003).