

軽量・高性能ハイブリッドロケットエンジンの研究・開発

高野 敦* 船見 祐揮**

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

Atsushi TAKANO* Yuki FUNAMI**

1. 緒言

近年、電子機器の小型化、いわゆる MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) の発展により、大学や企業による超小型衛星の開発・打ち上げが盛んになっている。従来大型衛星の開発費用は数百億円、開発期間は数年、長いものでは 10 年以上を要するものがあったが、超小型衛星の開発費用は数百万円程度、開発期間は短いものでは 2 年以下で済むというメリットがある。ただし、これらの超小型衛星の打ち上げでは、大型衛星と同時に打ち上げを行う、いわゆる相乗りによる打ち上げがほとんどである。相乗りによる打ち上げの場合、打ち上げ時期および軌道は主衛星である大型衛星の時期および軌道に左右されてしまう。したがって、超小型衛星を専用に打ち上げる超小型ロケットのニーズが高まっている。これらの超小型ロケットには、超小型衛星の「低コスト」という大きな利点を生かすために、同様に低コストであることが求められる。

ロケットの低コスト化のためには、設計・製作費用の低コスト化のみならず、運用・管理費用の低コスト化が必要となる。従来の液体ロケット、すなわち水素やメタノールなどの液体燃料と液体酸化剤を用いたロケットや、固体ロケット、すなわち固体の燃料に固体の酸化剤を配合した火薬を使用するロケットは、大きな推力が得られる半面、空気中でも容易に爆発するため、保管・運用・管理において特殊な施設や人員が必要となり、これらが低コスト化の妨げとなっている。

この問題を解決するために、近年着目されているのがハイブリッドロケットである。ハイブリッドロケットとは、燃料にプラスチックやワックスなどの固体の樹脂を、酸化剤に酸素や亜酸化窒素などの液体を用いるロケットである。ハイブリッドロケットに用いられる燃料は空気中でも燃焼反応は起こるものの爆発的な反応に至らない。また、ロケットとして飛翔中に構造破壊に至ると従来の液体や固体ロケットは空中で爆発しさらに地上に激突して再度爆発を起こすが、ハイブリッドロケットが空中で構造破壊を起こした場合は爆発することなく落下する。つまり本質的に非爆発性であるため運用・管理費用を大幅に抑えることができる。しかしその反面、反応性が高くない燃料を酸化剤の力で燃焼させるため、燃料後退速度、

つまり単位時間当たりの燃料消費量を上げることが難しく、推力向上の妨げになっている。これらの状況から、近年、大学などの研究機関でハイブリッドロケットの研究が盛んになってきている。

この課題に対して、ワックスなどの低融点燃料を用いて燃料後退速度の向上を目指す研究が盛んとなっているが^[1]、著者らは自由な形状が造形できる 3D プリンタに着目し、3D プリンタによりフラクタルなどの複雑なポート（燃料内部の孔で、酸化剤が流れて燃焼反応を生じる部分）形状を有するプラスチック燃料によるハイブリッドロケットの研究を進めている。複雑なポート形状とすることで、火炎からの熱を受けるポート内面の表面積を大きくすることによる燃料ガス発生量の増大、および、乱流境界層の発達を促進することによる燃料後退速度の向上を狙っている。

2. 3D プリンタによる星型フラクタル旋回形状燃料の開発

ハイブリッドロケットは燃料後退速度が遅いため大推力が得難いという問題を抱えているが、推力の向上には燃料内のポート表面積を拡大することも有効である。著者らは、ハイブリッドロケットの燃料として 3D プリンタで造形したプラスチック樹脂が使用できることに着目し、図 1 に示すような外形と図 2 に示すような星型フラクタル形状ポートを持つ燃料を開発し、実験を行ってきた^[2]。



図 1 燃料グレイン



図 2 星型フラクタル形状ポート

さらに、この星型フラクタル形状を図 3 に示すようにらせん状に旋回させることにより主流速度に旋回速度成分を付与し、その遠心力により火炎を燃料表面へと近づけることで燃料後退速度を向上させることも併せて試みた。ここで、旋回の強さを定義するパラメータとして旋回率 λ を導入した。旋回率 λ はグレイン外径を d 、旋回の

*准教授 機械工学科

Associate Professor, Dept. of Mechanical Engineering

**助教 機械工学科

Assistant Professor, Dept. of Mechanical Engineering

ピッチ長を l として $\lambda = \pi d/l$ と定義した(図 3)．インジェクタ(酸化剤噴射部)の構造により酸化剤流れにも弱い右旋回がかかっているため、その向きに対して順旋回、逆旋回と定義した．また旋回率による比推力比較のため順旋回を正として $\lambda = -2, -1, 0, +1, +2$ の 5 種を作成した(図 4)．

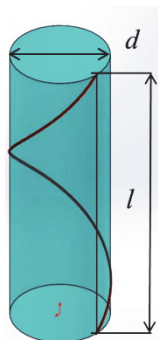


図 3 旋回率

これらの燃料を用いて試験した結果を比較した．実験は小型で安価かつ量産性の高い推力 1 kN 級エンジンを使用して実施した．推力履歴を図 5 に示す．図 5 より燃焼時間にバラつきが生じていることが分かる．燃焼時間のばらつきの原因は、気温によりタンク内の酸化剤の体積が変化し充填量が変わったためと思われる．酸化剤充填量は図 6 のようにベントポートを用いて液面の高さで管理しており、体積変化により充填量は変化する．

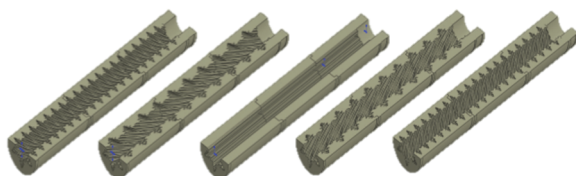
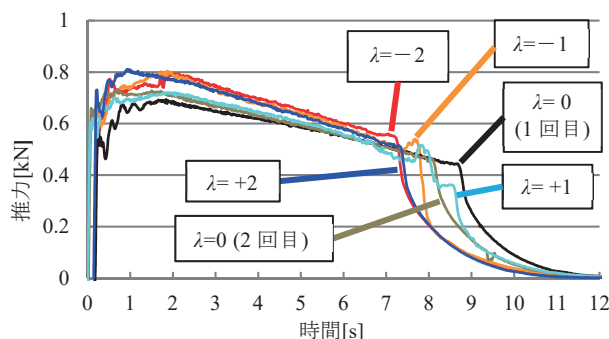
図 4 旋回グレイン断面(左から $\lambda = -2, -1, 0, 1, 2$)

図 5 推力履歴

図 7 にて旋回率ごとにトータルインパルス(推力の時間積分値)と比推力(単位推進剤重量当たりのトータルインパルス)について $\lambda = 0$ を基準に百分率で比較した．その結果、トータルインパルスと比推力の変化は 2 % 程度の変化に留まった．次に、固体燃料の燃焼重量と燃焼時間から燃料質量流量を求めた．燃料質量流量を旋回率ごとに比較した図を図 8 に示す．

図 8 より無旋回 $\lambda = 0$ に比べて、旋回グレイン $\lambda = \pm 1$ および ± 2 の燃料質量流量が多くなっていることが分かる．これにより、旋回の

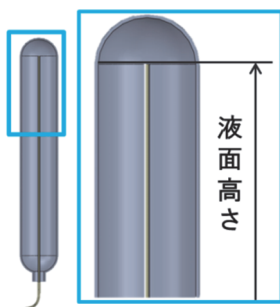


図 6 充填量

付与による燃料質量流量の向上が確認できた．燃料質量流量の増加に成功したため、今後酸化剤流量を増やし最適 O/F(燃料に対する酸化剤の質量比)を実現できれば、比推力ならびにトータルインパルスを改善できる可能性があることを見出した．

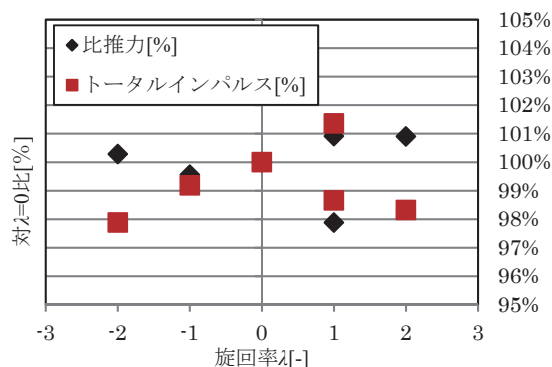
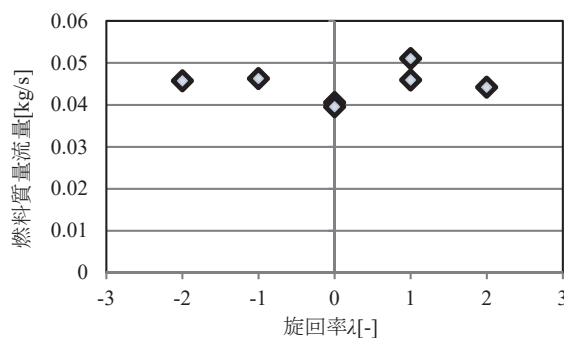
図 7 比推力とトータルインパルス ($\lambda = 0$ と各旋回率の比)

図 8 燃料質量流量

3. 酸化剤質量流束に対する燃料後退速度の依存特性の把握

ハイブリッドロケットは、乱流境界層燃焼と呼ばれる現象により特徴付けられる．この現象においては、主流の酸化剤ガスと固体燃料グレインより気化した燃料ガスの境界層内での拡散・混合過程が律速であり、結果として燃料後退速度が酸化剤質量流束依存となることが知られている．その依存の程度を知ることがエンジンの設計や現象の解明において有益な示唆を与えることにつながる．

酸化剤質量流束に対する燃料後退速度の依存特性を把握するためにオリフィスを用いた酸化剤流量調整機構を試験設備へ導入し、ハイブリッドロケットエンジンの燃焼試験を実施した^[3]．本試験で使用する酸化剤は亜酸化窒素とし、その供給方式は自己加圧方式とした．試験設備の外観を図 9 に示す．図 9 の右端の円筒部がモータケースであり、その左側に取り付けられているフランジ部の内部にオリフィスが収められている．穴の径の異なるオリフィスを入れ替えることで、酸化剤流量を調整できる．本試験では、オリフィス絞り比 1, 0.8, 0.6 の三通りを用いた．オリフィスの上流側(図 9 の左側)には熱電対と圧力センサを、オリフィスの下流側には圧力センサを設置しており、これらの計測データから酸化剤質量流量が推算できる．

燃焼試験に用いる固体燃料グレインは米 stratasys 社の FDM (Fused Deposition Modeling) 方式 3D プリンタ uPrint SE を用いて作成した．そのモデル材には ABS (Acrylonitrile Butadiene Styrene) 樹脂を採用

した。固体燃料グレインのポート形状には、星形フラクタル形状と円形の二通りを用いた。前者の形状を図2に示す。この形状は、固体燃料の表面積を増やすことにより発生する燃料ガス量を増大させることを意図している^[4]。固体燃料グレインの内部を印刷する際にはスパーズ（高密度）機能を用いた。これによりモデル材そのものの密度よりも造形物（固体燃料グレイン）の密度は小さくなる。

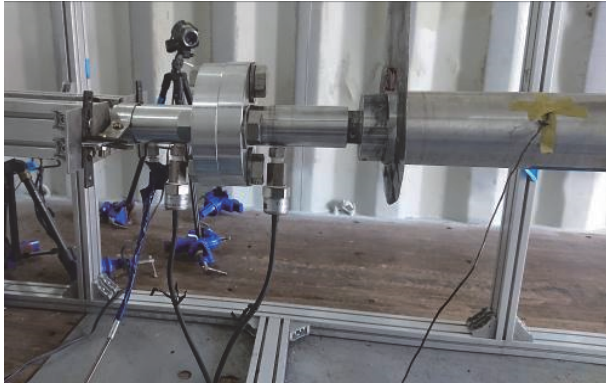


図9 オリフィス導入後の燃焼試験設備

燃焼試験により測定した燃焼室圧力、酸化剤質量流量および固体燃料消費質量から時空間平均の燃料後退速度と酸化剤質量流束を算出する。その算出方法としては円形換算法と数値解析併用法を提案したが、ここではより適切な手法であると考えられる後者の方法^[3]を採用する。後者の方法は、一様かつ一定の速度での固体燃料表面後退を仮定した上で後述のレベルセット法を用いて二次元解析を行い、固体燃料消費質量の解析値と実験値を比較することで表面後退量を算出して、時空間平均の燃料後退速度を求めるものである。その結果を図10に示す。図10より、オリフィスを用いることで異なる酸化剤質量流束での燃料後退速度の値が得られていることが確認できる。今後も燃焼試験を継続することで、より広範な酸化剤質量流束域での燃料後退速度のデータを取得し、酸化剤質量流束に対する燃料後退速度の依存特性をより詳細に把握する。

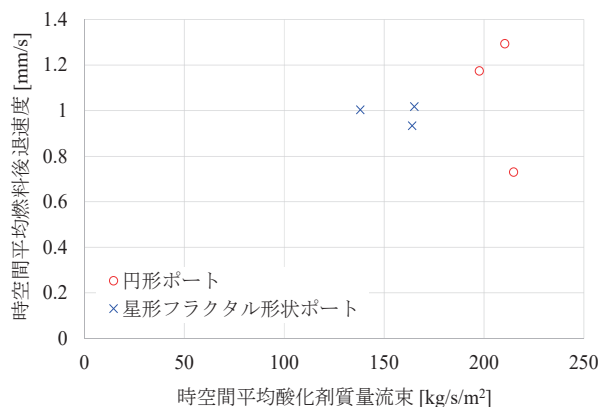


図10 時空間平均酸化剤質量流束および時空間平均燃料後退速度

時空間平均値としての燃料後退速度のみではなく、エンジンの軸方向の各位置における時間平均の燃料後退速度についても算出した。

まず燃焼後の固体燃料グレインを軸方向に等間隔で切断していき、各断面にてウェブ厚を測定する。それらの値と初期ウェブ厚の差を取り、燃焼時間で割ることによって、各軸方向位置での時間平均燃料後退速度の値を得ることができる。一例としてオリフィス絞り比1の場合の星形フラクタル形状ポートの結果を図11に示す。図2のポートの凸部と凹部の時間平均燃料後退速度を別個に示している。横軸は、インジェクタ出口からの距離 x を初期ポート径の円形換算値 d_{mi} で無次元化したものとしている。図11より、上流付近で大きな燃料後退速度を示すこと、また、凸部より凹部の方が大きな値となることが見て取れる。今後さらに継続してデータを取得することで、局所的な燃料後退速度に関してもその特性をより詳細に検討する。

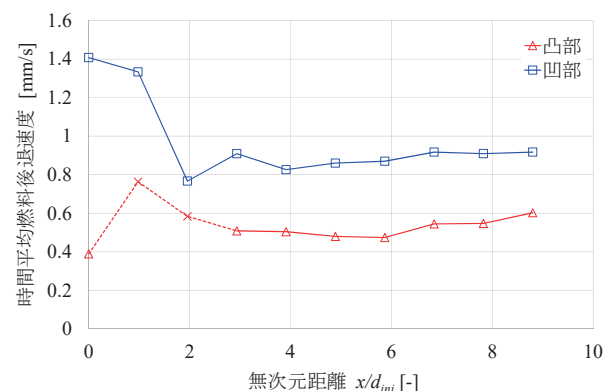


図11 各軸方向位置での時間平均燃料後退速度（×印は燃えて固体燃料グレインに穴が開いたところ）

4. 固体燃料表面の後退挙動に関する数値解析

星形フラクタル形状ポート有する固体燃料グレインのような複雑形状燃料の設計や評価を行うにあたっては、燃焼が進むにつれてポート断面形状つまり流路形状が大きく変化するため、固体燃料表面の後退挙動を把握することが重要である。そのような用途に適用可能な数値解析ツールとして、レベルセット法を用いた二次元の後退挙動解析コード^[5]と三次元の後退挙動解析コード^{[6],[7]}の開発を行ってきた。

レベルセット法とは、固体燃料表面のような界面を数値的に追跡することが可能な手法の一種である^[8]。その手法ではレベルセット関数と呼ばれる符号付き距離関数を用いる。その絶対値が界面からの距離を、その符号が界面を挟んでどちらの側に属しているのかを表す。つまりは、レベルセット関数がゼロとなる位置が界面の位置を表す。レベルセット関数の移流を解くことで界面の追跡が可能になる。このレベルセット法をハイブリッドロケット燃料表面の後退挙動解析へと応用した。

三次元の燃料表面後退挙動の解析例を図12に示す。図12は4スロットを有する星型ポートの表面後退を示しており、赤の等値面が初期表面位置を、青、緑および白の等値面が3sおきの表面位置を表す。また、見やすさのために右上4分の1の領域を欠いた状態で図示してある。このような解析を通して、固体燃料表面後退量、ポート断面積や酸化剤燃料比といった、ハイブリッドロケットを解析・評価するにあたって重要な指標の時間履歴を得ることができる。

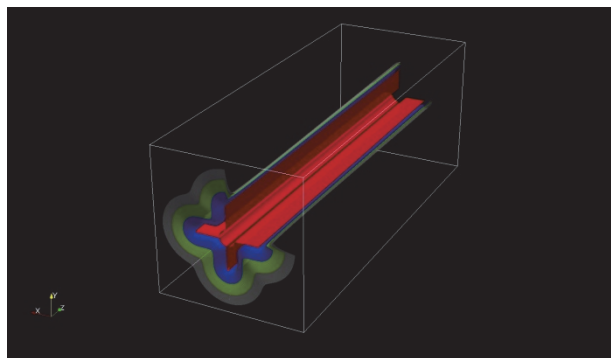


図 12 固体燃料表面が後退していく様子

5. 結言

低コストの超小型衛星打ち上げ用ロケットを開発することを最終目的に、ハイブリッドロケットエンジンの研究・開発を行った。ハイブリッドロケットの燃料にプラスチック樹脂が利用できることに着目し、3D プリンタを用いて旋回を付与した星型フラクタルポート形状を持つ燃料を開発した。その燃料を用いた実験から、旋回の付与による燃料質量流量の向上が確認できた。今後燃料質量流量の向上に対応して酸化剤流量を増やし、最適 O/F を実現できれば、比推力ならびにトータルインパルスを改善できる可能性があることを見出した。

本研究では上記に加えて、星形フラクタル形状ポートを有する燃料グレインを用いたハイブリッドロケットエンジンの設計や現象の解明において有益な知見を得るために、オリフィスを用いた酸化剤流量調整機構を試験設備へ導入した。その設備を用いた燃焼試験の結果から酸化剤質量流量に対する燃料後退速度の依存特性に関するデータを取得した。時空間平均の燃料後退速度のみではなく、局所的な燃料後退速度のデータについても取得した。引き続き燃焼試験を継続し、データを蓄積した上で、燃料後退速度の特性について詳細に検討する予定である。

また、星形フラクタルのような複雑な形状のポートを有する固体燃料グレインの設計や評価に適用可能なツールとして、界面捕獲法の一つであるレベルセット法を用いた燃料表面後退挙動の解析コードを開発した。開発したコードを用いて、複数のスロットを有する星形状ポートの解析を実施し、その実行可能性を検討した。

以上の研究を通して、軽量・高性能ハイブリッドロケットエンジンの研究・開発に必要な試験技術および解析ツールを構築し、それらを用いて燃焼試験や解析を行うことで有益な知見を得ることができた。更なるデータ取得や詳細な検討のために、今後も引き続き研究を継続していく必要がある。例えば、星形フラクタル旋回形状グレインにおける燃料後退速度特性の取得や燃焼効率に関する検討が研究項目として挙げられる。

また、本稿では述べなかったが、軽量のハイブリッドロケットエンジンを実現するためには、ノズル、インジェクタ、モータケース、モータケースと燃料の間に挿入する断熱材（アブレータ）の軽量化および燃料残渣の低減が重要である。アブレータはモータケースを燃焼による高温から保護するためには厚い方が望ましいが、それは重量増を意味する。また、燃料がすべて燃え尽きると強い酸化作用を有する高温の酸化剤にさらされ、急速に損耗しモータケースを

破って火炎が噴出する結果となることが分かった。そのため、燃料が燃え尽きないように制御することが重要となるが、燃料の後退はエンジン長手方向に一律でなく、本研究の範囲内では下流側の後退が速く上流側に多く残った。今後、さらなる軽量化のために現在のアルミニウムのモータケースを CFRP に置き換えることを計画しているが、そのためにはこのアブレータおよび燃料を均一に後退させるための設計指針を見出すことが重要であることも分かった。

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。ここに記して謝意を表する。

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る。

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力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る。

参考文献

- [1] 川端洋, 坂野文菜, 和田豊, 小澤晃平, 嶋田徹, 加藤信治, 堀恵一, 長瀬亮, 強度可変酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットを用いた低融点熱可塑性樹脂燃料の燃焼特性に関する研究, 第 57 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2B03 (JSASS-2017-0073) (沖縄, 2017)。
- [2] 鎮目夢玄, 高野敦, 船見祐揮, 諸星宏樹, 田原鴻一, 寺田俊樹, 3D プリンタによる星型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, STPC-2017-012 (相模原, 2017)。
- [3] 船見祐揮, 内島圭祐, 本目将大, 高野敦, 星形フラクタル形状グレインを用いたハイブリッドロケットの燃料後退速度特性, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 1N03 (久留米, 2018)。
- [4] 館山哲也, 高野敦, CFRP 強化軽量ハイブリッドロケットエンジンの開発, 日本航空宇宙学会 第 48 回年会講演会, 2D08 (JSASS-2017-1106) (東京, 2017)。
- [5] 船見祐揮, レベルセット法によるハイブリッドロケット燃料表面後退の二次元解析, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 4A02 (JSASS-2016-4538) (函館, 2016)。
- [6] 船見祐揮, レベルセット法によるハイブリッドロケット燃料表面の三次元後退挙動解析, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2H17 (JSASS-2017-4406) (新潟, 2017)。
- [7] 船見祐揮, ハイブリッドロケット複雑形状燃料の表面後退挙動解析, 第 26 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス, 1B5 (三浦, 2017)。
- [8] S. Osher and R. Fedkiw, Level Set Methods and Dynamic Implicit Surfaces, Applied Mathematical Sciences 153, Springer (2003)。