

# 60wt%過酸化水素水を用いた超小型衛星搭載用推進系の開発と軌道上実証 Development and On-Orbit Demonstration of Propulsion System Based on 60wt% Hydrogen Peroxide for Microsatellite

佐久間 岳志<sup>\*1</sup>・大平 健弘<sup>\*1</sup>・佐原 宏典<sup>\*2</sup>・宮下 直己<sup>\*3</sup>・倉本 祐輔<sup>\*3</sup>・  
松井 正安<sup>\*4</sup>・吉本 誠司<sup>\*5</sup>・鶴田 佳宏<sup>\*5</sup>・中須 賀真一<sup>\*6</sup>  
Takeshi SAKUMA, Takehiro OHIRA, Hironori SAHARA, Naoki MIYASHITA, Yusuke KURAMOTO,  
Masayasu MATSUI, Seiji YOSHIMOTO, Yoshihiro TSURUDA and Shinichi NAKASUKA

**Key Words:** Propulsion System, Green Propellant, Hydrogen Peroxide, Microsatellite

**Abstract:** 我々は以前より、低毒性推進剤の一つである 60wt%過酸化水素水を推進剤として用いた推進系の研究開発を行っており、性能だけでなく安全性や価格の面においても超小型衛星に見合った推進系の実現を目指している。本年度は我々が開発してきた推進系を搭載した超小型衛星が 2 機打ち上げられたので、設計・地上での噴射試験・環境試験・射場作業等の開発作業全般や軌道上での噴射試験の現状について報告する。

## 1. はじめに

宇宙機の軌道や姿勢を制御するために必要な推進系には推進剤としてヒドラジン系の燃料が使用される場合が多い。ヒドラジン系推進剤を用いた推進系は、現在実用段階にある衛星搭載用推進系の中でも高い応答性・比推力を示し、その信頼性も高い。しかし、ヒドラジン系燃料は高い毒性を有しているため安全性自体はもちろん安全性を確保するために高額な運用コストが発生してしまうことも問題となっている。そのため、有毒なヒドラジン系燃料に代わって「グリーンプロペラント」と呼ばれる低毒性推進剤を使用した推進系が次世代推進系として世界中で注目されている。宇宙機用推進系の安全性が向上すれば、それに伴って運用コストの低減も可能となるため、大学や企業単体で開発されることから高い安全性と低コスト化が要求される超小型衛星への搭載や、将来的には有人ミッションへの適応も可能となる。

著者らは、これまで開発されてきたグリーンプロペラントと比較して更なる安全性を迫及するため、60wt%過酸化水素水を使用することで安全・簡便で低価格な比推力 80 秒程度の一液式推進系、及び比推力 150 秒程度を目標とする二液式推進系の研究開発を行っており、過酸化水素水を触媒で分解・加熱して分解ガスを噴射することによって推力を得る一液式推進系においては超小型衛星搭載モデルを開発した。本年度は開発した推進系が 50kg 級超小型衛星「ほどよし 1 号機」、「ほどよし 3 号機」の 2 機に搭載され軌道上へ打ち上げられた。これらの推進系は、今後の超

小型衛星による宇宙利用ミッションを実用的で多様なものにするために必要な技術である複数衛星のフォーメーションフライトやコンステレーションの成立を目指し、その前段階として軌道上で噴射試験を行うことで性能実証を行うものである。

ここでは「ほどよし 1 号機」、「ほどよし 3 号機」に実際に搭載された超小型衛星搭載用推進系の構成・開発と射場・軌道上での推進系運用結果の現状について述べる。

## 2. 推進系の構成要素と開発

**2.1 60wt%過酸化水素水** 過去に過酸化水素水（以下  $H_2O_2$ ）を推進剤として用いた推進系は数多く研究されてきたが、推進性能を高めるために質量濃度 80wt% 以上の Rocket Grade Hydrogen Peroxide (RGHP) が用いられていた<sup>1)</sup>。 $H_2O_2$  は一般に、その分解による発熱量が自身と分解によって生じる水を全て蒸発させるためには 65wt% 以上であることが必要である<sup>2)</sup>。従って RGHP では分解生成物はほぼ完全に気体となって噴射される。しかしながら RGHP は多くの物質と反応して自己分解を起こしやすく、さらに一旦分解が始まれば温度上昇と分解生成物によって連鎖的且つ加速度的に分解が進行するため、推進系のタンク内で自己分解が起きると加速的にタンク内圧が上昇し、事故に繋がる恐れがある。一方、著者らが進める推進系では、使用する  $H_2O_2$  を民生品として入手可能な 60wt%（第 1 表）まで下げることで  $H_2O_2$  溶液中に含まれる豊富な安定剤の効果と、 $H_2O_2$  は濃度 65wt% 以下では分解熱よりも蒸発潜熱のほうが大きくなるという熱収支の関係から加速度的な分解を抑制し、推進系の安全性を高めている。また、60wt%  $H_2O_2$  は民生品として低価格で入手可能なことから推進剤の調達コストを低減することもできる。

<sup>\*1</sup> 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

<sup>\*2</sup> 首都大学東京 システムデザイン学部 航空宇宙システム工学コース

<sup>\*3</sup> (株) アクセルスペース

<sup>\*4</sup> 次世代宇宙システム技術研究組合

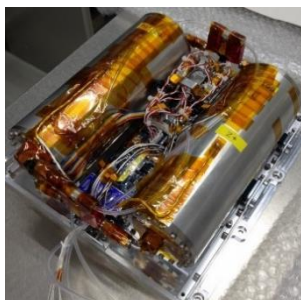
<sup>\*5</sup> 東京大学 超小型衛星戦略研究センター

<sup>\*6</sup> 東京大学 大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻

第 1 表 60wt% $H_2O_2$  の物性<sup>2)</sup>

密度	1.24 g/ml (@20°C)
凝固点/沸点	-55.5°C/120°C (@1atm)
分解発熱量	1.697 kJ/g ( $H_2O_2 \rightarrow H_2O + 1/2O_2$ )
蒸発熱	1.925 kJ/g

**2.2 推進系の構成要素** 開発した推進系は大きく分けて、「推進剤タンク、電磁弁とその制御系からなる供給系（第 1 図）」、「スラスタ（第 2 図）」、「押しガス・推進剤充填排出ポート」の 3 つの要素から構成される。供給系—スラスタ間、供給系—推進剤充填排出ポート間はそれぞれ PFA 製のフレキシブルチューブ配管によって繋がっており、各ラインは 1/8 インチである。推進剤タンクとスラスタにはそれぞれ圧力センサ、温度センサが取り付けられており、これらによって推進剤の貯蔵状態や噴射時におけるスラスタ推力室のパラメータを計測する。推進系を衛星に取り付けた状態を第 3 図に示す。供給系、スラスタは共に衛星の内壁に取り付けられ、衛星の外壁パネルを閉じた状態ではスラスタのノズル出口と推進剤充填排出ポートのみアクセス可能である。供給系は、衛星取り付け時には CFRP 製のカバーを被せる。推進系の主要諸言を第 2 表に示す。「ほどよし 1 号機」と「ほどよし 3 号機」の搭載モデルでは、衛星側から許容された体積、重量が異なるためいくつか相違なパラメータが見られるが、基本的な設計は同等なものである。



第 1 図 供給系モジュール



第 2 図 スラスタモジュール

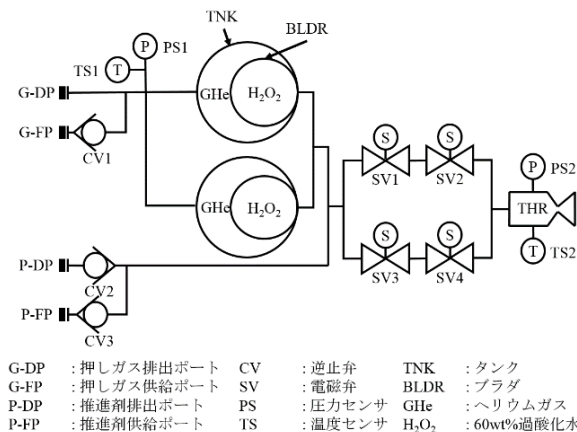


第 3 図 衛星取り付け状態

第 2 表 推進系主要諸言

項目	ほどよし 1 号機 搭載モデル	ほどよし 3 号機 搭載モデル
設計推力	0.5 N	0.3 N
設計比推力	80 s	80 s
重量 (ドライ)	6.8 kg	3.8 kg
体積	360×640×120 mm <sup>3</sup>	265×270×90 mm <sup>3</sup>
推進剤搭載量	60wt% $H_2O_2$ 4.0 kg	60wt% $H_2O_2$ 2.0 kg
消費電力	噴射開始時 12.5 W	噴射開始時 12.5 W
	定常噴射時 2.3 W	定常噴射時 2.3 W
	非噴射時 0.5 W	非噴射時 0.5 W
打ち上げ日	2014 年 11 月 6 日	2014 年 6 月 20 日
打ち上げロケット	ドニエブルロケット	ドニエブルロケット
打ち上げ射場	ヤスネ宇宙基地	ヤスネ宇宙基地

**2.3 供給系** 開発した推進系の系統図を第 4 図に示す。液体推進剤は BLDR 中の空間に充填され、TNK 内に充填されるヘリウムガスによって加圧されるブロードダウン方式となっている。推進剤は安定剤の添加された 60wt%  $H_2O_2$  を使用するが、ブラダ内でわずかに自己分解が発生するため、推進剤充填後ゆっくりとブラダ内の圧力は上昇する。そのため、この性質を利用してブラダ内圧が所望の圧力に到達するまで放置した後に運用することで自己加圧方式とすることも可能である。電磁弁は Lee 社からの購入品で直列・並列共に 2 重冗長を組んでおり、電磁弁自体への電力供給と電磁弁駆動回路への電力供給を分けることで二重のハードウェア制御とし、さらに推進系制御系のプログラム内にチェック機構を設けることによって誤動作を防止している。押しガス・推進剤の充填排出ポートは衛星外壁からアクセス可能であり、衛星を組み上げた状態で推進剤の充填・排出作業が可能である。



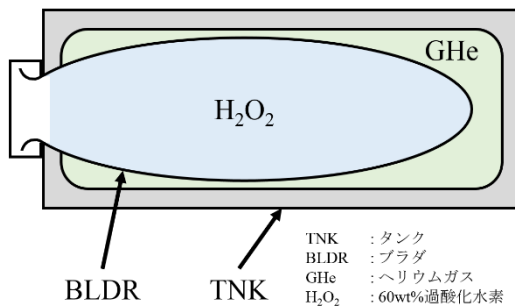
第 4 図 推進系系統図

**2.4 タンク** 推進系タンク 1 本当たりの主要諸言を第 3 表に、内部構造を第 5 図に示す。ステンレス製のタンク内に取り付けた樹脂性ブラダ内に液体推進剤を貯蔵し、その周りに押しガスとしてヘリウムガスを貯蔵する。本推進系では、微小重力下で液体推進剤をタンクからスラスタに加圧供給する際に気泡の混入を防ぐための気液分離デバイスとして樹脂製の民生品ブラダ（第 6 図）を使用した。従来

の推進系では推進剤タンクは衛星形状に合わせて搭載設計を行うため、ブラダもその設計に準拠した形状のものを設計・製作するものである。しかし、一品物のブラダを製作する場合、その成形加工に必要な成型型を製作する必要があり、更に推進剤に  $H_2O_2$  を用いる場合には自己分解を防ぐためにブラダの表面状態を極めて滑らかにする必要があるのでからブラダの製作には高額なコストが必要となる。そこで、当推進系では低価格化の一環として液体推進剤を加圧・排出するためのブラダに民生品を利用 (COTS) している。利用したブラダはラジコン燃料タンクであるバブレストンク (第6図) に含まれるインナーバルーンと呼ばれるものである。バブレストンクでは、このインナーバルーンに燃料を充填した後に空気抜きを行うことで、燃料が消費されてもラジコン機体の姿勢変化による影響を受けて空気が混入すること無く燃料を供給することを可能にしている。インナーバルーンはラジコン用燃料であるグロー燃料を貯蔵可能であり、その主成分であるメタノールやニトロメタン等の有機溶剤への耐性に優れており、60wt%  $H_2O_2$  との相性も実験により確認されている<sup>3)</sup>。

第3表 タンク主要諸言

項目	ほどよし1号機 搭載モデル	ほどよし3号機 搭載モデル
重量	1.98 kg	0.92 kg
体積	$\Phi 110 \times L280 \text{ mm}^3$	$\Phi 80 \times L210 \text{ mm}^3$
最大推進剤搭載量	60wt% $H_2O_2$ 2.0 kg	60wt% $H_2O_2$ 1.0 kg
最大使用圧力	1.0 MPa	3.0 MPa
耐圧試験	1.5 MPa	5.0 MPa
気密試験	1.5 MPa	5.0 MPa



第5図 タンク内部構造



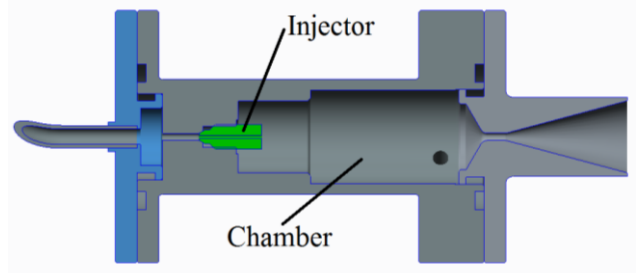
第6図 バブレストンク(左: ケース, 右: インナーバルーン)

**2.5 スラスタ** スラスタの主要諸言を第4表に、断

面図を第7図に示す。スラスタはステンレス製で、推進剤を分解するための触媒としては十分な分解性能と強度を両立するために白金のメタルハニカム触媒を使用している。使用したメタルハニカム触媒のサイズ、供給する推進剤が分解して発生する分解ガスの流量、目標推力から推力室のサイズを決定した<sup>4)</sup>。インジェクタには、LEE社製のATMIZING NOZZLEを使用している。この噴霧ノズルはアシスト用の外部空気の供給を必要としないエアレスタイプの噴霧ノズルであり、コンパクトながら推進剤の微粒化が可能である。これによって推進剤を微粒化することで触媒との接触面積を増やし、推進剤の分解効率を向上させている。

第4表 スラスタ主要諸言

項目	ほどよし1号機 搭載モデル	ほどよし3号機 搭載モデル
重量	0.19 kg	0.15 kg
推力室サイズ	$\Phi 13 \times L36.5 \text{ mm}^3$	$\Phi 13 \times L27.5 \text{ mm}^3$
ノズルスロート直径	$\Phi 1 \text{ mm}$	$\Phi 1 \text{ mm}$
ノズル出口直径	$\Phi 10 \text{ mm}$	$\Phi 10 \text{ mm}$
ノズル開口角	30°	30°



第7図 スラスタ断面図

### 3. 地上試験

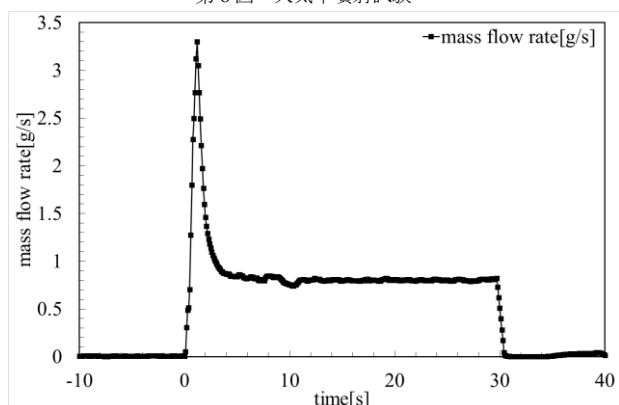
**3.1 大気中噴射試験** 設計・製作したスラスタの性能を評価するために大気中で噴射試験を行った(第8図)。ここでは、ほどよし3号機搭載モデルについて行った噴射試験の結果について述べる。ほどよし1号機搭載モデルについても同様の試験を行った。試験では、供給した推進剤の質量流量、スラスタ推力室の圧力と温度を測定し、計算によって推力・比推力を算出して評価を行った。スラスタのインジェクタとして使用している噴霧ノズルは上流側の圧力に応じて推力室に供給できる推進剤流量が線形的に変化するるので、試験の際は推進剤の加圧圧力を0.3MPa, 0.4MPa, 0.5MPa, 0.6MPaと変化させることで流量制御を行った。噴射時間は30秒とした。噴射実験の測定データの例を第9図、第10図に示す。このようにすべての噴射試験においてスラスタに推進剤を供給すると直ちに推力室の圧力と温度が上昇し、推力を発生させられていることを確認した。また、30秒間にわたって安定して推力室に推進剤を供給し、推力室の圧力、温度も上昇後安定することを確認した。加圧圧力を変化させて噴射試験を行った結果を第5表に示す。加圧圧力を大きくするにつれて推力室に供給できる推進剤の流量が増加し、その結果推力も大きくなっている。表に



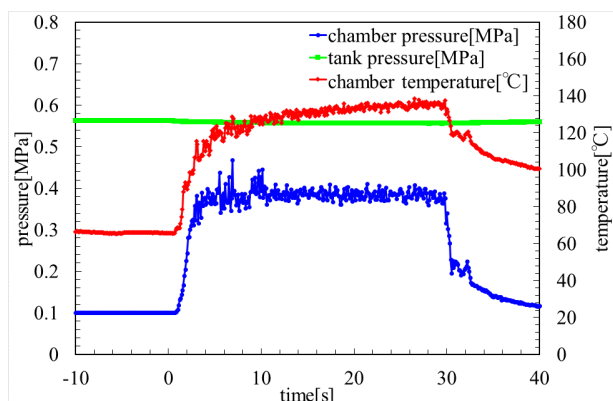
示す通り, 開発したスラスタで目標推力である 0.3N を発生することが出来る目処が得られた. しかし, 比推力は 57 秒程度に留まっており, 原因として H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> を分解して発生するガスの体積と推力室の体積の不整合が挙げられる. 今後実験的にこれらの整合を取ることでさらなる高比推力化が可能であると考えられる.



第 8 図 大気中噴射試験



第 9 図 大気中噴射試験時の質量流量データ

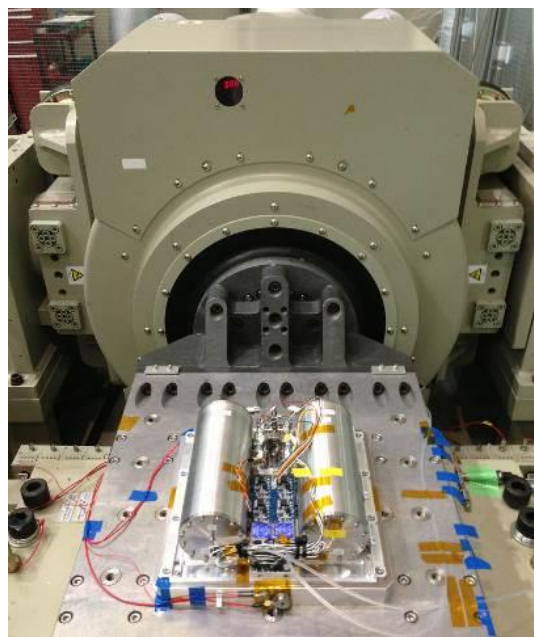


第 10 図 大気中噴射試験時の圧力・温度データ

第 5 表 大気中噴射試験結果

加圧圧力 [MPa]	推進剤流量 [g/s]	推力室温度 [°C]	推力 [N]	比推力 [s]
0.3	0.433±0.010	103.21±4.53	0.246±0.006	57.94±1.35
0.4	0.512±0.021	109.56±8.35	0.288±0.012	57.47±2.37
0.5	0.676±0.012	122.22±5.89	0.378±0.007	56.97±0.98
0.6	0.803±0.016	130.83±4.70	0.443±0.009	56.25±1.15

**3.2 環境試験** 開発した推進系が打ち上げ時のロケットからの振動・衝撃や軌道上での熱環境に耐えられることを確認するため, 各種環境試験を行った. 開発した推進系が搭載された「ほどよし 1 号機」, 「ほどよし 3 号機」は共にドニエプルロケットによる相乗り打ち上げ機会を利用したため, その受け入れ条件に準拠して各種環境試験を行った. 推進系の単体試験としては振動試験を行い (第 11 図), ロケットから提示された振動レベルで加振して打ち上げ時に機能が損なわれないことを確認した. 推進系への加振条件としては, あらかじめ衛星の構造モデルの振動試験を行うことで推進系取り付け位置の加速度データを取得し, それを加振条件として正弦波振動, ランダム波を加えた. 試験時には, タンク内には 60wt% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> の代わり重さを合わせて純水を充填した. すべての加振条件の前後で, 目視により外的な構造の変化や破壊の有無を確認すると共に, モーダルサーベイを行い共振点のずれがないことを調べることで内的な構造の変形や破壊が無いことを確認した. また, 試験後に基板の電源を投入し, 電磁弁や各種センサ類の挙動を確認した. 振動試験の結果, どちらの衛星搭載モデルも打ち上げ時の環境に耐えられることを確認した. また, 衛星に取り付けた状態での統合試験として振動試験, 衝撃試験, 熱真空試験を行った. 熱真空試験では, 軌道上で予想される熱環境下においてタンクの温度が推進剤の凍結温度を下回らないことや搭載電子機器が許容動作温度範囲外にならないことを確認した.



第 11 図 推進系単体振動試験

## 4. 運用結果

**4.1 射場運用** 推進系は衛星に取り付けた状態で射場へ輸送し, 射場では推進剤の充填作業のみを行った. 推進剤充填排出ポートが衛星外部からアクセス可能であるため, 衛星を分解することなく推進剤の充填作業を行った.

**4.2 軌道上運用** 推進系を搭載した 2 機の超小型衛星はどちらも打ち上げに成功し、現在軌道上を周回中である。

「ほどよし 1 号機」に搭載された推進系は現在噴射試験の準備中であるが、推進系の制御系や各種センサ類は正常に動作していることが確認されている。一方、「ほどよし 3 号機」に搭載された推進系では、本格的な噴射に先駆けて 30 秒間の軌道上噴射試験を行った。試験では、衛星の姿勢を地球指向方向に固定した状態で噴射を行った。すなわち、スラスタが推力を発生したことにより衛星に作用するトルクはリアクションホイールによって補償されることになり、噴射試験時のリアクションホイールの回転数の増加履歴からスラスタが発生した推力を見積もることができる。実際に試験噴射を行った結果、リアクションホイールの回転数の増加が確認され、計算より求めた結果スラスタが発生した推力は 0.22 N であった。今後は 2 機の推進系共に本格的な噴射を行い、軌道投入後の位相ずらしや軌道変更を行うことを予定している。

## 5. 結 論

低毒性推進剤である 60wt%  $\text{H}_2\text{O}_2$  を推進剤として用いて、2 機の超小型衛星に搭載する推進系のフライトモデルの設計・製作を行い、軌道上で噴射試験を行った。その結果、噴射時の衛星の姿勢系のデータから 0.22N の推力を発生させたことを確認した。

## 参 考 文 献

- 1) FMC Corporation: HYDROGEN PEROXIDE ROCKET MANUAL, 1965, SECTION I, pp. 3-6.
- 2) H2O2.com, <http://h2o2.com/> [cited on Feb. 11, 2014]
- 3) 佐原宏典, 鈴木信義: 民生品ブラダの過酸化水素推進系への適合性, 航空宇宙技術 第 9 巻 (2010 年), pp. 57-62
- 4) 錦沢秀太郎, 大平健弘, 佐原宏典: 超小型衛星搭載用推進系の研究開発と宇宙実証, 平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2012-044