

60%過酸化水素水を用いた超小型衛星搭載用一液式 推進系の固体触媒劣化の初期検討

飯塚 俊明^{*1}, 西尾 勘汰^{*2}, 阿部 圭典^{*2}, 川村 壮司^{*1}, 加藤 岳仁^{*1}, 賀来 将大^{*3},
伴野 眞優^{*3}, 松島 純^{*3}, 小林 悠也^{*3}, 中村 健二郎^{*4}, 佐原 宏典^{*5}

Fundamental Study on Performance Degradation of Solid Catalyst of 60wt% Hydrogen Peroxide Thruster for Small Satellites

Toshiaki IIZUKA, Kanta NISHIO, Keisuke ABE, Takashi KAWAMURA, Takehito KATO,
Masahiro KAKU, Mayu BANNO, Jun MATSUSHIMA, Yuya KOBAYASHI,
Kenjiro NAKAMURA and Hironori SAHARA

This paper reports fundamental study on performance degradation, caused by solid catalyst, of 60wt% hydrogen peroxide thruster for small satellites. The chemical in-space propulsion system, with 60wt% hydrogen peroxide, has been proposed and developed based on three policies, safety first, border free, and effective COTS. Platinum based metal honeycomb solid catalyst has been installed to BBM of thruster, and the solid catalyst is one of cause to limit lifetime of the thruster. In this study, to understand degradation, comparison between observation results of solid catalyst surface by FE-SEM/EDS and thruster performance has been conducted. Small cracks have been observed on upstream surface. The evident growth of cracks has not been found; however, instability of response time has been confirmed.

KEYWORDS : performance degradation, solid catalyst, 60wt% hydrogen peroxide, small satellite

1. 研究の背景および目的

20 世紀半ばより始まった宇宙開発競争の中で、
様々な宇宙機が計画・製作・運用されてきた。そ

れらの軌道変更・修正や姿勢制御を担う化学推進
機（スラスタ）の推進剤は開発当初よりヒドラジ
ンが用いられてきた。¹⁾ 常温で液体であることや
反応性の良さ、比推力の高さが利点として挙げら
れる。一方で、急性毒性の高さや発がん性物質で

*1 機械工学科(Dept. of Mechanical Engineering, E-mail: tiizuka@oyama-ct.ac.jp)

*2 専攻科(Advanced Course of Mechanical Engineering)

*3 首都大学東京システムデザイン研究科(Tokyo Metropolitan University, Graduate School of System Design)

*4 首都大学東京システムデザイン学部(Tokyo Metropolitan University, Faculty of System Design)

*5 首都大学東京システムデザイン学部/研究科(Tokyo Metropolitan University, Faculty/Graduate School of System Design)

あることから、その取り扱いが厳しく制限されている。推進剤の取扱コスト削減や安全性向上のため、低毒性の推進剤が切望されてきた。

現在注目されている低毒性推進剤は複数あるが、そのいずれも酸化剤と燃料があらかじめ混合されている予混合系一液式である。^{2),3),4)} それらは従来のヒドラジンと比較すると高性能であるが、その価格や取り扱いの煩雑さは不透明である。

超小型衛星を用いた宇宙利用が精力的に進められているが、推進系を搭載することで利用範囲拡大が可能になる。超小型衛星は短期間および低コストでの開発・運用が可能という利点がある。一方で、従来のヒドラジン系推進機はその取扱コストが高く、また予混合系低毒性推進剤はそれに関わるコストが不透明であり、超小型衛星の利点とは一致しにくい。

筆者らはこれまでに超小型衛星の利点を伸ばし、さらにその用途拡大を目指し、3つのポリシー (Safety First, Border Free, Effective COTS) に則り、超小型衛星用推進系の開発を行ってきた。^{5),6)} 民間企業のみならず大学・高専などでも研究開発される超小型衛星は商用のみならず教育目的もあり、推進剤は毒性が低いほうが望ましい (Safety First)。さらに、大型衛星との相乗りによる打ち上げが多く、その射場は国内外さまざまである。前述の予混合系一液式などは製造国から射場までの輸送が困難であることは容易に想像できる。そのため、射場のある国で容易に入手できることが好ましい (Border Free)。安全性・入手性の観点から、60wt%過酸化水素水を推進剤として選定した。また、推進系の低価格化を目指し、民生品 (Commercial Off-the-Shelf, COTS) を積極的に利用している (Effective COTS)。

図1に60wt%過酸化水素水を用いた推進機の概要を示す。推進剤は推進剤バルブ (Solenoid Valve, SV) を介してスラスタに供給される。推進剤はアトマイザ (Atomizer) により霧化され白金系メタルハニカム固体触媒 (Solid Catalyst) (図2) に吹き付けられる。固体触媒と接触することで、発熱分解反応が開始する。高温・高圧の分解ガスがスロート (Throat) ・ノズル (Nozzle) 部で加速・排気されることで推力を得る。本スラスタは、低コスト化を目指し、民生品のアトマイザおよび固体触媒を採用した。

従来のヒドラジンや予混合系低毒性推進剤のスラスタは固体触媒を予熱する必要がある。一方で、

本スラスタでは予熱を必要とせず、コールドスタートが可能である。

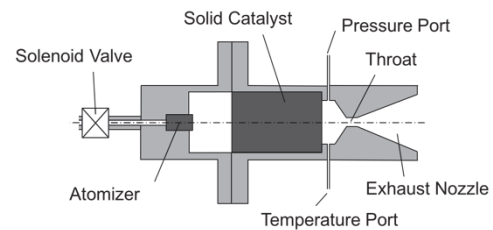


図1 スラスタ概要

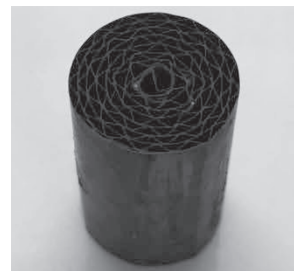


図2 固体触媒外観

高濃度過酸化水素水⁷⁾や予混合系低毒性推進剤⁸⁾を用いたスラスタの研究開発では、固体触媒の劣化による性能低下が報告されており、固体触媒によりスラスタ寿命が制限される。60wt%過酸化水素水と白金系メタルハニカム固体触媒の組み合わせにおける固体触媒劣化による寿命予測は不十分であった。そこで本研究では、電界放出形走査電子顕微鏡 (Field Emission-Scanning Electron Microscope, FE-SEM) およびエネルギー分散形 X線分析装置 (Energy Dispersive X-ray Spectrometer, EDS) による固体触媒表面の観察を行い、固体触媒の劣化と推進性能 (推力, 比推力およびレスポンスタイム) の関係性を明らかにするための初期検討結果について報告する。

2. 実験概要および評価方法

2.1 実験概要

スラスタの噴射試験 (Static Fire Test, SFT) 時の実験構成の概要を図3に示す。推進剤タンクは窒素ガスにより加圧され、SFT中のタンク内圧はほぼ一定に維持され、すべてのSFTは大気圧下で実施された。推進性能評価に必要な圧力データはスラスタの圧力測定ポートに取り付けた圧力セン

サにより、推進剤流量はコリオリ式流量計 (Mass Flow Meter, MFM) により測定した。圧力および流量データのサンプリング周期はそれぞれ 1 ms および 100 ms である。また、噴射直前のスラスタ内部の温度による推進性能への影響を評価するために、スラスタの温度測定ポートに取り付けたシース型 K 種熱電対にて測定した。

固体触媒の上面および下面を FE-SEM/EDS による観察を 2 回実施した。1 度目は使用前 (未使用)、2 度目は SFT 後である。SFT では 5 秒程度の短パルス噴射を約 20 回実施した。使用した 60wt% 過酸化水素水量は SFT1 では 140 g である。これは、ミッションの種類にもよるが、超小型衛星の推進剤搭載量の 10 から 20% 程度である。推進性能は短パルス噴射それぞれで評価した。

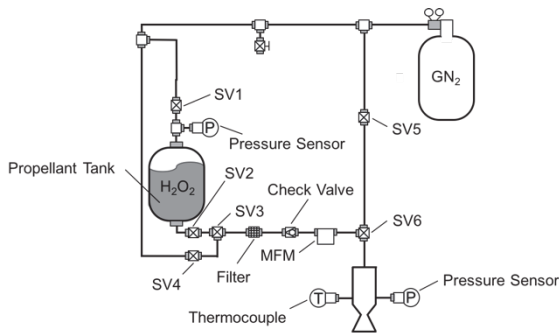


図 3 噴射試験装置概要

2.2 推進性能評価

固体触媒が劣化すると良好な反応が維持できず、推進性能が低下することが懸念される。本研究では、推進性能の基本パラメータである推力および比推力を評価した。レスポンスタイムの再現性はより高度な姿勢制御を可能にする。レスポンスタイムとは、最下流側の推進剤バルブ (SV6) が開いてから推力 (もしくはスラスタ内圧) が定常状態の 90% に達するまでの時間である。この時間が短くかつその値が常に一定であるほど高性能といえる。

図 4 にスラスタ内圧の履歴および SV6 の開閉タイミングの一例を示す。SV6 を開く (図 4 中の 1) と推進剤は流れ始め、アトマイザにより霧化され、固体触媒に接触することで発熱分解反応を開始する。生成ガスによりスラスタ内圧が上昇し、定常状態に達する。SV6 を閉じる (図 4 中の 4) とスラスタの内圧は下降する。本研究では、バルブ

の開時間の長短に関わらず、SV6 を閉じた瞬間から 2 秒さかのぼった点を 3 とし、「3」から「4」を定常状態と定義した。

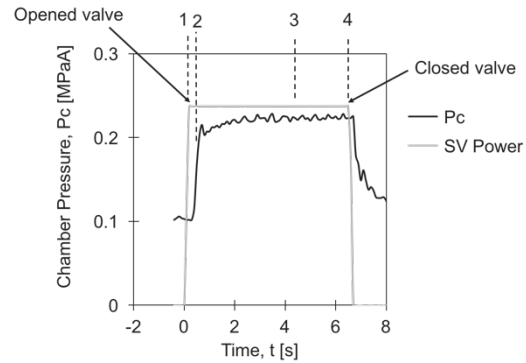


図 4 スラスタ内圧の履歴および SV6 の開閉タイミングの一例

定常状態における推力 F_{34} を評価するために、以下の式により算出した。

$$F_{34} = P_{c,34} A_t C_{F,45}$$

$P_{c,34}$ は定常状態のスラスタ内圧の平均、 A_t はスロート断面積、 $C_{F,45}$ は推力係数である。定常状態における推力係数 $C_{F,45}$ は以下の式で算出した。

$$C_{F,45} = \frac{1}{2} (1 + \cos\theta) \eta_F C_{F,th,45}$$

θ はノズルハーフアングル、本研究で用いたスラスタは 15° である。 η_F は推力係数の効率で、0.92 から 1.00 の範囲であると報告されている。⁸⁾ 本研究のスラスタは試作機であることから、保守的な値である 0.92 を採用した。 $C_{F,th,45}$ は推力係数の理論値で、NASA Glenn Research Center の S. Gordon らにより開発され無料配布されている化学平衡計算プログラム (Chemical Equilibrium with Applications) により求めた値を用いた。

定常状態における比推力 $I_{sp,34}$ は以下の式で算出した。

$$I_{sp,34} = \frac{F_{34}}{\dot{m}_{34} g}$$

\dot{m}_{34} は定常状態における推進剤の平均質量流量、 g は重力加速度である。

レスポンスタイムは推力履歴により算出する方法⁹⁾とスラスト内圧履歴⁷⁾により算出する方法があるが、本研究では圧力履歴により算出した。

3. 結果および考察

3.1 推進性能評価

定常状態における推力に対する推進剤使用量の影響を図5に、比推力に対する影響を図6に示す。推力は使用開始時から平均 0.42 N で安定している。比推力は若干の増加傾向を持つ。これは、推力はほぼ一定であるため、推進剤流量が低下していると考えられる。推進剤流量が小さくなりつつ推力(スラスト内圧)が一定であることから、推進剤使用量が大きくなるほど推進剤の反応性が向上している可能性が高い。

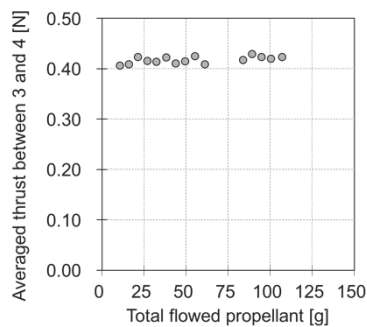


図5 定常状態における推力に対する推進剤使用量の影響

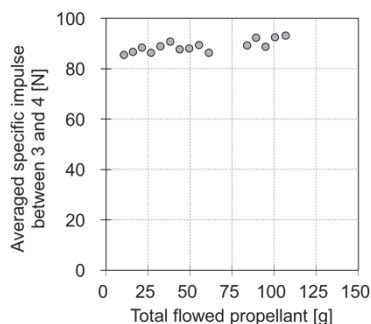


図6 定常状態における推力に対する推進剤使用量の影響

レスポンスタイムに対する推進剤使用量の影響を図7に示す。50g程度までのSFTでは、レスポンスタイムは徐々に長くなる傾向にある。推進剤使用量が増加するほど推進剤の反応性が向上して

いると仮定すると、SFT初期では反応が不完全であり、定常状態におけるスラスト内圧がSFT後期に比べ低く、レスポンスタイムが低く算出されていると考えられる。加えて、推進剤使用量75g以降では、 1.5 ± 0.1 sであり、その振れ幅は大きく不安定である。

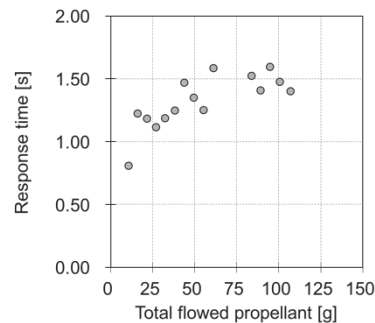


図7 レスポンスタイムに対する推進剤使用量の影響

レスポンスタイムに対するSFT直前におけるスラスト内部温度の影響を図8に示す。SFT初期に実施した30°Cの場合のみレスポンスタイムが短い。その条件以外では、スラスト内部温度によるレスポンスタイムの長短への影響は確認できない。一方で、温度が高いほどレスポンスタイムの振れ幅が小さくなる傾向にある。

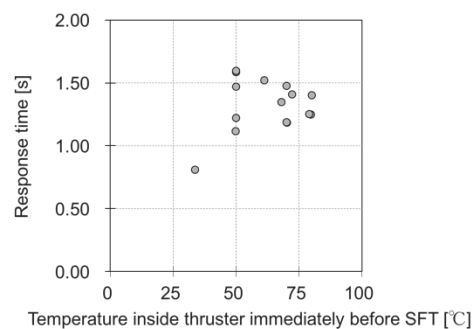


図8 レスポンスタイムに対するSFT直前におけるスラスト内部温度の影響

3.2 固体触媒

図9にFE-SEM/EDSによる使用前の固体触媒上流側の観察結果を示す。亀裂と考えられる箇所が複数確認できる。これらは製造・輸送過程で発生したと推察される。上流側では特に外側と中間部の2箇所(図9中のAとB)を詳細に観察した。

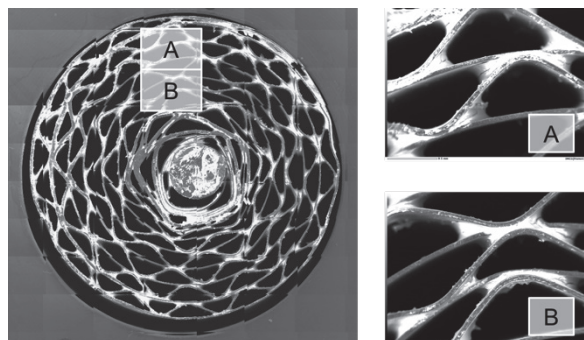


図9 使用前の固体触媒上流側

図10にFE-SEM/EDSによる固体触媒下流側全体の観察結果を示す。上流側と同様に亀裂と考えられる箇所を確認できる。さらに下流側では、複数の孔が閉塞している。これらは触媒基材を接着する際もしくは触媒活性物質を担持する際にできたと推察できる。下流側では、外側と孔の閉塞部を詳細に観察した。

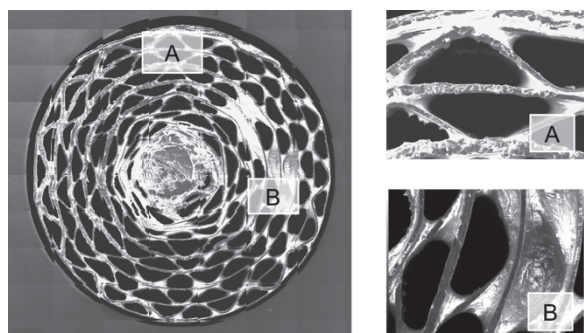


図10 使用前の固体触媒下流側

SFT 前後の上流側の観察結果を図11に上流側A、図12に上流側Bを示す。基材の接着点(図11中央部)に亀裂が確認できるが、SFT 前後で亀裂が拡大もしくは増加は確認できなかった。

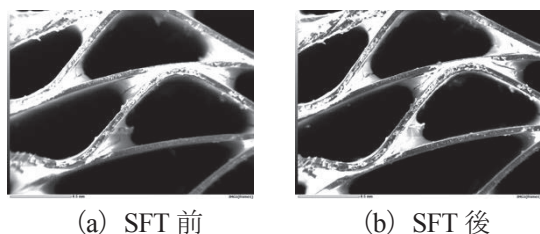
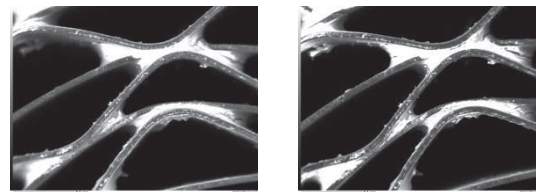
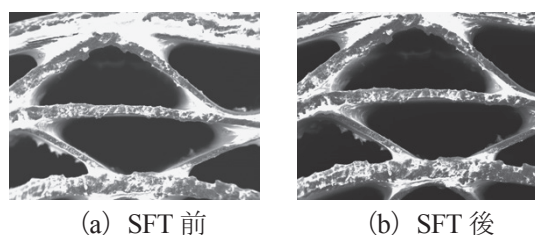


図11 固体触媒上流側AのSFT前後での比較

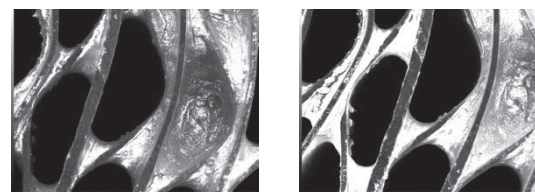


(a) SFT 前 (b) SFT 後
図12 固体触媒上流側BのSFT前後での比較

SFT 前後の下流側の観察結果を図13に下流側A、図14に下流側Bを示す。上流側と同様に、SFT 前後で亀裂が拡大や増加は確認できなかった。また、孔の閉塞部においても変化は見られない。



(a) SFT 前 (b) SFT 後
図13 固体触媒上流側AのSFT前後での比較



(a) SFT 前 (b) SFT 後
図14 固体触媒上流側BのSFT前後での比較

3.3 推進性能と固体触媒の関連性

SFT 前後で固体触媒の上流・下流面に形状の大きな変化は確認できないが、レスポンスタイムは推進剤使用量が増加するとともに長くなる傾向を持つ。これらは固体触媒が慣らし運転が必要であることを示唆しており、推進剤の使用量が増加するほど反応性が向上すると推察できる。一方で、固体触媒のクラックの増加や拡大など劣化が加速されることも懸念されるため、推進剤量を増やしより詳細に検証する必要性が課題として抽出された。また、レスポンスタイムが1.0 s以上であることやその不安定性は、固体触媒起因ではない可能性も考えられ、アトマイザなどの他の要因による影響を調査する必要がある。

4. 結言

本研究では、FE-SEM/EDSによる固体触媒表面の観察を行い、固体触媒の劣化と推進性能（推力、比推力およびレスポンスタイム）の関係性を明らかにするための初期検討を実施し、以下の結果を得た。

- 1) 推力は使用開始時から平均 0.42 N で安定している。比推力は若干の増加傾向にあるが、その振れ幅は小さく安定している。
- 2) 固体触媒の上流・下流面には孔の閉塞やクラックが確認できる。一方で、推進剤使用量100g程度では、それらの増加や拡大は確認できない。
- 3) 推進剤使用量 50g 程度までは、レスポンスタイムは徐々に長くなる傾向にある。触媒表面が慣らされ、反応性が徐々に高くなっていると考えられる。一方で、レスポンスタイムの振れ幅は大きく、スラストを姿勢制御に用いるためには、その低減が必要であることが課題として抽出された。

参考文献

- 1) T. W. Price and D. D. Evans: The Status of Monopropellant Hydrazine Technology, NASA Technical Report 32-1227 (1968)
- 2) K. Anflo, T. A. Gronland and N. Wingborg : Development and Testing of ADN-based Monopropellants in Small Rocket Engines, 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2000-3162 (2000)
- 3) R. K. Masse, J. A. Overly, M. Y. Allen and R. A. Spores : A New State-of-The-Art in AF-M315E Thruster Technologies, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2012-4335 (2012)
- 4) H. Kodama, T. Katsumi, J. Nakatsuka, K. Hasegawa, K. Kobayashi, H. Ogawa, N. Tsuboi, S. Sawai and K. Hori : Combustion Characteristics of HAN-based Liquid Monopropellant, 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008-a-35 (2008)
- 5) 飯塚俊明, 佐原宏典, 伴野眞優, 川村壮司, 阿部圭典, 染谷昂, 荒木友太, 伊藤美樹 : デブリ除去実証衛星 ADRAS1 搭載一液式推進機の点火特性評価, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会 (2016)
- 6) H. Koizumi, J. Asakawa, Y. Nakagawa, S. Kojima, H. Kawahara, K. Komurasaki, M. Nakano, H. Sahara, M. Banno, J. Matsushima, M. Kaku, T. Iizuka and Y. Seto : Micropropulsion Systems Enabling Full Active Debris Removal by a small satellite ADRAS-1, 30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites (2016)
- 7) 清水昭紀, 種村利春 : 過酸化水素分解ロケットの実験, 航空宇宙技術研究所報告, TR-202 (1970)
- 8) 長田泰一, 増田井出夫, 齋藤憲吉, 梶原堅一, 田原弘一 : 低毒性推進剤 (HAN 系) 用ガスジェネレータの試作, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会 (2012)
- 8) D. K. Huzel and D. H. Huang : Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engine, AIAA (1992)
- 9) Charles D. Brown : Elements of Spacecraft Design, AIAA (2002)

【受理年月日 2017年 9月28日】