

超小型衛星搭載用推進系の研究開発と宇宙実証

Development of Mono-Propellant Propulsion System and Planning of Space Demonstration

錦沢秀太郎, 大平健弘, 佐原宏典 (首都大学東京)

1. 研究背景と目的

近年, 超小型衛星の開発が著しく活発化し, 新しい利用法も数多く検討されるようになってきた。現状では, 将来の超小型衛星におけるミッションとしてコンステレーションの成立が強く求められているが, それには推進系の搭載が必要不可欠である。コンステレーションの成立には低電力で推力密度の大きな化学推進が適している。しかし, 現在の化学推進系の多くはヒドラジンを推進剤としており, 電力や価格, 取扱い性の面で超小型衛星への搭載が極めて困難であるため, 超小型衛星に見合った推進系が存在していないという問題がある。そこで我々は, 安全性と低価格を優先させた 60 wt%過酸化水素水を用いた超小型衛星用推進系の開発を行ってきた。本研究では実際に衛星への搭載が決定した 3 種の推進系について, ミッション要求を満たすための真空中推力, 比推力を目標とした一液式推進系のスラスタの製作と, 実際に噴射試験を行いその結果から性能を評価する。

2. ミッション

搭載が決定している衛星の 1 つに超小型衛星 Hodoyoshi-1 (図. 1) がある。本衛星は将来的に複数機によるコンステレーションの成立を目指しており, その前の段階として推進系の実証を行うため, 軌道投入後に位相を 60 度ずらすというミッションを行う。本衛星の緒元, 想定軌道および, 推進系の緒元を表 1 に示す。

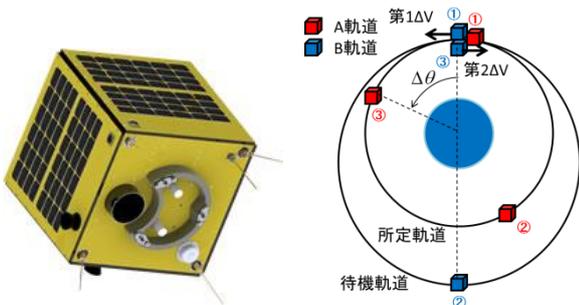


図. 1 Hodoyoshi-1 ¹⁾

図. 2 ミッション軌道概念図

表 1 超小型衛星諸元

項目	記号	単位	数値
サイズ		[mm]	500×500×500
質量	m	[kg]	60
軌道高度	H	[km]	500
推進系推力	F	[N]	0.5
比推力	I_{sp}	[s]	80

次に, 軌道概念図を図. 2, ミッションを検討する上で必要となる定数とその値を表 2 に示す。本ミッションでは円軌道である A 軌道上にいる衛星を①点にて推進系により速度増分を与え, 楕円軌道の B 軌道に投入する。その後, もとものの A 軌道の場合と位相差が 60 度になったところで, 最初の軌道変更点にて速度を減速させ A 軌道に再投入を行う。

表 2 各定数と数値

項目	記号	単位	数値
地球半径	R_e	[km]	6378.14
地心重力定数	μ_e	[km ³ /s ²]	3.99×10 ⁵
重力加速度	g	[m/s ²]	9.81
A 軌道半径	r_p	[km]	6878.14
A 軌道速度	v_c	[m/s]	算出
A 軌道周期	T_A	[sec]	算出
B 軌道長半径	a_B	[km]	算出
B 軌道周期	T_B	[s]	算出
B 近地点軌道速度	v_p	[m/s]	算出

衛星が地球の周りを半径 r_p [km]の A 軌道で周回しているとすると, 重力と遠心力が釣り合っていることから軌道速度 v_c は

$$\frac{\mu_e \cdot m}{r_p^2} = \frac{mv_c}{r_p} \quad (1)$$

より

$$v_c = \frac{\mu_e}{r_p} = 7612 \quad [\text{m/s}] \quad (2)$$

となる。また、その時の軌道周期 T_A は次のように求まる。

$$T_A = 2\pi \sqrt{\frac{r_p^3}{\mu_e}} = 5676 \quad [\text{s}] \quad (3)$$

ここで、A 軌道から B 軌道に入るために速度増分 $\Delta v = 2[\text{m/s}]$ を与える。すると、B 軌道の長半径 a_B は次の式で求められる。

$$a_B = \frac{1}{\frac{2}{r_p} - \frac{(v_c + \Delta v)^2}{\mu_e}} = 6881 \quad [\text{km}] \quad (4)$$

周期 T_B は

$$T_B = 2\pi \sqrt{\frac{a_B^3}{\mu_e}} = 5681 \quad [\text{s}] \quad (5)$$

となる。

よって、B 軌道の近地点軌道速度 v_p は次の式で求まる。

$$v_p = \sqrt{\mu_e \left(\frac{2}{r_p} - \frac{1}{a_B} \right)} = 7614 \quad [\text{s}] \quad (6)$$

ここで、B 軌道を一周した場合の A 軌道との位相差 θ は

$$\theta = 2\pi \frac{T_B - T_A}{T_A} = 0.00496 \quad [\text{rad}] \quad (7)$$

となるので、位相差が 60° になるまでの所要時間 T は

$$T = \frac{60}{\theta \times \frac{180}{\pi}} \times T_B = 1200437 \quad [\text{s}] \quad (8)$$

$$= 13.9 \quad [\text{days}]$$

となる。

また、他の衛星では搭載される目的として、運用終了後のデオービットでの使用が計画されている。そこで高度 500 km からのデオービットミッションを提案し、推進系を使用した場合と使用しなかった場合における必要日数を求めた。ここで

は 50 kg 級超小型衛星を想定して計算を行った。推進系の噴射条件として、推進剤には本研究で使用する 60wt%過酸化水素水を 1500 ml (質量換算で 1.86 kg) 搭載し、その全量を真近点離角 $170 \sim 190 \text{ deg}$ の範囲で噴射を行うこととし、近地点高度を引き下げることにした。図 3 の結果より推進系を使用することで高度を約 100 km 下げることができた。さらに軌道高度 500 km から大気圏に超小型衛星を突入させるのに必要な日数を約 63 日間短縮でき、推進系の利用によりデオービットに要する期間の劇的な短縮化が可能である。

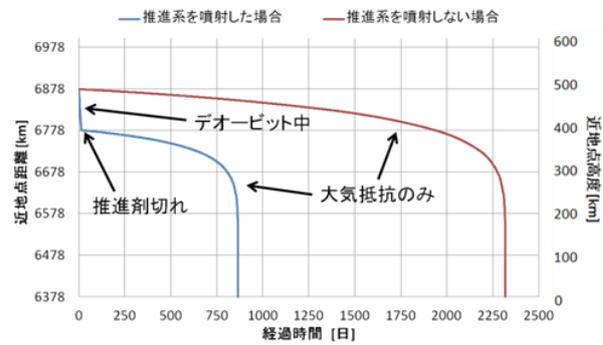


図. 3 デオービット解析結果

3. 推進剤・過酸化水素 (H_2O_2)

過酸化水素は古くから一液式推進系の推進剤や二液式推進系の酸化剤としての研究開発が行われていた。分解反応によって発生する物質が酸素と水のみであり、毒性も低いため、近年グリーンプロペラントの一つとして注目されている⁶⁾。推進剤としては殆どが 90 wt% 以上の高濃度が使用されているが、本研究では 60 wt% の過酸化水素を使用する。これは過酸化水素水が濃度 65 wt% 以下であるならば分解熱よりも蒸発潜熱の方が大きく (図. 4)、安定剤も多く添加されていることから加速的な自己分解は抑えられるので貯蔵性に優れているためである。また、濃度 65 wt% 以下の過酸化水素水は民生品として入手も非常に容易で低価格である。

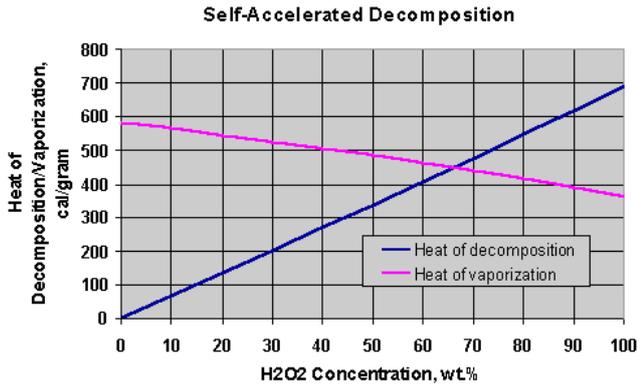


図. 4 過酸化水素の濃度による分解熱と蒸発潜熱⁵⁾

4. 供給系

従来の人工衛星用推進系の供給系では調圧式を採用しているものが多い。調圧式とは、ガスタンク (GTNK) から加圧用ガスを供給し、酸化剤と燃料を下流に押し流す方式のことである。しかし、要素数が増えて体積や重量が大きくなることから、本推進系では推進剤タンクの空隙に液化ガス (HFC134a) を充填し、その蒸気圧を用いるブローダウン方式を採用している (図. 5)。こうすることによって押しガス用タンクが不要になる。また、流量の制御は電磁弁に PWM 制御信号を送ることによって、Duty 比を調節することが出来る。

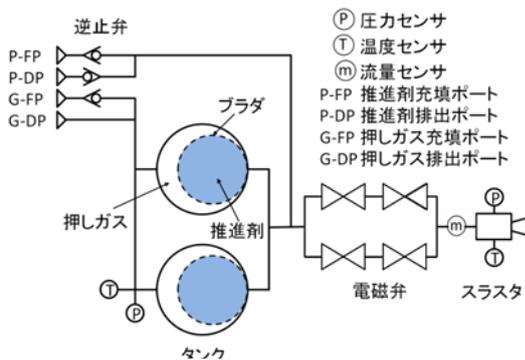


図. 4 本推進系供給系

PWM (Pulse Width Modulation) 制御とは、ある一定の周期に対して、パルス幅の Duty 比 (パルス幅と High の時間の比) を変えてアクチュエータを制御することである。(図. 6)

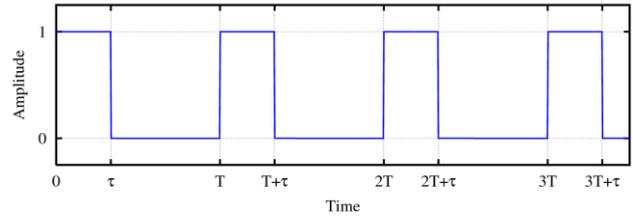


図. 6 PWM 制御

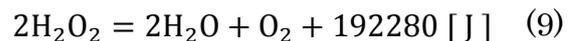
PWM 制御を行うことにより、噴射時の Duty 比を設定して推力を可変とすることが可能となるため、必要に応じて Duty 比を変化させるなど、汎用的な利用も可能となっている。本推進系で使用する電磁弁を図. 7 に示す。



図. 7 Lee 社製電磁弁

5. 触媒層、ノズルの設計

スラスタの目標値である推力 500 mN, 比推力 80 s を実現させるため、触媒層の設計を行った。本推進系では 60 wt%過酸化水素を白金のメタルハニカム触媒によって分解させ、そのときの分解生成物が加熱されることによって推力を得る。過酸化水素の分解は以下の熱化学方程式となる。



触媒層を設計する際には、質量流量を算出して、必要とされる触媒層体積を求めた。過酸化水素が分解されて生成される酸素と水、また分解されずに残った過酸化水素の存在質量割合を算出し、混合流のボイド率 α を用いて、その時の音速値 C_S [m/s] を求めることが出来る。ここで、混合流密度を ρ_S [g/m³], 気相音速を C_G [m/s], 液相音速を C_L [m/s], 気相比熱比を κ , 水の沸点を T [K], 液相混合分子量を M [g/mol], 液相の体積弾性率を k とした。

$$\alpha = \frac{V_{gas}}{V_{gas} + V_{liq}} \quad (10)$$

$$C_S = \sqrt{\frac{1}{\rho_s \left[\frac{1-\alpha}{\rho_{liq} C_L^2} + \frac{\alpha}{\rho_{gas} C_G^2} \right]}} \quad (11)$$

$$\rho_s = (1-\alpha)\rho_{liq} + \alpha\rho_{gas} \quad (12)$$

$$C_G = \sqrt{\frac{\kappa R_{gas} T}{M}} \quad (13)$$

$$C_L = \sqrt{\frac{k}{\rho_{liq}}} \quad (14)$$

上式より算出される音速から得られる比推力、推力を算出し、その時の質量流量から触媒層体積が求まる。使用する触媒の外形が決まっているため、それを満たす触媒層内径から、触媒層長さが決まる。

また、触媒層の体積 V_c [mm³]と特性長さ L^* [mm]からノズルのスロート面積 A_t [mm²]とスロート直径 d_t が決まるため、開口比 ε を100としてノズル出口面積 A_e [mm²]と出口直径 d_e [mm]を求めた。

$$A_t = \frac{V_c}{L^*} \quad (15)$$

$$A_e = \varepsilon A_t \quad (16)$$

ノズル長さ L_n は半頂角を15[deg]とすると、

$$L_n = \frac{\frac{d_e}{2} - \frac{d_t}{2}}{\tan(15^\circ)} \quad (17)$$

となる。以上の計算に基づいて製作したスラスタを図.8に示す。



図.8 スラスタ

6. 自然分解率測定放置試験

本推進系で使用する推進剤である60 wt%過酸化水素水はタンク内のブラダに充填されるため、推進剤とブラダは常に接触しており、両者の相性に関わる自然分解により、ガスが発生することで

徐々にタンク内圧は上昇していく。そこで本試験では60 wt%過酸化水素水の自然分解率測定のための放置試験を行った。その結果より、製作した推進剤タンクが内圧上昇した場合においても耐え得ることを検証した。

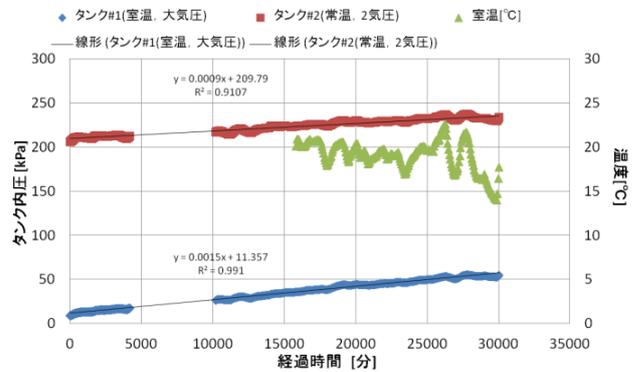


図.9 期間②におけるタンク内圧測定結果

表3に示した結果より内圧上昇率は1.3 kPa/日～3.6 kPa/日であった。内圧上昇率は、内圧が高くなるにつれ鈍化する傾向も見られている。しかし、ここでは線形に外挿することで5.5年後のタンク内圧は、およそ4.6 MPaと求まる。よって、内圧上昇率を下げ、鈍化傾向を得た上で、内圧に耐え得る推進剤タンクを製作する。または、ある一定圧を超えた場合に推進剤を排出する機構が必要である。

表3 タンク内圧上昇率

条件	期間	1分あたりの内圧上昇率	1日あたりの内圧上昇率
タンク#1 (室温, 大気圧)	①	0.0025 kPa/分	3.6 kPa/日
	②	0.0015 kPa/分	2.2 kPa/日
タンク#2 (室温, 0.2MPaG)	①	0.0020 kPa/分	2.9 kPa/日
	②	0.0009 kPa/分	1.3 kPa/日

7. 噴射試験

製作したスラスタの推進性能を、目標とした値と比較するために噴射試験を行った。供給系には昨年度製作した二液式用供給系²⁾の一系統を使用した。また、押しガスはHFC134aの蒸気圧を模擬するよう設定した窒素ガスを用いた。試験条件として、過酸化水素水の充填量を50 ml、押しガス圧力を5 atm、PWM制御の周期を200 ms、触

媒には白金のメタルハニカムを使用する。また試験時に測定するものは、タンク内圧力、触媒層圧力、触媒層温度、流量である。また Duty 比は 20 %、40 %、60 %、80 %、100 % の 5 つの場合で試験を行った。各 Duty 比での平均質量流量を図. 9 に示す。

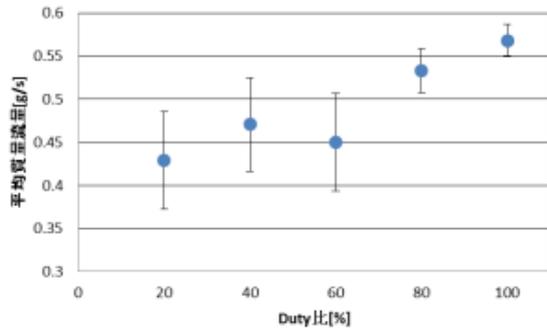


図. 10 各 Duty 比での流量測定結果

噴射試験の結果を用いて、本推進系の性能評価を行う。測定値と設計値から、推進性能を算出する。計算過程に必要な数値とその記号を表 4 に示す。比熱比 k は過酸化水素が三原子分子以上なので平均をとり 1.30 とした。雰囲気圧は、真空中で噴射することを仮定して 0 atm とした。

表 4 推進性能計算緒元

項目	記号	単位	数値
比熱比	k	[-]	1.30
触媒層温度	T_c	[K]	測定値
触媒層圧力	P_c	[Pa]	測定値
大気圧	P_a	[Pa]	0
ノズル出口圧力	P_e	[Pa]	算出値
ノズル開口比	ε	[-]	100
推力係数	C_F	[-]	算出値
c^* 効率	η_{c^*}	[-]	0.95
特性排気速度	c^*	[m/s]	算出値
ノズル効率	η_{c_f}	[-]	0.84
スロート面積	A_t	[mm ²]	0.79
質量流量	\dot{m}	[kg/s]	測定値
推力	F	[N]	算出値
比推力	I_{sp}	[s]	算出値

以下、推進性能を求める。まず、ノズル開口比と燃焼室圧力からノズル出口圧力を求める。ノズル

開口比 ε と触媒層圧力 P_c 、ノズル出口圧力 P_e は以下の式で表わされる。

$$\frac{1}{\varepsilon} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{1/(k-1)} \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{1/k} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{(k-1)/k}\right]} \quad (18)$$

(18)式をノズル出口圧力 P_e について解くと、

$$P_e^2 - P_c^{1-k} P_e^{k+1} - \frac{\left(\frac{1}{\varepsilon}\right)^{2k} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{2k/(k-1)}}{\left(\frac{k+1}{k-1}\right)^k} P_c^2 = 0 \quad (19)$$

となり、この式をニュートン法より収束させてノズル出口圧力 P_e を求めた。また、 P_e の誤差は、噴射時間における値の平均をとり、その標準偏差により求める。この出口圧 P_e と触媒層圧 P_c を用いて推力係数 C_F を求める。

$$C_F = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{k+1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{k-1}\right]} + \frac{P_e - P_a}{P_c} \varepsilon \quad (20)$$

この推力係数 C_F の誤差については、測定値による誤差が伝播するので以下の式により求められる。

$(\partial C_F / \partial P_c)_0$ とは、測定値の平均値における微分係数を表す。

$$\sigma_{C_F}^2 = \left(\frac{\partial C_F}{\partial P_c}\right)_0^2 \sigma_{P_c}^2 \quad (21)$$

触媒層圧 P_c 、スロート面積 A_t 、質量流量 \dot{m} 、 c^* 効率 η_{c^*} を用いて特性排気速度 c^* を求める。 c^* 効率 η_{c^*} の一般的な値は 92[%]~99.5[%] とあり、昨年度の試験結果から 95[%] と定めた。

$$c^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \eta_{c^*} \quad (22)$$

特性排気速度 c^* の誤差は、触媒層圧 P_c と質量流量 \dot{m} の 2 つ測定値があるので、以下の式で求める。

$$\sigma_{c^*}^2 = \left(\frac{\partial c^*}{\partial P_c}\right)_0^2 \sigma_{P_c}^2 + \left(\frac{\partial c^*}{\partial \dot{m}}\right)_0^2 \sigma_{\dot{m}}^2 \quad (23)$$

質量流量 \dot{m} 、特性排気速度 c^* 、推力係数 C_F 、ノズル効率 η_{c_f} を用いて推力 F を求める。ノズル効率は、半頂角 15[deg] による効率が 98.29[%] であり、出口圧と大気圧との差圧による損失が最大 15[%] あることから、その 2 つの積で 84[%] とした。

$$F = \dot{m}c^*C_F\eta_{c_f} \quad (24)$$

推力 F についての誤差は、測定値が質量流量のみなので以下の式で求める。

$$\sigma_F^2 = \left(\frac{\partial F}{\partial \dot{m}}\right)_0^2 \sigma_{\dot{m}}^2 \quad (25)$$

推力 F 、質量流量 \dot{m} 、重力加速度を用いて、比推力 I_{sp} は

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (26)$$

と得られる。比推力 I_{sp} の誤差は、測定値が質量流量のみなので以下の式で求められる。

$$\sigma_{I_{sp}}^2 = \left(\frac{\partial I_{sp}}{\partial \dot{m}}\right)_0^2 \sigma_{\dot{m}}^2 \quad (27)$$

以上より、各 Duty 比での求めた性能を表 5 に示す。

表 5 噴射試験における推進性能算出結果

Duty 比[%]	推力 F [mN]	比推力 I_{sp} [s]
20	346±0.01	82.3±3.4
40	410±0.02	88.8±3.3
60	410±0.02	92.8±3.6
80	467±0.02	89.3±3.0
100	491±0.02	88.2±2.8

8. 考察

図. 10 の計測結果より平均流量は 60 % の場合を除いて、Duty 比が大きくなるにつれて上昇していることがわかる。しかし、Duty 比 60 % のときに関しては 40 % の時と比較して減少している。このことに関しては、噴射中の様子から明らかに他の場合と異なり、一定の周期ごとに噴射速度の増減が見られた。また、Duty 比 60 % での噴射は、本試験の最後に実施したため、触媒の分解効率の劣化や試験装置の動作ミスなどの要因も考えられる。今後は、同じ Duty 比での噴射試験を繰り返すを行い、流量の変化を調べる必要がある。誤差が

大きいことも、噴射試験回数を増やすことによって減少していくものと考えられる。また、Duty 比 100 % での平均流量は、触媒層を設計した際に用いた質量流量の理想値におおよそ近い値を得ることが出来た。このことから、流量に関してはほぼ設計値通りの結果を得られたと言える。また推進性能の算出結果を示した表 5 より、比推力に関しては、もともとの目標であった 80 s をどの Duty 比でも達成することが出来た。また推力に関しても、Duty 比が増加するにつれて推力も上昇していく結果が得られた。目標の 500 mN には届いていないものの、Duty 比 100 % の時にほぼ目標に近い結果が得られたと言える。設計時は Duty 比 100 % の場合を想定していたので、その時に流量、触媒層圧力、触媒層温度の三つとも他の Duty 比の場合と比較して最も高い値を示し、設計値通りに製作を行えたことが確認できた。

9. 結論

本研究では推力 500 mN、比推力 80 s を目標とした一液式スラスタの設計および製作を行い、噴射試験によりほぼ設計値通りの性能を得られることを確認した。今後は、宇宙実証を予定しており、更なる推進系の研究に有効利用できるデータが得られることを期待している。

参考文献

- 1) 超小型宇宙センター
http://park.itc.u-tokyo.ac.jp/nsat/project_e.html [cited on January 3, 2012]
- 2) 鈴木信義, 低毒性推進剤による超小型衛星搭載用一液二液共用推進機の研究開発, 平成 21 年度 卒業論文
- 3) 木村逸郎, 1993 年, ロケット工学, 養賢堂
- 4) George P. Sutton, Rocket Propulsion Elements (7th), WILEY-INTERSCIENCE
- 5) US Peroxide <http://h2o2.com/> [cited on February 19, 2012]
- 6) Jungkun Jin, Sejin Kwon, THERMOELECTRIC POWER GENERATION USING H2O2 DECOMPOSITION FOR POR 表 POWER SOURCE, Proceedings of PowerMEMS 2008+ microEMS 2008, Sendai, Japan, November 9-12, (2008)

謝辞

本研究は、総合科学技術会議により制度設計された最先端研究開発支援プログラムにより、日本学術振興会を通して助成されたものである。