

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成24年5月21日現在

機関番号：22604

研究種目：若手研究（B）

研究期間：2009～2011

課題番号：21760652

研究課題名（和文） 超小型衛星搭載用推進系の開発

研究課題名（英文） Development of Propulsion System for Microsatellite

研究代表者

佐原 宏典（SAHARA HIRONORI）

首都大学東京・システムデザイン研究科・准教授

研究者番号：10399769

研究成果の概要（和文）：現在，宇宙利用分野では，質量 100kg 以下の超小型衛星を複数組み合わせることで，大型衛星に匹敵する運用効率，観測精度を実現することが望まれている．これを実現するためには，推進系の搭載が必須である．そこで本研究では，中濃度過酸化水素水とジメチルエーテルを推進剤とした，短期間開発・低価格，且つ安全性が高く，簡便な取扱い可能な超小型衛星搭載用一液式・二液式推進系の成立性確認と，50kg 級超小型衛星への搭載を想定した推進系モジュールの製作を目的とする．

研究成果の概要（英文）：The present space utilization expects that a combination of microsatellite of less than 100kg attains the operation efficiency and/or observation accuracy with comparison to the conventional large satellites, which can realized only by installation of propulsion system to such a microsatellite. For the purpose, this study aims to confirm the feasibility and development of integrated propulsion system for microsatellite of less than 50kg which is based on hydrogen peroxide and dimethyl ether.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合 計
2009年度	1,100,000	330,000	1,430,000
2010年度	600,000	180,000	780,000
2011年度	1,600,000	480,000	2,080,000
総 計	3,300,000	990,000	4,290,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：人工衛星・超小型衛星・推進系

1. 研究開始当初の背景

(1) 現在，宇宙利用分野では，質量 100kg 以下の「超小型衛星」に分類される小さな人工衛星への需要が急速に高まっている．これは超小型衛星が，従来の宇宙利用で用いられて来た質量が数 100kg から数 ton の大型衛星と比較して低予算，短期間，少人数で開発することが可能であるためである．低姿勢精度要求の理学ミッションや通信・工学実験などの工学ミッションにおいては，1999 年頃に興った超小型衛星の黎明期において，幾つかの大

学・機関により実際に打ち上げられた超小型衛星によって，その単体でのミッション遂行能力は十分であることが既に示されている．

(2) ところが単体での超小型衛星ミッションでは，打上ロケットの性能から低軌道での使用に制限されることによる低い運用効率（1 周回当たり 15 分＝15%程度）に留まること，単体での観測精度に限界があること，が問題となっているのも事実である．これらを解決する手段として複数の超小型衛星を組み合

わせる，例えば同一軌道に複数の超小型衛星を配置して連携させて観測と地上局との通信を次々とするコンステレーションによって運用効率を改善することや，複数の超小型衛星で編隊を組むフォーメーションフライトによって大型衛星の観測精度に匹敵する性能を達成することが提言されている．これらを実現するためには，超小型衛星にスラスタを搭載して軌道の変更・調整が行える「推進系」の搭載が必須である．

(3) このような事情から最近，超小型衛星の分野では世界的に超小型衛星搭載用推進系の開発が急務と認識され，幾つかの大学・機関によってその開発が行われている．英 SSTL (Surrey Satellite Technology Laboratory) では早くからこのような推進系の開発が行われているものの，低価格のものは十分な性能を達成しておらず，更には推進系部品（特に推進剤の分解を促進する触媒）の耐久性が大きな壁となっている．又，韓国 KAIST (Korea Advanced Institute of Science and Technology)，伊 Pisa 大学などでも超小型衛星搭載用推進系の開発が最近開始されたが，安全性に乏しい高濃度（80～90%）の過酸化水素水を用いており，部分的な開発に留まっている．

(4) 一方，本研究申請者は，2000 年頃より超小型衛星への搭載を目指した太陽熱推進系の開発に従事し，更に 2004 年からは東大阪宇宙開発協同組合 (SOHLA) と共同して，超小型衛星 SOHLA-2 開発計画において，推進性能を若干犠牲にしつつも安全性を高めた中濃度過酸化水素水（45～60%）を基本推進剤とした超小型衛星搭載用一液式・二液式兼用推進系の開発を行い，2007 年には超小型衛星 SOHLA-2（図 1 左）及び SOHLA-2 搭載用推進系（図 1 右）のフライト品を完成させ，その作動試験を行った（図 2）．これにより申請者は世界的にも最先端の成果を達成することが出来，幾つかの国外機関より問合せや共同研究への打診があったことなど，高い評価を受けている．

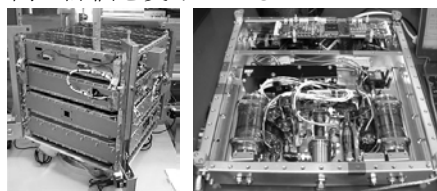


図 1 SOHLA-2 及び SOHLA-2 推進系



図 2 作動中の SOHLA-2 推進系

(5) しかしながらこの超小型衛星搭載用推進系には，改善すべき弱点があった．それは，液体の推進剤を微小重力下で安定してスラスタに供給するための「高圧ガス系統」が必要であり，そのために充填圧が 190 気圧と言う，非常に高圧のガスタンクを搭載していた（図 2 で「G-TNK」の部分）．十分な安全率は確保しているものの，耐高圧部品の選定や高圧部のリーク低減に難渋したこと，調圧用レギュレータの質量分が増加すること，各種試験では耐高圧の防護策を講じる必要があることなど，短期間開発・低価格の推進系としては改善を要する点だった．

2. 研究の目的

(1) そこで本研究では，この高圧部分を無くしつつ液体推進剤を供給可能とするため，所定の蒸気圧を有する推進剤を選ぶことで，推進剤自身が自らを加圧し，供給を行うことを着想した．この推進剤には，常温で蒸気圧が 4 気圧（燃焼時スラスタ内圧を想定）以上 10 気圧未満（民生部品選定の条件）であること，酸化剤との混合で燃焼可能なこと，低毒性であることなどが求められる．このような物質を多くの候補の中から求めたところ，ジメチルエーテルが最適であることが分かった．

(2) 以上より本研究では，中濃度過酸化水素水（45～60%）とジメチルエーテルを推進剤とした，短期間開発・低価格，且つ安全性が高く，簡便な取扱の可能な超小型衛星搭載用一液式・二液式推進系の実現を目指す．中濃度過酸化水素水又はジメチルエーテルは，それぞれ単体で一液式推進系が成立すると見込み，又，過酸化水素水を触媒で分解して生じる酸素でジメチルエーテルを燃焼させることで二液式推進系が成立すると見込んでいる．

3. 研究の方法

(1) 2009 年度から 2011 年度にかけて以下のような段階を経て本研究を遂行した．

(2) 2009 年度

①推進剤供給試験：ジメチルエーテルの蒸気圧で推進剤（ジメチルエーテル，過酸化水素水）の供給が行えることを確認する．そのために，推進系ブレッドボードモデル（図 3）を製作する．

②スラスタの試作：本推進系は，ジメチルエーテルと過酸化水素水のいずれか一方のみを供給すると一液式推進系として，双方を混合して燃焼させると二液式推進系として作動する．このときスラスタ内の触媒槽や燃焼室，ノズルの形状・容積の適切な設計を行えばいずれの場合にも推進性能を高めることが可能な一液式・二液式兼用スラスタ（図

4) を実現出来る (図 5)。

③過酸化水素分解触媒の選定・性能試験：二液式として作動させるとき、ジメチルエーテルの燃焼に必要な酸素を過酸化水素の分解で供給する。既に幾つかの候補を得ているが、触媒の知見については宇宙航空研究開発機構所属の推進系研究者から参考意見も頂くこととなっている。

④スラスト噴射試験：上記のスラストを推進系ブレッドボードモデルに組み込み、推進剤を供給して一液式及び二液式での噴射試験を行い、推進性能を取得する。

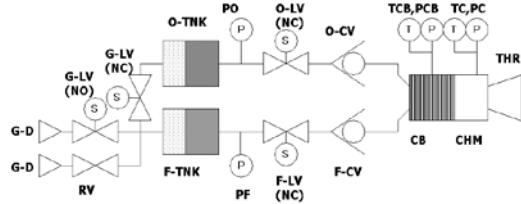


図 3 推進系ブレッドボードモデル

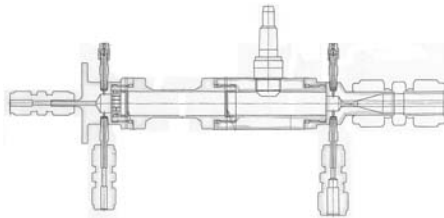


図 4 試作スラスト例

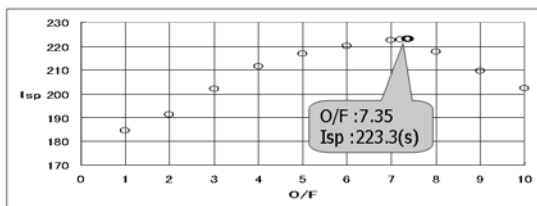


図 5 推進性能見積

(3) 2010 年度

①超小型衛星搭載用推進系モジュールの設計：本研究での推進系は、超小型衛星への搭載を念頭に置いているため、その要素については超小型でありつつ、同時に振動・衝撃、温度、真空などについての環境試験を行い十分な個々の仕様要求を満たすものである必要がある。それらの要素の選定を行い、超小型衛星搭載用推進系モジュールの設計を行う。ここで想定する超小型衛星は、現在打診を受けている超小型衛星メーカーの計画するものであるが、設計する推進系は必ずしも搭載品とは限定しない。何故なら、本申請は本推進系の実現が目的であって、単に搭載品を製作するものではないからである。本推進系の大きな利点として、高圧ガスを用いないこと、他、従来及びSOHLA-2搭載用推進系(図6)では必須の高圧ガス系統が本推進系では不要となることから、推進系要素数を大幅に

低減することが出来、推進剤タンク容積の増大や推進系質量の軽減が可能となる(図7)。

②最適噴射の実現：本推進系は、推進剤の供給量や混合比を変えることで推進性能が変化するものと見積もられている。そこで、状況に応じて最適な噴射、例えば二液式での最高比推力を達成する場合、或いは最小インパルスビットを得るための一液式での短時間噴射の場合について試験を行い、推進系としての性能取得、最適噴射を実現する。

③電子系の設計：本推進系で上記②を実現しつつ、必要な制御・計測を行い、他サブシステムと情報授受を行うことの出来る上記①に適合する電子系の設計を行う。

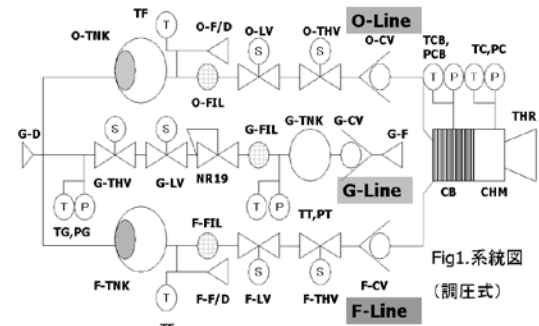


図 6 SOHLA-2 推進系

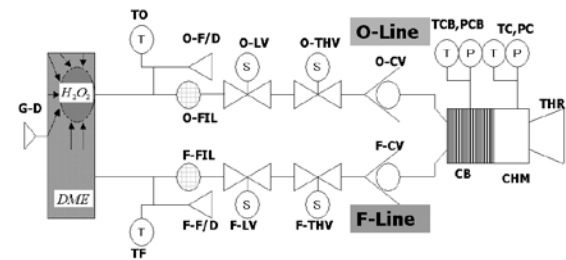


図 7 本研究の推進系

(4) 2011 年度

①超小型衛星搭載用推進系モジュールの製作・試験：前年度までに得られた成果を元に、超小型衛星搭載用推進系モジュールを製作する。又、これを用いて各種環境試験や作動試験を行い、仕様を確定する。電子系の製作も含み、組み込むべきソフトウェアについても製作を行う。このとき、搭載を想定する超小型衛星のインタフェースに対応するものとする。

4. 研究成果

(1) ここでは年度毎の実施内容及び成果について記載する。

(2) 2009 年度には以下の事項を達成した。

- 推進系に関する各種試験を行うため、50kg 級超小型衛星に搭載可能な程度に要素の種別と数、及び要素占有容積を制限した上で要素選別を行い、これらを配置、接続して推進系ブレッドボ

- ードモデルを製作した。
- 推進剤供給試験として、ジメチルエーテルの蒸気圧で推進剤（ジメチルエーテル、過酸化水素水）の供給が行えることを上記推進系ブレッドボードを用いて確認した。
- スラスタの試作として、ジメチルエーテルと過酸化水素水のいずれか一方又は両方を供給する一液式及び二液式の共用スラスタを設計し、製作した。
- 過酸化水素分解触媒の選定・性能試験として、幾つかの有望な候補のオープンカップ試験を行い、ヒドラジン分解用触媒である2種類の触媒が最適であると結論付けた。
- スラスタの噴射試験として、上記推進系ブレッドボードに上記スラスタを接続し、推進剤を供給して一液式及び二液式でのそれぞれの作動試験を行い、推進性能を取得した。又、推進系ブレッドボード上の電磁弁のPWM制御に際してそのデューティ比を変化させることで、二液式の場合における燃料と酸化剤の混合比を可変とすることが可能であることを確認した。今回二液式での作動では着火は試みていないものの、スラスタには燃焼室が備えられており、点火のためのスパークプラグの接続も可能であった。

以上より、次世代超小型衛星への搭載が期待される推進系について、低価格且つ簡便な取扱の一液式／二液式共用推進系の成立性を示すことが出来た。

以下に詳細を述べる。

まず、燃焼室での噴霧化を向上させるために、触媒槽の形状変更及び燃焼室前段の触媒槽出口部に配置するエジェクタ及び触媒槽の形状の再設計を行った。

触媒槽の形状変更を行った。本研究で酸化剤として使用する過酸化水素は触媒と反応させることで酸素と水蒸気に分解し、その時に所定の内圧下で140℃程度まで発熱する。その一方で燃料であるDMEは供給時には-20℃の液体である。この温度差を利用し、内側に過酸化水素、外側にDMEを流す。このことにより過酸化水素の触媒反応時に発生する熱を利用し、DMEの温度を効率的に上昇させ、触媒槽の内圧を上げることで燃料の微粒化を促すために、触媒槽を二重円筒構造にし、エジェクタの直前で燃料と酸化剤を混ぜる内部混合式噴射器（Fig. 1）を採用した。

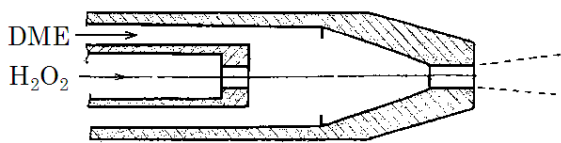


図8 内部混合式噴射器

噴霧粒径の決定を行った。DMEはザウタ平均直径（SMD）が40[μm]以下から噴霧燃焼を起こすことが実験から分かっているため、本推進系のインジェクタでは燃焼室で推進剤のSMDが20[μm]となるように設計を行う。

本推進系ではイグナイタにスパークプラグを使用する。スパークプラグの出力は0.1[mJ]オーダーであるので、この出力で着火可能であることを確認する。ここでは確実に着火させるためにスパークプラグの出力を0.01[mJ]としたときに着火可能な燃料のSMDを算出する。最小着火エネルギー $E_{\min}$ とSMDとの関係は以下の式で表されるので、最小着火エネルギーにスパークプラグの出力0.01[mJ]を代入する。

$$E_{\min} = \rho \pi \frac{SMD^3}{6} C_p (T_f - T_0) \quad (1)$$

ここで燃料密度 $\rho=6.23[\text{kg}/\text{m}^3]$ 、定圧比熱 $C_p=3.06[\text{J}/\text{kg}\cdot\text{K}]$ 、推進剤温度 $T_f=350[\text{K}]$ 、初期温度 $T_0=300[\text{K}]$ である。 $E_{\min}=1.0 \times 10^{-5}[\text{J}]$ を代入すると $SMD=0.27[\text{mm}]$ となる。よって、SMDが20[μm]となれば本推進系で使用するスパークプラグの出力でも十分着火できることが分かったので、本推進系のエジェクタでは燃焼室で推進剤のSMDが20[μm]以下となるようにエジェクタの設計を行う。

噴孔面積の決定を行った。触媒槽では内部混合式噴射器を使用するので、以下の実験式及び近似式により設計を行った。

$$SMD=1.2 \times MMD \quad (2)$$

$$MMD = 3.4 \times 10^{-5} \times (1/\alpha)^{0.65} \quad (3)$$

$$\alpha = \dot{m}_L / \dot{m}_G \quad (4)$$

$$\dot{m} = \dot{m}_L + \dot{m}_G \quad (5)$$

$$\dot{m} = C \cdot \varepsilon \cdot a \cdot P_{cb} \sqrt{\kappa \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \frac{1+\alpha}{R_G T_{cb}}} \quad (6)$$

$$\varepsilon = (1+\alpha)^{0.2} \quad (7)$$

$$\kappa = \frac{C_{PG} + C_L \alpha}{C_{vG} + C_L \alpha} \quad (8)$$

ここで、液体質量流量 $\dot{m}_L$ 、気体質量流量 $\dot{m}_G$ 、気体の定圧比熱 $C_{PG}=912[\text{J}/\text{kg}\cdot\text{K}]$ 、気体の定積比熱 $C_{vG}=655[\text{J}/\text{kg}\cdot\text{K}]$ 、噴孔面積 $a[\text{m}^2]$ 、補正係数 ε 、液体の比熱 $C_L=2990[\text{J}/\text{kg}\cdot\text{K}]$ 、比熱比 κ 、流量係数 $C=1$ 、ガス定数 $R_G=259.8[\text{J}/\text{kg}\cdot\text{K}]$ 、混合室温度 $T_{CB}=343.15[\text{K}]$ 、混合室圧力 $P_{CB}=536.89[\text{kPa}]$ である。これらの式からザウタ平均直径（SMD）を20[μm]とすると、噴孔面積は $9.1 \times 10^{-7}[\text{m}^2]$ となる。よって、エジェクタの噴孔数を1（単孔）とすると噴孔直径は約1[mm]、6（多孔）とすると噴孔直径は約0.4[mm]となった（図9）。



図9 製作したエジェクタ
(左：1穴（単孔）、右：6穴（多孔）)

以上を踏まえ、噴霧粒径測定試験を行った。以上のようにして設計したエジェクタの性能評価を行うため、PDPA（Phase Doppler Particle Analyzer：位相ドップラ粒径測定装置）を使用し、エジェクタから噴射される液滴の粒径測定を行う。また、粒径計測では安全上の理由から過酸化水素とDMEを噴射できないため、ウェーバー数 We とレイノルズ数 Re をほぼ一致させた模擬流体として40wt%グリセリンとアルゴンの混合流体を使用する。DME/過酸化水素と模擬流体の物性値を表1に示す。今後、PDPAによる試験を行うことで、設計・製作したエジェクタが噴霧燃焼をさせるのに十分小さな粒径を噴射できることを確認する。

表1 各流体の物性値

項目	単位	$H_2O_2 + DME$	グリセリン+Al
密度	kg/m^3	16.38	19.35
表面張力	mN/m	62.60	71
動粘性係数	$\mu m^2/s$	2.085	2.744
ウェーバー数	-	13.60	14.17
レイノルズ数	-	2.5×10^5	1.9×10^5

次に、供給系について試作を行った。本研究開始以前に製作した推進系ブレッドボードモデル（BBM）を図10に、本研究で製作したBBMを図11に示す。両BBMに共通する特徴として、供給系の要素数を可能な限り減らすことで超小型衛星にも搭載できる供給系になっていることが挙げられる。両者の相違点として、昨年度の噴射試験ではDMEの蒸気圧が雰囲気温度の低下により2~3atm程度まで低下して推進剤の供給がうまく行えなかったことを受け、今年度は試験条件を一定で行うために加圧ガスを設置し、調圧式に変更したこと、推進性能測定やO/Fの確認をするため流量計を設置したことが挙げられる。

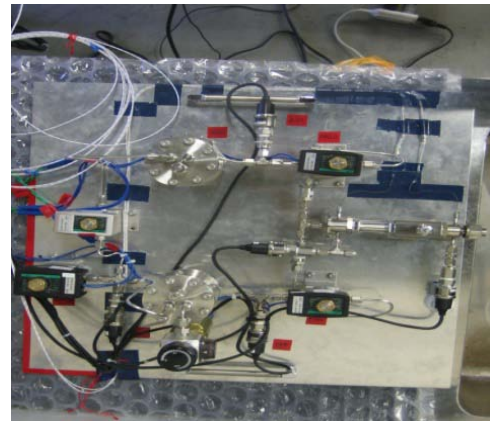
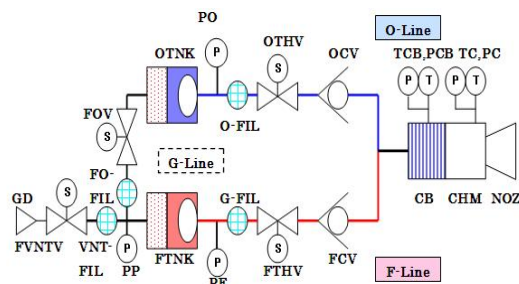


図10 本研究開始以前に製作したBBM

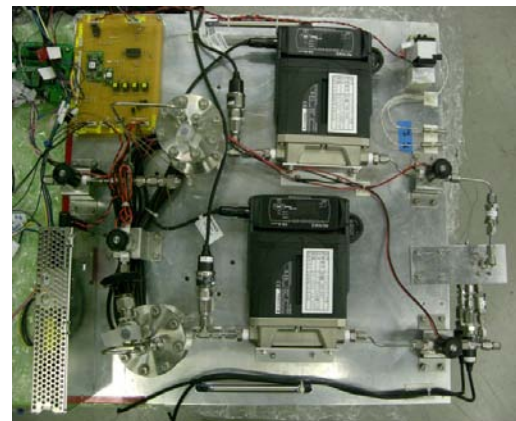
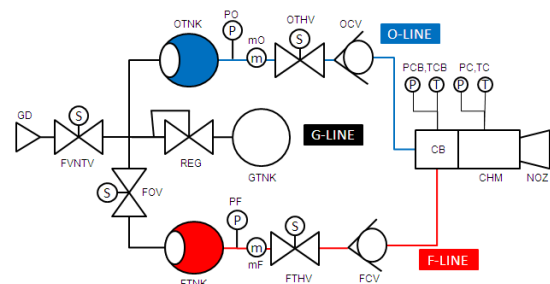


図11 本研究で製作したBBM

以上のBBMを用いて流量測定試験を行った。確実に着火を行うためPWM制御での電磁弁（OTHV, FTHV）の開閉に対する推進剤流量を測定した。過酸化水素での計測結果例を図12に示す。噴射開始直後、大きな流量が一瞬流れているのは電磁弁からスラスト本体までの間の配管を過酸化水素が充填しているためである。流量が0[g/s]になる約10秒前からはタンク内に過酸化水素がほとんど残っていないため流量が減少しているものと思われるので流量測定の範囲からは除外した。

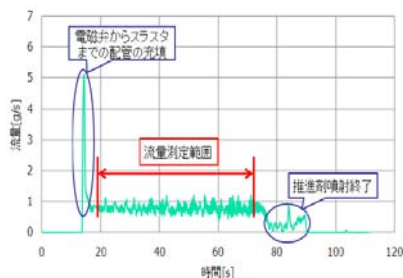


図 1 2 計測結果例
(過酸化水素, Duty 比 40%)

次に過酸化水素, DME, DME/過酸化水素での流量測定結果をそれぞれ図 1 3 から図 1 5 に示す. DME/過酸化水素の流量測定試験では FTHV と OTHV の Duty 比を決定するための予備試験として, 両電磁弁の Duty 比を同じにして試験を行った. 試験条件としては加圧ガスを大気圧も考慮して 5atm とし, PWM 制御の周期を 200[ms] とした. Duty 比は 20% から 100% を 10% ごとに行い 10% と 90% については電磁弁の応答時間を考慮して行わなかった.

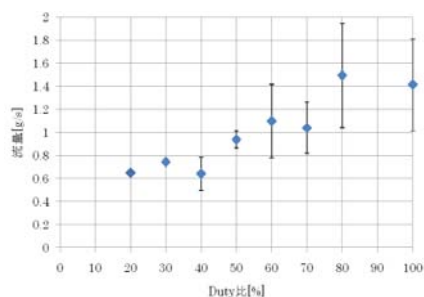


図 1 3 過酸化水素流量測定結果

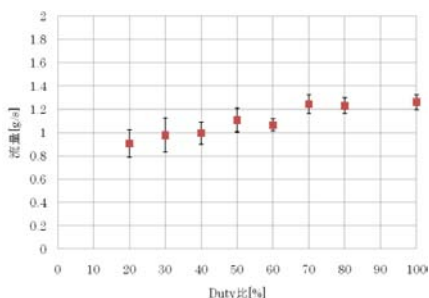


図 1 4 DME 流量測定結果

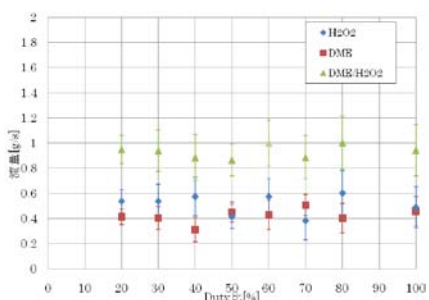


図 1 5 DME/過酸化水素流量測定結果

この結果より, 過酸化水素, DME の単体噴射試験では Duty 比 70% 付近までは Duty 比の増加に対して流量も増加する傾向があるが, Duty 比 80% 以上はほぼ一定の値をとることが分かる. これに対し, DME/過酸化水素では Duty 比に関係なく流量は一定の値をとることが分かる.

触媒の選定を行った. 本研究の推進系では過酸化水素は触媒により分解されて酸素と水蒸気になる. 触媒の選定においては表 2 に示す TANAKA-1/2, Catalyst-S/K の 4 つを候補とし, その性能評価を実施した. ここで TANAKA-1 及び 2 は白金及びパラジウムの触媒であり, いずれも金属ハニカム担体を有する. Catalyst-S 及び K はイリジウムの触媒である. それぞれの分解性能評価試験の結果について, 分解割合を図 1 6 に, 温度履歴を図 1 7 に示す. 以上の結果より, Catalyst-S を本研究では用いることとした.

表 2 候補となる触媒

Catalyst	TANAKA-1	TANAKA-2	Catalyst-S	Catalyst-K
Photo				
Material	Platinum-based	Palladium-based	Iridium-based	Iridium-based
Particle Size	-	-	#14-18	#25-30

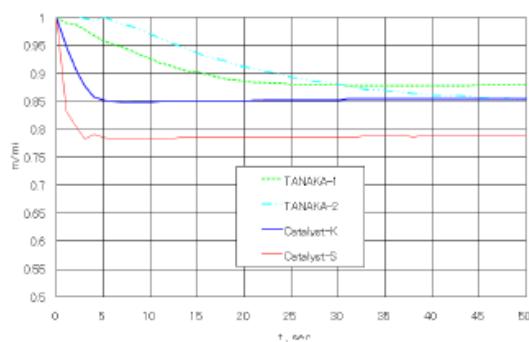


図 1 6 分解性能評価試験・分解割合

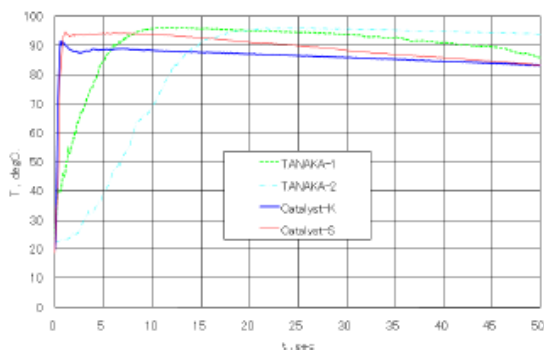


図 1 7 分解性能評価試験・温度履歴

以上のスラスタ, 推進系 BBM 及び触媒を用いて噴射試験を行った.

まず一液式推進系の噴射試験を行った。推進剤タンクは窒素ガスにより5気圧に加圧して推進剤を排出する。BBMの内、酸化剤系統のみを用いて過酸化水素をスラスタへ供給し、スラスタ内の温度と圧力及び推進剤流量を測定した。電磁弁のPWMによるDuty比を20～80%及び100%に調整して測定を行った。その結果から推進性能の見積もりを行ったものを表3に示す。なお、比熱比、C*効率及びノズル効率をそれぞれ1.3、0.9及び0.8と仮定した。

表3 一液式噴射試験結果

	Mass Flow Rate [g/s]	Thrust Coefficient	Specific Exhaust Velocity [m/s]	Thrust [mN]	Specific Impulse [s]
Duty ratio	20%	0.65±0.02	1.80±0.0037	490.96±0.04	458.67±0.04
	30%	0.74±0.01	1.80±0.0009	414.97±0.01	443.8±0.01
	40%	0.64±0.15	1.80±0.0040	505.33±0.12	465.84±0.05
	50%	0.94±0.08	1.80±0.0017	332.22±0.03	449.82±0.02
	60%	1.10±0.32	1.80±0.0018	305.66±0.09	484.1±0.02
	70%	1.04±0.22	1.80±0.0022	306.66±0.07	459.43±0.02
	80%	1.49±0.45	1.80±0.0046	221.97±0.07	478.2±0.06
	100%	1.41±0.40	1.80±0.0032	233.02±0.07	475.34±0.04

続いて酸化剤と燃料の供給割合であるO/Fについて、酸化剤系統と燃料系統のDuty比を変化させてそれぞれの流量を求めるO/F確認試験を行った。ここでDMEは大気圧下においてその燃焼限界は27%であるため、着火のために必要なO/Fは1.45以上である。これにより二液式での着火のために設定すべきDuty比の組み合わせが決定される。

表4 O/F確認試験

		Duty Ratio (OTHV)							
Duty Ratio (FTHV)		20%	30%	40%	50%	60%	70%	80%	100%
	20%	1.15	1.54	1.79	2.07	1.61	2.20	2.38	2.63
	30%	0.80	1.16	1.24	1.30	1.52	1.48	1.54	1.79
	40%	0.47	0.75	1.10	1.05	1.28	1.53	1.49	1.64
	50%	0.52	0.60	0.87	1.01	1.04	1.06	1.15	1.63
	60%	0.33	0.55	0.65	0.90	1.15	1.03	1.08	1.52
	70%	0.33	0.50	0.66	0.77	0.96	0.83	0.94	1.50
	80%	0.34	0.50	0.57	0.59	0.94	0.78	0.93	1.17
	100%	0.30	0.49	0.57	0.62	0.81	0.67	0.65	0.89

(3) 2010年度には以下の事項を達成した。

- 前年度に試作したスラスタの噴射試験を行い、これにより得られた結果を元に、推進剤の効率的な噴霧化を実現する内部混合指揮噴射器と、安定した燃焼を実現する燃焼室形状を有するスラスタの製作を行った。まず推進剤の噴霧化について計測を行い、噴霧粒径40μm以下を目指したところ、大部分が20μmであり、平均粒径では40μm以下を実現していることを確認した。次に二液式噴射試験を行い、着火特性を取得した。その結果、着火には成功したものの、継続的な燃焼を実現するための保炎について改善の余地があることが分かった。又、微小重力下で液体の推進剤を供給するためのブラダの選別を行い、その貯蔵性能について試験を行

った。この結果を受けて超小型衛星搭載を目指した推進系要素の選別を行い、容積及び重量の点で超小型衛星に十分搭載可能なブレッドボードの設計を行った。

- 二液式での推進剤である中濃度過酸化水素水とジメチルエーテルの供給割合を様々に変化させて着火特性を取得した。その結果、着火に成功する混合比の範囲を取得した。
- 超小型衛星内で用いられる通信規格であるRS-232CやI2Cに準拠した電子系の設計を行った。尚、今後利用が想定されるRS-422にも対応出来るよう、RS-232CとRS-422の変換基板の選別も併せて行った。

以上の結果より、平成23年度に実施予定の推進系モジュールの製作に向けた知見を得、これを今後の設計に反映させる。

以下に詳細を述べる。

一液式・二液式のいずれの作動も行える推進系を実現するために、前年度に製作したスラスタ及び推進系BBMを用いて二液式での着火試験を行った。

まず、一液式での作動時の推進性能を取得した。試験装置を図18に示す。スラスタは真空槽内に設置された推力測定装置に取り付け、減圧下で噴射を行い推力を測定する。これにより得られた推進性能結果を表5に示す。

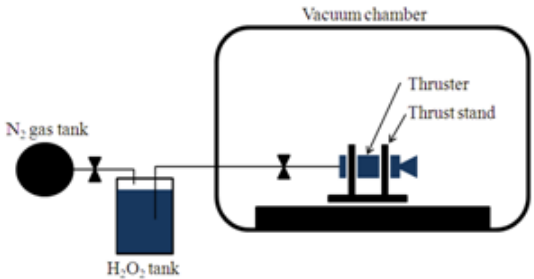


図18 推力測定試験装置

表5 推進性能結果

Duty Ratio	Thrust		Mass Flow Ratio		Specific Impulse	
	Ave.	SD.	Ave.	SD.	Ave.	SD.
[%]	[mN]		[g/sec]		[sec]	
20	106.86	0.54	0.11	0.00	96.16	1.20
40	116.28	2.14	0.14	0.03	85.07	17.47
60	124.97	6.82	0.14	0.03	90.58	14.25
80	127.50	9.69	0.16	0.02	83.60	1.85
100	125.68	8.99	0.15	0.00	86.02	3.62

次に二液式での作動について、スラスタからノズルを取り外した状態での着火を試みた。これはスラスタ内圧が高くなり過ぎることにより推進剤の供給が阻害される恐れが

あったためである。その結果、図 1 9 に示すように着火に成功した。火炎は比較的暗色で形成されたがこれは DME の特性によるものである。しかしながら火炎は数瞬後に吹き消されることが行った。着火から火炎の吹き消えまでの時間は、推進剤流量を変化させることである程度調整することが出来た。その原因として、推進剤の供給によるスラスタ内の推進剤流速が火炎伝播速度を上回ったことが考えられる。これは火炎を維持するためには何らかの流速制限機構をスラスタに設ける必要があることを意味している。

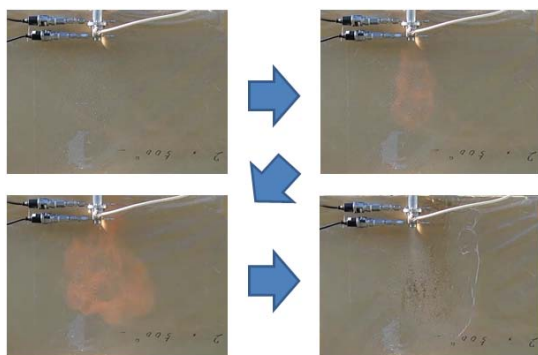


図 1 9 ノズル無しでの二液式着火試験

次に、ノズルを取り付けた状態での着火試験を行った。しかしながらこの場合、着火を成功させることは出来なかった。これは、スラスタ内での着火を起こすための火花放電を行うスパークプラグが、推進剤内に含まれる水蒸気により電極間に水滴が付着し、放電を行うことが出来なくなったためであると考えられる。推進剤が理想的に混合している場合、着火による温度上昇で水蒸気が液体になることはないものの、実際にはそうではないために、低温の DME と分解後の高温の酸素及び水蒸気は実際には 80℃ 程度でスラスタ内に供給されていることが分かった。従って、着火には成功したものの、保炎のためには改善が必要である。

以上の結果を踏まえ、改善を施したスラスタを試作した（図 2 0）。

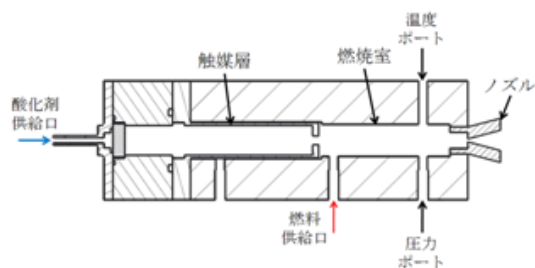


図 2 0 改善されたスラスタ

このスラスタを推進系 BBM に接続して二液式作動での燃焼試験を行った。その結果、継続した燃焼に成功した。その時の推進剤の質

量流量履歴及び圧力・温度履歴図 2 1 及び図 2 2 に示す。この試験では最初に着火装置であるスパークプラグを入れ、次に酸化剤である H2O2 を供給し、その約 4 秒後に燃料である DME の供給を開始した。図 2 1 と図 2 2 では酸化剤の供給開始時刻を 0 秒とした。また温度計には B 型熱電対を使用しており、0～1800℃ まで測定可能だが、データ収集装置の関係上、測定範囲は 400～1800℃ となっている。両推進剤供給後、燃焼室圧が上昇し、供給開始から約 3 秒後で燃焼室温度が 800～1000℃ となった。また図 2 1 から 80 秒以降で H2O2 が無くなったことがわかり、図 2 2 より 90 秒付近で温度と圧力が減少していることがわかる。このことから本試験では両推進剤の供給開始から約 3 秒後に着火し酸化剤が無くなるまでの約 85 秒間、燃焼していたものと考えられる。35 秒付近を見ると図 2 1 では両推進剤の質量流量が急激に増加し、図 2 2 では燃焼室圧力が低下しており、燃焼室温度も一時的に 650℃ 程度に下がっていることが分かる。しかし、質量流量が増加し、燃焼室圧力の減少後も燃焼室温度は 800～1000℃ を保っていることが分かり、燃焼室で何か変化があったものの燃焼は継続できているものと考えられる。試験後に燃焼室や燃焼触媒の確認を行ったが変化は見られず、触媒が高温などによるシンタリング（焼結）も起きていなかった。以上により、更に安定した燃焼作動を実現するための研究が引き続き行われる必要があると言える。

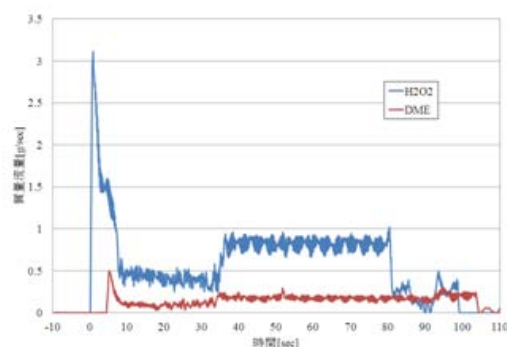


図 2 1 燃焼試験質量流量履歴

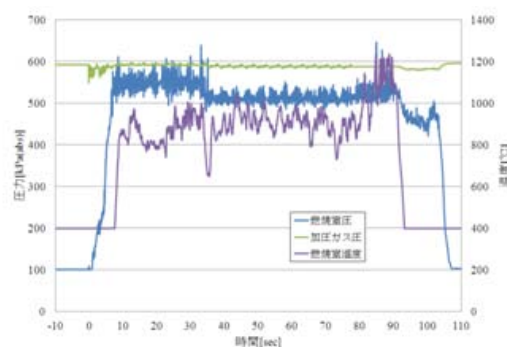


図 2 2 燃焼試験圧力・温度履歴

(4) 2011 年度には以下の事項を達成した。

- 超小型衛星は 50cm 角の衛星構体を前提とした。外径 10cm×長さ 20cm のタンク（内容積約 1200cc）を 2 個有し、一液式の場合は両方に中濃度過酸化水素水を、二液式の場合は一方に中濃度過酸化水素水、もう一方にジメチルエーテルを充填する共用推進系とした。タンク内部にはそれぞれブラダを有し、タンクとブラダの間に充填された押しガスによって推進剤をスラスタへ排出する。その作動試験を行い、押しガスによって液体推進剤が完全に排出され、又、電磁弁によってその流量を調整することが可能であることを確認した。
- 超小型衛星への搭載を検討し、上記①に記載の推進系の占有容積は縦横 25cm×高さ 10cm となった。尚、スラスタはこの容積内に収めることを想定しているが、衛星内機器配置によっては推力軸を衛星重心に合わせるためにスラスタのみ分離することも可能である。又、推進剤の特性より本推進系の熱環境条件は-50℃～40℃となる。又、具体的な適用例である宇宙ミッションを提案した。
- 上記①の推進系のための電子系を試作し、基本的な動作のためのソフトウェアを作成した。この電子系は CPU、推進系制御回路、圧力計電源回路、センサ計測回路、通信用インタフェースから成る。スラスタへの推進剤流量は推進系制御回路から出力されるパルス幅モジュレーションによる波形のデューティ比に比例することを確認した。通信用インタフェースは RS-232C に準拠したが、変換 IC (MAX485 など) によって RS-422 への変換は容易に可能である。

以下に詳細を述べる。

超小型衛星に搭載可能な占有容積を有する推進系を試作した。図 2 3 にその外観を示す。尚、電磁弁等は地上用途のものを使用している。ここで配管の取り回しについては、衛星毎にスラスタ位置が異なる可能性があるためその都度最適化を行う必要があると考えられると共に、これはある程度自由度を有することが出来る。従って試作においては配管及び電磁弁の配置については特に最適化を行っていない。推進系において最も容積を取るものは推進剤タンクであり、更には超小型衛星の開発予算に見合う程度の製作費であることも同時に要求される。以上を踏まえ、推進剤タンクは、大型衛星で採用されることの多い CFRP 製やチタン製ではなく、アルミ合金製のものとし、内部に過酸化水素や

DME に適合するブラダとして市販用途のものを採用した。

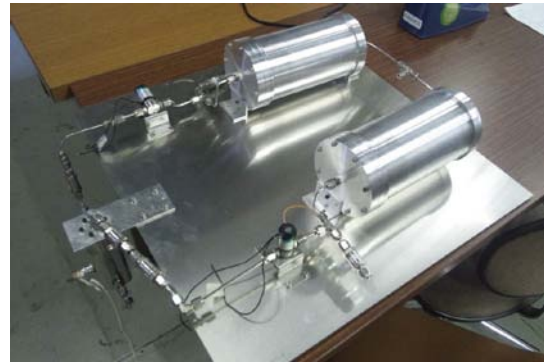


図 2 3 超小型衛星搭載用推進系

この推進系を作動させ、又、センサでの計測を行う電子系を設計し、製作を行った。図 2 4 にその外観を示す。この電子系を用いて前述の超小型衛星搭載用推進系の作動が行えることを確認した。本電子系は RS-232C に準拠しているが、変換 IC を介することで RS-422 等への変換は容易に行うことが出来る。

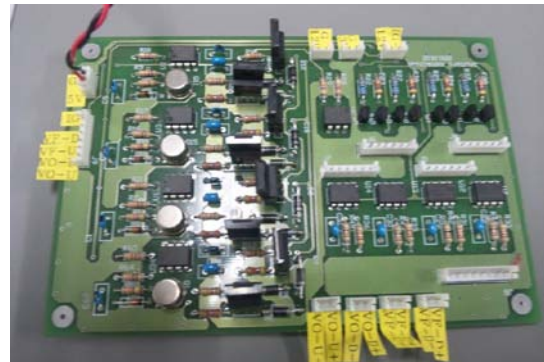


図 2 4 電子系

以上の推進系を用いて実施可能な超小型衛星のミッション例を考案した。そもそも超小型衛星はロケットに搭載するメイン衛星に対して、その余剰空間を利用したピギーバックとして打ち上げられることが多い。従って、メイン衛星からの要請により超小型衛星が付近に存在することが禁止される場合には、超小型衛星は自らの推進系でその軌道を変更する必要がある。ここではメイン衛星から離れると共に、メイン衛星と同じ軌道ではあるがメイン衛星とは位相を 60° ずらすミッションを考える。このようなミッションは極めて需要が多いと考えられる。この位相ずらしの実現のためには 2 段階の操作を経る。まず第 1 段階として超小型衛星は推進系により加速を行い、図 2 5 における待機軌道へ遷移する。これにより超小型衛星の軌道周期はメイン衛星より若干長くなるため、周回毎にメイン衛星との位相が大きくなって行く。

第2段階では所定の時期に超小型衛星は減速を行い、元の所定軌道へと遷移する。これによりメイン衛星と超小型衛星とは同じ軌道を回るが、位相が 60° ずれた状態としてミッションを完了する。この他にも「デブリのゼロ衝突空間構想」を実現するミッション提案も行っている。

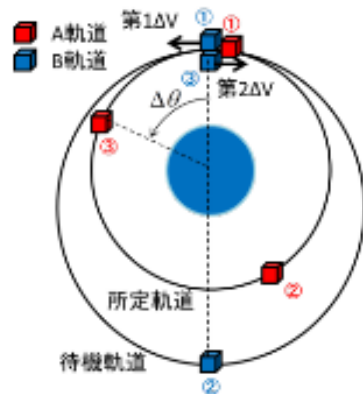


図25 ミッション例

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計4件)

- ① Hironori Sahara, “Generalized Propulsion System for Microsatellite Based on Hydrogen Peroxide,” Transaction of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, 査読有, Vol. 7, Pa_13-Pa_19, 2009.
DOI: 10.2322/tstj.7.Pa_13
- ② 佐原宏典, “民生品プラダの過酸化水素推進系への適合性”, 日本航空宇宙学会「航空宇宙技術」, 査読有, Vol. 9, p. 57-p. 62, 2010.
DOI: 10.2322/astj.9.57
- ③ Hironori Sahara, “Generalized System of Mono- and Bi-Propellant Propulsion for Microsatellite,” Transaction of Japan Society for Aeronautical and Space Science, Aerospace Technology Japan, 査読有, Vol. 8, Pf_7-Pf_12, 2010.
DOI: 10.2322/tastj.8.Pf_7
- ④ 養王田一尚, 佐原宏典, “インパルス遷移によるデブリのゼロ衝突空間構想”, 日本航空宇宙学会論文集, 査読有, Vol. 59, p. 313-p. 314, 2011.
DOI: 10.2322/jjsass.59.313

[学会発表] (計7件)

- ① Hironori Sahara, “Generalized System of Mono- and Bi-Propellant Propulsion

for Microsatellite,” 27th International Symposium on Space and Technology Science, Tsukuba, Japan, July 10, 2009.

- ② 佐原宏典, “過酸化水素を用いた一液式／二液式推進系の研究開発”, 日本航空宇宙学会西部支部講演会, 平成21年12月10日.
- ③ 佐原宏典, “低毒性推進剤による二液式推進系の研究開発”, 平成21年度宇宙輸送シンポジウム, 平成22年1月14日.
- ④ Hironori Sahara, “Generalized Mono/Bi-Propellant Propulsion System for Microsatellite Based on Non-Toxic Propellant Technology,” 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Nashville, USA, July 27, 2010.
- ⑤ Hironori Sahara, “Technologies for Microsatellite on Disturbance Suppression, Propulsion, and Reliability Assessment,” 61st International Astronautical Congress, Prague, Czech Republic, September 30, 2010.
- ⑥ 寅谷敬紀, 佐原宏典, “超小型衛星のための姿勢擾乱抑制と推進系及び信頼性評価”, 日本航空宇宙学会第41期通常総会及び講演会, 平成22年4月15日.
- ⑦ 鈴木信義, 佐原宏典, “H202/DME推進系の噴射器の開発”, 第54回宇宙科学技術連合後援会, 平成22年11月19日.

[図書] (計0件)

[産業財産権]

- 出願状況 (計0件)
- 取得状況 (計0件)

[その他]

ホームページ等
該当無し

6. 研究組織

(1) 研究代表者

佐原 宏典 (SAHARA HIRONORI)
首都大学東京・システムデザイン研究科・
准教授
研究者番号: 10399769

(2) 研究分担者

該当無し

(3) 連携研究者

該当無し