

# 小型衛星用推進系の試作試験

## Micro satellite propulsion system experimental model

衛星推進技術グループ (Spacecraft Propulsion Engineering Group)

後藤大亮、梶原堅一 (Daisuke Goto, Kenichi Kajiwara)

宇宙実証研究共同センター (Space Technology Demonstration Research Center)

吉原圭介、橋本英一 (Keisuke Yoshihara, Hidekazu Hashimoto)

### Abstract

We are conducting the research and development of 50kg to 100kg class micro satellite propulsion system. Xenon cold gas jet system was selected by the conceptual study, and some key components have been studied and developed. In FY17, the propulsion system experimental model was developed.

### 1. はじめに

宇宙実証研究共同センターと衛星推進技術グループでは、50kg～100kg 級小型衛星を対象とした推進系の開発を進めている。キセノンを推進剤としたコールドガスジェット推進方式を選択し、キーコンポーネントとなる部品について研究開発・試作を進めてきた。平成 17 年度には試作コンポーネントを組み合わせ、小型衛星用推進系の試作モデルを製作した。

### 2. 研究の概要

近年、多くの小型衛星に推進系が搭載されている。英 SSTL の DMC では、ブタンレジストジェットシステムを用い、衛星4機を用いたコンステレーションを実現している。また、CNES の Myriade 衛星バスのように、大型衛星と同じヒドラジンを用いた一液式推進系が搭載される例もある。小型衛星を用いたフォーメーションフライト科学ミッションなどでは衛星間の距離を cm～mm オーダーで制御するための超微小推力の電気推進系などが検討されている。

このように、衛星によって推進方式は大きく異なるため、いわゆるオールマイティな「小型衛星用推進系」はない。衛星ミッションから定義される推進系への要求と制約とを明確化し、その上で適切な推進方式を選定する必要がある。

宇宙実証研究共同センターがマイクロラブサット2号機で検討されていたミッション<sup>1)</sup>のうち、推進系を用いて行うものは以下の2つである。

- a. 将来のミッションへ向けたコンステレーション技術
- b. ナノ級衛星との協調ミッション(相対位置制御およびランデブー実験)

これらのミッションより、 $\Delta V$ 量 10m/sec、発生推力 40mN以上という要求が、また、消費電力は数十W以下という制約が定められた。これらの条件とミッションイメージをもとにトレードオフを行い、キセノンコールドガスジェット方式(Fig.1)を選定した<sup>2)</sup>。また、衛星バス上での機器配置を大まかに検討(Fig.2)した。

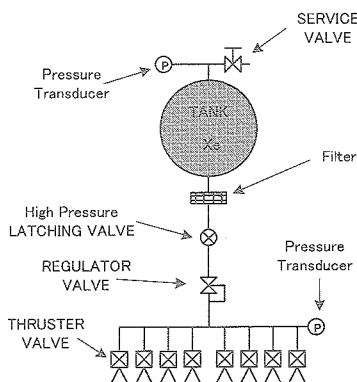


Fig.1 Xe Cold Gas Jet System

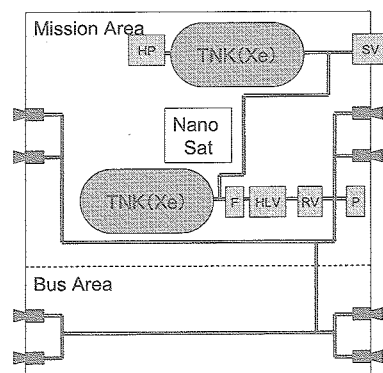


Fig.2 Xe Cold Gas Jet System Component Arrangement (on MicroLabSat-II)

なお、この推進系は小型衛星ミッションの幅を広げるための重要な基盤要素になると考えられることから、マイクロラブサット2号機のミッション機器としてのみではなく、将来の小型衛星バス基盤技術開発の一環として進めている。

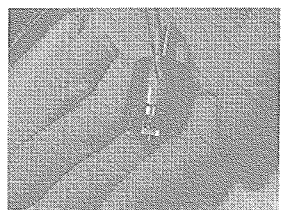
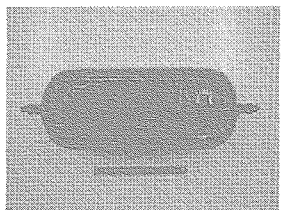
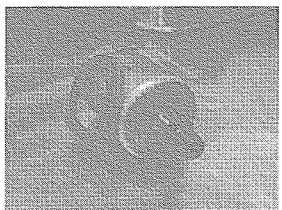
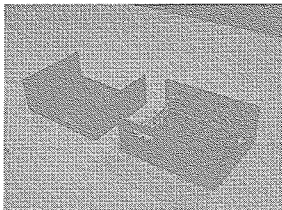
### 3. 成果の概要

平成 15、16 年度に、いくつかのキーコンポーネントについて開発、試作を実施した。平成 17 年度にはそれらの試作品を用い、小型衛星用推進系の試作モデルを製作した。

#### 3-1. コンポーネント試作

平成 15、16 年度に、いくつかのキーコンポーネントについて開発、試作を実施した。なお、これらの開発品は中小規模の民生品メーカーの技術や燃料電池自動車技術のスピノフを活用した。また、圧力センサ他のいくつかのコンポーネントは、民生品を試験評価することでフライト品として採用するなど、基礎研究コストを抑える工夫をおこなった。

Table.1 Key components of micro satellite propulsion system (Developed in FY15,16)

小型バルブ(スラスタ)	推進剤タンク	高圧遮断弁	制御回路
			
<ul style="list-style-type: none"> <li>○入り口圧力:最大 1.0MPa</li> <li>○発生推力: 40mN ~ 160mN (GN2 試験時)</li> <li>○重量:0.06kg</li> <li>○コイル駆動電圧: 12V~15V</li> <li>○コイル抵抗:約 30Ω</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○容積:3.3L</li> <li>○重量:1.4kg</li> <li>○耐圧:40MPa</li> <li>○常用圧力:10MPa</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>○入り口圧力:最大 10MPa</li> <li>○開保持/閉保持可能</li> <li>○重量:0.26kg</li> <li>○コイル駆動電圧:15V</li> <li>○コイル抵抗:約 64Ω</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・小型スラスタ 4個</li> <li>・温度取得用サーミスタ 5個</li> <li>・圧力センサ 2個</li> <li>・高圧遮断弁 1個の動作が可能。</li> <li>○電力入力 5VDC&amp;15VDC</li> </ul>

#### 3-2. システム試作

平成 17 年度にはそれらの試作品を用い、小型衛星用推進系の試作モデルを製作した。(Fig.9)

構成品は

- ・スラスタ 4式
- ・推進剤タンク 1式
- ・高圧遮断弁 1式
- ・調圧弁 1式(民生品&宇宙用から選択可)
- ・システムフィルタ 1式(民生品)
- ・圧力センサ 2式(民生品)
- ・注排弁 1式(民生品)
- ・配管、継手等 である。

試作後、配管溶接、継手部分について漏洩検査を行い、正常に組み立てられていることを確認した。また、タンクに GN2 ガスを充填し、調圧弁を通してスラスタから噴射を行い、システムとしての作動を確認した。

今後、制御回路との組み合わせ試験、高圧充填システム作動試験、実推進剤(キセノン)充填作動試験等を実施し、そのデータをもとに試作品の評価を行う。また、注排弁や高圧遮断弁等、改良が必要なコンポーネントについて開発、試作を進めていく予定である。

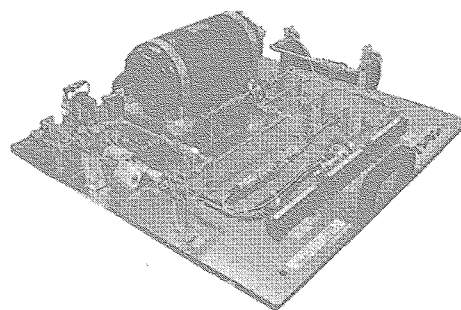


Fig.3 Experimental System Model

### 4. まとめ

マイクロラブサット2号機のような 50kg 級小型衛星を対象として、キセノンコールドガスジェット推進システムを試作した。漏洩検査、システム作動試験を行い、正常に作動することを確認した。

#### 参考文献

- 1) Keisuke Yoshihara and Hidekazu Hashimoto.: Research and Development of Small Satellite at JAXA -MicroLabSat Program-, 24th International Symposium on Space Technology and Science, Miyazaki, Japan
- 2) Daisuke Goto, Keisuke Yoshihara, Toru Yamamoto and Kenichi Kajiwara, : Conceptual Design of MicroLabSat-II Propulsion System, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2005, Kitakyusyu, Japan