

# マイクロ固体ロケットアレイ\*1

徳留真一郎\*2 SHINICHIRO TOKUDOME ・ 田中秀治\*3 SYUJI TANAKA

Key Words: MEMS, Micro-Spacecraft, Micro-Thruster, Solid Propellant

## 1. はじめに

東北大学と JAXA 宇宙科学研究本部の共同研究グループは、質量 1~10 kg 級の超小型衛星（マイクロ衛星）の姿勢制御や軌道制御のためのスラスタとして、MEMS (Micro-electromechanical System) 技術と固体ロケット技術を融合させたマイクロ固体ロケットアレイ<sup>1)</sup>の開発を行っている<sup>2,3)</sup>。本スラスタ開発では、力積 1 mNs オーダの微小な固体ロケット要素を 100 mm 角程度の集積回路基板上に約 10000 基配列した形態を目標としており、同時に作動させる要素数と作動頻度をデジタル的に制御することによって、姿勢や軌道の制御を行うものを目指している。

機装可能な空間が極めて小さいマイクロ衛星への搭載を考えた場合、推進薬密度が比較的高く作動原理が単純な固体ロケットは、システムの小型・簡素化と作動信頼性向上の観点から有力なスラスタの候補となりうる。他の候補との最も大きな違いは、使い捨てを前提としているため、フライト品そのものの飛翔前機能試験ではなく、製造ロット

ごとの抜き出し検査などによって作動信頼性を保証することであろう。この点については、これまでの固体ロケットシステムの運用で培われた信頼性保証管理の考え方を適用することが可能と考えている。

初期の研究開発フェーズにおいては、点火システムを含めた回路基板の形成、推進薬の選定が大きな課題となったが、MEMS 技術及び宇宙環境での高い信頼性と使用実績を誇る火工品の技術を適用することで実現の見通しが得られている。これまでのところ、初期の技術課題を抽出するため 20×22 mm 寸法の基板を用いた試作機を製作して着火燃焼試験、推力測定試験を行い、消費電力特性、着火燃焼特性などを取得している。本稿では、これまでの開発研究の成果と今後の課題について述べる。

## 2. 固体推進薬の選定

一般的に、固体ロケットモータは断熱性が高く（推進薬自身も断熱材の役割を果たす）、高圧の燃焼場で固体推進薬の熱分解成分が十分に拡散・混合を行うことができる特性長さを有しているため、燃焼完結性は高い（但し、金属燃料を添加した場合は特別な配慮が必要）。マイクロスラスタの場合、上述のような環境を得ることは困難なため、システムに適する寸法で製造しやすく、また着火・燃焼性の優れた推進薬を選定することとした。推進薬に求めた主な特性は以下の 3 点である。

- ・着火性：真空中でも低いエネルギー/温度で着火する。
- ・燃焼性：直径 1 mm 未満の狭い空間でも安定燃焼する。
- ・推進性能：燃焼ガスの温度が高くガス発生量が多い。

さらに製造性と早期実現性も加えて検討した結果、宇宙用固体ロケットモータの点火薬として用いられる通称 NAB（燃料：ボロン、酸化剤：硝酸カリウム）を当面の第一候補として開発研究を進めることにした。その燃焼ガス特性値から算定される真空環境下における理論比推力は、音速ノズルを仮定してもおおよそ 180 s と見積もられ、比推力 50 s 程度のコールドガスジェットに比べて十分に高い性能を引き出せる可能性がある。

点火系への供給電力を小さくするには、着火エネルギーが低く、さらに熱損失の小さい系を組みたい。そのため、狭いスペースに充填可能で着火温度が低い固体ロケット点火

## 著者紹介

### 徳留 真一郎 (正会員)



1965 年鹿児島県生まれ。1992 年東京大学大学院工学系研究科博士課程修了。同年～1994 年宇宙科学研究所研究生。1995 年宇宙科学研究所助手。2003 年宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部助手。博士（工学）。固体ロケット、再使用宇宙輸送システム推進系、空気吸込み式ロケットの研究開発に従事。AIAA 正会員。

### 田中 秀治



1999 年東京大学大学院工学系研究科博士課程修了。同年東北大学大学院工学研究科助手。2001 年同講師。2003 年同助教授。2004 年 1 月から科学技術振興機構研究開発戦略センターフェローを兼務。博士（工学）。主に、Power MEMS・マイクロパワー源の研究に従事。

\*1 © 2004 日本航空宇宙学会  
平成 16 年 7 月 6 日原稿受理 Micro-Solid Propellant Rocket Array

\*2 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部

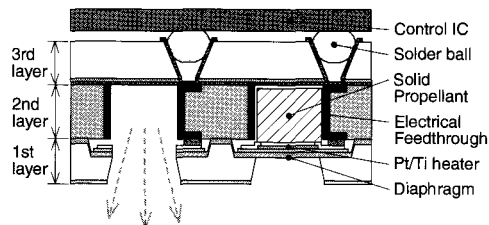
\*3 東北大学大学院工学研究科

器用起爆薬 (RK) を点火薬として利用することも合わせて検討した。

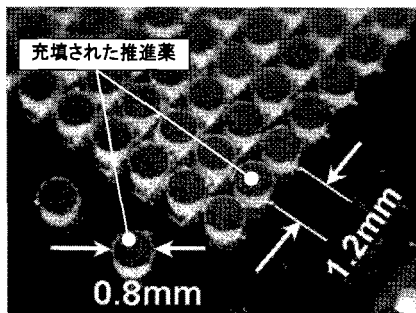
### 3. 試作マイクロ固体ロケットアレイの概要

第1図に開発中のマイクロ固体ロケットアレイの要素拡大断面図を示す。本研究における試作機は、 $20 \times 22$  mmの回路基板にロケット要素が1.2 mmピッチで配置されているものである。ロケット要素の推進薬を充填するスペース (推進薬充填シリンダ) は直径0.8 mm $\phi$ 、深さ1 mmで、そこに予めほぼ同寸法に成形されたペレット状推進薬グレインが充填される。

構造は3層からなり、シリコン製の第1層は角錐状の発散ノズル部分及びダイヤフラム上に形成された点火用マイクロヒータ部分で構成されている。ダイヤフラム自身は外部環境からの固体推進薬グレインの保護とマイクロヒータの熱絶縁の役割を受け持っており、着火直後に内圧で破裂してノズルスロートを形成する。第2層はパイレックスガラス製で、第2図、第3図に示されるように、推進薬充填シリンダが点火用マイクロヒータの位置に合わせて多数配置された形態となっている。推進薬充填シリンダの側壁には、マイクロヒータに電力を供給するためのフィードスルー



第1図 マイクロ固体ロケットアレイの要素拡大断面図



第2図 推進薬充填シリンダに装填された固体推進薬



第3図 マイクロヒータ部の拡大写真

配線が形成されている。このような配線を用いることで第1層上の配線が簡素化され、信頼性の向上と固体ロケット要素の高密度配置が可能となる。制御回路は、高密度実装を可能とするフリップチップボンディング工法によってスラスタ回路基板の裏側に接合される。この配置によって制御回路が直接宇宙空間に面しないため、宇宙線被曝による損傷の可能性が低減されると考えている。

### 4. マイクロヒータの単体特性試験

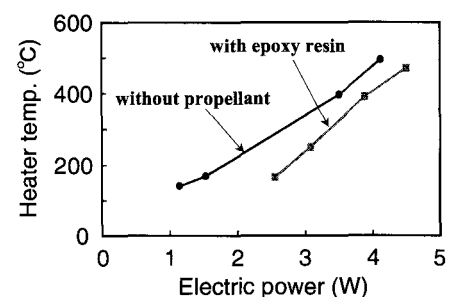
推進薬 (または点火薬) への点火は Pt/Ti 薄膜を使用したマイクロヒータを通電加熱することによって行う。第3図で推進薬充填シリンダの底に見えている波形の配線がマイクロヒータ部である。マイクロヒータの単体特性試験において、赤外線イメージテレスコープを用いて測定したヒータ温度と供給電力の関係を第4図に示す。ここでは、推進薬が充填されている場合の熱条件を模擬するため、推進薬充填シリンダにエポキシ樹脂を充填して熱損失の効果を評価した。推進薬 NAB 単体の着火温度約  $500^{\circ}\text{C}$ 、点火薬 RK の着火温度約  $200^{\circ}\text{C}$  に対して、マイクロヒータに供給すべき点火所要電力はそれぞれ約 5 W、約 3 W と評価され、点火薬を用いることによって、電力が約 40% 低減できる可能性が示された。

### 5. 燃 焼 実 験

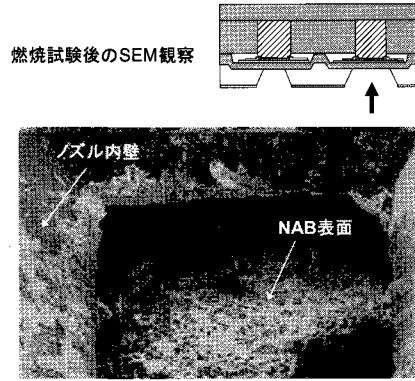
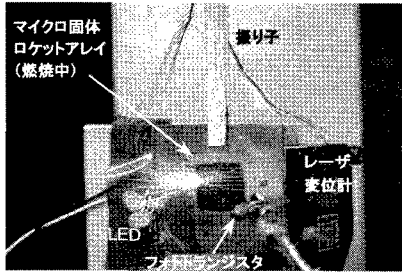
これまでに、計4シリーズの推力測定を主目的とした燃焼試験を実施している。大気圧下、真空環境下でマイクロ固体ロケット1要素あたりの着火遅れ、燃焼時間、発生力積、着火所要電力のデータを複数点取得し、スラスタ試作機の機能を確認、評価してきた。

第5図に実験システムの概要を示す。力積は、スラスタを軽量の振り子に取り付け、瞬時に発生する推力による振れを高精度のレーザ変位計で測定し評価した。また着火遅れ及び燃焼時間は、第6図に示す通り、点火電力供給ラインから直接取り出した電圧出力と燃焼火炎を検出するためスラスタ要素のノズル出口近傍に置いたフォトランジスタ出力の双方の時間履歴、及び高速度カメラの映像データから読取った。また、着火所要電力は、マイクロヒータの抵抗値と電源の設定電流値から間接的に推定した。

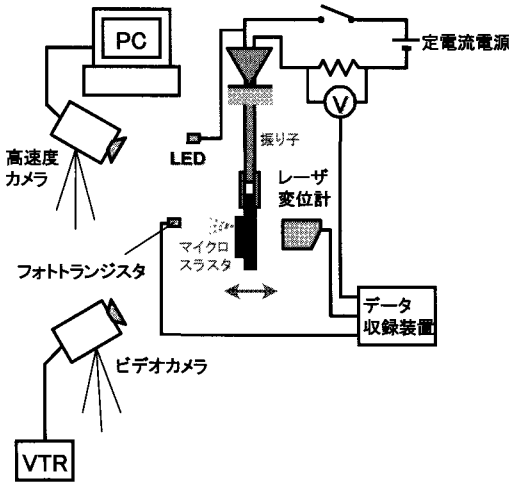
マイクロヒータに点火薬の RK を塗布して着火性を向上させたスラスタ要素については、着火遅れ、燃焼時間も 10 ms のオーダーで、着火所要電力は約 4 W であった。



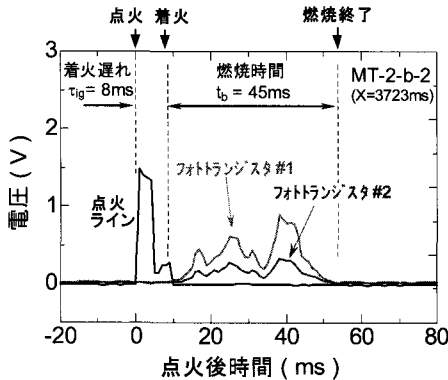
第4図 マイクロヒータの発熱特性



第7図 燃焼試験後の残留推進薬の状況



第5図 推力測定システム



第6図 着火燃焼試験における取得データ例

一方、推進薬 NAB のみ充填のスラスタ要素については、着火遅れが 0.1~1 s と長く、燃焼時間は 60~70 ms 程度、約 6 W の電力が必要であった。特に着火所要電力の関係がマイクロヒータ単体特性試験の結果にほぼ一致していることが、試作機の点火機能の健全性を示している。また、マイクロヒータ面に点火薬を充填することで着火遅れが十分に短縮され、着火所要電力が低減することから、点火薬を用いるシステムの優位性を確認することができた。

発生した要素あたりの力積については、0.02~0.3 mNs の範囲で、ばらつきが大きい上に推進薬量と理論燃焼特性から期待した 1 mNs に比べてかなり小さい。これは、主に推進薬充填量の管理が難しいことに加えて、推進薬の燃焼と燃焼ガスの噴射が理想的な条件から大きく外れているためと考えている。特に真空環境下で点火薬を適用したスラスタ要素の燃焼試験を行った際、推進薬の消炎と思われる

る現象を確認している。第7図に示す通り、燃焼後にノズル出口側から電子顕微鏡で観察したところ、推進薬充填シリンダ内に未燃の推進薬が確認された。前述の通り、ダイヤフラムは点火とともに破裂して開口しノズルスロートを形成するが、固体推進薬は急減圧によって消炎する場合があるため、破裂に伴い燃焼停止した可能性が高い。また NAB には燃料として金属のボロン粉末が添加されているため、その燃焼が狭い空間で完結していないことも性能が低めとなった原因の一つであろう。

点火薬を用いることによって着火性は向上したが、推進薬の燃焼が完結しない場合が多く、重要な技術課題となっている。現在、ダイヤフラム周辺の形状を工夫して急減圧を抑制し消炎を防止する設計を検討中である。また、狭い空間でも燃焼完結性の高い推進薬の組成についても引き続き検討を進めている<sup>4)</sup>。

## 6. ま と め

MEMS 技術と固体ロケット技術を融合させたマイクロ固体ロケットアレイの試作機を製作し、大気中及び真空環境下における着火燃焼試験、推力測定実験を含む各種試験を実施してきた。その過程で、運用性を含めた課題の抽出も進んでいる。今後は点火システムの改善など推進薬を再現性良く着火燃焼させる方法や消費電力の低減などの課題に集中的に取り組み、なるべく早急に試作システムを完成させて飛翔実験に供したい考えである。

## 参 考 文 献

- 1) Lewis, D. H., Jr., Janson, S. W., Cohen, R. B. and Antonsson, E. K.: Digital Micropropulsion, Sensors Actuators A, **80** (2000), pp. 143-154.
- 2) Tanaka, S., Hosokawa, R., Tokudome, S., Hori, K., Saito, H., Watanabe, M. and Esashi, M.: MEMS-Based Solid Propellant Rocket Array Thruster with Electrical Feedthroughs, Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci., **46** (2003), pp. 47-51.
- 3) 徳留真一郎, 細川隆一郎, 田中秀治, 堀 恵一, 齋藤宏文, 渡辺将史, 江刺正喜: マイクロ固体ロケットアレイスラスタの開発研究, 日本機械学会 2002 年度年次大会講演論文集, 2002.
- 4) 羽生宏人, 徳留真一郎, 堀 恵一, 齋藤宏文, 長谷川克也, 鈴木直洋, 八木下剛, 近藤一行, 田中秀治, 江刺正喜, 伊藤旭人, 渡辺将史: マイクロ固体ロケットアレイスラスタ用固体推進薬の燃焼特性評価, 平成 15 年度宇宙輸送シンポジウム講演集, 2004, pp. 37-40.