

小型衛星用固体ロケットの推力範囲拡大に伴う 推進薬ペレットの積層化に関する研究

Study on Stacking Propellant pellets to Increase the Thrust of Solid Rocket for Small Spacecraft

○浅川純(東大・院), 小島隼一(東大・学), 小泉宏之(東大・先端研), 岡田光信(ASTROSCALE PTE.LTD.),
中野正勝(産業高専), 小紫公也(東大・新領域)

Abstract

1-Ns-class Micro-Thruster equipped with one propellant pellet (1 g) Boron/Potassium Nitrate was developed. Lager thrust is needed to for small satellites to de-orbit. In this study, the authors increased the thrust using a stack of B/KNO₃ pellets. It is necessary for the large thruster to control the combustion area of solid propellants. Therefore, we controlled the combustion area by sealing the side of a stack of propellant pellets by using epoxy resin and epoxy adhesive. We designed some types of thrusters and carried out the combustion test.

1. 緒言

超小型衛星の開発及び利用は実用領域へと拡大している。2003-2013年末の11年間において、200 kg以下の衛星は394機打ち上げられている。特に1-10 kg衛星の打ち上げ数は2012年の26機から2013年の90機と急増している[1]。その要因として、アメリカのCubesatが60機打ち上がっていることが挙げられる。Cubesatを中心とした超小型衛星によるバス部品のモジュール化により衛星開発は“成果を競うもの”となっている。この開発環境の変化により、超小型衛星を用いて、月探査やフォーメーションフライトによる惑星観測などの高度なミッションを行おうとする動向が衛星先進国で見られる。

高度なミッションを行う際には、衛星を能動的に動かす推進系が必要不可欠である。しかし、重量や容積、電力の厳しい制限が要求される超小型衛星において、推進系は姿勢制御用や軌道制御用のスラスタの開発が主であり、超小型衛星を能動的に動かす大推力スラスタの開発はあまり盛んではない。このため、超小型衛星に適合した大推力の小型推進系-マイクロスラスタ-の開発が大きな課題となっている。

マイクロスラスタに要求される性能はミッション内容によって大きく異なる。高精度な姿勢制御や高比推力が必要な場合にはイオンスラスタやホールスラスタ等の電気推進が適しているが、短時間での軌道制御を行う場合には化学推進が用いられる。二液式推進系や一液式推進系は大きな比推力を持つが、バルブや噴射機等の推進剤供給機構が複雑であるため小型化には高い技術力を要する。コールドガススラスタはシステムが簡素で信頼性の高い推進系であるが、比推力が30-100 s程度と小さい。固体推進剤を用いたスラスタは推進剤供給機構が必

要なく小型が容易であるが、推力のスロットリングをすることは難しい。

これまでも固体推進剤を用いた様々な小型スラスタの開発が行われてきた。2003年には東北大学の田中氏らによってMEMS技術を用いたデジタルマイクロ固体ロケットの開発が行われている[2][3]。このデジタルマイクロ固体ロケットは、直径0.8 mmの固体推進剤を1.2 mm間隔で10000万個以上配置し、集積回路を用いてスラスタ作動の制御を行う。

2003年以降、東京大学では、1 g級の小型推進剤を半導体レーザにより着火するマイクロ固体ロケットの研究が行われてきた。図1にマイクロ固体ロケットの模式図を示す。1 cm四方の複数の燃焼室内部に搭載された固体推進剤を、半導体レーザを照射することにより逐次着火、燃焼させ、発生した燃焼ガスをノズルから加速させて排出することにより推力を得る[4]。推進剤を円環上に配置し、その中心にレーザを配置する。推進剤を回転させることで、単一のアクチュエータで全推進剤へのレーザの照射が可能になっている。

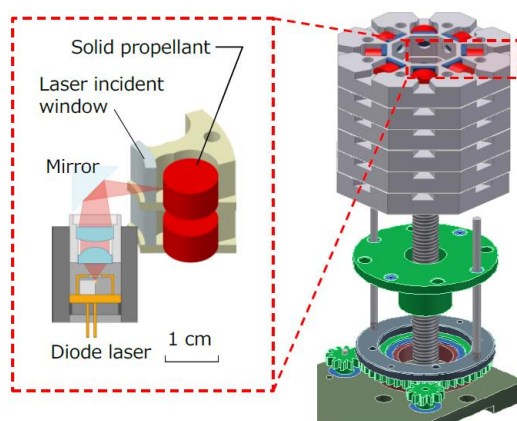


図1 マイクロ固体ロケットの模式図[4]

これまでのマイクロ固体ロケットの研究では、推進剤として、1個のB/KNO₃ペレット(0.9 g)を搭載した1Ns級スラストの開発が行われてきた[5][6][7]

しかしサンプルリターンミッションや再突入ミッションなど、超小型衛星のミッションに対する応用性を拡大するには推力の増大が必要となる。本研究の目的は、小型衛星ミッションからの要求に答えるため、マイクロ固体ロケットの搭載する推進剤量を増大し、軌道遷移が可能な速度増分を提供することである。

一般に、オーダーメイドで推進剤を新たに作製するには多大なコストがかかり、また火薬取締法の観点からも厳しい制約がもたらされる。これは、小型衛星用推進機に求められる早い安いという要求に適合しない。そこで、既存の推進薬B/KNO₃ペレットを積層することにより推進剤量を増大させることを提案する。ペレット数を増減させることにより発生インパルスを調整することが可能であり、汎用性が高くなる。

複数の固体推進剤を搭載すると、燃焼面積が増大し燃焼室圧力が急上昇する可能性がある。そこで推進剤側面を樹脂により密封することで燃焼面積の急激な拡大を抑制し、燃焼室圧力の急上昇を抑制する方法を提案する。本研究では、樹脂を用いた密封方式により積層した固体推進剤の燃焼試験を行うことにより異常な圧力上昇なく全ての推進剤が燃焼することが可能であることを実証した。

2. 実験装置

2.1. 推進剤

本研究で用いるB/KNO₃は表1に示す燃焼過程を経る。まず雰囲気温度720–810 Kにて一段階目の反応が発生する。この反応は発熱反応であり、多量の熱が発生する。雰囲気温度が820–970 Kに到達すると二段階目の反応が発生する。この反応は吸熱反応であり、一段階目で未反応であったKNO₃が分解される。雰囲気温度が1150 Kに達すると三段階目の反応が発生する。この反応は一段階目の反応によって生成したKBO₂分子の分解反応である。ボロン及びKNO₃の融点はそれぞれ2340 K、612 Kであるので、一段階目の反応は融解したKNO₃と固体のボロンとの間で起こっていると考えられる。したがって、ボロンの酸化は粒子表面においてのみ起こり、B/KNO₃の燃焼ではボロンの粒子径が反応に大きく寄与する。実際に粒子径が変わると燃焼速度が変化することが示されている[8][9]。

一般的に固体推進剤の燃焼速度は圧力の関数として表わすことが可能である。その実験式はVieille

の式と呼ばれ、式(2-1)のように表わされる。

$$r = ap^n \quad (2-1)$$

r : 燃焼速度, a : 推進剤組成と初期温度関数で与えられる係数, p : 燃焼室圧力, n : 圧力指数である。式(2-1)より、燃焼速度は圧力指数に対して非常に敏感であることが明らかである。一般的に、 $n < 1$ が安定燃焼の条件である。

推進剤の供給元である日油技研工業のデータによると、本研究に用いているB/KNO₃推進剤の1 atm以下における燃焼速度は式(2-2)で表わされている。

$$r = r_0 \left(\frac{p}{p_0} \right)^{0.08} \quad (2-2)$$

$r_0 = 24 \text{ mm/s}$, $p_0 = 100 \text{ kPa}$ である。圧力指数 $n = 0.08$ と小さく、B/KNO₃の燃焼速度は圧力変化に対して鈍感である。また、式(2-1)中の係数 a と圧力指数 n は雰囲気環境によって変化する。B/KNO₃の燃焼速度は雰囲気圧力低下に伴い、式(2-2)から外れ、さらに1 kPa未満ではほぼ一定となることが確認されている。雰囲気圧力の変化に伴うB/KNO₃の燃焼速度を図2に示す[10]。

表 1 B/KNO₃の反応過程[8]

温度 /K	反応
300 – 620	温度上昇
610	硝酸カリウム融解
720 – 810	発熱反応 B + KNO ₃ → KBO ₂ + NO
810 – 930	未反応KBO ₂ の分解
1000	KBO ₂ の分解 KBO ₂ → K ₂ O, B ₂ O ₃

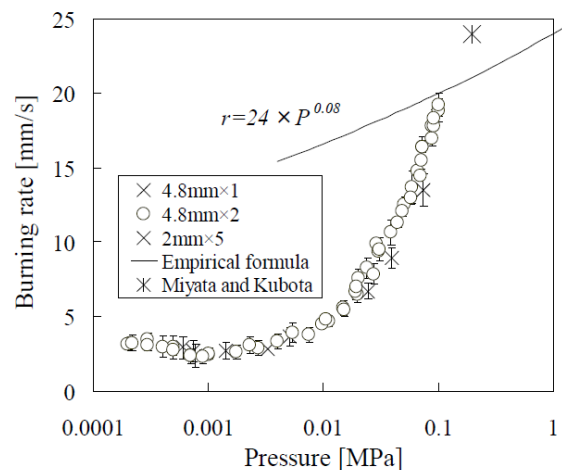


図 2 雰囲気圧力に対するB/KNO₃の燃焼速度[10]

2.2. スラスト

本研究では2種類のスラストを作製した。各スラストの概略を記す。

2.2.1. 推進剤棒一本を搭載したスラスタ

著者らは、20個の推進剤ペレットを積層した推進剤棒を搭載したスラスタ（以下スラスタ#1とする）を作製した。スラスタ#1の模式図を図3に示す。各推進剤ペレットは側面にエポキシ系接着剤を塗布することで固定し積層されている。推進剤棒はアクリルパイプに封入されており、パイプと推進剤側面との隙間にはエポキシ樹脂が充填されている。燃焼室及びノズルはエポキシ樹脂製である。推進剤端面に対し、斜め方向から透過窓を介してレーザーを照射することにより推進剤を着火させる。

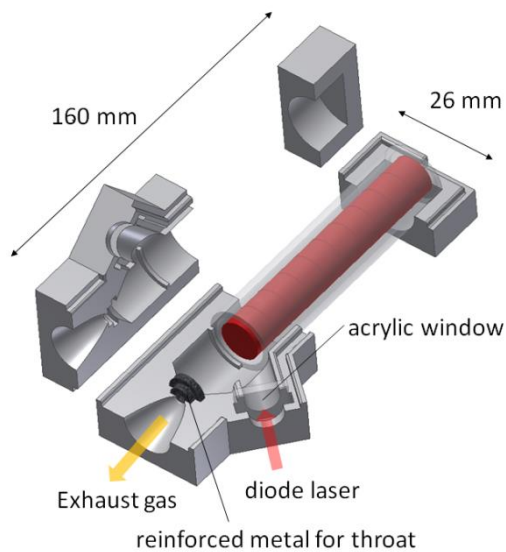


図 3 スラスタ#1の模式図

2.2.2. クラスタ型スラスタ

著者らは、複数の推進剤棒を燃焼室内にクラスタ化配置したスラスタ（以下スラスタ#2とする）を作製した。スラスタは、燃焼室、ノズル、推進剤、着火装置、推進剤保持具から構成させている。スラスタの模式図を図4に示す。

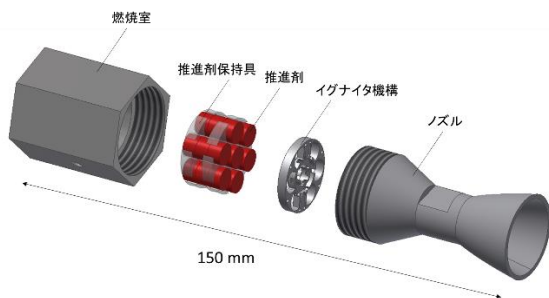


図 4 スラスタ#2の模式図

推進剤側面にエポキシ系接着剤を塗布することで3個の推進剤を積層し推進剤棒を作製した。作製した4本の推進剤棒を燃焼室内に等間隔に配置し、隙間にエポキシ樹脂を充填することで各推進剤棒の側面を密封した。着火は電熱着火方式とした。

2.3. 着火装置

本研究では二種類の着火方式を用いた。各方式について概略を記す。

2.3.1. レーザ着火

スラスタ#1の燃焼試験では、1 Wダイオードレーザーのレーザー光を集光し、レーザー透過窓を介して燃焼室内の推進剤に照射することで着火を行う。ダイオードレーザーには、浜松ホトニクス社製L10451-42を用い、レーザー集光レンズには、THORLABS製C230260P-Bを用いた。半導体レーザーは集光レンズと共にソケットに装着して用いた。図5にレーザー系の構成を示す。



図 5 半導体レーザーと集光レンズの構成

2.3.2. 電熱着火

スラスタ#2の燃焼試験では、電熱着火方式により着火を行う。電熱着火装置は、モデルロケット用電気イグナイタ二本、直径3.2 mmのB/KNO₃ペレット12個、ケースから成る。作製した着火装置の模式図を図6に示す。電気イグナイタに電流を流すことで、抵抗部で発生した熱が着火装置内に配置された直径3.2 mmの推進剤ペレットに伝わり、着火・燃焼する。燃焼により発生した高温高速の微粒子が推進剤棒の端面に噴射されることにより、全ての推進剤棒を着火させる。ケースはアクリル系樹脂製であり、3Dプリンターを用いて作製した。

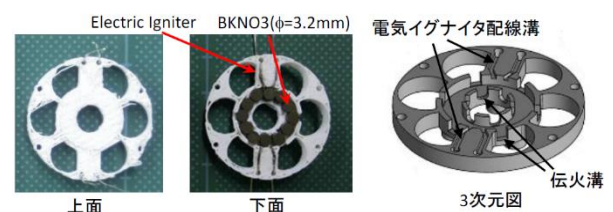


図 6 着火装置の模式図

2.4. 真空チェンバ

実験は全て、ステンレス製で直径360 mm、奥行き1400 mmの円柱型真空チェンバ内で行った。本研究でのマイクロ固体ロケットの燃焼試験は背景圧力100 Pa以下において行った。過去の研究においてこの真空度ならば測定精度に影響を及ぼさないことが確認されている。

2.5. 圧力計

スラスタ#2の燃焼試験において、燃焼室圧力の測定を行った。圧力計には、Kulite社製 Pressure Transducer XTEH-7L-190M-500Aを用い、ステンレス製1/8インチチューブを介して燃焼室側面に設けた専用ポートに接続した。

3. 実験結果及び考察

3.1. スラスタ#1の燃焼試験の結果及び考察

同一形状のスラスタで三回の燃焼試験を行った結果、ケースが破裂することなく全ての推進剤が燃焼した。燃焼試験前後のスラスタ#1の写真を図7及び図8に示す。

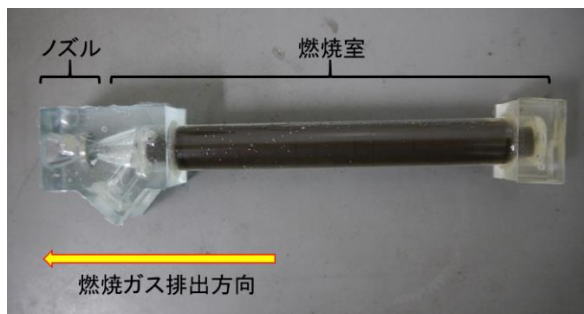


図 7 スラスタ#1の燃焼試験前の写真

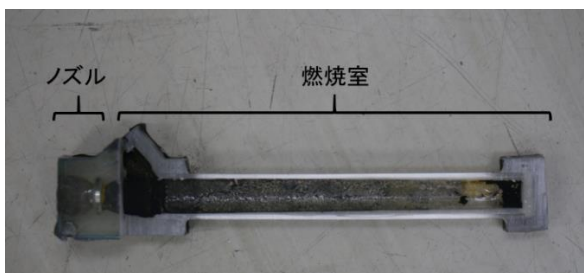


図 8 スラスタ#1の燃焼試験後の断面の写真

スロート部において、局所的なエロージョンが確認された。図9に燃焼試験後のスロート部の拡大写真を示す。これによりスロート径が大きくなり燃焼室圧力が低下したことが予想される。一般に燃焼継続の観点では、燃焼室圧力は高い方が好ましい。上記の圧力が低下したという条件下においても燃焼が継続したことから、推進剤側面にエポキシ系接着剤を塗布して積層し、さらに側面をエポキシ樹脂で密封するという手法は有効であることがわかった。

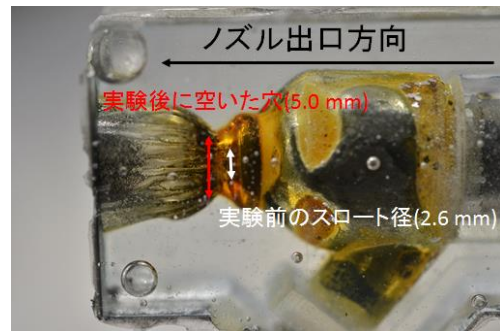


図 9 燃焼試験後のスラスタの拡大写真

3.2. スラスタ#2の燃焼試験の結果及び考察

同一形状のスラスタで二回の燃焼試験を行った結果、異常な圧力上昇なく全ての推進剤が燃焼した。二回の燃焼室圧力の測定結果を図10に示す。燃焼試験前後での燃焼室内部の写真を図11-14に示す。原点において電気イグナイタに電流を流し始めた。燃焼室圧力の最大値が0.3 MPa程度であることから、推進剤側面からの燃焼は発生していないことが確認された。

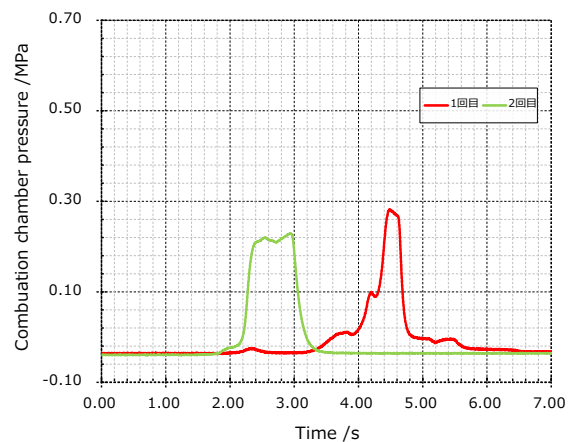


図 10 スラスタ#2の燃焼室圧力の測定結果

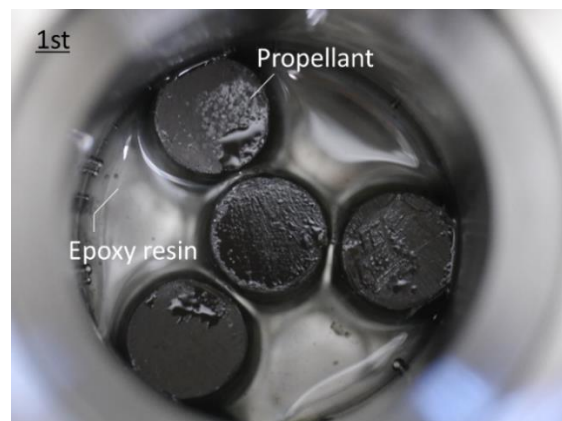


図 11 燃焼試験前のスラスタ#2(1回目)の内部

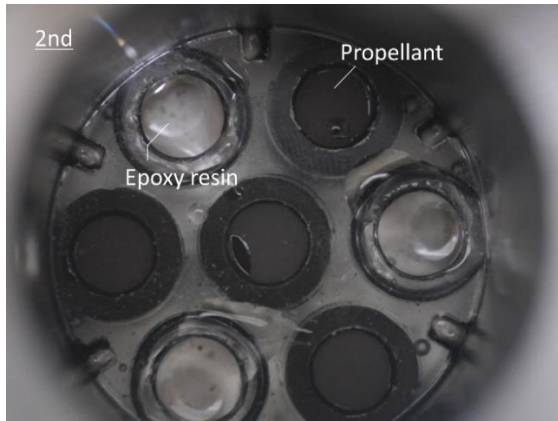


図 12 燃焼試験前のスラスタ#2(2回目)の内部



図 13 燃焼試験後のスラスタ#2(1回目)の内部

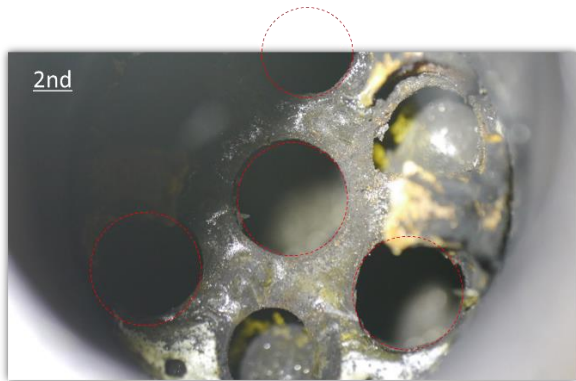


図 14 燃焼試験後のスラスタ#2(2回目)の内部

スロート径6.9 mm, 推力係数1.95とした場合に燃焼室圧力の時間履歴から計算されるトータルインパルスは1回目が8.2 Ns, 2回目が12.1 Nsである[11]. 設計値が12.0 Nsであるので良い一致を示している.

1回目の燃焼試験において, イグナイタの電源をONにしてから燃焼室圧力が立ち上がり始めるまで約4.0秒の遅れが確認された. また2回目の燃焼試験では約2.0秒の遅れが確認された. 1回目の燃焼試験の着火遅れが大きい原因として, スラスタの作製過程において, エポキシ樹脂が着火側推進剤端面に付着し, 一部の表面を覆ってしまったことが予想され

る.

また燃焼室圧力の測定結果から, 二回の燃焼試験において, 内部の燃焼モードが異なることがわかる. 一回目の燃焼試験においては, イグナイタに電流を流し始めた後, やや圧力が上昇しその状態を維持した後, 急激に上昇し始め, 極値に達した後, 雰囲気圧力まで低下している. 一方で, 二回目の燃焼試験では, イグナイタに電流を流し始めた後, 圧力は急上昇し, 複数の極値を経た後に雰囲気圧力まで低下している. 初期圧力上昇は着火装置から発生する燃焼ガスによるものである. 初期圧力上昇の維持は着火装置の燃焼開始からメインの推進剤棒の着火までに時間間隔があることを示している. また燃焼室圧力に複数の極値があることは, 各推進剤間で着火タイミングが異なることを示している.

4. 結言

本研究における結言を記す.

- ・直径1 mmの推進剤ペレットを積層し燃焼室に封入することでマイクロ固体ロケットに搭載する推進剤を増量した.

- ・推進剤を増量したマイクロ固体ロケットを2種類作製し, 燃焼試験を行った. 内1種の燃焼試験では燃焼室圧力の測定結果から, インパルスの値を計算した. 求められたインパルスは設計値と良い一致を示した.

- ・推進剤側面をエポキシ系接着剤及びエポキシ樹脂により密封することで, 燃焼室圧力の異常な上昇なく, 全ての推進剤を燃焼可能であることを示した.

参考文献

- [1]金岡充晃 : 超小型衛星の国際動向と国内の課題, 第58回宇宙科学技術連合講演会講演集, 1A17, 2014.
- [2]S. Tanaka *et al.* : MEMS-Based Solid Propellant Rocket Array Thruster with Electrical Feedthroughs, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Vol.46, No.151, pp.47-51, 2003
- [3]徳留信一郎, 細川隆一郎, 田中秀治, 堀恵一, 齊藤宏文, 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, 年次大会講演論文集, pp.337-338, 2002
- [4]小泉宏之, 笠木友介, 稲垣匡志, 河原大樹, 柳沼和也, 浅川純, 小紫公也 : 小型衛星用推進機-マイクロスラスタ-の開発と今後の課題, 第58回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2A03, 2014.
- [5]濱崎享一, 小泉宏之, 中野正勝, 小紫公也, 荒川義博 : 固体推進薬を用いたレーザー着火マイクロスラスタに関する実験的研究, プラズマ応用化学,

Vol.15, No.2, pp.111-116, 2007

[6]増田祐輔, 小泉宏之, 林知之, 中野正勝, 小紫公也, 荒川義博 : レーザ着火マイクロ固体ロケットにおける燃焼室圧力制御による性能向上, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.61, No.10, pp9-15, 2013

[7]T. Hayashi : Improvement of Ignition Probability on a Laser-ignition micro Solid Rocket, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-s-44-b, 2013.

[8]矢野裕 : ボロン/硝石系点火薬の燃焼速度特性, 工業火薬, Vol.49, No.2, pp.129-132, 1988.

[9]矢野裕 : ボロンの燃焼(Ⅱ)ボロン/硝石混合系の燃焼速度特性, 技術研究本部技報, No.1033, pp.1-6, 1988.

[10]Nakano, M., Koizumi, H., Watanabe, M., Arakawa, Y. : Laser Ignition Microthruster Experiments on KKS-1, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Space Technology Japan, Vol.8, No.ists27, pp.Pb_7-Pb_11, 2010.

[11]小泉宏之, 濱崎享一, 近藤亮, 岡田佳祐, 中野正勝, 荒川義博 : レーザ着火マイクロスラスタにおけるスラスタ形状の影響, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.58, pp178-186, 2010