

3D プリンタによるデブリ除去用クラスタ型固体ロケット着火器の開発

Development of 3D printed Igniters for Clustered Solid Rocket Motors for Space Debris Removal

中野 正勝¹⁾, 矢頭瑞基²⁾

Masakatsu Nakano¹⁾ and Mizuki Yatou²⁾

Abstract: Solid rocket motor igniters were developed by 3D printing for quick and low-cost fabrication of clustered micro solid rockets for space debris removal. With limited development time, electric igniters for model rockets were used to ignite BKNO₃ pyrotechnics, which are stored inside a 3D printed igniter casing. The performance of the 3D printed igniter was measured under vacuum conditions, showing 100% ignition probability (16/16), 0.34±0.04s ignition start time, 2.0±0.2 s combustion time and the planned recovery from one igniter failure.

Keywords : Igniter, Small solid rocket motor, 3D printer

1. 緒言

運用が終了した衛星や打ち上げロケットの残骸（スペースデブリ，以下略してデブリ）は地球に再突入するまで軌道上に滞在する。運用中の衛星とデブリとの相対速度は大きいもので約 10 km/s にも達するため，デブリの衝突により衛星機能の損失など重大な事故が起こる。2009 年 2 月には人工衛星間の初の衝突が生じ大量のデブリを発生した。現在カタログ登録されている 10 cm 以上のデブリは約 17000 個あり¹⁾，運用中の約 1000 個の人工衛星との間で高頻度にニアミスを起こしている。国際宇宙ステーションは 1999 年の 10 月から 2014 年の 4 月までの 15 年間に 18 回のデブリ回避のための軌道変更をしており²⁾，デブリが今後の宇宙開発の大きな妨げになることは宇宙開発関係者における共通認識である。

このデブリの数は年々増加しており，多数の衛星が打ち上げられる太陽同期軌道や静止軌道におけるデブリの数は相当数に達している。1 cm 以下のデブリの数は 1000 万を超えるとも言われており，全てのデブリの除去は現実的ではない。デブリの中でも弾道係数の小さい小型のものは短時間で大気圏に再突入する一方で，大型のデブリは軌道上に長くとどまり，他のデブリとの衝突により多数のデブリを連鎖的に作り出す恐れがある（ケスラーシンドローム）。各宇宙機関の共通予測として，年間 5 個程度のデブリを除去しなくては今後のデブリの増殖を抑えることは不可能と考えられており³⁾，他との衝突リスクの高いデブリを除去することは早急に取り組むべき課題である。

デブリ除去のために様々な手段が提案されている。高出力レーザーを照射しアブレーションによる反作用でデブリを減速する方法⁴⁾，導電性テザーを用いて落下させる方法⁵⁾，高高度まで打ち上げたロケットから多量の不活性ガスをデブリの通過場所に噴射して空気力学的に減速する方法⁶⁾であ

る。これらの中には実証段階に進んでいるものもあるが，ここ数年間で実用になる技術ばかりではない。したがって，既存技術を用いて実現可能なデブリ除去手段が必要であり，また公的機関によるデブリ除去ばかりではなく，民間企業も参加した商業ベースのデブリ除去も持続的なデブリ除去システム構築の上で望まれている。

その一つとしてシンガポールの AstroScale 社によるデブリ除去計画がある。デブリ除去用のロケットを搭載した母船をデブリにランデブさせ，ロケットを貼り付けてデブリごと大気圏に再突入させ消滅させる計画である⁷⁾。

ロケットでデブリを落とす場合には，多くのデブリが回転していることから，デブリの姿勢が最適となるタイミングでロケットを作動させる必要がある。ロケットの作動時間が長いと衛星の回転により噴射方向が変わるために，短時間で大きな運動量変化を与えることができる化学推進を用いる必要がある。化学推進を用いる場合，液体ロケットで多数のパルス的な推力を与えるか，固体ロケットを多数搭載する（固体ロケットは燃焼中断が難しいのでそれぞれは使い切り）が，小型の液体ロケットではバルブや配管等の占める割合が高く非効率なため⁸⁾，推進剤の割合を大きくできる小型固体ロケットのクラスタ化が有望な選択肢となる。また，比推力は低い通常の固体推進薬よりも燃焼時間が短いポロン硝酸カリウム火薬（BKNO₃）が有効となる。

BKNO₃を用いた固体ロケットについては 2004 年から東京大学と共同で開発を行ってきた。2009 年に打ち上げられた輝汐にはφ3.2 mm×2.0 mm のBKNO₃ペレットを半導体レーザーで着火させるマイクロクラスタが搭載された。東京大学ではφ10 mm×6.3 mm のペレットを用いたクラスタの研究を継続して行ってきた⁹⁾。BKNO₃ペレットの燃焼性能を把握するために真空下での燃焼速度のデータの取得も行った¹⁰⁾。着火には半導体レーザーを用いて来たが，

1) 東京都立産業技術高等専門学校 ものづくり工学科 航空宇宙工学コース

2) 東京都立産業技術高等専門学校 専攻科 創造工学専攻

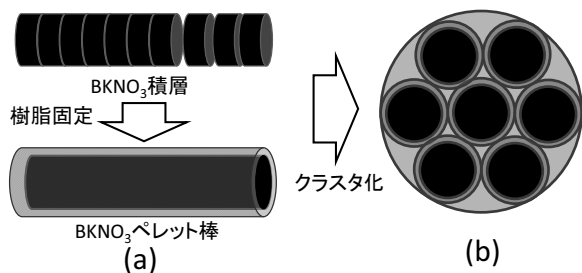


図 1 BKNO₃ ペレット棒による固体ロケットと着火器による BKNO₃ ペレット棒の点火。

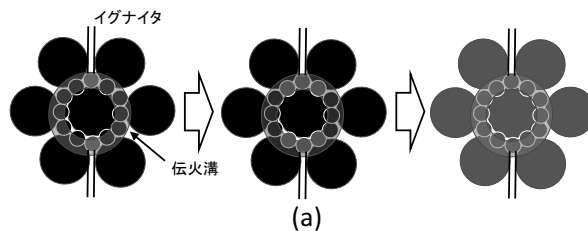
安価で大量に入手可能な Estes Industries 社製のモデルロケットの電気イグナイタも用いた経験がある。

このデブリ除去用のロケットシステムを構築するために、固体ロケット本体を東京大学、着火器を本校が開発する AstroScale との共同研究契約を 6 月に結んだ。本稿は、その共同研究締結前の予備研究として 4 月から 6 月の短期間に小型クラスタ型固体ロケットの着火器の開発を行ったことについて示す。着火器本体も推進剤として利用することで推進性能の向上が見込まれることから着火器を推進剤として利用可能な ABS 樹脂製とし 3D プリンタで製作することで大幅な開発期間の短縮と設計の最適化が可能となった。

2. 実験装置

2.1 小型固体ロケット

BKNO₃ 火薬で入手可能なペレットの最大径は 10 mm、最大長さは 6.3 mm であるために、十分な大きさのインパルスを出すためにはペレットを重ねて一様に燃焼させる技術が必要になる。ただし、単純にペレットを積み重ねただけでは、ペレットの隙間で燃焼中断を起こしたり、ペレット側面で燃焼を起こしたりして燃焼をコントロールできないなど多くの課題があった。この問題は軸方向に接合した BKNO₃ ペレット周辺を樹脂で覆った BKNO₃ ペレット棒を作ることで、強制的に端面燃焼を実現することで解決している (図 1 (a))⁹⁾。なお、BKNO₃ ペレット棒 1 本では十分なインパルスを発生しないために、BKNO₃ ペレット棒を複数 (図の例では 7 つ) 束ねて一つの小型ロケットとする (図 1(b))。この 7 つの BKNO₃ ペレット棒を着火させるのが図 1(c)の着火器である。この着火器の開発を行った。



着火器作動模式図

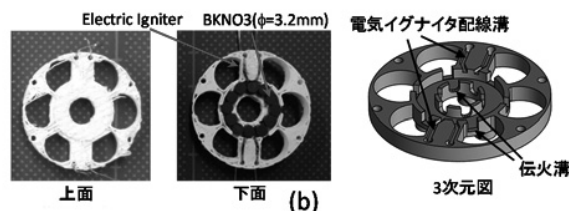


図 2 着火器。

2.2 着火器の設計指針

着火器が満たすべき条件としては、コストダウンのため電気イグナイタで作動すること、7 つの BKNO₃ ペレット棒全てを着火させるための高温ガスと微粒子を噴射すること、7 本の BKNO₃ ペレット棒から出る燃焼ガスの噴出を妨げないことである。

ペレット棒中の BKNO₃ は樹脂で覆われており、隣接する BKNO₃ に直接接することはないため、電気イグナイタ 1 本により直接 7 本全ての BKNO₃ ペレット棒に着火させることはできない。そこで電気イグナイタで伝火用の火薬を一旦着火し、得られた高温ガスと高温微粒子を伝火溝を通して 7 本の BKNO₃ ペレット棒の表面に当てることで全体を着火させる方式を選んだ (図 2 (a))。

伝火用の火薬は本体の推進薬と同様に真空下で着火可能な BKNO₃ とした。φ10 mm×6.3 mm 以外に入手可能な BKNO₃ ペレットは φ3.2 mm×2.0 mm のみであるため、着火器内部での配置の容易性も考慮してこの φ3.2 mm×2.0 mm のペレットを用いた。試行錯誤により図 2 のように中心の BKNO₃ ペレット棒を取り囲む 6 つの BKNO₃ ペレット棒との間に、着火用の φ3.2 mm のペレットを 12 個配置し、電気イグナイタで着火する方式が全ての BKNO₃ ペレット棒を効果的に着火させることができることが判明した。

なお、電気イグナイタを用いたこれまでの実験では、取り付け不良や配線不良等に起因すると見られる失敗が 10% 程度生じているため、並列に 2 本用いることで着火率を 99% とした。電気イグナイタを並列に 3 本以上使用する場合には着火率は上がるが、電力消費量が増加するために全体としてのメリットは少ない。そこで着火器の作動率目標を 99% とし、電気イグナイタの取り付け位置に関しては配線経路の確保の容易性から BKNO₃ ペレット棒間を通す図 2 (b) のような配置とした。

着火器は 3D プリンタで製作することで試作におけるトライアンドエラーの時間を大きく短縮した。材料の ABS 樹脂

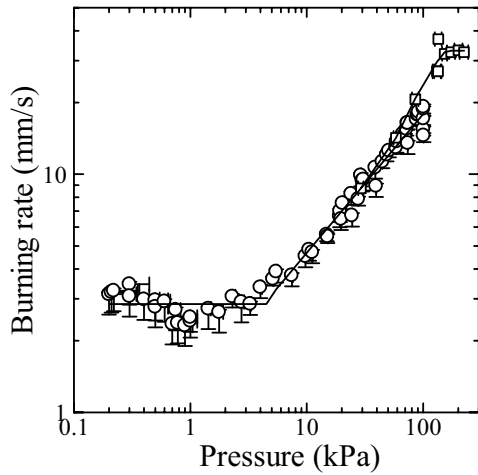


図3 BKNO₃ペレット (φ3.2 mm×2.0 mm) の軸方向燃焼速度¹⁰⁾。

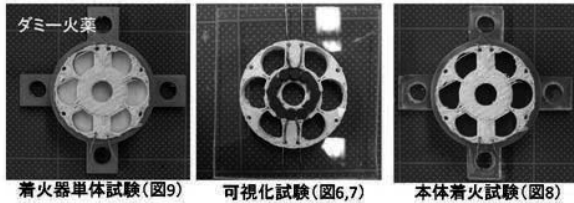


図4 着火器試験の組み合わせ。

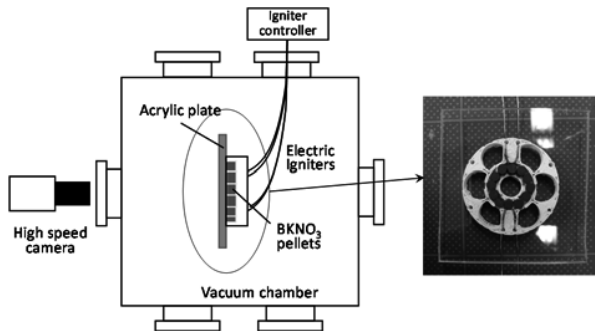


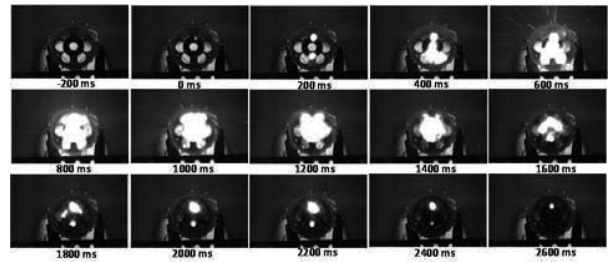
図5 アクリル板による着火の可視化。

がBKNO₃の反応熱で溶解・気化して噴射されることでインパルスの増強効果も期待できる。3Dプリンタを用いたイグナイタケースの製作時間は3時間弱であり、実験結果を反映した設計の修正を一日に2~3回程度行うことができる。

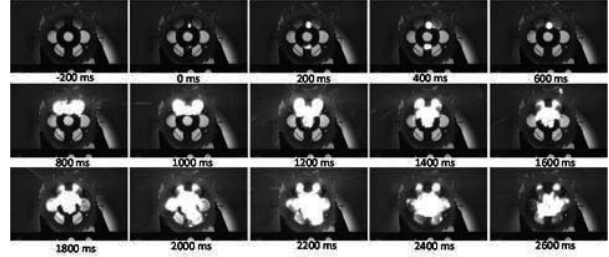
3. 実験装置

着火器の作動率、作動開始時間、作動時間等の性能を取得するために真空下での着火実験を行った。実験装置の能力から背圧10³ Pa台での実験も可能であるが、電気イグナイタの作動によるBKNO₃やABS樹脂の昇華によって着火器内部の圧力上昇が10 Pa程度見込まれるので、実験は10~100 Paに減圧した真空容器内部で行った。

なお、BKNO₃の反応による背圧の上昇については、BKNO₃の燃焼後のガス発生率が20%で残りが固体残渣であることと、真空容器の内容積が0.53 m³であることから評価



(a) 通常の着火例。



(b) イグナイタの一方が不良。600 msで下側のイグナイタが断線。

図6 可視化試験。

して、φ3.2 mmのペレット12個が燃焼した場合には10 Pa程度の圧力増加が想定される。また、φ10 mmのBKNO₃ペレットが7つ燃焼した場合に背圧は160 Pa増加するが、図3に示されるようにこの圧力レンジにおけるBKNO₃の燃焼速度は3 mm/s前後とほぼ一定値であるため¹⁰⁾、着火器の性能評価に影響を与えることはない。

着火器の作動実験は図4に示すように着火器を本体に相当する部分に乗せて行った。16回の実験のうちφ10 mmのBKNO₃ペレットと組み合わせたもの(図4右)は3回で、残りはダミー火薬を用いた試験(図4左)である。作動試験のうち7回はφ3.2 mm BKNO₃ペレットの着火順序を実験的に取得するために、図4中央のように着火器を透明なアクリル板に固定して図5に示すように下流側から高速度カメラHAS-220(50~100 fps)で撮影することで着火と伝火過程の可視化を行った。

4. 実験結果・考察

16回のうち背景圧力10 Pa台で2回、100 Pa台で13回の着火試験を行ったが、全てで電気イグナイタによるBKNO₃ペレットの着火に成功し、伝火溝を通した高温ガスと高温微粒子の噴射が確認できた。φ10 mmペレットを用いた3回の実験では7本全てのBKNO₃ペレット棒の着火に成功した。着火器の作動率は100%である。

図6は高速度カメラによる着火器単体の着火と伝火の様子である。電気イグナイタは上下の2箇所配置されており、BKNO₃に着火した時間を0 msとしている。着火後、電気イグナイタ周辺のBKNO₃ペレットが反応して円周状の溝を通して燃焼が進み、φ10 mmペレット棒が位置する場所に高温微粒子(図では高輝度を示す白色)を噴射していることが確認できる。なお、16回の着火試験のうち一方の電気イグナイタの着火が確認されない場合が1回あったが(図6(b))残り1本により着火することができた。

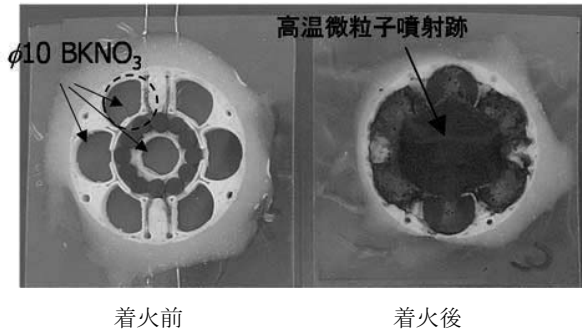


図7 着火前後の様子.

図7は可視化実験に用いた着火器とアクリル板の作動前後の写真である。φ10 mm BKNO₃ ペレットが位置する7つの部分は着火前には透明だったが、着火後は大量の黒い微粒子が付着している。黒い微粒子はBKNO₃の反応生成物であるため、着火のために必要な高温微粒子がペレットの位置に十分に吹き付けられたことを示している。

図8はBKNO₃ペレット棒7本をこの着火器を用いて着火させた際の高速カメラの画像である。着火器によりBKNO₃ペレットの着火に成功している。

着火器単体性能に関しては、図9に示されるように電気イグナイタの通電から伝火薬の着火までの時間は0.34±0.04 s、伝火薬の燃焼時間は2.0±0.2 sであり、大きなばらつきは生じなかった。なお、上下の電気イグナイタから同時に着火した場合、BKNO₃ペレット3個分(ペレットの最短部の長さの合計は2 mm×3 = 6 mm)を燃焼させて燃焼は終了するが、燃焼時の圧力における燃焼速度が図6から約3 mm/sであることから燃焼終了までの時間は2 sと予測され、伝火薬の燃焼時間2.0±0.2 sとよく整合している。

5. まとめ

スペースデブリを除去するためのクラスタ型固体ロケットモータの着火装置の開発を行った。開発期間が短かったことから、市販のモデルロケットの電気イグナイタで一旦伝火用のボロン硝酸カリウム火薬を着火させ、本体に着火させる方法とした。この着火器は3Dプリンタを用いて製作され、実験結果を設計に反映させることで2ヶ月間での短期の開発を可能とした。着火器単体の性能は、作動率100% (16回中16回)、作動開始時間0.3 s、作動時間2 sであり、着火器として基本的な性能を有していることが確認された。

6. 参考文献

- [1] Orbital Debris Quarterly News, Vol.18, Issue 2, pp.10, April 2014, NASA, Johnson Space Center.
- [2] Orbital Debris Quarterly News, Vol.18, Issue 2, pp.1, April 2014, NASA, Johnson Space Center.
- [3] Liou, J.-C. : An Update on LEO Environment Remediation with Active Debris Removal, Orbital Debris Quarterly News, Vol.15, Issue 2, pp.4-6, April 2011, NASA, Johnson Space Center.

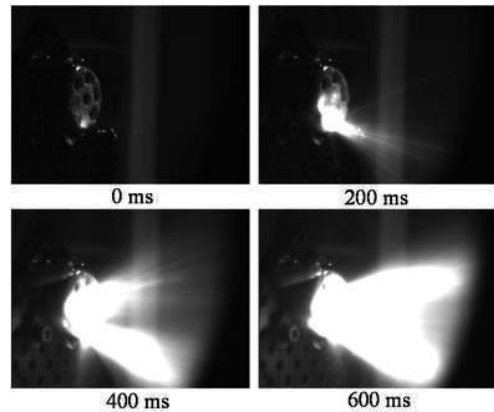


図8 着火器を用いた本体着火試験.

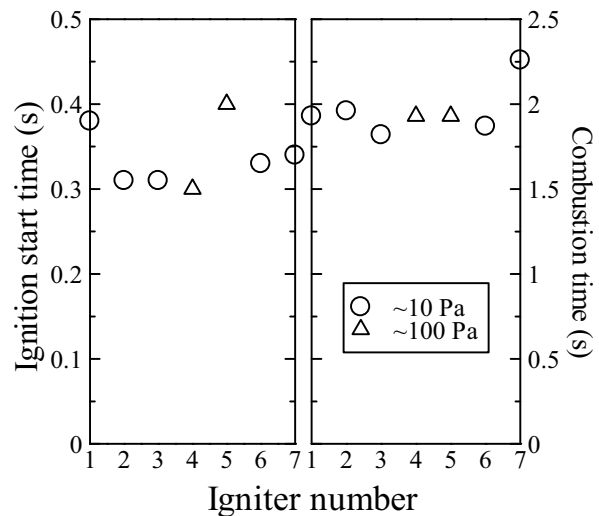


図9 作動開始時間と燃焼時間

- [4] C. R. Phipps, K. L. Baker, S. B. Libby et al. : Removing orbital debris with lasers, Advances in Space Research, 49, 1283-1300. (2012)
- [5] 第5回「スペースデブリワークショップ」講演資料集, 宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-13-018, 2014年3月.
- [6] Michael J. Dunn, Space Debris Removal, US 20120241562 A1, 2012-9-27.
- [7] <http://astroscale.com/>
- [8] G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements, Sixth. Edition," John Wiley and Sons, New York, 1992.
- [9] 増田祐輔, 小泉宏之, 林知之ほか: レーザー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.1, pp.9-15.
- [10] M. Nakano, H. Koizumi, M. Watanabe et al. : Laser Ignition Microthruster Experiments on KKS-1, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, 8-ists27, pp.Pb_7-Pb_11, 2010.