

平成 22 年 6 月 13 日現在

研究種目：若手研究 (B)  
 研究期間：2008～2009  
 課題番号：20760550  
 研究課題名 (和文) B/KNO<sub>3</sub> 火薬のレーザー着火・燃焼比例則の確立とレーザー着火スラスタへの応用  
 研究課題名 (英文) Establishment of the scaling laws for laser ignition and combustion of B/KNO<sub>3</sub> pyrotechnics and their application to laser ignition thrusters  
 研究代表者  
 中野 正勝 (NAKANO MASAKATSU)  
 東京都立産業技術高等専門学校・ものづくり工学科・准教授  
 研究者番号：90315169

研究成果の概要 (和文) : B/KNO<sub>3</sub> を推進薬としたレーザー着火式のマイクロスラスタの性能向上のために、データの不足している低圧下における B/KNO<sub>3</sub> の燃焼特性を実験的に取得した。周辺圧力を変化させて燃焼速度を取得した結果、0.01MPa 以下では燃焼速度はほぼ一定で圧力の影響をほとんど受けないが、0.1 MPa 付近では圧力指数が 1 に近くなるなど、周辺圧力が燃焼速度に極めて重大な影響を示すことが発見された。これらの特性を反映させたスラスタモデルを作成したところ実験とよく一致した。

研究成果の概要 (英文) : The burning rates of B/KNO<sub>3</sub> under different low pressures were experimentally obtained to realize high performance laser ignition thrusters. The measured burning rate was almost constant with the background pressure less than 0.01 MPa and it increased with increasing background pressure. The pressure exponent has a wide variation between 0 (in vacuum) and almost 1 (at atmospheric pressure), which has a significant impact on the ignition and combustion performance of B/KNO<sub>3</sub> propellant for space use. These data were incorporated into a laser ignition model and yielded fairly good agreement with experiments.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2008 年度	1,900,000	570,000	2,470,000
2009 年度	1,000,000	300,000	1,300,000
年度			
年度			
年度			
総計	2,900,000	870,000	3,770,000

研究分野：宇宙推進工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：レーザー推進、レーザー着火、マイクロ推進

## 1. 研究開始当初の背景

近年数 10 kg 以下の超小型衛星が盛んに開

発され、それら衛星用の超小型推進機（以下：マイクロスラスタ）の重要性が強く認識

されるようになった。超小型衛星とマイクロスラスタの組み合わせによって低リスクで高付加価値のミッションを行うことが可能と考えられる。

現在のところ幾つかのタイプのスラスタが開発されようとしている。具体的には、コールドガスジェット (NASA ST-5 窒素ガス使用、SSTL SNAP1 プタン使用、トロント大学 CanX-2 SF6 使用)、パルス型プラズマスラスタ、デジタルマイクロスラスタ、レーザーアブレーションスラスタなどがあるが、1) コンパクトであること、2) 低電力で作動すること、3) 広いレンジのインパルスの発生、4) 貯蔵性のよさ (ガスのリークや推進剤の凍結がないこと) 等のマイクロスラスタに求められる性能を全て満たしているものはない。

本研究代表者を含めたグループでは、半導体レーザーを用いたマイクロスラスタの研究開発を行ってきた。これは以下のような理由による。すなわち、超小型衛星では電力が限られるため、推進薬を着火させたり、あるいは直接加速するためには、局所的なエネルギー密度を上げる必要がある。そこで変換時の損失はあるものの、電力を一旦レーザーに変換し、そのレーザーを光学系で集光して高エネルギー密度を実現する。半導体レーザーを用いるのは、低電力でも作動し高電圧部が不必要であることなどシステムを簡略化できるメリットがあるからである。

このように半導体レーザーを用いることで局所的な高出力を実現できるが、残念ながらレーザーによって推進剤を直接アブレーションさせる方法ではミッションに必要なインパルスを発生させることはできなかった。そこで、半導体レーザーによって固体推進薬を着火させる方法を採用した。この研究成果の一つが、上述の半導体レーザーを固体推進薬 (B/KNO<sub>3</sub>) の着火用に用いたマイクロスラスタである。実験では 0.06 g の B/KNO<sub>3</sub> を用いて約 60 mNs のインパルス (比推力約 100 s) を発生することに成功している。

このスラスタは基本的にはレーザー着火スラスタであるが、アブレーション材に対して照射することでレーザーアブレーションによる極小インパルスの発生も可能であり、上述の 1)~4) を全て満たすことが原理的に可能である。

これらの成果を用いて開発されたマイクロスラスタは、平成 20 年 1 月に H2A の相乗り衛星の一つ (KKS-1 衛星) に搭載されて打ち上げられ、世界初のレーザー着火式のマイクロスラスタとなっている。

## 2. 研究の目的

上述のマイクロスラスタであるが、比推力は 100 s 程度と低く、着火に必要な電力は 2 W 程度で更なる低減の必要があるなど、必ず

しも満足すべき性能ではない。また、レーザー照射からインパルス発生までに数十 ms から数百 ms のタイムラグが発生することが確認されており、これがコントロールできるものなのか、あるいは、ランダムに生じるものなのかで複数のスラスタの同時作動を行う場合などの制御性に大きな違いが現れる。

これらの課題を解決するには、レーザー着火時の現象について把握する必要がある。とりわけ、着火がピンポイントで行われ、その後広がっていくレーザー着火特有の燃焼過程をモデル化する必要がある。また、真空環境下で用いられるマイクロスラスタでは、着火時の雰囲気圧力はほぼ真空の極めて低い状態である。そこで、レーザースラスタが作動する真空から数 MPa までの B/KNO<sub>3</sub> のレーザー着火や燃焼速度データを取得する必要があるが、大気圧未満の圧力における B/KNO<sub>3</sub> のデータはほとんど見られない。

B/KNO<sub>3</sub> は着火性に優れ、古くから宇宙開発で用いられてきた火薬であり、取扱法なども確立していることから、代替となりうる固体推進薬を新規に開発するよりも B/KNO<sub>3</sub> の基礎データをより充実させる必要がある。そこで本研究は、データの不足している低下圧における B/KNO<sub>3</sub> の着火・燃焼条件を実験的に明らかにすると同時に、その結果をスラスタの設計に反映させることで、レーザー着火マイクロスラスタの技術を確固たるものとするを目的とする。

## 3. 研究の方法

B/KNO<sub>3</sub> の基礎データとして、レーザー着火確率ならびに異なる雰囲気圧中における燃焼速度が重要である。レーザー着火確率については半導体レーザー出力を変えて取得した実験を本研究代表者を含めたグループで行っているが、低下圧の燃焼速度については取得されていない。大気圧以上での B/KNO<sub>3</sub> の燃焼速度は複数の研究者により取得されているために、減圧した状態での B/KNO<sub>3</sub> の燃焼速度を取得することに主眼を置いた。

通常、固体推進薬の燃焼速度はストランド片などを用いて一次元的に計測されることが多いが、本研究では我々が開発したマイクロスラスタの性能向上を目的としているために、我々のマイクロスラスタで実際に使われたものと同じ諸元 (円筒形ペレットで直径 3.2 mm、長さ 2.0 mm、質量約 30 mg を 2 枚重ねて使用) とする必要がある。この固体推進薬は日油技研工業株式会社より購入したもので成分比は B:KNO<sub>3</sub>:バインダー=28:70:2 である。これをバインダーの構成要素に近いニトロセルロースラッカーで接着することで、直径 3.2 mm、長さ 4.0 mm のペレットとした。また、長さ方向の燃焼速度への影響を調べる

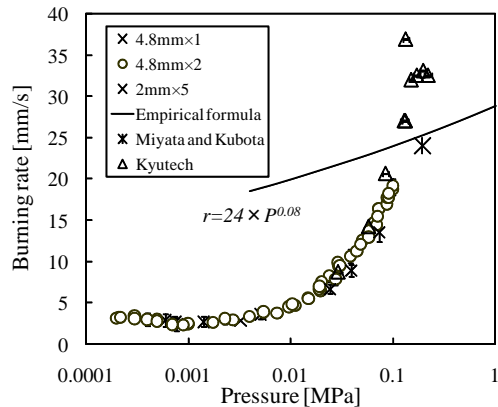


図 1: 燃焼速度と圧力の関係

ために 8.0 mm と 10.0 mm のペレットも製作した。

円筒形のペレットは電気式のイグナイタにより円筒面の中心より着火させた。着火から燃焼終了までの様子は DITECT 社製の高速カメラ HAS-220 により 200 fps で撮影され、燃焼開始と燃焼終了までのコマ数から燃焼速度を算出した。実験は産業技術高専が所有する内部寸法が 800 mm 角の箱型真空容器内部で行われ、 $B/KNO_3$  と空気中の酸素や窒素との反応を防ぐために容器内部をアルゴンガスで置換した上で減圧している。実験中の真空度はバラトロン真空計を用いて計測した。真空容器内部が約  $0.5 \text{ m}^3$  であるために  $B/KNO_3$  の燃焼ガスによって燃焼中に圧力が上昇し設定可能な周辺圧に下限があるが、今回取得するデータの周辺圧の下限を  $1 \times 10^{-3} \sim 1 \times 10^{-4} \text{ MPa}$  とした。これはレーザー着火に先立って  $B/KNO_3$  表面がアブレーションされ、その際に放出されるガス量から推算した燃焼室圧力の値である。

また、大気圧近傍からやや上の圧力下での測定を行うために、九州工業大学の加圧装置を用いて 0.2 MPa 程度までの雰囲気下で燃焼速度を計測した。九州工業大学での実験では実験環境の都合上、雰囲気を窒素ガスとしている。

#### 4. 研究成果

(1) 大気圧の 0.1013 MPa から約 1/1000 気圧まで減圧し、 $B/KNO_3$  の燃焼速度を測定した。取得された結果を図 1 に示す(シンボルは○、×)。燃焼速度計測には異なる長さのペレットを使用した。同一圧力ではペレット長の違いによる燃焼速度の違いは表われなかった。したがって、今回の計測において、円筒形ペレットの端部の影響は無視でき、長さ方向の燃焼速度が計測されていると考えられる。また、図 1 には九州工業大学の実験装置を用いて計測した加圧雰囲気下での燃焼速度

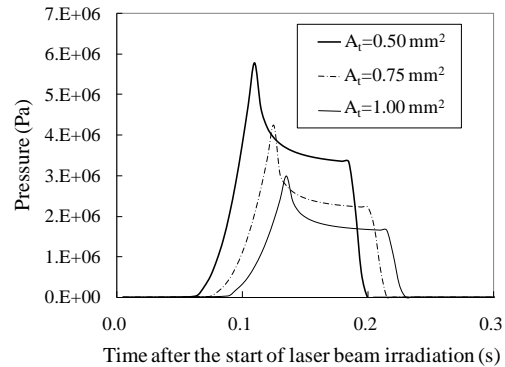


図 2: レーザー着火スラスタの燃焼室圧力の計算値

データも併せて載せる(シンボルは△)。産業技術高専の真空容器で取得された大気圧の燃焼速度と九州工業大学の装置で取得された燃焼速度は概ね一致しており、0.2 kPa~0.2 MPa 程度までの  $B/KNO_3$  の燃焼速度を取得することができた。このような大気圧よりも低い圧力条件で取得された  $B/KNO_3$  の燃焼速度データは国内外で初である。

この結果をもとに、固体推進薬の燃焼速度をモデル化する際に用いられる Vieille's law ( $r=a \times P^n$ ) によりこのデータを整理すると、圧力の低い(概ね 0.01 MPa 以下)領域では圧力指数  $n$  がほぼ 0 になるのに対して、大気圧近辺では圧力指数がほぼ 1 になるような極めて大きい圧力指数の変化が生じていることが分かった。圧力が低い状態でも一定の燃焼速度を示し圧力上昇とともに燃焼速度に強いフィードバックがかかることを示すこの結果は、 $B/KNO_3$  の着火薬として優れた特性を示している。

上記の結果については、今回使用した  $B/KNO_3$  ペレット形状に由来する部分もあるためにむやみに  $B/KNO_3$  の燃焼速度に対して一般化することはできないが、単純に Vieille's law を用いて  $B/KNO_3$  の燃焼速度を決定できないことが示された。

(2) レーザー着火スラスタの実験では、レーザー照射からインパルス発生までに数十~数百 ms の遅れがあったが、光学系によって照射部におけるパワー密度が十分高いことから着火の遅れは考えにくく、この推力発生遅れの原因が不明であった。

そこで今回取得した燃焼速度データを用いて、KKS-1 用に開発したマイクロスラスタの燃焼室内における圧力履歴を評価した。具体的には、 $B/KNO_3$  表面における燃焼ガス発生量とノズルスロートにおけるチョーク流量が釣り合う条件から燃焼室圧力を算出した。KKS-1 のスラスタで試験した異なるスロート面積 ( $0.50 \text{ mm}^2$ ,  $0.75 \text{ mm}^2$ ,  $1.00 \text{ mm}^2$ )

に対して計算した結果を図2に示す。計算上、着火は0 msで開始しており、有意な圧力上昇、すなわち推力が計測されるのは約100 ms後からである。この結果は、実験で見られたインパルス発生遅れともよく一致している。

この解析を通して、レーザー着火では燃焼開始部分の面積がピンポイントで燃焼開始初期の雰囲気圧が低く、また、今回取得された燃焼速度データから分かるように低圧下での燃焼速度が小さいことから、燃焼面積の増加までに時間がかかり、有意な推力発生まで時間がかかることが明らかとなった。したがって、レーザー着火スラスタの推力発生遅れは、レーザー着火方式そのものに由来することが判明すると同時に、本研究で取得されたB/KNO<sub>3</sub>の燃焼速度データを用いることで着火遅れ時間を定量化することが可能であることを示している。これはレーザー着火スラスタの実用においてインパルス発生を正確に予測することを可能とする点で極めて重要である。

本研究を含めた一連の研究によりB/KNO<sub>3</sub>火薬のレーザー着火と燃焼比例則が確立された。これらの結果は、高性能なレーザー着火スラスタの開発へと大いに寄与するものである。

#### 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2件)

- ① NAKANO, M., KOIZUMI H., WATANABE M., ARAKAWA Y., “Laser Ignition Microthruster Experiments on KKS-1,” Transaction of JSASS, Aerospace Technology Japan, Issue ists27 (in press), (査読有).
- ② NAKANO, M., KOIZUMI, H., WATANABE, M. and ARAKAWA, Y., “A Laser Ignition Microthruster for Microspacecraft Propulsion,” Transactions of Space Technology Japan Vol.7, Issue ists26 (2009), pp.Pb\_7-Pb\_9 (査読有).

[学会発表] (計4件)

- ① 中野正勝, 石川智浩, 宮野智行, 若林良二, 小泉宏之, 渡辺将史, 荒川義博, “B/KNO<sub>3</sub>系火薬をプロペラントとするレーザー着火マイクロスラスタの開発と超小型衛星KKS-1への搭載について” 日本航空宇宙学会西部支部講演会、北九州国際会議場、2009年12月10日.
- ② NAKANO M., KOIZUMI H., WATANABE M. and ARAKAWA Y., “Laser Ignition Micro-thruster Experiments on KKS-1,” 27<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science,

Tsukuba, July 10, 2009.

- ③ M. Nakano and N. Okada, “Laser Ignition Microthruster Experiments on a Microsatellite,” 2<sup>nd</sup> International Workshop on Plasma Application and Hybrid Functionally Materials, Kobe. March 5, 2009.
- ④ NAKANO M., KOIZUMI H., WATANABE M. and ARAKAWA Y., “A Laser Ignition Microthruster for Microspacecraft Propulsion,” 26<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, June 6, 2008.

#### 6. 研究組織

##### (1) 研究代表者

中野 正勝 (NAKANO MASAKATSU)

東京都立産業技術高等専門学校・ものづくり工学科・准教授

研究者番号：90315169