

(様式2)

2019年度 公益財団法人火薬工業技術奨励会研究助成金受給者 概要報告用紙

対象者	個人 グループ 研究機関
-----	--------------------

記載事項	※印欄に記入する。 書き切れない時は補足紙…A4判…使用も可
------	-----------------------------------

提出期限 2020年 5月31日
------------------------

## ※1 受給者

## ①研究機関名・個人又はグループ名

九州大学・井上 智博 (代表者)

## ②所在地又は現住所

〒819-0395 福岡市西区元岡744 航空宇宙工学部門

## ③電 話

092-802-3018

## ④Eメールアドレス

inoue.chihiro@aero.kyushu-u.ac.jp

## ※2 研究計画

## ①件 名 (テーマその他)

手持ち花火の二色温度計測

## ②費 用

## イ. 申 請 額

100万円

## ロ. 受 給 額

100万円

### ※3 研究報告

#### ①経 過

金属種を変えると手持ち花火の様相が変化することが以前から知られているものの、その科学的機構は、これまで明らかにされてこなかった。そこで次の2点を目的に、本研究を実施した。

- [1] 金属火花の温度を定量的に明らかにすること。  
 [2] 金属火花の熱収支を理論的に検討することで、温度（色）の決定機構を明らかにすること。

まず、[1]に関して、鉄微粒子の金属火花の温度を、非接触温度計測法の一つである二色温度法を用いて計測した。金属火花の温度は雰囲気酸素との燃焼によって次第に上昇し、やがて融解したのちに、最高温度（ $\sim 2100\text{K}$ ）に到達する。火花が枝分かれする瞬間に、温度が急激に低下することが確認された点が興味深い。火花粒子の表面がすべて酸化されると、発熱が停止し、やがて温度は低下することで、発光が終わる。

次に、[2]に関して、火花粒子を囲む空気の境界層を考慮して、発熱と放熱（熱伝達・輻射）の熱収支から得られた温度が、本研究で計測した火花の温度とよく一致することから、金属火花の温度（色）は、火花の熱バランスによって決まることが明らかになった。そして、金属火花と線香花火の温度を比べると、金属火花の最高温度は500K以上も高い。この原因は、金属火花では、最高温度付近で完全に融解するのに対して、線香花火の火花ではカリウム化合物の融解が継続するためであることが分かった。

概ね当初の予定に従って研究を遂行できた。金属種を様々に変えた温度計測を実施することが残された課題である。

#### ②結 論

当初の目的に従い、金属火花について、温度計測と熱収支解析の双方から検討した。その結果、温度を定量的に予測できることを確認するとともに、なぜその温度（色）になるのかについて、理論的な裏付けを獲得できた。

- ③ 所要 費用：14万円  
 人 件 費：0万円  
 購入材料費：51万円  
 旅 費：20万円  
 そ の 他：15万円：

送付先： 〒106-0041 東京都港区麻布台 2-3-22 一乗寺ビル 3階 A  
 公益財団法人 火薬工業技術奨励会事務局 (Tel 03-5575-6605)  
 (Fax03-5575-6607) E-mail : j-kayaku@j-kayaku.jp

受 付	No.	年 月 日	初	継	正 式 報 告

(様式2)

2019年度 公益財団法人火薬工業技術奨励会研究助成金受給者 概要報告用紙

対象者	個人 グループ 研究機関
-----	--------------------

記載事項	※印欄に記入する。 書き切れない時は補足紙…A4判…使用も可
------	-----------------------------------

提出期限 2021年 5月31日
------------------------

## ※1 受給者

## ①研究機関名・個人又はグループ名

独立行政法人労働者健康安全機構 労働安全衛生総合研究所 化学安全研究グループ  
西脇洋佑

横浜国立大学大学院環境情報研究院 プロセス安全工学研究室  
熊崎美枝子

## ②所在地又は現住所

東京都清瀬市梅園1-4-6

## ③電 話

042-491-4512

## ④Eメールアドレス

nishiwaki@s.jniosh.johas.go.jp

## ※2 研究計画

## ①件 名 (テーマその他)

界面活性剤を用いた金属含有火薬の湿気による変質の抑制手法の開発

## ②費 用

イ. 申 請 額 1000千円

ロ. 受 給 額 500千円

## ※3 研究報告

## ①経 過

マグネシウム(Mg)など火薬類に広く利用される金属の粉末が酸化剤と共存下で水分と接触した場合、容易に化学反応を起こして変質し、性能の変化や変質時の発熱による発火などの問題を起こすことが知られている。そこで、問題の未然防止が可能な、変質の抑制手法が求められる。本研究では特に、クロム酸塩などの環境負荷が高い従来の安定剤に変わる、低毒性かつ低環境負荷な界面活性剤に注目し、安定剤として利用の検討を行った。

まず、過塩素酸アンモニウム水溶液中のMgの発熱挙動を測定し、界面活性剤の安定剤としての効果を調査した。対象として、飽和脂肪酸ナトリウム塩を選択し、添加時の発熱速度の低下率から効果を評価した。ステアリン酸ナトリウム(NaSt)、ラウリン酸ナトリウム(NaL)、プロピレン酸ナトリウム(NaPp)を安定剤として用いたところ、効果は飽和脂肪酸ナトリウム塩の添加量に依存し、添加した物質量を同一とした場合、炭化水素鎖が長いほど効果は高くなると分かった。炭化水素鎖の長さは水への親和性に影響し、炭化水素鎖が長いほど、水への親和性を示すDaviesのHLB値は低下する。NaSt、NaL、NaPpに加え、よりHLB値の低いドデシルベンゼンスルホン酸ナトリウムを比較のため安定剤として用いたところ、HLB値が低いほど、安定剤としての効果が大きくなることが明らかとなった。よって、HLB値から安定剤として有効な界面活性剤を選定することが可能であると考えられる。

すでに安定剤として効果が確認されている界面活性剤、ステアリン酸マグネシウム(MgSt)について、Mg表面被覆時の湿気に対する安定剤としての効果を調査するため、Mg板を用いて検討した。MgStによるMg板の被覆を、より少量の界面活性剤で実施するため、界面活性剤水溶液が界面で形成する吸着分子膜を用い、Mgに対して3 wt.%以下のMgStで被覆されたMg板を調製した。Mg板に対するMgSt皮膜の安定剤としての効果を調査するため、過塩素酸アンモニウムと接触させた条件で、温度40°C、湿度約75%RHでの貯蔵を72時間行い、その際の表面の変化を走査電子顕微鏡-エネルギー分散型X線分析(SEM-EDX)で観察した。比較対象として未処理のMg板およびMgに対する既存の安定剤、ニクロム酸カリウム(PD)で皮膜を形成後のMg板を調整し、同様の条件で貯蔵後、観察を行った。SEM-EDXから、MgSt皮膜付きのMg板はPD皮膜付きのMg板および未処理のMg板に対して安定しており、貯蔵条件では明確な化学的な変化の進行は見られず、調製したMgSt皮膜は安定剤として効果を示すことが明らかとなった。同様の安定剤としての効果は貯蔵時の重量変化および粉末X線回折分析でも観察された。

## ②結 論

界面活性剤の酸化剤/マグネシウム混合物への安定剤としての効果を調査したところ、過塩素酸アンモニウム水溶液に対して、界面活性剤の水との親和性を示すHLB値と安定剤としての効果に相関性があることが分かった。測定した界面活性剤のHLB値の範囲において、HLB値が低いほど安定剤としての効果が高いことが分かり、今後の安定剤の選定に有用な知見が得られた。また、MgStを安定剤として利用する場合に、吸着分子膜を利用することで、MgSt量をMgに対して3 wt.%以下とした場合であっても、Mgに対して皮膜を形成し、高い安定剤としての効果を示すことが分かった。また、実施した実験条件において、既存の安定剤であるニクロム酸カリウムを超える効果が得られることが分かった。

## ③ 所要 費用

人 件 費  
購入材料費 45千円  
旅 費  
そ の 他 5千円

送付先： 〒106-0041 東京都港区麻布台 2-3-22 一乗寺ビル 3階 A

公益財団法人 火薬工業技術奨励会事務局 (Tel 03-5575-6605)

(Fax 03-5575-6607)

E-mail : j-kayaku@j-kayaku.jp

受 付	No.	年 月 日	初	継	正 式 報 告

(様式2)

## 2019年度 公益財団法人火薬工業技術奨励会研究助成金受給者 概要報告用紙

対象者	個人 グループ 研究機関
-----	--------------------

記載事項	※印欄に記入する。 書き切れない時は補足紙…A4判…使用も可
------	-----------------------------------

提出期限 2020年 5月31日
------------------------

## ※1 受給者

## ①研究機関名・個人又はグループ名

宮崎大学・各務 聡（かかみ あきら）（4月に東京都立大学へ異動）  
東京都立航空工業高等専門学校・中野 正勝（なかの まさかつ）

## ②所在地又は現住所

宮崎県宮崎市学園木花台西1-1 （異動後は東京都日野市旭が丘6-6）

## ③電 話

0985-58-7300（異動後は042-585-8659）

## ④Eメールアドレス

kakami@tmu.ac.jp

## ※2 研究計画

## ①件 名（テーマその他）

レーザ点火型ハイブリッドマイクロ推進機の実現に資する固体燃料の研究  
詳細は、補足紙にて説明する。

## ②費 用

イ. 申 請 額：1,000,000円

ロ. 受 給 額：1,000,000円

※ 3 研究報告 (詳細は補足紙に記載)

① 経 過

末端水酸基ポリブタジエンと亜酸化窒素を推進剤とする推力0.4N級のレーザ添加型ハイブリッドマイクロ推進機を試作しその性能評価を行った。低燃焼室圧(0.4MPa)では亜酸化窒素雰囲気下での点火が困難であったため、水の電気分解により容易に得られる酸素を酸化剤としても実験を行った。結果、20Wクラスのレーザで点火できることを示した。また、亜酸化窒素で点火に至らなかった理由を調べるため、サーモグラフィーを用いて燃料表面の温度変化を計測した。詳細は、補足紙に示す。

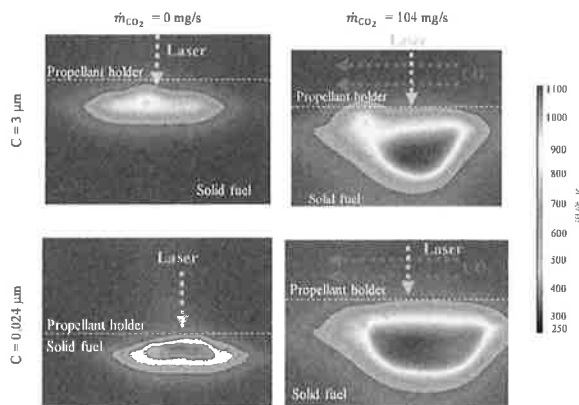
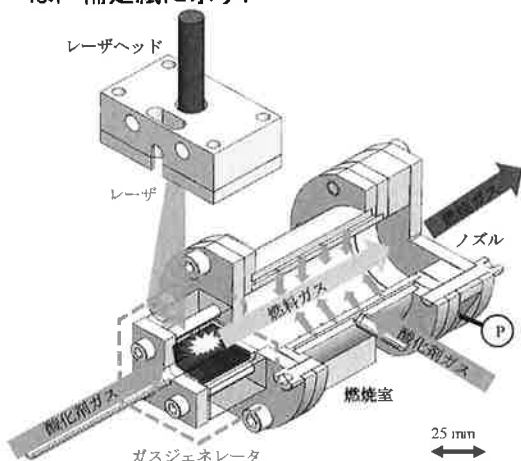


Fig. 5.11 レーザ照射面の温度分布 (最高温度時)

② 結 論 (補足紙にも記載)

純粋なHTPBと亜酸化窒素を使用した場合にはレーザ点火が困難であったが、HTPBにAPを添加する、または、酸化剤を酸素にすることによりレーザ点火が可能であった。しかし、APの点火により、亜酸化窒素の供給を停止しても燃焼が持続したほか、燃料ガスの生成量が設計値を上回ることがあった。一方で、酸素を酸化剤とした場合、レーザによる燃焼の開始、酸素供給の中断による燃焼の停止が可能であった。ただし、HTPB燃料の消費率は、設計値以上の値になることもあったことから、噴射器と燃焼面積の最適化が必要であることがわかった。

以上のように、推力0.4N級のレーザ点火型ハイブリッドマイクロ推進機を試作し、その作動を実証するに至った。今後の課題として、亜酸化窒素を用いた場合は、APなどの固体酸化剤を使用しない迅速かつ確実なレーザ点火方法を確立すること、酸素を酸化剤とするときは、噴射器や燃焼面形状の最適化が必要であることがわかった。

- ③ 所要 費用 : 1,000,000円
- 人 件 費 : 0円
- 購入材料費 : 910,000円
- 旅 費 : 0円
- そ の 他 : 90,000円 (間接経費)

送付先 : 〒106-0041 東京都港区麻布台 2-3-22 一乗寺ビル 3階 A  
 公益財団法人 火薬工業技術奨励会事務局 (Tel 03-5575-6605)  
 (Fax03-5575-6607) E-mail : j-kayaku@j-kayaku.jp

受 付	No.	年 月 日	初	継	正 式 報 告

## 補足紙

代表者：各務聡（宮崎大学 工学教育研究部）

タイトル：レーザー点火型ハイブリッドマイクロ推進機の実現に資する固体燃料の研究

### 2 研究計画

#### ② 目的

本研究の目的は、迅速な作動の中断／再開ならびにスロットリング（推力制御）が可能な半導体レーザー点火型ハイブリッドマイクロ推進機（図1）の実現に資する固体燃料を創出することである。

本研究の背景として、小型衛星の急速な発展が挙げられる。大学などが製作した小型衛星が宇宙で活躍しているが、更なる発展には精密な位置制御や宇宙ゴミ（デブリ）防止に資する廃棄が必要である。そのため、作動の中断／再開やスロットリングが迅速で、性能と簡素さを両立するマイクロ推進機が求められている。

この現状に対し、代表者らはハイブリッドロケットに着目した。これは、固体燃料と流体の酸化剤を用いたロケットで、スロットリングと作動中断ができ、簡素さと性能のバランスに優れるが、再始動が困難であった。

そこで、代表者らは、半導体レーザー(LD)により、迅速な作動の中断／再開を可能にするハイブリッドマイクロ推進機（図1）を提案する。今回は、表面点火型（レーザー吸収剤入りの燃料の表面を集中的に加熱して点火する方式）と、内部点火型（適度なレーザー透過性を有する固体燃料の内部を集光したレーザーで加熱して高温高压の蒸気を作り、そのジェットによって点火する方式）について以下3点を実現する。

1. 宇宙環境に適合する固体燃料を創出する。  
すなわち、確実かつ迅速な点火や比推力へ貢献し、大きく温度が変化する宇宙環境でも安定した燃焼が得られる燃料を実現する。
2. 試作した固体燃料を用いて、比推力（燃費に相当する指標）が280～300秒の推力1N級の推進機を作動させ、点火遅れ1秒以内、点火確率100%を実現する。
3. レーザーパワーや固体燃料の配合をパラメータとしてレーザー点火に関する設計則を確立する。  
また、サーモグラフィと高速度撮影により、蒸発から点火に至る過程を解明する。

このように、試作評価やバーナ試験により、迅速かつ確実なレーザー点火に資する固体燃料の実現と設計指針をえることを目的としている。なお、本研究は、世界的に他に類を見ないことから独創性があると自負している。

#### ③ 研究方法

候補者らは、固体推進剤の燃焼制御や点火にレーザー加熱を適用する研究を行ってきた。そのため、

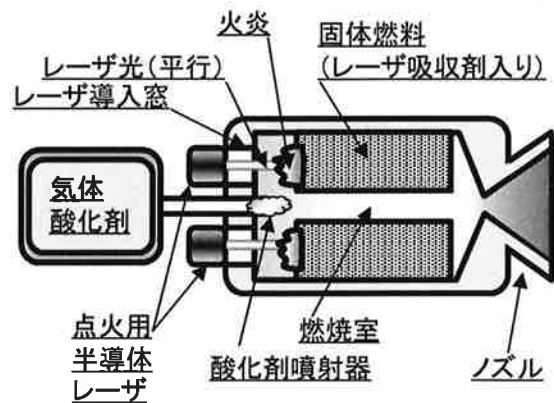


図1 提案するハイブリッドマイクロ推進機

レーザや推進剤の取り扱い、推力や圧力測定に通曉し、必要な設備を有している。そこで、これまでの研究で培ったノウハウと設備を活用し、以下2点の研究を実施する。

1. サーマグラフィー レーザ点火現象の解明のために、先述のバーナを用いて、固体燃料のサーモグラフィーを実施する。迅速かつ確実な点火には、速やかな温度上昇が必要であるため、サーモグラフィーにより、加熱過程と温度上昇を観察する。

2. 試作評価 試作機を用いて、推力と燃焼室圧力を測定し、レーザや固体燃料の配合の影響を調べる。また、酸化剤の質量流束密度（単位面積あたりの質量流量）など従来のハイブリッドロケットエンジンのパラメータの効果も検証する。

### 3. 研究報告

#### 3.1 亜酸化窒素推進剤を用いた場合

##### ■試作機

図2に提案するレーザ点火を利用したガスジェネレータ型ハイブリッドロケット推進機の構造を示す。小型で軽量の半導体レーザを点火器に使用することで、燃焼により燃焼面が変形しても確実に加熱できるため安定した再点火が実現可能である。また、ガスジェネレータで、

固体燃料と気体酸化剤を燃焼させて燃料過多の燃焼ガスを生成し、別途供給した酸化剤と燃焼室で再燃焼させる。これにより、燃料を一定の流量で燃焼室に供給することで推力を一定に保つとともに、最適なO/Fで作動させることが可能となるため高い比推力を得られる。以上のように、提案する推進機は超小型衛星に適しており、再点火と高性能化が可能である。

##### 半導体レーザ

Jenoptik製の定格出力45 W、発振波長808 nm (JOLD-45-CPXF-1L) の半導体レーザをガスジェネレータ用の点火器として用いた。このレーザのビームを整形するためにコリメートレンズを使用した。図3に固体燃料表面におけるレーザパワー密度分布を示す。レーザビームはレーザヘッドに取り付けているPMMA製のレーザ導入窓を介して固体燃料に照射される。固体燃料の加熱面におけるレーザパワー密度は平均で $1.22 \text{ W/mm}^2$ 、ビーム径は $4.99 \text{ mm}$  ( $1/e^2$ ) であった。

##### ガスジェネレータ

ガスジェネレータは、図2のように固体燃料を充填したプロペラントホルダ (PMMA) とレーザヘッド、インジェクタで構成されている。ガスジェネレータは、固体燃料に酸化剤を衝突させて、その衝突面をレーザ加熱することで点火して燃料過多のガスを発生する。ここでは、迅速で確実な点火のために、レーザ加熱面に酸化剤が直撃するように半導体レーザと酸化剤を同じ方向から供給す

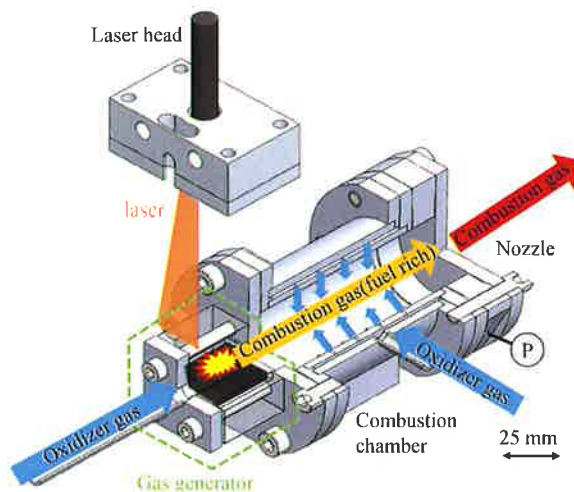


図2 試作したガス発生器型ハイブリッドマイクロ推進機

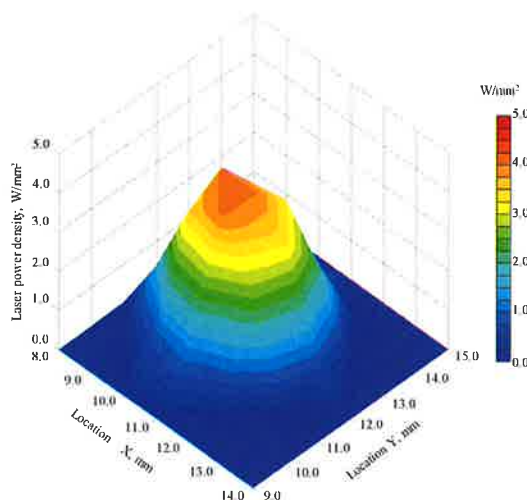


図3 レーザパワー密度分布



る。なお、インジェクタの噴射口(直径5 mm)はレーザービーム径(直径4.99 mm)よりも大きく、レーザー加熱面をあますことなく酸化剤を供給できる。

### 推進剤

燃料には、末端水酸基ポリブタジエン (HTPB) を使用し、レーザー光を吸収させるために粒径24 nmのカーボンブラック (C) を0.5, 5 wt%添加した。酸化剤には、毒性が無く、液体として貯蔵できる亜酸化窒素 ( $N_2O$ ) を使用する。この理由として、蒸気圧が6.4 MPaである

ため、蒸気圧によって自身を供給できることから、加圧ガスが不要となり、供給系が簡素になることが挙げられる。Table 1に固体燃料の配合比に対する理論比推力とO/Fを示す。これは設計燃焼室圧力0.3 MPa、開口比50として化学平衡計算プログラムNASA-CEA (Chemical Equilibrium with Applications) で計算した。理論比推力はともに270 s以上であり、実用化されている二液式推進機(330 s)と比較しても遜色無い。

### 燃焼室とノズル

図2のように、燃焼室は、内側と外側の2つの中空円筒から構成されており、2つの円筒の隙間を $N_2O$ の流路として用いた。内側の円筒に、 $\phi 1$  mmの孔を16箇所設け、この孔から $N_2O$ を燃焼室に供給している。ガスジェネレータで生成した燃料過多のガスは、燃焼室の中心軸に沿って供給され、燃焼室内で $N_2O$ と衝突している。これにより、燃料ガスと酸化剤を混合し燃焼を促進することで特性排気速度 ( $C^*$ ) 効率の向上を図った。

また、一般的な宇宙機搭載用の推進機のノズル開口比は50以上であることが多いが、今回は大気雰囲気下で実験するため、コンバージェントノズルを使用した。このノズルでは、0.4 Nの推力を得るためにスロート径を1 mmとした。

### ■実験結果

固体燃料の使用による燃焼室圧力の時間履歴では、レーザー照射開始時刻を $t = 0$  sとする。HTPB/C=100/0.5では酸化剤を供給している間にレーザー照射を継続しつづけたが、燃焼には至らなかった。そこで、点火のためにAP (過塩素酸アンモニウム) を添加した。

#### HTPB/AP/C=30/70/0.5 wt%の場合

図4は燃焼室圧力の時間履歴である。 $N_2O$ の供給により燃焼室内圧力が上昇した。 $t = 1.7$  sに固体燃料の火炎を確認したためレーザー照射を中断した。 $N_2O$ を供給している間、固体燃料は燃焼を継続したが燃焼室圧力は急激に上昇し、 $t = 6.38$  sで最高燃焼室圧力0.65 MPaに達した。しかし、この場合、 $N_2O$ の供給がなくとも燃焼が持続していることから、ハイブリッドマイクロ推進機に本推進剤は不向きである。

Table 1 固体燃料の配合比に対する理論比推力とO/F

Mixture ratio, wt%	Theoretical specific impulse*, s	O/F
100/0/0.5	274	4.9
100/0/5	283	5.2
30/70/0.5	273	0.9
50/50/0.5	272	2.0

\*: Expansion ratio of 50

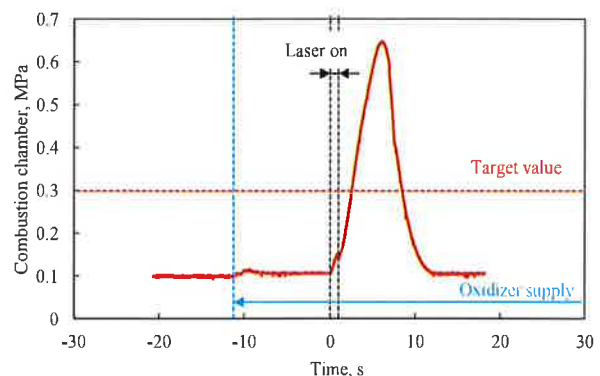


図4 燃焼室圧力の時間履歴 (HTPB/AP/C=30/70/0.5)

### HTPB/AP/C=50/50/0.5 wt%の場合

図5に燃焼室圧力の時間履歴を示す。N<sub>2</sub>Oの供給により燃焼室内圧力が上昇した。t = 0~4.3 sでレーザを照射したところ燃焼しなかった。そこで、t = 33~40 sで再度レーザを照射したところ、燃焼が開始したことからレーザ照射を中断した。燃焼室圧力は上昇し、t = 67.2sで最高燃焼室圧力0.4 MPaに達した。燃焼室圧力はピークを過ぎてからは緩やかに下降し、t = 151 sにN<sub>2</sub>Oの供給を中断すると燃焼は中断した。以上より、本推進剤は、レーザ点火型ハイブリッドマイクロ推進機に適用できると言える。

### ガスジェネレータの燃料ガス流量の評価

図6にガスジェネレータに供給したN<sub>2</sub>O流量と発生した燃料ガス流量の関係を示す。それぞれの固体燃料の目標値は色で対応している点線で示している。

### HTPB/C=100/0.5 wt%の場合

ガスジェネレータに供給するN<sub>2</sub>O流量による燃料ガス流量に大きな差は見られなかった。平均燃料ガス流量は3.89 mg/sであり、目標燃料ガス流量である25.2 mg/sを達成できなかった。燃焼実験後のプロペラントホルダを確認すると、φ9 mmの凸型の窪みが形成されており、固体燃料は蒸発したが燃焼に至らなかった。

### HTPB/AP/C=30/70/0.5 wt%の場合

ガスジェネレータに供給するN<sub>2</sub>O流量による燃料ガス流量の変化は見られなかった。平均燃料ガス流量は478 mg/sであり、目標燃料ガス流量79 mg/sを達成できたが過剰供給となった。燃焼面積を減らすことにより目標値に近づけることができると考えられる。

### HTPB/AP/C=50/50/0.5 wt%の場合

目標燃料ガス流量である49.7 mg/sを供給できた燃料も見られた。過剰供給や燃焼に至らなかった場合が見られ、再現性は低いものであった。酸化剤流量による影響は断定できないがAPの配合比を調整することで目標値を維持できると考えられる。

### 固体燃料の温度分布

図9は、HTPB/C = 100/0.5 wt%を用いたとき、レーザ加熱後 5.67 s のときの表面温度分布である。F 固体燃料は、右から CO<sub>2</sub> 気流の衝突とレーザ加熱を受けている。このようにレーザの加熱面近傍の温度は 1300 K を超えており、N<sub>2</sub>O の熱分解温度 923 K に達している。

以上より、レーザ停止後に燃焼を維持できない原因として、N<sub>2</sub>O は、燃焼面付近では燃焼を維持できるほど加熱されているが、燃焼面から離れた領域では冷えたままと考えられる。そのため、レーザ中断後も燃焼を継続するためには、レーザ加熱の領域を広げることで燃焼面から離れた N<sub>2</sub>O を加熱する時間をかせぎ、N<sub>2</sub>O の分解ガスをより多く生成する必要があると考えられる。

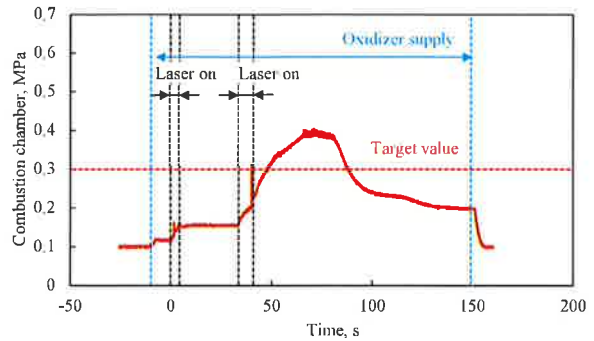


図5 燃焼室圧力の時間履歴 (HTPB/AP/C=50/50/0.5wt%)

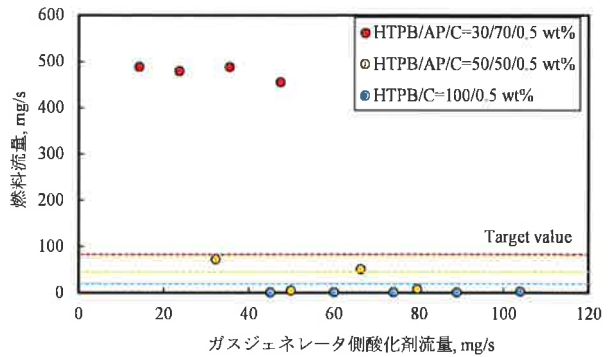


図6 ガスジェネレータに供給したN<sub>2</sub>O流量と発生した燃料ガス流量の関係

## ■まとめ

本研究では、超小型衛星の搭載に適した推進機として、レーザ点火を利用したガスジェネレータ型ハイブリッド推進機を提案し、その実現を目的としている。今回は、試作機の作動実験を行い、以下の結論を得た。

- 宇宙機搭載用レーザ点火を利用したガスジェネレータ型ハイブリッド推進機を提案した。
- HTPB/C=100/0.5 wt%, 100/5 wt%は、ともにN<sub>2</sub>O供給とレーザ加熱により点火したが、レーザを停止すると燃焼が中断してしまった。
- ガスジェネレータの作動を実証できたが、ガスジェネレータの供給した燃料流量は目標値の1/5以下であった。
- 燃焼時を模擬した固体燃料の加熱面はN<sub>2</sub>Oの熱分解温度923 Kに達していた。
- レーザ中断後も燃焼を継続するためには、レーザ加熱の領域を拡大することで燃焼面から離れたN<sub>2</sub>Oを加熱する時間をかせぎ、N<sub>2</sub>Oの分解ガスをより多く生成する必要があると考えられる。

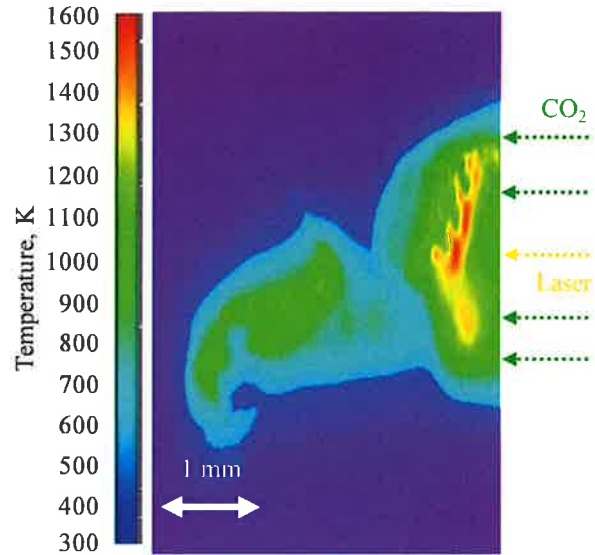


図7 HTPB/C = 100/0.5 wt%の表面温度が最高になったときの温度分布

## 3.2 酸素を酸化剤とした場合

亜酸化窒素を酸化剤とすると、APを添加しないと点火が困難で、逆に、亜酸化窒素の供給を停止しても燃焼が持続してしまうことがあった。亜酸化窒素は、低圧環境下における点火が困難であることから、酸素を酸化剤、HTPB/Cを燃料として0.4N級の推進機を試作して実験を行った。

### ■試作機

試作した0.4 N級レーザ点火型ハイブリッド推進機の概略図を図2に示す。推進機は、半導体レーザ、ノズル、燃焼室、インジェクタ、酸化剤供給系から構成される。各部については以下に述べる。

一般的な宇宙機搭載用の推進機のノズル開口比は50以上であることが多いが、今回は大気雰囲気下で実験するため、コンバージェントノズルを使用した。このノズルでは、0.4 Nの推力を得るためにスロート径を1 mmとした。また、燃焼室は、SUS303製の円筒内に中空円筒の固体燃料が充填されている。流路の孔径は、 $\phi 6$  mmである。インジェクタを取り付けて酸化剤を供給する。図3に使用したインジェクタを示す。固体燃料のレーザ照射面に酸化剤を衝突させることで、燃焼を誘起する。そのパラメータ及びポート径を統一し、ポート数の異なる2つのインジェクタを用いて実験を行った。

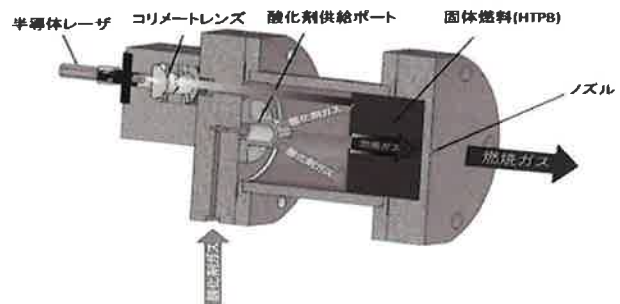


図8 レーザ点火型ハイブリッド推進機の構造

## ■実験結果

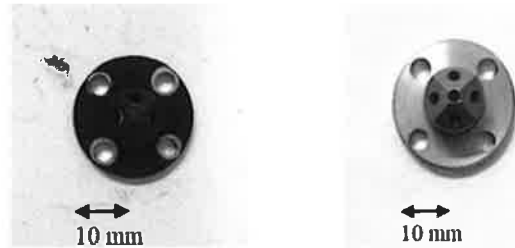
$\dot{m}_{N_2O}=120 \text{ mg/s}$ , ポート数4, ポート径 2 mmの場合, 燃焼室圧力は $N_2O$ のコールドガスによる圧力で0.13 MPaまで上昇した. しかし,  $t=0 \text{ s}$ でレーザー照射を行ったが, 圧力は0.13 MPaのままであり, 点火には至らなかった.

一方で,  $\dot{m}_{O_2}=82.7 \text{ mg/s}$ , ポート数4, ポート径 2 mmとすると, レーザによる点火が確認できた. 燃焼室圧力の時間履歴を図11に示す.  $t=-5.03 \text{ s}$ に $O_2$ を供給すると,  $N_2O$ 同様にコールドガスの圧力で 0.13 MPaまで上昇した.  $t=0 \text{ s}$ でレーザー照射を行うと, 図12(可視化燃焼室)のように燃焼ガスが発生し,  $t=15 \text{ s}$ でレーザーを停止したが,  $O_2$ のみで燃焼を続けた.  $O_2$ の供給を停止すると燃焼も停止した. なお, 燃焼室圧力は0.21 MPaであり, 目標値の70%まで上昇したが,  $t=60 \text{ s}$ で $O_2$ の供給を停止したため, どこまで圧力が上昇するかは確認できていない.

さらに,  $\dot{m}_{O_2}=82.7 \text{ mg/s}$ , ポート数5, ポート径 2 mmの場合, 図12に示すようにレーザーによる点火は可能であり, 図 14のようにノズルからプルームの確認ができた. 燃焼室圧力は0.36 MPaと目標値に達したがポート数4のときと同様, 圧力上昇幅の確認に至らなかった. この結果は, このインジェクタが流路の中心軸上に流れるパラメータを持つため, 燃料ポート内での拡散火炎の形成を促進したためであると考えられる.

### 燃料ガス流量

図15に最大比推力 $I_{sp}$ が与えられるときのO/Fと燃料ガス流量の関係を示す. 酸化剤に $N_2O$ を用いた場合, 燃料流量はすべての条件において目標値の3%程であった. 一方, 酸化剤に $O_2$ を使用した場合, すべての条件において目標の燃料流量(46 mg/s)に到達していた. しかし, ポート数4, ポート径 2 mmの場合とポート数5, ポート径 2 mmの場合で過剰供給の状態となっていたため, 固体燃料の量を減少させるか流路の孔径を大きくする必要があると考



ポート数4, ポート径2      ポート数5, ポート径2

図9 インジェクタ

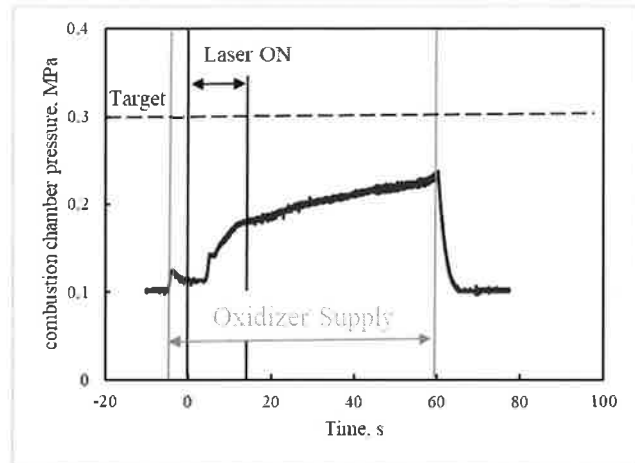


図10  $\dot{m}_{O_2}=82.7 \text{ mg/s}$ , ポート数4, ポート径 2 mmのときの燃焼室圧力の時間履歴

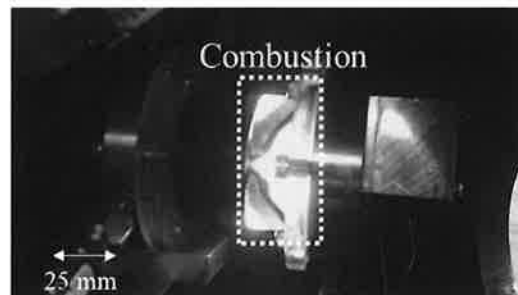
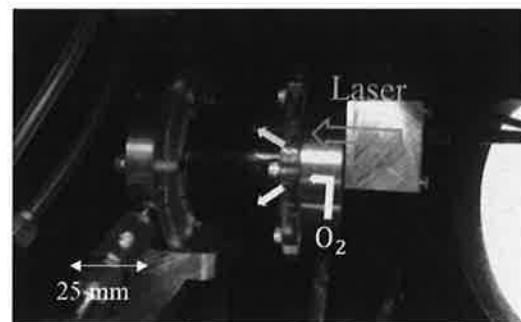


図11  $\dot{m}_{O_2}=82.7 \text{ mg/s}$ , ポート数4, ポート径 2 mmのときの燃焼室の様子

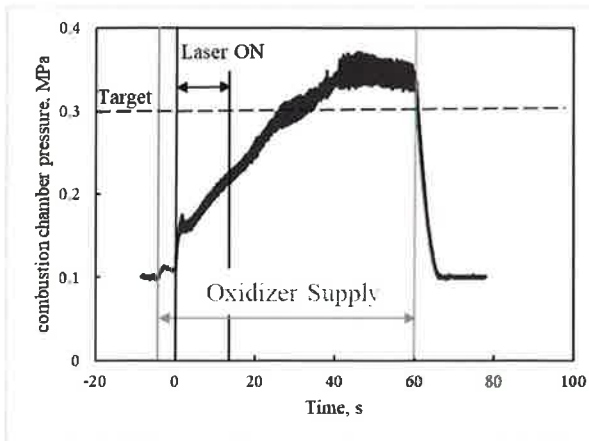


図12  $\dot{m}_{O_2}=82.7$  mg/s, ポート数5, ポート径 2 mmのときの燃焼室圧力の時間履歴

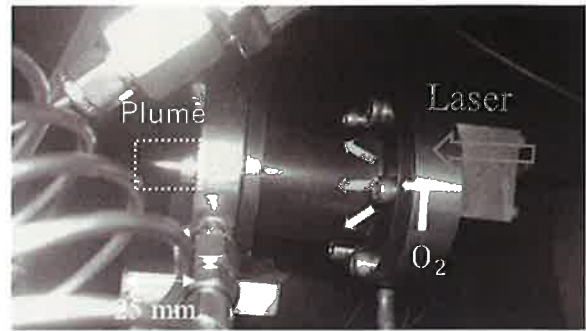


図13 プルムが発生したときの推進機

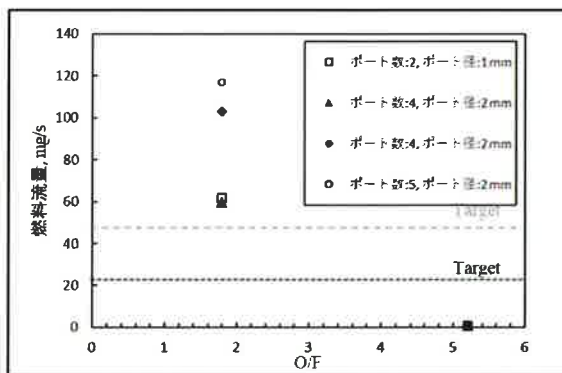


図14 最大比推力 $I_{sp}$ が与えられるときのO/Fと燃料ガス流量の関係

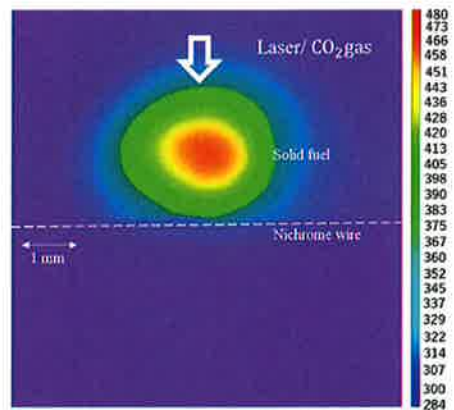


図15  $\dot{m}_{CO_2}=120$  mg/sで 温度が最高となったとき( $t=4$  s)の固体燃料表面の固相温度分布

えられる。

### 固体燃料の温度分布

図16に $\dot{m}_{CO_2}=120$  mg/sのとき、温度が最高となったとき( $t=4$  s)の固体燃料表面の固相温度分布を、図 10に固体燃料の固相温度分布の撮影領域を示す。図 13のようにレーザの加熱面近傍の温度は783 Kであり、 $N_2O$ の熱分解温度である923 Kに達していなかった。測定結果から、固体燃料表面に与える熱量を $N_2O$ の熱分解温度923 Kに達するように、レーザパワーを大きくする、集光レンズの使用を検討する等の対策が必要であることが分かった。

### ■結論

本研究では、小型衛星の搭載に適した推進機として、レーザ点火型ハイブリッド推進機を提案し、その実現を目的としている。今回は、試作機の作動実験を行い、以下の結論を得た。

- 宇宙機搭載用レーザ点火型ハイブリッド推進機を提案した。
- 推進剤 HTPB/C,  $N_2O$ は、レーザ加熱を行ったが、点火には至らなかった。
- 固相温度分布測定において、燃焼時を模擬した固体燃料の加熱面は $N_2O$ の熱分解温度 923 K に達していなかった。そのため、固体燃料表面に与える熱量を大きくする必要がある。
- 推進剤 HTPB/C,  $O_2$ は、レーザ加熱により燃焼を開始した。燃焼ガスが発生し、燃料ガス流量の目標値にも達した。また、ハイブリッド推進機の特徴であるスロットリングも確認できた。

(様式2)

2019年度 公益財団法人火薬工業技術奨励会研究助成金受給者 概要報告用紙

対象者 個人 グループ 研究機関	記載事項 ※印欄に記入する。 書き切れない時は補足紙…A4判…使用も可	提出期限 2020年 5月31日
---------------------------	---	------------------------

## ※1 受給者

## ①研究機関名・個人又はグループ名

宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所  
岩崎 祥大 [代表者], 羽生 宏人 [共同研究者]

## ②所在地又は現住所

〒252-5210 神奈川県相模原市中央区由野台3-1-1

## ③電 話

050-3362-7780

## ④Eメールアドレス

iwasaki.akihiro@jaxa.jp

## ※2 研究計画

## ①件 名 (テーマその他)

蠕動運動型ラバー混合器を用いたコンポジット推進薬捏和における成分分散メカニズム

## ②費 用

イ. 申 請 額 1,000,000 円

ロ. 受 給 額 1,000,000 円

※3 研究報告

① 経 過

・ 空圧押し出し式バインダフィーダを用いた実験

蠕動運動型ラバー混合器 (PRM) の成分分散メカニズムの中で重要となるのが、蠕動収縮による内部の圧縮である。特に捏和の初期、主に内部の圧縮によって、バインダが酸化剤粉体間隙に浸入し、結果として推進葉スラリ形成に至ると考えられる。

そこで、図1のような主にシリンダと空圧供給系から成るバインダフィーダを作成し、このバインダ浸入に関して実験的に検討を行った。封止されたシリンダの内部には、予め下から粉体層・バインダの順で充填されており、空圧によって上からピストンでバインダを加圧することができる。実験では、酸化剤の代替として塩化カリウム (KCl)、およびバインダとしてHTPB (3回平均測定粘度88.9 Pa·s@室温)・イソプロピレンゴム (3回平均測定粘度138 Pa·s@室温)を用いた。また、ほぼ透明なバインダの浸入を正確に測定するため、青色着色料を微量混ぜた。バインダ浸入の様子はビデオカメラで連続的に取得した。

HTPBバインダで加圧力を変化させ、浸入距離の時間変化を取得したものが図2、浸入距離の時間変化をバインダで比較したものが図3である。図2において、圧力が大きくなるに従い、浸入距離は大きくなったが、65 kPaで飽和した。

毛細管への浸入速度はバルク圧力 (この場合HTPBバインダ圧力) に依存するが、シリンダが封止されているため、粉体間隙に残った空気の影響を受けていると考えられる。また、一般的に最終的な浸入距離は粘度に依存するため、図3で粘度が低いHTPBがより浸入していることは妥当であるが、今後も定量的な検討を進める。

毛細管への浸入速度はバルク圧力 (この場合HTPBバインダ圧力) に依存するが、シリンダが封止されているため、粉体間隙に残った空気の影響を受けていると考えられる。また、一般的に最終的な浸入距離は粘度に依存するため、図3で粘度が低いHTPBがより浸入していることは妥当であるが、今後も定量的な検討を進める。

② 結 論

既往の研究において、PRMの印加空気圧 (≡内部圧縮圧) を大きくすると捏和効率が向上するが、60 kPa付近を閾値に捏和効率の向上が見込めない結果が得られていた。その際の考察ではPRMの内側ゴムチューブの伸張を考慮した機械的な要因を挙げていた。本実験結果は、このPRM捏和効率に関して、バインダの浸入メカニズムも要因の一つとして十分考えることを示唆しており、今後の捏和効率向上に資する結果である。

③ 所要 費用

人 件 費	-
購入材料費	200,000 円
旅 費	-
そ の 他	-



図1 バインダフィーダ

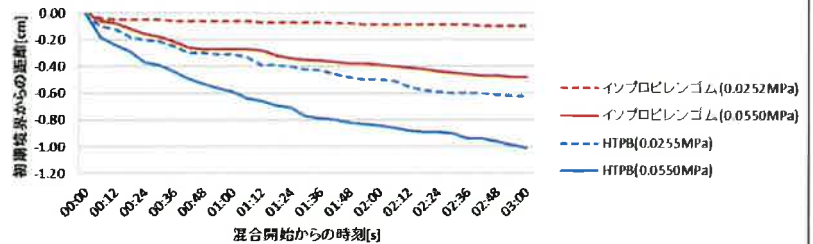
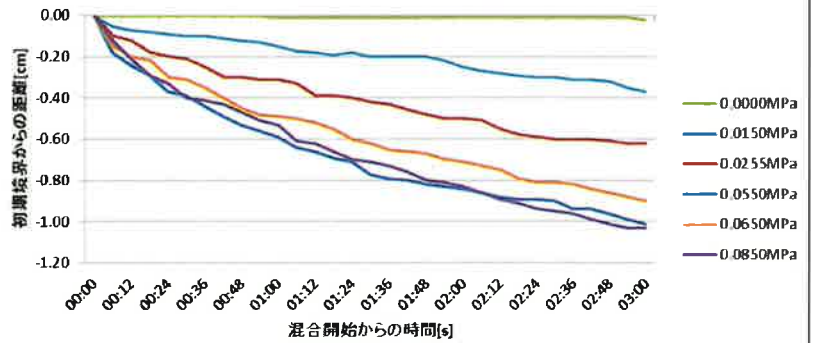


図3 HTPB とイソプロピレンゴムの浸入距離の比較

送付先： 〒106-0041 東京都港区麻布台 2-3-22 一乗寺ビル 3 階 A  
 公益財団法人 火薬工業技術奨励会事務局 (Tel 03-5575-6605)  
 (Fax03-5575-6607) E-mail : j-kayaku@j-kayaku.jp

受 付	No.	年 月 日	初	継	正 式 報 告

(様式2)

2019年度 公益財団法人火薬工業技術奨励会研究助成金受給者 概要報告用紙

対象者	個人
	グループ 研究機関

記載事項	※印欄に記入する。 書き切れない時は補足紙…A4判…使用も可
------	-----------------------------------

提出期限 2020年 5月31日
------------------------

## ※1 受給者

## ①研究機関名・個人又はグループ名

横浜国立大学 先端科学高等研究院  
 塩田 謙人  
 伊里 友一朗  
 三宅 淳巳

## ②所在地又は現住所

〒240-8501 横浜市保土ヶ谷区常盤台79-5 化工・安工棟(401)

## ③電話

TEL 045-339-3981

## ④Eメールアドレス

Shiota-kento-yv@ynu.ac.jp

## ※2 研究計画

## ①件名(テーマその他)

共融型エネルギーイオン液体推進剤の組成探索手法の実証と着火特性解析

## ②費用

イ. 申請額 1,500千円

ロ. 受給額 500千円



### ※ 3 研究報告

#### ① 経 過

本研究は、高エネルギー物質であるアンモニウムジニトラミド(ADN)と2-ヒドロキシエチルヒドラジニウム硝酸塩(HEHN)の混合系をモデルとし、共融型エネルギーイオン液体推進剤の組成探索手法の実証と着火特性解析を目的とした。HEHNは融点が低く、自己着火性を有することが報告されており高エネルギー物質とのイオン液体化も期待され、NASAにおいてヒドロキシルアミン硝酸塩とのイオン液体推進剤が研究開発されている。ADNとHEHNから構成される推進剤を開発するにあたり、単体成分の反応を把握することは混合比の決定や反応条件の設定に必要となる。一方で、HEHNの反応、特に熱分解特性に関する報告は少ない。そこで、本研究ではまずHEHNの熱分解時の分解挙動の把握、生成ガスの同定のため、熱分析、質量分析(MS)、赤外分光分析(IR)の複合測定を行った。また、我々の研究グループが開発した融点と比推力を評価基準とした組成探索手法を利用し、ADNとHEHNの候補組成を推定した。推定した混合比を参考にADNとHEHNの混合系の示差走査熱量計(DSC)測定を行い、反応性について考察した。さらに電気着火装置からADNとHEHN混合系の着火可能性を検討した。

He, Air雰囲気で行った熱重量(TG)-DSCの結果、He, Airそれぞれ170 °C付近から発熱し、その後Heでは吸熱、Airでは発熱に転移した。TG結果からはガス化の後期に生成物とAirが酸化反応していることが示唆され、ADNのような酸化剤との高い反応性が期待された。また、He雰囲気下においては、MS曲線の結果とMSと同時測定したIRの結果から、初期の発熱反応時には $\text{H}_2\text{O}$ ( $m/z=18, 17$ ),  $\text{NH}_3$ ( $m/z=17, 16$ ),  $\text{HOCH}_2\text{CH}_2\text{NH}_3$ ( $m/z=30, 28, 15, 29, 27, 26$ )が生成し、後半の吸熱部では初期の発熱反応より生じたと考えられる硝酸イオンに由来する酸化反応や分解反応による $\text{H}_2\text{O}$ や $\text{CO}_2$ ( $m/z=44, 28$ ),  $\text{N}_2\text{O}$ ( $m/z=44, 30, 28$ )が生成していると考えられた。前半の発熱部分で生成されるアミノアルコールはADNの分解によって生じる $\text{NO}_2$ と反応し、発熱を呈することが予想された。ADNとHEHNの混合比を組成探索手法から検討した結果、既存の推進剤であるヒドラジンやADN系推進剤よりも低融点で高比推力な混合比領域を有している可能性があることが分かった。その混合範囲にあるADNとHEHNの等モル混合物に対して密閉系のDSC測定を行った結果において、それぞれの単体以上の発熱量が観測されことからHEHNとADNの反応性が高いことが示された。また、金属電極間に保持したANDとHEHNからなる混合系の液滴に対して電圧をかけたところ着火することが明らかとなった。

#### ② 結 論

本研究は共融型エネルギーイオン液体推進剤の組成探索手法の実証と着火特性解析を目的とし、ADNとHEHNをモデルとした各種実験的解析を行った。熱分解挙動について既往報告が少ないHEHNについて熱-質量-分光分析の複合測定を行い、ADNと反応し得る生成ガスを特定した。また、ADNとHEHNの推進剤として運用可能な混合比を開発した組成探索手法から推算することができた。さらにその混合比のADNとHEHNの混合系の熱分析結果からADNとHEHNの反応性の高さが示され、電気着火装置を用いた試験から、混合系は着火し火炎を形成することが分かった。今後は着火メカニズムや着火特性に関して、より詳細かつ定量的な検討・議論が必要である。

#### ③ 所要 費用 人 件 費 購入材料費 旅 費 そ の 他

送付先： 〒106-0041 東京都港区麻布台 2-3-22 一乗寺ビル 3階 A

公益財団法人 火薬工業技術奨励会事務局 (Tel 03-5575-6605)

(Fax 03-5575-6607)

E-mail : j-kayaku@j-kayaku.jp

受	No.	年 月 日	初	継	正 式 報 告
付					

(様式2)

2019年度 公益財団法人火薬工業技術奨励会研究助成金受給者 概要報告用紙

対象者	個人 グループ 研究機関
-----	--------------------

記載事項	※印欄に記入する。 書き切れない時は補足紙…A4判…使用も可
------	-----------------------------------

提出期限 2020年 5月31日
------------------------

## ※1 受給者

## ①研究機関名・個人又はグループ名

九州工業大学工学研究院機械知能工学研究系 研究代表者 小澤晃平

## ②所在地又は現住所

〒804-8550  
福岡県北九州市戸畑区仙水町1-1 九州工業大学戸畑キャンパス 教育研究1号棟 E1-246

## ③電話

電話番号 093-884-3418

## ④Eメールアドレス

ozawa.kohei582@mail.kyutech.jp

## ※2 研究計画

## ①件名(テーマその他)

3次元プリンタを用いたリアルタイム性能の自己評価機能を持つハイブリッドロケットの研究

## ②費用

イ. 申請額 1,000,000円

ロ. 受給額 1,000,000円

### ※ 3 研究報告

#### ① 経 過

FDM方式のデュアルヘッド3Dプリンタを用いて、絶縁樹脂中に導電樹脂で1個のラダー抵抗回路構造を有する試作固体燃料を3通りの設計で試作した。試作した固体燃料は両側面に可視化窓を有する矩形燃焼器で燃焼実験を実施した。実験では、ラダー抵抗回路構造と直列接続した抵抗器の電圧を記録するとともに、背景散乱光を当てて拡散火炎を打ち消し、固体燃料の表面後退を可視化した。最小ピッチの0.45mmの2設計のみでラダー構造破壊が確認された(図1左)。これらのケースでは、導電樹脂にはカーボンブラックが混合されているため、抵抗構造のある位置からは激しく自発光する粒子の飛散が可視化された。取得映像の画像認識によって可視化映像の燃料後退を評価し、ラダー抵抗による燃料後退計測結果を比較した(図1右)。これらは最大誤差0.62mmとよく一致し、機能の概念実証に成功した。これに伴い固体燃料の製造方法について特許を出願した(特願2019-190285)。

更に、推力計測架台の製作に加え、円筒形状固体燃料を試作してエンジン内部状態の推定を試みた。円筒形状で抵抗構造を造形すると大幅に精度が低下するという課題が明らかになった。また、FDM造形の固体燃料は液体・気体双方でリークが発生した。低粘性エポキシで外面をコーティングすることで2MPaの気密を確保した。3Dプリンタ製固体燃料を暴露し気密を確保した状態で、ロケット燃焼と、製作した推力計測架台での推力計測に成功した。

#### ② 結 論

- ・ラダーピッチ0.45mmのラダー抵抗構造を有する固体燃料の製造に成功した。
- ・提案手法によって、燃料表面位置の計測に成功し、光学計測との最大誤差0.62mmとよく一致した。
- ・本手法で概念実証した機能性固体燃料の製造方法を特許出願した。
- ・FDM造形の円筒形固体燃料を試作し、燃料単体で2MPaの気密試験に成功した。
- ・3Dプリンタ製固体燃料を暴露し気密を確保した状態で、ロケット燃焼に成功した。
- ・FDM方式で抵抗構造付き円筒形状固体燃料造形すると、大きく精度が低下することがわかった。

#### ③ 所要 費用

人 件 費 0円  
 購入材料費 707,669円  
 旅 費 240,817円  
 そ の 他 51,514円

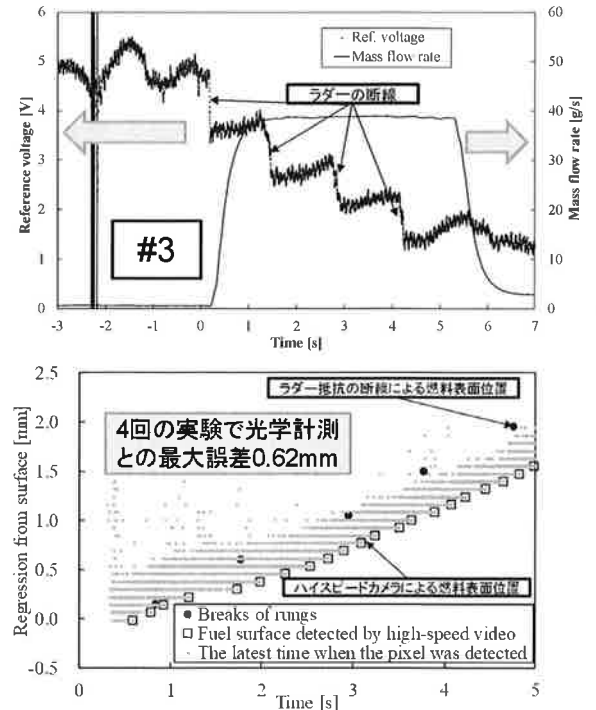


図 1: 参照抵抗電圧・酸化剤流量時間履歴(左)  
 燃料表面位置変化の光学計測との比較(右)。

送付先: 〒106-0041 東京都港区麻布台 2-3-22 一乗寺ビル 3 階 A

公益財団法人 火薬工業技術奨励会事務局 (Tel 03-5575-6605)

(Fax 03-5575-6607)

E-mail: j-kayaku@j-kayaku.jp

受	No.	年 月 日	初	継	正 式 報 告
付					