

**科学研究費助成事業 研究成果報告書**

平成 28 年 6 月 14 日現在

機関番号：17601

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2013～2015

課題番号：25289308

研究課題名(和文) レーザ加熱により高度なスロットリングを実現する宇宙機用の固体マイクロ推進機

研究課題名(英文) Throttleable solid propellant microthruster using laser heating

研究代表者

各務 聡 (Kakami, Akira)

宮崎大学・工学部・准教授

研究者番号：80415653

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 13,700,000円

研究成果の概要(和文)：作動の中断と再開を含めたスロットリングをレーザ加熱により実現するマイクロスラスタを提案し、性能評価と現象解明を行った。これまでの研究で、レーザ加熱開始直後の燃焼室圧力が低く、点火遅れが生じたため、本研究では、レーザ透過窓と固体推進薬とを密着させた0.1 N級の試作機を製作した。その結果、1) 提案するマイクロスラスタでは、レーザのOn/Offにより作動の開始と中断ができること、2) 窓の材質により燃焼の安定に影響すること、3) 比推力は最大140秒になることを示した。また、レーザ加熱により燃焼が維持しているときの固体推進薬の温度分布を測定し、窓の材質により燃焼の安定性が影響する原因を明らかにした。

研究成果の概要(英文)：We proposed a throttleable solid propellant microthruster using laser sustained combustion, which starts and interrupts combustion by switching laser heating. In our previous study, ignition was delayed after the start of the laser heating because the combustion chamber pressure was so low that the solid propellant was not ignited. Hence, in the study, we prototyped a new thruster, in which a laser-introducing window was contacted with solid propellant surface. The thrust measurement showed that the prototyped thruster successfully started and interrupted combustion using laser heating, and that the stability of combustion was dependent on the material of the laser-introducing window. The thruster yielded a specific impulse of 140 s. To clarify the dependence of the material of laser-introducing window on stability of combustion, temperature profile was measured using thermography.

研究分野：宇宙推進工学

キーワード：マイクロスラスタ 固体推進 レーザ加熱 スロットリング 燃焼制御

### 1. 研究開始当初の背景

現在、ピギーバックなどにより打ち上げが可能な超小型衛星が注目され、大学だけでなく、開発経験がない企業が製作し運用することが可能となった。このような超小型衛星を用いて高度なミッションを実現するには、姿勢・軌道保持に資するマイクロ推進機が必要であるが、これまでに超小型衛星に推進機が適用された例は僅かである。その一因として、超小型衛星に適合する推進機が皆無に近いことがあげられる。そこで、超小型人工衛星にも適用可能な推進機を実現するため、レーザ加熱によりスロットリングを実現する固体マイクロ推進機を提案し研究してきた。

従来、宇宙機の姿勢制御や軌道保持には、任意のタイミングで推力が得られる液体推進機が用いられてきた。多くの作動実績を有するが、バルブなどの配管系を必要とし、推進薬がリークする可能性があった。このような観点から、小型化や信頼性の向上には、固体推進機が良いと考えられる。しかし、従来の固体推進機は、燃焼の中断や再着火などの燃焼制御が困難なため、所要のタイミングで推力を生成する必要がある姿勢制御には適用されてこなかった。

### 2. 研究の目的

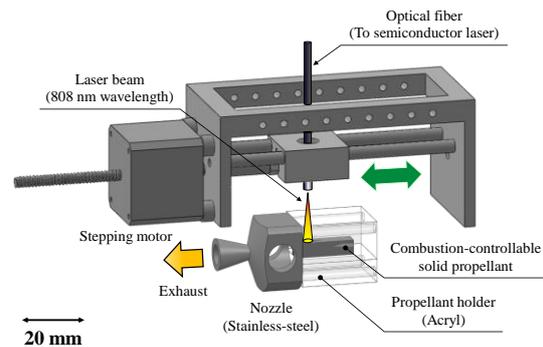
申請者らは、これまでに、外部からの加熱により燃焼の開始と中断が可能な固体推進薬を研究してきた。過去の研究では、プラズマを熱源としてきたが、プラズマの生成には高電圧の電源が必要なためマイクロ推進機には不向きである。そこで、レーザ加熱により燃焼を制御することを着想するに至った。

本研究では、提案する固体マイクロ推進機の燃焼をレーザの On/Off により制御が可能であることを示し、性能を評価することを目的とする。また、サーモグラフィを用いた固体推進薬の温度測定により、着火遅れなどの現象を解明することも目的とする。

### 3. 研究の方法

#### (1) 概要

本研究では、推力測定による性能評価と、着火遅れなどの現象の解明に資するサーモグラフィ測定を行った。性能評価のために、推力 0.1 N 級試作機を製作して真空容器内で作動させ、推力や燃焼室圧力、着火遅れなどを測定した。また、詳しくは後述するが、着実な点火のためにレーザ透過窓と固体推進薬を密着させている。そのため、レーザ透過窓の材質が性能に影響する可能性があることから、窓の材質を変えて実験を行った。この他にも、レーザ透過窓の汚損はレーザの減



第1図 真空容器と推力測定装置

第1表 使用した推進薬と理論比推力

Propellant No.	Mixture ratio, wt%			Theoretical $I_{sp}$ , s
	HTPB	AP	C	
1	30	70	0.5	204.5
2	30	70	0.05	207.1

衰につながるため、レーザヘッドを移動させて、汚れていない部分を通してレーザ加熱した。よって、レーザヘッドの移動速度による性能の影響も調べている。

このような性能評価の他に固体推進薬の温度分布測定を行い、不安定な燃焼の原因の解明を行った。実験条件によっては、燃焼が中断と再開を繰り返す不安定な燃焼が見られた。また、安定した燃焼が得られた場合でも、着火遅れが3秒程度認められた。そこで、固相の温度分布に着目し、燃焼中の固体推進薬にサーモグラフィ計測を適用した。

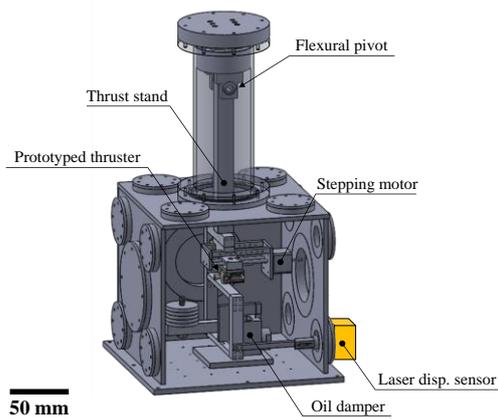
#### (2) 性能評価

##### ① 試作機

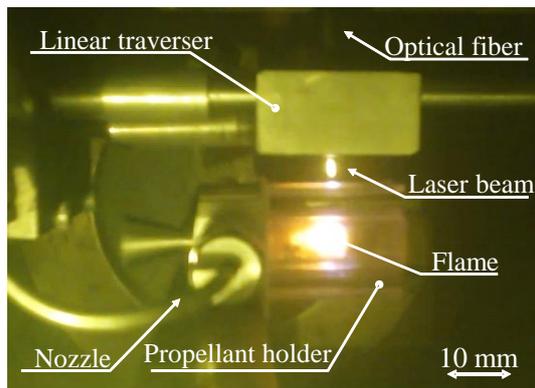
第1図は、試作したマイクロ推進機である。固体推進薬は、透明な樹脂製のプロペラントホルダに充填され、上方のレーザによって加熱される。レーザ照射を開始し始めた時点では、ノズル側の固体推進薬を加熱するが、燃焼によりノズルと反対側に燃え広がるため、レーザヘッドも移動させて燃焼面を常に加熱している。

プロペラントホルダは、レーザ透過窓を兼ねており、その材質として、ポリメタクリル酸メチル樹脂 (PMMA, アクリル) とポリカーボネート樹脂 (PC) を選定した。PMMA と PC は共に近赤外線の透過率に優れ、樹脂の中では耐熱温度が高く、特に、PMMA の耐熱性に優れる。塩素などを含む燃焼ガス雰囲気の高温環境下では、耐熱温度だけでは評価できないため、PC と PMMA を窓として推力測定を行った。

固体推進薬として、比推力が高いコンポジット推進薬を利用した。燃料として末端水酸



第 2 図 真空容器と推力測定装置



第 3 図 推力と燃焼実圧力の時間変化. レーザヘッド移動速度 0.9 mm/s, レーザ透過窓材質: PMMA.

基ポリブタジエン (HTPB), 酸化剤として過塩素酸アンモニウム (AP, 粒径 $\phi$  100  $\mu\text{m}$  以下) を混合したコンジット推進薬を使用した.

また, レーザ光の吸収を促進するためカーボンブラック (CB) を 0.05, 0.5 wt% 添加した. 配合比と理論比推力を第 1 表に示す. CB は燃料成分であるため, 理論比推力は, CB の含有率が低い推進剤の方が高くなっている. なお, 以上の成分を捏和して, スラリー状態でプロペラントホルダに充填し, 60 $^{\circ}\text{C}$  で一週間かけて硬化させている.

加熱用のレーザー源には, Jenoptik 製のファイバカップリング型半導体レーザーである JOLD-45-CPXF-1L を用いた. 発振波長は 808 nm, 照射面における平均レーザーパワー密度は 0.83 W/mm $^2$ , ビーム径は 5.18 mm であった. よって, 推進薬に供給されたレーザーパワーは 16 W である.

試作したノズルは, スロート径が 1 mm, 燃焼室特性長  $L^*$  が 3.0 m, 開口比が 50 であり, ステンレス鋼 (SUS303) 製である. ストランド試験で安定した燃焼が得られた 0.03 MPa

を設計燃焼室圧力とし, ノズルスロートの断面積を 0.75 mm $^2$  と決定した.

## ②真空容器と推力測定装置

第 2 図は, 一辺 320 mm の立方体型の真空チェンバで, ステンレス鋼 (SUS303) 製である. 油回転ポンプによりチェンバ内を減圧し, 実験中の雰囲気圧力は 1.0 kPa 程度であった.

試作したマイクロ推進機の推力は, 垂直振り子式のスラストスタンドにより測定した. 本スラストスタンドは, Flexural pivot を支点としたバネ振り子であり, 推力により生じた振り子の変位を分解能 1.5  $\mu\text{m}$  のレーザ変位計により測定し推力を評価した. なお, 振り子の変位と推力の関係は, ロードセルを用いた校正により求めた.

## (3)サーモグラフィーによる温度計測

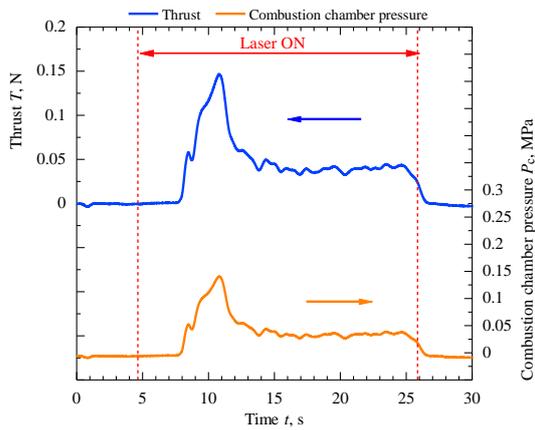
燃焼中の固体推進薬とプロペラントホルダの側面の温度分布をサーモグラフィーにより測定した. PMMA と PC は, とともに遠赤外線透過しないため, 試作機側面にサーモグラフィーを適用しても推進薬の温度を測定できない. そこで, 推進薬を樹脂でサンドイッチして, 推進薬側面を暴露し, 推進薬の温度分布を測定した. そのため, 真空容器を窒素で換気しながら圧力を調整することにより, 燃焼室の圧力を模擬した.

## 4. 研究成果

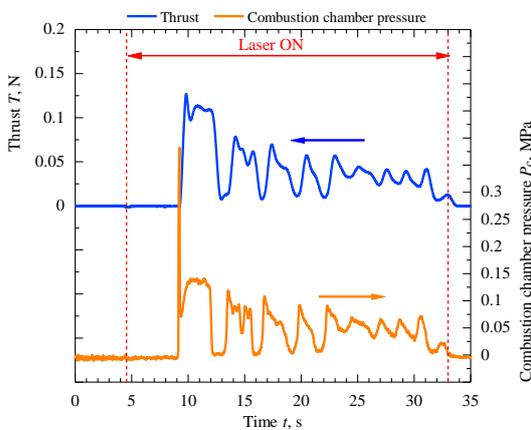
### (1)推力測定結果

第 3 図は, 推進薬を Propellant 1 とし, レーザヘッド送り速度を 0.90 mm/s, レーザ導入窓として PMMA 樹脂を適用した場合の燃焼中の様子であり, 第 4 図はこのときの推力及び燃焼室圧力の時間変化である. レーザ照射を開始してから約 3 秒後に点火し, 圧力が 0.15 MPa と設計値より高くなったが, 最終的には 0.045 MPa で安定した. このときの平均比推力は, 130 s であった.

一方で, レーザヘッドの移動速度により燃焼が不安定になった. 第 5 図は, レーザヘッド移動速度を 0.7 mm/s にしたときの時間変化である. レーザ点火後約 3 秒で点火したが, その後は消炎と点火を繰り返している. 不安定な燃焼になったが, 燃焼中の圧力や推力は, レーザヘッド移動速度 0.9 mm/s の時よりも高くなっている. そのため, 平均の比推力は 132 s となり, レーザヘッド移動速度 0.9 mm/s の時とほぼ同じになった.



第 4 図 推力と燃焼実圧力の時間変化. レーザヘッド移動速度 0.9 mm/s, レーザ透過窓材質: PMMA.



第 5 図 推力と燃焼実圧力の時間変化. レーザヘッド移動速度 0.7 mm/s, レーザ透過窓材質: PMMA.

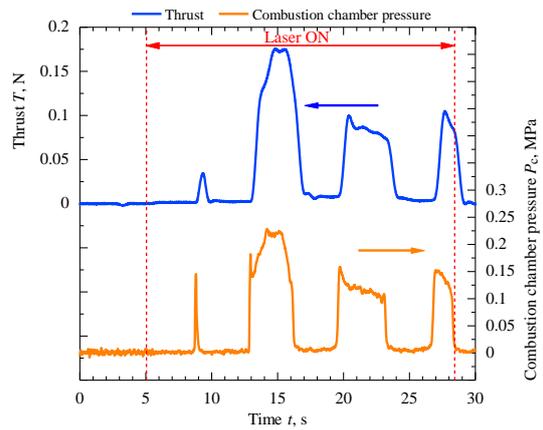
(2) レーザ透過窓の材質による影響

PC 樹脂窓を適用し, レーザヘッドの移動速度を 0.1~0.9 mm/s の間で変化させたところ, すべての実験条件で断続的な燃焼となった. 第 6, 7 図は, レーザヘッドの移動速度をそれぞれ 0.9, 0.7 mm/s としたときの時間変化である. PMMA で不安定になった第 5 図に比して, PC の場合, 点火と消炎の周期が長く, また, 燃焼時における推力と圧力は, PMMA の場合より高くなっている. しかし, 時間平均を取ると, PC をレーザ透過窓にした場合, レーザヘッドの移動速度 0.7 mm/s の時の比推力は 111 s, 0.9 mm/s のときは 122 s と PMMA の場合よりも低くなった.

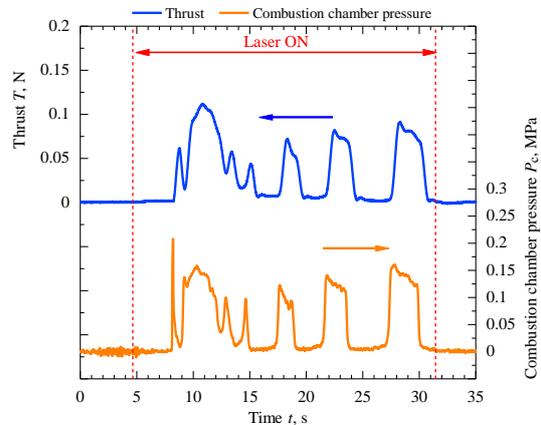
以上の性能を比較すると第 2 表のようになる. このように PC よりも PMMA を用いた場合の方が高い比推力が得られた. 燃焼中の圧力や比推力は PC の方が高いが, 消炎時間も長いのでこのような結果になった.

(3) 推進薬の配合による性能の変化

第 8 図は, PMMA 製のプロペラントホルダを



第 6 図 推力と燃焼実圧力の時間変化. レーザヘッド移動速度 0.9 mm/s, レーザ透過窓材質: PC.



第 7 図 推力と燃焼実圧力の時間変化. レーザヘッド移動速度 0.7 mm/s, レーザ透過窓材質: PC.

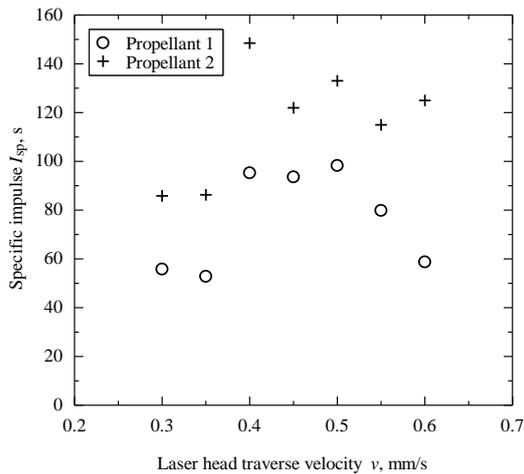
第 2 表 比推力(単位:s)

レーザ透過窓材質	レーザヘッドの移動速度, mm/s	
	0.70	0.90
PMMA	132	130
PC	111	122

使用した時のレーザヘッドの移動速度と比推力の関係である. このように, レーザヘッドの移動速度により比推力が変化している. よって, 最適なレーザヘッドの移動速度があると言える.

また, Propellant 2 の比推力は, 理論比推力と同様に, 実験でも Propellant 1 に比して高くなっている. 一方で, Propellant 1 は, レーザヘッドの移動速度によっては燃焼が安定したが, Propellant 2 は, 燃焼はどの移動速度でも第 6 図のように不安定になった. この理由として Propellant 2 では, CB の含有率が低く, レーザの吸収量が少ないためと考えられる.

なお, この時の実験は, 先述の実験(1)(2)



第 8 図 レーザヘッドの移動速度と比推力の関係。プロペラントホルダは PMMA 製。

とは異なる粒子径の AP を用いているため、比推力や安定した燃焼が得られたレーザーヘッド移動速度は異なっている。実験(1)(2)で得られた実験結果のレーザーヘッド移動速度に対する依存性は、現在準備中の論文にて発表する予定である。

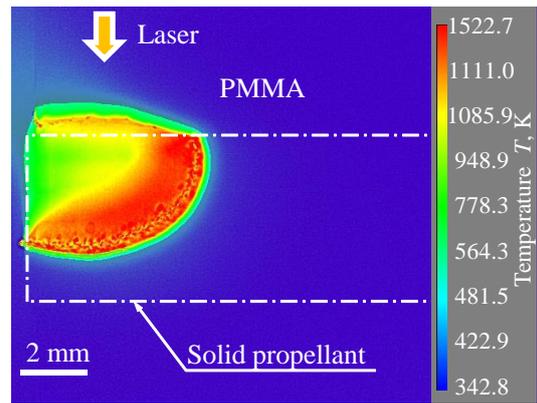
#### (4) 燃焼中の固体推進薬の温度計測

(2)で説明したとおり、レーザー導入窓の材質の違いにより、推進機の作動や比推力が見られた。この原因を調べるため、サーモグラフィカメラを用いて燃焼中の推進薬の温度分布を測定した。

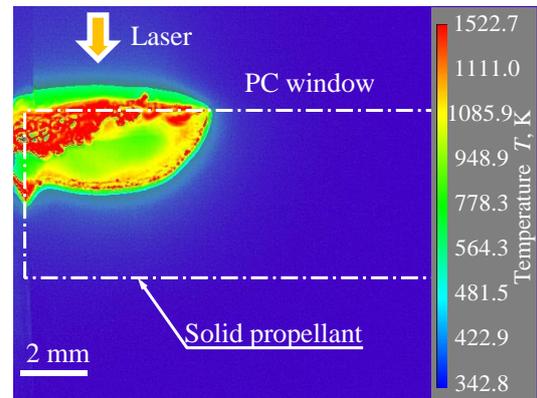
第 9 図は、PMMA をレーザー透過窓として利用した場合における、レーザー照射開始から 2 s 後の固体推進薬の温度分布である。レーザーは、推進薬上方から照射し、レーザーヘッドを 0.85 mm/s で右方向に移動させている。燃焼面は、1400 K 程度であった。

一方で、PC をレーザー透過窓とした場合、第 10 図のような温度分布になった。この時の燃焼面温度は 1100K と低く、熱侵入厚さも薄くなっている。よって、燃焼面の温度低下が比推力の低下を招いたと考えられる。

燃焼面温度の低下の原因として、PC の反応生成物によるレーザー吸収が考えられる。第 10 図の左側を見ると、PC の表面は、燃焼面から離れているにもかかわらず、温度が 1500K 近くになっている。PMMA ではこのような高温領域は見られない。よって、この高温領域は、燃焼熱に由来するものではなく、PC 由来の物質がレーザー光を吸収することに起因すると考えられる。現に、実験後のプロペラントホルダ内部を見ると、PC の内部に黒色のフレーク状の物質が視認された。以上より、PC 由来の物質がレーザー光を吸収することにより、燃焼面に到達するレーザーパワーが減少し燃焼



第 9 図 推力と燃焼実圧力の時間変化。レーザーヘッド移動速度 0.7 mm/s レーザ透過窓材質：PC。



第 10 図 推力と燃焼実圧力の時間変化。レーザーヘッド移動速度 0.7 mm/s, レーザ透過窓材質：PC。

面の温度が低下し、比推力が低くなったと考えられる。

#### 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 Shota Isakari, Shingo Onizuka, Yasuyuki Yano, and Akira Kakami, “Performance Evaluation of a Throttleable Solid Propellant Thruster using Laser Heating,” Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, 査読有り, 印刷待ち, URL:[https://www.jstage.jst.go.jp/browse/tastj/14/ists30/\\_contents](https://www.jstage.jst.go.jp/browse/tastj/14/ists30/_contents).
- ② Akira Kakami and Takeshi Tachibana, “Heat balance evaluation of double-base solid propellant combustion using thermography and laser heating on a burning surface,” 査読有り, Aerospace Science and Technology, Vol. 47, 2015, pp. 86-91,

<http://10.1016/j.ast.2015.09.013>.

[学会発表] (計7件)

- ① 飯盛翔太, 浅倉高雅, 矢野康之, 各務聡,  
レーザ加熱によるスロットリングを実現するマイクロ固体ロケットの性能評価, 平成27年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2015-064, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所(神奈川県・相模原市), 2016年1月15日.
- ② Shota Isakari, Shingo Onizuka, Yasuyuki Yano, and Akira Kakami,  
“Performance Evaluation of a Throttleable Solid Propellant Thruster using Laser Heating,”  
30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-a-09, July 4-10 2015, Kobe Convention Center (Kobe, Hyogo, Japan).
- ③ 飯盛翔太, 鬼塚信吾, 矢野康之, 各務聡,  
“HTPB/AP コンポジット推進剤を用いたレーザ点火型マイクロスラスタ”, 平成26年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2014-033, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所(神奈川県・相模原市), 2015年1月16日.
- ④ 鬼塚信吾, 飯盛翔太, 矢野康之, 各務聡,  
“レーザ加熱によりスロットリングを実現する固体推進機”, 平成26年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2014-031, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所(神奈川県・相模原市), 2015年1月16日.
- ⑤ Shingo Onizuka, Shota Isakari, Yasuyuki Yano, Akira Kakami, “A throttleable solid propellant thruster by laser heating,” The 5th International Symposium on Energetic Materials and their Applications, PP-14, November 15-17 2014, The Luigans Spa & Resort (Fukuoka, Japan).
- ⑥ Akira Kakami, Hamada Taketoshi, Masayuki Shimoda and Takeshi Tachibana, “Throttleable solid propellant microthruster using laser-assisted combustion,” 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2013-4078, June 15 2013, San Jose, California, USA.
- ⑦ Masayuki Shimoda, Taketoshi Hamada, Akira Kakami, and Takeshi Tachibana,

“Prototype of 0.1 N-class Solid Propellant Thruster with Laser-Controlled Combustion”, 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-a-06, June 5 2013, Nagoya Congress Center (Nagoya, Japan).

[図書] (計0件)

[産業財産権]

○出願状況 (計0件)

○取得状況 (計0件)

[その他]

ホームページ等

<http://www.cc.miyazaki-u.ac.jp/kakami/study-lacs.html>

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

各務 聡 (KAKAMI Akira)  
宮崎大学・工学部・准教授  
研究者番号: 80415653

### (2) 研究分担者

橘 武史 (TACHIBANA Takeshi)  
九州工業大学・工学研究院・教授  
研究者番号: 50179719

堀澤 秀之 (HORISAWA Hideyuki)  
東海大学・工学部・教授  
研究者番号: 30256169

### (3) 連携研究者

周善寺 清隆 (SHUZENJI Kiyotaka)  
福岡県工業技術センター・機械電子研究所・研究員  
研究者番号: 00416504