

平成22年 3月 31日現在

研究種目：若手研究 (B)

研究期間：2008 ～ 2009

課題番号：20760551

研究課題名 (和文) レーザー着火式マイクロスラスタの推力特性の解明と性能向上

研究課題名 (英文) Thrust characteristics and performance improvement of a laser ignition microthruster

研究代表者

小泉 宏之 (KOIZUMI HIROYUKI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・助教

研究者番号：40361505

研究成果の概要 (和文)：

現在、目覚ましい発展を遂げている超小型衛星には、より高度なミッションを行うための超小型推進系、マイクロスラスタ、が待望されている。研究代表者らは、複数の小型固体推進薬をレーザー着火により順次使用するマイクロスラスタを提案している。しかし、1-10 mm 級の極小推進薬、燃焼室、およびノズル、そして樹脂壁面という特殊な条件に関して有効な設計指針はない。本研究では、各種スラスタ形状に対して推力特性を調べる事により、最適設計に必要な条件を明らかにした。さらに得られた特性に基づいてスラスタ設計を行い、実験室モデルの開発を行った。

研究成果の概要 (英文)：

Research and development of small spacecraft have advanced extensively throughout the world and propulsion devices suitable for the small spacecraft, microthruster, is eagerly anticipated. The authors proposed a microthruster using laser ignition of micro-solid-propellant pellets. However, there are few theories and experiments for such a micro-solid rocket of 1-10 mm size. In this study, we have investigated the effect of thruster configurations on a laser ignition microthruster and obtained thrust characteristics for the optimum design. Additionally, based on those results, design and development of a laboratory model of the microthruster were conducted.

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 | 1,500,000 | 450,000 | 1,950,000 |
| 総計 | 3,400,000 | 1,020,000 | 4,420,000 |

研究分野：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：宇宙インフラ、小型衛星、レーザー着火、マイクロスラスタ、火薬

1. 研究開始当初の背景

近年の超小型衛星の成長は、これまで官および大企業が主導であった宇宙開発に、大きな転換期をもたらしている。そして、より高

度なミッションを行うために超小型衛星に適した超小型推進系、つまりマイクロスラスタ、の開発が待望されている。

この中で、著者らはレーザー着火式マイクロ

スラスタを提案している。複数の火薬ペレットを個別の燃焼チェンバに装填しレーザー着火により順次使用していく。固体推進薬の使用は大推力の発生とコンパクトな推進システムという利点を合わせ持つ。これまでの研究では、半導体レーザーによる固体推進薬の真空着火特性を明らかにし、その動作および性能実証を行ってきた。

しかしながら、未だレーザー着火マイクロスラスタの設計指針は確率されていない。小型衛星には極度の小型化が要求されるため、最小の重量・容積において最大の推力を提供することがマイクロスラスタには不可欠である。しかし、現段階においてこの最適化は達成されていない。この原因は各パラメータの推力への依存性が明らかでない事が大きい。固体ロケットの燃焼推力に関しては、従来の研究により多くの指針が得られている。しかし、1-10 mm 級の極小推進薬、燃焼室、およびノズル、そして樹脂性の壁面という特殊な条件に関して、従来の指針がどこまで適用できるかは明らかにされていないのである。

2. 研究の目的

本研究の目的を以下に示す。

- (1) レーザー着火マイクロスラスタの推進性最適化に必要なスラスタ形状の推進性能への依存性を明らかにする(推力特性の解明)。
- (2) 実用化に向けて重要な事項であるショット毎の推力分散を解析し低減方法の指

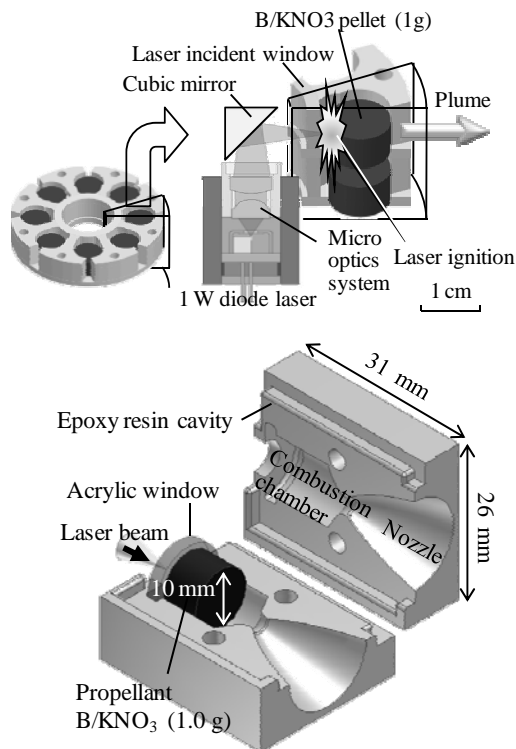


図1 レーザー着火式マイクロスラスタの概念図(上)および推力特性実験用モデル模式図(下)

針を得る。

- (3) 得られた推力特性を元に、実験室モデルスラスタの開発を行う。

3. 研究の方法

本研究のマイクロスラスタでは、推進剤にボロン硝酸カリウム(B/KNO₃)火薬を使用し、推進剤質量900 mg、燃焼室長さ10 mm、スロート径3.0 mm、開口比25、およびノズル出口半頂角15度をノミナルケースとして実験を行った(図1参照)。

(1) 推力特性の解明: スラスタ形状としてノズル開口比、燃焼室容積、スロート面積、およびノズル拡がり角を変化させて実験を行った。全ての実験においてスラスタスタンドにおける推力(インパルス)測定を行い、比推力を用いて性能評価を行った。また、シャドウグラフ法によるブルームの可視化、および圧力センサによる燃焼室内部圧力の測定を行った。最後に、ミッション要求に合わせたサイズのスラスタ設計を可能とするため、形状比を固定しスケールを変化させる実験を行った。

(2) 推力分散の解明: 各スラスタ(1ショット)毎における、搭載火薬量、推力、未燃火薬量、壁面アブレーション量を測定し、推力分散との相関を調べた。また、スラスタ壁面材量として金属壁と樹脂壁の比較を行った。

(3) 実験室モデルの開発: 小型のステッピングモータおよびロータリエンコーダを用いた推進剤供給機構を開発した。(1)によって得られた推力特性を基に最適となるスラスタ形状を求め、実験室モデルマイクロスラスタの作成および評価を行った。

4. 研究成果

(1) 上述の各種実験によって燃焼室およびノズル形状の変化が比推力に与える影響を明らかにした。本研究で得られた推力特性に

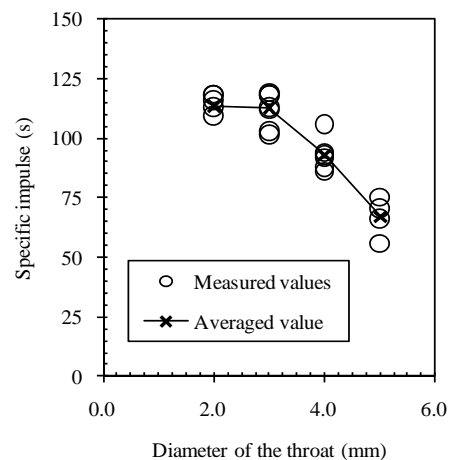
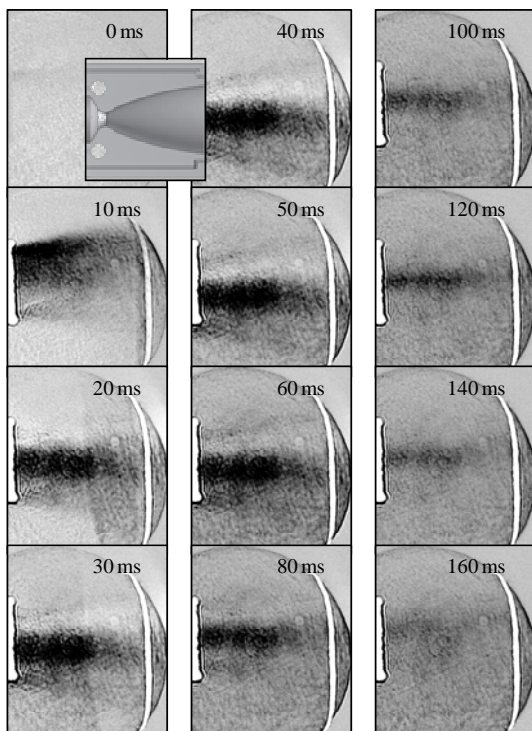


図2 スロート面積と比推力

関する主要な結論を次に要約する。①ノズル開口比の増加による比推力上昇率は、理論的な推力係数の上昇率に一致した。しかし、比推力の絶対値は完全燃焼が生じた場合の45-50%の値であった。②燃焼室の長さを10から25 mmまで変化させたが性能には影響を与えなかった。③ノズル開口比を固定した状態であっても、スロート径を絞ることにより性能が上昇した(図2参照)。この傾向は直径3.0 mmで飽和し、この時の燃焼室最大圧力は1.2 MPaであった。④ノズル出口半頂角を30度以上に広げると性能が低下した、ただし、ノズルがないケースにおいても比推力は80 sにとどまった。⑤シャドウグラフ法によるブルーム撮影および燃焼室圧の時間履歴測定の結果、本スラスタの主推力は着火初期の着火後30-60 msに集中して生じている事がわかった(図3参照)。一方で、ブルーム発光は500 msの長い時間にわたっている。⑥スラスタのアスペクト比を固定したまま、形状を1/15サイズまで変化させた場合、比推力の低下は25%であった(図4参照)。以上の各実験結果を総合的に見た考察において、著者らは未燃焼推薬の排出が性能に大きな影響を与えていると考えている。

(2) 実験の結果、スラスタ推力分散の主要因は燃焼モードの違いにある事がわかった。燃焼室内圧力を高め、未燃の推進剤を減らすことで燃焼モードが定まり、推力分散および



第3図 スラスタから噴出するブルーム(シャドウグラフ法)

比推力ともに改善されることがわかった。また、スラスタに樹脂壁面を用いた場合、壁面アブレーションによって比推力が大きくなる事が明らかとなった。しかし、同時に推力分散が大きくなることがわかった。

(3) 実験により得られた推力特性に基づき、最適な性能を持つスラスタの開発を行った。この結果、これまでより大きなトータルインパルスをもつマイクロスラスタ実験室モデルの開発に成功した(図5参照)。

(4) さらに、前年度の研究結果への考察から、性能を最適化するためには内部燃焼方法の改善が必須である事が考えられた。このために圧力隔壁を用いて、燃焼開始時の圧力を高める方法を検討、実験を行った。初期実験の結果では比推力向上の可能性が確認できた。

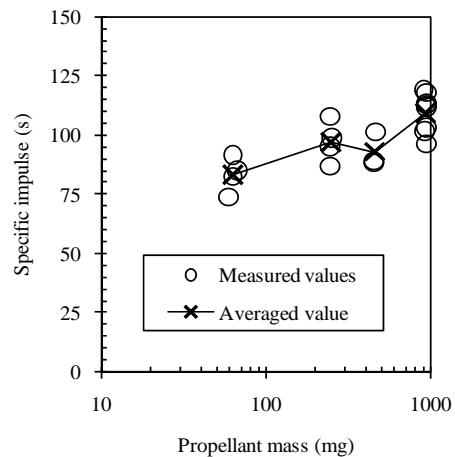


図4 スラスタのスケールと比推力の関係

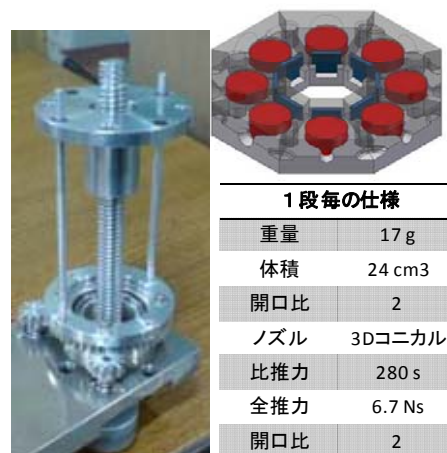


図5 実験室モデル(左:回転式供給機構,右:推力体積比を向上させた新しいスラスタ設計例)

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 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, 査読有, 58 巻, 2010, 178-186
- ② Nakano, M., Koizumi, H., Watanabe, M., and Arakawa, Y., A Laser Ignition Microthruster for Microspacecraft Propulsion, Trans. JSASS Space Tech. Japan, 査読有, Vol.7, 2009, 7-9

[学会発表] (計5件)

- ① 近藤亮, 岡田佳祐, 荒川義博, 小紫公也, 小泉宏之, 中野正勝, マイクロ固体ロケットの実用化に向けた実験的研究, 平成21年度 宇宙輸送シンポジウム, 2010年1月14日, 相模原
- ② Nakano, M., Koizumi, H., Watanabe, M., and Arakawa, Y., Laser Ignition Microthruster Experiments on KKS-1, 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009/07/10, Tsukuba
- ③ Kondo, R., Okada, K., Koizumi, H., Nakano, M., and Arakawa, Y., Improvement of Propulsive Performance of Laser Ignition Micro Solid Rocket, 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009/07/09, Tsukuba
- ④ 濱崎享一, 岡田佳祐, 近藤亮, 小泉宏之, 中野正勝, 渡辺将史, 小紫公也, 荒川義博, マイクロ固体ロケットの性能に与えるスラスタ形状の影響, 平成20年度 宇宙輸送シンポジウム, 2009年1月19日, 相模原
- ⑤ Nakano, M., Koizumi, H., Watanabe, M., and Arakawa, Y., A Laser Ignition Microthruster for Microspacecraft Propulsion, 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008年6月6日, 浜松

[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.al.t.u-tokyo.ac.jp/dlam/dlam_top.html

6. 研究組織

(1) 研究代表者

小泉宏之 (KOIZUMI HIROYUKI)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・助教

研究者番号: 40361505

(2) 研究分担者

なし

(3) 連携研究者

なし

(4) 研究協力者

荒川義博 (ARAKAWA YOSHIHIRO)

東京大学・大学院工学系研究科・教授

研究者番号: 50134490

中野正勝 (NAKANO MASAKATSU)

東京都立産業技術高等学校・准教授

研究者番号: 90315169