

紫外光発光ダイオードと固体材料の相互作用を利用した 小型低電力推進機の開発

Development of low-power micropropulsion system through interaction of ultraviolet light-emitting diode and solid material

○井上 孝輝, 坂口 貴司, 池田 知行, 堀澤 秀之, 山口 滋 (東海大学)
中山 宣典 (防衛大学), 船木 一幸 (宇宙航空研究開発機構)

○Koki Inoue • Takashi Inoue • Tomoyuki Ikeda • Hideyuki Horisawa • Shigeru Yamaguchi (The University of Tokai)
• Hidenori Nakayama (National Defense Academy) • Ikkoh Hunaki (JAXA)

Abstract

The purpose of this research is to develop a micro thruster utilizing reaction force of molecular flow caused by dissociation of molecular bond of polymer target by irradiation with ultraviolet (UV) photon, ie photochemical reaction. Ultraviolet photons with higher photon energies can directly dissociate molecular bonds with lower binding energy than photon energy. In this study, the thrust due to photodissociation of UV-LED and Nylon 6 at 265 nm and 365 nm was measured using a torsional pendulum thrust stand. The result shows that the convergence thrust is highest with the combination of 265 nm / 12 mW LED and Nylon 6.

記号の説明

E : 個々の光子が持つエネルギー
 h : Planck 定数
 ν : 光の振動数
 c : 光速
 λ : 光の波長
 ϵ_0 : 真空誘電率
 S : 極板面積
 V : 入力電圧
 d : 極板間距離

1. 研究背景

近年, 大学や企業が中心の民間団体により, 比較的小型の人工衛星の開発, ならびにこれらを用いた事業への参入が活発化している. こうした小型衛星は, 国家主導で開発されてきた従来の大型・高機能な人工衛星に比べてシンプルで軽量に設計されるため, 衛星本体の開発, 製造, 打ち上げに必要な費用や期間を大幅に低減できるというメリットを持っている. また, 低コストの小型衛星を複数機

打ち上げて協調システムを構築することにより, 単機の大型衛星だけでは困難な観測や通信といった高度なミッションの達成も可能となる. さらにこのようなシステムでは, 故障した衛星だけを取り替えることで機能の回復が容易であるため, システム全体の冗長性の確保も期待される. こうした利点が注目されたことで, 小型衛星の打ち上げ数は世界的に増加を続けており, 2016年から2020年の間には約3000機の小型衛星が打ち上げられると予測されている^[1].

従来, 総重量百 kg 以下のクラスの小人工衛星の多くは推進機を搭載していないため, 能動的な軌道修正や軌道遷移が困難であった. しかし, 将来的により高度なミッションへ小型衛星を応用することを考えると, こうした推進機の搭載は不可欠であるといえる.

小型衛星のもつサイズと電力の厳しい制約を考慮すると, 搭載される推進機にも従来のものより

格段に小さな質量, 体積, 消費電力が求められる^[3]. このような制限のある機体には比推力の高い電気推進^[4-5]が適しているため, 様々な電気推進機の研究開発が各国で進んでいる. しかしながら, 既存の推進システムを相対的に縮小するだけではこれらの要求をクリアすることは困難であるといわれている^[3]. このことから, 既存の推進機に代わる, よりコンパクトかつ低電力で動作可能な新型の電気推進機の開発が必要と考えられる.

こうした小型衛星への搭載に適した新たな推進システムとして本研究が提案するのが, 紫外線と高分子材料の相互作用を利用した光化学推進機である. 光エネルギーを利用した宇宙機用推進システムの例としては, レーザー光によって推進剤をアブレーションさせることで推力を生むレーザー推進や, 巨大な薄膜鏡を用いることで光子を反射して推力を得るソーラーセイルなどが研究, 実証されてきた^[6]. 本研究対象である推進機はこれらの従来の概念とは異なり, 紫外線照射によって高分子材料に生ずる光化学反応を推進に利用する. すなわち, 紫外線のもつ高い光子エネルギーを推進剤表面分子に与えることで, 分子間結合を直接切断し, このとき排出される分子流の反力を推進に用いる. このような紫外線のエネルギーを用いたターゲット表面の分解除去技術は, 材料加工の分野等では既に利用されているものの^[7], これまで推進機として応用された例は無い. 代表的な分子間結合エネルギーの一覧, およびこれらに対応する光の波長の一覧を表 1 に示す. 光子エネルギー E の大きさと光の波長 λ の関係は次式で表される.

$$E = hc/\lambda \quad (1)$$

ここで, h はプランク定数, c は真空中の光速である.

本研究では小型衛星への搭載を想定し, 紫外光源として紫外線発光ダイオード (UV-LED) を用いた. UV-LED は水銀ランプやエキシマレーザーとい

った従来の紫外光源に比べ, 極めて小型軽量であり, 直流の低電圧作動が可能という利点を持つ, さらに, 推進剤には取扱いの容易な固体高分子材料を使用した. これにより, 非常にシンプルでコンパクト且つ低消費電力の推進機構が実現可能である.

本研究では高分子材料を推進剤として使用した. はじめに, μN 級の推力測定が可能なねじり振り子式スラストスタンドを用いて推力測定実験を行った. これらの測定結果から, UV-LED の波長, 光出力の違いによる推力の比較を行った.

表 1. 分子結合と結合エネルギー一覧表

結合	結合エネルギー [kJ/mol]	最大切断波長 [nm]
C-N	266.5	448.9
C-C	352.9	339.0
N-H	384.7	311.0
C-H	408.6	292.8

2. 推力測定実験

本実験では 2 種類の LED を使用している. それぞれの性能は以下に示す.

表 2. 紫外光発光ダイオード仕様

順電圧 [mA]	500	350
順電流 [V]	15.4	6.8
放射束 [mW]	2040	12
ピーク波長 [nm]	365	265

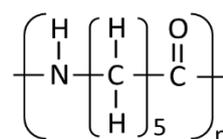


図 1. Nylon6 構造式

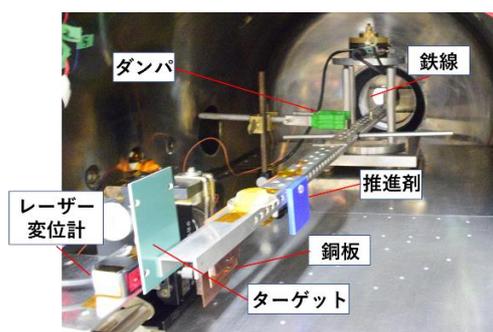


図2. ねじり振り子式スラストスタンド外観

推力の校正はアームに装備した銅板とチャンパーに設置した銅板同士の静電力により既知の静電力と変位から UV-LED の推力を算出した。静電力は以下の式を利用し算出した。

$$F = \frac{1}{2} \epsilon_0 S \frac{V^2}{d^2} \quad (2)$$

ここで、極板間距離を D 、極板面積を S 、真空の誘電率を ϵ_0 とした。校正の際は、静電アクチュエータに LED 照射時間と同じく 4 秒間任意の電圧を印加し、この静電力により生じるスラストスタンドの変位を測定した。印加電圧を 10~30 V の間で段階的に変化させながら複数回測定を行うことで、スラストスタンドの校正曲線を作成した。この校正結果と UV-LED 照射時に生じた変位を比較することで、光化学反応による推力を算出した。

3. 実験条件および実験結果

表 3 に種々の実験条件を示す。

表 3. 実験条件

UV-LED	365 nm	2040 mW
	265 nm	12 mW
推進剤	Nylon6	
真空度	10^{-6} Torr	10^{-4} Pa

静電アクチュエータを用いたスラストスタンドの校正結果の一例を図 3, 4 に示す。図 3 は極板間に 20 V の電圧を印加した際に観測された変位の時間変

化である。このような波形の最大振幅を読み取り、印加した電圧による静電力を式(2)から算出し、図 4 のような校正曲線を作成した。

ナイロン推進剤に UV-LED を照射した際に発生したスラストスタンドの変位を図 5 に示す。図 5 より、推進剤表面への LED 照射に伴ってスラストスタンドに変位が生じ、照射終了後に減衰している様子が分かる。PVC への LED 照射においても同様の波形を観測した。

校正結果を用いて算出した推力を表 4 に示す。表より、波長 265 nm で出力が 0.46 mW と 12 mW と異なる場合における推力の違いは、最大出力は両データとも照射回数 1 回目に出現し、2 回目以降は推力が徐々に低下し、ある値に漸近することがわかる。このときの推力値は 12 mW の方が大きいことがわかる。

また、異なる波長、光出力での推力の違いを比較した。ここでは 265 nm/12 mW の場合と 365 nm/2040 mW の場合の比較を行った。最大推力は 365 nm が大きく、一定値に漸近するときの推力は 265 nm の方が大きいことがわかる。

また、265 nm/12 mW と 365 nm/2040 mW で光出力は 365 nm が 170 倍であるが、265 nm の方が低出力であるのも関わらず推力が大きいことがわかる。

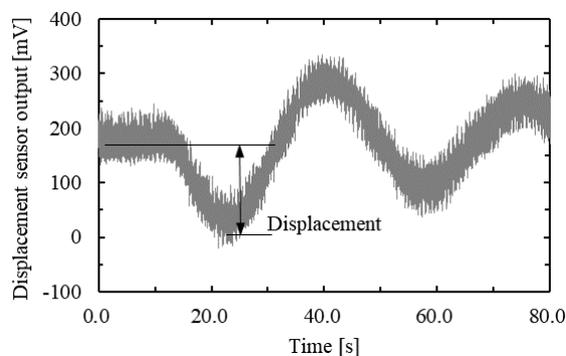


図3. 静電アクチュエータによる変位

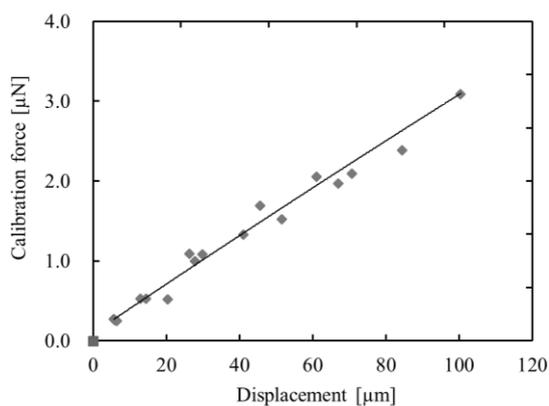


図 4. スラストスタンド校正結果の例($R^2=0.9741$)

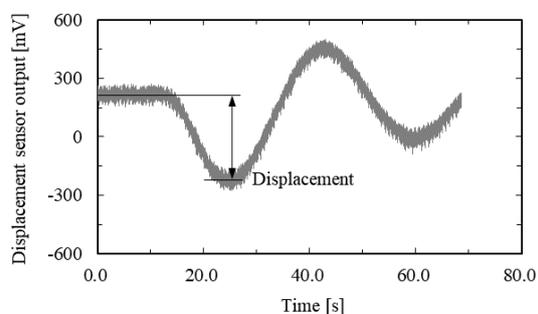


図 5. ナイロンへの LED 照射による変位

表 4. 各 LED での推力測定

放射束[mW]	0.46	12	2040
波長 [nm]	265	265	365
1	0.051	0.136	0.174
2	0.032	0.107	0.178
3	0.031	0.107	0.142
4	0.029	0.106	0.118
5	0.013	0.103	0.078
6	0.017	0.103	0.082
7	0.02	0.086	0.083
8	0.02	0.097	0.074
9	0.023	0.093	0.066
10	0.022	0.082	0.062

5. まとめ

uv-LEDを固体表面に照射した際に発生する推力の発生特性について、照射波長ならびに光出力を変化させて評価した。その結果、波長 265 nm, 光出力 0.46 mW の推力が 0.023 μN , 波長 265 nm, 光出力 12 mW の推力が 0.090 μN であった。一方、波長 365 nm, 光出力 2040 mW の推力は 0.074 μN で、短波長の uv-LED の方が低出力でも推力発生に有利であることが確認された。

参考文献

- 1) SpaceWorks Enterprises, Inc., “2016 Nano / Microsatellite Market Forecast”, http://spaceworksforecast.com/docs/SpaceWorks_Nano_Microsatellite_Market_Forecast_2016.pdf, 2016.
- 2) SpaceWorks Enterprises, Inc., “2015 Small Satellite Market Observations”, http://www.spaceworksforecast.com/docs/SpaceWorks_Small_Satellite_Market_Observations_2015.pdf, 2015.
- 3) Micci, M. M., and Ketsdever, A. D. (ed.), “Micropropulsion for Small Spacecraft”, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Astronautics and Aeronautics., Vol.187, 2000.
- 4) R.G.Jahn: Physics of Electric Propulsion, McGraw-Hill, 1968.
- 5) 栗木恭一・荒川義博：電気推進ロケット入門，東京大学出版会，2003.
- 6) Phipps, C., Birkan, M., Bohn, W., Eckel, H.-A., Horisawa, H., Lippert, T., Michaelis, M., Rezunkov, Y., Sasoh, A., Schall, W., Scharring, S., Sinko, J.: Review: Laser-Ablation Propulsion, J. Propulsion and Power, Vol. 26, No. 4, pp.609-637, 2010.
- 7) 渡部俊太郎：エキシマレーザーの開発とその応用技術・例，応用技術出版，1987.