

## 沿面アーク推進機における放電時間制御と推進機性能

九州工業大学 工学府 工学専攻 宇宙システム工学コース 243H0016 西岡 和毅

指導教員：豊田 和弘 教授

本論文は、超小型衛星向け電熱加速型電気推進機である沿面アーク推進機 (SAT) において、放電時間制御が推進機性能に及ぼす影響を実験的に評価したものである。CubeSat の増加に伴い小型・低電力推進機の需要が高まる一方、従来の PPT では電磁放射ノイズや質量増加が課題であった。本研究では、電気二重層キャパシタ (EDLC) を電源とする矩形型 SAT を対象とし、MOSFET およびフォト MOS を用いた放電時間制御回路を新たに設計・製作した。放電時間を 5~30 ms の範囲で制御し、真空チャンバ内においてターゲット法によりインパルスビット (Ibit) を測定するとともに、推進剤質量変化から比推力 ( $I_{sp}$ ) を算出した。その結果、放電時間の延長により Ibit は増加したが、推進剤消費および熱的損傷も増大した。さらに測定精度向上のため、エアベアリングテーブル法およびねじり天秤法による新たな測定装置を試作した。以上より、性能と耐久性を両立する最適放電時間の存在が示唆された。

### Discharge Time Control and Thruster Performance in Surface Arc Thrusters

Kyushu Institute of Technology, Faculty of Engineering, Department of Engineering, Space

Systems Engineering Course 243H0016 Kazuki Nishioka

Supervisor: Professor Kazuhiro Toyoda

This thesis experimentally investigates the effect of discharge time control on the performance of a surface arc thruster (SAT), an electrothermal propulsion system for small satellites. With the increasing number of CubeSat launches, compact and low-power propulsion systems are increasingly required, while conventional pulsed plasma thrusters (PPTs) face challenges such as electromagnetic noise and added mass due to shielding. A rectangular SAT powered by electric double-layer capacitors (EDLCs) was equipped with a newly developed discharge time control circuit using a MOSFET and PhotoMOS relay. The discharge duration varied from 5 to 30 ms. The impulse bit (Ibit) was measured using the target method in a vacuum chamber, and the specific impulse ( $I_{sp}$ ) was calculated from propellant mass consumption. Results show that longer discharge duration increases Ibit but also leads to greater propellant consumption and thermal damage. Target movement during discharge indicated limitations in measurement accuracy. To address this issue, alternative measurement systems based on the air-bearing table and torsion balance methods were prototyped. The findings suggest an optimal discharge duration that balances performance and thermal reliability for small satellite propulsion systems.

・目次.....	1
図表目次.....	3
図目次.....	3
表目次.....	5
1 序論.....	7
1.1 研究背景.....	7
1.2 宇宙機の推進機.....	8
1.3 電気推進機.....	9
1.4 超小型衛星向けの推進機の研究動向.....	10
1.5 沿面アーク推進機.....	11
1.5.1 沿面アーク推進機の特徴.....	12
1.5.2 沿面アーク推進機の動作原理.....	13
1.5.3 九州工業大学における沿面アーク推進機の先行研究.....	14
1.5.4 現在の沿面アーク推進機.....	16
1.5.5 現在の沿面アーク推進機の課題.....	18
1.5.6 本研究の目的.....	19
2 実験機器.....	20
2.1 スクエアチャンバ.....	20
2.2 電離真空計.....	21
2.3 オシロスコープ.....	22
2.4 カレントモニタ・クランプオンセンサ.....	25
2.5 沿面アーク推進機外部電源.....	27
2.6 可変抵抗器.....	28
2.7 分析天びん.....	29
2.8 カメラシステム.....	30
3 研究手法.....	32
3.1 推進機性能の評価指標.....	32
3.2 放電時間が推進機性能へ及ぼす影響.....	33
3.2.1 放電時間制御回路.....	33
3.2.2 放電時間制御回路の動作検証.....	35
3.2.3 実験装置のセットアップ.....	37
3.2.4 実験手順.....	39
4 実験結果.....	41
4.1 放電時間 5ms.....	41
4.2 放電時間 10ms.....	46
4.3 放電時間 15ms.....	50

4.4	放電時間 20ms.....	53
4.5	放電時間 30ms.....	57
4.6	放電時間ごとの傾向.....	62
5	考察.....	64
6	まとめと結論.....	65
7	課題と今後の展望.....	66
8	参考文献.....	74
9	研究業績.....	77
10	謝辞.....	78
11	付録.....	79
	付録 1.....	79
	付録 2.....	84
	付録 3.....	86
	付録 4.....	88
	付録 5.....	88

全文を希望の方は [toyoda.kazuhiro721\(アット\)mail.kyutech.jp](mailto:toyoda.kazuhiro721@mail.kyutech.jp) までご連絡下さい