

小型衛星搭載用微少推力パルスプラズマ推進機の研究

青柳 潤一郎 (システムデザイン学部航空宇宙システム工学コース助教)

新谷 剛平、窪田 裕毅 (航空宇宙システム工学専修)

梅田 恭平、北園 陽平 (航空宇宙システム工学コース)

竹ヶ原 春貴 (航空宇宙システム工学コース教授)

E-mail: ppt@astak3.tmit.ac.jp

URL: astak8.tmit.ac.jp



<概要>

1. 小型衛星は比較的低コスト、短期間で開発が可能なることから、近年注目されている。
2. パルスプラズマ推進機(PPT)は固体推進剤を使用し、構造が簡素で小型軽量化が可能であることから、小型衛星への搭載に適している。
3. 本研究はPPTについて、様々な小型衛星ミッションに適用できるように、幅広い推進性能を得ることを目的としている。
4. PPTは電極形状により推進性能の特徴に違いがある。
 - 4.1 平行平板形状: 低インパルスビットで超微細制御向き。
 - 4.2 同軸形状: 高インパルスビットで姿勢、軌道制御向き。
5. 推進機形状と投入電気エネルギーを選択することで、右図のように幅広い初期性能を得ることができた。
6. さらに、同軸型PPTの推進剤交換機構を研究し、より大きなトータルインパルス達成を目指している。
7. ミッション毎に要求される推進性能に対して、柔軟に対応できるようになった。

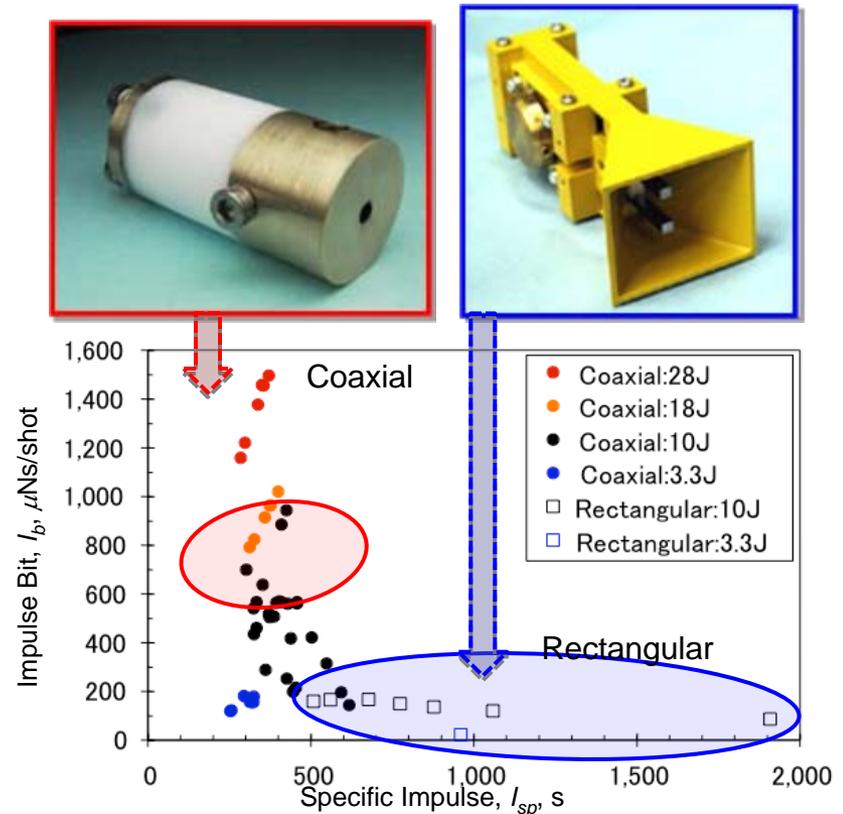


図 TMUのパルスプラズマ推進機初期性能