

JAXA's R&D Activity of Wireless Power Transmission Application for Future Space Systems

Osamu Kawasaki, Shuhei Shimada, Sayuri Sugimura,
Makoto Tomitaka, Yasushi Igarashi, Satoshi Ichikawa,
Research Unit I, R&D Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)
2-1-1 Sengen, Tsukuba, Ibaraki, 305-8505, JAPAN
Shohei Koyama, Koji Tanaka
Institute of Space and Astronautical Science (ISAS), Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)
3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa, 252-5210, JAPAN

Abstract:

The wireless power transmission (WPT) technique is a useful method in case where interconnecting wires are inconvenient, hazardous, complicated or impossible. The benefits of WPT technique are;

- Cost reduction by the simplification in the system assembly operation,
- Improvement of safety and reliability by the exclusion of the short circuit fault in mechanical connection and/or abrasion,
- Improvement of spacecraft design and operational flexibility by the reduction of wireharness, the flexible placement of components, and the standardization of interfaces.

Establishment of WPT technique on spacecraft enables them to be maintained by easy exchange of equipment on orbit and may create a new business to repair and reuse failed-spacecraft by extending their lives.

JAXA studies the application of WPT to spacecraft on three following technical elements as the first step for on-orbit demonstration and improvement of ground operation.

- (1) To improve reliability, replacing Solar Array Drive Mechanism (SADM) which connects solar power to the power controllers inside the satellite to WPT device
 - Common SADM uses metal brush for its power contacts. This mechanical system has a potential failure mode of the short circuit by the metal powder yielded by the brush abrasion.
- (2) To reduce the duration of satellite system test on ground, replacing the sensor network (temperature, acceleration, pressure) to WPT system
 - The number of sensors is up to 600ch and preparation/removal of these sensors for tests wastes test time.
- (3) To reduce wireharness in spacecraft, pursue the most suitable method of WPT to components (magnetic field or electric field)
 - Efficiency of power transfer and effects of Electro-magnetic Compatibility are under evaluation.

This paper reports each progress of JAXA's activity.

非接触電力伝送の宇宙機への応用取り組みと将来展望

川崎 治 嶋田 修平 杉村 さゆり

富高 真 五十嵐 泰史 市川 諭

宇宙航空研究開発機構 研究開発部門 第一研究ユニット

小山 翔平 田中 孝治

宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所

1 はじめに

非接触電力伝送技術の活用による宇宙機システムのワイヤレス化を行うことにより、以下の効果が期待できる。

- (1) システム組み立て作業の簡素化によるコスト低減
- (2) 短絡事故及び機構部の摩耗/劣化の排除による安全性・信頼性向上
- (3) 機器配置の自由度向上、インタフェース標準化による運用性向上など機能性向上

これらの非接触電力伝送技術の特質を生かすことによって、将来的には軌道上での装置交換による衛星修理や機能拡張の実現を目指すことができる。さらには衛星の保守や機能の追加・変更を行った上で衛星の再利用を可能とするビジネスを創出することも可能である。

現在、宇宙機のワイヤレス化に向けた最初のステップとして以下の 3 つの技術要素に着目し、軌道上での実証に向けた研究を進めている。本稿ではそれぞれの進捗状況について報告する。

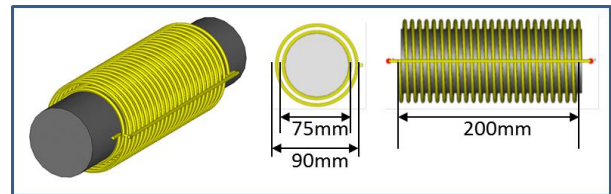
- (1) 太陽電池による発生電力を衛星構体内部へ接続するスリップリング (SADM) の信頼性及び寿命向上のための非接触化
- (2) 宇宙機地上試験時のセンサネットワーク(温度、加速度、圧力等)のワイヤレス化による試験期間の大幅短縮
- (3) 衛星コンポーネントへの最適な給電方式(磁界給電方式もしくは電界給電方式)の検討

2 スリップリングの非接触化検討

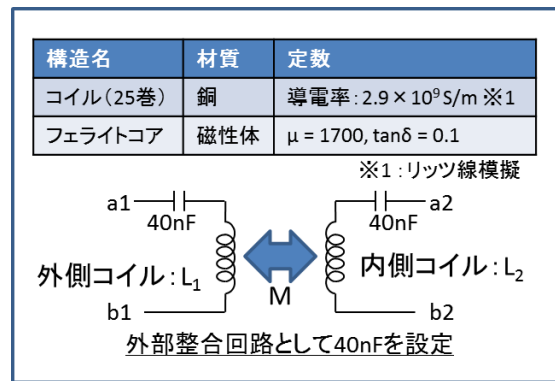
低軌道周回衛星の太陽電池パドルは太陽追尾のために約 90 分で 1 回転をしている。太陽電池の発生電力を衛星構体内部の電力制御器へ接続する機構として現在は金属ブラシを使用したスリップリングが用いられており、電極の摺動に伴う摩耗粉に原因すると推定される短絡事故の発生事例がある。このスリップリングを非接触化することにより電極摩耗による短絡リスクが排除できるとともに寿命向上が期待できる。

スリップリングの性質から伝送結合ギャップを大きくとる必要はないため、コイルを用いた結合係数を大きくとれる電磁誘導方式による伝送モデルを検討した。

検討に用いたスリップリング代替モデルを第 1 図に示す。20 ターンのリッツ線の銅線を図のように内円筒と外円筒で一次側と二次側とし、フェライトをコアとして用いた。このスリップリングに外部整合回路として一次側及び二次側にそれぞれ 40nF のキャパシタを直列に配置して伝送効率を電磁界シミュレータにて試算した。試算に用いた物性パラメータ及び等価回路図を第 2 図に示す。



第 1 図 非接触スリップリングモデル



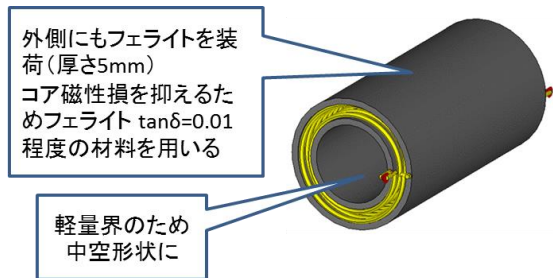
第 2 図 伝送のパラメータ及び等価回路模式図

S パラメータの試算の結果、100kHz 伝送における S21 は 0.93 となり、伝送効率は 86.7% となった。伝送損失は一般的に熱として排出されるが、排熱方法に制約のある宇宙空間においては熱制御の観点からその影響は大きく、可能な限り伝送効率を上げることが必要である。よって以下のようにモデル形状とパラメータを変更し

て伝送効率の向上を試みた。

- 外側にもフェライトを装荷。軽量化のため内側フェライトを空洞化
- $\tan \delta$ を 0.01 とし、外部整合キャパシタ容量を 43nF に変更

変更後の外形図を第 3 図に示す。これらの変更により S21 は 0.93 となり、伝送効率は 98.7% まで向上できる見とおしを得た。



第 3 図 伝送効率改善後のスリップリングモデル

3 センサ情報のワイヤレス化

衛星やロケットの開発試験時に取得するセンサ情報(温度、加速度、圧力等)は膨大であり、センサワイヤのセットアップ及び撤収に試験期間の大半が必要となっているため、これらをワイヤレス化により大幅な試験期間の短縮が期待できる。この第一段階として熱真空試験時における最大 600 チャンネルに及ぶ熱電対のワイヤレス化を検討中である。

熱電対をワイヤレスセンサとし、各センサノードへの給電について、動作温度範囲や寿命に懸念のある二次電池を使用せずマイクロ波で送電する。マイクロ波による電力は各センサノードのアンテナで受信後、RF-DC 変換回路により制御チップや無線チップに給電される。

電力伝送に用いる周波数は ISM バンド帯とし、センサノードのアンテナの小型軽量化が可能な 2.45GHz を採用した。

RF-DC 変換効率を向上させるために、以下2つのキーテクノロジー^[1]の導入を行った。

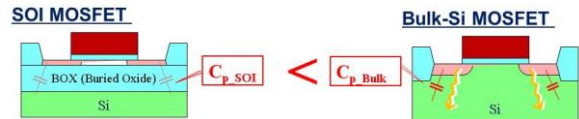
(1) Silicon On Insulator (SOI)技術の導入

第 4 図に示すように RF-DC 変換部に使用するスイッチング素子(MOSFET)に SOI 技術を導入した。この結果、寄生容量をバルクシリコンプロセスで作られた MOSFET の 1/10 程度に減らし、電力損失を低減させることが出来た。

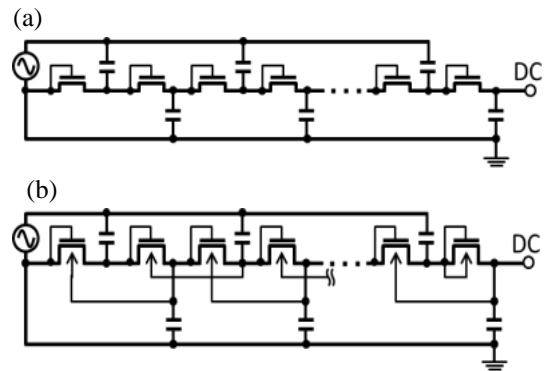
(2) ボディバイアス制御技術の導入

第 5 図(a)に、従来用いていた RF-DC 変換部の回路

を示す。従来回路は、ダイオード接続した MOSFET とキャパシタで構成されている。第 5 図(b)に、ボディバイアス制御技術を導入した回路を示す。本回路では、ボディ電圧を各 SOI MOSFET で独立して制御することにより、低閾値電圧(V_{th})のダイオード特性を実現した。この結果、電流オン・オフ比を大きくとることが可能となりエネルギー損失を低減することが出来た。



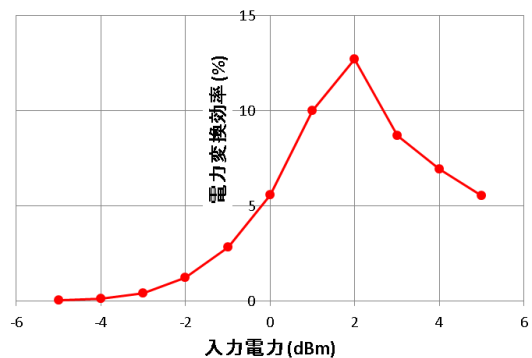
第 4 図 MOSFET の寄生容量比較



第 5 図 RF-DC 変換部

(a) 従来回路、(b) ボディバイアス制御技術を導入した回路

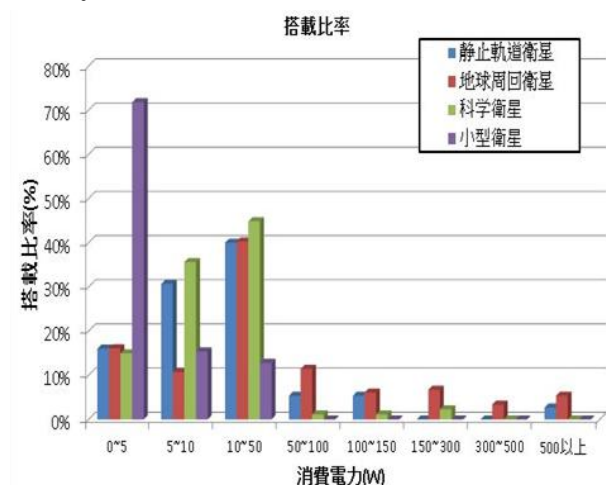
以上の技術の導入により、バルクシリコンプロセスで作られた電力変換効率 5%^[2]と比較して、電力変換効率最大 13%を実現するとともに低い入力電力(0dBm 以下)の効率向上を達成した(第 6 図)。今後はさらなる回路の改善により 20%以上の電力変換効率達成を目指す。



第 6 図 実現した RF-DC 変換効率

3 コンポーネントへの給電

宇宙機コンポーネントへの給電を検討するにあたり、必要な送電電力規模の把握の為、各種衛星のコンポーネントの消費電力を調査した。結果を第7図に示す。非接触電力伝送の宇宙機への適用にあたっては、小型衛星における実証を最初のステップとすることが適切と考えるが、小型衛星(50kg級)のコンポの約8割が10W以下の消費電力で動作している。よって当面は10W級の電力伝送をターゲットとし、宇宙機への適用性を検討している。



第7図 各種衛星コンポーネントの消費電力

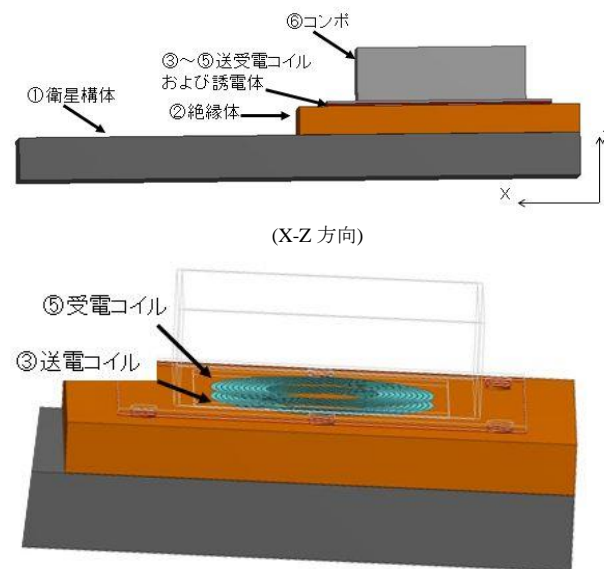
非接触電力伝送方式には大きく分けて①磁界給電方式、②電界給電方式、③マイクロ波給電方式があり、方式毎に様々な特徴があるが、コンポーネントへの給電については給電距離及び伝送効率から磁界給電方式と電界給電方式を候補として検討中である。本稿では磁界給電方式に関して試作したモデルの伝送特性及びEMC特性の評価状況について述べる。

第8図に特性評価用に作成した給電モデルを示す。衛星構体①には実機を模擬したAlハニカムを材質として用いたが、渦電流による効率低下を防ぐため絶縁体である10mmのテフロン②をコンポーネント模擬部⑥との間に挿入した。また一般的に、送受電コイル③⑤間は誘電率が高く、距離が近い方が電力伝送の向上が見込めるため、コイル間に厚さ0.6mmのガラエポ(誘電率4.5~5.0@1MHz)④を挿入した。

3.1 磁界給電方式における伝送特性

第8図に示す給電モデルの一次側及び二次側に共振用のキャパシタをそれぞれ直列に挿入するとともに一次側にはインバータ、二次側には整流回路及び負荷を

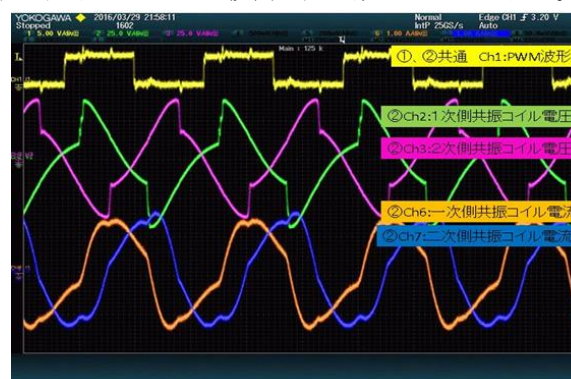
製作、接続して特性の計測を行った。インバータには宇宙用FETとして使用可能なSi FETを用い、スイッチング周波数は800kHzとしたが、宇宙用FETとしてGaN FETが実用化されればISMバンドである6.78MHzもしくは13.56MHzを将来的な動作ターゲットとする予定である。整流回路はダイオードによるブリッジ整流とし負荷は10Ωとして伝送特性の計測を行った。



(コンポーネント模擬部透過図)

第8図 各種衛星コンポーネントの消費電力

30V、0.5A(15W)入力時のシステム全体の伝送効率を測定した結果、50%程度(7.5W)であった。第10図にコイル部の電圧、電流波形を示す。一次側及び二次側の電流波形がsin波から崩れていることから、最適な電力伝送が行えておらず、反射波による無効電力が発生していることがわかる。今後は適切なインピーダンス整合回路を組み合わせるとともに伝送線路全体の線路抵抗を低下させることを検討し伝送効率の向上を図る。



第10図 コイル部の電流及び電圧

3.2 磁界給電方式における EMC 特性

宇宙機には MIL-STD-461C Part3 に準拠した電磁適合性が要求されるのが一般的であるが、非接触電力伝送を宇宙機に用いるにあたっては、本要求にとらわれない新しい規格を将来的に確立していく必要があるものと考えられる。そこで検討の出発点として今回製作した非接触電力伝送モデルについて、前項に述べた動作状態での電界及び磁界の放射特性を計測した。測定にあたっては、民生用の非接触電力伝送装置における測定に準用されている国際無線障害特別委員会 (CISPR) 規格のうち「工業、化学及び医療用装置からの妨害波の許容値及び測定法」(CISPR11) および宇宙機用の MIL-STD-461C 規格を用いた。それぞれの規格における測定距離及び周波数帯を第 1 表に示す。

第 1 表 MIL 規格と CISPR 規格

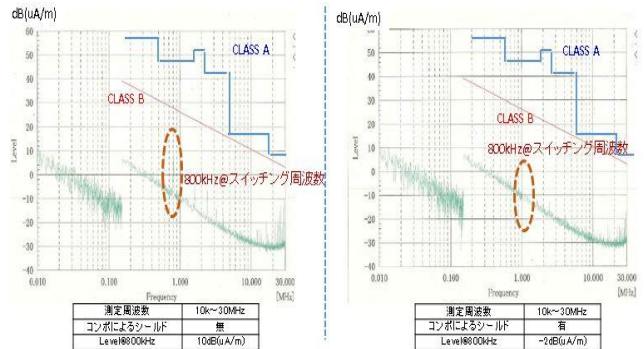
	MIL-STD-461C	CISPR11
測定距離	1m	30m/10m/3m
磁界放射測定周波数	20Hz~50kHz	150kHz~30MHz
電界放射測定周波数	15kHz~	30MHz~1GHz

測定は、衛星コンポーネント模擬部の筐体の放射に対するシールド効果を見るために、筐体の有無のそれぞれの状態に対して実施した。

第 2 表に CISPR11 規格 (測定距離 3m) についての各周波数帯域の測定結果サマリを示す。今回の伝送電力程度であればシールド無しの状態でも CISPR11 規格を満たすことを確認した。また最もクリティカルと考えられるスイッチング周波数 (800kHz) 帯域の測定結果を第 11 図に示すが、特異な放射は見られなかった。

第 2 表 CISPR 規格についての測定結果

試験規格 周波数	CISPR11 測定距離 3m	
	シールド無し	シールド有
10k~30MHz (磁界測定)	○	○
30M~300MHz (電界測定)	○	○
300M~1GHz (電界測定)	○	-



第 11 図 磁界放射測定結果 (10k~30MHz)

第 3 表に MIL 規格についての測定結果を示す。本測定は、15k~30MHz 帯域における電界測定のみ実施した。試験においては衛星コンポ筐体によるシールドの効果は確認できたものの規格値を満足することはできなかった。推定原因としてテフロン材の隙間からの漏れが考えられるため、今後、テフロン材を磁性シート等と置き換えることによる改善を検討する。

第 3 表 MIL 規格における測定結果

試験規格 周波数	MIL-STD-461C 測定距離 1m	
	シールド無し	シールド有
30~50kHz (磁界測定)	-	-
15k~30MHz (電界測定)	×	×
30MHz~1GHz (電界測定)	-	-

4 まとめ

非接触電力伝送技術の宇宙機への適用に関し①スリップリングの代替②センサのワイヤレス化③コンポーネントへの給電を実証に向けて検討中である。将来の革新的な宇宙機や地上設備の実現を目指して引き続き高効率、高信頼性、高機能なシステムの検討を行う。

6 参考文献

- [1] Y.Igarashi et al.: "SOI CMOS Voltage Multiplier Circuits with Body Bias Control Technique for Battery-Less Wireless Sensor System", IEICE Trans. Fundamentals, Vol.E97-A, No.3, pp.741-748, 2014.
- [2] U. Karthaus and M. Fischer, "Fully integrated passive UHF RFID transponder IC with 16.7-μW minimum RF input power," J. Solid-State Circuits, vol.38, no.10, pp.1602-1608, Oct. 2003.