

BCS-1-24

火星飛行探査機へのマイクロ波無線電力供給用送電システムの自動追尾と電力制御実験

Auto Tracking and Power Control Experiments of a Microwave Power Transmitting System
for a Mars Observation Airplane

長濱章仁¹ 三谷友彦¹ 篠原真毅¹ 福田敬大² 平岡京²
Akihito Nagahama Tomohiko Mitani Naoki Shinohara Keita Fukuda Kei Hiraoka
米本浩一²
Koichi Yonemoto

京都大学生存圏研究所¹ 九州工業大学²
Research Institute for Sustainable Humanosphere, Kyoto University Kyushu Institute of Technology

1 序論

広域・安定な火星探査は、学術分野や将来における人類の火星利用のために必須である。火星地表付近を探査する手段として現在主流のローバーは、非常に速度が遅く地形によっては走行できない場所もある。そこでこれらの欠点を補う手段として図1に示すような飛行探査システムが注目されている。火星大気密度は地球の約0.75%と非常に低く、機体重量をできるだけ軽くする必要がある。従って、飛行機に搭載されるエネルギー源の重量は可能な限り小さい方が望ましい。無線電力伝送により飛行機に電力を供給できれば、機体には電源のない状態、もしくは安定化のための最低限の電源しかない状態が実現でき、大幅な軽量化が期待できる。そこで本研究は、飛行探査機を広域・長時間に渡り安定して駆動できる無線電力供給システムの送電システムを研究開発する。

本研究はこれまでに、送電ビーム制御速度や送電電力・効率および経済性の観点から電力可変型位相制御マグネトロン (PVPCM) [1] を用いたフェーズドアレイアンテナによる電力可変型の送電システムを提案し、地上実験用送電システムの構築を進めてきた。本稿ではまず、2011年10月に発表した自動追尾実験 [2] において、所望の受電電力が得られない角度方向が存在した原因について述べる。また地上実験用飛行機に搭載した受電レクテナに対して、手動でビーム方向および送電電力を制御したときのレクテナ出力電圧について述べる。

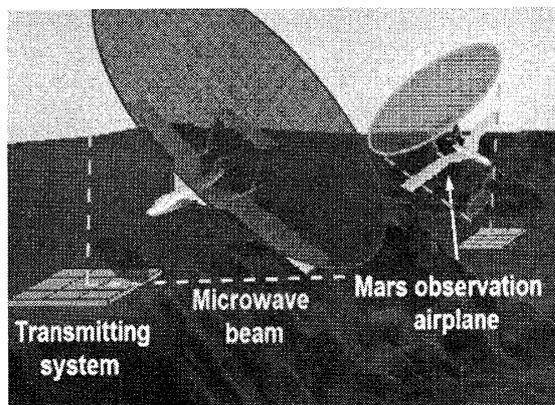


図1 探査システムのイメージ

2 本論

2.1 自動追尾実験における原因の考察

自動追尾実験では、図2に示すように x 軸上を移動するダイポールアンテナを、PVPCM2台によるフェーズドアレイで自動追尾した。なお、送電電力は1素子あたり530Wとした。また画像処理による目標検知・追尾プログラムとD/A変換器を用いることで、PVPCMによるフェーズドアレイに制御電圧を送り自動方向制御を実現した。このときの受電電力を図3に示す。横軸が方位角 θ 、縦軸が規格化受電電力を表す。1st, 2nd, 3rdと記した点が3回測定した各回の受電電力である。ビーム方向が正しく受電アンテナ方向に向けられていれば、受電電力は紫線で表した包絡線を描く。しかし $\theta = 78\text{deg.}, 85\text{deg.}, 95\text{deg.}, 102\text{deg.}$ 付近に受電電力が大きく低下している部分が観測された。この原因について検討した結果、目標方位角へビーム方向を向けるために必要な隣接素子間位相差 δ を正負逆にフェーズドアレイに与えていたことが分かった。フェーズドアレイに対して $-\delta$ の位相差を与えた場合の受電電力を図3に赤点線で示す。なおこれらの値は別の測定で得られたビームパターンから計算で求めた。確かに先の θ 付近で受電電力が大きく低下しているのが確認できる。

次に、隣接素子間位相差 δ を正しく与えた場合に想定される受電電力を図4に青点で示す。大きく受電電力が低下する現象がないことが分かる。今後の地上実験では、 δ を正しく与えた場合の受電電力を測定し、本想定値との比較を行う。

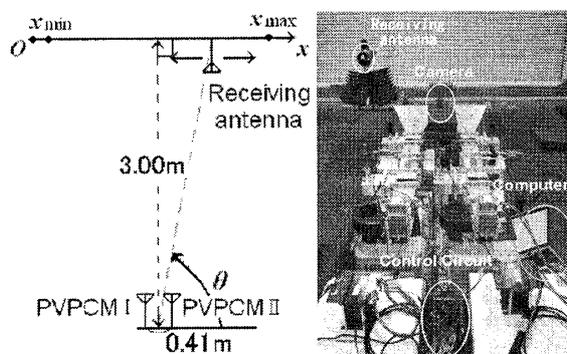


図2 自動追尾実験の概念図と写真

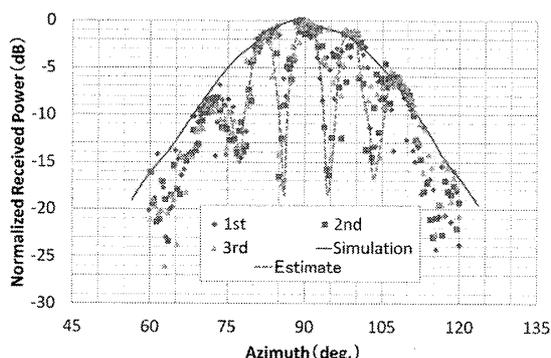


図3 自動追尾時の受電電力と計算値

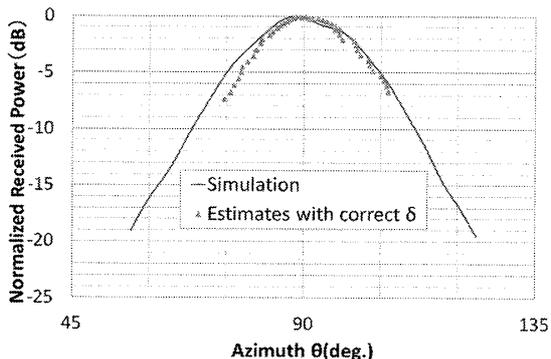


図4 修正した δ を与えた場合に想定される受電電力

2.2 送電電力制御実験

本実験では、地上実験用のレクテナ付飛行機に対してビーム方向および送電電力制御を行うことで、均一なレクテナ出力 DC 電圧を実現できるかどうかを調べた。本実験ではレクテナに入射するマイクロ波の方向が変化するため、アンテナパターンがブロードなクロスダイポールアンテナを用いた [3]。レクテナの配置は、飛行機主翼がフェーズドアレイ正面方向にあり飛行機が x 軸方向に向いているときに、出力電圧が最大となるよう図5に示す赤丸の場所と定めた。飛行機を図2の受電アンテナの位置に設置し、飛行機上で最大電圧が得られるよう送電ビーム方向を制御した後、送電電力 P_t を式 (1) に沿って制御した。なお G_{horn} は使用したホーンアンテナのエレメントパターンである。

$$P_t = \frac{P_{\text{th}}}{\sin^2 \theta \cdot G_{\text{horn}}(\theta)} \quad (P_{\text{th}} = 1 \text{ kW}) \quad (1)$$

式 (1) に沿って送電電力制御を行った場合の、受電点での電力密度を図6の青点線で示す。なおこれらの値は計算により求めた、82deg. から 97deg. までの区間では PVPCM の電力制御によって均一な電力が供給される。以降この区間を電力均一区間と呼ぶ。それ以外の区間では PVPCM の電力可変幅以上の電力が必要であるので、電力可変幅内の最大電力 1.6kW で送電している。この電力を DC 変換して最適負荷抵抗 17Ω に出力された電圧を図6に赤点で示す。電力均一区間内では出力電圧もほぼ均一となっていることが分かる。本実験により、送電電力制御を行うことにより飛行機上でほぼ均一な DC 電圧を得られることが確認できた。

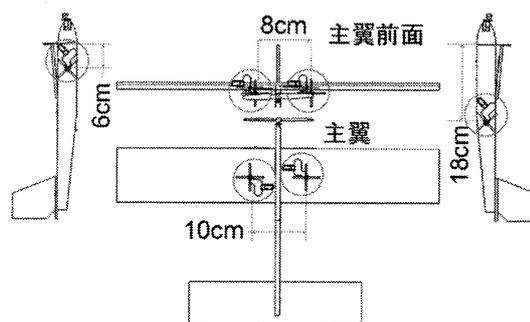


図5 地上実験用飛行機におけるレクテナの配置

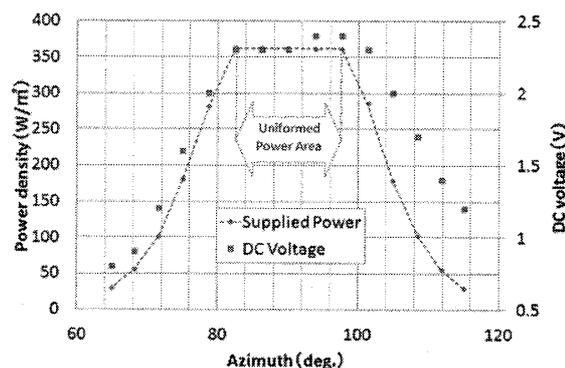


図6 送電電力密度とレクテナの出力 DC 電圧

3 結論

本稿では、自動追尾実験で見られた急峻な受電電力の低下の原因をフェーズドアレイに与える隣接素子間位相差の誤りであったことを確認した。またその誤りを修正することで受電電力の低下が起きないことを計算にて確かめた。加えて、目標物までの距離およびエレメントパターンを考慮した送電電力制御により、飛行機の動力に供給される DC 電圧を電力均一区間内ではほぼ一定にすることができた。今後は正しい隣接素子間位相差をフェーズドアレイに与え自動追尾を行い、実際に受電電力の低下がないかを確認する。また送電電力制御も自動化し、追尾を行いながら安定な電力を供給できるシステムの実現を目指す。

参考文献

- [1] 長濱 章仁, 三谷 友彦, 篠原 真毅, 辻 直樹, 福田 敬大, 可成 理高, 米本 浩一, "火星飛行探査機へのマイクロ波無線電力供給用送電システムの研究開発," 電子情報通信学会 2011 総合大会, BS-2-11, pp.S-37-38, Mar. 14-17, 2011
- [2] 長濱 章仁, 三谷 友彦, 篠原 真毅, 辻 直樹, 可成 理高, 米本 浩一, "火星飛行探査機への無線電力供給を想定したフェーズドアレイ送電システムの研究," 第8回無線電力伝送時限研究専門委員会研究会, WPT2011-08, Oct. 12-14, 2011.
- [3] 福田敬大, 辻直樹, 三谷友彦, 米本浩一, "マイクロ波電力伝送用レクテナの受電性能向上と評価試験," 信学技報 SPS2009-15, pp. 13-18, Mar. 2010.