

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における 方向検知の研究

岩清水 優¹ 三谷 友彦¹ 篠原 真毅¹ 佐々木 岳² 平岡 京²
松崎 江陽² 米本 浩一²

1 京都大学 生存圏研究所 〒611-0011 京都府宇治市五ヶ庄

2 九州工業大学大学院工学府

E-mail: 1{masashi.iwashimizu,mitani,shino}@rishi.kyoto-u.ac.jp
2{yonemoto@mech.kyutech.ac.jp}

あらまし 火星飛行探査機の軽量化を図るため、エネルギーをマイクロ波によって無線供給する。本研究では飛行機の方向検知システムを研究した。飛行機から発信されるパイロット信号を地上のアレイアンテナで受信し、それらの受信位相差を用いて方向検知を行う。位相差検出には直交検波を用いた。軽量化のため飛行機に搭載しているレクテナが整流時に発生する第2高調波をパイロット信号として用いる。飛行機に向けて送電を行い、発生する第2高調波を用いて方向検知実験を行った。実験ではほぼ全ての点において方向検知が可能であったが、受信電力が低い点では誤差が大きくなった。この原因は複数のレクテナが高調波を発生し、フェーズドアレイとして振舞っているからであると結論付けた。

キーワード 火星飛行探査機, 方向検知, 到来方向推定, 第2高調波

Study on Direction Detection in a Microwave Power Transmission System for a Mars Observation Airplane

Masashi IWASHIMIZU¹, Tomohiko MITANI¹, Naoki SHINOHARA¹, Gaku SASAKI², Kei
HIRAOKA², Koyo MATSUZAKI², and Koichi YONEMOTO²

1 Research Institute for Sustainable Humanosphere, Kyoto University Gokasho, Uji, Kyoto, 611-0011

2 Graduate school of Engineering, Kyushu Institute of Technology

E-mail: 1{masashi.iwashimizu,mitani,shino}@rishi.kyoto-u.ac.jp
2{yonemoto@mech.kyutech.ac.jp}

Abstract In order to attain the weight saving of a Mars observation airplane, we are planning to supply energy by microwave. This paper presents the direction detection of the airplane. An array antenna on the ground receives a pilot signal from the airplane, and detects the direction of the airplane by phase differences of antenna elements. For weight saving, we utilize the second harmonics radiated from rectennas on the airplane as a pilot signal.

Key words Mars Observation Airplane, Direction Detection, Direction of Arrival Estimation, Second Harmonics

1. 序 論

現在火星では地上走行型の探査機が活躍している。しかし探査機が地上を走行する場合、火星表面の砂地に阻まれ移動速度が遅い。そこで飛行探査機による火星探査が提案されている。しかし火星の大気密度は地球に比べ0.75%と非常に小さいため揚力を受けにくい。したがって本研究ではバッテリーを小型化し機体の軽量化を図るために図1に示すように火星上から探

査機へ無線電力供給を行うことを提案する。探査機にはレクテナを敷き詰めることで電力の供給を受ける。以前、本研究では図2に示すように小型飛行機への送電を手動で追尾する実験を行った。実験では15個のレクテナを搭載した飛行機を直線飛行させることに成功した。本研究では飛行機を自動で追尾することを目的とし、飛行機の方向検知の研究を行った。

2. システムの構成

2.1 送電システム

手動追尾実験では 2.445 GHz、900 W のマイクロ波を送電した。マイクロ波はマグネトロンで発振されホーンアンテナから放射された。ホーンアンテナの指向性利得は+15.5 dBi であり、そのビームパターンを図 3 に示す。飛行機が半値幅内にあれば飛行可能と仮定すると、最大 11 deg. の送電方向誤差が許容される。

2.2 方向検知システム

本研究ではパイロット信号を用いた方向検知を提案する。図

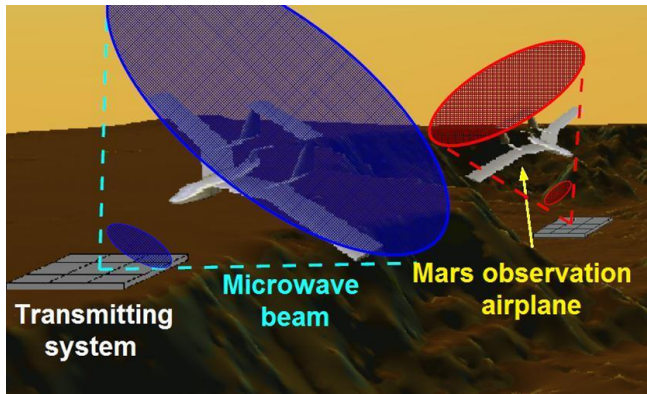


図 1 火星飛行探査機への無線送電概念図 [1]

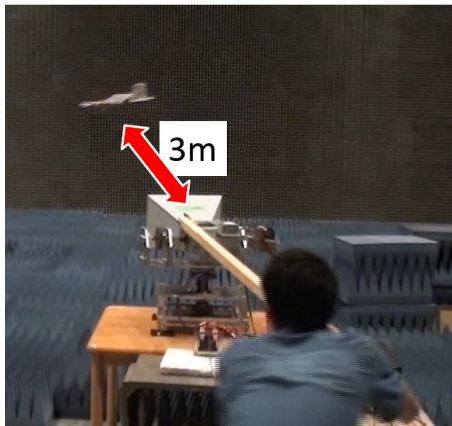


図 2 手動追尾による地上飛行実験

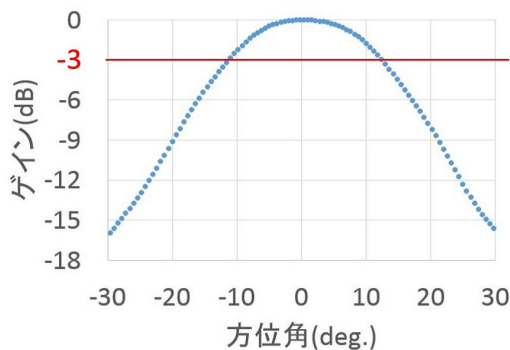


図 3 ホーンアンテナのビームパターン

4 に示すようにパイロット信号は飛行機から送信され、地上に設置したアレイアンテナにより受信される。アンテナ (i) とアンテナ (ii) の間の位相差を δ 、アンテナ (i) と (iii) の間の位相差を ζ とすると、飛行機の方角 θ と仰角 φ は式 (1)、式 (2) で定義される。

$$\theta = \sin^{-1} \left(\frac{\delta}{\pi \sqrt{1 - \left(\frac{\zeta}{\pi}\right)^2}} \right) \quad (1)$$

$$\varphi = \sin^{-1} \left(\frac{\zeta}{\pi} \right) \quad (2)$$

ただし、 $|\delta| \leq \pi$ かつ $|\zeta| \leq \pi$ である。パイロット信号を 10 kHz に周波数変換した後、直交検波により位相差を検出する。

2.3 自動利得制御と直交検波回路

パイロット信号の受信強度が低下しても検波ができるように自動利得制御 (AGC: Automatic Gain Control) を用いる。AGC と直交検波回路を作成した。図 5 に回路の構成を示す。 ω は周波数変換された後のパイロット信号の周波数である。振幅 A_1 と A_2 はパイロット信号の受信強度により変化する。信号の振幅が小さくなると直交検波の分解能は低下する。したがって、マイコンを用いて信号の振幅を検出し、可変増幅器の増幅率を 0 倍から 1600 倍まで制御することによって直交検波回路へ入力される信号の振幅を安定化させる。

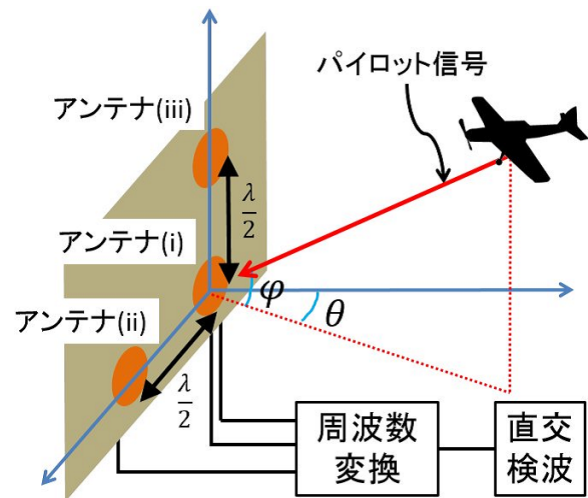


図 4 パイロット信号を用いた方向検知

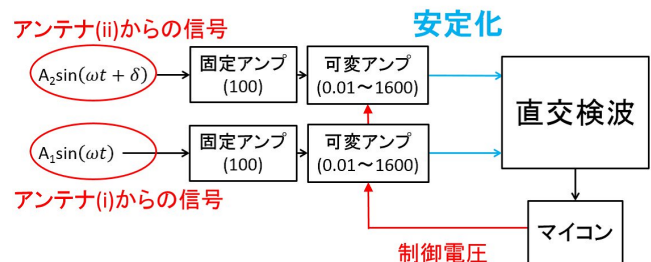


図 5 自動利得制御 (AGC) と直交検波回路

2.4 レクテナからの第2高調波

飛行機の軽量化のため、レクテナが整流時に放射する第2高調波である4.89 GHzをパイロット信号として利用する。本研究で用いるレクテナはクロスダイポールアンテナとコプレーナ線路を用いた整流回路から構成される。

レクテナが放射する第2高調波測定実験を行った。図6、図7に示すように小型飛行機を方向検知用アンテナから3m離れた位置に設置し、方向検知用アンテナから1.5m離れた位置に送電アンテナを設置した。これらのアンテナと飛行機は同一平面上に設置した。2.445 GHz、900 Wのマイクロ波をホーンアンテナから放射し、x-yポジションを用いて飛行機を方位角-30 deg. から30 deg. まで動かした。飛行機の方向にアンテナを手動で向けながら、方向検知アンテナにて受信される4.89 GHzの強度をスペクトルアナライザを用いて測定した。結果を図8に示す。-35 dBm から-60 dBm の第2高調波が受信されたため、パイロット信号として第2高調波を用いることに決めた。

3. 方向検知実験

3.1 シグナルジェネレータからの信号をパイロット信号として用いる送電状況下での方向検知実験

マグネトロンは基本波のみではなく高調波も発生する。この高調波がパイロット信号と干渉を起こす可能性がある。したがって、2.445 GHz、900 Wの送電が行われている状況で4.89 GHz

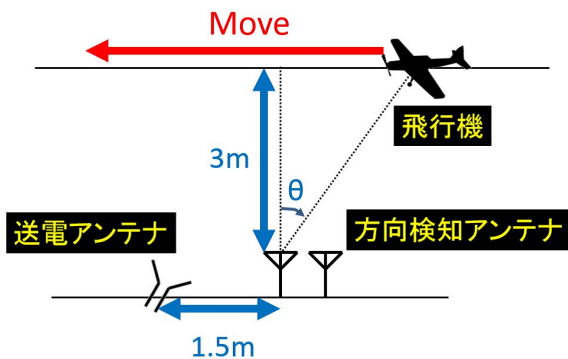


図6 第2高調波測定実験の構成

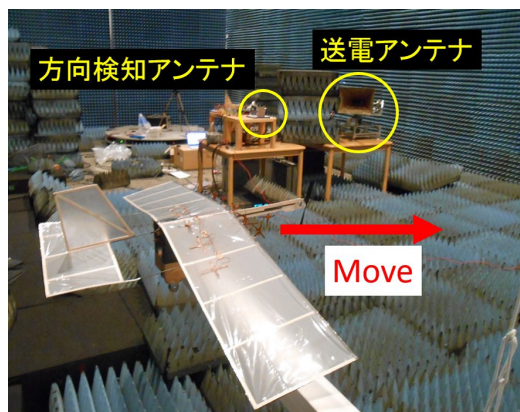


図7 第2高調波測定実験の風景

をパイロット信号として用いる方向検知実験を行った。実験の全体像は図6とほぼ同じであるが、飛行機の代わりにパイロット信号送信のパッチアンテナを設置した。方向検知アンテナにて受信されるマグネトロンからの4.89 GHzは-75 dBmであった。パイロット信号送信用アンテナにシグナルジェネレータから4.89 GHzのマイクロ波を入力した。入力するマイクロ波の電力を変化させることで、方向検知アンテナの受信電力強度を-30 dBm から-70 dBm まで変化させた。x-yポジションを用いてパイロット信号送信アンテナの方位角を-30 deg. から30 deg. まで変化させ、送電状況下でパイロット信号送信アンテナの方位角を検出した。結果を図9に示す。受信されるパイロット信号が-60 dBmより小さくなると方向検知誤差が大きくなる。したがって、-60 dBm以上の受信電力があれば方向検知が行えるということが言える。

3.2 レクテナからの高調波をパイロット信号として用いる方向検知実験

飛行機に搭載しているレクテナアレイからの高調波をパイロット信号として用いる方向検知実験を行った。実験の様子は

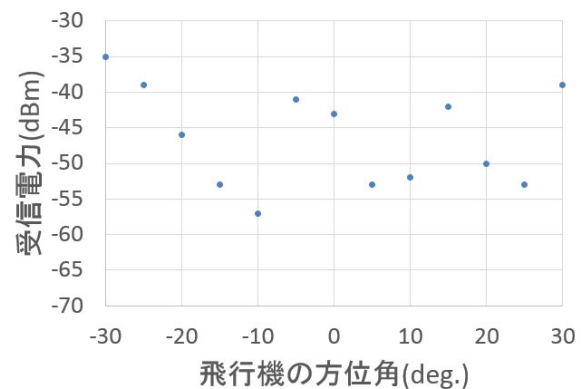


図8 方向検知アンテナで受信された第2高調波強度

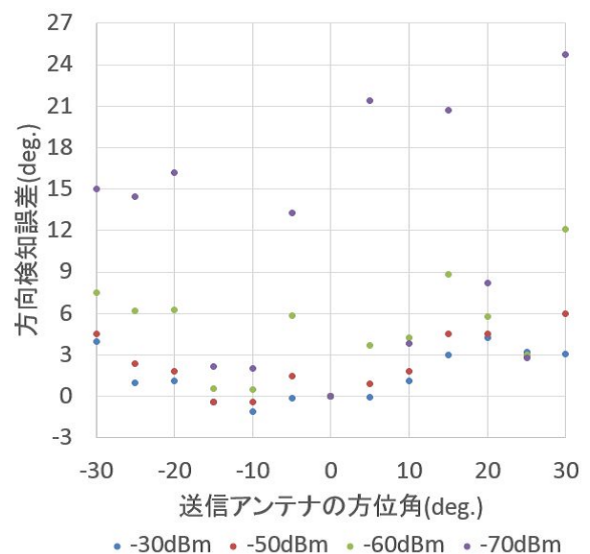


図9 送電状況下での方向検知実験

図 6、図 7 と同じである。飛行機の方角を検知するだけでなく、AGC のゲインも測定した。AGC のゲインから受信電力の大まかな強弱を知ることができる。実験結果を図 10 に示す。ほぼ全ての点において方向検知を行うことができたが、一部の点では精度が非常に悪かった。これらの点は AGC のゲインのピークと相関を持っている。これらはレクテナアレイがフェーズドアレイとして振る舞うことに起因すると考えられる。

3.3 複数のパイロット信号源の存在

最初に図 11 に示すように 1 つの送信アンテナがパイロット信号を発信している状況を考える。 θ_1 と θ_2 は 2 つの方向検知アンテナ素子それぞれからみた送信アンテナの方角である。送信アンテナと方向検知アンテナの間の距離は 3m とし、方向検知アンテナ素子間の距離は $\lambda/2$ とする。パイロット信号を平面波と仮定すると、 θ_1 は θ_2 と等しくなる。したがって 2 つの方向検知アンテナ素子間の位相差 δ は式 (3) で記述される。

$$\delta = \pi \sin \theta_1 \quad (3)$$

次に図 12 に示すように 2 つの送信アンテナがパイロット信号を発信しフェーズドアレイを構成している状況を考える。2 つの送信アンテナ間距離を λ 、それぞれの送信電力を 1 と 0.9 とし、同相で電波を発信しているとする。そのときのフェーズドアレイの利得と位相を図 13 に示す。図 13 の位相の関数を $f(\theta)$ と定義すると、 δ は式 (4) で記述される。

$$\delta = f(\theta_2) - f(\theta_1) + \pi \sin \theta_1 \quad (4)$$

図 13 において、ヌル点付近では位相が急激に変化する。従って $f(\theta_2) - f(\theta_1)$ はゼロから遠くなり、方向検知誤差が大きくなる。例えば θ_1 が 30 deg. で θ_2 が 30.4 deg. のとき $f(\theta_2) - f(\theta_1)$ は 18.7 deg. となる。これは 7.1 deg. の方向検知誤差に相当する。今はパイロット信号源が 2 つ存在する状況を想定していたが、小型飛行機には 15 個のレクテナが搭載されている。従って、ヌル点はさらに急峻になり $f(\theta)$ の変化も大きくなる。この現象は図 10 でも観測されている。

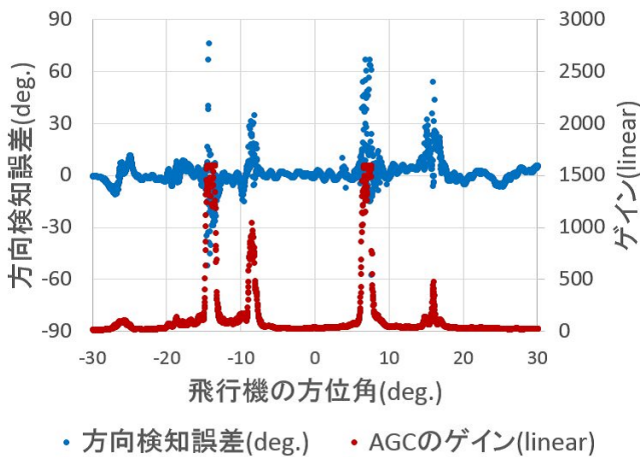


図 10 飛行機の方角検知結果と AGC ゲイン

4. 結 論

レクテナからの高調波をパイロット信号として用いる方向検知実験を行い、受信電力が小さくなる点で方向検知誤差が大きくなることが分かった。この原因はレクテナアレイがフェーズドアレイとして振舞っているからであると説明した。

文 献

- [1] A. Nagahama, T. Mitani, N. Shinohara, K. Fukuda, K. Hiraoka, and K. Yonemoto “Auto Tracking and Power Control Experiments of a Magnetron-based Phased Array Power Transmitting System for a Mars Observation Airplane”, IEEE MTT-S IMWS-IWPT 2012, Kyoto, Japan, May 10-11.

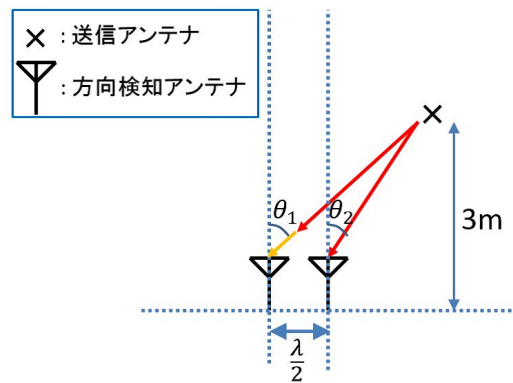


図 11 単一のパイロット信号源

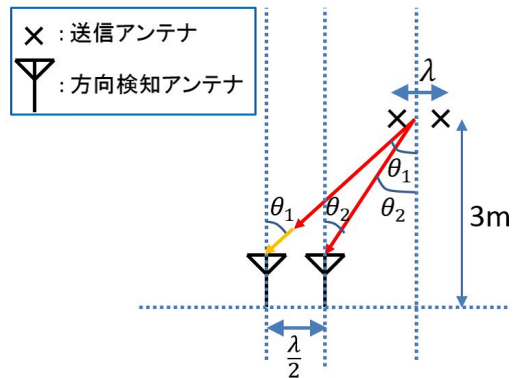


図 12 複数のパイロット信号源

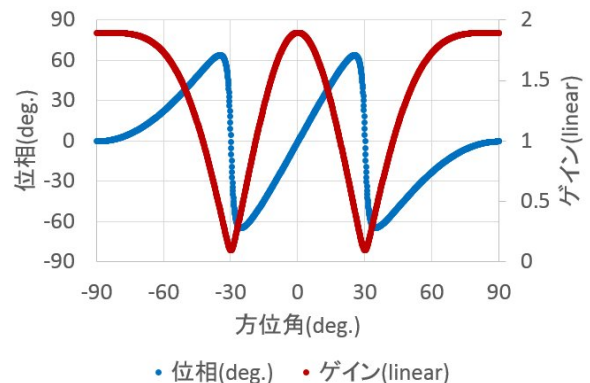


図 13 複数のパイロット信号源が構成するフェーズドアレイ