

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 長濱 章仁¹ 三谷 友彦¹ 篠原 真毅¹ 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 九州工業大学工学研究院機械知能工学研究系宇宙工学部門

E-mail: 1{masashi.iwashimizu,nagahama,mitani,shino}@rish.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。ファンクションジェネレータから出力される信号
の位相差を検出する実験により直交検波の精度を確認した上で、無線を用いた方向検知実験を行った。

キーワード 火星飛行探査機, 方向検知, パイロット信号, 到来方向推定, 直交検波

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

Masashi IWASHIMIZU¹, Akihito NAGAHAMA¹, Tomohiko MITANI¹, Naoki SHINOHARA¹,
and Koichi YONEMOTO²

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

2 Space Engineering Section, Department of Mechanical and Control Engineering, Faculty of Engineering,
Kyushu Institute of Technology

E-mail: 1{masashi.iwashimizu,nagahama,mitani,shino}@rish.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 technologies of the airplane. An array antenna receives
the pilot signal sent from an airplane, and we can detect the direction of the airplane by their phase differences.
Quadrature detection was used for phase difference detection. After checking the accuracy of quadrature detec-
tion by the experiment which detects the phase difference of the signal outputted from a function generator, we
conducted the direction detection experiment.

Key words Mars Observation Airplane, Direction Detection, Pilot Signal, Direction of Arrival Estimation,
Quadrature Detection

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。探査機には受電用のアンテナを敷き詰めることで電力の供給を受ける。探査機は電動プロペラにより推進力を得る。火星探査機への送電システムの研究は現在地上実験が進められている段階である[1]。地上実験では画像処理によって飛行機の方向を検知しているが、方向検知誤差が約15 deg.と大きく飛行継続が困難である。火星上での運用を考えると、方向検知誤差は0.2 deg.以下である必要があることが仕様より計算されている。したがって本研究で

This article is a technical report without peer review, and its polished and/or extended version may be published elsewhere.

は方向検知システムの研究を行う。

2. パイロット信号を用いた方向検知システム

本研究ではパイロット信号を用いた方向検知システムを提案する。図2に示すように基地側に3つのアンテナでアレイアンテナを構成する。アンテナの間隔は $\lambda/2$ とする。飛行機から送信したパイロット信号の受信位相差を測定することで方向検知を行う。アンテナ1と2の受信位相差を δ 、アンテナ1と3の受信位相差を ζ とすると、基地側から見た飛行機の方位角 θ と仰角 φ は

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{\zeta}{\delta} \right) \quad (1)$$

$$\varphi = \cos^{-1} \left(\frac{1}{\pi} \sqrt{\delta^2 + \zeta^2} \right) \quad (2)$$

と計算できる。方向検知誤差を0.2 deg. 以内に収めるためには、検出位相差誤差は0.23 deg. 以内でなければならないことが仕様より計算されている。本研究では位相差検出の方式として直交検波を用いる。本研究ではパイロット信号の周波数は3 GHzを用いる。アンテナで受信された信号はそのままでは周波数が高く、信号処理が困難であるから、100 kHz にダウンコンバートした後に直交検波を行う。

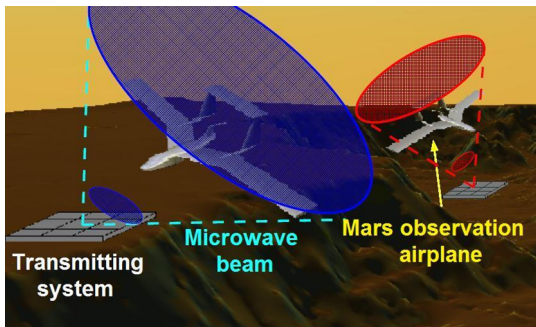


図1 火星飛行探査機への無線送電概念図

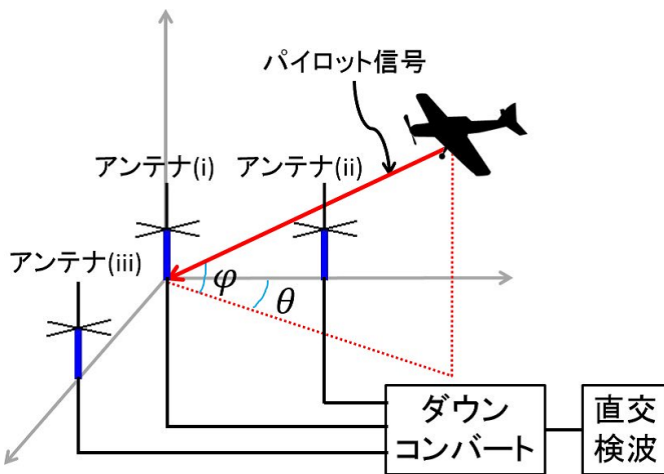


図2 方向検知システム

3. 有線による位相差検出実験

3.1 ローカル信号を基準信号に用いた直交検波

直交検波回路の構成を図3に示す。図3の構成では、アンテナ(i)からの入力信号 $A\sin(\omega t + \alpha)$ と基準となるローカル信号 $B\sin\omega t$ の間の位相差である α を検出することができる。図3の構成をアンテナ(ii)、アンテナ(iii)に対してもそれぞれ製作すると、アンテナ(ii)からの入力信号と基準信号の位相差 β およびアンテナ(iii)からの入力信号と基準信号の位相差 γ を検出することができる。 α 、 β 、 γ が得られれば

$$\delta = \beta - \alpha \quad (3)$$

$$\zeta = \gamma - \alpha \quad (4)$$

という関係からアンテナ間位相差 δ 及び ζ が得られる。

パイロット信号をダウンコンバートして得られた入力信号は電圧が低いため、オペアンプにより増幅を行う。またダウンコンバート時の高周波とノイズを抑えるためローパスフィルタを、DCオフセットを抑えるためDCカットコンデンサを挿入する。入力信号と基準信号を乗算器によって乗算すると、第二高調波と直流成分の和が出力される。

$$A\sin(\omega t + \alpha) \times B\sin\omega t = \frac{AB}{2}(\cos\alpha - \cos(2\omega t + \alpha)) \quad (5)$$

この信号をローパスフィルタに通すことで右辺第二項が除去され $(AB/2)\cos\alpha$ が出力される。この信号は直交検波における同相成分 I (In-phase)と呼ばれ

$$I_\alpha = \frac{AB}{2}\cos\alpha \quad (6)$$

とする。また、ローカル信号 $B\sin\omega t$ を90度移相器で90度移相し $B\cos\omega t$ としたものと入力信号を乗算する。出力された信号をローパスフィルタに通すことで $(AB/2)\sin\alpha$ が出力される。この信号は直交検波における直交成分 Q (Quadrature-phase)と呼ばれ

$$Q_\alpha = \frac{AB}{2}\sin\alpha \quad (7)$$

とする。得られた I, Q の値を用いることで

$$\alpha = \cos^{-1} \left(\frac{I_\alpha}{\sqrt{I_\alpha^2 + Q_\alpha^2}} \right) \quad (8)$$

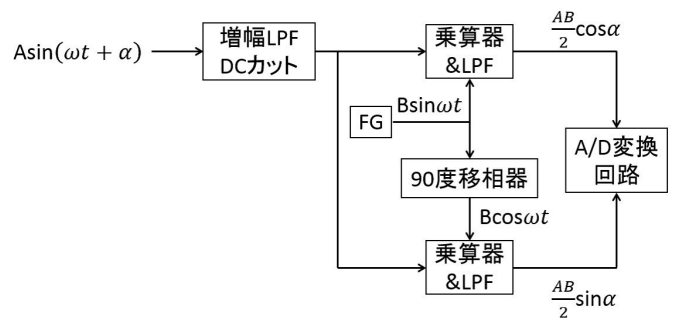


図3 直交検波回路の構成

という関係が成り立ち、 α が算出できる。実際に図 3 の構成を製作し位相差の検出実験を行った。入力信号と基準信号ともにファンクションジェネレータから 100 kHz の信号を出力した。 $A=0.002\text{ V}$, $B=5\text{ V}$ とし、オペアンプの増幅率は約 2000 とした。 α を -180 deg. から $+180\text{ deg.}$ まで変化させ位相差検出を行った。出力される I 成分と Q 成分はマイコンによって A/D 変換した。検出位相差誤差を図 4 に示す。最大検出位相差誤差は α が 12.9 deg. , β が -9.7 deg. となった。

パイロット信号を用いた方向検知システムは、図 3 に示す直交検波回路をアンテナに接続し、 α, β, γ を求めることで、 δ, ζ を検出できる。しかし受信信号と基準信号の周波数がずれた場合、I と Q に時間変化する成分が含まれるようになる。アンテナで受信する信号が変動する要因としては以下の 2 つが挙げられる。

1 つ目はパイロット信号の発振器における周波数変動である。周波数安定度の低い 3 GHz の発振器を用いた場合、周波数安定度が 10^{-6} である水晶発振器で PLL (Phase Locked Loop) を構成すると 3 kHz の周波数変動が発生する。

2 つ目はドップラー効果による周波数変動である。飛行機が移動することにより、パイロット信号周波数は変動する。想定している火星飛行探査機の場合は最大約 500 Hz となる。

発振器及びドップラー効果により、パイロット信号の受信周波数を常に一定にすることは困難である。受信信号と基準信号の角周波数が $\Delta\omega$ ずれている場合を想定すると、図 3 の回路構成によって検出される I 成分と Q 成分は

$$I_{\alpha} = \frac{AB}{2} \cos(\Delta\omega t + \alpha) \quad (9)$$

$$Q_{\alpha} = \frac{AB}{2} \sin(\Delta\omega t + \alpha) \quad (10)$$

となる。式 (9)、式 (10) より

$$\alpha = -\Delta\omega t + \cos^{-1} \left(\frac{I_{\alpha}}{\sqrt{I_{\alpha}^2 + Q_{\alpha}^2}} \right) \quad (11)$$

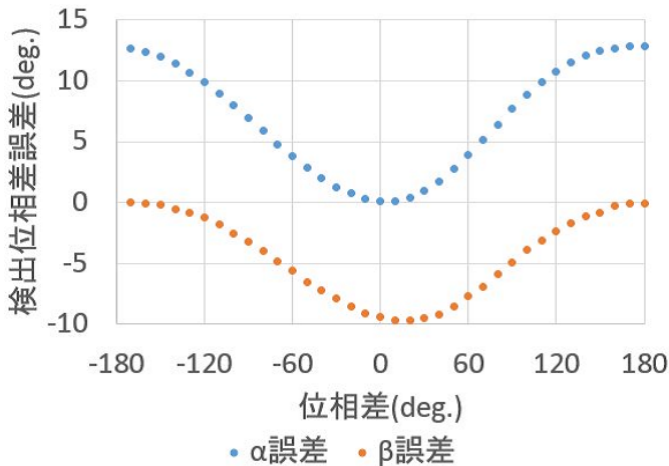


図 4 ローカル信号を基準信号に用いた直交検波の検出位相差誤差

という関係が成り立つ。同様に β に対しても直交検波を行うと

$$\beta = -\Delta\omega t + \cos^{-1} \left(\frac{I_{\beta}}{\sqrt{I_{\beta}^2 + Q_{\beta}^2}} \right) \quad (12)$$

という関係が成り立つ。式 (12) – 式 (11) より

$$\delta = \cos^{-1} \left(\frac{I_{\beta}}{\sqrt{I_{\beta}^2 + Q_{\beta}^2}} \right) - \cos^{-1} \left(\frac{I_{\alpha}}{\sqrt{I_{\alpha}^2 + Q_{\alpha}^2}} \right) \quad (13)$$

となり δ を検出できる。実際に $\Delta\omega=2\pi \times 2\text{ rad/s}$ とし、 β を 0 deg. に固定し α を -180 deg. から 180 deg. まで変化させて位相差検出を行ったときの検出位相差誤差を図 5 に示す。最大検出位相差誤差は -15.9 deg. となった。

検出精度が低い要因として、受信信号と基準信号の間に周波数のずれがあると受信信号の振幅に歪みが生じていることが考えられる。また、 α と β から δ を検出する場合、 δ の検出誤差には α と β の両方の検出誤差が重畳される。これらの問題を解決するために、本研究ではアンテナ (i) での受信信号を基準信号に用いた直交検波を提案する。

3.2 受信信号を基準信号に用いた直交検波

構成を図 6 に示す。この方式であると、 δ を求めるために行う位相差検出は一度で済む。またローカル信号が不必要となるため設備の小型化が期待できる。図 6 の構成を用いて位相差検出を行った。直交検波の回路には振幅 2 mV、周波数 100 kHz の信号を位相差 δ を -180 deg. から 180 deg. まで変化させつつ入力した。検出位相差誤差を図 7 に示す。最大誤差は 3.4 deg. となり、図 3 の構成よりも検出位相差の精度が向上した。

4. 無線による方向検知実験

受信信号を基準信号に用いた直交検波を用いて方向検知実験を行った。実験風景を図 8 に示す。パイロット信号送信アンテナと受信アンテナ共にグラウンドプレーンアンテナを用いた。受信アレイアンテナをターンテーブルの中央に設置し、3 m 離れた高さが等しい地点に送信アンテナを設置した。送信アンテナには 3 GHz, 8.14 dBm の電力をシグナルジェネレータより入力した。受信アレイアンテナにて受信された 3 GHz の信号と、

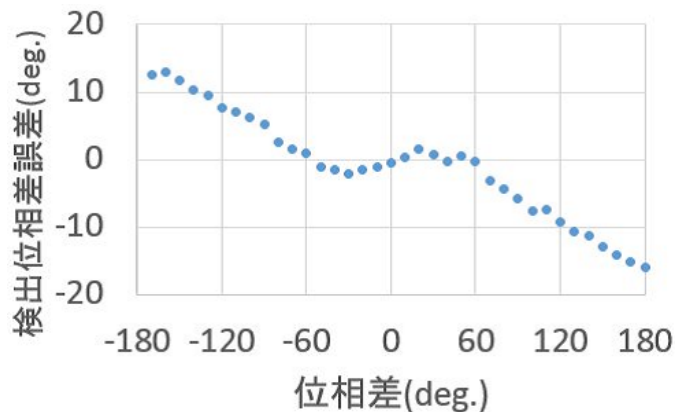


図 5 2 Hz の周波数ずれがある場合の直交検波の検出位相差誤差

シグナルジェネレータから出力した 3GHz より 100kHz 低い信号を、アナログミキサを用いて乗算することで 100kHz にダウンコンバートし、直交検波を行った。ダウンコンバート用の 3GHz より 100kHz 低い信号は、3つのアレイアンテナそれぞれに位相が極力等しい状態で入力する必要があるため、シグナルジェネレータから出力された信号をパワーデバイダを用いて 3つに分岐させ、セミリジッドケーブルにてそれぞれのアナログミキサへ接続した。

ターンテーブルを 0 deg. から 90 deg. まで 5 deg. 間隔で回転させ、送信アンテナの方向を検出する実験を行った。方向検知システムによって実測された方向検知誤差と、図 7 の直交検波誤差から推測される方向検知誤差を図 9 に示す。最大実測検知誤差は 7.8 deg. となり、要求される 0.2 deg. を満たしていない。直交検波誤差から推測される方向検知誤差は最大 -1.0 deg. であったため、実測された誤差の大部分は直交検波誤差以外の部分から生じていることが言える。

この要因は3つ考えられる。1つ目は、ダウンコンバート用の信号がアナログミキサに到達するまでの間に経路差によって位相が変化することが挙げられる。ダウンコンバート用の信号の位相のずれは直接検出位相差に影響を与える。2つ目は、アンテナの S_{12} が受信アンテナごとにことなり、受信信号の位相

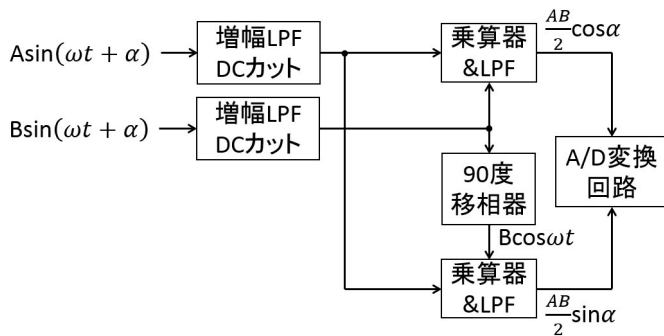


図 6 受信信号を基準信号に用いた直交検波回路の構成

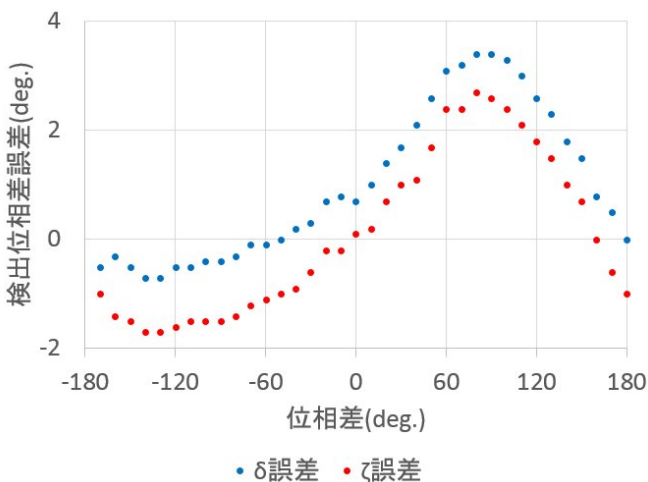


図 7 受信信号を基準信号に用いた直交検波の検出位相差誤差

が変化してしまっていることが考えられる。3つ目は、アレイアンテナの製作精度が低く、アンテナ間隔が $\lambda/2$ となっていないことが考えられる。

1つ目と2つ目の要因はネットワークアナライザを用いて位相の変化を測定しておき、プログラムで補正をかけることが解決できる。3つ目の要因は、アレイアンテナをパッチアンテナに変更することで、エッチングなどの製作精度の高い方法で製作することで解決できると考えられる。

5. 結 論

本研究では飛行機の方向推定の研究を行った。位相差の検出方式として直交検波を提案し、実験を行った。ローカル信号を基準信号に用いた直交検波では検出位相差誤差が最大-15.9 deg. となった。受信信号を基準信号に用いた直交検波では検出位相差誤差が最大 3.4 deg. となり、精度の向上に成功した。無線

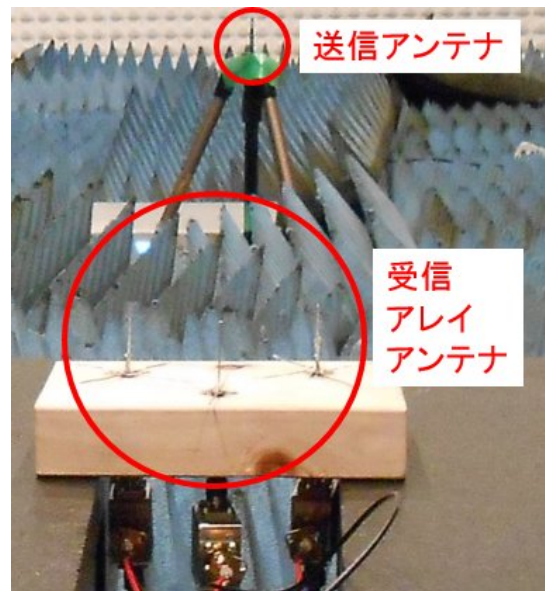
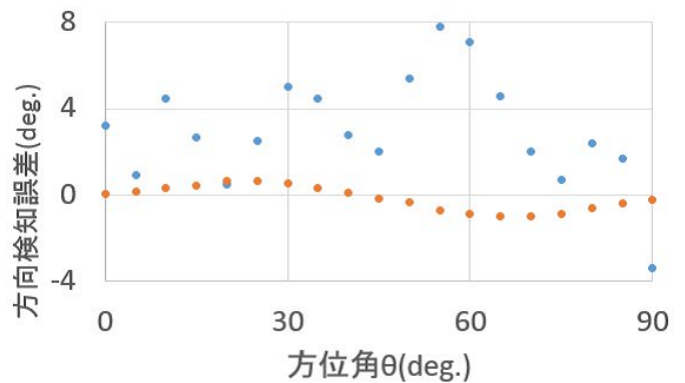


図 8 $\theta=45$ deg. のときの方向検知実験風景



- 方向検知システムによる検知誤差
- 直交検波誤差から推測される誤差

図 9 方向検知誤差

による方向検知実験を行ったところ、最大 7.8 deg. の方向検知誤差が実測された。これは従来の画像処理による方向検知誤差約 15 deg. よりも精度が向上したことを示しているが、目標の 0.2 deg. を達成していない。直交検波誤差から推測される -1.0 deg. の最大方向検知誤差よりも大きな方向検知誤差が実測されていることより、方向検知誤差を発生させている主な原因は直交検波ではないことが言えた。考えられる要因として、ダウンコンバート用信号の経路差による位相の変化、受信アンテナの S_{12} の違い、アレイアンテナの製作精度を挙げた。今後はこの要因を改善することで方向検知精度の向上を目指す。

文 献

- [1] A.Nagahama, "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, THU-A-3, Proceedings pp.29-32, Kyoto, Japan, May 10-11, 2012.