



Title	太陽発電衛星SPS2000送電アンテナにおけるパイロット信号受信アンテナ素子位置のずれによる方向検知誤差
Author(s)	大宮, 学; 河田, 恭裕; 小川, 恭孝; 伊藤, 精彦
Citation	北海道大學工學部研究報告, 179, 11-18
Issue Date	1997-02-28
Doc URL	http://hdl.handle.net/2115/42479
Type	bulletin (article)
File Information	179_11-18.pdf



[Instructions for use](#)

太陽発電衛星 SPS 2000 送電アンテナにおけるパイロット信号 受信アンテナ素子位置のずれによる方向検知誤差

大宮 学 河田恭裕 小川恭孝 伊藤精彦

(平成 8 年 11 月 8 日受理)

Direction Detection Errors due to Displacement of the Pilot Signal Receiving Antenna Elements in the Spacetenna of the Solar Power Satellite SPS2000

Manabu OMIYA, Yasuhiro KAWATA, Yasutaka OGAWA and Kiyohiko ITOH

(Received November 8, 1996)

Abstract

This paper describes the configuration of a pilot signal receiving antenna array and a direction detection system for the solar power satellite, SPS2000. This configuration simplifies the conventional system which requires a standard signal generator with the same frequency as the pilot signal. First, we show from the results of theoretical analysis that the direction detection system accurately estimates the pilot signal direction under an ideal condition. Next, we clarify the performance degradation of the pilot signal detection when the pilot signal receiving antenna elements are randomly displaced. Computer simulations were carried out to investigate effects of the direction detection errors due to displacement of antenna elements. Numerical results show that estimation errors of the pilot signal direction increase with increases in the degree of the antenna element displacement. The results indicate the necessity to prevent displacement of the pilot signal antenna elements by mechanical and electronic means or by digital signal processing.

1. ま え が き

太陽発電衛星 (SPS) は太陽の光エネルギーにより宇宙で発電し、その電力をマイクロ波に変換して地上の受電施設 (レクテナ) に送電するシステムである [1]。送電アンテナはレクテナからのパイロット信号を受信し、その方向に送電ビームを形成するレトロディレクティブ機能を有していなければならない。本論文においては、我が国で検討が行われている SPS ストローマンモデルである SPS 2000 [2] のパイロット信号方向検知システム [3] について提案する。まず初めに、提案を行うパイロット信号方向検知システムについて理論的解析を行い、パイロット信号方向を正確に検知することができることを明らかにする。次に、提案を行った方向検知システムにおいてパイロット信号受信アンテナの位置のずれが生じた場合、方向検知特性に及ぼす影響について明らかにする。そのため、誤差の影響を考慮した方向検知システムの定式化を行い、計算機シミュレーションによる評価を行う。最後に、誤差の影響を低減するための対策を提案し、その効果に

ついて検討する。

2. パイロット信号方向検知システム

SPS 2000 概念計画書においてはパイロット信号受信アンテナ系と送電アンテナ系を分離する構造が提案されている[2]。この構成ではパイロット信号周波数 f_p を送電周波数 f_c と異なる周波数とすることによって、2つの信号の相互干渉を除くことができる。したがって、パイロット信号受信アンテナにおける受信位相からレクテナの方向(または、送電方向)を正確に推定することが可能である。

一方、文献[3]では方向検知システムに受信周波数基準信号発生器を使用しない方法が提案されている。すなわち、パイロット信号周波数 f_p を送電周波数 f_c の整数倍比 $f_p = (m/n)f_c$ (ただし、 $m < n$ で m および n はともに整数) とすることによって、周波数分周器および電圧制御局部発振器(VCO)等を用いてパイロット信号の受信位相を検知する方法である。

本論文においては、送電周波数と異なる任意のパイロット信号周波数 f_p を用いてパイロット信号方向を検知する方法について提案する。

2.1 方向検知システムの構成 [4]

送電アンテナにおいてパイロット信号受信アンテナアレーが図1のように配置されているものとする。すなわち、座標原点に位相基準を与える基準アンテナ素子を配置し、さらに x 軸上にアンテナ素子を間隔 d_x ごとに N_x 個配置する。同様に、 y 軸方向には間隔 d_y ごとに N_y 個のアンテナ素子を配置する。ここで、 x, y および z 方向は SPS 2000 システムにおいて東西方向(移動方向)、南北方向および地球の中心方向に対応している。パイロット信号受信アンテナの配置方法の一例が概念計画書[2]において明らかにされている。

図2に x 軸上のアンテナアレーに接続される方向検知システムの構成例を示す。基準アンテナを位相基準として、その他のアンテナにおける受信位相を求める。そのために、基準アンテナの出力信号は電力分配器によって $(N_x + N_y - 2)$ 個の出力に分割される。それら出力信号は基準アン

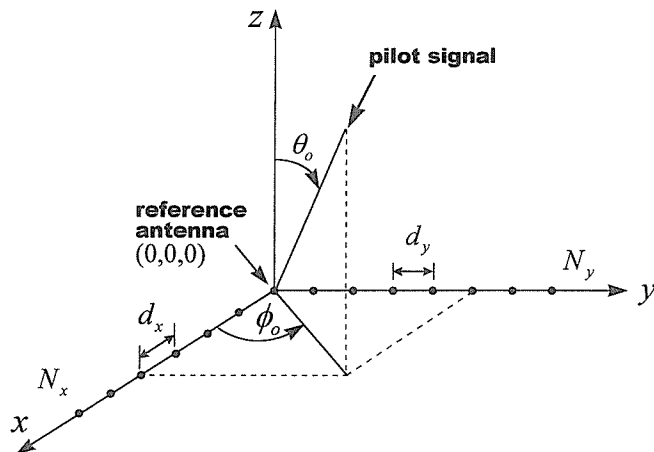


図1 パイロット信号受信アンテナの配置

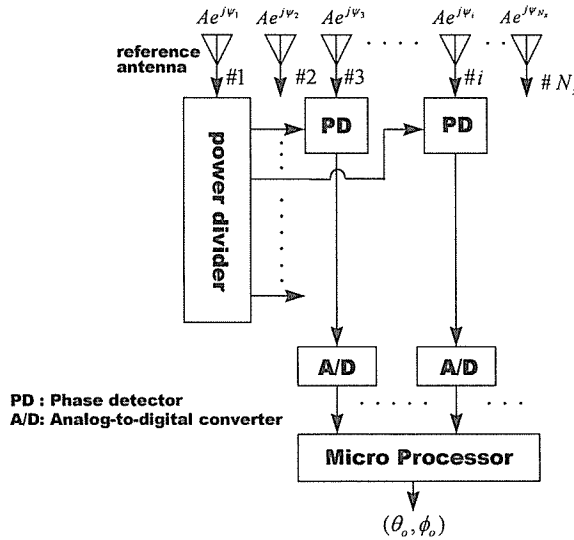


図2 パイロット信号方向検知システムの構成

テナ以外のアンテナ素子に接続された位相検出器 (Phase Detector, 以後 PD と略称) に入力される。PD の出力信号は A/D コンバータによりサンプリングされ、マイクロプロセッサに入力される。マイクロプロセッサではデジタル処理によりパイロット信号到来方向を求める。

2.2 方向検知アルゴリズム

方向検知アルゴリズムについて述べる。理論的導出を容易にするため次の仮定を行う。すなわち、各パイロット信号受信アンテナおよび回路がすべて同一の理想的な特性を有しているとする。各アンテナ素子における受信信号を $Ae^{j\psi_i}$ ($i=1, 2, \dots, N_x$) で表す。ここで、 A は振幅、 ψ_i は位相を表す。レクテナサイトから受信アンテナまでの距離を R として、パイロット信号が図 1 に示す方向 (θ_o, ϕ_o) から入射するならば、座標原点を位相基準として各アンテナ素子での受信位相は

$$\psi_i = 2\pi f_p t - kR + k(i-1)d_x \sin \theta_o \cos \phi_o \tag{1}$$

となる。式(1)において、 $k=2\pi/\lambda_p$ 、 λ_p はパイロット信号周波数 f_p に対応する波長を表す。したがって、各チャネルの位相検出器出力は

$$|A|^2 e^{j(\psi_i - \psi_1)} = |A|^2 e^{jk(i-1)d_x \sin \theta_o \cos \phi_o} \tag{2}$$

で与えられる。式(2)から PD の出力は時間 t および距離 R に依存せず、アンテナアレーの構造とパイロット信号方向によって決定される定数であることが分かる。式(2)で与えられる値が A/D コンバータによりサンプリングされる。

次に、パイロット信号方向 (θ_o, ϕ_o) を求めるため、以下のような評価関数を考える。

$$P_x = \left| \sum_{i=1}^{N_x} e^{j(i-1)(kd_x \sin \theta_o \cos \phi_o - \psi_x)} \right| \tag{3}$$

ただし、

$$\psi_x = kd_x \sin \theta \cos \phi \tag{4}$$

であり、 Ψ_x は信号が (θ, ϕ) から入射したときの x 軸方向に隣合うアンテナ素子間の位相差に対応している。式(3)では、振幅項 $|A|^2$ を除いている。これは、すべての素子に対して共通であり、 $A=1$ とすることによって理論的な取り扱いが簡単になるためである。同様に、 y 軸方向に対して次式が導出される。

$$P_y = \left| \sum_{i=1}^{N_y} e^{j(i-1)(kd_y \sin \theta \sin \phi - \Psi_y)} \right| \quad (5)$$

$$\Psi_y = kd_y \sin \theta \sin \phi \quad (6)$$

式(3)と(5)から、

$$\Psi_x = kd_x \sin \theta \cos \phi \quad (7)$$

$$\Psi_y = kd_y \sin \theta \sin \phi \quad (8)$$

を満足する場合に、 P_x および P_y は最大値を取り、それぞれ $P_x=N_x$ および $P_y=N_y$ となることが分かる。したがって、式(4)および(6)において θ および ϕ を送電可能範囲にわたって変化することによって、 P_x と P_y の積が最大値を与える方向がパイロット信号到来方向 (θ_0, ϕ_0) と一致する。しかしながら、この方法では (θ, ϕ) の組み合わせが多数あり、それらすべての組み合わせについて $P_x \cdot P_y$ を評価しなければならない。この場合、高速な方向検知を実現することは困難である。そこで、式(3)および(5)についてそれぞれ Ψ_x および Ψ_y を変化させることによって、 P_x および P_y の最大値を与える Ψ_x および Ψ_y を別々に求める。その結果から、次式で与えられる関係を用いて (θ, ϕ) の組み合わせを求める。

$$\theta = \sin^{-1} \left\{ \frac{1}{k} \sqrt{\left(\frac{\Psi_x}{d_x}\right)^2 + \left(\frac{\Psi_y}{d_y}\right)^2} \right\} \quad (9)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{\Psi_y}{d_y} \cdot \frac{d_x}{\Psi_x} \right) \quad (10)$$

3. パイロット信号受信アンテナ素子位置のずれが 方向検知に及ぼす影響とその対策

2.においてはパイロット信号受信システムおよび方向検知システムが理想的であることを仮定して、方向検知法について提案を行った。しかしながら、すべての素子、回路部品が同一の特性を有し、理想的な動作をすると仮定するのは必ずしも現実的ではない。本章においては、特にパイロット信号受信アンテナに位置のずれが生じる場合について定式化を行い、方向検知に及ぼす影響について検討する。

3.1 受信アンテナ素子位置のずれの定式化 [5]

図1に示されるアンテナ配置について検討を行う。図3にアンテナ素子位置のずれに関する基本的な考え方を示す。本章においては理論的な取り扱いを容易にするため、受信アンテナ素子は充分小さく、アンテナ素子は独立して任意の方向にずれを生じるとする。

アンテナ素子位置のずれは図3に示される直交座標の各座標方向にそれぞれ標準偏差 $\sigma \lambda_p$ のガウス分布をしているとし、その半径 r_i の自乗が χ^2 分布となるように定式化する。このとき、式(3)の評価関数 P_x は以下のように書き換えられる。

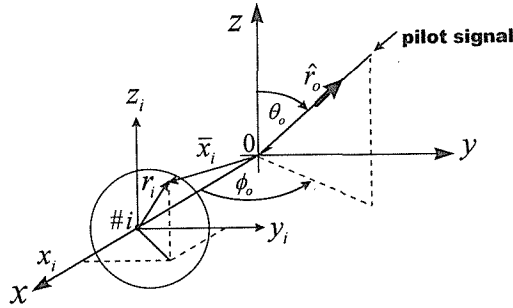


図3 アンテナ素子位置のずれ

$$P_x = \left| \sum_{i=1}^{N_x} e^{j(k\hat{r}_o \cdot (\bar{x}_i - \bar{x}_1) - (i-1)\psi_x)} \right| \tag{11}$$

ただし、 \hat{r}_o はパイロット信号方向の単位ベクトル、 \bar{x}_i はx軸上の*i*番目の素子位置を表す位置ベクトルで、それぞれ次式で与えられる。

$$\hat{r}_o = \begin{bmatrix} \sin\theta_o \cos\phi_o \\ \sin\theta_o \sin\phi_o \\ \cos\theta_o \end{bmatrix} \tag{12}$$

$$\bar{x}_i = \begin{bmatrix} (i-1)d_x + x_{ix}(t,\sigma) \\ x_{iy}(t,\sigma) \\ x_{iz}(t,\sigma) \end{bmatrix} \tag{13}$$

式(13)において、 $x_{ix}(t,\sigma)$ 、 $x_{iy}(t,\sigma)$ および $x_{iz}(t,\sigma)$ はx軸上の*i*番目のアンテナ素子位置の各座標方向の誤差を表し、時間*t*およびσの関数である。同様に、y軸方向については次式のようになる。

$$P_y = \left| \sum_{i=1}^{N_y} e^{j(k\hat{r}_o \cdot (\bar{y}_i - \bar{y}_1) - (i-1)\psi_y)} \right| \tag{14}$$

$$\bar{y}_i = \begin{bmatrix} y_{ix}(t,\sigma) \\ (i-1)d_y + y_{iy}(t,\sigma) \\ y_{iz}(t,\sigma) \end{bmatrix} \tag{15}$$

図4はアンテナ素子位置のずれによる方向検知誤差を示している。同図ではパイロット信号方向(θ_o, ϕ_o)を(33.0°, 27.80°)としている。この方向はレクテナサイトが送電可能範囲内の最も外側に位置する場合であり、アンテナ素子位置のずれによる方向検知誤差が最大になる。横軸は標準偏差σを表している。例えば、 $\sigma=0.1$ とすると、 $|x_{ix}(t,\sigma)| \leq 0.1\lambda_p$ となる確率が約70%である。さらに、縦軸は正しい角度からのずれの大きさΔを表している。同図では、与えられたσの値に対して1000回の試行を行い、求められた角度のずれの最大値、最小値および平均値を示している。同図から、アンテナ素子位置のずれが大きくなるほど方向検知誤差が大きくなること分かる。さらに、図5に評価関数 P_x を示す。実線は理想的な場合($\sigma=0$)、破線は $\sigma=0.1$ の場合である。理想的な場合、 P_x のピークは容易に検出可能であるが、 $\sigma=0$ の場合ピーク以外の値も大きくなりピークの検出は容易ではなくなる。

3.2 方向検知誤差対策

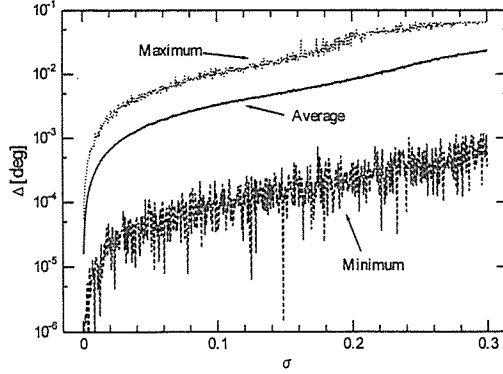


図4 アンテナ素子位置のずれによる方向検知誤差
 $\theta_o=33.0^\circ$, $\phi_o=27.8^\circ$, $N_x=40$, $N_y=33$, $d_x=0.612\lambda_p$, $d_y=0.742\lambda_p$

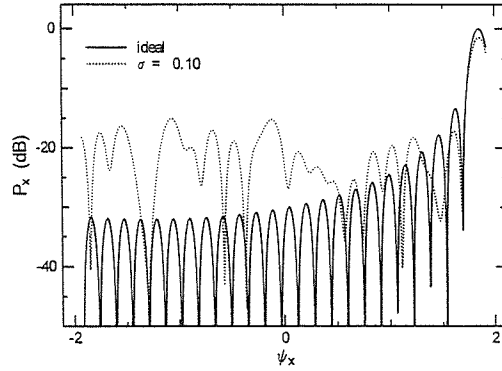


図5 評価関数 P_x
 $\theta_o=33.0^\circ$, $\phi_o=27.8^\circ$, $N_x=40$, $d_x=0.612\lambda_p$

前節で明らかにしたアンテナ素子位置のずれによる方向検知誤差は位相検出器出力が等価的にランダムな角度変調を受けたために生じたものと解釈できる。角度変調を受けた場合、周波数領域での信号スペクトルが広がり、特性劣化を引き起こす。したがって、特性劣化を軽減するためには不要な周波数成分を低域通過フィルタ (low-pass filter, 以後 LPF と略称) によって抑圧することが考えられる。すなわち、図2に示す方向検知システムにおいて、PDの出力端とA/Dコンバータの間にLPFを追加する。このとき、式(11)で与えられる評価関数は次式となる。

$$P_x = \left| \sum_{i=1}^{N_x} \langle e^{jk\hat{r}_o \cdot (\bar{x}_i - \bar{x}_1)} \rangle e^{-j(i-1)\psi_x} \right| \quad (16)$$

式(16)において記号 $\langle \rangle$ は LPF を通過した出力であることを示す。 P_y についても同様の変更が行われる。

図6にLPFの遮断周波数 f_{cut} と方向検知誤差の関係を示す。同図では、LPFの効果を評価するためLPFとして最も基本的な一次遅れ系を使用する。さらに、A/Dコンバータのサンプリング周波数 f_s を現在一般的に使用されている100 kHzとする。図中のパラメータ w は f_s および f_{cut} に

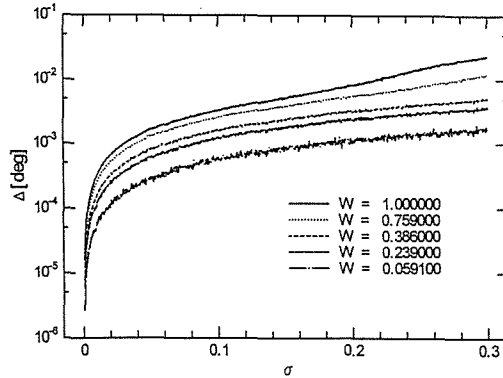


図6 LPFの遮断周波数と方向検知誤差の関係
 $\theta_o=33.0^\circ$, $\phi_o=27.8^\circ$, $N_x=40$, $N_y=33$, $d_x=0.612\lambda_p$, $d_y=0.742\lambda_p$

よって決定される値で、 $f_s=100$ kHzの場合 $w=0.759, 0.386, 0.239$ および 0.0591 は $f_{cut}=50$ kHz, 10 kHz, 5 kHz, 1 kHz に対応する。同図から、 w が小さいほど方向検知誤差 Δ が小さくなることが分かる。すなわち、LPFを使用することは方向検知誤差対策として有効である。

LPFの遮断周波数を小さくすることは、システムの外部環境に対する応答を鈍くすることに対応する。図6ではパイロット信号方向の変化に要する時間はA/Dコンバータのサンプリング間隔に比較して十分長く、方向検知を行っている間は \hat{r}_0 が一定であると仮定している。実際には、パイロット信号方向(θ_o, ϕ_o)は時間 t の関数である。したがって、LPFではパイロット信号方向の変化に追従できる遮断周波数 f_{cut} を決定し、それを f_{cut} の下限としなければならない。このことに関する検討は今後の課題である。

4. む す び

本論文においては、パイロット信号方向検知システムの構成について明らかにした。このシステムでは、送電アンテナにパイロット信号周波数と同一の周波数を有する基準信号発生器を用意する必要がない等の利点がある。まず初めに、方向検知システムについて理論的解析を行い、システムが理想的な場合正確な方向検知が行えることを明らかにした。次に、アンテナ素子位置に誤差が生じた場合の特性評価を行い、特性劣化の程度を明らかにした。特性劣化原因について検討し、その対策を示した。すなわち、低域通過フィルタを回路に追加することによってアンテナ素子位置のずれの方向検知特性に及ぼす影響を軽減できることを明らかにした。誤差の影響を小さくするためにはLPFの遮断周波数を小さくすべきであるが、パイロット信号方向の変化に追従できる遮断周波数を選択しなければならない。

謝 辞

本研究は文部省科学研究費補助金基盤研究(A)(2)06505002により行われている。また、太陽発電衛星ストローマンモデル研究について御議論いただく宇宙科学研究所 長友信人 教授に感謝申し上げます。

参考文献

- [1] P. E. Glaser, F. P. Davidson and K. I. Csigi, ed., *Solar Power Satellites - the emerging energy option*, Ellis Horwood Limited, New York, 1993.
- [2] 宇宙科学研究所太陽発電衛星ワーキンググループ SPS 2000 タスクチーム：SPS 2000 概念計画書(暫定版)，相模原市，1993.
- [3] 伊藤，大宮，小川：“SPS 2000 用スペーステナのフェーズドアレーアンテナによる構成”，第 13 回宇宙エネルギーシンポジウム講演論文集，pp. 83-86 (1994-01).
- [4] 河田，大宮，小川，伊藤：“SPS 2000 用レトロディレクティブ機能を有するフェーズドアレーアンテナ”，平成 6 年度電気関係学会北海道支部連合大会，281 (1994-10).
- [5] 河田，大宮，小川，伊藤：“太陽発電衛星 SPS 2000 システム機能モデル”，平成 7 年度電気関係学会北海道支部連合大会，209 (1995-10).
- [6] 大宮，河田，小川，伊藤：“太陽発電衛星 SPS 2000 におけるパイロット信号受信アンテナ素子位置のずれによる方向検知誤差”，第 15 回宇宙エネルギーシンポジウム，pp. 82-86 (1996-02).