A proposal on antenna alignment calibration method of a receiving ground station for earth observation satellite.

Hideyo Yokotsuka Member (Tokai University)
 Kiyonari Fukue Non-member (Tokai University)
 Mitsuo Sone Member (Tokai University)
 Kohei Cho Non-member (Tokai University)
 Ryuji Matsuoka Non-member (Tokai University)
 Noboru Sudo Non-member (Tokai University)
 Haruhisa Shimoda Non-member (Tokai University)
 Yoshiaki Matsumae Non-member (Tokai University)

Keywords : antenna alignment calibration, earth observation satellite, sun, antenna alignment model

We have an assumption that both X-axis and Y-axis of a receiving antenna(5m in diameter, X-band) for earth observation satellite are not exactly at right angles to each other, and that an antenna mount is rotated. In this paper, we make a proposal on antenna alignment calibration method of a receiving ground station for earth observation satellite.

Fig.1 shows virtual six-axis antenna alignment model. Fig.2 shows relation of drive angle, drive angle difference to time. Fig.3 shows relation of drive angle difference to time after antenna alignment calibration.

And, we conduct a test of an earth observation satellite reception by using the calibration parameters derived from our proposal. Through the test, we confirm the effectiveness of our proposal.

Our proposal using virtual six-axis antenna alignment model is a method which corrects an antenna drive angle by using the sun as a signal source.

As a result, we do not need to do mechanical alignments which

are dangerous operations, in an antenna drive system. Also, we do not need to own, manage and maintain collimation facilities. As our proposal is realizable by adding a RF power meter to a receiving system, it can be said a safer and cheaper method.

Fig.2. Relation of drive angle, drive angle difference to time.

Fig.3. Relation of drive angle difference to time after antenna alignment calibration.

Fig.1. Virtual six-axis antenna alignment model.

地球観測衛星用地上受信アンテナの指向キャリブレーション 方法に関する 1 提案

正 員 横塚 英世* 非会員 福江 潔也*
 正 員 曾根 光男* 非会員 長 幸平*
 非会員 松岡 龍治* 非会員 須藤 昇*
 非会員 下田 陽久* 非会員 松前 義昭*

A Proposal on Antenna Alignment Calibration Method of a Receiving Ground Station for Earth Observation Satellite

Hideyo Yokotsuka*, Member, Kiyonari Fukue*, Non-member, Mitsuo Sone*, Member, Kohei Cho*, Non-member,
 Ryuji Matsuoka*, Non-member, Noboru Sudo*, Non-member, Haruhisa Shimoda*, Non-member,
 Yoshiaki Matsumae*, Non-member

We have an assumption that both X-axis and Y-axis of a receiving antenna (5m in diameter, X-band) for earth observation satellite are not exactly at right angles to each other, and that an antenna mount is rotated. In this paper, we make a proposal on antenna alignment calibration method of a receiving ground station for earth observation satellite. And, we conduct a test of an earth observation satellite reception by using the calibration parameters derived from our proposal. Through the test, we confirm the effectiveness of our proposal. Our proposal using virtual six-axis antenna alignment model is a method which corrects an antenna drive angle by using the sun as a signal source. As a result, we do not need to do mechanical alignments which are dangerous operations, in an antenna drive system. Also, we do not need to own, manage and maintain collimation facilities. As our proposal is realizable by adding a RF power meter to a receiving system, it can be said a safer and cheaper method.

キーワード：アンテナの指向キャリブレーション，地球観測衛星，太陽，アンテナ指向モデル

Keywords : antenna alignment calibration, earth observation satellite, sun, antenna alignment model

1. はじめに

地球観測衛星で観測されたデータは，衛星から地上局に向けて送信される。地上局では，このデータをパラボラアンテナで受信する。近年では，地球観測衛星データは大気観測，海洋観測，災害監視分野等のリアルタイム，あるいは準リアルタイム性が要求される分野にも利用されはじめている。そこで，衛星データを観測後，できるだけ早く利用したいというニーズの高まりもあって，今後は衛星からデータ利用者に対して直接データを送信するダイレクト・

ブロードキャスト型と呼ばれる方法が多くなると考えられる。これにより今まで，ごく限られた機関で集中的に行われていた地球観測衛星データの受信も，各種応用分野に係している多くの公的機関や大学等の教育・研究機関などで，より一般的に行われるようになると予想される。

ところで，今後打ち上げが予定されているダイレクト・ブロードキャスト型地球観測衛星では，NOAA や SeaStar の場合のような L-band(約 1~2GHz)の周波数帯ではなくて，より大量の観測データを，より高速にダウンリンクするために X-band(8~8.4GHz)が主として使用されることになっている⁽¹⁾。またアンテナの直径も 15Mbps 程度のビットレートのデータの受信には直径 3m 以上，100Mbps 程度のビットレートのデータ受信には，直径 5m 以上のものが要

* 東海大学
 〒151-0063 東京都 渋谷区 富ヶ谷 2-28-4
 Tokai University 2-28-4 Tomigaya, Shibuya-ku, Tokyo
 151-0063

求されている⁽²⁾。これらにより、例えば、100Mbps 程度のビットレートのダイレクト・ブロードキャスト型地球観測衛星の受信アンテナの指向キャリブレーションでは、周波数帯として X-band、直径 5m 以上のアンテナに要求される指向精度を満足する必要がある。

本論文では、アンテナの直径が大きいほど、より精密なアンテナ制御が要求されるので、100Mbps 程度のビットレートのデータ受信として、最小直径 5m のアンテナを採用する。また、このアンテナを X-band の周波数を使用している他の地球観測衛星の受信実験にも使用する。アンテナの最初の調整では、方位磁石と水準器とを用いた機械的計測によって求められる方位角、仰角の精度は、それぞれ $\pm 1^\circ$ 、 $\pm 1^\circ$ である。一方、アンテナの直径を 5m、例えば周波数を 8.2GHz(波長 $3.7 \times 10^{-2}\text{m}$)とすると、アンテナの電力半値幅は、近似的に、次式⁽³⁾

$$w = 70 \frac{\lambda}{d} \dots\dots\dots (1)$$

ただし、 w°]は電力半値幅
 λ [m]は電波の波長
 d [m]はアンテナの直径

で与えられるので、 0.5° 程度になる。両者の関係により、アンテナの最小直径 5m を採用しても、さらにアンテナの微調整を必要とする。

アンテナを指向させたい方向と、実際にアンテナが指向している方向との差をアンテナの指向誤差という。アンテナの微調整、すなわちアンテナの指向キャリブレーションの目的は、このアンテナの指向誤差を受信に支障が生じない範囲に抑えることである。この方法としては、アンテナの指向方向が指向制御信号と一致するようにアンテナの駆動系を機械的に調整する方法と、指向制御信号にアンテナの駆動補正量を加えることで正しく指向するようにする方法との2つがある。いずれの方法も、コリメーション設備、または電波星などの位置が既知の電波信号源を必要とする⁽⁴⁾。先記のアンテナ駆動系の機械的調整は、危険な作業を伴う。また電波信号源としてコリメーション設備を用いる場合は、設備、その維持・管理が必要となる。

そこで本論文では、より安全で、より安価な方法として、太陽を信号源として、アンテナ駆動量を補正する方法に関する1提案を行う。本論文で議論されるアンテナマウントは、筆者らが知る限り、今まで報告されていない X,Y 軸が厳密には直交していない、かつアンテナマウントが回転している X-Y 方式のアンテナマウントである。2.では、従来の3軸アンテナ指向モデルについて述べる。3.では、提案する仮想6軸アンテナ指向モデルと、それを用いた指向キャリブレーション方法について述べる。4.では、キャリブレーション実験について述べる。最初に、キャリブレーションパラメータを決定するための実験について述べる。次に、キャリブレーションパラメータを用いた地球観測衛星の受信実験を行い、本手法の有効性を述べる。

2. 従来の3軸アンテナ指向モデル

一般にアンテナは、衛星からの電波をホーンに集めるサブリフレクタを含むパラボラディッシュと、パラボラディッシュを駆動するための可動軸からなるアンテナマウント、それとアンテナマウントを地面と結合するアンテナベースによって構成されている。本論文では図1に示すように、X軸(以下 Axis-X 系と呼ぶ)上にY軸(以下 Axis-Y 系と呼ぶ)を重ねて載せた X-Y 方式のアンテナマウントを対象とする。このアンテナではアンテナベースと Axis-X 系、パラボラディッシュと Axis-Y 系、Axis-X 系と Axis-Y 系の機械的結合は剛性結合である。アンテナ駆動用のモータは Axis-X 系、Axis-Y 系に、それぞれ1つずつ取り付けられている。なお、これら以外の軸にはアンテナ駆動用のモータは取り付けられていない。アンテナの指向のずれを、図1中のアンテナベースを基準として、互いに直交する3つの軸回りのそれぞれの回転角度とすると、図1は図2のように表現できる。図2では Axis-X 系を駆動するモータは X 軸に、Axis-Y 系を駆動するモータは Y 軸に取り付けられている。パラボラディッシュは Z 軸正方向に機械結合されている。図2中の θ_x , θ_y , θ_z は、それぞれ X,Y,Z 各軸回りの回転角度であり、また図2中の矢印の方向が正の回転方向である。

〈2・1〉 理想アンテナマウントの場合 図2中の X,Y,Z 軸は互いに直交しており、また各軸は正しい設置方向に置かれているとする。このようなマウントを、理想アンテナマウントと呼ぶことにする。理想アンテナマウントでは、Z 軸回りの回転角度 θ_z は $\theta_z=0$ である。

アンテナが指向する単位ベクトル $\mathbf{O}$ を、

$$\mathbf{O} = \begin{bmatrix} X_o \\ Y_o \\ Z_o \end{bmatrix} \dots\dots\dots (2)$$

図1 標準的な X-Y 方式のアンテナマウントの機械的な結合

Fig.1. Mechanical connection of standard X-Y antenna mount.

図2 3軸アンテナ指向モデル

Fig. 2. Three-axis antenna alignment model.

とする。また Axis-X 系, Axis-Y 系に取り付けられたモータ駆動前の単位ベクトル $\mathbf{U}$ を,

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} X_u \\ Y_u \\ Z_u \end{bmatrix} \dots\dots\dots (3)$$

とする。ここで、アンテナを指向させたい方向への Axis-X 系, Axis-Y 系のモータ駆動角度を ${}_X\theta_c$, ${}_Y\theta_c$ とすれば、モータ駆動後は、式(2),(3)を用いて表現すると、

$$\mathbf{O} = \begin{bmatrix} \cos {}_Y\theta_c & 0 & -\sin {}_Y\theta_c \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin {}_Y\theta_c & 0 & \cos {}_Y\theta_c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos {}_X\theta_c & \sin {}_X\theta_c \\ 0 & -\sin {}_X\theta_c & \cos {}_X\theta_c \end{bmatrix} \mathbf{U} \dots\dots\dots (4)$$

となる。従って理想アンテナマウントでは、 ${}_X\theta_c$, ${}_Y\theta_c$ で、アンテナを指向させたい方向へ向けることができる。

〈2・2〉 アンテナマウントが回転している場合 図2中の X,Y,Z 軸は互いに直交しており、また X,Y,Z 軸が正しい設置方向に対して、それぞれ $\delta\theta_x$, $\delta\theta_y$, $\delta\theta_z$ 回転しているとすると、この場合、図2の θ_x , θ_y , θ_z は式(4)中の ${}_X\theta_c$, ${}_Y\theta_c$ を用いて、それぞれ次のように与えられる。

$$\theta_x = {}_X\theta_c + \delta\theta_x \dots\dots\dots (5)$$

$$\theta_y = {}_Y\theta_c + \delta\theta_y \dots\dots\dots (6)$$

$$\theta_z = \delta\theta_z \dots\dots\dots (7)$$

アンテナマウントが回転している場合、アンテナが指向する単位ベクトル $\mathbf{O}'$ を、

$$\mathbf{O}' = \begin{bmatrix} X'_o \\ Y'_o \\ Z'_o \end{bmatrix} \dots\dots\dots (8)$$

とする。Axis-X 系, Axis-Y 系に取り付けられたモータ駆動前の単位ベクトルを式(3)とする。モータ駆動後は、式(3),(8)を用いて表現すると、式(5),(6),(7)より、

$$\mathbf{O}' = \Theta_z \Theta_y \Theta_x \mathbf{U} \dots\dots\dots (9)$$

ただし、

$$\Theta_z = \begin{bmatrix} \cos \delta\theta_z & \sin \delta\theta_z & 0 \\ -\sin \delta\theta_z & \cos \delta\theta_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\Theta_y = \begin{bmatrix} \cos({}_Y\theta_c + \delta\theta_y) & 0 & -\sin({}_Y\theta_c + \delta\theta_y) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin({}_Y\theta_c + \delta\theta_y) & 0 & \cos({}_Y\theta_c + \delta\theta_y) \end{bmatrix}$$

$$\Theta_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos({}_X\theta_c + \delta\theta_x) & \sin({}_X\theta_c + \delta\theta_x) \\ 0 & -\sin({}_X\theta_c + \delta\theta_x) & \cos({}_X\theta_c + \delta\theta_x) \end{bmatrix}$$

となる。

ある時刻にアンテナを指向させたい方向へ向けるためには、式(4)の ${}_X\theta_c$, ${}_Y\theta_c$ と、キャリブレーションパラメータである $\delta\theta_x$, $\delta\theta_y$, $\delta\theta_z$ を求める必要がある。これらを求める1つの方法としては、例えば、キャリブレーションパラメータを3つとして、本論文で提案される〈3・3・4〉と同様なことを行えばよい。

次に、〈3・3・5〉と同様なことを行えばよい。具体的には、次のようである。式(9)に、ある時刻の〈3・3・4〉Step3で求まる ${}_X\theta_c$, ${}_Y\theta_c$ と、キャリブレーションパラメータ $\delta\theta_x$, $\delta\theta_y$, $\delta\theta_z$ とを代入して、 $\mathbf{O}'$ を求める。さらに、この $\mathbf{O}'$ を式(4)の $\mathbf{O}$ に代入して、 ${}_X\theta_c$, ${}_Y\theta_c$ を求める。この ${}_X\theta_c$ をキャリブレーション後モータ駆動角度 ${}_X\theta'$, ${}_Y\theta_c$ をキャリブレーション後モータ駆動角度 ${}_Y\theta'$ と記述することにする。従って、アンテナマウントが回転している場合には、 ${}_X\theta'$ で Axis-X 系モータを、 ${}_Y\theta'$ で Axis-Y 系モータを駆動すればよいことになる。

〈2・3〉 X,Y 軸が厳密には直交していなくて、かつアンテナマウントが回転している場合 図2中の X,Y 軸が厳密には直交していない場合には、アンテナ指向モデルは〈2・1〉, 〈2・2〉のように表現できない。そこで3.で新たなアンテナの指向キャリブレーション方法を提案する。

3. 提案するアンテナの指向キャリブレーション方法

〈3・1〉 提案する仮想6軸アンテナ指向モデル 本論文では、図2の X,Y 軸が厳密には直交していなくて、かつアンテナマウントが回転している場合を議論する。

厳密には直交していない状況を、素直に指向モデルに反映させると、図3のようなモデルが考えられる。図3は、Axis-X 系に ${}_xX$, ${}_xY$, ${}_xZ$ の互いに直交する3軸、また Axis-Y 系に ${}_yX$, ${}_yY$, ${}_yZ$ の互いに直交する3軸、合計6軸を仮想的に与えた仮想6軸アンテナ指向モデルである。図3中の ${}_x\theta_x$, ${}_x\theta_y$, ${}_x\theta_z$ は Axis-X 系(それぞれ ${}_xX$, ${}_xY$, ${}_xZ$ 軸回り)の回転角度、 ${}_y\theta_x$, ${}_y\theta_y$, ${}_y\theta_z$ は Axis-Y 系(それぞれ ${}_yX$, ${}_yY$, ${}_yZ$ 軸回り)の回転角度であり、また、図3中の矢印の方向が正の回転方向である。回転の順序については ${}_x\theta_x \rightarrow {}_x\theta_y \rightarrow {}_x\theta_z$ および ${}_y\theta_x \rightarrow {}_y\theta_y \rightarrow {}_y\theta_z$ と想定し、Axis-X 系用駆動モータは ${}_xX$ 軸に、Axis-Y 系用駆動モータは ${}_yY$ 軸に取り付けられているとする。

図3 仮想6軸アンテナ指向モデル

Fig. 3. Virtual six-axis antenna alignment model.

〈3・2〉 仮想6軸アンテナ指向モデルを用いたキャリブレーション方法 式(4)中の ${}_X\theta_c, {}_Y\theta_c$ を用いて、図3中の ${}_X\theta_x, {}_X\theta_y, {}_X\theta_z, {}_Y\theta_x, {}_Y\theta_y, {}_Y\theta_z$ を、次のように与える。

$$\begin{cases} {}_X\theta_x = {}_X\theta_c + \delta_X\theta_x \\ {}_X\theta_y = \delta_X\theta_y \\ {}_X\theta_z = \delta_X\theta_z \end{cases} \quad \text{.....(10)}$$

$$\begin{cases} {}_Y\theta_x = \delta_Y\theta_x \\ {}_Y\theta_y = {}_Y\theta_c + \delta_Y\theta_y \\ {}_Y\theta_z = \delta_Y\theta_z \end{cases} \quad \text{.....(11)}$$

式(10), (11)の $\delta_X\theta_x, \delta_X\theta_y, \delta_X\theta_z, \delta_Y\theta_x, \delta_Y\theta_y, \delta_Y\theta_z$ はキャリブレーションパラメータである。これらのキャリブレーションパラメータを設けることによって、X, Y 軸が厳密に直交していなくて、かつアンテナマウントが回転している場合の指向のずれを表現することができると仮定する。

X, Y 軸が厳密には直交していなくて、かつアンテナマウントが回転している場合、アンテナが指向する単位ベクトル $\mathbf{O}''$ を、

$$\mathbf{O}'' = \begin{bmatrix} X''_o \\ Y''_o \\ Z''_o \end{bmatrix} \quad \text{.....(12)}$$

とする。Axis-X 系, Axis-Y 系に取り付けられたモータ駆動前のベクトルを、式(3)とする。モータ駆動後は、式(3), (12)を用いて表現すると、式(13)となる。

$$\mathbf{O}'' = {}_Y\theta_z {}_Y\theta_y {}_Y\theta_x {}_X\theta_z {}_X\theta_y {}_X\theta_x \mathbf{U} \quad \text{.....(13)}$$

ただし、 ${}_X\theta_x$ は Axis-X 系 xX 軸回りの回転マトリックス、 ${}_X\theta_y$ は xY 軸回りの回転マトリックス、 ${}_X\theta_z$ は xZ 軸回りの回転マトリックス、 ${}_Y\theta_x$ は Axis-Y 系 yX 軸回りの回転マトリックス、 ${}_Y\theta_y$ は yY 軸回りの回転マトリックス、 ${}_Y\theta_z$ は yZ 軸回りの回転マトリックスである。これらは、式(10), (11)より次式のように与えられる。

$${}_X\theta_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos({}_X\theta_c + \delta_X\theta_x) & \sin({}_X\theta_c + \delta_X\theta_x) \\ 0 & -\sin({}_X\theta_c + \delta_X\theta_x) & \cos({}_X\theta_c + \delta_X\theta_x) \end{bmatrix} \quad \text{.....(14)}$$

$${}_X\theta_y = \begin{bmatrix} \cos \delta_X\theta_y & 0 & -\sin \delta_X\theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \delta_X\theta_y & 0 & \cos \delta_X\theta_y \end{bmatrix} \quad \text{.....(15)}$$

$${}_X\theta_z = \begin{bmatrix} \cos \delta_X\theta_z & \sin \delta_X\theta_z & 0 \\ -\sin \delta_X\theta_z & \cos \delta_X\theta_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \text{.....(16)}$$

$${}_Y\theta_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \delta_Y\theta_x & \sin \delta_Y\theta_x \\ 0 & -\sin \delta_Y\theta_x & \cos \delta_Y\theta_x \end{bmatrix} \quad \text{.....(17)}$$

$${}_Y\theta_y = \begin{bmatrix} \cos({}_Y\theta_c + \delta_Y\theta_y) & 0 & -\sin({}_Y\theta_c + \delta_Y\theta_y) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin({}_Y\theta_c + \delta_Y\theta_y) & 0 & \cos({}_Y\theta_c + \delta_Y\theta_y) \end{bmatrix} \quad \text{.....(18)}$$

$${}_Y\theta_z = \begin{bmatrix} \cos \delta_Y\theta_z & \sin \delta_Y\theta_z & 0 \\ -\sin \delta_Y\theta_z & \cos \delta_Y\theta_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \text{.....(19)}$$

ある時刻での電波信号源位置ベクトル $[X_c \ Y_c \ Z_c]^T$ (Tは転置)と、同時刻に実際にアンテナを指向させる位置ベクトル $[X''_o \ Y''_o \ Z''_o]^T$ との差、すなわち指向誤差 E を、

$$E = \sqrt{(X''_o - X_c)^2 + (Y''_o - Y_c)^2 + (Z''_o - Z_c)^2} \quad \text{.....(20)}$$

とする。また時刻 $1, 2, \dots, N$ の電波信号源位置ベクトル $[X_c \ Y_c \ Z_c]^T, (i=1, 2, \dots, N)$ と、実際にアンテナを指向させる位置ベクトル $[X''_o \ Y''_o \ Z''_o]^T, (i=1, 2, \dots, N)$ との誤差の2乗平方根 E_{RMS} を、次式とする。

$$E_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \{ (X''_o - X_c)^2 + (Y''_o - Y_c)^2 + (Z''_o - Z_c)^2 \}} \quad \text{.....(21)}$$

アンテナ指向キャリブレーションを行うには、式(21)の E_{RMS} を最小とするキャリブレーションパラメータを算出する必要がある。そして、このパラメータなどを用いて Axis-X 系, Axis-Y 系のモータ駆動角度を算出する必要がある。これらの具体的な算出方法は、〈3・3・4〉, 〈3・3・5〉で述べる。

〈3・3〉 指向キャリブレーションの具体的な計算方法

〈3・3・1〉 キャリブレーション用電波星の決定 電波星としては従来 NGC1052, 3C245, 3C418 など^⑤の太陽系外の多くの天体が知られている。これらの電波星を対象に、直径5mのアンテナ(X-band)を用いて実測したところ、いずれも十分な信号パワーが得られなかった。

十分な信号パワーを示したのは、太陽と月のみであった。月は月齢とともに約1ヶ月周期で信号パワーが変化するので、安定した信号パワーを年間を通じて観測できる電波信

号源としては、太陽が最も望ましい。これにより、本論文では太陽を唯一の電波信号源とした。

〈3・3・2〉 太陽位置の計算 電波信号源を太陽として、アンテナ指向キャリブレーションを行うためには、その位置がアンテナの電力半値幅に対して十分に高い精度で求められていなくてはならない。本論文では、1.より、アンテナの電力半値幅は 0.5° 程度である。

太陽の方向を求めるには、まず地球の中心を原点とする太陽の絶対位置を求め⁽⁶⁾、次に歳差・章動補正を行い⁽⁷⁾、最後にアンテナ軸駆動量へ変換する。地球の中心を原点とする太陽の絶対位置を求める方法は、近似式を使用する方法⁽⁸⁾、天文暦から求める方法⁽⁶⁾などが知られている。どちらの場合でも1秒角以内の精度で予測できることが知られているので位置を求める方法として問題はない。本論文ではDE403天文暦⁽⁹⁾を使用して太陽の絶対位置を求めた。最終的に太陽位置は受信アンテナの位置を原点とし、かつ天頂方向をZ軸とする座標系の位置に変換される。なお、原点と太陽位置との距離は長さ1に正規化されている。

〈3・3・3〉 同時刻の太陽位置ベクトルと、実際にアンテナを指向させる位置ベクトルとの導出 共に単位ベクトルである太陽位置ベクトル、実際にアンテナを指向させる位置ベクトルを、それぞれ $[X_c Y_c Z_c]^T$ 、 $[X'' Y'' Z'']^T$ とする。なお、 $[X'' Y'' Z'']^T$ は、キャリブレーション前に、アンテナをスキャンさせて求められた式(20)中の $[X'' Y'' Z'']^T$ である。

ある時刻の $[X_c Y_c Z_c]^T$ は、〈3・3・2〉で算出できる。ところが、アンテナの指向のずれなどのために、実際にアンテナが正しく太陽方向を指向するとは限らない。そこで次に、その太陽方向付近でアンテナをスキャンさせて、4.1.3で述べる方法で $[X'' Y'' Z'']^T$ を求める。スキャン方法は、コンカルスキャンとよばれる円錐状にスキャンする方法⁽¹⁰⁾、方位角、仰角に対してプラス、マイナス方向にスキャンする方法、8の字型にスキャンする方法などが知られている。いずれの方法を採用してもよいが、本論文ではX-Y駆動方式のAxis-X系とAxis-Y系の各駆動軸に対してプラス、マイナスのオフセット角度を与えてスキャンさせる方法を採用した。最終的に、スキャンを時刻1,2,...,Nで行い、各時刻での $[X'' Y'' Z'']^T$ を求める。また同時刻1,2,...,Nでの $[X_c Y_c Z_c]^T$ を求める。

〈3・3・4〉 キャリブレーションパラメータの算出 以下のStep 1からStep 6の順で、算出方法を述べる。

Step1:

本論文では、式(3)の単位ベクトルUを $U=[0 \ 0 \ 1]^T$ とする。

Step2:

6つのキャリブレーションパラメータ $\delta X\theta_x, \delta X\theta_y, \delta X\theta_z, \delta Y\theta_x, \delta Y\theta_y, \delta Y\theta_z$ を、それぞれ $[-\theta_{\max}, \theta_{\max}]$ の範囲を $\Delta\theta$ 間隔でサンプリングしてK種類ずつ用意する。これを、 $(\delta X\theta_x, \delta X\theta_y, \delta X\theta_z, \delta Y\theta_x, \delta Y\theta_y, \delta Y\theta_z)_j$ ($j=1,2,\dots,K^6$)と記述することにする。なお $\Delta\theta$ は機械的分解能以上の精度は望めない

ので、本論文では $\theta_{\max}$ を $\theta_{\max}=1.0^\circ$ とした。

Step3:

〈3・3・2〉の方法で、時刻1,2,...,Nの太陽の位置ベクトル $[X_c Y_c Z_c]^T$ ($i=1,2,\dots,N$)を求め、次に式(4)より時刻1,2,...,Nのモータ駆動角度 $(x\theta_c, y\theta_c)_i$ ($i=1,2,\dots,N$)を求める。

Step4:

キャリブレーションパラメータを固定、例えば $(\delta X\theta_x, \delta X\theta_y, \delta X\theta_z, \delta Y\theta_x, \delta Y\theta_y, \delta Y\theta_z)_{j=1}$ とする。これとStep3の $(x\theta_c, y\theta_c)_i$ ($i=1,2,\dots,N$)とを用いて、 $[X'' Y'' Z'']^T$ ($i=1,2,\dots,N$)を式(13)より求める。次に、この位置ベクトルと、Step3の太陽の位置ベクトルとを用いて、式(21)の E_{RMS} を求める。

Step5:

$j=2,3,\dots,K^6$ として順々に、Step4と同様のことを行う。

Step6:

Step4とStep5より、 K^6 個の E_{RMS} が求まる。これらの中で、最小の E_{RMS} を与えるキャリブレーションパラメータが、算出されるキャリブレーションパラメータである。

〈3・3・5〉 キャリブレーション後モータ駆動角度の算出 キャリブレーション後モータ駆動角度の算出方法を、以下に述べる。

まず式(13)に、ある時刻の〈3・3・4〉Step3で求まる $x\theta_c, y\theta_c$ と、キャリブレーションパラメータ $\delta X\theta_x, \delta X\theta_y, \delta X\theta_z, \delta Y\theta_x, \delta Y\theta_y, \delta Y\theta_z$ とを代入して、 $\mathbf{O}''$ を求める。さらに、この $\mathbf{O}''$ を式(4)の $\mathbf{O}$ に代入して、 $x\theta_c, y\theta_c$ を求める。この $x\theta_c$ をキャリブレーション後モータ駆動角度 $x\theta''$ 、 $y\theta_c$ をキャリブレーション後モータ駆動角度 $y\theta''$ と記述することにする。従って、X,Y軸が厳密には直交していなくて、かつアンテナマウントが回転している場合には、 $x\theta''$ でAxis-X系モータを、 $y\theta''$ でAxis-Y系モータを駆動すればよいことになる。

4. キャリブレーション実験

最初にキャリブレーションパラメータを決定するための実験について述べる。次に、キャリブレーションパラメータを用いた地球観測衛星の受信実験について述べる。

〈4・1〉 キャリブレーションパラメータを決定するための実験

〈4・1・1〉 太陽を信号源とした実験システム 実験に使用したアンテナは直径5mのパラボラアンテナである。このアンテナはカセグレン型であり、諸元を表1に、外観を図4に、また実験システムの構成を図5に示す。表1中のRHCPは、右旋円偏波である。図5ではアンテナで受信した太陽の8.2GHzの信号を、信号伝送減衰が少ない中間周波数2.2GHzへ変換し、その出力をRFパワーメータで0.1秒ごとに計測し、その結果をGPIBインターフェースで接

続されたパーソナルコンピュータ(PC)のハードディスク(HD)に、時刻情報と共に記録している。

ところで、アンテナを駆動するシステムと、アンテナで受信した太陽の信号パワーを記録するシステムは、時刻を基準としているので、両システムの時刻誤差は少なくとも、RF パワーメータで計測する時刻間隔に相当する ± 0.1 秒以下である必要がある。そこで図 5 では、NTP (Network Time Protocol)時刻サーバからの時刻情報をもとに調整している。NTP 時刻サーバを実現する方法としては、一般に公開されている NTP サーバを用いる方法や、市販の GPS の衛星時計を基準に動作する NTP 時刻サーバを用いる方法が、知られている。本システムでは後者を用いた。

〈4・1・2〉 アンテナスキャン範囲の決定 アンテナスキャンのために Axis-X 系, Axis-Y 系の各軸に加えるオフセット角度の変化 (以後、アンテナスキャンパターンと呼ぶ) は、アンテナコントローラの動的な駆動精度と電力半値幅、および方位磁石と水準器による機械的計測によって求められる位置精度を考慮して決定した。図 6 に、実験で

使用したアンテナスキャンパターンを示す。縦軸はオフセット角度を表し、横軸はスキャンの周期を表している。このスキャンを 1 回実行するのに必要な時間は約 20 分である。

〈4・1・3〉 アンテナの指向誤差の実測 4.1.2 で決定したアンテナのスキャン範囲で、太陽の受信実験を行った。実験時刻は 9 時から 16 時までの 7 時間である。実験中に受信された太陽信号パワー変化の実測例 (12 時から 13 時までの 1 時間) を、図 7 に示す。図 6 の 1 サイクルが、図 7 の 1 スキャンに対応している。

1 スキャン内で最大パワーが得られる点を、太陽に真向した点であるとした。この方法によって求められた $[X''', Y''', Z''']^T$ と、 $[X_c, Y_c, Z_c]^T$ との差、すなわち式(20)の指向誤差を、よりわかりやすく表現するために $[X''', Y''', Z''']^T$ を式(4)の $\mathbf{O}$ に代入し、また $\mathbf{U}=[0 \ 0 \ 1]^T$ として、 $x\theta_c, y\theta_c$ を求める。この $x\theta_c$ をモータ駆動角度 $x\theta'''$ 、 $y\theta_c$ をモータ駆動角度 $y\theta'''$ と記述することにする。一方、 $[X_c, Y_c, Z_c]^T$ を式(4)の $\mathbf{O}$ に代入し、 $\mathbf{U}=[0 \ 0 \ 1]^T$ として、モータ駆動角度 $x\theta_c, y\theta_c$ を求める。図 8 に Axis-X 系, Axis-Y 系のモータ駆動角度 $x\theta_c, y\theta_c$ 、モータ駆動角度差 $(x\theta_c - x\theta''')$ 、 $(y\theta_c - y\theta''')$ と、時刻

表 1 アンテナの諸元

Table 1. Specifications of antenna.

Dish diameter	5.0 [m]
Antenna type	Cassegrain type
Target frequency	X-band (8.0-8.4 [GHz])
Polarization	RHCP
G/T	30.6 [dB/K]

図 4 アンテナの外観

Fig. 4. Exterior of an antenna.

図 5 RF パワー測定システムの構成

Fig. 5. Block diagram of RF power measurement system.

図 6 アンテナスキャンパターン

Fig. 6. Antenna scan pattern.

との関係を示す。 $(x\theta_c - x\theta'')$ は約 0.3° 付近でゆるやかに変化しており、また $(y\theta_c - y\theta'')$ は約 -0.25° から約 0.1° まで大きく変化していることがわかる。1.で算出されるアンテナの電力半値幅は 0.5° 程度であるので、図4のアンテナを、 $U=[0 \ 0 \ 1]^T$ からモータ駆動角度 $x\theta_c, y\theta_c$ で回転させても、太陽の信号パワーをほとんど受信することはできなかった。これはキャリブレーション前、すなわちキャリブレーションパラメータが全て 0 の場合の結果である。

〈4・1・4〉 キャリブレーションパラメータの決定 **〈3・3・4〉** で述べた方法で、キャリブレーションパラメータを決定する。 $\theta_{\max}=1.0^\circ$, $\Delta\theta=0.05^\circ$, $K=41$, $N=23$ で **〈3・3・4〉** を行って、キャリブレーションパラメータ $\delta x\theta_x = -0.35^\circ$, $\delta x\theta_y = 0.25^\circ$, $\delta x\theta_z = 0.00^\circ$, $\delta y\theta_x = -0.50^\circ$, $\delta y\theta_y = 0.10^\circ$, $\delta y\theta_z = -0.45^\circ$ を算出した。図9に Axis-X 系, Axis-Y 系のキャリブレーション後のモータ駆動角度差 $(x\theta_c - x\theta'')$, $(y\theta_c - y\theta'')$ と、時刻との関係を示す。なお $x\theta_c, y\theta_c$ は、図8と同じ値である。

図9より、 $(x\theta_c - x\theta'')$ の絶対値、 $(y\theta_c - y\theta'')$ の絶対値が最大でも 0.1° 未満になっており、1.で算出されるアンテナ

ナの電力半値幅 0.5° 程度に対して十分小さな値になっていることが分かる。図4のアンテナを $U=[0 \ 0 \ 1]^T$ からモータ駆動角度 $x\theta'', y\theta''$ で回転させると、すなわち本手法を行うと、太陽の信号パワーを受信することができた。なお、**〈2・2〉** で求まる $x\theta', y\theta'$ で回転させても、太陽の信号パワーをほとんど受信することはできなかった。

ところで、**〈4・1・3〉** の実験を行った日と違う複数の日においても、**〈4・1・3〉** のアンテナの指向誤差の実測、**〈4・1・4〉** のキャリブレーションパラメータの決定を行った。全ての日において、これまで述べた事と同様な結果が得られた。

〈4・2〉 キャリブレーションパラメータを用いた地球観測衛星の受信実験 太陽を信号源として算出された **〈4・1・4〉** のキャリブレーションパラメータを、地球観測衛星の受信実験に用いて、その有効性を確かめた。

実験対象衛星として、ダイレクト・ブロードキャスト型地球観測衛星である Terra を、最初に選定した。Terra は、観測データをダウンリンクするために、 8.2125GHz (X-band)の周波数を使用している。実験は14日間中のディセンディング、アセンディングの全パスについて行った。

図7 受信された太陽信号パワーと、時刻の関係
Fig. 7. Relation of the received sun signal power to time.

図9 キャリブレーション後のモータ駆動角度差と、時刻との関係
Fig. 9. Relation of drive angle difference to time after antenna alignment calibration.

図8 モータ駆動角度、モータ駆動角度差と、時刻との関係
Fig. 8. Relation of drive angle, drive angle difference to time.

図10 Terra のパスとアンテナ仰角の関係
Fig. 10. Relation between paths of Terra and antenna elevation angle.

図 11 IRS-1C, IRS-1D, RADARSAT, ERS-2 のパス
Fig. 11. Paths of IRS-1C, IRS-1D, RADARSAT and ERS-2.

図 10 に、Terra のパスとアンテナ仰角の関係を示す。図 10 中の円の中心，すなわち受信アンテナの位置からの距離は，アンテナの仰角に対応している。円の中心で仰角 90° ，また図 10 中に目盛り表示されていないが，円周上で仰角 10° である。図 10 中の円の中心から，ある点までの方向は，アンテナの方位角に対応している。図 10 中の North がアンテナの方位角 0° ，South が方位角 180° ，West が方位角 270° ，East が方位角 90° である。図 10 中の全てのパスについて問題なく受信できていることを，受信データを解析して確認した。また，この実験中に得られた受信信号パワーからも，問題なく受信できていることがわかる。これに関しては，付録に記す。

次に観測データをダウンリンクするために，X-Band 中の 8.0GHz から 8.4GHz までの周波数を使用している実験対象衛星として，インドの地球観測衛星 IRS-1C，IRS-1D，カナダの地球観測衛星 RADARSAT，ESA(European Space Agency)の地球観測衛星 ERS-2 を用いて受信実験を行った。図 11 に，受信した 24 パスを示す。図 11 中の受信アンテナの位置は，図 10 では円の中心になる。図 11 中の全てのパスについて問題なく受信できていることを，受信データを解析して確認した。

最後に，受信できた理由を考察する。地球観測衛星の受信実験に用いられた〈4・1・4〉のキャリブレーションパラメータは，太陽を信号源として算出された。太陽は東から昇り，南を通って，西へ沈んでいく。この様子を簡単に示すと図 10, 11 の地球観測衛星のパスを横切る経路になる。キャリブレーションパラメータを算出するのに使用した時刻 $1, 2, \dots, N$ の太陽位置の 1 つは，地球観測衛星のパスのどれか 1 つの近傍のデータである。これより，キャリブレーションパラメータの算出には，地球観測衛星の受信に支障を生じさせない地球観測衛星のパスの情報が含まれていることになる。従って，太陽を信号源として算出されたキャリブレーションパラメータが，地球観測衛星の受信に支障を生じさせなかったと思われる。

5. おわりに

本論文では，地球観測衛星用受信アンテナの指向キャリブレーション方法に関する 1 提案を行った。そして，本手法から算出されるキャリブレーションパラメータを用いて，地球観測衛星の受信実験を行い，本手法の有効性を確認した。仮想 6 軸アンテナ指向モデルを用いた本手法は，太陽を信号源として，アンテナ駆動量を補正する方法である。これより，危険な作業であるアンテナ駆動系の機械的調整を行わなくて良い。また，コリメーション設備，その維持・管理も不要である。本手法は RF パワーメータを受信システムに付加すれば実現できるので，本手法は，より安全で，より安価な方法であると言える。

ところで本論文では，筆者らが知る限り，今まで報告されていない地球観測衛星の受信アンテナ(直径 5m, X-Band)の X, Y 軸が厳密には直交していなくて，かつアンテナマウントが回転している場合のモデルを，一例提案したにすぎない。受信アンテナの形状によっては，このモデルで常に受信できるとは限らないので，さらにモデルの検討が必要かもしれない。そのような場合でも，信号源として太陽を使用することができる。

(平成 16 年 12 月 27 日受付, 平成 17 年 6 月 28 日再受付)

文 献

- (1) NASA Goddard Space Flight Center : MTPE EOS Data Products Handbook Volume 1 TRMM & AM1, p.30 (1997)
- (2) NASA Goddard Space Flight Center : Direct Access System User's Guide for EOS-AM Spacecraft (ICD-107) (1998)
- (3) 宮憲一 (監修) : 改訂 衛星通信技術，電子通信学会編，P.132 (1985)
- (4) K. Morita, H. Kobayashi, and M. Ishiguro : "Calibration of antenna positions in millimeter wave interferometry", *IEICE Trans. B-II*, Vol.73, No.8, pp.397-404 (1990-8) (in Japanese)
森田耕一郎・小林秀行・石黒正人 : 「ミリ波干渉計におけるアンテナ位置の校正」，*信学論誌 B-II*, 73, 8, pp.397-404 (1990-8)
- (5) 高橋富士信・近藤哲朗・高橋幸雄 : VLBI 技術，オーム社，p.240 (1997)
- (6) U.S. Naval Observatory : The Astronomical Almanac for the Year 1998, United States Government Printing Office, pp.C1-C24 (1997)
- (7) B.Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Collins : "Global Positioning System fourth, revised edition", Springer Verlag, pp.29-36 (1997)
- (8) 長谷川一郎 : 天体軌道論，恒星社厚生閣，pp.379-386 (1982)
- (9) E.M. Standish, XX Newhall, J.G. Williams, and W.M. Folkner : "JPL Planetary and Lunar Ephemerides", DE403/LE403. JPL Interoffice Memorandum 314.10-127 dated (1995)
- (10) 飯田尚志 (編著) : 衛星通信，オーム社，p.150 (1997)

付 録

1. キャリブレーションパラメータを用いた Terra の受信パワー計測

〈4・2〉の Terra の実験中に得られた受信信号パワーを，最大受信信号パワーを 0dB としてプロットしたものを，付図 1 に示す。付図 1 は，図 10 中の Terra のパス上に，相対

付図 1 Terra の相対受信信号パワーとアンテナ仰角の関係

app.Fig. 1. Relation between the received relative signal power of Terra and antenna elevation angle.

付図 2 Terra の送信アンテナの形状

app.Fig. 2. Shape of the transmitting antenna on Terra.

受信信号パワー(0dB から-9dB)を、濃淡表現したものである。Terra の送信アンテナの形状を、付図 2 に示す。このアンテナのボアサイト角度に対するゲインは、衛星打ち上げ前の測定で、付図 3 であることが確認されている。また、このアンテナは軌道上では、付図 4 に示される衛星位置から地上へ電波を送信する。付図 2,3,4 は、それぞれ文献(2)の P.16,P.49,P18 を引用したものである。付図 3,4 より、Terra の送信機出力が常に一定であったとしても、地上の受信信号パワーは一定にはならず、最大受信信号パワーを 0dB とした場合、-9dB 程度の受信信号パワーの変動がある。以上の事より、付図 1 において受信信号パワーが-9dB 以上であれば、良好に受信していると考えられる。付図 1 中のプロットは全て-9dB 以上であるので、図 10 中の全てのパスに対して問題なく受信できていることがわかる。付図 1

付図 3 送信アンテナのアンテナゲインとアンテナボアサイト角度との関係

app.Fig.3. Relation of antenna gain to antenna boresight angle.

付図 4 Terra のアンテナと地上局の位置関係

app.Fig.4. Positional relation between the transmitting antenna on Terra and earth station.

中に、濃淡レベルが黒っぽいパスが、2 つ見られるが、これは降雨の影響によって、受信信号パワーが低下したためである。

ところで、キャリブレーションパラメータを全て 0 に設定して〈4・2〉の Terra の実験を、別の日に行った。受信信号パワーの最大受信信号パワーの値を、付図 1 と同じにした同一パワースケールで比較したところ、全ての受信信号パワーは-9dB を大幅に下回っていた。

横 塚 英 世

(正員) 1967 年東京生。1993 年東海大学工学研究科博士課程前期修了。同年、同大学開発技術研究所助手。1998 年より同大学総合科学技術研究所講師。2004 年より同大学第二工学部情報システム学科講師。地球観測衛星のデータ受信システム、地球観測衛星のデータ処理システムの研究に従事。リモートセンシング学会、写真測量学会等各会員。

福江 潔也

(非会員) 1976 年東海大学光学工学科卒。1982 年同大学博士課程修了。1982 年東海大学開発技術研究所助手, 1985 年講師, 同年より東海大学情報技術センター研究員兼任。1991 年東海大学総合科学技術研究所助教授, 1999 年教授。2004 年より同大学第二工学部情報システム学科教授。2001 年より宇宙開発事業団招聘研究員兼任。画像処理, リモートセンシングに関する研究に従事。工博。情報処理学会, 日本リモートセンシング学会, 写真測量学会各会員。

曾根 光男

(正員) 1976 年関西大学工学部電気卒業。1979 年大阪大学大学院修士(電子)課程修了。同年三洋電機(株)入社。1980 年東京大学生産技術研究所入所。1987 年富士通(株)入社。2003 年東海大学第二工学部情報システム学科教授。同大学情報技術センター研究員兼任。画像処理, リモートセンシングに関する研究に従事。博士(工学)。情報処理学会, 電子情報通信学会各会員。

長 幸平

(非会員) 1979 年東京理科大学理学部応用物理学科卒業。1981 年千葉大学大学院工学研究科修士課程修了。工学博士(東京大学)。1982 年より(財)リモート・センシング技術センター研究員(1986 年～1988 年宇宙開発事業団出向)。1992 年東海大学開発技術研究所講師。1994 年同助教授。2002 年東海大学第二工学部情報システム学科教授。衛星による広域監視, 即時監視, 海氷観測等の研究に従事。日本リモートセンシング学会, 日本写真測量学会各会員。

松岡 龍治

(非会員) 1976 年東京大学工学部土木工学科卒業。1978 年東京大学大学院工学系研究科土木工学専門課程修士課程修了。1980 年東京大学生産技術研究所助手。1986 年国際航業株式会社測量調査事業部主任技師。2000 年東海大学総合科学技術研究所助教授。2005 年より同大学第二工学部情報システム学科教授。画像処理, 解析写真測量に関する研究に従事。工博。土木学会, 日本写真測量学会, 日本リモートセンシング学会各会員。

須藤 昇

(非会員) 1957 年東京生れ。1980 年東海大学工学工学部通信工学科卒。1982 年より、東海大学付属高輪台高等学校教諭。1995 年東海大学大学院工学研究科光工学専攻博士課程前期修了。同年, 同大学開発技術研究所助手, 1999 年より同大学総合科学技術研究所講師, 2002 年より同大学第二工学部情報システム学科講師, 2005 年助教授。マイクロ波リモートセンシングの研究に従事。独立行政法人通信総合研究所特別研究員。リモートセンシング学会, 写真測量学会各会員。

下田 陽久

(非会員) 1972 年東京大学大学院工学研究科博士課程修了。同年東海大学工学部講師, 1985 年教授。1974 年より東海大学情報技術センター主任研究員兼任。1994 年より宇宙開発事業団招聘研究員兼任。2000 年東海大学宇宙情報センター所長。画像処理およびリモートセンシングに関する研究に従事。工博。情報処理学会各会員。

松前 義昭

(非会員) 1978 年東海大学応用物理学科卒。同年日本電気(株)入社。1987 年同社退社。同年より東海大学開発技術研究所助手および東海大学情報技術センター研究員兼任。1988 年講師, 1991 年同大学電子工学科助教授, 1999 年同大学総合科学技術研究所教授および情報技術センター所長を兼務。2002 年同大学情報システム学科教授および同大学光工学研究科兼務。同大学第二工学部学部長を兼任。半導体工学およびリモートセンシングに関する研究に従事。工博。応用物理学会, 日本リモートセンシング学会, 写真測量学会各会員。