

科学衛星「たいよう(1975-014A)」の姿勢決定

二宮 敬虔・広川 英治・周東晃四郎・鈴木 勝久*

Attitude Determination of Scientific Satellite "Taiyo (1975-014A)"

By

Keiken NINOMIYA, Eiji HIROKAWA
Koshiro SHUTO and Katsuhisa SUZUKI

Abstract: While presenting the results of attitude determination of the scientific satellite "Taiyo (1975-014A)" which was launched by Mu-3C-2 on Feb. 24, 1975, the method and the system of attitude determination developed for the satellites "Tansei II (1974-08A)" and "Taiyo" of The Institute of Space and Aeronautical Science, Tokyo Univ. are described. These satellites were spin-stabilized ones. The spin-axis and spin-rate control scheme based upon magnetic torquing was employed on them. For this purpose, a moderately speedy determination of spin-axis direction had been desired. Attitude sensors developed and used for the determination were digital sun sensor, infrared horizon-crossing indicator, and the 2 or 3-axis fluxgate magnetometer. The methods used for the determination of the spin-axis orientation were the so-called cone-angle method and/or dihedral-angle method.

In the following, detailed description of the method is given, followed by the exposition about the computer program and the related ground system including data transmission and processing. Then, the operation of attitude sensors on board "Taiyo" is briefly reported. Finally, the results of attitude determination are given together with the discussions about the accuracy and the drift of the spin-axis. The conclusion is arrived at that the spin axis of Taiyo has been kept roughly normal to the orbital plane within the tolerances required by the mission.

概 要

1975年2月24日、M-3C-2号機によって軌道投入された第3号科学衛星「たいよう(1975-014A)」に対する姿勢決定の結果を用いて、「たんせい(1974-08A)」と「たいよう」のために開発した姿勢決定の方法とシステムについて報告する。これら2つの衛星はスピンのことによって姿勢安定化されており、磁気的トルクを用いたスピン軸およびスピン速度制御が行なわれた。そのために、比較的短時間内に姿勢センサのデータからスピン軸の方向を決定することが要請されていた。姿勢センサとしては、デジタル

*東京大学理学部地球物理研究施設

太陽センサ、赤外水平線センサ、および2軸又は3軸のフラックスゲート型磁力計が開発され搭載されていた。スピンの方向を決定するために採用した方法は、いわゆる円錐角法と二面角法であった。

本文ではまず、衛星スピンの方向を決めるのに採用した方法を、上述のセンサの場合について詳細に解説し、姿勢決定を行なうための地上データ伝送処理系統および姿勢決定プログラムの構成を述べる次に、「たいよう」の姿勢センサの動作概要の説明を通じて、科学衛星のために開発してきた姿勢センサの現況が明らかにされる。さらに、「たいよう」におけるスピン軸方向制御時およびその後の長期間にわたる姿勢決定の結果が示され、精度の検討や姿勢変化に対する理論的考察が行なわれることによって、ミッションから要求されていたスピン軸姿勢がほぼ実現維持されていたことが述べられる。

1. はじめに

宇宙航空研究所では、試験衛星「たんせい」(1971-011A)[16]以来、ミューロケットにより軌道投入された試験衛星および科学衛星の姿勢検出および決定を、また「たんせいII」(1974-008A)以降では決定された姿勢に基づいて地磁気を利用した姿勢制御を行なってきた。当初は、衛星のミッションから要求される姿勢決定精度が厳しくなかったことや、姿勢センサ自体の開発試験や性能の確認が重要なテーマの1つであり、いきなり高度の姿勢データ処理方法を適用することには実際上多くの困難が予想されたことなどのために、姿勢の決定はごく初歩的なところから出発して衛星ごとに問題を改良していくという方法を採用してきた。その結果、1975年2月に打ち上げられた「たいよう」(1975-014A)の姿勢決定および制御においてはこれまでの努力を集約した形での運用を行なうことができた。スピン軸姿勢決定の方法は、いわゆる姿勢センサによる円錐角および二面角(後述)の測定に基づく方法であり、微分修正法による最小自乗誤差推定法によってスピン軸の方向を推定できる段階にまで到達した。そしてもちろん、これらを第4号科学衛星以降のスピン衛星へ能率よく適用するための作業も完了している。科学衛星の共通姿勢センサとして開発してきたデジタル太陽センサ、赤外線水平線センサ、地磁気センサなどに関しては、依然として動作特性の改良という残された問題のある現在ではあるが、以下では、単純な幾可学的考え方(統計的な処理を考慮しないという意味)に基づいたスピン軸姿勢決定の方法、計算機プログラム、実施結果について「たいよう」の場合を中心にしてこれまでの成果を報告する。

「たいよう」では衛星の側面に取付けられた観測機器の視野が全飛翔中にわたって地球を見るようにするために、衛星のスピン軸方向が軌道面法線方向に大略平行な状態が保持されることおよびスピン速度が約10RPMに保たれることが要求されていた。これらの目的のために、最初は軌道面内にあったスピン軸をスピン軸方向制御により軌道面法線方向に指向させ、以後軌道面の退行に応じた姿勢変化を衛星に与えるための姿勢保持制御が行なわれた。また渦電流損等によるスピンの減速に対しては磁気トルクを用いるスピン速度制御が実行された。この間の姿勢の変化を検出するために搭載された地磁気センサ、太陽センサ、水平線センサもほぼ正常に動作し、姿勢および姿勢センサに関する豊富なデータが得られた。これらのデータから、軌道面法線方向への捕捉に至るまでの姿勢変化および長期間にわたる姿勢保持のようすを知ることができた。姿勢センサデータから決められた姿勢変化は理論的予測値にはほぼ一致しており、姿勢制御は衛星のミッションからの要求を満足することができた。

2. スピン軸方向決定の原理

2-1. 姿勢センサとそれから得られる姿勢データ

姿勢の検出に用いるセンサとしては、スピン走査型太陽センサ (Gray Code 板を使用したデジタル型[1]など)、スピン走査型赤外線水平線センサ (Horizon-Crossing Indicator と通称されているものなど[2])、および地磁気センサ (フラックス・ゲート型磁力計[3]) を想定する。これらはいずれも科学衛星に搭載されたことのあるセンサである。

これら単独のセンサから得られる情報は測定時における基準 (上記センサにつきそれぞれ、太陽、局地鉛直、磁力線) 方向とスピン軸とがなす角度 (円錐角と呼ぶ) である。また太陽センサと水平線センサを組み合わせると、スピン軸と太陽光により形成される平面と、スピン軸と局地鉛直線方向により形成される平面とがなす二面間の角度 (二面角と呼ぶ) が測定できる。上述の基準方向 (赤経・赤緯として表わす) は後述のようにセンサに応じ適当な方法で計算できる。

以下、スピン軸の方向は地心慣性座標系における赤経・赤緯によって表示することにする。また使用される他の座標系についてはこれを適時定義して使用する。なお、スピン軸の首振り (ニューテーション) はニューテーションダンパにより除去されていて存在しないものと仮定する。

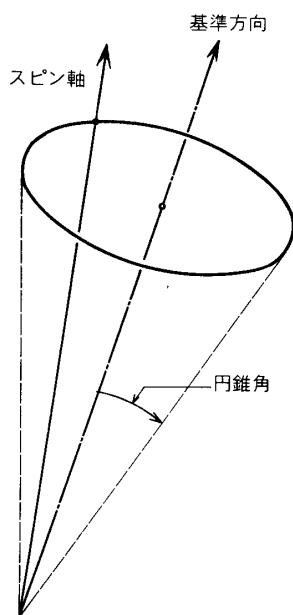


図 2-1 円錐角の定義図

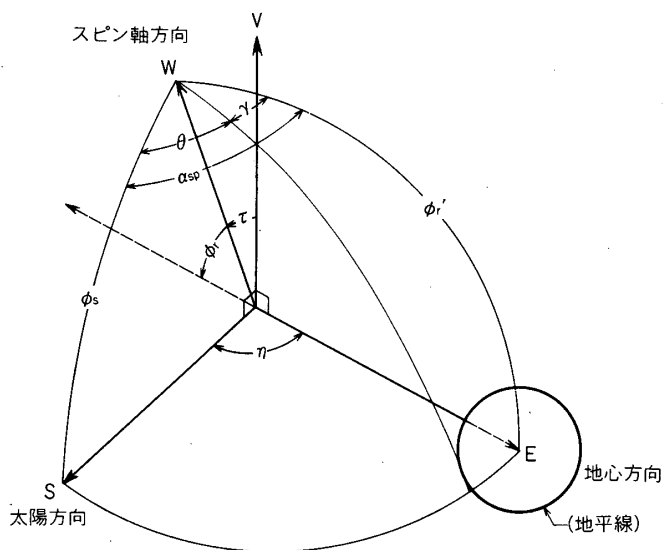


図 2-2 二面角の定義図

2-2. 円錐角による姿勢の決定

図 2-3 に示すように 2 つの基準方向 (α_x, δ_x) , (α_y, δ_y) とそれぞれに関する円錐角 ϕ_x, ϕ_y が与えられた場合には、天球上の 2 つの円の交点 (α_1, δ_1) , (α_2, δ_2) のうちの 1 つとしてスピン軸の方向を決定できる。交点の選択は、衛星の軌道投入時の姿勢から比較的容易に行なえる他に、地磁気センサや水平線センサのように基準方向が時々刻々変化するようなセンサが用いられている場合には、(スピン軸方向は通常は急速に変化しないので) 上述 2 交点の時

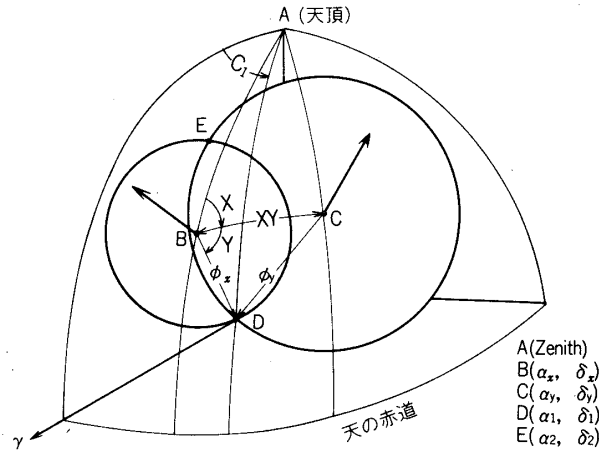


図2-3 2つの円錐角による姿勢決定

間の変化をみることによって容易に実行できる。また当然のことながら、第3の基準方向 (α_z, δ_z) と円錐角 ϕ_z が与えられた場合には、スピンの方向は一義的に決まる。

2-2-1. 2個の円錐の交線を求める計算

2種類のセンサに対する基準軸を図2-3のようにそれぞれ $B(\alpha_x, \delta_x)$, $C(\alpha_y, \delta_y)$ とし、各々の基準軸とスピン軸とがなす円錐角を ϕ_x, ϕ_y とする。ただし、 ϕ_x or $\phi_y > \pi/2$ の場合には

$$\phi' = \pi - \phi, \quad \alpha' = \pi + \alpha, \quad \delta' = -\delta \quad (2-1)$$

なる変換をしたものを新しい ϕ および (α, δ) とすることによって、円錐角は常に $\pi/2$ 以下に選ばれているものとする。ここで、

$$0 \leq \alpha_x \leq 2\pi, \quad 0 \leq \alpha_y \leq 2\pi \quad (2-2)$$

であるが、 $\triangle ABC$ が形成されないような特殊な場合(点A, B, Cのいずれか2つまたはすべてが一致する場合)は除外して考える。さらに、

$$\alpha_x < \alpha_y \quad (2-3)$$

と仮定しても一般性を失うことはない。円錐角に対応する天球上の2円が交点を持つのは、

$$\phi_x + \phi_y \geq XY \quad (2-4)$$

のときであり、上述の条件を考慮すると、このとき

$$0 < XY \leq \pi \quad (2-5)$$

である ($XY=0$ は $\triangle ABC$ が形成されるという条件により除外されている)。このうち $XY = \pi$ に対しては、 $\phi_x = \phi_y = \pi/2$ のときのみ唯一の交点が存在する。これらの特殊な場合を

除けば以下に述べる方法により交点は求められる。

いまスピンの軸方向を示す交点を $D(\alpha_1, \delta_1)$ および $E(\alpha_2, \delta_2)$ とする。△ABC に対して球面三角法の公式を用いれば、

$$\begin{aligned} \cos XY &= \cos\left(\frac{\pi}{2} - \delta_x\right) \cos\left(\frac{\pi}{2} - \delta_y\right) \\ &+ \sin\left(\frac{\pi}{2} - \delta_x\right) \sin\left(\frac{\pi}{2} - \delta_y\right) \cos(\alpha_y - \alpha_x) \end{aligned} \quad (2-6)$$

が成立する。一方、やはり△ABC に関し、

$$\begin{aligned} \cos X &= \frac{\cos(\pi/2 - \delta_y) - \cos(\pi/2 - \delta_x) \cos XY}{\sin(\pi/2 - \delta_x) \sin XY} \\ &= \frac{\sin \delta_y - \sin \delta_x \cos XY}{\cos \delta_x \sin XY} \end{aligned} \quad (2-7)$$

が成立する。ただし、ここに明らかに $0 < X < \pi$ である。同様に△CBDより、

$$\cos Y = \frac{\cos \phi_y - \cos \phi_x \cos XY}{\sin \phi_x \sin XY} \quad (2-8)$$

ただし、ここに $0 < Y < \pi$ である。また、△ABDより、

$$\sin \delta_1 = \sin \delta_x \cos \phi_x + \cos \delta_x \sin \phi_x \cos(X+Y) \quad (2-9)$$

$$\alpha_1 = \alpha_x + c_1 \quad (2-10)$$

ただし、 c_1 は

$$\sin c_1 = \frac{\sin \phi_x \sin(X+Y)}{\cos \delta_1} \quad (2-11)$$

$$\cos c_1 = \frac{\cos \phi_x - \sin \delta_x \sin \delta_1}{\cos \delta_x \cos \delta_1} \quad (2-12)$$

$$c_1 = \tan^{-1} \frac{\sin c_1}{\cos c_1} \quad (2-13)$$

により与えられる。ここに、 $-\pi/2 \leq \delta_1 \leq \pi/2$ であり c_1 は $0 \leq c_1 < 2\pi$ で一義的に決まる。同様にして、

$$\sin \delta_2 = \sin \delta_x \cos \phi_x + \cos \delta_x \sin \phi_x \cos(X-Y) \quad (2-14)$$

$$\alpha_2 = \alpha_x + c_2 \quad (2-15)$$

ただし、 c_2 は

$$\sin c_2 = \frac{\sin \phi_x \sin(X-Y)}{\cos \delta_2} \quad (2-16)$$

$$\cos c_2 = \frac{\cos \phi_x - \sin \delta_x \sin \delta_2}{\cos \delta_x \cos \delta_2} \quad (2-17)$$

$$c_2 = \tan^{-1} \frac{\sin c_2}{\cos c_2} \quad (2-18)$$

により決定される。したがって、(2-9), (2-10), (2-14), (2-15) より 2 交点 (α_1, δ_1) , (α_2, δ_2) を求めることができる。

以上で除外した特殊な場合の解を求めることは容易であり、ここでは詳述しない。

2-2-2. 3組の円錐角・基準方向対からスピンの軸方向を求める計算 (図 2-4 参照)

3組の基準方向・円錐角対から選んだ2組について、それぞれ2-2-1節の方法で円錐の交線を求めれば、得られる6個の交線のうち3個は一致するはずで、これがスピンの軸方向を表わす。(小さな測定ノイズやバイアスが円錐角に混入しているときはこの3個は図 2-5 に示

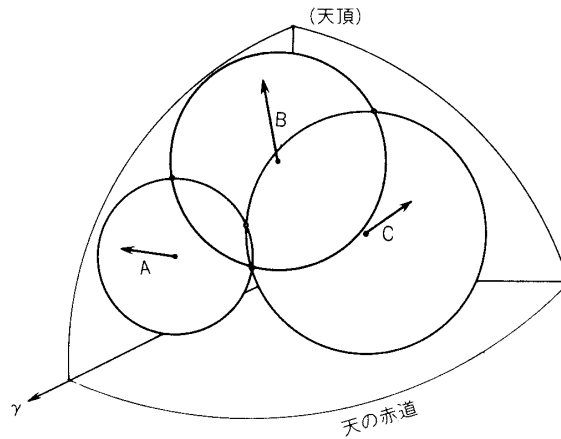


図 2-4 3つの円錐角による姿勢決定

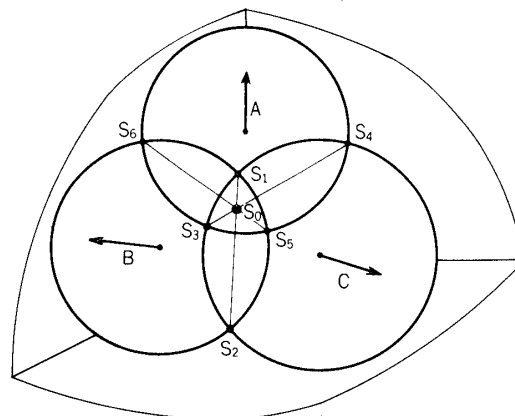


図 2-5 3つの円錐角に誤差がある場合のスピンの軸方向

すように、近い3点 S_1, S_2, S_3 となるはずで、この冗長性を利用して測定値を逆に修正したり、真の姿勢を統計的に推定することも可能である。）

ここでは上の方法の他に、三元一次連立方程式の解としてスピンの軸方向を決定する方法について述べる。

3個の基準方向の単位ベクトルをそれぞれ、

$$\mathbf{A} = (A_1, A_2, A_3) = (\cos \delta_x \cos \alpha_x, \cos \delta_x \sin \alpha_x, \sin \delta_x)$$

$$\mathbf{B} = (B_1, B_2, B_3) = (\cos \delta_y \cos \alpha_y, \cos \delta_y \sin \alpha_y, \sin \delta_y)$$

$$\mathbf{C} = (C_1, C_2, C_3) = (\cos \delta_z \cos \alpha_z, \cos \delta_z \sin \alpha_z, \sin \delta_z)$$

とする。また、スピンの軸方向の単位ベクトルを

$$\mathbf{W} = (W_1, W_2, W_3) = (\cos \delta \cos \alpha, \cos \delta \sin \alpha, \sin \delta) \quad (2-19)$$

と表わすことにすれば、明らかに次式が成立する。

$$\left. \begin{aligned} A_1 W_1 + A_2 W_2 + A_3 W_3 &= \cos \phi_x \\ B_1 W_1 + B_2 W_2 + B_3 W_3 &= \cos \phi_y \\ C_1 W_1 + C_2 W_2 + C_3 W_3 &= \cos \phi_z \end{aligned} \right\} \quad (2-20)$$

したがって、これを W について解くことにより、スピンの軸の赤経 α と赤緯 δ は、

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{W_2}{W_1} \right), \quad \delta = \tan^{-1} \left(\frac{W_3}{\sqrt{W_1^2 + W_2^2}} \right) \quad (2-21)$$

と計算される。

なお、円錐角に誤差が混入している場合に(2-21)で求められたスピンの軸方向は図2-5の S_0 点の方向を意味していることは容易に確かめられる。

2-3. 二面角と2個の円錐角による姿勢決定 [4] [5]

これはスピンの軸と太陽光により形成される平面とスピンの軸と局地鉛直線により形成される平面との交線としてスピンの軸方向を決定しようとするものである。

図2-2において、

\mathbf{E} ; 地心方向単位ベクトル

\mathbf{S} ; 衛星から太陽方向に向かう単位ベクトル

\mathbf{V} ; \mathbf{S} および \mathbf{E} に直交な単位ベクトル

ϕ_s ; 太陽センサより得られる円錐角

ϕ_r ; 水平線センサより得られる円錐角

ϕ'_r ; ピッチ角 ($\phi'_r = \pi - \phi_r$)

η ; \mathbf{S} と \mathbf{E} とのなす角 (\mathbf{S} から \mathbf{E} に向かって測る)

τ ; \mathbf{V} と \mathbf{W} とのなす角 (\mathbf{V} から \mathbf{W} に向かって測る)

- γ ; 水平線センサの地球走査角の2分の1
 α_{SP} ; スピン軸と太陽方向とにより形成される平面とスピン軸と局地鉛直線により形成される平面間の二面角
 T_{SP} ; 衛星のスピン周期
 T_E ; 水平線センサの地球走査時間
 P_{SH} ; 太陽センサが太陽光を検出した時刻から水平線センサの1つの視野が天空から地球に入る時刻までの差

図中の θ は

$$\theta = P_{SH} \times 2\pi / T_{SP} \quad (2-22)$$

で表わされる, また γ は

$$\gamma = T_E \times \pi / T_{SP} \quad (2-23)$$

である.

したがって, $\alpha_{SP} = \theta + \gamma$ が得られ, これらから球面三角法の公式を利用して次式が得られる.

$$\cos \eta = \cos \phi_s \cos \phi'_r + \sin \phi_s \sin \phi'_r \cos \alpha_{SP} \quad (2-24)$$

ここで, $0 < \eta < 2\pi$ である. また, τ は

$$\cos \tau = \sin \alpha_{SP} \sin \phi_s \sin \phi'_r \quad (2-25)$$

として求められ, ここで $0 < \tau < \pi$ である. また \mathbf{V} は,

$$\mathbf{V} = (\mathbf{S} \times \mathbf{E}) / \sin \eta \quad (2-26)$$

である. よって, スピン軸方向 $\mathbf{W}(W_1, W_2, W_3)$ は次の三つの方程式によって決定される.

$$\left. \begin{aligned} S_1 W_1 + S_2 W_2 + S_3 W_3 &= \cos \phi_s \\ E_1 W_1 + E_2 W_2 + E_3 W_3 &= \cos \phi'_r \\ V_1 W_1 + V_2 W_2 + V_3 W_3 &= \cos \tau \end{aligned} \right\} \quad (2-27)$$

これらより W_1, W_2, W_3 が得られるので, スピン軸方向の赤経 α , 赤緯 δ はそれぞれ,

$$\text{赤経 } \alpha = \tan^{-1}(W_2 / W_1) \quad (2-28)$$

$$\text{赤緯 } \delta = \tan^{-1}(W_3 / \sqrt{W_1^2 + W_2^2}) \quad (2-29)$$

として求められる.

2-4. 人工衛星の位置の計算について [6]~[8]

前述の方法で姿勢決定をするためには衛星のトラッキングデータや姿勢センサデータに基づいて, 衛星の位置の計算, センサの基準方向の算出および円錐角の算出等を行なう必要が

ある。以下では、それらの計算の原理や内容の主なものについて説明する。

人工衛星の位置の計算では、時刻 t_0 の平均軌道要素に基づいて任意の時刻 t における衛星の位置を地心慣性座標で求める。

一般に平均軌道要素として与えられるパラメータは、

- a ; 軌道長半径
- e ; 離心率
- i ; 軌道傾斜角
- Ω_0 ; 昇交点経度
- ω_0 ; 近地点引数
- M_0 ; 平均近点離角

である。摂動に関しては、古在の理論 [9] により二次の永年摂動項を取り入れ、 ω, Ω, M を修正し計算する。

$$P_{RE} ; a(1-e^2)/R_E \quad (2-30)$$

$$R_E ; \text{地球半径} = 6378160 \text{ [m]}$$

$$J_2 ; \text{地球重力ポテンシャルの調和級数展開の1次の係数} \cong 1082.28 \times 10^{-6} \\ \text{[Escobal による]}$$

$$J_4 ; \text{地球重力ポテンシャルの調和級数展開の2次の係数} \cong -1.649 \times 10^{-6} \\ \text{[Escobal による]}$$

$$n_0 ; 2\pi/P_0 \quad (2-31)$$

$$P_0 ; \sqrt{4\pi^2 \times a^3 / GM} \quad (2-32)$$

$$GM ; \text{地心引力定数} \cong 3.98603 \times 10^{14} \text{ [m}^3/\text{s}^2\text{]}$$

とすると、一般に軌道要素の変化率としては次式が与えられている。平均運動 \bar{n} は

$$\begin{aligned} \bar{n} = n_0 & \left[1 + \frac{3}{2} J_2 \frac{\sqrt{1-e^2}}{P_{RE}^2} (1 - \sin^2 i) \right. \\ & + \frac{3}{128} J_2^2 \frac{\sqrt{1-e^2}}{P_{RE}^2} \left(16\sqrt{1-e^2} + 25(1-e^2) - 15 \right. \\ & + [30 - 96\sqrt{1-e^2} - 90(1-e^2)] \cos^2 i \\ & + [105 + 14\sqrt{1-e^2} + 25(1-e^2)] \cos^4 i \left. \right) \\ & \left. - \frac{45}{128} J_4 \frac{\sqrt{1-e^2}}{P_{RE}^4} e^2 (3 - 30 \cos^2 i + 35 \cos^4 i) \right] \quad (2-33) \end{aligned}$$

また、昇交点経度の変化率は、

$$\begin{aligned} \dot{\Omega} = & \frac{3}{2} \cdot \frac{J_2}{P_{RE}^2} \bar{n} \cos i \left[1 + \frac{3}{2} \cdot \frac{J_2}{P_{RE}^2} \left\{ \frac{3}{2} + \frac{e^2}{6} - 2\sqrt{1-e^2} \right. \right. \\ & \left. \left. - \left(\frac{5}{3} - \frac{5}{24} e^2 - 3\sqrt{1-e^2} \right) \sin^2 i \right\} \right] \\ & + \frac{35}{8} \cdot \frac{J_4}{P_{RE}^4} n_0 \left(1 + \frac{3}{2} e^2 \right) \left(\frac{12-21 \sin^2 i}{14} \right) \cos i \} \\ & \text{[deg/day]} \end{aligned} \quad (2-34)$$

一方、近地点引数の変化率は、

$$\begin{aligned} \dot{\omega} = & \frac{3}{2} \cdot \frac{J_2}{P_{RE}^2} \bar{n} \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right) \left[1 + \frac{3}{2} \cdot \frac{J_2}{P_{RE}^2} \left\{ 2 + \frac{e^2}{2} - 2\sqrt{1-e^2} \right. \right. \\ & \left. \left. - \left(\frac{43}{24} - \frac{e^2}{48} - 3\sqrt{1-e^2} \right) \sin^2 i \right\} \right] \\ & - \frac{45}{36} \cdot \frac{J_2^2}{R_{RE}^4} e^2 n_0 \cos^4 i - \frac{35}{8} \cdot \frac{J_4}{P_{RE}^4} n_0 \left[\frac{12}{7} - \frac{93}{14} \sin^2 i \right. \\ & \left. + \frac{21}{4} \sin^4 i + e^2 \left\{ \frac{27}{14} - \frac{189}{28} \sin^2 i + \frac{81}{16} \sin^4 i \right\} \right] \\ & \text{[deg/day]} \end{aligned} \quad (2-35)$$

したがって、これらから更新される要素は、

$$\left. \begin{aligned} M &= M_0 + \bar{n}(t-t_0) + 1/2 \cdot \dot{\bar{n}}(t-t_0)^2 \\ \Omega &= \Omega_0 + \dot{\Omega}(t-t_0) \\ \omega &= \omega_0 + \dot{\omega}(t-t_0) \end{aligned} \right\} \quad (2-36)$$

として求められる。ここで、 $\dot{\bar{n}}$ は平均運動 \bar{n} の変化率を表わしており、軌道追跡の結果に基づいて決定された値を用いることにする。なお、上述の理論的な値の代わりに観測値を用いることもできるようにした。

次に更新された要素 M より離心近点離角 E を求めるにはケプラーの方程式

$$M = E - e \sin E \quad (2-37)$$

を解けばよい。さらに、真近点離角 f は

$$f = 2 \tan^{-1} \left(\frac{1+e}{1-e} \right)^{\frac{1}{2}} \tan \frac{E}{2} \quad (2-38)$$

で与えられる。したがって、軌道面座標における衛星の位置は次式で与えられる。(図 2-6 参照)

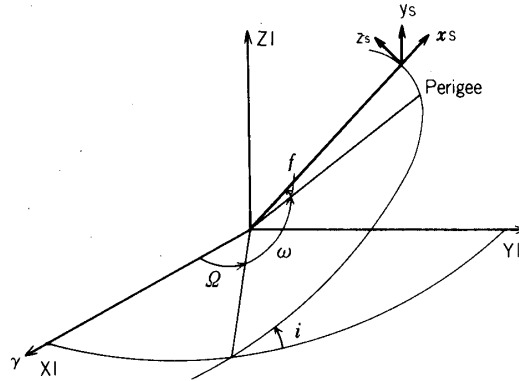


図2-6 地心慣性座標 (XI, YI, ZI) と軌道面座標 (x_s, y_s, z_s)

$$x_s = r \cos f$$

$$y_s = r \sin f$$

$$z_s = 0$$

ただし、ここに

$$r = a(1 - e \cos E) \quad (2-39)$$

である。

次に地心慣性座標系で衛星の位置を求めるために次式で表わされる座標変換を行なう：

$$\begin{pmatrix} XI \\ YI \\ ZI \end{pmatrix} = \mathcal{R}_3[-\mathcal{Q}] \cdot \mathcal{R}_1[-i] \cdot \mathcal{R}_3[-\omega] \cdot \begin{pmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{pmatrix} \quad (2-40)$$

ここで、 $\mathcal{R}_3[-\mathcal{Q}]$, $\mathcal{R}_1[-i]$, $\mathcal{R}_3[-\omega]$

$$\mathcal{R}_3[-\mathcal{Q}] = \begin{bmatrix} \cos(-\mathcal{Q}) & \sin(-\mathcal{Q}) & 0 \\ -\sin(-\mathcal{Q}) & \cos(-\mathcal{Q}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2-41)$$

$$\mathcal{R}_1[-i] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(-i) & \sin(-i) \\ 0 & -\sin(-i) & \cos(-i) \end{bmatrix} \quad (2-42)$$

$$\mathcal{R}_3[-\omega] = \begin{bmatrix} \cos(-\omega) & \sin(-\omega) & 0 \\ -\sin(-\omega) & \cos(-\omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2-43)$$

で与えられる。さらに、これらを極座標に変換した量は、

$$\text{赤経 } \psi = \tan^{-1}(YI/XI) \quad (2-44)$$

$$\text{赤緯 } \theta = \tan^{-1}(ZI/\sqrt{XI^2 + YI^2}) \quad (2-45)$$

$$\text{距離 } R = \sqrt{XI^2 + YI^2 + ZI^2} \quad (2-46)$$

として求められる。

このような方法で計算された衛星の位置をもとにして姿勢決定を行う場合、精度を向上させる上で留意すべき点は、常に up date された六要素を用いることである。また十分に高精度の姿勢決定が必要な場合には、別の精度のよい方法で位置を計算することが必要であろう。

2-5. 姿勢センサの基準方向等の算出法

2-5-1. 地磁気センサに対する基準方向（磁力線方向）の計算

ここでは、球面調和関数を用いて、地心慣性座標系における衛星の位置 (R, θ, ψ) における地球磁場の大きさと方向を求める方法を説明する。

一般に、磁場のポテンシャル V は

$$V = a \sum_{n=1}^{n \max} (a/r)^{n+1} \cdot \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\psi' + h_n^m \sin m\psi') P_n^m(\cos \theta') \quad (2-47)$$

で表わされる [10]。ここに

R ; 地心から衛星までの距離

θ' ; 地心座標 (図 2-7) での余緯度

ψ' ; 地心座標 (図 2-7) での経度

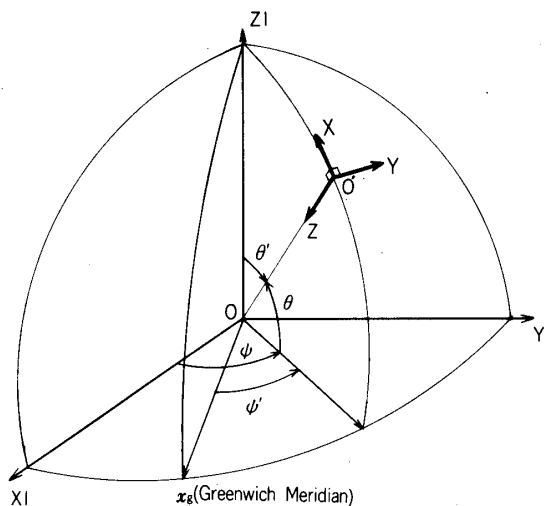
a ; 地球半径

$P_n^m(\cos \theta')$; シュミットの多項式 [11]

g_n^m, h_n^m ; ガウス (シュミット) の地磁気に対する係数 [12]

これから $O'(R, \theta, \psi')$ での地点での磁場成分は、図 2-7 中の (X, Y, Z) 座標系において、それぞれ

$$\begin{aligned} \text{北方向 } H_x &= \frac{1}{R} \cdot \frac{\partial V}{\partial \theta'} \\ &= \sum_{n=1}^{n \max} \left(\frac{a}{R} \right)^{n+2} \cdot \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\psi' + h_n^m \sin m\psi') \frac{\partial P_n^m(\cos \theta)}{\partial \theta'} \end{aligned} \quad (2-48)$$

図2-7 地磁気の計算に用いられる座標 $O'(X, Y, Z)$

$$\begin{aligned} \text{東方向 } H_Y &= -\frac{1}{R \sin \theta'} \cdot \frac{\partial V}{\partial \psi'} \\ &= \frac{1}{\sin \theta'} \cdot \sum_{n=1}^{n \max} \cdot \left(\frac{a}{R}\right)^{n+2} \cdot \sum_{m=0}^n \cdot m (g_n^m \sin m\psi' \\ &\quad - h_n^m \cos m\psi') P_n^m(\cos \theta') \end{aligned} \quad (2-49)$$

$$\begin{aligned} \text{地心方向 } H_Z &= \frac{\partial V}{\partial R} \\ &= \sum_{n=1}^{n \max} \cdot (-1) \cdot \left(\frac{a}{R}\right)^{n+2} \cdot (n+1) \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\psi' \\ &\quad + h_n^m \sin m\psi') P_n^m(\cos \theta') \end{aligned} \quad (2-50)$$

これらを図2-7の慣性系座標に変換した値をそれぞれ (H_{X1}, H_{Y1}, H_{Z1}) とすると、地球磁場の方向は、

$$\text{経度 } \alpha_M = \tan^{-1} \left(\frac{H_{Y1}}{H_{X1}} \right) \quad (2-51)$$

$$\text{緯度 } \delta_M = \tan^{-1} \left(\frac{H_{Z1}}{\sqrt{H_{X1}^2 + H_{Y1}^2}} \right) \quad (2-52)$$

として求められる。 H_X, H_Y, H_Z を H_{X1}, H_{Y1}, H_{Z1} に変換するには先述の変換行列 Ω を用いて、

$$\begin{pmatrix} H_{X_I} \\ H_{Y_I} \\ H_{Z_I} \end{pmatrix} = \mathcal{R}_2(\pi/2 + \theta) \cdot \mathcal{R}_3(-\psi) \cdot \begin{pmatrix} H_X \\ H_Y \\ H_Z \end{pmatrix} \quad (2-53)$$

なる変換を用いればよい。また、 $P_n^m(\cos \theta)$ に関して一般に次式が成立するので、(2-48)、(2-49)、(2-50) の計算においてはこれらを使用したことを付記しておく。

$$P_0^0 = 1, P_1^0 = \cos \theta = x, P_1^1 = \sin \theta = (1-x^2)^{\frac{1}{2}} = y$$

$$\begin{cases} P_n^m(x) = \frac{1}{(n^2 - m^2)^{\frac{1}{2}}} [(2n-1)xP_{n-1}^m(x) - \{(n-1)^2 - m^2\}^{\frac{1}{2}} \cdot P_{n-2}^m(x)] & (m \neq n) \\ P_n^m(x) = \frac{1}{(2n)^{\frac{1}{2}}} \left[2(n-1) \frac{x}{y} P_n^{n-1}(x) - \{\delta_{n-2} \cdot 2(2n-1)\}^{\frac{1}{2}} \cdot P_n^{n-2}(x) \right] & (m = n) \end{cases}$$

(ただし、 $(n=2)$ のとき $\delta=2$ 、 $(n \neq 2)$ のとき $\delta=1$)

$$\begin{aligned} \frac{\partial P_n^m(x)}{\partial \theta} &= \frac{1}{2} \{\delta_{n-1}(n+m)(n-m+1)\}^{\frac{1}{2}} P_n^m \\ &\quad - \frac{1}{2} \{(n+m+1)(n-m)\}^{\frac{1}{2}} P_n^{m+1}(x) \quad (m > 0) \end{aligned}$$

$$\frac{\partial P_n^0(x)}{\partial \theta} = \frac{1}{2} \left\{ \frac{1}{2} n(n+1) \right\}^{\frac{1}{2}} \cdot P_n^1(x) \quad (m = 0)$$

これらの計算において採用したガウスシュミットの係数の値は表1に示すとおりで、参考文献 [12] によるものである。

なお、地磁気センサデータを用いてスピン軸と磁力線向間の円錐角の計算法は自明なので省略する。ただし、地磁気センサの測定値には衛星内の観測機器や姿勢制御用コイルがもつ磁気モーメントによる磁界（バイアス磁界）が含まれているため、地磁気センサ測定値から円錐角を算出する際には、このバイアス磁界を差し引く操作を行なう必要があることを注意しておく。これは飛翔前におけるバイアス磁界の測定値をもとにして行なう。

2-5-2. 太陽の方向の計算 [13]

任意の時刻における太陽の方向を地心を原点とする慣性座標系の赤経 (α_s)、赤緯 (δ_s) で求める。(図2-8参照)

太陽の方向を計算するためのパラメータとしては、下に時間 T_u の関数として示す4つのパラメータを用いることができる。

ここで、 T_u は

$$T_u = \frac{\text{Julian date} - 2415020.0}{36525.0} \quad (2-54)$$

表1 地磁気に対するガウス・シュミットの係数

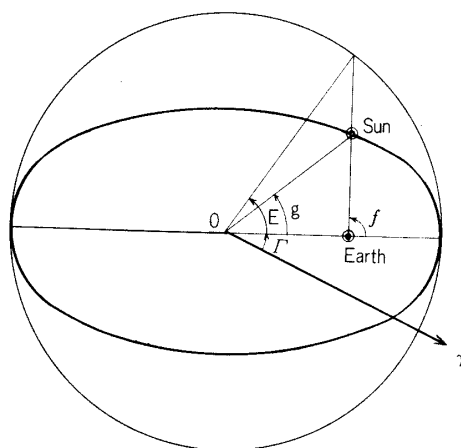


図2-8 太陽の方向を求める計算に用いられる原理図

であり、単位は世紀 (Century) である：

平均近地点経度 Γ は

$$\begin{aligned} \Gamma = & 281^{\circ}.22083 + 1.719175 \times T_u + 0.045277778 \times 10^{-3} \times T_u^2 \\ & + 0.33333333 \times 10^{-5} \times T_u^3 \end{aligned} \quad (2-55)$$

平均近点離角 g は

$$\begin{aligned} g = & 358^{\circ}.4758445 + 3.599904975 \times 10^4 \times T_u - 0.1502778 \times 10^{-3} \times T_u^2 \\ & - 0.33333333 \times 10^{-5} \times T_u^3 \end{aligned} \quad (2-56)$$

離心率 e は

$$e = 1.675104 \times 10^{-2} - 4.18 \times 10^{-5} \times T_u - 1.26 \times 10^{-7} \times T_u^2 \quad (2-57)$$

平均黄道傾斜角 ϵ は

$$\begin{aligned} \epsilon = & 23^{\circ}.452294 - 0.130125 \times 10^{-1} \times T_u - 0.16388889 \times 10^{-5} \times T_u^2 \\ & + 0.50277778 \times 10^{-6} \times T_u^3 \end{aligned} \quad (2-58)$$

としてそれぞれ表わされる。

これらの要素の中の g と e よりケプラーの方程式

$$g = E - e \sin E \quad (2-59)$$

より離心近点離角 E を求め、さらに (2-38) により真近点離角 f を求める。したがって、春

分点からの離角 v は (2-55) および f より,

$$v = \Gamma + f \quad (2-60)$$

として求められる. よって, 太陽の方向の赤経 (α_s), 赤緯 (δ_s) は球面三角法により,

$$\text{赤経 } \alpha_s = \tan^{-1}(\cos \epsilon \cdot \tan v) \quad (2-61)$$

$$\text{赤緯 } \delta_s = \tan^{-1}(\tan \epsilon \cdot \sin \alpha_s) \quad (2-62)$$

として計算できる.

以上の方法で計算される方向と実際の太陽の方向との誤差 (The Astronomical Ephemeris 1965) は大略 0.1° 以下である.

2-5-3. 局地鉛直線方向の計算

衛星の位置が求めれば (2-44), (2-45) の (ψ, θ) の方向が地心慣性座標系での局地鉛直線方向 (α_r, δ_r) を与えることになるので, ここで特に改めて説明の要はないであろう.

2-5-4. 水平線センサ出力からピッチ角 (局地鉛直線方向 (local vertical) とスピン軸とのなす角) を求める計算 [14]

この計算では, 狭い視野をもつスピン走査型水平線検出器が地球を走査した時間より局地鉛直線方向とスピン軸とのなす角を求める.

図 2-9 において, 各記号は

ϕ_r ; ピッチ角

β ; 水平線センサの取付け角

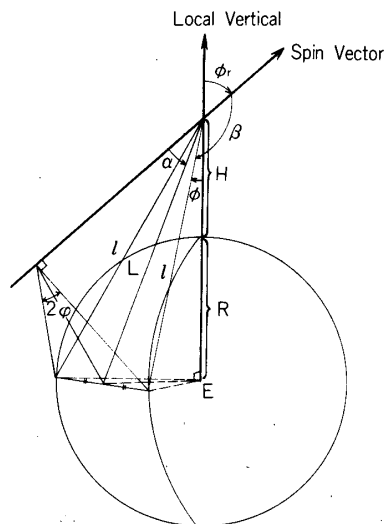


図 2-9 局地鉛直線方向とスピン軸方向の関係

ϕ ; 衛星から地球中心を見た方向と衛星からセンサ視野が地球の端を見た方向とのなす角

φ = センサが地球を走査した角度の2分の1

H = 衛星高度

を意味する。図では、センサの一方が地球上を 2φ だけ走査した状態が示してある。

$$DC = BD \cos \varphi = L \sin \alpha \quad (2-63)$$

$$BD = l \sin(\pi - \beta) \quad (2-64)$$

$$L \cos \alpha = SD = l \cos(\pi - \beta) \quad (2-65)$$

$$SE = L \cos(\phi_r - \alpha) = l \cos \phi \quad (2-66)$$

(2-64) を (2-63) に代入することにより、

$$l \sin \beta \cos \varphi = L \sin \alpha \quad (2-67)$$

が得られ、(2-67) と (2-65) より、

$$\frac{L}{l} = \frac{\sin \beta \cos \varphi}{\sin \alpha} = \frac{-\cos \beta}{\cos \alpha} \quad (2-68)$$

(2-66) より、

$$\frac{L}{l} = \frac{\cos \phi}{\cos \phi_r \cos \alpha + \sin \phi_r \sin \alpha} \quad (2-69)$$

(2-69) と (2-68) より、

$$\cos \phi = -\cos \phi_r \cos \beta + \sin \phi_r \sin \beta \cos \varphi \quad (2-70)$$

ただし、ここで φ は

$$\varphi = T_E / T_{SP} \times \pi \quad (2-71)$$

T_E ; センサが地球を走査した時間

T_{SP} ; スピン周期

である。

これらより、二台の水平線センサが地球を走査した場合には、一方のセンサの取付け角度を β_1 、走査角を $2\varphi_1$ 、他方のセンサのそれらを β_2 および $2\varphi_2$ とすれば、(2-70) より、

$$\cos \phi = -\cos \beta_1 \cos \phi_r + \sin \beta_1 \sin \phi_r \cos \varphi_1 \quad (2-72)$$

$$\cos \phi = -\cos \beta_2 \cos \phi_r + \sin \beta_2 \sin \phi_r \cos \varphi_2 \quad (2-73)$$

となり、これら両式よりピッチ角 ϕ_r は

$$\tan \phi_r = \frac{\cos \beta_1 - \cos \beta_2}{\sin \beta_1 \cos \varphi_1 - \sin \beta_2 \cos \varphi_2} \quad (2-74)$$

として求めることができる。

また、センサが1台だけの場合および2台のうち1台が地球を走査していない場合には、次に述べるように高度の情報を知ることによりピッチ角を求めることができる。つまり、 $\cos \phi$ は図より高度の関数として、

$$\cos \phi = \frac{\sqrt{H^2 + 2RH}}{R + H} \quad (2-75)$$

のように表わされる。また一つのセンサに関しては、 ϕ は(2-70)で与えられる。したがって、(2-70)の中で $A = -\cos \beta$, $B = \sin \beta \cos \varphi$ とおくと、 $\cos \phi$ は

$$\begin{aligned} \cos \phi &= \sqrt{A^2 + B^2} \left(\frac{A}{\sqrt{A^2 + B^2}} \cos \phi_r + \frac{B}{\sqrt{A^2 + B^2}} \sin \phi_r \right) \\ &= \sqrt{A^2 + B^2} \sin(\phi_r + C) \end{aligned} \quad (2-76)$$

として書き換えられる。ただし、ここで C は

$$C = \tan^{-1} \left(\frac{A}{B} \right) \quad (0 < C < 2\pi) \quad (2-77)$$

(2-76)の $\cos \phi$ に(2-75)を代入すれば、

$$\sin(\phi_r + C) = \frac{1}{\sqrt{A^2 + B^2}} \cdot \frac{\sqrt{H^2 + 2RH}}{R + H} \quad (2-78)$$

として高度の情報を知ることにより、ピッチ角 ϕ_r を求めることができる。ここに、 $0 < \phi_r < \pi$ である。

次に高度の情報 H の値による ϕ_r の解のようすを述べる。今、(2-70)の中で $a = \sin \beta \cos \varphi$, $b = \cos \beta$, $f(\phi_r) = \cos \phi$ とそれぞれ置き代えれば、

$$f(\phi_r) = a \sin \phi_r - b \cos \phi_r \quad (2-79)$$

と表わされる。 ϕ_r に対する関数の変化を調べて図示すると図2-10の(a)~(d)のようになる。 $\cos \phi$ の関数である高度情報 H , センサ取付け角 β および地球走査角 φ の値によって解 ϕ_r は1個または2個になることがわかる。プログラム上では解が2個ある場合には、これら2個の解が求められるようになっている。

なお以上では、(2-75)等における地球半径 R の中に地表から赤外線水平線までの高度も含めて考えている。この高度をいくらにとればよいかは、厳密には具体的なセンサの特性に

も依存し、またその結果が姿勢決定の精度にも（特に低高度衛星では）大きく影響するものであるが、以下では20~30kmの値を採用した [15]。また地球は完全な球として取扱い、扁平性に対する補正は行っていない。姿勢決定精度を向上する上で、軌道の低高度部分において得られたデータに対してはこれらについての補正を行なう必要がある。

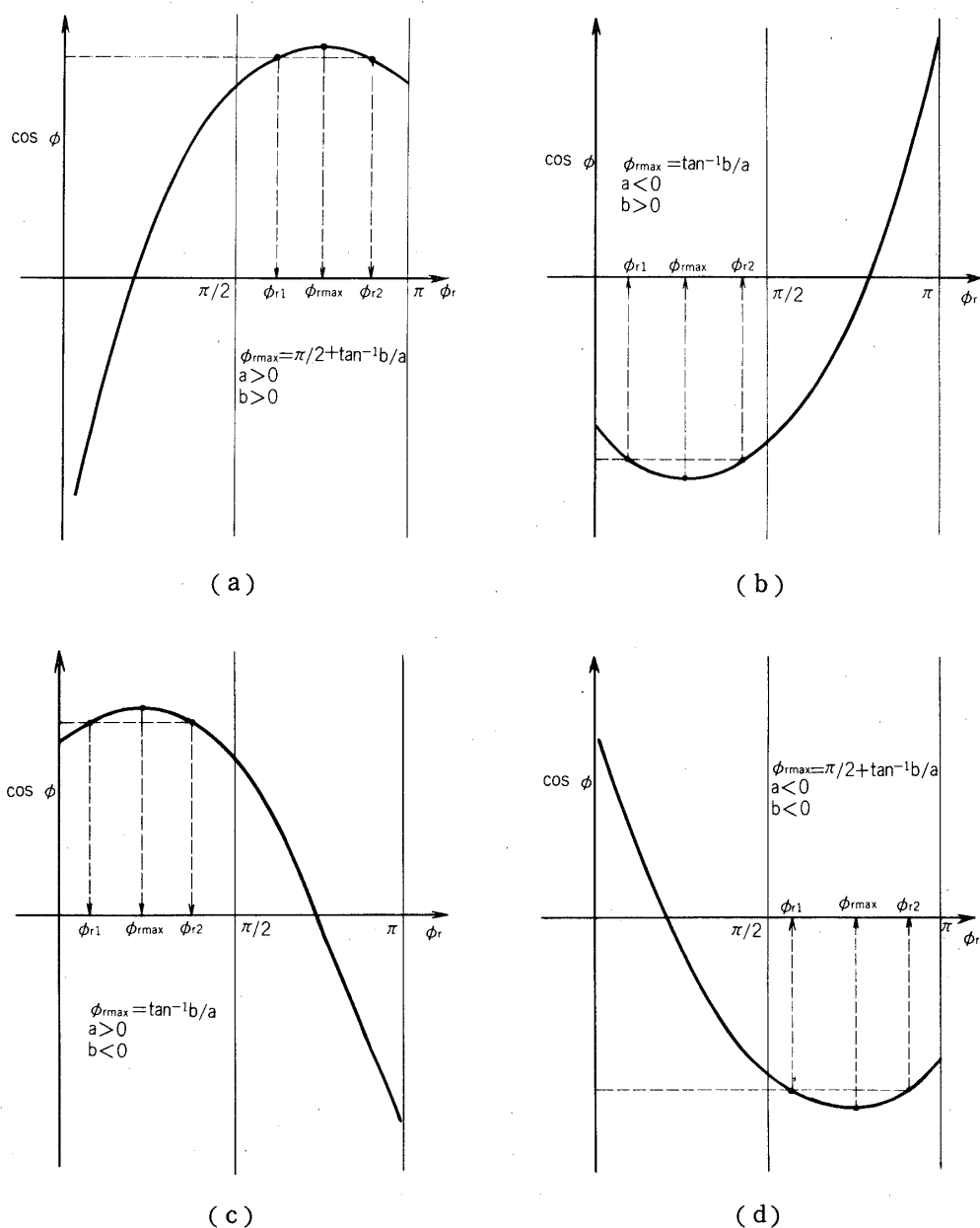


図 2-10 高度によるピッチ角の解のようす

3. 姿勢決定のためのシステムとプログラムの構成

実際に衛星の姿勢決定・制御の運用を行なうには2章で述べた計算を行なうためのサブプログラムを基本にし、各々の衛星のデータ形式に応じた姿勢決定プログラム・システムを設計しなければならない。ここでは、第3号科学衛星「たいよう」を例にとり、姿勢決定プログラムの構成および姿勢制御システムについて述べる。

3-1. 姿勢制御システム

図3-1に「たいよう」の姿勢制御システム系統図が示されている。この系統図の内容を順を追って説明する。

まず衛星の姿勢を検出するための水平線、太陽、地磁気センサのデータおよびスピン周期データが衛星のテレメータ装置を通してKSC(内之浦)に送られ、紙テープにさん孔される。一方、ドップラ・データはKSCよりNASDA(宇宙開発事業団筑波宇宙センタ)に送り返される。これらのテレメータデータおよび軌道データは東京大学宇宙航空研究所(駒場)に伝送され、ここで姿勢決定および制御計算が行なわれ、その制御コマンドの内容はKSCに送り返される。KSCではこの制御コマンドを衛星に指令する。衛星の姿勢制御部は指令内容に即した衛星の運動をひきおこし、スピン軸およびスピン速度の変更制御を行なう。なお、姿勢制御装置の詳細については文献[17]を参照されたい。

3-2. 姿勢決定・制御プログラムの構成

「たいよう」の姿勢決定・制御プログラムのJOB関連図を図3-2に示す。ここで使用されているJOBの内容は次のとおりである。

ASENS 3 ; 地磁気センサ, 太陽センサ, 水平線センサの3種類のデータが得られた場合の姿勢決定プログラム

BSENS 2 ; 地磁気センサと水平線センサの両センサデータを使用した姿勢決定プログラム

CSENSG ; 地磁気センサデータだけで姿勢決定するプログラム

CSENSH ; 水平線センサデータだけで姿勢決定するプログラム

DSENSP ; 姿勢を仮定した場合の地磁気センサ, 太陽センサ, 水平線センサの出力予測プログラム

EVISBL ; 内之浦局での衛星可視時刻予測プログラム

FCONTR ; 姿勢制御コマンド決定プログラム [18]

GPLOTT ; 姿勢センサデータおよび姿勢をX-Yプロッタで書かせるためのプログラム

HDTTEL ; 200ボアの伝送回線を通してきたテレメータデータを駒場の計算機のディスク内に格納するプログラム

ICMTEL ; 姿勢制御コマンドデータを駒場の計算機から200ボアの伝送回線を通じてKSCのハードウェア・ターミナル(紙テープ穿孔機付タイプライタ)に伝送するプログラム

JTMBUP ; テレメータデータは計算機のディスク内に格納されるが、この他にバックアップとして磁気テープに納めるプログラム

これらの基本JOBは以下に説明する手順によって運用される。

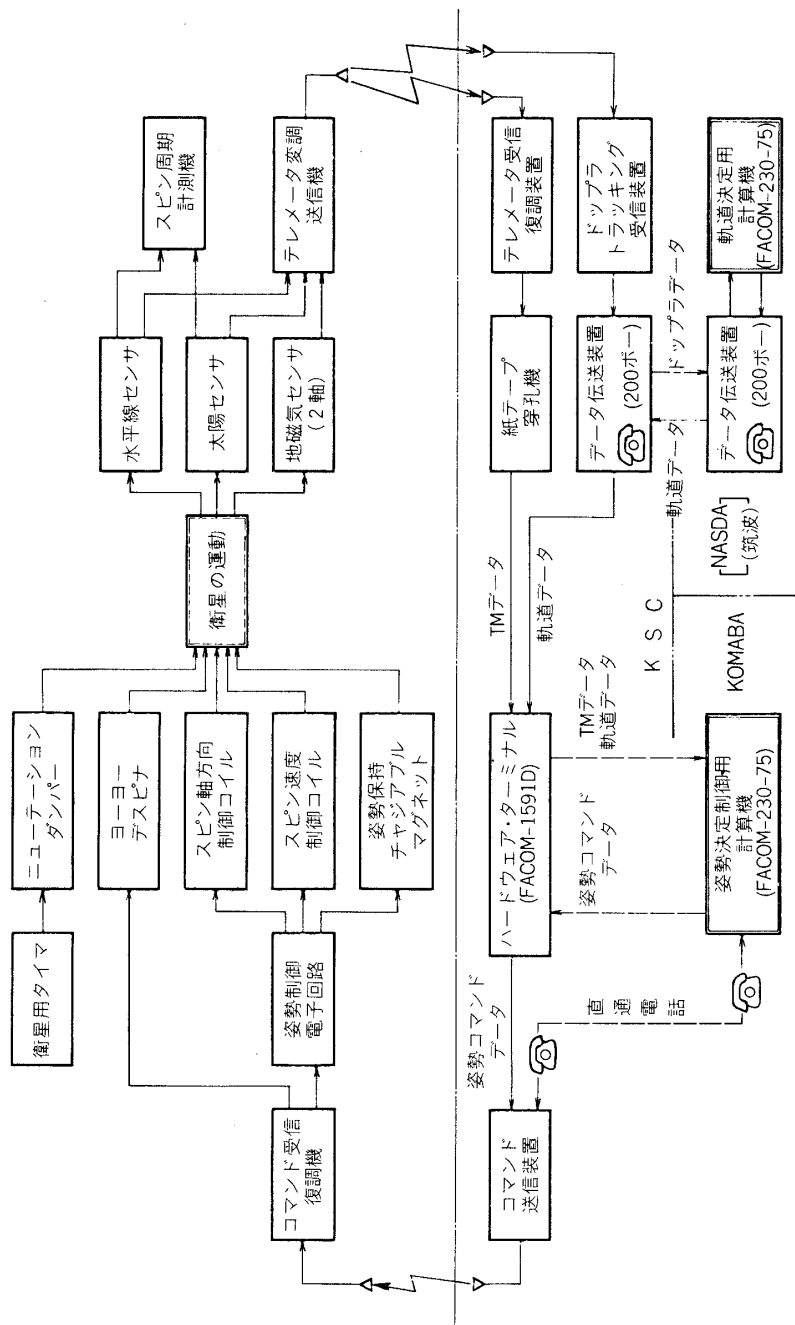
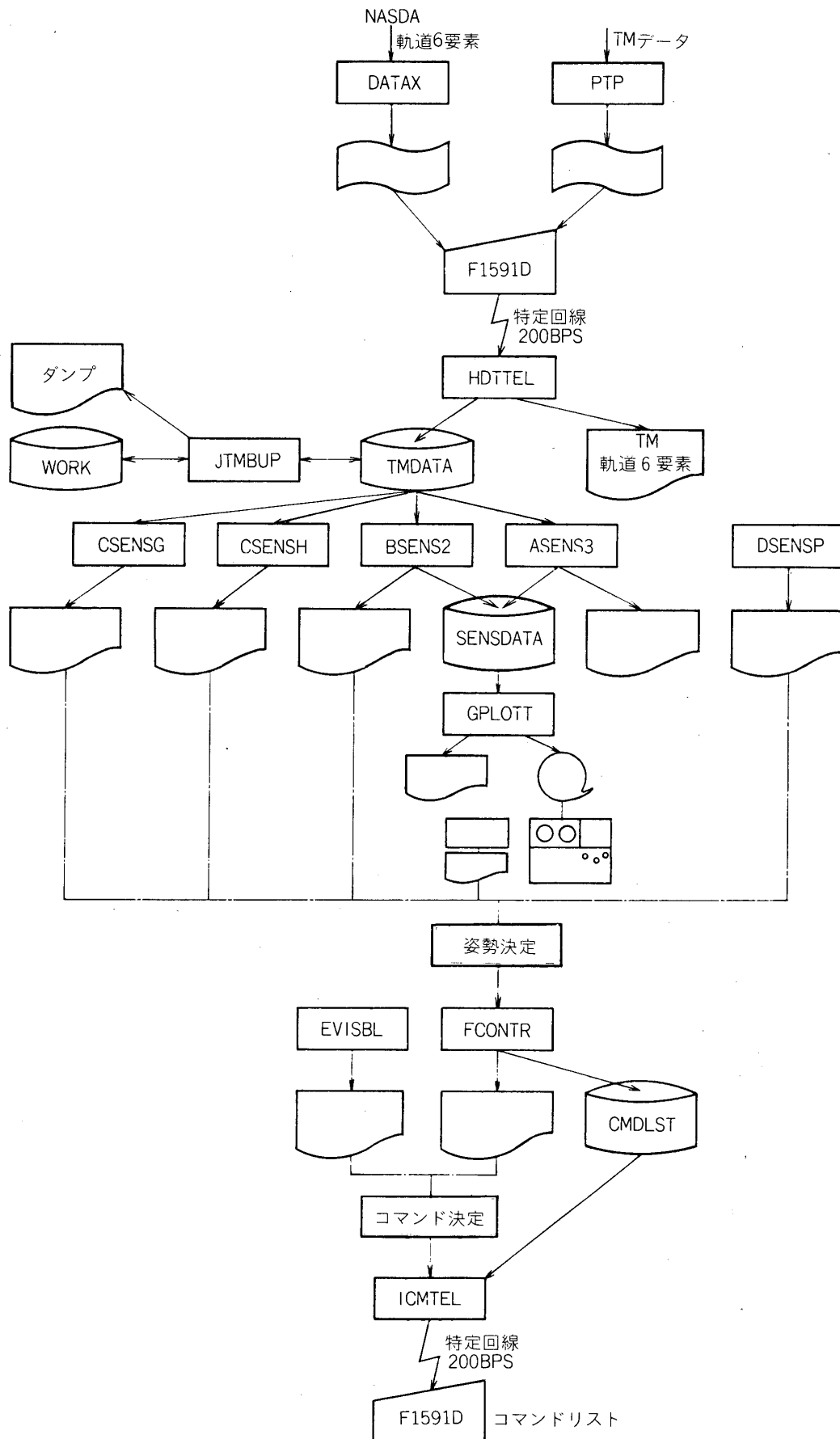


図 3-1 姿勢制御システム系統図



内之浦局で得られる姿勢データと宇宙開発事業団によって算出された軌道要素は専用回線を使用し駒場に伝送される。姿勢データはプログラム「HDTTEL」により計算機のディスク内に格納され、軌道要素はラインプリンタに出力される。ディスクに貯わえられたデータはプログラム「JTMBUP」を使用し、バックアップとして磁気テープにも記録される。一方、ディスク内の姿勢データをセンサの動作状況に応じて適宜判断し、プログラム「ASENS 3」, 「BSENS 2」, 「CSENSG」, 「CSENSH」のいずれかを使用し姿勢計算処理を行なう。この計算結果はラインプリンタおよびプログラム「GPLOTT」によるオフライン処理によりグラフ表示される。このグラフとラインプリンタ出力に基づいて姿勢を決定する。

姿勢決定後、プログラム「EVI SBL」で内之浦局での衛星可視時刻を算出し、これと姿勢を入力にしプログラム「FCONTR」により姿勢制御則決定のための計算を行なう。この計算結果はラインプリンタに出力されるとともにディスク内に格納される。ラインプリンタに出力された制御則の良否の検討後、プログラム「ICMTEL」を使用し、ディスク内に貯わえられた制御則の内容はデータ回線を通して内之浦局のハードウェア・ターミナルに出力される。この制御コマンドと他の観測コマンドを編集して衛星に指令する。

表2 姿勢関係のテレメータデータ

W 2; フレーム・カウンタおよびサブフレームカウンタ (サブコンピュータ)	
W 5; $F_0 \sim F_4$	} ハウス・キーピングデータ
$F_7 \sim F_{30}$	
F_5 …… MAC, MSC 動作モニタ	
F_6 …… KP 動作モニタ	
F_{31} …… 太陽センサの立上り信号を利用したスピン周期測定 (粗精度)	
以上 $F_0 \sim F_{31}$ までサブコンピュータ	
GA	HOR
W 6; all "1"	T_{E1} (10ビット)
W 7; GAH	T_{E2} (10ビット)
W 8; GAZ	T_{SH} (12ビット)
W 9; SS	
GA (地磁気センサ・データ) と HOR (水平線センサ・データ) はサブコンピュータを行なっており、データ取得が同時に行なわれた場合には、HOR のデータが優先されて送られる。	
ここに、	
MAC; Magnetic Attitude Control (磁気スピン軸方向制御)	
MSC; Magnetic Spin Control (磁気スピン速度制御)	
KP ; Keeping (姿勢保持)	
GAH; 地球磁場の衛星スピン軸直交成分	
GAZ; 地球磁場の衛星スピン軸方向成分	
SS ; 太陽角	
T_{E1} ; 水平線センサ地球走査時間 (スピン軸方向から 45° 方向に取付けられたセンサ)	
T_{E2} ; 水平線センサ地球走査時間 (スピン軸方向から 135° 方向に取付けられたセンサ)	
T_{SH} ; 水平線センサの出力信号を利用したスピン周期測定	

3-3. 姿勢等テレメータ・データの編集について

「たいよう」に至るまでの科学衛星及び試験衛星のテレメータ・データ・フォーマットは、周致のとおりワード・フレーム構成（1フレーム=32ワード，1ワード=8ビット）をとり、フレームはいくつか集まって（「たいよう」では32フレーム）1つのサブフレームを構成している。「たいよう」の場合を例にとればテレメータデータにおける姿勢関係のデータの配分は表2のようである。「たいよう」では「たんせい II」の場合と異り、二面角の測定は行なわれなかった。

このようなデータはやはりフレーム・ワードを単位（フレームのスキップ・ワードの選択可能）として紙テープに穿孔され、受信局（内之浦）からデータ処理計算機へ伝送され格納される。その場合の紙テープにおけるデータ・フォーマットを図3-3の a, b に示しておく。

姿勢の編集プログラム（HDTTEL）はこのようなデータをワード別より測定項目別に編

(1) 紙テープ作成モード

- イ. モード1 リアルタイムデータの全ワードをさん孔.
- ロ. モード2 リアルタイムデータのワードを選択しさん孔.(フレームのスキップも可能)
- ハ. モード3 ストアードデータのワードを選択しさん孔.(フレームのスキップも可能)
- ニ. モード4 ストアードデータの全ワードをフレームスキップしさん孔.

(2) 紙テープのフォーマット

A. ブロック構成

イ. モード1の場合

	ダ ミ ー	メ ッ セ ー ジ	時 刻	デ ー タ ①	デ ー タ ②		時 刻	デ ー タ ①	デ ー タ ②	E T X
--	-------------	-----------------------	--------	------------------	------------------	--	--------	------------------	------------------	-------------

ロ. モード2の場合

	ダ ミ ー	メ ッ セ ー ジ	時 刻	デ ー タ ③	時 刻	デ ー タ ③		時 刻	デ ー タ ③	E T X
--	-------------	-----------------------	--------	------------------	--------	------------------	--	--------	------------------	-------------

ハ. モード3の場合

	ダ ミ ー	メ ッ セ ー ジ		デ ー タ ①	デ ー タ ②		デ ー タ ①	デ ー タ ②	E T X
--	-------------	-----------------------	--	------------------	------------------	--	------------------	------------------	-------------

ニ. モード4の場合

	ダ ミ ー	メ ッ セ ー ジ		デ ー タ ③	デ ー タ ③		デ ー タ ③	デ ー タ ③	E T X
--	-------------	-----------------------	--	------------------	------------------	--	------------------	------------------	-------------

図3-3-a テレメータ・データ紙テープ・フォーマット

B. ブロックのフォーマット

イ. ダミーブロック

	S T X	C R	L F	E T B	.	
--	-------------	--------	--------	-------------	---	--

ロ. メッセージブロック

	S T X	メ ッ セ ー ジ	C R	L F	E T B	
--	-------------	-----------	--------	--------	-------------	--

メッセージ部分

衛星コード	2桁 (BCD)	
モード識別	1桁 (BCD)	
周回数	4桁 (BCD)	
日付	3桁 (BCD)	
時	2桁 (BCD)	
分	2桁 (BCD)	
秒	3桁 (BCD)	小数点以下1桁を整数化したもの
F ₀	3桁 (BCD)	
F	2桁 (BCD)	
フレーム周期	5桁 (BCD)	
選択ワード	2桁×16 (BCD)	
スキップレート	2桁 (BCD)	
計	61桁	

ハ. 時刻ブロック

	S T X								@	C R	L F	E T B	
													時 分 秒

ニ. データ①

	S T X	W ₀ ~ W ₁₅ 3桁×16	C R	L F	E T B	
--	-------------	--	--------	--------	-------------	--

ホ. データ②

	S T X	W ₁₆ ~ W ₃₁ 3桁×16	C R	L F	E T B	
--	-------------	---	--------	--------	-------------	--

ヘ. データ③

	S T X	選択ワード	C R	L F	E T B	
--	-------------	-------	--------	--------	-------------	--

C. その他

- 最後のデータブロックにはETBがなく、ETXがパンチされる。

図 3-3-b テレメータ・データ紙テープ・フォーマット

集し、再生データであれば時刻づけをし(リアルタイム・データの場合には受信時刻が付けられているので、測定時刻の補正を行なう)、また測定項目に応じてそれぞれの物理量に変換し、既知のバイアス量の補正等を行なう。このようにして編集されたデータが姿勢決定計算の入力データとして使用される。

4. 姿勢センサの動作

「たいよう」に搭載された姿勢センサはデジタル太陽センサ、フラックスゲート型地磁気センサ(2軸)、スピンの走査型赤外線水平線センサの三種である。これらの方式の仕様、搭載方法等の詳細については参考文献[19]を参照されたい。これらセンサはいずれも概ね正常に動作し、そのデータからスピン軸姿勢およびスピン速度を決定することが出来た。ただし、姿勢決定の精度を定量的に議論するためには、なお、特性の改良や、飛翔に先だっただけの特性の十分な把握が必要である。

4-1. 太陽センサ

デジタル太陽センサ(最小分解能約 1°)によって計測された太陽角(太陽光線とスピン軸のなす角)のデータ例を図4-1の(a)~(c)に示す。数ヶ所にグレーコードの最小桁1ビット分の変化がみられるがその原因は不明である。これを除けば太陽センサに関しては特に問題はない。

4-2. 地磁気センサ

図4-2の(a)~(c)に地磁気センサにより測定された磁界(スピン軸平行成分GAZとスピン軸直交成分GAHおよび磁界の大きさFM)の例を示す。図4-2の(c)のなめらかな曲線は2-5-1節の理論にもとづいて計算した磁界の大きさである。この図からもわかるように、GAZ、GAHの各センサともほぼ正常に動作している。しかし、GAZセンサからのデータには真の地磁気成分には対応しないと考えられる短時間変動が見受けられ、その原因は不明である。姿勢制御装置が動作していないとき、衛星による磁気バイアスは 500γ 以下であって、センサの温度特性等による測定誤差に比べれば小さい。磁気センサについては、温度特性等を補償して測定誤差を小さくする必要がある。

4-3. 水平線センサ

水平線センサによって得られた地球ディスク走査時間(T_{E1}, T_{E2})の測定例を図4-3の(a)~(c)に示す。このように適当な姿勢と高度においては水平線センサは正常に動作した。しかし、測定上あまり好ましくない姿勢や高度のところでは誤まった測定値が得られたことから、S/N比はあまり良くなかったと推定される。さらに、水平線センサの2個のうち特に#1(スピン軸に対して 45° 方向に取付けられたセンサ: T_{E1})の方は図にも見られるように時々明らかに誤った値を出力している。種々の原因について検討したが現在のところ不明である。

一方、水平線センサの信号を利用したスピン周期測定も順調に行なわれた。

5. 「たいよう」の姿勢変化とその検討

これまで述べた姿勢決定プログラムおよび姿勢センサ・データにもとづいた「たいよう」

の姿勢制御実験の結果を例を用いて説明する。

図5-1に Rev. 1, Rev 11, Rev. 107におけるスピンの軸と太陽とのなす角の測定値の時間変化を示す(太陽センサによる測定)。この図より、ヨーヨー・デスピナおよび観測機器のプロープ展開によるスピンの軸の攪乱のニューテーション・ダンパによる減衰効果が認められる。このデータに基づく理論的考察については参考文献 [17] を参照されたい。

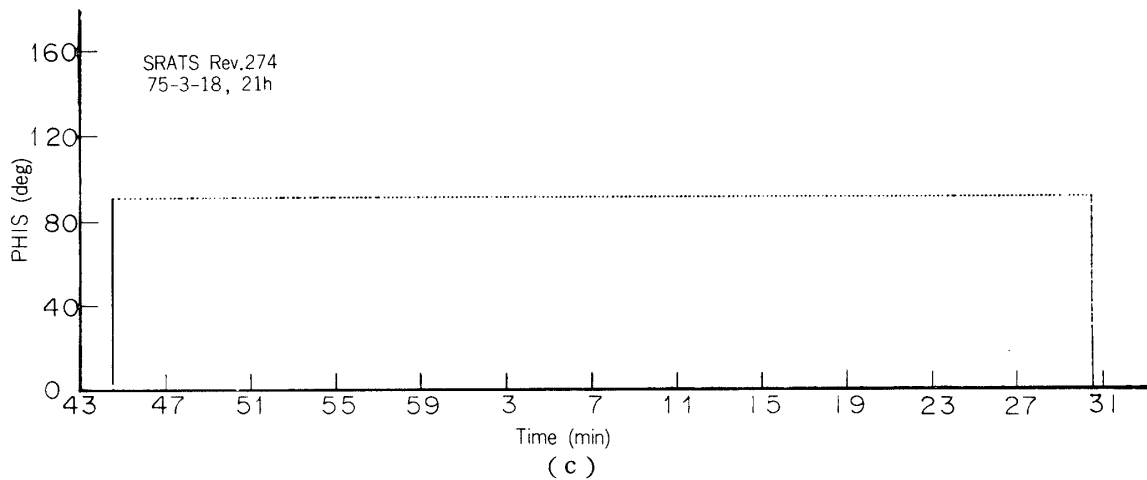
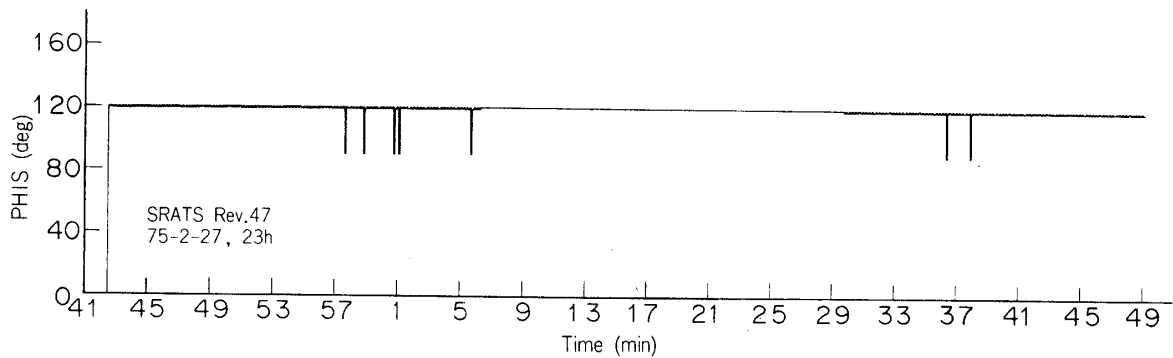
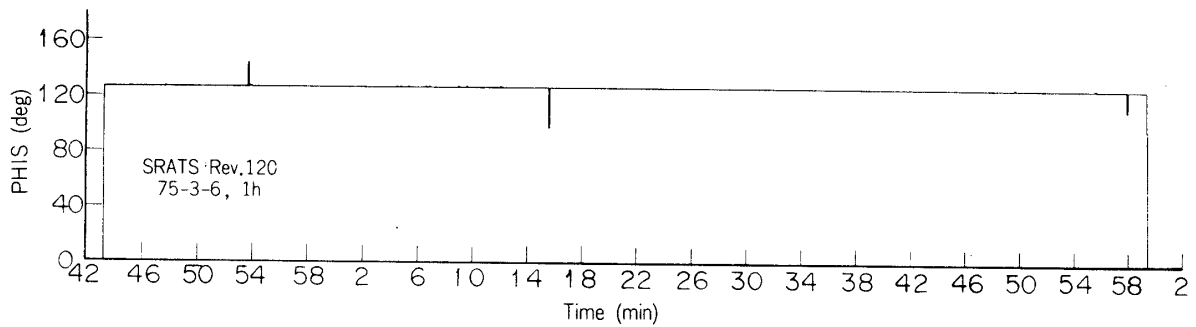
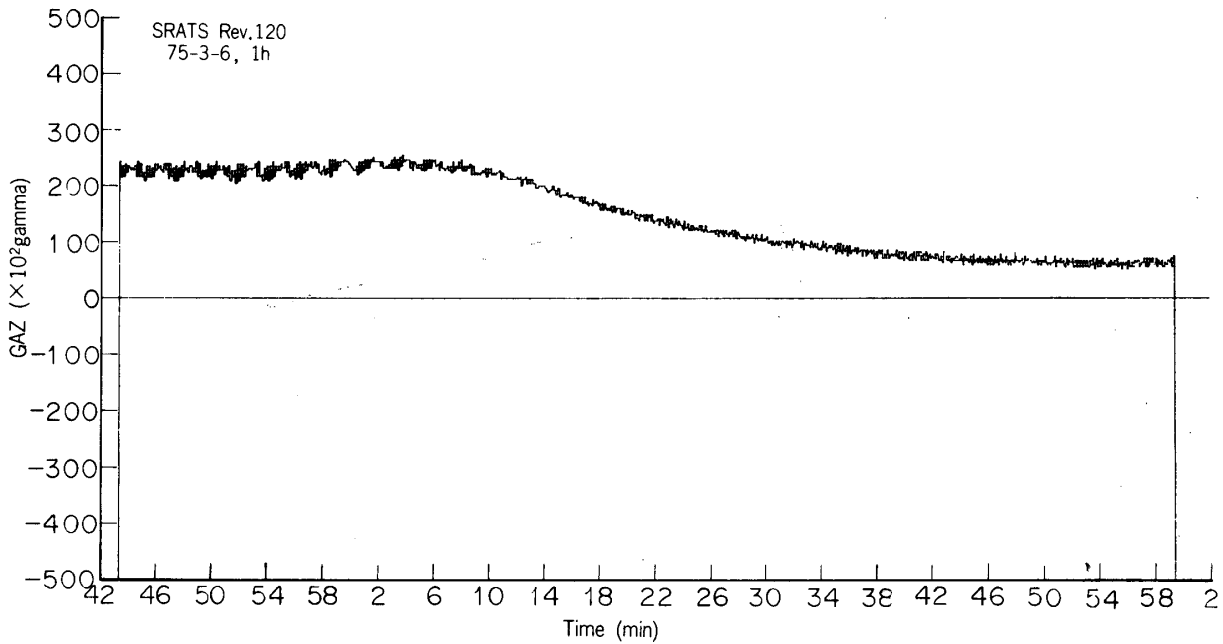
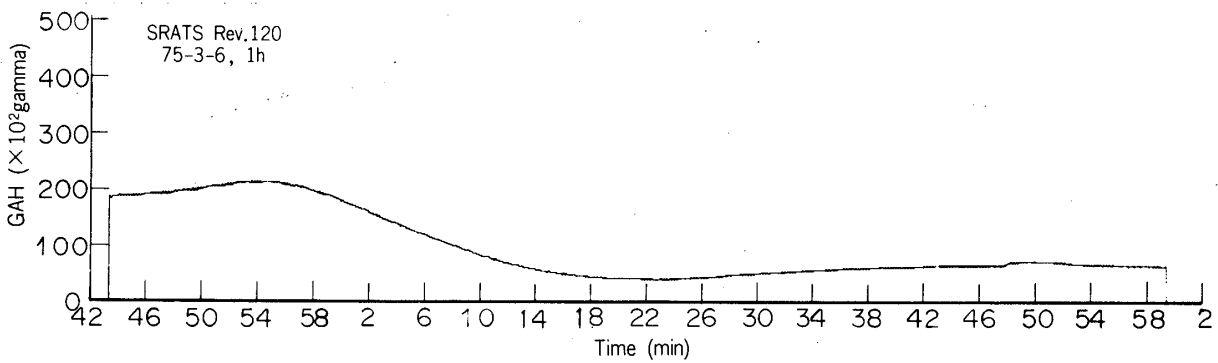


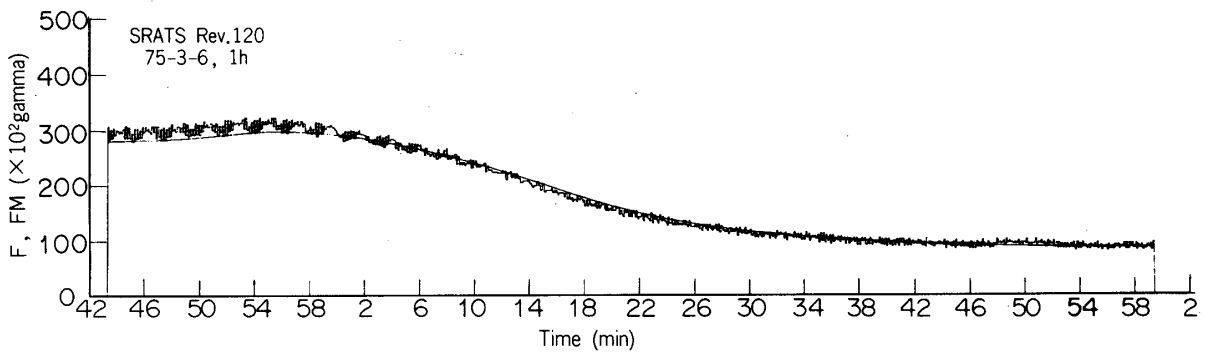
図4-1 太陽センサ・データ



(a) スピン軸方向の地球磁場成分 (GAZ)

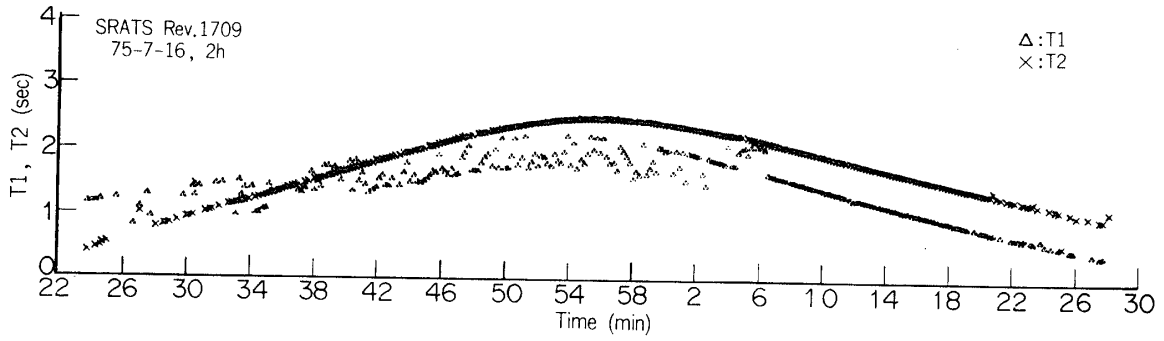


(b) スピン軸直交方向の地球磁場成分 (GAH)

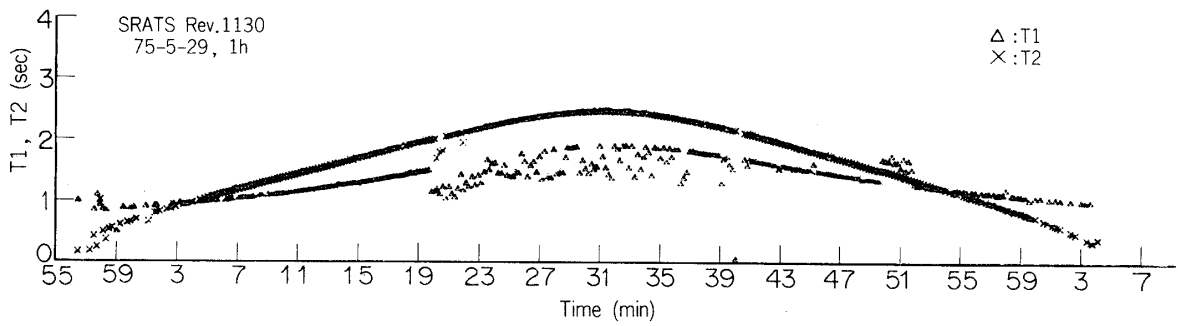


(c) 地球磁場の大きさ (FM) と理論値 (FT)

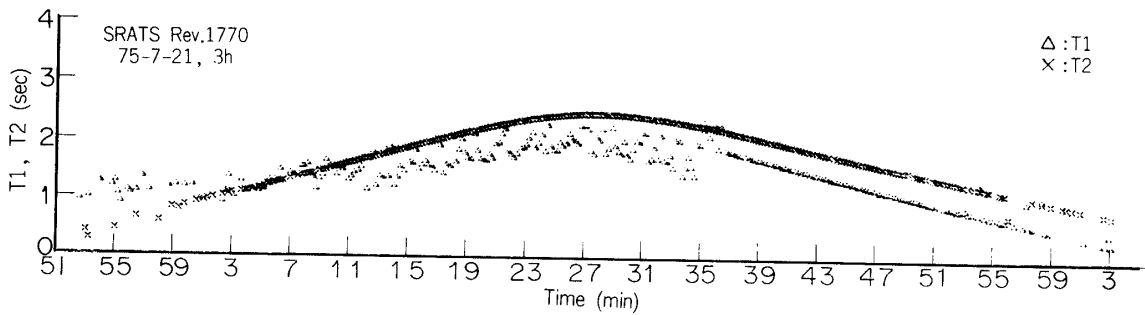
図4-2



(a)



(b)



(c)

図4-3 水平線センサ・地球ディスク走査時間

図5-2にはスピンの軸方向制御(MACによる)に伴うスピンの軸の変化が軌道面座標に対して示してある。図より、最初スピンの軸が軌道面内($\beta \approx 90^\circ$)に存在していたが、4回の姿勢制御操作によりほぼ軌道面垂直方向($\beta \lesssim 5^\circ$)に変化していったことがわかる。ここで、スピンの軸の軌跡に付してある数字は制御回始および停止時の軌道番号である。またこの姿勢変化のようすを地心慣性座標系で表わしたものが図5-3である。一度軌道面法線方向にスピンの軸を制御してホイール・モードを捕捉しても、スピンの軸は慣性空間では一定の方向を維持しているのに対し、軌道面は退行していくから、スピンの軸は軌道面に垂直のままではできない。そこで、軌道要素、慣性モーメントおよびスピンの速度等より定まる一定の磁気

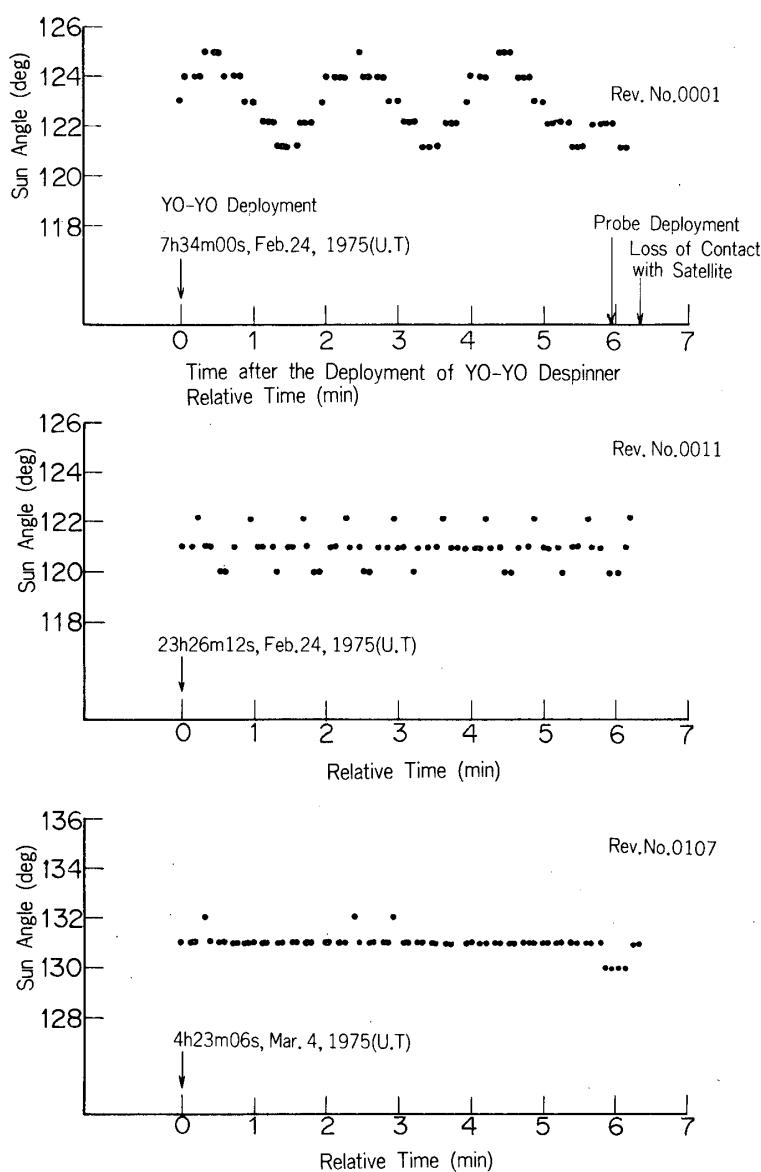


図5-1 太陽センサ・データによるニューテーション・ダンパの効果のようす

モーメントを衛星のスピンの軸方向に与えて、スピン軸を軌道面法線方向に追従させる制御操作を姿勢の保持 (Keeping) と呼ぶ。図に示された軌跡のうち、141 周目より 274 周目に至る部分はこの姿勢の保持時のようすを示している。ここでは地軸方向を中心に赤経が減少する方向にスピン軸が移動しており、姿勢保持の目的が達成されていることがわかる。なお図 5-1~5-3 に示されている期間の姿勢制御についての詳しい説明はやはり文献 [17] を参照されたい。

図 5-4 は、長期間 (Rev. 1000~2100) におけるスピン軸姿勢 (ホイール・モード) 保持のようすを示すものである。同図で●印で示した姿勢は 2 章で説明した原理と方法に従って姿勢センサデータを用いて決定された値である。ただしこの場合、各軌道の一周期については、スピン軸方向は変化しないものと考えてその方向を決定した。このような場合の軌道一周期間における各姿勢センサデータ対から別々に計算されたスピン軸の赤経、赤緯の出力例

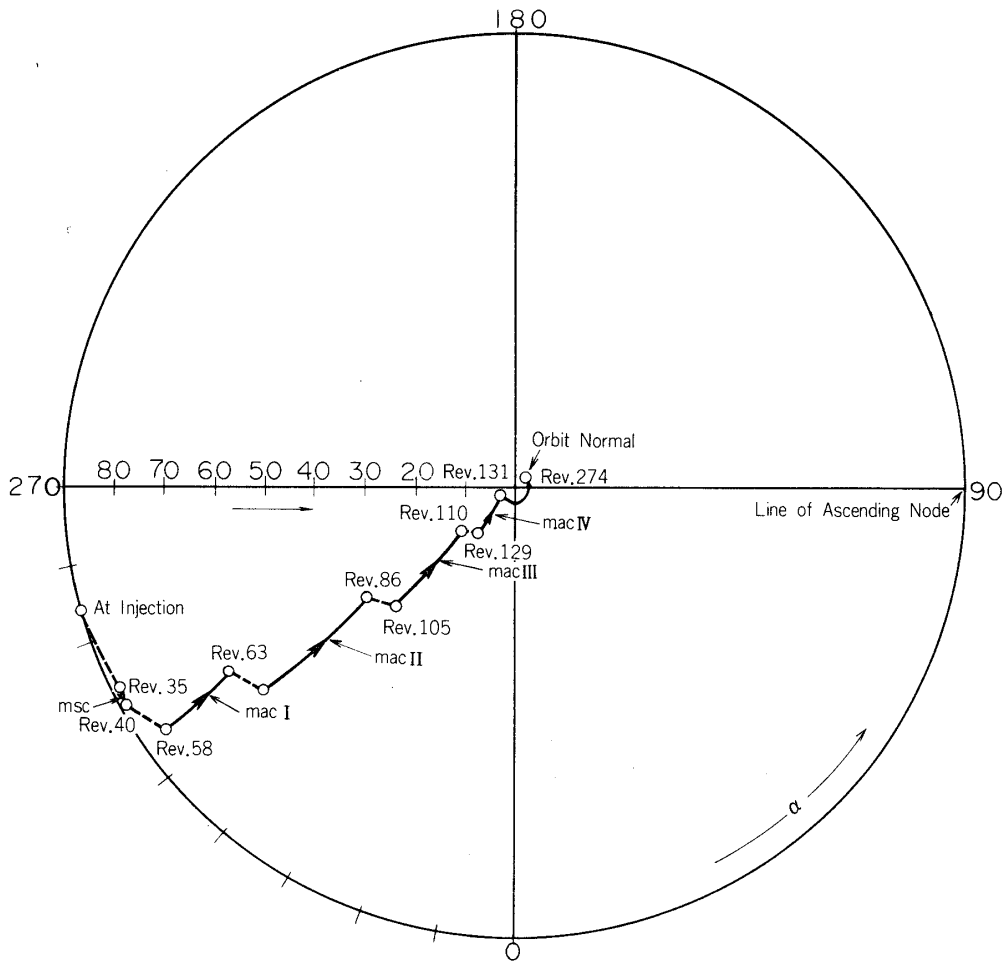


図 5-2 スピン軸方向制御によるスピン軸の変化 (軌道面座標)

(XYプロッタによる)のいくつかを図5-5の(a)~(c)に示す。 図中、時間的に変化しない解がスピン軸の方向を与える。 衛星の位置等に誤差があると、当然のことながら、スピン軸方向は実際には変化していないにも拘らずみかけ上緩やかに変化しているかの如き結果がでる。 太陽センサと地磁気センサのデータから決定した姿勢と、太陽センサと水平線センサのデータから決定した姿勢とが数度異なるような場合も生じたが、これは主としていずれかのセンサ精度のわるい姿勢で測定が行なわれたり、あるいは先にも言及した不完全なセンサ動作(地磁気センサの場合は特にセンサの温度特性が問題であると思われる)や軌道およびセンサの測定時に生ずる種々の要因に対する不十分な補正(たとえば、水平線高度の補正、磁気センサのバイアス補正など)に起因するものと考えられる: 図5-4において採用した姿勢は軌道一周にわたる一連の姿勢データのうちで総合的に判断して“不合理でない”区間(通常10~20分間)を選んでその期間内のデータから決定した値である。 このような区間内のデ

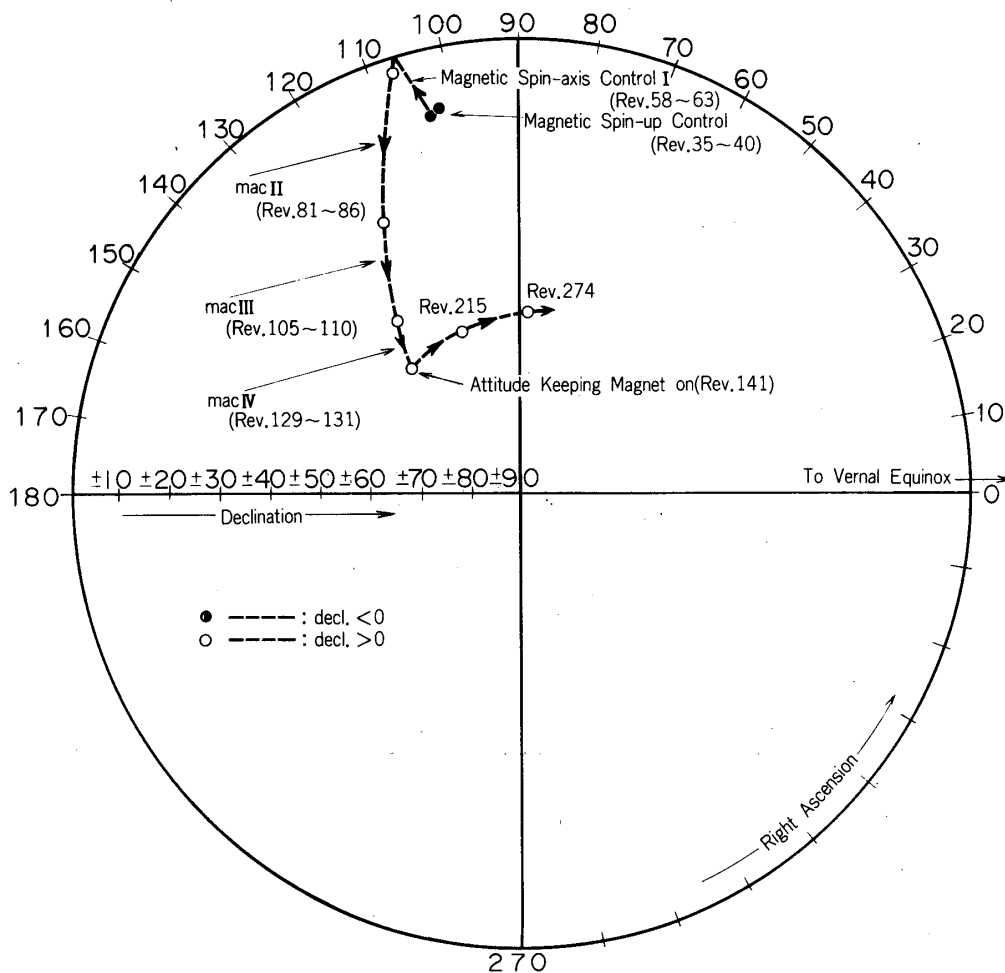
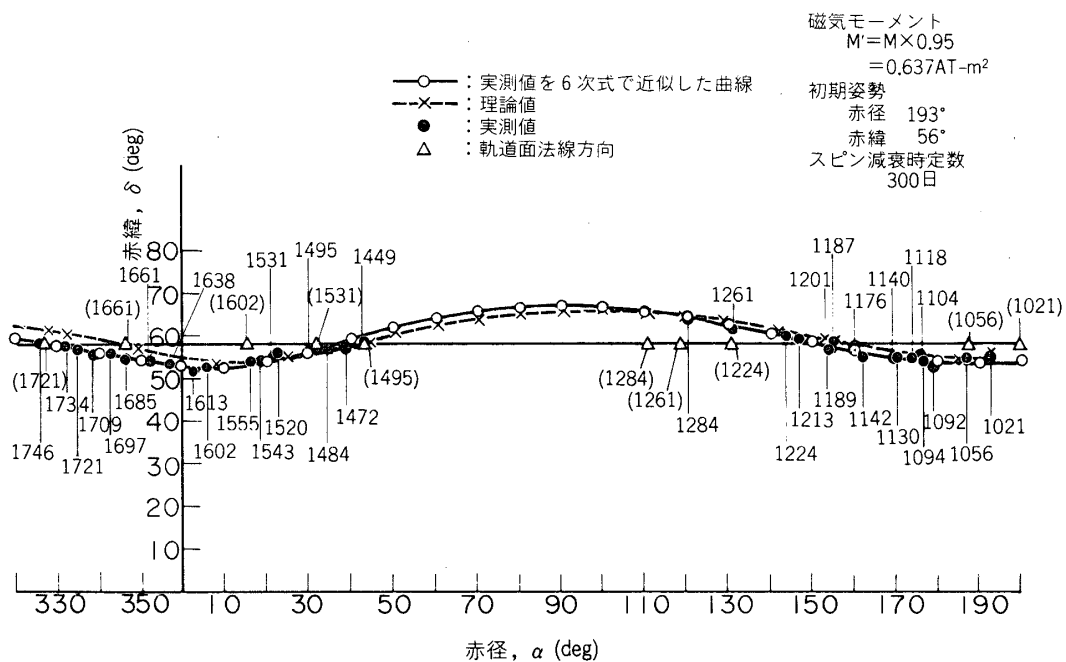
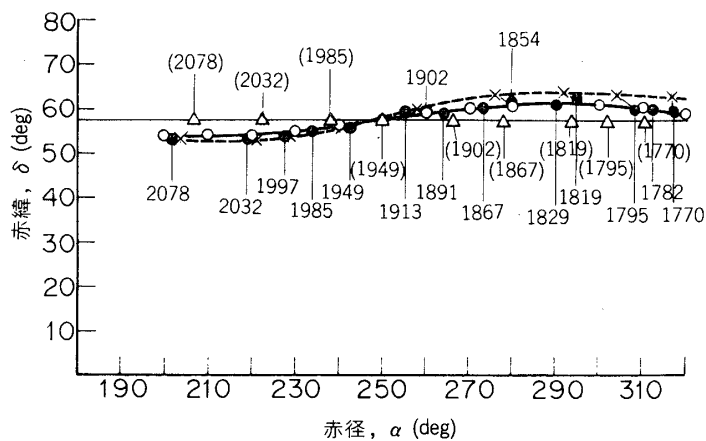


図5-3 スピン軸方向制御によるスピン軸の変化(地心慣性座標)

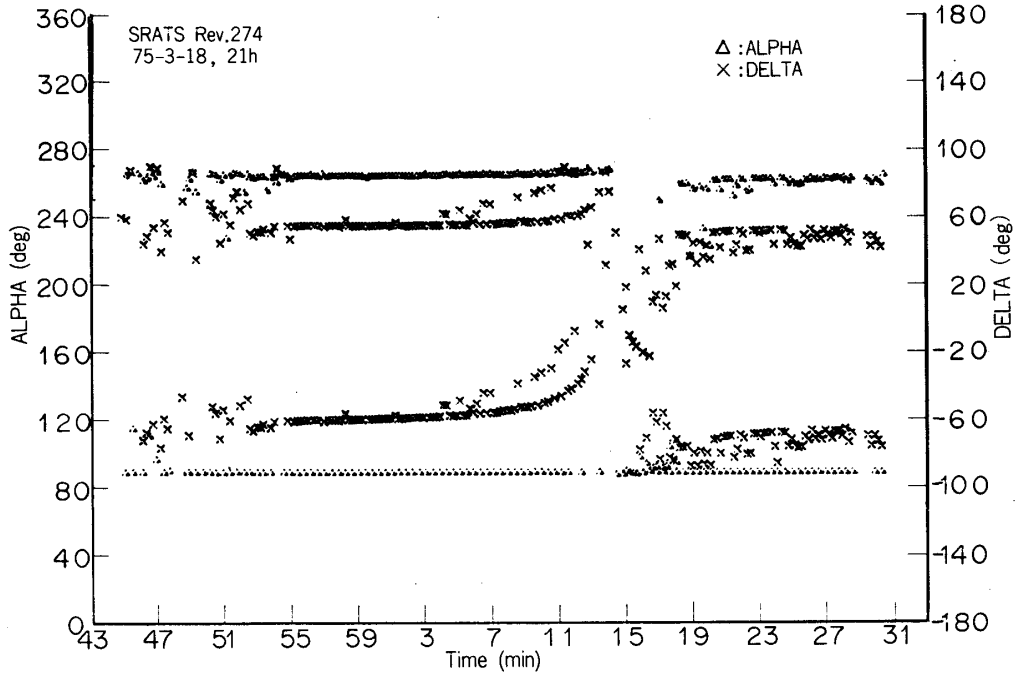


(a)

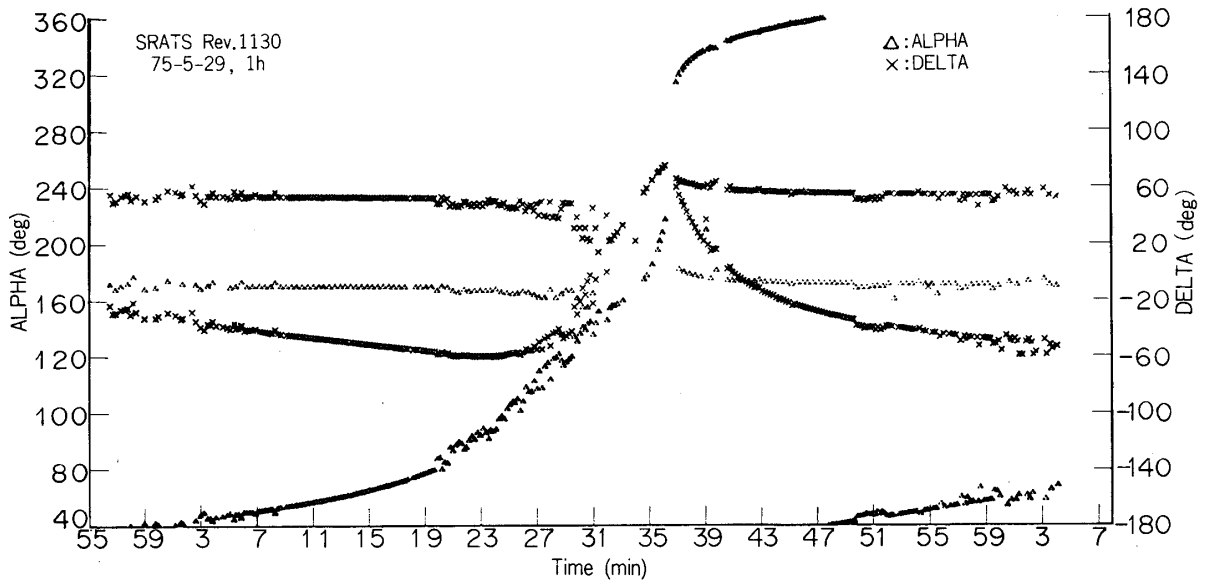


(b)

図5-4 姿勢保持時におけるスピン軸の変化 (軌道面座標)

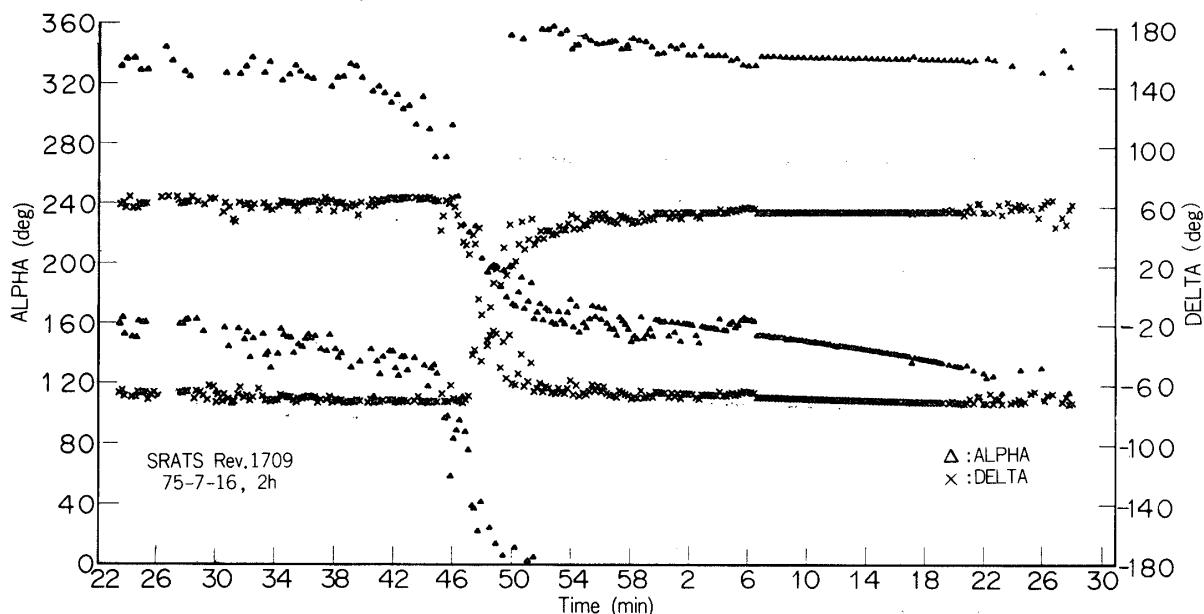


(a)



(b)

図 5-5-1 スピン軸の赤経・赤緯 (X-Yプロッタによる)



(c)

図5-5-2 スピン軸の赤経・赤緯 (X-Yプロッタによる)

ータに対しては各データ対から決定されたスピン軸方向の分散は太陽センサ・水平線の対では約 1° 、太陽センサ・地磁気センサの対では約 3° 程度に納まっている。これらの数値例を表3に示す。

図5-4において実線で示されている曲線は、上述の方法で決定した姿勢をデータとし、姿勢変化を最小自乗法により6次多項式で近似したものである。また、点線で示されている曲線は、衛星の力学的特性およびスピン軸方向磁気モーメントとして飛行前に測定した値をもとにして、運動方程式を数値積分すること〔20〕によって得られた理論的姿勢変化予測結果である。この場合の地磁気モデルとしては、傾斜した双極子モデルを採用した。一定鎖線で示す曲線は、衛星の力学的特性は変えず、磁気モーメントを実測からわずかに変化させることによって実線曲線に近づけようとした結果の1つである。磁気モーメントを飛行前測定値の95%にした場合に理論的予測と実測曲線とが比較的良好に一致し両者の差は姿勢角にして最大3度以下である。ただし、慣性モーメント等の力学的特性の測定値にも当然誤差があるので、これだけから衛星の磁気モーメントが変化したとの結論は出せない。また理論的予測曲線の方も簡単な地磁気モデルを採用しているので問題は残っている。

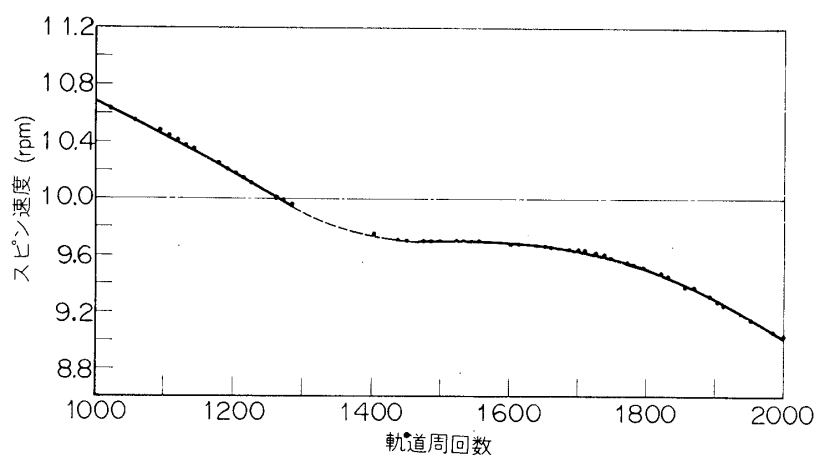
いずれにせよ、姿勢決定精度について、上述以上に定量的厳密な議論をするためには姿勢センサの動作をより詳細におさえることが必要であり、それは現在のところ困難であるが、上述したような検討の結果を見れば「たいよう」の場合に要求されていた“数度”の精度範

表3-1 太陽センサと地磁気センサデータによる姿勢(平均値・標準偏差)

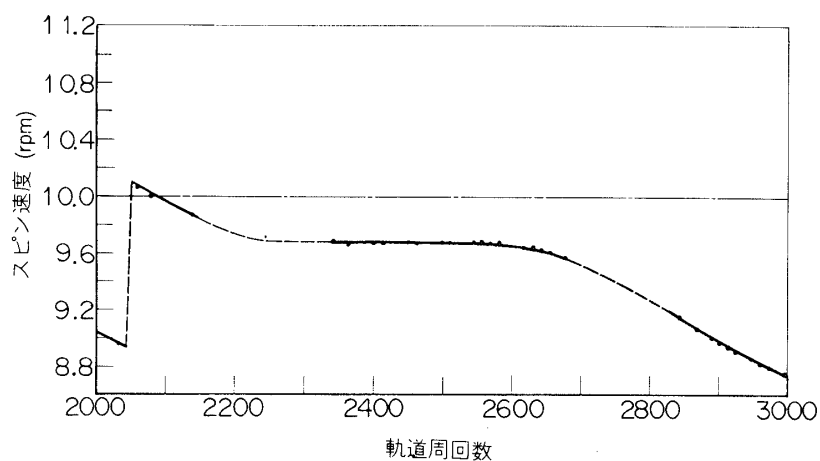
軌道 周回数	計 算 時 間	デー タ 個 数	赤 経(度) 平均値・標準偏差	赤 緯(度) 平均値・標準偏差
11	2/24 23:47~23:59	176	102.3 ± 1.10	- 11.8 ± 2.97
13	2/25 4:09~ 4:21	149	102.6 ± 2.90	- 11.1 ± 7.70
23	2/26 0:00~ 0:12	162	101.5 ± 0.81	- 9.9 ± 2.71
34	2/26 21:16~21:25	128	102.6 ± 0.96	- 13.2 ± 1.96
35	2/26 23:55~ 0:09	206	102.4 ± 0.86	- 11.0 ± 2.61
46	2/27 21:12~21:25	191	102.6 ± 0.69	- 12.4 ± 2.18
47	2/27 23:57~ 0:07	144	102.6 ± 0.87	- 12.1 ± 2.83
58	2/28 21:55~22:03	101	103.1 ± 2.04	- 7.7 ± 3.27
69	3/1 19:18~19:26	112	106.8 ± 0.14	5.1 ± 1.37
83	3/2 23:55~ 0:04	128	111.5 ± 1.39	19.2 ± 2.65
95	3/4 1:01~ 1:15	205	114.9 ± 1.08	26.6 ± 2.65
96	3/4 3:01~ 3:14	170	115.3 ± 0.90	28.0 ± 2.89
107	3/5 0:56~ 1:08	199	128.8 ± 2.09	39.3 ± 1.92
108	3/5 2:58~ 3:10	128	127.4 ± 2.33	40.8 ± 2.02
118	3/5 2:23~21:35	161	128.4 ± 1.24	49.7 ± 1.16
120	3/6 2:44~ 2:56	180	124.4 ± 2.58	45.9 ± 2.42
132	3/7 2:10~ 2:22	104	131.8 ± 3.25	57.2 ± 1.48

表3-2 太陽センサと水平線センサデータによる姿勢(平均値・標準偏差)

軌道 周回数	計 算 時 間	デー タ 個 数	赤 経(度) 平均値・標準偏差	赤 緯(度) 平均値・標準偏差
1021	5/20 0:43~ 0:51	45	193.4 ± 0.66	54.6 ± 0.32
1056	5/22 22:34~ 0:42	27	185.3 ± 0.37	53.1 ± 0.26
1092	5/25 22:57~23:11	41	180.7 ± 0.65	54.6 ± 0.54
1094	5/26 2:18~ 2:27	46	176.6 ± 0.24	52.6 ± 0.24
1104	5/26 23:02~23:08	20	176.6 ± 0.19	54.5 ± 0.18
1106	5/27 2:17~ 2:27	50	175.0 ± 0.26	52.7 ± 0.28
1118	5/28 2:11~ 2:23	61	172.0 ± 0.29	52.9 ± 0.35
1128	5/28 22:55~23:01	30	170.8 ± 0.17	54.8 ± 0.21
1130	5/29 2:09~ 2:19	51	169.7 ± 0.21	53.1 ± 0.29
1140	5/29 22:51~22:58	32	168.5 ± 0.13	55.0 ± 0.19
1142	5/30 2:03~ 2:15	59	162.7 ± 0.47	54.4 ± 0.86
1176	6/1 22:38~22:44	36	160.1 ± 0.08	57.0 ± 0.19
1177	6/2 0:36~ 0:46	49	160.2 ± 0.16	56.9 ± 0.37
1189	6/3 0:33~ 0:40	36	154.3 ± 0.08	58.1 ± 0.32
1201	6/3 23:52~23:56	14	151.4 ± 0.14	56.3 ± 0.92
1213	6/5 0:23~ 0:34	57	147.1 ± 0.02	59.6 ± 0.83
1224	6/5 22:19~22:30	52	144.2 ± 0.07	60.5 ± 0.40
1261	6/9 0:12~ 0:19	34	131.2 ± 0.24	63.3 ± 0.26



(a)



(b)

図5-6 スピンの速度の変化

圈内では姿勢決定を行なえたと断定してよいであろうし、またスピンの軸はミッションから要求される範囲（軌道面法線から半頂角 10° 円錐の内部）に収まっていたことがわかる。

次に、スピンの速度の変化の測定結果を図5-6に示す。Rev. 2056に見られるスピンの速度の急上昇はスピンの速度制御によってもたらされたものである。またスピンの速度減衰の時定数は減衰の急な時期で約300日、減衰の緩やかな時期で約1800日である。このように時定数が変化する原因は、筆者らが以前に詳しく検討したごとく、スピンの軸方向と平均地磁気の相互関係の変化に伴う衛星内渦電流の変化等によるものと推定される [21]。

6. おわりに

以上、ミューロケットによる最初の人工衛星「たんせい」に始まり第3号科学衛星「たいよう」に至るまでの衛星の姿勢検出と決定について、「たいよう」における実施結果を中心に概要を報告した。

改めていうまでもなく、姿勢決定精度を向上させる上で最も基本になるのは、姿勢センサの動作特性の改善とその動作状態の把握である。これまでの飛翔実験を通じて得られた多くの経験は、姿勢センサの開発改良に対して非常に有用であった。

人工衛星のスピン軸姿勢の決定技術自体に関しては、序でも述べたごとく汎用的なプログラムを完成することができ、また統計的推定法にもとづく姿勢決定法をも実施できる段階に至ったので、センサの改良とあいまって、定量的に決定精度等を論ぜられるようになるのも遠くはないであろう。これらの作業を通じて筆者らは、このような長期にわたる作業においては、自動化省略化がきわめて重要であることを痛感した。第4号科学衛星以降では、衛星テレメータデータ伝送速度が増大するのを機会に、データ取得処理の能率化をめざして、受信局（内之浦）に置かれたミニコンピュータ（FACOM-U-200）システムと商用電話回線にて接続されたデータ処理局（東京・駒場）中型コンピュータ（FACOM-230-38）システムによるデータ取得・伝送・処理システムが完成しており、姿勢制御の場合のように比較的短い時間内に複雑な処理を必要とするデータの処理が効果的に行なわれるものと期待される。

おわりに、科学衛星の姿勢計測・制御に関して御指導・御鞭撻をいただいていた、宇宙航空研究所齋藤成文（併任）、野村民也、平尾邦雄、小田稔、林友直、東口実の各教授、「たいよう」の姿勢決定に参加御尽力下さった理学部・等松隆夫教授、東海大工学部・青山巖教授遠山文雄助教授、高橋隆男氏、また多大な計算処理に際し御協力いただいた本研究所・計算センタの方々に心からお礼申し上げるとともに、姿勢センサの開発、姿勢決定ソフトウェアの作成、姿勢制御装置の製作、運用等本報告の内容に関連して労をおしまれなかった多数の方々の御協力に対し感謝の意を表わす。

1976年3月11日 新設部（工学）

参 考 文 献

- [1] James. S. Albus; A digital Solar Aspect Sensor, NASA TN D-1062, September 1961
- [2] R.G. Walker; Measurement of the Infrared Horizon of the Earth, AFCRL-66-6 31, September 1966
- [3] Norman M. Hatcher; A Survey of Attitude Sensor for Spacecraft, NASA SP-145, 1967
- [4] Ai. Cbun Fang; An Approach to Attitude Determination for a Spin Stabilized Spacecraft (IMP-I), NASA TN D-6925, August 1972
- [5] Roger D. Werking; A Generalized Technique for Using Cones and Dihedral Angles in Attitude Determination, NASA TN X-00, June 1971

- [6] Pedro Ramon Escobal; Methods of Orbit Determination
- [7] Ralph Deutsch; Orbital Dynamics of Space Vehicles
- [8] Alfred Bohrmann; Bahnen Kunstlicher Satelliten
- [9] Yoshihide Hozai; The Motion of a Close Earth Satellite, The Astronomical Journal, November 1959
- [10] S. Chapman & J. Bartele; Spherical Harmonic Analysis in Geophysics, "Geomagnetism" Oxford, 1962
- [11] 森口, 宇田川, 一松; 数学公式集 (特殊関数), 岩波
- [12] Joseph C. Cain; An Evaluation of the Main Geomagnetic Field 1940-1962, Journal of Geophysical Research, Vol. 70, No. 15, August 1965
- [13] Nautical Almac Office, United States, Washington D.C.; The Astronomical Ephemeris 1965
- [14] Lindorfer, W; Attitude and Spin Control for Tiros Wheel, AIAA/JACC Guidance and Control Conference, 1966
- [15] John. R. Thomas, Ennis E Jones; The Analysis of 15μ Infrared Horizon Radiance Profile Variation over a Range of Meteorological, Geographical, and Seasonal Conditions., NASA CR-725, April 1967
- [16] 二宮, 広川, 遠山, 高橋; 「たんせい」の姿勢について, 宇宙航行の力学シンポジウム, 昭和46年度, p. 43-48
- [17] 二宮, 大西, 広川他; 科学衛星「たいよう(1970-014A)」の姿勢制御装置, 電子通信学会宇宙航行エレクトロニクス研究会資料, SANE 75-5
- [18] 斎藤, 野村, 二宮他; 第3号科学衛星SRATSの制御システム (I), 東京大学宇宙航空研究所報告, 第6号, 第2号, 1970年4月
- [19] M-3C-2 実験計画書 (第3号科学衛星-SRATS), 東京大学宇宙航空研究所, SES-TN-75-051-SY
- [20] L.C. Thomas and J.O. Cappellari; Attitude Determination and Prediction of Spin-Stablized Satellites, B.S.T.J, July 1964 .
- [21] 二宮, 広川; 科学衛星「しんせい」のスピンの減衰に対する地磁気の影響について, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 21, No. 238, November 1973