

第3号科学衛星 SRATS の姿勢制御システム (I)

斎藤 成文・野村民也・二宮敬虔
長谷川 幸雄*・沢野 進*・原 躬千夫*

Magnetic Attitude Control System for the No. 3 Scientific Satellite (I)

By

Shigebumi SAITO, Tamiya NOMURA, Keiken NINOMIYA
Yukio HASEGAWA, Susumu SAWANO and Michio HARA

Abstract: The No. 3 Satellite (SRATS) is a scientific satellite now being developed at the Institute of Space and Aeronautical Science, University of Tokyo. Its function is to obtain measurement data on aeronomy to investigate the relationships between solar radiations and thermospheric structure. The nominal mission requires that the spin axis be oriented normal to the orbital plane at a spin rate of about 10 rpm. It has been expected that a magnetic attitude and spin-rate control system will most advantageously be used to fulfill the requirement.

This paper describes the results of the studies on the attitude and spin-rate control system to be used in the No. 3 Satellite. Detailed mathematical development of the basic theory and the numerical results are presented. Then, by taking into account various factors influencing the system design, a control system tentatively designed by the authors is described.

The satellite borne part of the control system consists of (1) a precession damper, (2) a yo-yo despinner, (3) a spin-axis orientation control device, (4) a spin-rate control device, (5) a spin-axis deviation control device, and (6) attitude and spin-rate detectors. These are linked by telemetry and command to the control computer on the ground. Each of the devices (3), (4), and (5) makes use of the interaction of the internally produced magnetic moment with the earth's magnetic field. The maximum weight and power consumption of the system are expected to be about 5.5 kg and 6 watts respectively.

With the aid of a simple computer simulation of the control sequence, it is shown that the desired attitude and spin-rate will be acquired within a week after the injection into orbit and will be kept thereafter. Analyses of possible failure modes and operational compatibility between the subsystems are also included.

* 日立製作所 中央研究所

概 要

第 3 号科学衛星 (SRATS) では、スピンの軸を軌道面と直角に保つことが要求されている。そのための姿勢制御系として、地磁気と衛星内搭載磁気モーメントとの相互作用トルクを利用する、いわゆる磁気姿勢制御方式について具体的検討を行ない、以下に報告するような方式によって要求を満足することができるの見通しを得た。

制御系の衛星の搭載部分は (1) プリセッションダンパ、(2) ヨーヨー・デスピナ、(3) スピン軸制御系、(4) スピン速度制御系、(5) スピン軸方向保持系、および (6) 姿勢検出系で構成され、テレメータおよびコマンドを仲介にして地上の制御計算機を含む制御ループが完成される。

本報告では、磁気姿勢制御に関する力学ないしは制御則を中心にして上記 (3)~(5) を数値的に検討すると共に、地上における制御系の操作運用をも考慮しつつ解析結果をもとにして磁気姿勢制御系の暫定的設計を行なっている。次に、姿勢制御シーケンスの簡単な計算機シミュレーションなどを通して、ここで設計した系が衛星の軌道投入後約 1 週間以内に所定の姿勢を実現し、これを保つことができることの裏付けを与えている。制御系の衛星搭載部分の重量は約 5.5 kg、消費電力は初期の最大時で 6 ワット以内になると予想される。また、磁気姿勢制御系の各部の動作開始時刻の設定法、軌道周期に対する制御タイマー周期の設定法、地上局と衛星とのコンタクトの問題など、システムの実体化に伴う問題点を指摘する一方、各部分の相補性 (機能の代行可能性) についても若干の考察が行なわれている。

目 次

1. 緒 言
2. 姿勢制御に関する諸条件
 - 2.1 スピン軸方向およびスピン速度
 - 2.2 軌道要素
 - 2.3 地上局および衛星と地上局とのコンタクト
 - 2.4 捕捉までの所要時間
 - 2.5 衛星の諸元に対する仮定
 - 2.6 重量および消費電力
3. SRATS 衛星姿勢制御システムの概要
4. 磁気姿勢制御の原理
 - 4.1 地磁気
 - 4.2 スピン軸方向制御系 (MAC)
 - 4.3 スピン速度制御系 (MSC)
 - 4.4 姿勢保持系 (KP)
5. 計算機シミュレーションによる数値的検討
 - 5.1 MAC 系
 - 5.2 MSC 系
 - 5.3 KP 系

6. システム設計
 - 6.1 システムの具体化に伴う問題の検討
 - 6.2 制御系間の相補性について
 - 6.3 姿勢制御シーケンス
7. 結 言
- 参考文献

1. 緒 言

第 3 号科学衛星 SRATS (Solar Radiation and Thermospheric Structure) は科学観測上、そのスピン軸を軌道面に直角方向に制御し、スピン速度を 10 rpm に保持することが要求されている。第 1 号、および第 2 号科学衛星ではスピンによる姿勢安定以外に特別の姿勢制御を必要としなかったため、この第 3 号はわが国ではじめて本格的な姿勢制御をとり入れる人工衛星である。

人工衛星の姿勢制御法はこれまでに、受動形、能動形およびその複合形を含め各種の方式が考案応用されている。それら姿勢制御法について種々の検討を行なった結果、SRATS 衛星に要求されている軌道および姿勢を満足し、さらに搭載観測器に対する汚染のないこと、装置の簡単さと長寿命および高信頼性などを考慮して、スピン安定と地磁気を利用する姿勢制御方式がもっとも有用で、かつ実現性が高いと判断した。

スピン安定と磁気姿勢制御を利用した人工衛星の代表例は気象衛星の TIROS, ESSA シリーズである。ほかにジョージア工科大学 APL で設計開発した DME-A 衛星などがあるが、いずれも極軌道に近いものである。SRATS 衛星は約 30° の低傾斜角軌道に打上げられるので、磁気姿勢制御で利用する地球磁場の特性が極軌道衛星の場合とかなり相違する。そこでまず、低傾斜角軌道衛星に対する磁気姿勢制御法の適用性について理論的検討を行ない、その有効性を確認した。ついで磁気スピン速度制御の開発を行ない、さらにそれら磁気制御を根幹とする姿勢制御システムの基礎設計を行なった。

本報告では、上記のような経過で開発を進めてきた SRATS 衛星姿勢制御システムの内容、磁気姿勢制御と磁気スピン速度制御の原理と方法、および操作運用を考慮したシステム設計の概要についてのべる。

まず第 2 章では姿勢制御の目標、衛星の軌道、諸元など姿勢制御システムを考えるうえでの前提条件および仮定をまとめている。

第 3 章では地上設備を含めた姿勢制御システム全体の概要をのべる。

第 4 章は、本報告の理論的背景をなすものであり、地磁気ダイポール特性の概要を基礎にして、それを利用するスピン軸方向制御、スピン速度制御、および姿勢保持の各方式の原理を説明する。

第 5 章では 4 章の理論の実用性をデジタル計算機を使ったシミュレーションで確認するために、実際的なパラメータを入れて、種々のケースの解析をしている。

第 6 章では、5 章までの理論および数値的検討結果にもとづいて具体的な姿勢制御システムの第一案を設計し、調整パラメータの選択と仕様の決定を行ない、最後に姿勢制御システム

ム主要部のブロック図を示している。

2. 姿勢制御に関する諸条件

2.1 スピン軸方向およびスピン速度

科学観測上の要求によって、スピン軸は常に軌道面に直角方向に向けておく。軌道面直角方向からの指向誤差は最大 15 度まで許容される。

また、スピン速度は 10 rpm に保つことが要求されている。許容誤差は ± 1 rpm である。

なお、軌道投入直後の衛星のスピン速度は約 180 rpm であり、ヨーヨー・デスピナおよびセンサの展開によって 10 rpm に下げる。その際生ずる誤差は 4 段目ロケットのスピン制御とヨーヨー・デスピナの設計によって最大 ± 2 rpm に押えられるものとする。したがって、磁気姿勢制御の一連のシーケンスを開始する直前のスピン速度は 8 rpm ないし 12 rpm の範囲にある。

軌道投入直後のスピン軸の方向は、軌道投入点におけるロケットの速度ベクトルの方向に一致していると仮定する。軌道投入点の位置は、軌道面内において昇交点から測って 103.5 度の位置とする*。

2.2 軌道要素

SRATS 衛星の軌道要素およびその予想される誤差を表 2.1 に示す。

表 2.1 軌道要素および予想誤差

	標準値	誤差 ^{注1)}
遠地点	2000 km	2450~1550 km (± 450 km)
近地点	250 km	220~ 280 km (± 30 km)
傾斜角	31.25 度	微少
周期	107.643 分	112.2~103.2分 (± 4.5 分 ^{注2)})

注 1) 秋葉研のご教示による値

注 2) 正規分布を仮定した場合の 1σ の値

2.3 地上局および衛星と地上局とのコンタクト

衛星と交信を行なう地上局は内ノ浦の東大宇宙空間観測所である (東経 $131^{\circ}4'45''$, 北緯 $31^{\circ}15'00''$)。

衛星が標準軌道に乗った場合、衛星と地上局とのコンタクトは表 2.2 のようになる。

2.4 捕捉までの所要時間

軌道投入後 1 週間以内に科学観測上要求されている姿勢を捕捉する。

2.5 衛星の諸元に対する仮定

衛星の形状は直径 750 mm ϕ の円に内接する高さ 700 mm の正八角柱であり、重量は約 70 kg である。慣性モーメントは、センサ展開後の値として、スピン軸まわりが $I_z=0.673$ kg \cdot m \cdot s 2 , スピン軸に直角な軸まわりが $I_x=I_y=0.542$ kg \cdot m \cdot s 2 とする (設計予想値)。形

* 秋葉研究室松尾助手のご教示による。

表 2.2 標準軌道の場合の衛星と地上局とのコンタクト

軌道番号	観測時間 (発射後)	コンタクト時間長	コンタクト開始時 (Az) コンタクト終了時 (Az)	最 高 EL.
1	0 d.0hr.8min0sec~0hr.8min10sec (4 段目燃焼終了)	min. sec.		
2	0 1: 53: 50~ 2: 01: 50	8: 00	271.01°~125.66°	22.10°
3	0 3: 48: 30~ 3: 54: 20	5: 50	239.01 ~165.19	4.10
10	0 17: 31: 10~17: 45: 40	14: 30	195.16 ~109.60	9.25
11	0 19: 24: 30~19: 40: 20	15: 50	222.97 ~ 91.87	25.37
12	0 21: 20: 00~21: 33: 30	13: 30	248.04 ~ 83.79	56.30
13	0 23: 16: 00~23: 26: 10	10: 10	269.27 ~ 89.41	85.50
14	1 1: 11: 10~ 1: 19: 30	8: 20	275.68 ~114.63	38.90
15	1 3: 5: 50~ 3: 12: 10	6: 20	252.46 ~154.66	6.79
23	1 16: 48: 40~17: 2: 20	13: 40	185.02 ~115.26	6.30
24	1 18: 40: 50~18: 58: 20	17: 30	214.94 ~ 94.69	21.50
25	1 20: 35: 50~20: 51: 40	15: 50	240.25 ~ 84.65	46.66
26	1 22: 32: 10~22: 44: 30	12: 20	269.94 ~ 85.59	86.94
27	2 0: 28: 00~00: 37: 20	9: 20	276.39 ~104.12	68.18
28	2 2: 23: 00~02: 30: 10	7: 10	265.87 ~141.86	12.21
36	2 16: 7: 20~16: 17: 50	10: 30	171.66 ~123.65	2.91
37	2 17: 57: 20~18: 16: 00	18: 40	206.65 ~ 96.78	17.66
38	2 19: 51: 40~20: 10: 00	18: 20	232.44 ~ 85.30	39.35
39	2 21: 48: 00~22: 2: 50	14: 50	255.79 ~ 83.49	75.73
40	2 23: 44: 30~23: 55: 40	11: 10	273.62 ~ 95.49	85.77
41	3 1: 40: 00~ 1: 48: 10	8: 10	274.29 ~127.65	24.17
42	3 3: 36: 20~ 3: 39: 20	3: 00	231.65 ~184.46	1.30

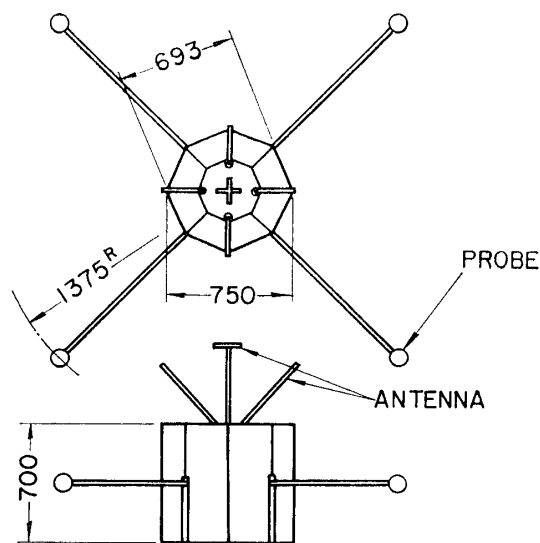


図 2.1 SRATS 衛星の外形図 (予想図)

状を図 2.1 に示す。

2.6 重量および消費電力

姿勢制御系全体に許容される重量は最大 5.5kg 許容消費電力は 6W である。

3. SRATS 衛星姿勢制御システムの概要

SRATS 衛星姿勢制御システムの機能説明のためのブロック線図を図 3.1 に示す。2 点鎖線の上半分は衛星搭載部分、下半分は地上設置部分であり、衛星から地上へはテレメータ信号により、また地上から衛星へはコマンド信号によって制御系を閉じるようになっている。

姿勢制御システムに課せられた仕事は、初期にスピン速度 180 rpm をあたえられ、スピン軸を軌道面に沿わせて軌道投入された衛星を、スピン速度 10 rpm に減速し、かつ、スピン軸を軌道面に対して直角方向に指向させ、その姿勢を保持することである。以下に、図 3.1 にもとづいて、SRATS 衛星姿勢制御システムの概要を作動順序にしたがって説明する。

(1) プリセッションダンピング

スピンモータや分離モータなどの不平衡トルクにもとづく衛星スピン軸のフリープリセッションを減衰させ、スピン軸を安定にするために、円形管形プリセッションダンパを用いる。その動作開始は、最終段ロケット分離の数秒後、分離スイッチによって行なう。プリセッション時定数は分オーダ以内とし、衛星の軌道一周後にはプリセッションがじゅうぶん減衰しているようにする。

(2) デスピナ

軌道一周後、地上からのコマンドによってヨーヨーデスピナを作動させ、初期スピン速度 180 rpm からプローブ展開前スピン速度約 14 rpm まで減速する。これには機構的に簡単で、かつ減速率の大きい半径分離形ヨーヨーを使用する。ヨーヨー・デスピン後、観測のための

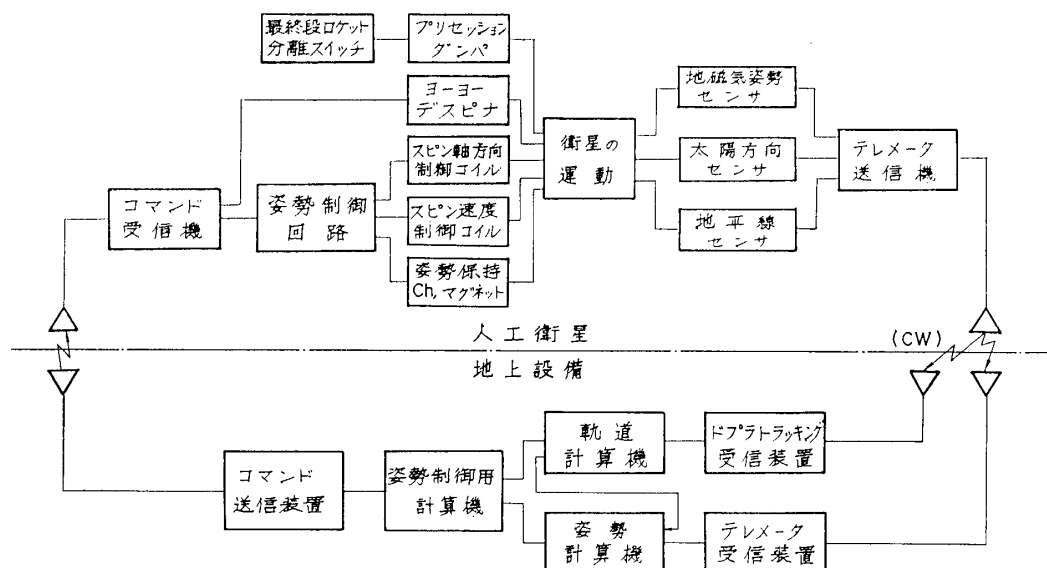


図 3.1 SRATS 衛星の姿勢制御システム系統図

プローブ類の展開を行なう。これにより、スピン速度は目標値 10 rpm に近い値に低下する。

(3) 衛星の軌道および姿勢決定

軌道 1, 2 周におけるドプラトラッキングデータにもとづいて計算機により軌道要素を算出し、また衛星の姿勢に関するテレメータデータにもとづいて計算機により姿勢の計算を行ない、軌道および姿勢の初期値を決定し、姿勢制御コマンド信号決定の資料にする。以後、その測定および計算を続行し、観測値の改正を行なう。

(4) スピン速度制御

(2) 項完了時のスピン速度は目標値に対してかなりの誤差が予想されるので、スピン速度制御を行なう。地磁気を利用し、スピン軸と平行な面に巻いたコイルに交番電流を流す方式を用いるが、詳細は第 4.4 節にのべる。

(5) スピン軸方向制御

初期に軌道面に沿っているスピン軸を軌道面直角に指向させる制御を行なう。スピン軸と直角な面内に巻いたコイルに電流を流し、地磁気との相互干渉によるトルクを利用する方式である。衛星が軌道を一周する間に衛星のうける地磁気磁力線の方法は変化するので、制御用計算機でシミュレーションを行なって最適パラメータをもとめ、制御が有効に行なわれるようにコマンドで制御回路のパラメータを調整する。詳細は第 4.3 節にのべる。

(6) 姿勢の保持

(5) 項によってスピン軸を目標方向に指向させたあと、軌道面の退行などによってずれる姿勢を補正して、常に正しい姿勢を保持する。これには、磁気操作端としてチャージャブルマグネットを利用する。詳細は第 4.5 節にのべる。

4. 磁気姿勢制御の原理

4.1 地磁気

はじめに、磁気姿勢制御の基礎となっている地磁気について簡単にのべる。

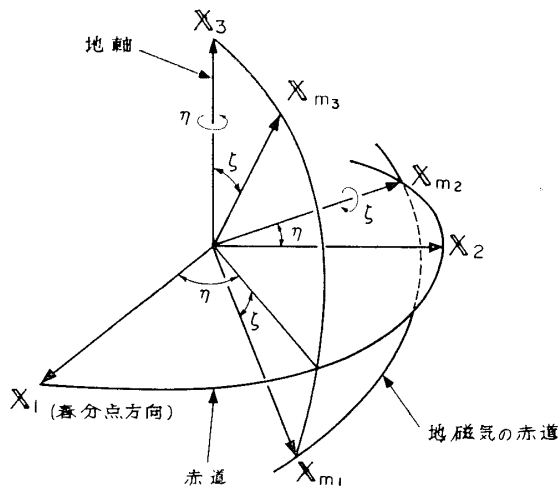


図 4.1.1 慣性座標系および地磁気座標系

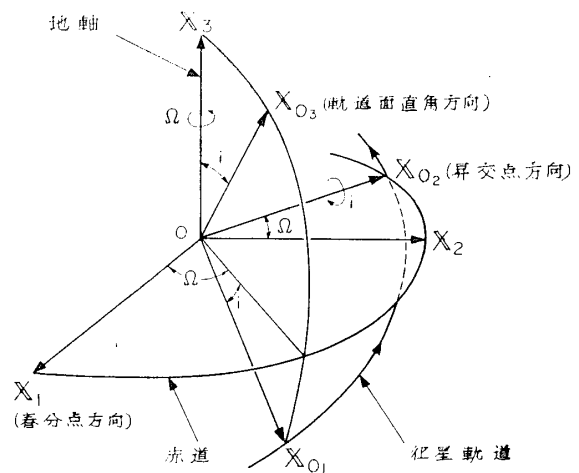


図 4.1.2 慣性座標系および軌道座標系

地球の磁場は、姿勢制御の問題を考える場合一般に行なわれているように [1], 地球の中心に地軸に 11.4° 傾けておいた磁気ダイポールによってできる磁場で近似する. この磁気ダイポールによってできる衛星軌道上の磁場は図 4.1.1 および図 4.1.2 を参照して次式で与えられる.

$$\mathbf{H} = \frac{m}{r^3} [\mathbf{X}_{m3} - 3(\mathbf{X}_{s2} \cdot \mathbf{X}_{m3}) \mathbf{X}_{s2}] \quad (4.1.1)$$

ここで, \mathbf{H} : 地球磁場ベクトル

m : 磁気ダイポールの強さ

(8.06×10^{25} c. g. s. e. m. u.)

r : 地球の中心から衛星までの距離

\mathbf{X}_{m3} : 磁気ダイポール方向の単位ベクトル

\mathbf{X}_{s2} : 地球の中心から衛星の方向を向く単位ベクトル

とする. 図 4.1.1 を参照して, 次式の関係

$$\mathbf{X}_{m3} = \sin \zeta (\cos \eta \mathbf{X}_1 + \sin \eta \mathbf{X}_2) + \cos \zeta \mathbf{X}_3 \quad (4.1.2)$$

ここで, ζ : 地軸と磁気ダイポールとのなす角度 (= 11.4°)

$\eta + \pi/2$: 春分点方向から地球の赤道と地磁気の赤道との昇交点まで測った角度

$\mathbf{X}_1, \mathbf{X}_2, \mathbf{X}_3$: 地球の中心に原点をおき, X_1 軸を春分点方向に, X_2 軸を赤道面内で X_1 軸に直角方向に, X_3 軸を地軸方向にとる慣性座標系 ($O X_1 X_2 X_3$) を考えた場合の各座標軸方向の単位ベクトル

を式 (4.1.1) に代入して整理すると

$$\begin{aligned} \mathbf{H} = \frac{m \cos \zeta}{r^3} [\mathbf{X}_3 - 3(\mathbf{X}_{s2} \cdot \mathbf{X}_3) \mathbf{X}_{s2}] + \frac{m \sin \zeta}{r^3} [\cos \eta \mathbf{X}_1 + \sin \eta \mathbf{X}_2 \\ - 3\{\mathbf{X}_{s2} \cdot (\cos \eta \mathbf{X}_1 + \sin \eta \mathbf{X}_2)\} \mathbf{X}_{s2}] = \mathbf{H}_{m_{\parallel}} + \mathbf{H}_{m_{\perp}} \end{aligned} \quad (4.1.3)$$

ただし,

$$\mathbf{H}_{m_{\parallel}} = \frac{m \cos \zeta}{r^3} [\mathbf{X}_3 - 3(\mathbf{X}_{s2} \cdot \mathbf{X}_3) \mathbf{X}_{s2}] \quad (4.1.4)$$

$$\mathbf{H}_{m_{\perp}} = \frac{m \sin \zeta}{r^3} [\cos \eta \mathbf{X}_1 + \sin \eta \mathbf{X}_2 - 3\{\mathbf{X}_{s2} \cdot (\cos \eta \mathbf{X}_1 + \sin \eta \mathbf{X}_2)\} \mathbf{X}_{s2}] \quad (4.1.5)$$

ここで, $\mathbf{H}_{m_{\parallel}}$: 地軸方向の磁気ダイポール成分による磁場

$\mathbf{H}_{m_{\perp}}$: 地軸に直角方向の磁気ダイポール成分による磁場

となる.

衛星の姿勢におもに影響を与えるのは, 地軸方向の磁気ダイポール成分による磁場 $\mathbf{H}_{m_{\parallel}}$ である (磁気ダイポールの地軸方向の成分は地軸に直角方向の成分に比較してほぼ 5 倍の大きさであり, また, 後者の成分が地球の回転に伴って, 慣性空間に対して 1 日 1 回転することにより, 衛星に対する作用としては平均化されることなどのため). SRATS 衛星のとり軌道においては, 軌道上の各点におけるこの地磁気ベクトル $\mathbf{H}_{m_{\parallel}}$ は, 式 (4.1.4) から計算すると, 大略図 4.1.3 に示すような方向を向いていることがわかる. 図中の ω は軌道面内において昇交点方向から測った角度である (図 4.1.2 参照). これを軌道面内の成分およ

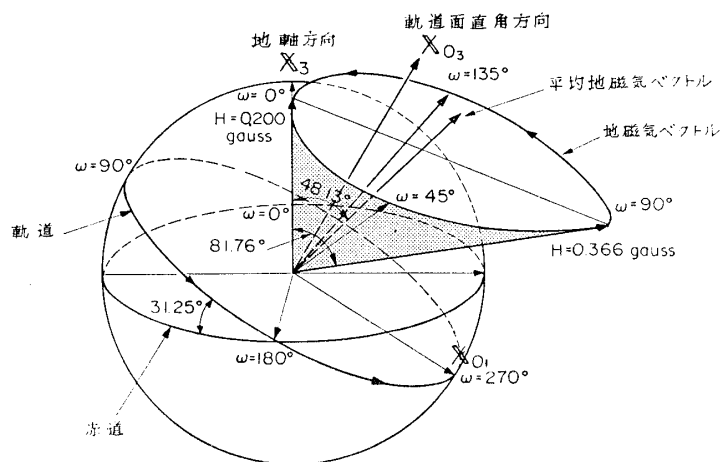
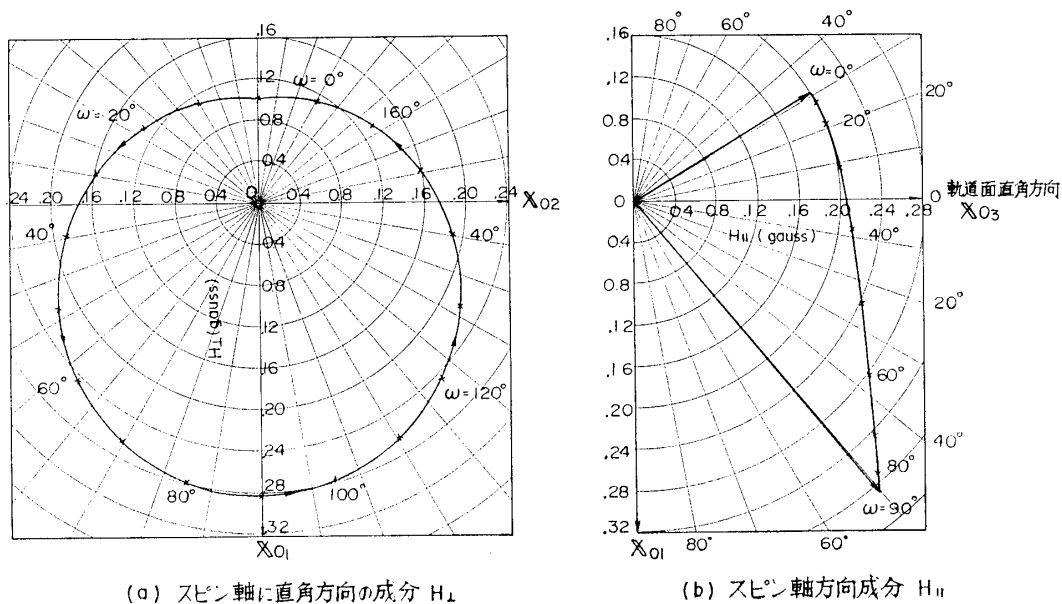


図 4.1.3 軌道上の地磁気ベクトル
(遠地点 2,000 km, 近地点 250 km)
(近地点引数 90° , 傾斜角 31.25°)



(a) スピン軸に直角方向の成分 H_{\perp}

(b) スピン軸方向成分 H_{\parallel}

図 4.1.4 地磁気の成分 (スピン軸は軌道面に直角方向)

び軌道面に直角方向の成分にわけて図示すると図 4.1.4 のようになる。これらの図から、SRATS 衛星の磁気姿勢制御の基礎となっている地磁気の概略の様子が理解できよう。

つぎに、上記の地磁気を軌道上のある一部分にわたって時間平均すると (一般的に、スピン軸の運動に実効的に作用するのは平均地磁気である [1][2])、最終的に次式のような結果を得る。ただし、紙面の関係および後述の原理の説明との関係上、不必要と考えられる $H_{m\perp}$ に関する結果は省略する。

$$(\mathbf{H}_{m_{II}})_{v_i \sim v_f} = \frac{1}{[t(v_f) - t(v_i)]} \int_{v_i}^{v_f} \mathbf{H}_{m_{II}} dt = \frac{m \cos \zeta T}{2\pi a^3 (1-e^2)^{3/2} [t(v_f) - t(v_i)]} \cdot [H_1 \mathbf{X}_1 + H_2 \mathbf{X}_2 + H_3 \mathbf{X}_3] \quad (4.1.6)$$

ただし,

$$\begin{cases} H_1 = 3 \sin i (I_1 \cos i \cos \Omega + I_2 \sin \Omega) & (4.1.7) \\ H_2 = 3 \sin i (I_1 \cos i \sin \Omega - I_2 \cos \Omega) & (4.1.8) \\ H_3 = I_3 - 3I_1 \sin^2 i & (4.1.9) \end{cases}$$

$$\begin{cases} I_1 = f_1(v_f) - f_1(v_i) & (4.1.10) \\ I_2 = f_2(v_f) - f_2(v_i) & (4.1.11) \\ I_3 = f_3(v_f) - f_3(v_i) & (4.1.12) \end{cases}$$

$$\begin{cases} f_1(v) = \frac{v}{2} - \frac{\sin^2(v+P)}{4} + \frac{e}{2} \left[\sin v - \frac{\sin(v+2P)}{2} - \frac{\sin(3v+2P)}{6} \right] & (4.1.13) \\ f_2(v) = \frac{\sin^2(v+P)}{2} - \frac{e}{4} \left[\cos(v+2P) + \frac{\cos(3v+2P)}{3} \right] & (4.1.14) \\ f_3(v) = v + e \sin v & (4.1.15) \end{cases}$$

$$v = \omega - P \quad (4.1.16)$$

ここで, $(\mathbf{H}_{m_{II}})_{v_i \sim v_f}$: 真近点離角 $v_i \sim v_f$ 間の平均地磁気ベクトル

T : 軌道周期

a : 半長径

e : 離心率

$t(v)$: 衛星が v にあるときの時刻 (近地点通過時基準)

i : 傾斜角

$\Omega + \pi/2$: 昇交点経度

v : 真近点離角

P : 近地点引数

とする.

軌道一周にわたる平均地磁気の方法は上式において, $v_i = 0$, $v_f = 2\pi$ とすれば容易に次式のごとく求められる.

$$\theta_{\text{mean}} = \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{H_1^2 + H_2^2}}{H_3} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{3 \sin i \cos i}{2 - 3 \sin^2 i} \right) \quad (4.1.17)$$

ここで, θ_{mean} は地軸と平均地磁気ベクトルのなす角度である.

SRATS 衛星の場合, $i = 31.25$ 度であるから上式より $\theta_{\text{mean}} = 48.13$ 度となる (図 4.1.3 参照).

4.2 スピン軸方向制御系 (MAC)

4.2.1 原理

スピン軸に平行な向きを持つ衛星の磁気モーメントと地磁気との相互作用によって衛星に働くトルクは

$$\mathbf{T} = M_s \mathbf{S} \times \mathbf{H} \quad (4.2.1)$$

ここで, \mathbf{T} : 衛星に働く磁氣的トルク

M_s : 磁気モーメントの大きさ

\mathbf{S} : スピン軸方向の単位ベクトル

\mathbf{H} : 地磁気ベクトル

で与えられる。いま、地磁気ベクトルをスピン軸の目標方向および目標方向に直角な方向の成分に分けて

$$\mathbf{H} = \mathbf{H}_\parallel + \mathbf{H}_\perp \quad (4.2.2)$$

ここで、 \mathbf{H}_\parallel : 地磁気ベクトルの目標方向成分

\mathbf{H}_\perp : 地磁気ベクトルの目標方向に直角方向の成分

とすると、式 (4.2.1) は

$$\mathbf{T} = M_s(\mathbf{S} \times \mathbf{H}_\parallel) + M_s(\mathbf{S} \times \mathbf{H}_\perp) \quad (4.2.3)$$

となる。

このトルクによってスピン軸はプリセクションを始めるが、その運動方程式は、スピン軸と角運動量ベクトルの方向が常に一致していると仮定すると（通常衛星に搭載されているプリセクションダンパの作用を考えると妥当な仮定である）、

$$\boldsymbol{\mu} \times \mathbf{L} = \mathbf{T} \quad (4.2.4)$$

$$\mathbf{L} = I_z \omega_s \mathbf{S} \quad (4.2.5)$$

ここで、 $\boldsymbol{\mu}$: プリセクションの角速度ベクトル

\mathbf{L} : 角運動量

I_z : スピン軸まわりの慣性モーメント

ω_s : スピン速度

であるから、式 (4.2.3) を代入して、

$$I_z \omega_s (\boldsymbol{\mu} \times \mathbf{S}) = -M_s(\mathbf{H}_\parallel \times \mathbf{S}) - M_s(\mathbf{H}_\perp \times \mathbf{S}) \quad (4.2.6)$$

を得る。したがって、

$$\boldsymbol{\mu} = \frac{-M_s}{I_z \omega_s} (\mathbf{H}_\parallel + \mathbf{H}_\perp) = \frac{-M_s}{I_z \omega_s} \mathbf{H} \quad (4.2.7)$$

となる。上式は、プリセクションの角速度ベクトルが地磁気ベクトルと逆の方向を向いていることを示している（図 4.2.1 参照）。ここで

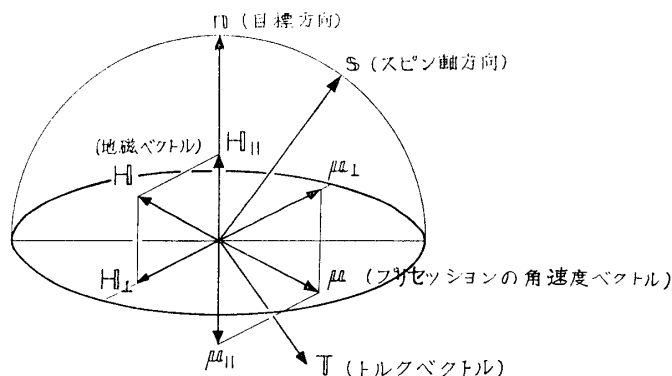


図 4.2.1 スピン軸の運動に関する各ベクトル間の基本関係

$$\boldsymbol{\mu} = \boldsymbol{\mu}_{\parallel} + \boldsymbol{\mu}_{\perp} \quad (4.2.8)$$

とすると、式 (4.2.7) より

$$\left\{ \begin{array}{l} \boldsymbol{\mu}_{\parallel} = -\frac{M_s}{I_z \omega_s} \mathbf{H}_{\parallel} \\ \boldsymbol{\mu}_{\perp} = -\frac{M_s}{I_z \omega_s} \mathbf{H}_{\perp} \end{array} \right. \quad (4.2.9)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \boldsymbol{\mu}_{\parallel} = -\frac{M_s}{I_z \omega_s} \mathbf{H}_{\parallel} \\ \boldsymbol{\mu}_{\perp} = -\frac{M_s}{I_z \omega_s} \mathbf{H}_{\perp} \end{array} \right. \quad (4.2.10)$$

ただし、 $\boldsymbol{\mu}_{\parallel}$: $\boldsymbol{\mu}$ の目標方向成分

$\boldsymbol{\mu}_{\perp}$: $\boldsymbol{\mu}$ の目標方向に直角方向の成分

を得る。

したがって、スピン軸は次式で表わされるベクトル方向へ運動することになる。

$$\begin{aligned} \mathbf{V} = \boldsymbol{\mu} \times \mathbf{S} &= \frac{M_s}{I_z \omega_s} (\mathbf{S} \times \mathbf{H}) \\ &= \frac{M_s}{I_z \omega_s} \{ (\mathbf{S} \times \mathbf{H}_{\parallel}) + (\mathbf{S} \times \mathbf{H}_{\perp}) \} \end{aligned} \quad (4.2.11)$$

ここで、 \mathbf{V} はスピン軸の運動速度ベクトルである。

この運動速度ベクトルの目標方向成分は式 (4.2.11) を用いて

$$\begin{aligned} \mathbf{V} \cdot \mathbf{n} &= \frac{M_s}{I_z \omega_s} (\mathbf{S} \times \mathbf{H}) \cdot \mathbf{n} \\ &= \frac{M_s}{I_z \omega_s} \{ (\mathbf{S} \times \mathbf{H}_{\parallel}) \cdot \mathbf{n} + (\mathbf{S} \times \mathbf{H}_{\perp}) \cdot \mathbf{n} \} \end{aligned} \quad (4.2.12)$$

ここで、 \mathbf{n} : スピン軸の目標方向の単位ベクトル

となる。上式の右辺第 1 項は、 \mathbf{H}_{\parallel} と \mathbf{n} が平行であるから

$$(\mathbf{S} \times \mathbf{H}_{\parallel}) \cdot \mathbf{n} = 0 \quad (4.2.13)$$

が成立つ。したがって、式 (4.2.12) は

$$\mathbf{V} \cdot \mathbf{n} = \frac{M_s}{I_z \omega_s} (\mathbf{S} \times \mathbf{H}_{\perp}) \cdot \mathbf{n} \quad (4.2.14)$$

となる。

スピン軸を常に目標方向に運動させるためには、上式が負になってはならない。つまり

$$\mathbf{V} \cdot \mathbf{n} = \frac{M_s}{I_z \omega_s} (\mathbf{S} \times \mathbf{H}_{\perp}) \cdot \mathbf{n} \geq 0 \quad (4.2.15)$$

が常に成立つ必要がある。すなわち、 M_s の符号を $(\mathbf{S} \times \mathbf{H}_{\perp}) \cdot \mathbf{n}$ の正負にしたがって変えれば、スピン軸は常に目標方向に運動することになる。したがって

$$h = (\mathbf{S} \times \mathbf{H}_{\perp}) \cdot \mathbf{n} \quad (4.2.16)$$

とおくと、上式はスピン軸を目標方向に向けるための制御則を与え、制御用磁気モーメントの正負切替式となる。この切替式は、スピン軸の目標方向への運動が、地磁気の目標方向に直角方向の成分のみに依存していることを示している。

さて、上に導いた磁気モーメント切替式 (4.2.16) にしたがって制御を行なうと、いかなる磁気モーメントの切替方式が必要になるか、簡単に検討してみる。そのために、式 (4.2.16)

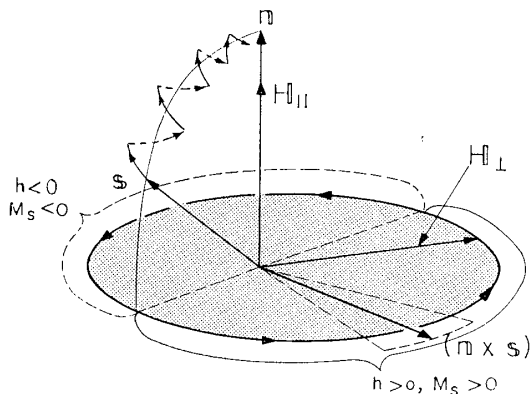


図 4.2.2 基礎的切替式 h , 磁気モーメント M およびスピン軸運動の関係

SRATS 衛星の場合, スピン軸の目標方向は軌道面直角方向であるから, 軌道上の各点における地磁気の目標方向ベクトル成分およびこれに直角な方向の成分は, 図 4.1.4 に示したようになる. 目標方向に直角な方向の地磁気成分 H_{\perp} は, 衛星が軌道を 1 周する間に目標方向ベクトルのまわりを 2 回転するから, スピンベクトル S の動きが一般に H ベクトルの変化に比べて十分小さいことを考えると, 式 (4.2.17) のベクトル $(n \times S)$ と H_{\perp} は 4 回直角になることになる (図 4.2.2 参照). すなわち, 磁気モーメントの切替は衛星が軌道を 1 周する間に 4 回行なわれることになる. これは, 1/4 周期ごとに磁気モーメントを切替える方式の妥当性を示していると考えられるであろう.

4.2.2 MAC の計算法の概要

前節における磁気制御の基本的な原理の考察に続いて, 具体的な計算手法の概要を簡単に述べる. 本計算法は, 特定の磁気姿勢制御方式の計算のみに限定されることなく, 一般に, 軌道上のある特定部分の地磁気を利用して, 衛星のスピン軸を希望する方向に向ける制御方式全般に適用しうる一つの新しい計算法である.

一般に, 地磁気 (地軸方向の磁気ダイポール成分による磁場を楕円軌道上の任意の特定部分にわたって平均したもの) の作用をうける衛星のスピン軸の運動を記述するオイラーの運

動方程式 (スピン軸と角運動量ベクトルの方向が常に一致していると仮定して導いたもの) は, 正規形の非自律系であるが, 軌道面と同期回転する座標系に変数変換をして自律系にして, 微分方程式の相平面に関する理論を適用して解析した結果, スピン軸の運動は次のような特性を有することが明らかになった. すなわち, 衛星のスピン軸の運動を軌道面と同期回転する座標系から見た場合, スピンベクトルは, ある特定の方向 (平均地磁気ベクトルの方向と軌道

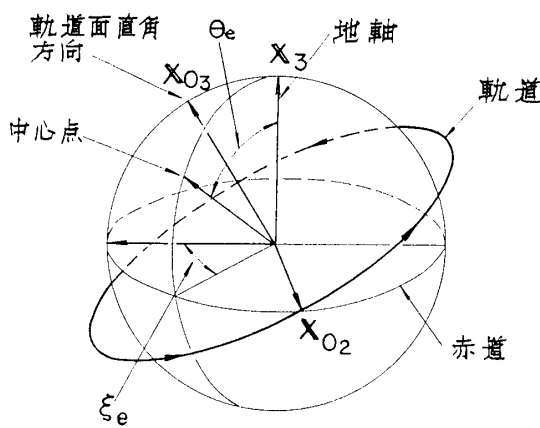


図 4.2.3 円運動の中心点

を次のように変形する. すなわち

$$\begin{aligned} h &= (\mathbf{S} \times \mathbf{H}_{\perp}) \cdot \mathbf{n} \\ &= (\mathbf{n} \times \mathbf{S}) \cdot \mathbf{H}_{\perp} \quad (4.2.17) \end{aligned}$$

上式において, $(\mathbf{n} \times \mathbf{S})$ および \mathbf{H}_{\perp} はともに目標方向ベクトル \mathbf{n} に垂直な平面内にあるから, この平面内で両ベクトルの角度関係を調べれば $(\mathbf{n} \times \mathbf{S})$ と \mathbf{H} とのなす角度が 90 度以下ならば h は正), 切替式の符号, したがって衛星に与える磁気モーメントの方向およびスピン軸の運動方向がわかる.

面の回転との関係から決まる) のベクトルを中心軸とする円錐面上を等速で運動する特性をもつ. あるいは言いかえると, 球面上にスピン軸の運動を図示すると, その描く軌跡は球面上のある特定の点を中心にした円弧となる (軌道面の回転がない場合には, この特定の方向は前節の式 (4.2.7) に示すように \mathbf{H} の方向にあたる). そして, その円弧の中心点の位置は, 図 4.2.3 を参照して

$$\tan \xi_e = -\frac{I_2}{I_1 \cos i} \tag{4.2.18}$$

$$\tan \theta_e = -\frac{3 \sin i \sqrt{I_1^2 \cos^2 i + I_2^2}}{I_3 - 3I_1 \sin^2 i - \frac{\Delta Q}{M'}} \tag{4.2.19}$$

ただし,

$$M' = \frac{M_s m \cos \zeta T}{2\pi a^3 (1-e^2)^{3/2} [t(v_f) - t(v_i)] I_3 \omega_s} \tag{4.2.20}$$

$$\Delta Q = 10 \left(\frac{R_0}{a} \right)^{3.5} \frac{\cos i}{(1-e^2)^2} \text{ (deg/day)} \tag{4.2.21}$$

ここで, ΔQ : リグレーション (軌道の退行) の大きさ

R_0 : 地球半径

となる.

また, この中心点まわりのスピンベクトルの回転角速度は

$$\dot{\mu} = \frac{-M' (I_3 - 3I_1 \sin^2 i - \frac{\Delta Q}{M'})}{\cos \theta_e} \tag{4.2.22}$$

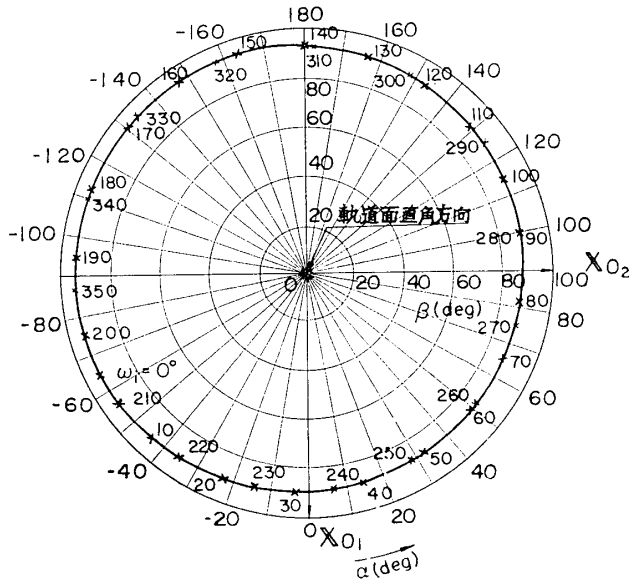


図 4.2.4 中心点の軌跡

$r_a = 2000 \text{ km}$ $r_p = 250 \text{ km}$
 $i = 31.25^\circ$ $p = 115.129^\circ$

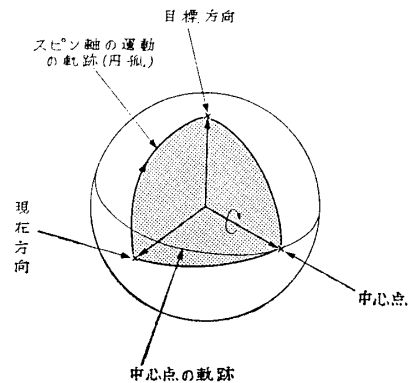


図 4.2.5 中心点の位置

$$\mathbf{H} = H_{s_{\perp}} \mathbf{x}_1 + H_{s_{\parallel}} \mathbf{x}_3 \quad (4.3.1)$$

ここで, \mathbf{H} : 地磁気ベクトル

$H_{s_{\perp}}$: 地磁気のスピン軸に直角方向の成分 (gauss)

$H_{s_{\parallel}}$: 地磁気のスピン軸方向の成分 (gauss)

\mathbf{x}_3 : スピン軸方向の単位ベクトル

\mathbf{x}_1 : \mathbf{H} と \mathbf{x}_3 を含む平面内で \mathbf{x}_3 に直交してとった単位ベクトル

\mathbf{x}_2 : \mathbf{x}_3 と \mathbf{x}_1 に直交右手系をなすようにとった単位ベクトル

とすると, 検出コイルに生ずる誘導起電圧 E は

$$E = -\frac{\mu_s}{1 + \bar{N}(\mu_s - 1)} \cdot N_s A_s H_{s_{\perp}} \omega_s \cos \omega_s t \times 10^{-8} (V) \quad (4.3.2)$$

ここで, μ_s : 検出コイル鉄心の比透磁率

\bar{N} : 減磁率

N_s : 検出コイルの巻数

A_s : 検出コイルの面積 (cm^2)

ω_s : スピン速度

より, トルクコイルの磁気モーメント \mathbf{M} は

$$\mathbf{M} = -KN_T N_s A_T A_s H_{s_{\perp}} \omega_s \cos \omega_s t \times 10^{-9} (-\sin \omega_s t \mathbf{x}_1 + \cos \omega_s t \mathbf{x}_2) \quad (\text{dyne} \cdot \text{cm/gauss}) \quad (4.3.3)$$

ここで, K : 増幅器ゲイン

N_T : トルクコイル巻数

A_T : トルクコイル面積 (cm^2)

となる. したがって, 磁気トルク \mathbf{T} は,

$$\begin{aligned} \mathbf{T} &= \mathbf{M} \times \mathbf{H} \\ &= KN_T N_s A_T A_s H_{s_{\perp}} \omega_s \times 10^{-9} (-H_{s_{\parallel}} \cos \omega_s t \mathbf{x}_1 \\ &\quad - H_{s_{\parallel}} \sin \omega_s t \mathbf{x}_2 + H_{s_{\perp}} \cos \omega_s t \mathbf{x}_3) \end{aligned} \quad (4.3.4)$$

で与えられ, これらを衛星のスピン 1 周期について平均すると

$$\mathbf{M}_{\text{mean}} = -K_T H_{s_{\perp}} \omega_s \mathbf{x}_2 (\text{dyne} \cdot \text{cm/gauss}) \quad (4.3.5)$$

および

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_{\text{mean}} &= \mathbf{M}_{\text{mean}} \times \mathbf{H} \\ &= K_T H_{s_{\perp}} \omega_s (-H_{s_{\parallel}} \mathbf{x}_1 + H_{s_{\perp}} \mathbf{x}_3) (\text{dyne} \cdot \text{cm}) \end{aligned} \quad (4.3.6)$$

となる. ただしここで,

$$K_T = \frac{\mu_s}{1 + \bar{N}(\mu_s - 1)} \cdot \frac{KN_T N_s A_T A_s}{2} \times 10^{-9} \quad (4.3.7)$$

\mathbf{M}_{mean} : スピン 1 周期について平均した磁気モーメント

\mathbf{T}_{mean} : スピン 1 周期について平均した磁気トルク

とする.

スピン速度制御に使われるトルク成分は式 (4.3.6) の右辺第 2 項の成分, つまり, トルクベクトルのスピン軸方向成分であり, これは, 地磁気のスピン軸に直角方向の成分 $H_{s_{\perp}}$

の自乗に比例することがわかる。

しかし、同時にスピン軸は、式(4.3.6)の右辺第1項のスピン軸に直角方向のトルク成分によってプリセッションを始める。そのプリセッションは次の運動方程式によって表わされる。

$$\begin{aligned}\boldsymbol{\mu} \times \mathbf{L} &= (\mu_1 \mathbf{x}_1 + \mu_2 \mathbf{x}_2 + \mu_3 \mathbf{x}_3) \times (I_z \omega_s \mathbf{x}_3) \\ &= I_z \omega_s (\mu_2 \mathbf{x}_1 - \mu_1 \mathbf{x}_2) = \mathbf{T}_{\text{mean}}\end{aligned}\quad (4.3.8)$$

ここで、 $\boldsymbol{\mu}$: プリセッションの角速度ベクトル

\mathbf{L} : 衛星の角運動量ベクトル

μ_1, μ_2, μ_3 : $\boldsymbol{\mu}$ の $\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3$ 方向の成分

I_z : スピン軸まわりの慣性モーメント

である。

したがって、式(4.3.6)および(4.3.8)から

$$\begin{cases} \mu_1 = 0 \\ \mu_2 = -\frac{K_T H_{s\perp} H_{s\parallel}}{I_z} \end{cases}\quad (4.3.9)$$

$$(4.3.10)$$

を得る。つまり、スピン軸は地磁気ベクトルから遠ざかる方向に回転して行く（スピンドアウンの場合は、検出コイルの出力とトルクコイルの電流は同相にするが、この場合は、スピン軸は逆に地磁気ベクトルに近づくように回転する）。

4.3.2 スピン速度制御の方法

SRATS 衛星のとり傾斜角 31.25 度の軌道においては、図 4.1.1 および図 4.1.2 に示したように、保持の状態にあるときのスピン軸方向、つまり軌道面直角方向の地磁気成分はかなり大きいから、スピン速度制御に伴うスピン軸の方向変化は避けられない。もし軌道全周を使ってスピン速度制御を行なうとすると、衛星のスピン軸は、軌道1周について平均した平均地磁気ベクトル（地軸方向から軌道面直角方向に測って 48.13 度の方向にある）の方向に近づくか（スピンドアウンの場合）、あるいは遠ざかる（スピニアップの場合）ように

運動することになり、その運動方向は、スピン軸の現在方向によって一義的に決定されてしまう。これは、スピン速度の増減速についても同様である。

これに対して、MAC の場合と同様に軌道上のある有効な一部分の磁場のみを使うことにすれば、スピン速度の増減速性およびスピン軸の運動方向を適当に変えることができる。つまり、スピン速度の制御に伴うスピン軸の方向変化を最小に押えるためには、スピン軸に直角な方向の地磁気成分が最大になるような軌道部分を使えばよい。あるいは、スピン軸を希望する方向に運動させながら、スピン速度の制御を行な

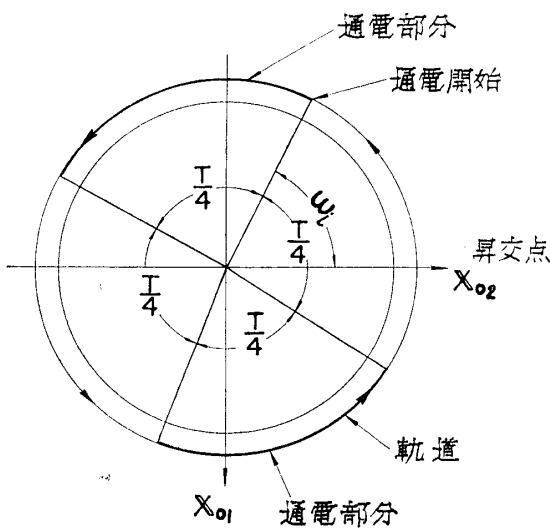


図 4.3.2 MSC 通電モード

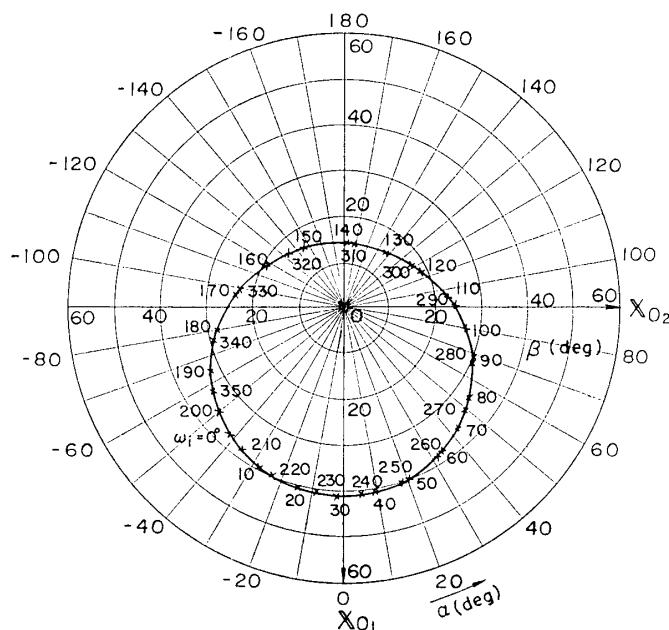


図 4.3.3 平均地磁気方向 (通電モード 1/4 周期ごとに +, 0, +, 0)

わせたい場合には、目標方向ベクトルとスピン軸の現在方向とを含む平面内に地磁気ベクトルが入るような軌道部分を使えばよい。

いま、軌道周期を4等分して図 4.3.2 に示すように、1/4 周期おきに通電を行なうとすると、最初に通電を開始する位置 ω_i (軌道面内において昇交点方向から測った角度) を変化させた場合の平均地磁気ベクトルは図 4.3.3 のようになる。この結果から、スピン軸がこの図の閉曲線で示す範囲内に入っていれば、スピン軸の運動する方向は自由に選び得ることが明らかである。これは、スピン速度制御系が、スピン軸の方向制御にも使用しえることを示していることにはかならず、この適用性は、MAC のバックアップシステムとして重要な意味を持ち、SRATS 姿勢制御系の一つの特徴になると考えられる。

4.4 姿勢保持系 (KP)

第 4.2 節の式 (4.2.18), (4.2.19) およびこれに関連して式 (4.1.10)~(4.1.16) において、 $v_i=0$ および $v_f=2\pi$ とおくことによって、軌道全周の磁場を使った場合の中心点が次式のように求まる。すなわち

$$\begin{cases} \xi_e=0 & (4.4.1) \end{cases}$$

$$\begin{cases} \theta_e = \tan^{-1} \left[\frac{1}{\frac{1}{3 \sin i \cos i} \left(2 - \frac{\Delta \Omega}{M'} \right) - \tan i} \right] & (4.4.2) \end{cases}$$

スピン軸を常に軌道面直角方向に保持しておくためには、この中心点方向を軌道面直角方向に一致させればよい。それには、式 (4.4.2) において

$$\theta_e = i \quad (4.4.3)$$

とにおいて、 M' の値を決めればよい。式 (4.2.20), (4.2.21) を用いて計算すると、スピン

軸を常に軌道面に直角に保持するために衛星に与えるべき磁気モーメントの大きさは

$$M_s = -\frac{\pi R_0^{3.5} I_x \omega_s \cos i \times 10^{-6}}{0.7776 m \sqrt{a(1-e^2)} \cos \zeta} \quad (4.4.4)$$

と求まる。

SRATS 衛星の場合、保持に必要な磁気モーメントは $M_s = -0.725 \text{ AT } m^2$ となる。

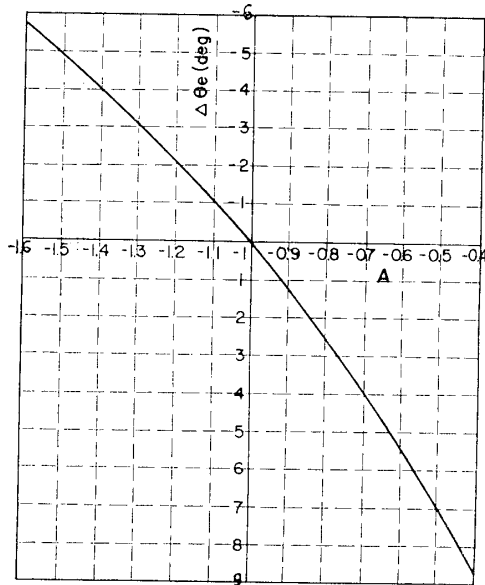


図 4.4.1 中心点のずれ

準値を示す。円運動の中心点は

$$\left. \begin{array}{l} a_n > a, i_n > i, |M_{sn}| > |M_s| \\ e_n < e, \omega_{sn} > \omega_s \end{array} \right\} \text{ の場合軌道面直角方向より高緯度側にずれる}$$

逆に

$$\left. \begin{array}{l} a_n < a, i_n < i, |M_{sn}| < |M_s| \\ e_n > e, \omega_{sn} > \omega_s \end{array} \right\} \text{ の場合低緯度側にずれる}$$

ことがわかる。

5. 計算機シミュレーションによる数値的検討

前章において、MAC, MSC および KP の各制御系の原理、具体的制御法および計算法を述べたが、本章では、実際に SRATS 衛星を対象にして、具体的に数値計算を行なって、これらの実現可能性を検討する。同時に、後で述べるシステム設計の段階において必要になるいくつかの数値的検討の結果も示す。なお、これらの結果は、スピン軸の運動を記述する運動方程式（基本式としては式 (4.2.4)）をデジタル計算機で数値的に解いて得られたものであるが、これらの計算において、衛星に働く外部トルクとしては、磁気トルク以外に重力トルク [1] も含めてある。しかし、重力トルクの影響は、磁気トルクに比べて十分無視し得るほど小さい。

軌道要素および衛星の力学的定数が変化した場合、定数 M' および $\Delta\Omega$ が変化するから (式 (4.2.20), (4.2.21)), それにしたがって円運動の中心点が移動 (式 (3.4.2)) する。スピン軸方向と中心点方向がずれた場合には、スピン軸は軌道面に対して定常的な姿勢を保持しえず、この付近で微小円運動を行なうことになる (スピン速度の定常性を仮定した場合)。

上記の諸定数が変化した場合の中心点の軌道面直角方向からのずれ $\Delta\theta_e$ を図 4.4.1 に示す。図において、横軸の変数は

$$A = -\left(\frac{a_n}{a}\right)^{1/2} \left(\frac{1-e_n^2}{1-e^2}\right)^{1/2} \left(\frac{\cos i}{\cos i_n}\right) \left(\frac{\omega_s}{\omega_{sn}}\right) \left|\frac{M_{sn}}{M_s}\right| \quad (3.4.5)$$

である。ただし、添字 n はそれぞれの定数の標

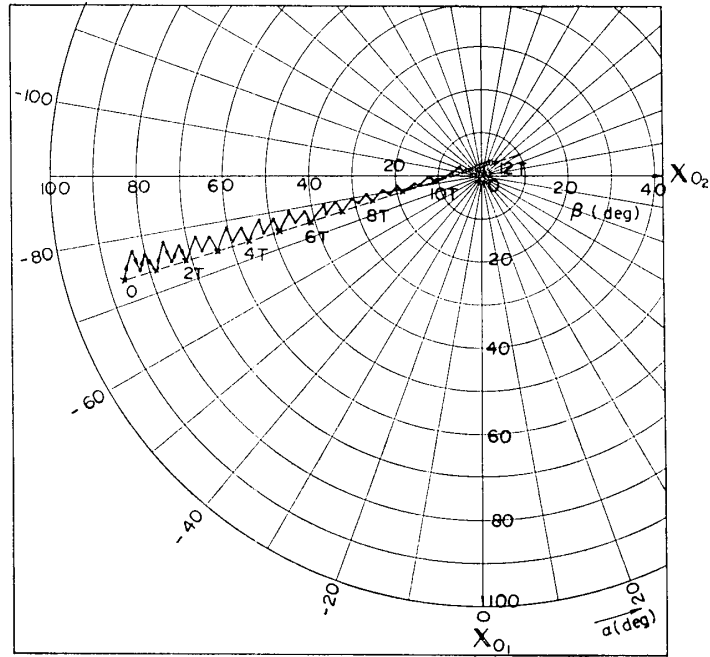


図 5.1.1 スピン軸の運動 (uncanted dipole の場合)

$M_s = 15 \text{ ATm}^2$ $r_a = 2,000 \text{ km}$
 $\omega_i = 40.491^\circ$ $r_p = 250 \text{ km}$
 $i = 31.25^\circ$
 $p = 115.129^\circ$

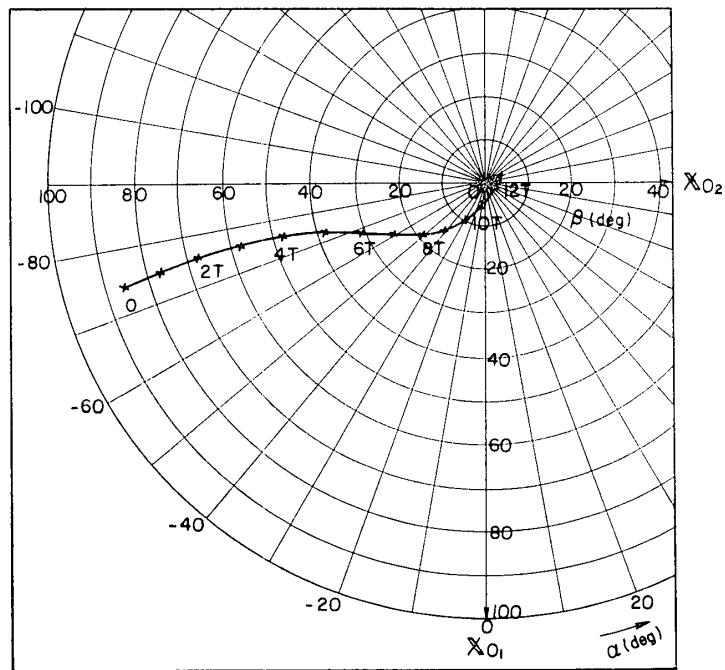


図 5.1.2 スピン軸の運動 (canted dipole の影響)

$M_s = 15 \text{ ATm}^2$ $r_a = 2000 \text{ km}$
 $\omega_i = 40.491^\circ$ $r_p = 250 \text{ km}$
 $i = 31.25^\circ$
 $p = 115.129^\circ$

5.1 MAC 系

図 5.1.1 は地軸に直角な方向の磁気ダイポール成分を無視したときのスピン軸の運動である。軌道要素、スピン速度は標準値（第 2 章参照）が達成されたものと仮定してある。スピン軸を軌道面直角方向に運動させるために要求される軌道上の通電開始の位置は、第 4.2.2 項で述べた方法で求めると、 $\omega_i = 40.491$ 度となる。図の軌跡が正確に原点（軌道面直角方向）を通らないのは、地磁気の平均区間の相違（通電開始位置の決定の計算には、1/4 周期ごとの 4 回の切替を 1 シーケンスとして 1 周期にわたって平均、一方、スピン軸の運動の計算には 1/4 周期ごとの平均）および近地点の移動（SRATS 衛星の場合 7.721 度/日）の影響によるもので、これは正確に補正することはできないが、実用上は問題にならないことは明らかである。

図 5.1.2 は、前図と同じ位置で通電を開始したとき、地軸に直角な磁気ダイポール成分による磁場が、いかにスピン軸の運動に影響を与えるかを示したものである。スピン軸は、この場合前図に比較して約 5 度方向がずれている。なお、図のスピン軸の運動の軌跡は、1 周期ごとのスピン軸の位置をプロットした結果であり、1/4 周期ごとの位置は省略してある（以下同じ）。

図 5.1.3 は、この磁気ダイポール成分の影響を、第 4.2.2 項で述べた方法で補正して、 $\omega_i = 43.191$ 度とした場合の結果であるが、補正が有効に行なわれていることがわかる。な

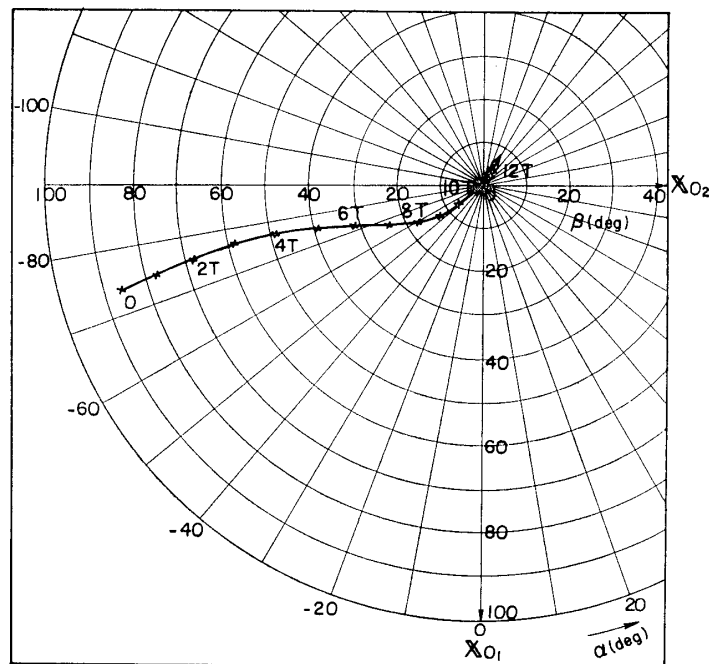


図 5.1.3 スピン軸の運動 (canted dipole の影響を補正した場合)

$$M_s = 15 \text{ ATm}^2$$

$$\omega_i = 43.191^\circ$$

$$r_a = 2000 \text{ km}$$

$$r_p = 250 \text{ km}$$

$$i = 31.25^\circ$$

$$p = 115.129^\circ$$

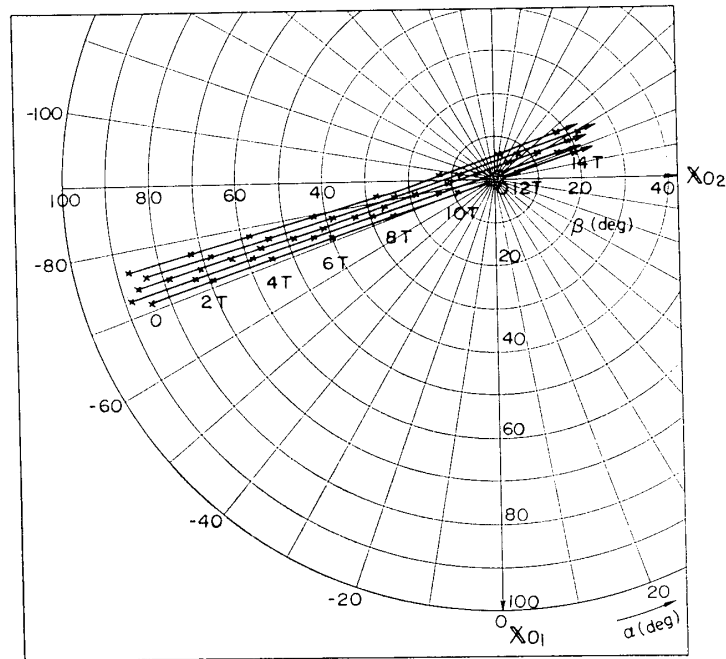


図 5.1.4 姿勢測定誤差 (±3度) の影響

$$\begin{aligned}
 M_s &= 15 \text{ ATm}^2 & r_a &= 2000 \text{ km} \\
 \omega_i &= 40.491^\circ & r_p &= 250 \text{ km} \\
 & & i &= 31.25^\circ \\
 & & p &= 115.129^\circ
 \end{aligned}$$

お、地磁気の赤道の昇交点経度は、通電開始時において、282.653度と任意に仮定した。

つぎに、衛星の姿勢を測定する際の誤差とスピン軸の運動との関係を調べると、図 5.1.4 のような結果を得る。姿勢測定センサの誤差は±3度とした。図の5本の軌跡のうち中央のものが、誤差がない場合の結果である。これらの結果から、最初の姿勢測定誤差はほぼ平行移動されるから、目標方向付近での誤差は最悪の場合で予想した値より約6度生じる場合があり得ることがわかる。この計算は、地軸に直角方向の磁気ダイポール成分を無視したときの結果であるが、この成分の有無が運動の特性に本質的な影響を与えないことは言うまでもない。

図 5.1.5 は、制御の開始時間に±3分の誤差が生じた場合のスピン軸の運動を示したものである。衛星の軌道周期は約108分であるから、1分の誤差は軌道上の位置で約3度強の誤差に相当する。約3度強の通電開始誤差が、目標方向付近において、約6度ないし7度のスピン軸方向誤差を生ぜしめることは、1/4周期通電方式の特徴、すなわち、1/4周期(約90度)の通電開始位置のずれは、系の運動特性を正反対にする(スピン軸の運動方向を約180度かえる)こと、を考えれば容易に理解できよう。

図 5.1.6～図 5.1.9 は、軌道周期と磁気モーメント切替用の1/4周期タイマとの周期のずれによってひき起こされるスピン軸の運動の変化を示したものである。この変化は、これら両周期のずれによって、磁気モーメントを切替える軌道上の位置が徐々に変化して行くこ

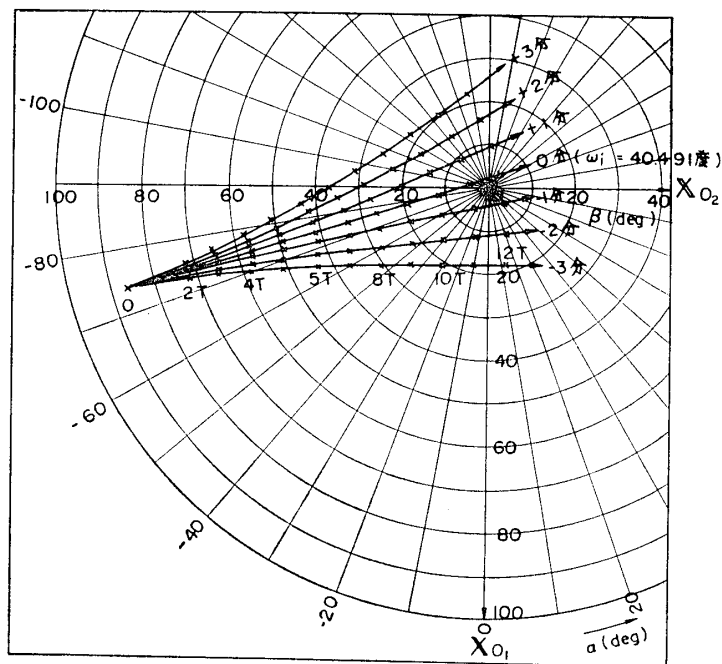


図 5.1.5 制御開始誤差の影響
 $M_s = 15 \text{ ATm}^2$ $r_a = 2000 \text{ km}$
 $r_p = 250 \text{ km}$
 $p = 115.129^\circ$

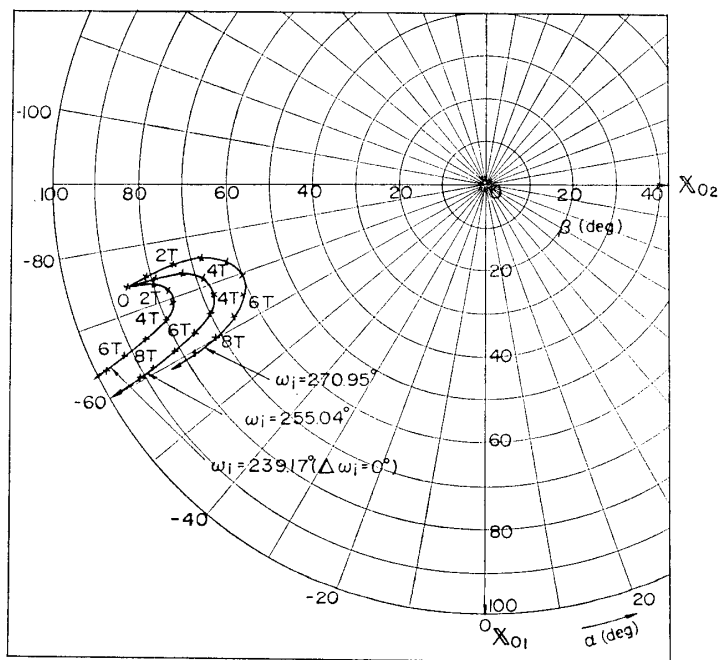


図 5.1.6 周期誤差の影響
 軌道周期 112.198 分 $r_a = 2450 \text{ km}$
 タイマ周期 107.643 分 $r_p = 220 \text{ km}$
 $M_s = 15 \text{ ATm}^2$ $i = 31.25^\circ$
 $p = 115.129^\circ$

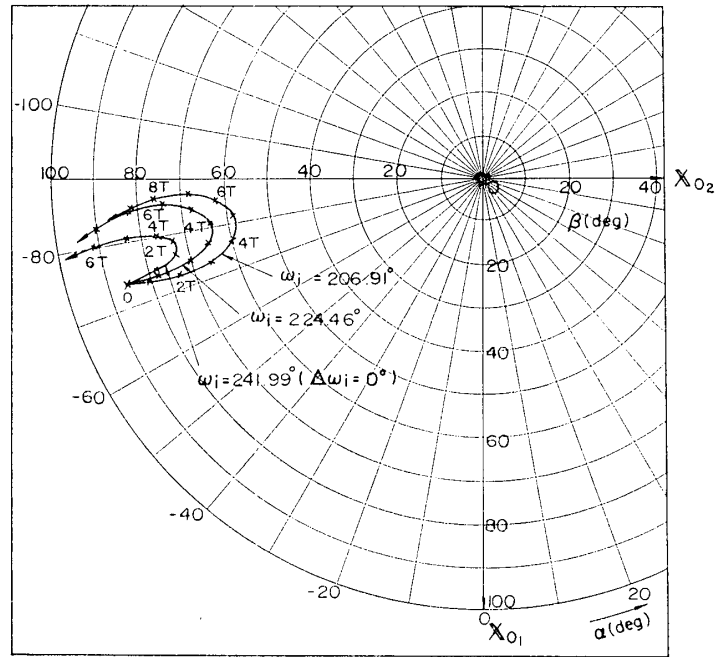


図 5.1.7 周期誤差の影響

軌道周期 103.152 分 $r_a = 1550$ km
 タイマ周期 107.643 分 $r_p = 280$ km
 $M_s = 15 \text{ ATm}^2$ $i = 31.25^\circ$
 $p = 115.129^\circ$

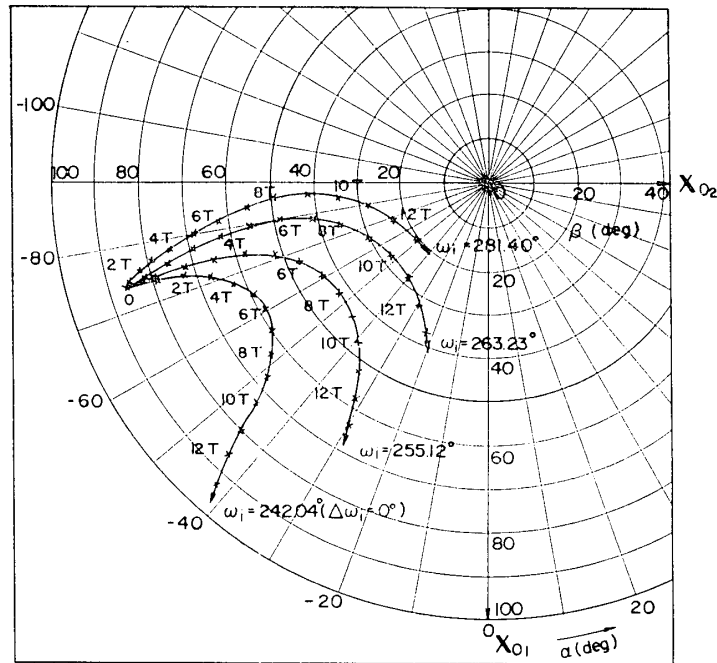


図 5.1.8 周期誤差の影響

軌道周期 109.631 分 $r_a = 2194.0$ km
 タイマ周期 107.643 分 $r_p = 240.0$ km
 $M_s = 15 \text{ ATm}^2$ $i = 31.25^\circ$
 $p = 115.129^\circ$

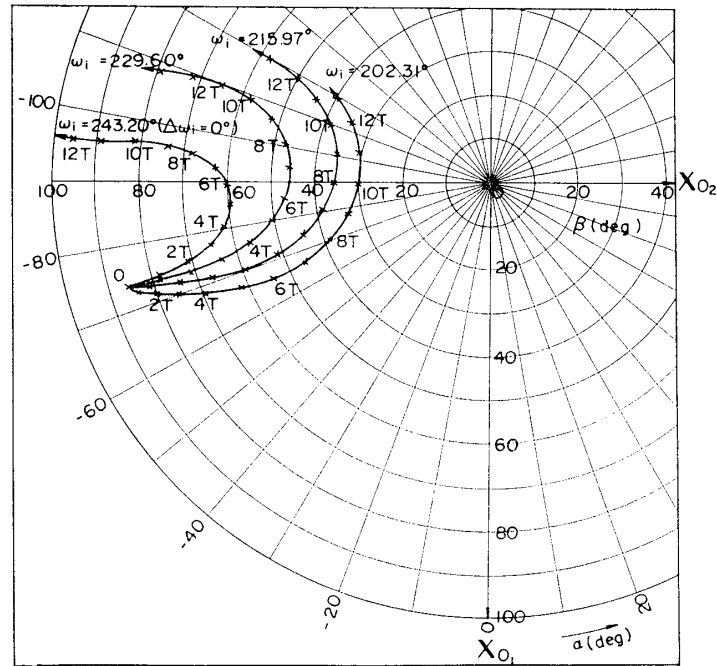


図 5.1.9 周期誤差の影響

軌道周期	105.625 分	$r_a=1802.0$ km
タイマ周期	107.643 分	$r_p=260.0$ km
M_s	15 ATm^2	$i=31.25^\circ$
		$p=115.129^\circ$

とに起因している。図 5.1.6 および図 5.1.7 は、両周期の誤差が最大の場合で、それぞれ $+4.5$ 分および -4.5 分の場合の結果であり、制御を開始する軌道上の位置をパラメータにとって、数例の結果を示してある。図中、 $(\Delta\omega_i=0^\circ)$ の表示のある軌跡は、もし軌道周期とタイマ周期の間に誤差がない場合には、軌道面直角方向（図の原点）を通るはずの軌跡である。この軌跡がほぼ 3 周期頃から反転しているのは、この時期に、磁気モーメントを切替える軌道上の位置が約 90 度変化したためである。図 5.1.8 および図 5.1.9 はそれぞれ両周期の誤差が $+2$ 分および -2 分の場合の結果である。

5.2 MSC 系

図 5.2.1 は、軌道投入後ヨーヨー・デスピナを作動させた後のスピン速度が 8 rpm になった場合、スピナアップを実施したときの結果を示したものである。式 (4.3.7) の K_T の値は 1.0×10^7 としてある。このときトルクコイルに生ずる磁気モーメントの最大値は約 3.7 ATm^2 である。同じく図 5.2.1 に、軌道投入後のスピン速度が 12 rpm になった場合、スピンドアウンを行なったときの結果を示す。この場合、トルクコイルに生ずる最大の磁気モーメントの値は約 4.5 ATm^2 である。なお、以上いずれの場合も、軌道上の通電開始の位置は $\omega_i=240.358$ 度である ($\mathbf{H}_{\text{mean}} \perp \mathbf{S}$)。

つぎに、スピン軸がほぼ軌道面直角方向にある場合のスピナアップの結果を図 5.2.2 に示す。いずれの場合も、初期時刻におけるスピン軸の方向は軌道面直角方向から 5 度ずれてい

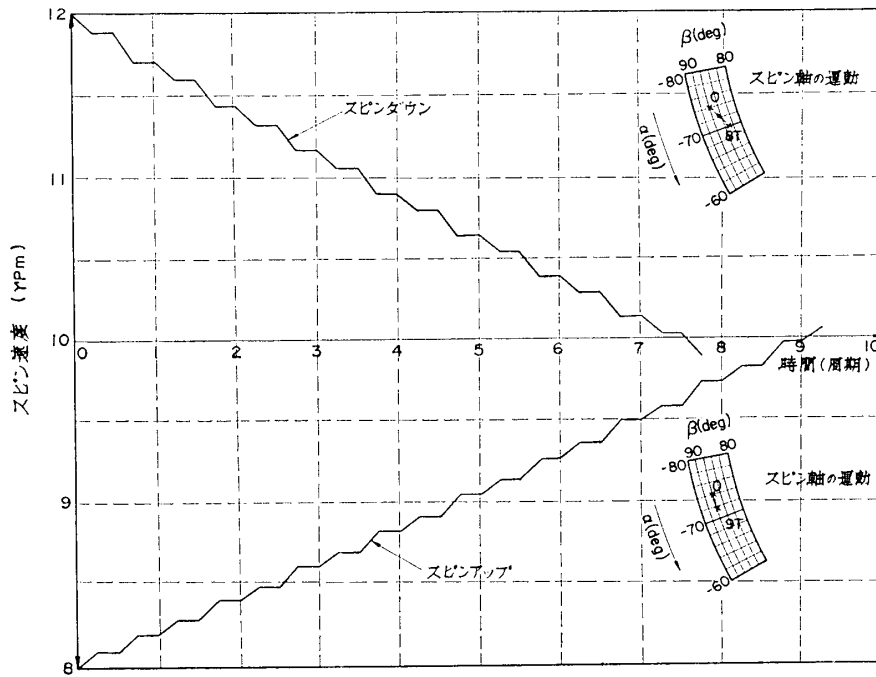


図 5.2.1 スピン速度制御 (ヨーヨー, センサ展開後)

$$K_T = 1.0 \times 10^7$$

$$\omega_i = 240.358^\circ$$

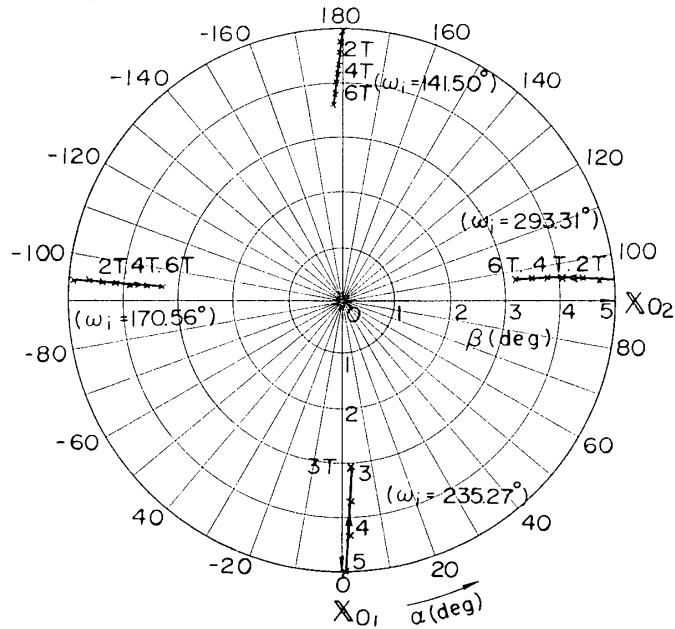


図 5.2.2 スピニアップに伴うスピン軸のうごき (9.5 rpm → 10 rpm)

$$K_T = 1.0 \times 10^7$$

$$r_a = 2000 \text{ km}$$

$$r_p = 250 \text{ km}$$

$$i = 31.25^\circ$$

$$p = 115.129^\circ$$

るとし、またスピン速度は 9.5 rpm としてある。スピン速度が 10 rpm に達するまでのスピン軸の動きは、1.5~2 度である。なお、これらの場合、スピン軸を目標方向に移動させながらスピナップするように、軌道上の通電開始の位置 ω_i を第 4.3.2 項で述べた方法にしたがって選んである。

5.3 KP 系

図 5.3.1 は遠地点、近地点のばらつきの影響、図 5.3.2 は磁気モーメントおよびスピン速度のばらつき（おおよそ 10%）の影響をそれぞれ示したものである。ただし、これらの計算例においては、スピン速度の減衰を考慮に入れていない。

スピン速度が減衰する場合には、第 4.4 節の説明から明らかなように、中心点は低緯度

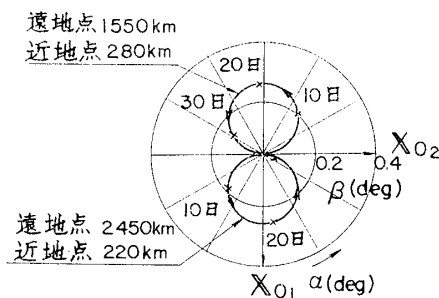


図 5.3.1 遠地点、近地点のばらつきの影響

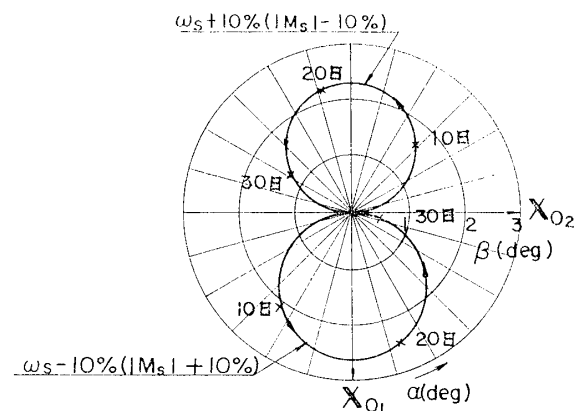


図 5.3.2 スピン速度、磁気モーメントのばらつきの影響

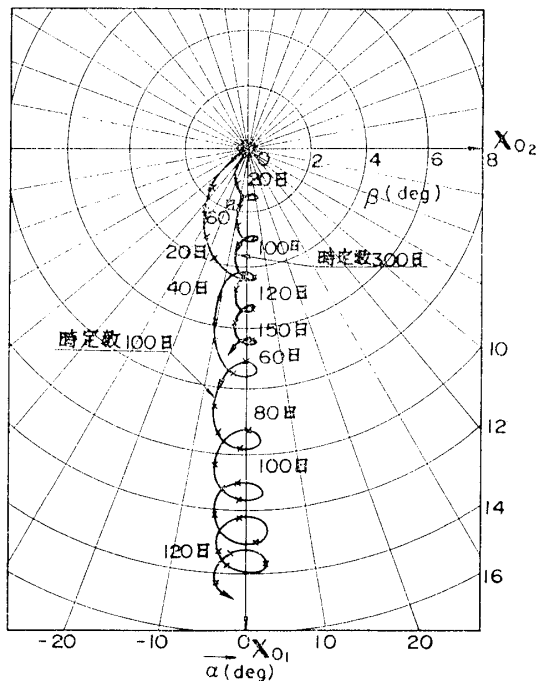


図 5.3.3 スピン減衰の影響

側にずれていくから放置しておくとも、図 5.3.3 の計算結果に示すように、スピン軸は平均地磁気方向までずれていくことになる。

6. システム設計

6.1 システムの具体化に伴う問題の検討

前章における数値的検討の結果、MAC, MSC および KP の各制御系が、原理的および方式的に、SRATS 衛星の姿勢制御に十分適用しえることが明らかになったが、これらの原理、方式を実際に具体化する段階においては、第 2 章に示したような軌道要素、地上局、重量、消費電力等に関する諸条件との関係において、各個のハードウェアとして具備すべき条件および全体のシステムとしての相互の関連性を特別に検討しなければならない。本

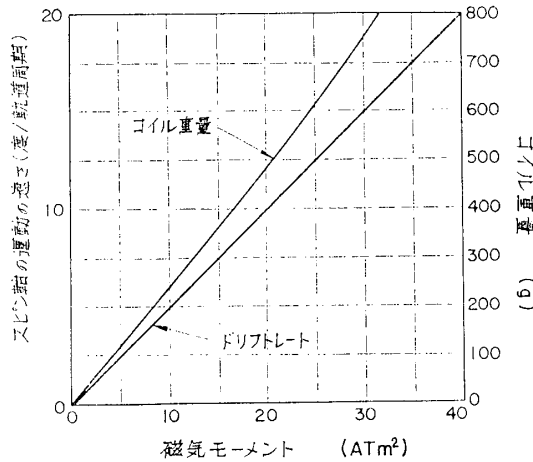


図 6.1.1 磁気モーメントとスピンの運動の速さ、コイル重量との関係

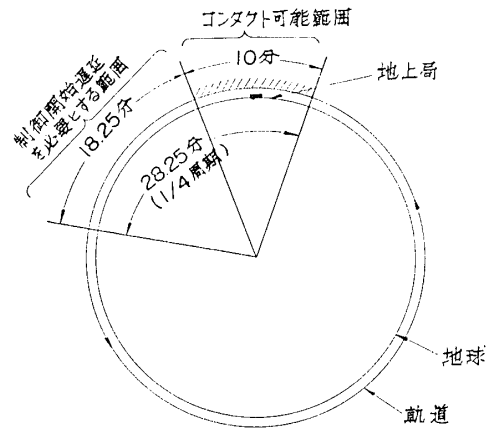


図 6.1.2 制御開始遅延の範囲

章においては、この問題に対する第一段階のアプローチとして、前章までに明らかになった結果をもとにして、システムの具体化に伴ういくつかの基本的な問題に対して、これまで検討した結果を簡単に述べる。これらの検討の結果として出される一つのシステム案は、今後、計算機シミュレーション、ハードウェアの試作実験などによって、最終的な最適システムを開発していく際の第 1 次案としての意味を持つ。

6.1.1 重量、消費電力に関する検討

はじめに、重量、消費電力の面からシステムの設計に課せられる制約条件を検討する。第 2 章に示したように、SRATS 衛星の姿勢制御系に許容される最大重量は 5.5 kg であり、消費電力は 6 W である。SRATS 衛星は、各種の科学観測機器が許容される限り搭載される性質の科学衛星であるから、姿勢制御系の重量軽減は、姿勢制御システムを設計するうえでの基本方針として、とくに重要視する必要がある。一方、消費電力については、制御の短時間性、制御と観測との不両立性を考慮して、最大限の電力を確保することにする。

姿勢制御系全体の重量配分に関して現在までに行なった検討の結果によると、磁気制御系のコイル関係部分 (MAC, MSC, KP のトルクコイルおよび MSC の検出コイル) に許容される重量は 1 kg 以下である。図 6.1.2 は衛星に与える磁気モーメントと MAC コイルの重量およびスピンの運動の速さ (式 (4.2.22)) との関係を図示したものであるが、この結果から、捕捉 (軌道面内にあるスピン軸を軌道面直角方向から 15 度以内の範囲に入れる) に要する時間と MAC コイル重量との関係を調べると、表 6.1 に示すような結果を得る。MAC コイルに許される重量は他のコイルとの関係から 400 g 以下が適当と考えられるから、捕捉には磁気モーメントを 15 AT m² 以下にして、10 周期以上の時間をかける必要があることがわかる。

MSC コイルに対しても、同様の検討が行なわれたが、結果のみを述べると、ヨーヨー・デスピナ、センサ類展開後のスピン速度修正に 9 周期以上の時間をかける必要があることが明らかになった (図 5.2.1 参照)。

表 6.1 捕捉に要する時間と MAC コイル重量との関係

捕捉に要する時間	スピン軸の運動の速さ	磁気モーメント	コイル重量
2 (T)	37.5 (度/T)	75 (ATm ²)	> 2000(g)
4	18.8	37.5	980
6	12.5	25.0	620
8	9.4	18.8	450
10	7.5	15.0	360
12	6.3	12.6	300
14	5.4	10.8	260
16	4.7	9.4	230

したがって、1週間以内に捕捉を完了させるためには（第 2.4 節参照）、各姿勢制御系への時間配分を、ヨーヨーなどの展開に 1 日、MSC に 2 日、MAC 粗捕捉に 2 日、精捕捉に 1 日、および MSC と MAC の予備に 1 日と考えると、以上の結果から、MSC および MAC の両系とも、1 日あたり 5 周期以上の制御を継続させる必要があることがわかる。

6.1.2 制御開始時期に関する検討

MAC および MSC の両制御系とも、制御の開始を軌道上の任意の位置から行ない得ることが必要であるから、衛星と地上局とのコンタクトが不可能な場所からも制御を開始できるように、制御開始遅延タイマを設ける必要がある。しかし、両制御系とも 1/4 周期ごとに磁気モーメントを切替えるから、制御開始直後の 1/4 周期に衛星に与える磁気モーメントの極性を自由に選択しえる（MAC の場合正か負、MSC の場合正か零）ようにしておけば、制御開始遅延は 1/4 周期をカバーしておけば十分である。

したがって、軌道周期を最大 113 分、衛星と地上局との平均コンタクト時間を 10 分とすると（表 2.2 参照）、図 6.1.1 から明らかのように、制御開始遅延タイマでカバーしなければならない時間範囲は $(113/4) - 10 = 18.25$ 分である。したがって、タイマの段数は 10 分間隔で 2 段が必要である。任意の位置での制御開始は、遅延タイマのステップと磁気モーメントの極性を適当に選択して、コンタクト可能範囲内で遅延タイマの開始時刻を適当に設定することにより可能になる。

制御開始時間の誤差がスピン軸の運動に与える影響は前章の図 5.1.5 に示してあるが、この図の結果から判断すると、1 回の制御操作だけで、スピン軸を軌道面直角方向から 15 度以内の範囲に入れる場合でも、±2 分程度の誤差は許容されることがわかる。姿勢測定誤差の影響（図 5.1.4）、軌道周期誤差の影響（図 5.1.6～図 5.1.9）などを考慮した場合でも、制御開始時間に対して秒単位の精度が要求されることはないと考えられる。

6.1.3 地上局と衛星とのコンタクトに関する検討

制御停止の操作に関する問題、つまり、制御停止の最も簡単な方式として、地上局の上空のみで行なうようにするか、あるいは、より進んだ方式として、制御継続時間設定用タイマを衛星に搭載して、地上局とのコンタクトが不可能なときにも、自動的に停止できるようにす

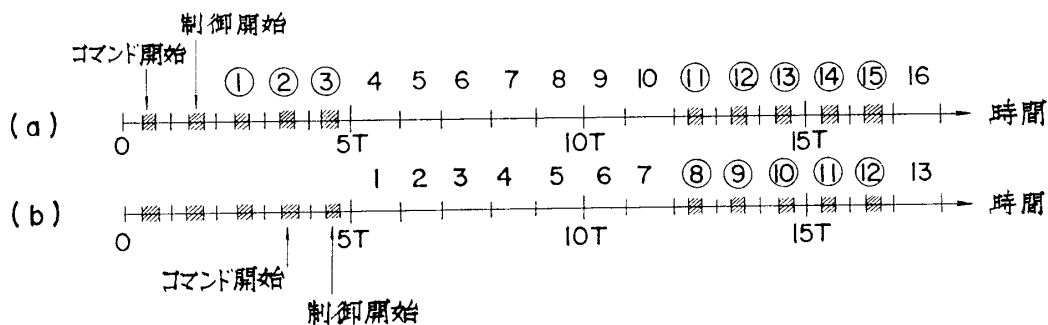


図 6.1.3 制御開始時期と制御継続可能時間との関係

るかの問題は、本姿勢制御システムの設計上、重量軽減と並んで重要な問題である。

この問題を考えるために、まず、地上局と衛星とのコンタクトについて検討する。制御コマンドの安全確実な伝送を保証するためには、地上局と衛星とのコンタクトは1回あたり10分程度の時間が確保できる必要があるが、表 2.2 の結果から、この条件が満たされるコンタクトの標準的なパターンは、5回連続してコンタクト、つづいて7回連続してノーコンタクトと考えることができる。

コンタクトの標準的なパターンをこのように考えて、はじめに、最も簡単な方式として、制御の停止を地上局の上空のみで行なう場合を検討すると、図 6.1.3 (a) に示すように制御コマンドをコンタクト可能な第1周目から開始して、第2周目に制御を開始した場合、制御継続可能な時間は、1. 2. 3. 11. 12. 13. 14. 15……周期となり、一方、図 6.1.3 (b) に示すように、制御の開始をコンタクト可能な最終回に行なうとすると、制御の継続可能時間は、8. 9. 10. 11. 12 周期となる。したがって、これら両方の場合をあわせると、全体として制御継続可能時間は 1. 2. 3. 8. 9. 10. 11. 12. 13. 14. 15……周期となり、4. 5. 6. 7 周期の継続は不可能であることが明らかである。したがって、制御の停止を地上局の上空のみで行なおうとする場合には、選択しえる磁気モーメントの段数をふやすことによって、すべての制御を 4~7 周期以外の時間に停止させるような設計が必要になる。制御継続不可能な周期は、実際問題としては、地上にて姿勢測定計算および制御計算を行なうため、図 6.1.3 (a) に示すように、コンタクト可能な第1周目から制御コマンドの送信が開始しにくいから (図 6.3.1 参照)、2~7 周期と考えておく方が安全であろう。さらに、本方式の採用には、9 周期以上の制御継続を可能にするために、磁気モーメント切替用タイマの周期選択段数を増加させる必要性が伴うこと (第 6.1.4 項参照) も注意する必要がある。

一方、地上局と衛星とのコンタクトが不可能な周期においても制御を停止しえる方式を採用するには、理想的には7周期分の制御継続時間設定用タイマを必要とする。しかし、前々項の検討から、所定日数内に捕捉を完了させるためには、1回あたりの制御継続時間は5周期まで短縮することが、コイル重量的に可能であることが明らかになっているから、タイマの継続時間は5周期でもよいであろう。

以上の結果から、自動停止の方式は、頭上停止の方式に比べて重量的に不利ではあるが、

この方式の採用に伴うシステム全体としての適応性の増大および運用性の向上, さらに, 一定時間経過後の自動停止による安全性の確保などの利点を考慮すると, 5 周期分程度の制御継続時間設定用タイマを設けるのが適当であると考えられる.

なお, このタイマによって継続しえる時間は連続量ではなく, 軌道周期の整数倍である.

6.1.4 軌道周期に関する検討

SRATS 衛星の場合, 予想される軌道周期のばらつきはひとまず標準軌道周期 (107.643 分) \pm 4.5 分程度にはおさえられることになるものと考えておく*. この軌道周期のばらつきは, あらかじめ衛星に搭載してある磁気モーメント切替用 1/4 周期タイマとの誤差を生ぜしめ, 磁気モーメントを切替える軌道上の位置を徐々に移動させるから, スピン軸の運動も変化することになる.

図 5.1.6~図 5.1.9 はこの軌道周期とタイマ周期のずれによってひきおこされるスピン軸の運動の変化を示したものである. これらの図から, スピン軸を軌道面直角方向に, 与えた磁気モーメントの大きさに応じた速さで移動させ得るのは, 両周期の誤差が \pm 4.5 分のとき 3~4 周期間, \pm 2 分のとき 6~8 周期間であることがわかる.

したがって, 前項で定めたように制御を 5 周期継続させるためには, 磁気モーメント切替用 1/4 周期タイマの周期は, 標準周期 107 分を中心にして \pm 3 分の間隔に 2 段階, 合計として 3 段階の選択を可能にしておくことが必要であると考えられる.

6.1.5 その他の検討事項

MAC 系では, 捕捉用として磁気モーメントを 15 AT m^2 に決め, この粗制御用と対にして, 保持の段階における補正用におもに用いる目的で, 精制御用磁気モーメント 6 AT m^2 (スピン軸の動きは 3 度/周期) の段を設ける.

KP 系では, 保持に必要な磁気モーメント -0.725 AT m^2 以外に, 各観測機器の動作時における磁気モーメントの発生, 地上における磁気モーメントの測定誤差, 打上後の残留磁気モーメントの変化などを補償するために, -0.725 ± 0.145 ($\pm 20\%$) AT m^2 に 2 段階, さらに後で述べるように, MAC 系が故障した場合のバックアップとして -1.45 AT m^2 に 1 段階, 合計 4 段階のステップを設ける. なお, 磁気モーメントの正負の選択も可能にしておく必要がある. 衛星の残留磁気モーメントは打上げ後に相当変化することが報告されているから [3], 第 1 号および第 2 号衛星で十分検討しておく必要があろう.

最後に, この第 6.1 節の検討結果にもとづいて設計した磁気姿勢制御システムの衛星搭載部の概念的ブロック図を図 6.1.4 に示す. これは大別して, スタート時間, 周期, ストップ時間の各時間設定部と, MAC 系, KP 系, MSC 系の電磁気回路からなっている. 時間は衛星内蔵のクロックパルス (1/4 PPS) を基準にしたカウンタ回路で設定する. 制御動作の開始, 停止や, 時間, 操作量などのセレクトは地上からのコマンドによってリモートコントロールするようになっている.

6.2 制御系間の相補性について

磁気姿勢制御系のある特定部分に事故が生じた場合にも, 第 4 章で述べた各姿勢制御系の

* 秋葉研究室松尾助手との私信

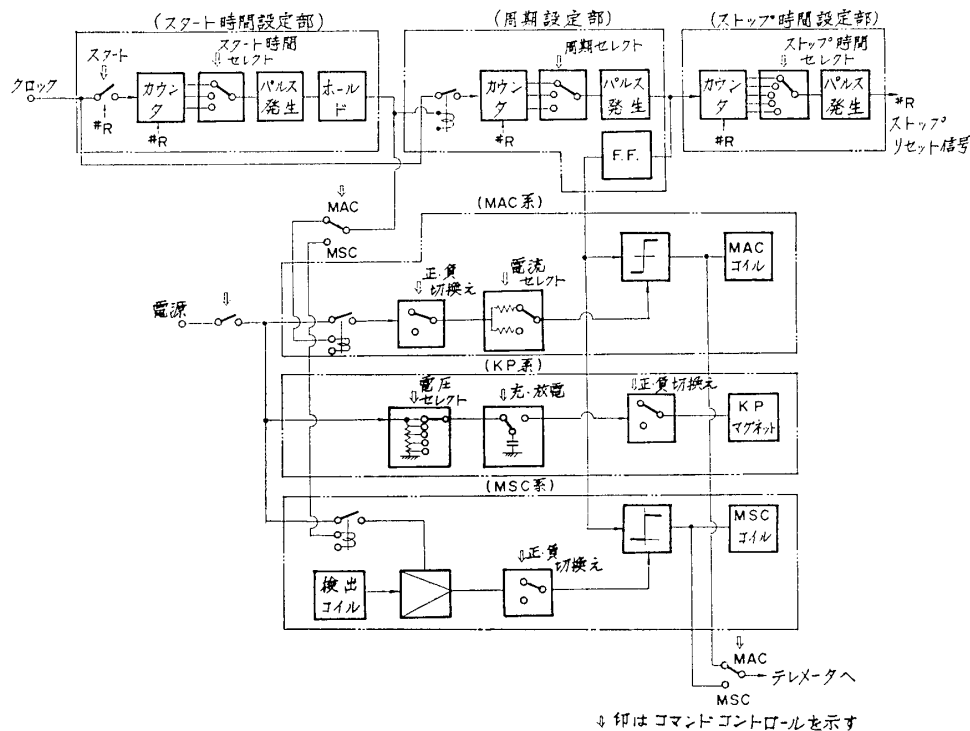


図 6.1.4 磁気姿勢制御システムのブロック図

動作原理を理解しておけば、生残った部分を適当に応用することによって、故障した部分の機能を代行させることが可能である。あるいは、事故が生じた場合のことを予想してあらかじめ各系の相補性を考慮した設計を行なうことが必要であろう。以下に代表的な事故を想定して、各制御系間の相補性について簡単に検討する。

6.2.1 MAC に対するバックアップ

(1) 捕捉以前に故障した場合

KP 系において、あらかじめ磁気モーメントを $+0.725 \text{ AT m}^2$ にセットしておくことによって、スピンの軸を図 6.2.1 に示すように時計方向に回転させ、地軸を中心軸とする半頂角 31.25 度の円錐面と交わったところで磁気モーメントを 0 にして、あとは軌道面のリグレーション現象を利用して 1 日に 4.974 度づつ軌道面直角方向に近づける。この場合、軌道面直角方向に向くまでに要する時間は約 28 日であり、軌道面直角方向から 15 度以内に入るのは約 23 日である。なお磁気モーメントの大きさを変化させたりあるいはその方向を変化させても、所要時間の短縮は困難であることがこれまでの検討の結果明らかになっている。

なお、MSC 系を軌道面のリグレーション現象の利用と同時に使用すると、第 5 章の図 5.3.2 の結果からも明らかのように、所要時間を短縮できる可能性があると考えられるが、詳細な検討は今後の問題として考えていきたい。

(2) 捕捉完了後保持の状態に故障した場合

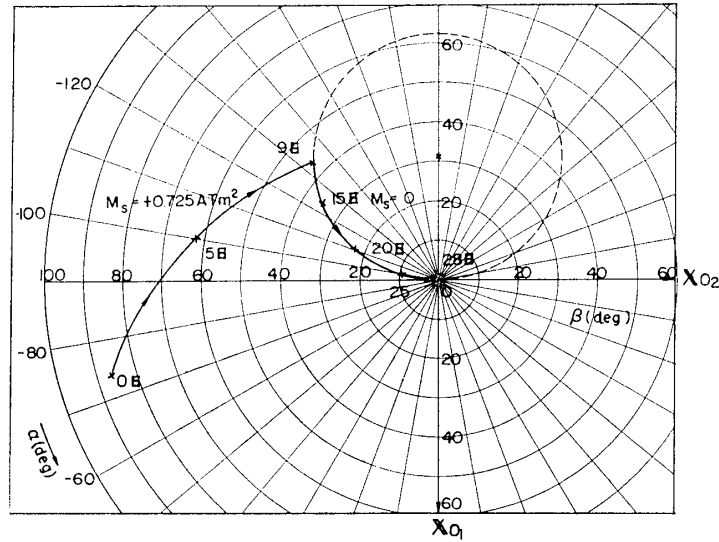


図 6.2.1 KP 系による捕捉の一例 (MAC 故障の場合)

保持の状態において、スピンの軸が軌道面直角方向からある程度以上ずれた場合、補正を行なう必要があるが、第 4 章の KP 系の原理の説明から明らかなように、KP 系の磁気モーメントを変えれば円運動の中心点が変わるからある程度の制御が可能である。たとえば磁気モーメント $M_s = 1.45 \text{ AT m}^2$ とすると、円運動の中心点の位置が $\theta_e \cong 3.8$ 度 (式 (4.4.2))、 $M_s = -1.45 \text{ AT m}^2$ にすると $\theta_e \cong 6.25$ 度となり、その結果図 6.2.2 に示すように、おもに東西方向のスピンの動きが制御できるようになる。

しかし、南北方向の制御は KP 系によっては不可能であるから、MSC 系によらなければならない。この場合は、第 4.3 節の説明から明らかなように、軌道上の通電する位置を適当に選び、スピニアップおよびスピンドアウンを交互に繰返し行なうことによって、任意の方向からスピン軸を軌道面直角方向に戻すことが可能である。

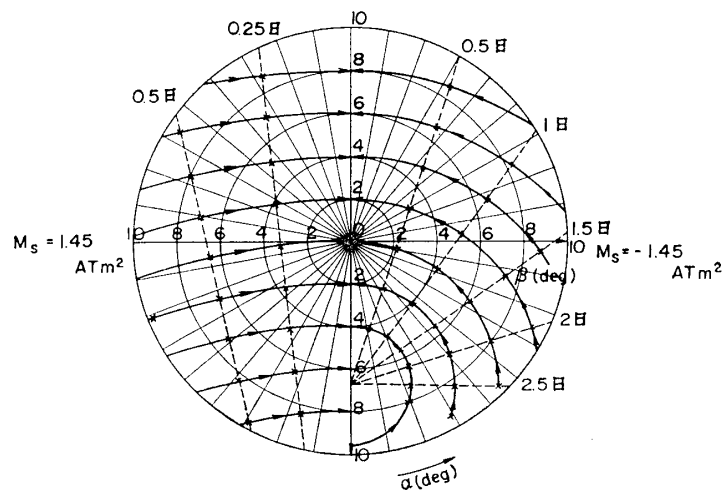


図 6.2.2 KP 系による補正 (MAC 故障の場合)
 $M_s = \pm 1.45 \text{ AT m}^2$

6.2.2 MSC に対するバックアップ

MSC 系が故障した場合は、いかなる手段によってもスピン速度の制御は不可能である。したがって、ロケット最終段におけるスピン速度制御の精度を向上させ、衛星の外皮や構造材の渦電流、磁性材の磁気ヒステリシス現象によるスピン速度の減衰を最小限に押えるよう、構造設計段階で十分検討しておくか、あるいは、磁気的な制御法以外のスピン制御装置を搭載する以外に対策はない。スピン速度の減衰は指数関数的であるから、たとえば、3 か月後のスピン速度減衰量を 20% に押えるためには減衰の時定数を 404 日、30% にするためには 253 日、40% にするためには 176 日、50% にするためには 130 日にする必要がある。

6.2.3 KP に対するバックアップ

スピン軸は軌道面直角方向付近では、磁気モーメントが 0 であると、リグレーションによって、1 日約 2.5 度 ($=4.973 \times \sin 31.25^\circ$) 西方にずれるから、KP 系が作動しなくなった場合は定期的に MAC で補正する必要がある。軌道面直角方向からのずれが 15 度まで許されるならば 12 日に 1 回補正すればよい。

6.3 姿勢制御シーケンス

SRATS 衛星が軌道に投入されたのち、ロケット最終段と切離されてから、最終的にミッション遂行上要求されている姿勢を捕捉するまでに行なう一連の姿勢制御シーケンスを、最悪の条件を仮定して、以下に実際の計算結果として示す。

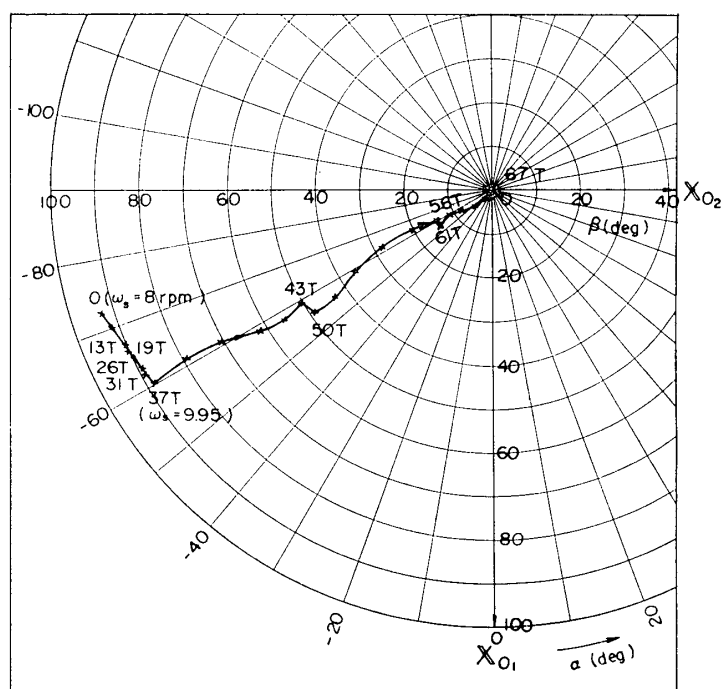
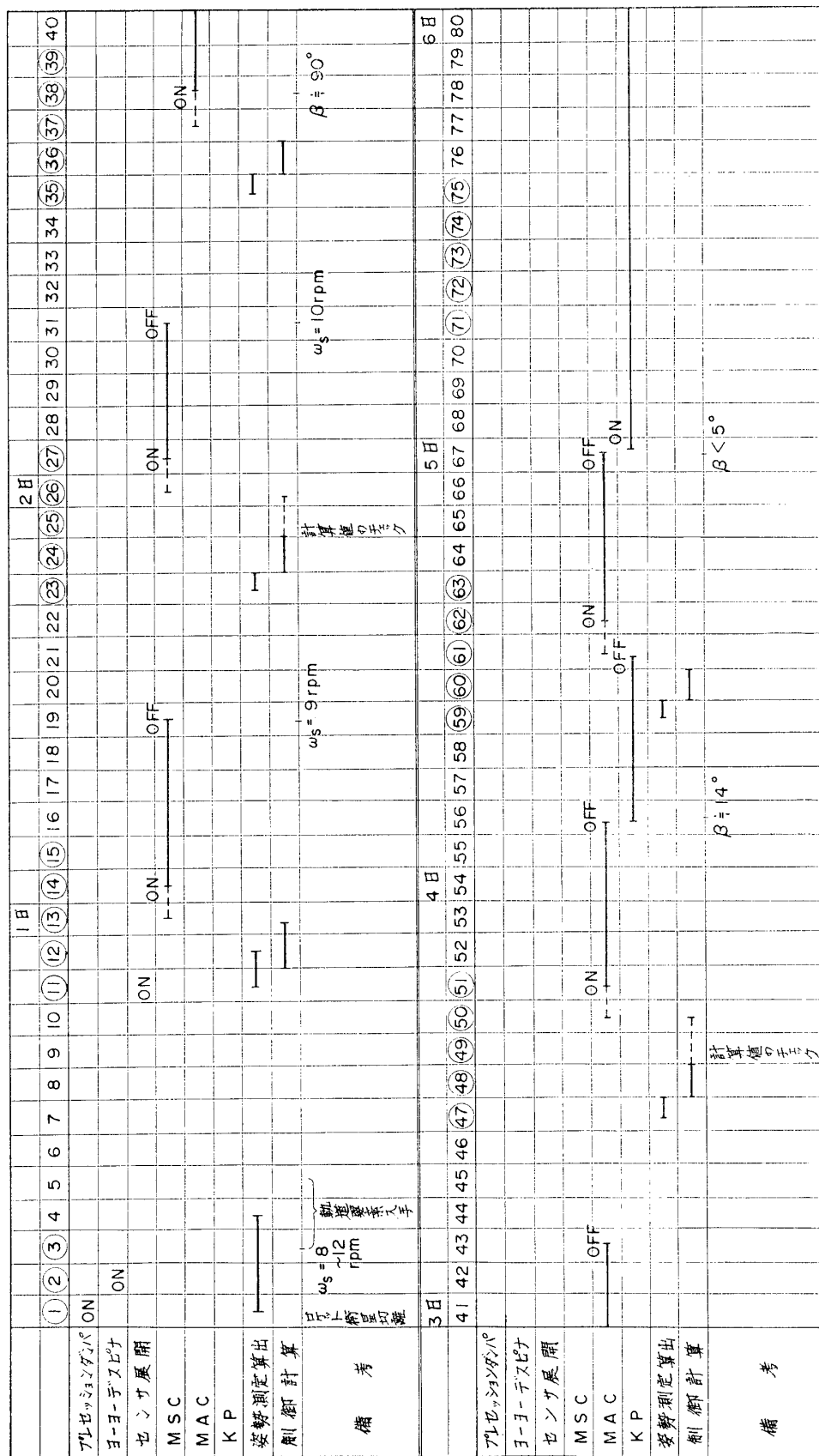


図 6.3.2 捕捉までのスピン軸のうごき

$$r_a = 2,450 \text{ km}$$

$$r_p = 220 \text{ km}$$

$$i = 31.25^\circ$$



注) ω_s : スピン速度
 β : スピン軸と軌道面直方向とをなす角度

図 6.3.1 制御シーケンスの一例

衛星軌道は、遠地点 2450 km (+450 km), 近地点 220 km, (-30 km), 周期 112.198 分 (+4.56 分) とする。衛星のスピンの速度は切離し直後 144 rpm (-20%), スピン軸方向は軌道接線方向から 3 度ずれたと仮定する。ただし、スピン速度および姿勢の測定誤差はないものとする。

なお、全体のシーケンス、各時点におけるスピン速度およびスピン軸方向については、図 6.3.1 および図 6.3.2 を適宜参照されたい。

(1) プリセッションダンパ作動 (第 1 周頭上通過時)

衛星とロケット最終段の切離し後 1 分以内に遅延タイマで作動。軌道 1 周期以内にプリセッションを減衰させる。

(2) ヨーヨー・デスピナ作動 (第 2 周目)

スピンの速度を 144 rpm から、次のセンサ展開による減速を考慮した値まで下げる。

(3) センサ展開 (第 11 周目)

展開後のスピン速度は 8 rpm となる。ヨーヨー・デスピンおよびセンサ展開後にそれぞれ発生するプリセッションは 1 軌道周期以内に減衰する。なお、第 1 周目からスピン速度と衛星姿勢を測定して、各シーケンスの結果を確認する (軌道要素は第 5 周目までに入手している)。

(4) MSC によるスピン速度制御 (第 13 周目~第 19 周目, 第 26 周目~第 31 周目)

第 11 周目のセンサ展開後から姿勢測定計算および制御計算を開始して、第 13 周目からコマンドを送信しはじめる。制御開始は第 14 周目になる。第 15 周目の頭上通過時にスピン速度のチェックを行なって、制御の継続、中断を判断する。特別な異状が認められない限り、第 19 周目まで 5 周期間制御は自動的に継続される。この間のスピン速度は 9 rpm 強に増速される。

つづいて、第 26 周目から第 31 周目まで第 2 回目のスピニアップを行なう。スピン速度は 9.95 rpm となる。

(5) MAC によるスピン軸の方向制御 (第 37 周目~第 43 周目, 第 50 周目~第 56 周目, 第 61 周目~第 67 周目)

MAC 制御を開始する直前において、スピン軸と軌道面直角方向とのなす角度は約 89 度である。第 1 回および第 2 回の粗制御 (15 ATm²) で、その角度はそれぞれ約 50 度および 14 度となる。

第 2 回の粗制御が終了したあとは KP 系を自動的に作動させて、スピン軸を軌道面直角方向に保持しておく。

第 3 回目は精制御 (6 ATm²) として、終了時はスピン軸は軌道面直角方向から 5 度以内の範囲に入っている。

(6) KP による姿勢の保持

捕捉完了後、自動的に保持の状態に入る。

最後に、保持の段階に入ったあとは、スピン速度がある一定値 (スピン速度の減衰率によって、9.5 rpm 以内の適当な値に決める) 以下になった場合、およびスピン軸が軌道面直角方向から 10 度ないし 15 度以上ずれた場合、適宜補正を行なう。

7. 結 言

SRATS 衛星の姿勢制御系として、地磁気を利用する磁気姿勢制御方式が、この方式本来の簡単さ、高信頼性、長寿命、さらに観測機器に対する無汚染などの特徴、および、日本の宇宙開発における現在の技術水準などを考慮した場合、もっとも適していると判断し各種の検討を試みてきたが、本報告に提案した一連の磁気姿勢制御系、つまり、スピンの軸方向制御系 (MAC)、スピン速度制御系 (MSC)、および姿勢保持系 (KP) の各系が、計算機シミュレーションによる数値的な検討、また、ハードウェアおよび制御シーケンスに関する具体的なシステムの検討の結果から、SRATS 衛星の姿勢制御系として、十分実用しうるとの見通しをえた。

MAC 系は、軌道投入後の軌道面直角の方向の捕捉および捕捉後の保持の段階における姿勢の補正に用い、 15 ATm^2 および 6 ATm^2 の磁気モーメントを衛星のスピンの軸方向に付与する。スピンの軸の運動する速さは、それぞれ約 7.5 および 3 度/軌道周期である。なお、磁気モーメントの方向は $1/4$ 周期ごとに反転される。反転する軌道上の位置は、スピンの軸の現在方向、目標方向、衛星の力学的諸元および軌道要素などの関係から計算して適切に決定されなければならないが、この決定法に関して一つの新しい計算法を開発した。

MSC 系は、スピン速度の制御を主目的とし、直流発電機、電動機の原理をそれぞれ応用した検出コイル、トルクコイルを有し、スピンの軸に直角な方向に最大約 5 ATm^2 の磁気モーメントを発生する。スピン速度の増減速性は最大 0.2 rpm/軌道周期 である。本 MSC 系は、 $1/4$ 軌道周期ごとに通電を行なうが、このために、スピン速度の増減速と同時にスピンの軸の方向も若干制御できることになり、MAC および KP 系に対するバックアップ系として重要な意味を有する。これは本制御系の一つの特徴である。

KP 系は、スピンの軸を常に軌道面直角方向に保持しておくのに使用するもので、磁気モーメントは標準値 -0.725 ATm^2 である。

上記の各系を具体化する段階において、実際の操作運用を考慮して行なわれたシステム設計の結果として、第一次の全体システム案が出されたが、このシステム案では、MAC および MSC 系の制御の停止を、制御継続時間設定用タイマ (5 周期分) を設けることによって、地上局の上空以外の地点においても実施できるようにした。これによって、本システムの運用性に大幅な向上が期待される。

また、制御シーケンスに関する検討の結果、軌道投入後 1 週間以内に科学観測上要求されている姿勢を捕捉できることが明らかになった。

本報告においては、ハードウェアに関する検討の詳細は省いたが、現在、プロトタイプモデルを基本にして、コマンド方式、コイルの熱設計など検討を進めているので、結果がまとも次第、適当な時期を見て報告したい。

今後に残された問題としては、制御計算プログラムの整備、姿勢の検出と計算、軌道および姿勢に関するデータの伝送と本プログラムとのインターフェース、各制御系間の相補性に関する詳細な検討などがあげられるが、これらの問題は、計算機シミュレーション、ハード

ウェアの試作実験などを組合せて、今後、具体的に解決して行き、最適システムへの改良を進めたいと考えている。

おわりに、SRATS, CORSA 衛星計画に関して種々ご教示いただいた平尾教授、小田教授、林 助教授、東口助教授、等松助教授、松尾助手はじめ研究班の各メンバ、および姿勢制御システムのハードウェアに関連してご協力いただいた日立製作所戸塚工場の宇宙グループの方々に深謝の意をあらわす。

1970 年 3 月 2 日 宇宙工学

参 考 文 献

- [1] L. C. Thomas, Attitude Determination and Prediction of Spin-Stabilized Satellites, BSTJ, Vol. 53, no. 7, pp. 1657~1726, (July 1964)
- [2] W. R. Bandeen, Angular Motion of the Spin Axis of the Tiros I Meteorological Satellite Due to Magnetic and Gravitational Torques, NASA-TN D-571, (1961)
- [3] Astro-Electronics Division, RCA, Design Report for the Tiros Operational Satellite System, Dec., (1964)