姿勢制御試験設備—2 姿勢制御方式と実験*

村上 力**・田中俊輔***
四宮康雄†・鬼塚博††

1. 序 論

姿勢制御試験設備の開発に伴って、本設備の有用性と使用法の確認をかねて、姿勢制御方式や本設備を使つての姿勢制御実験について検討を進めてきた。対象とする衛星は、東芝が中心となって製作し、宇宙開発推進本部に納入した模擬衛星である。

模擬衛星は、姿勢制御試験設備を前提として製作された、地上模擬実験用の衛星であり、フライトを目的とした衛星とは構造は異なっているが、機能的にはほとんど同等に設計されている。

姿勢制御方式は、この種の実験は初めてであることもあって、近似大円法、大円法、ラム・ライン法の3方式について実験を行なった。

今回の実験では精度等細かい点で若干問題はあったが、おおすじとしては姿勢制御に成功し、各制御方式の検証が出来、各々の方式の得失を明らかにすることが出来た。また本試験設備が正しく働くことが検証できたうえに、実験の過程において、人工衛星の他の試験、例えば姿勢センサの試験に有用であることも明らかになった。

2. 模 擬 衛 星

模擬衛星は第1図に示すようにほぼ円柱に近い形をしており、上部にテレメータ、コマンド用のアンテナがあり側面に太陽センサ、地球センサ、4個のノズルを持った2組のガス・ジェット装置がついている。底面は3軸テーブル用の球軸受をとりつける構造になっている。

衛星内部にはテレメータ、コマンド用機器、燃料タンク、電池、ニューテーション・ダンパ等が搭載され

ており、機能的には打上げ用衛星と同一な構成になっている。

主な性能仕様を第1表に示す。

コマンド項目は32あるが22項目が使用中であり、ガス・ジェット関係は8項目である。ジェットは8個あるが、重心点に対称なジェットは対になって動作するので、4対となり、各々にONとOFFのコマンドがあるので、総計8項目となる。

第1図 模擬衛星

第1表 模擬衛星の仕様

本 体	(1) 重 量	90 kg
	(2) スピン軸慣性モーメント	12.7 kg-m ²
	(3) 直交軸 "	11.3 "
Gas Jet	(1) 総推力	164 kgw-sec
	(2) 推力レベル (ノズル変更により)	50, 100, 200 gw
	(3) 比推力	53 sec
	(4) 燃 料	N ₂ gas
	(5) 取付位置	重心より 475.5 mm

* 昭和48年10月30日 宇宙科学技術連合講演会発表、昭和49年6月10日原稿受理 Satellite Attitude Control Simulator-2, Attitude Control Law and Experiment Result

** 航空宇宙技術研究所 *** 宇宙開発事業団

† 東芝エネルギー機器研究所

†† 東芝宇宙開発部 Chikara MURAKAMI, Shunsuke TANAKA, Yasuo SHINOMIYA, Hiroshi ONITSUKA

テレメータ	(1) 送信周波数	136 MHz (Digital) 295 MHz (Analog)
	(2) 伝送速度	6,400 bit/sec (D)
	(3) channel 数	62 (D), 5 (A)
コマンド	(1) 受信周波数	154 MHz
	(2) 伝送速度	1,000 bit/sec
	(3) チャンネル数	32
Sun Sensor	(1) 形式	曲線スリット方式
	(2) 視野角	$\pm 50^\circ$
	(3) 精度	$\pm 1^\circ$
Earth Sensor	(1) 形式	V-Head 赤外線センサ
	(2) 精度	$\pm 1^\circ$
Nutation Damper	(1) 形式	回転形ダンパー
	(2) 減衰時定数	4.56 minutes at 30 rpm 1.14 minutes at 60 rpm

3. 近似大円法

姿勢を表す Euler 角を定義する。第2図に示すように、慣性座標 XYZ を考え、それから次のような操作を加え新座標系を作る。

- (1) Z 軸のまわりに Ψ 回転させる。($x_1y_1z_1$)
- (2) y_1 " θ " ($x_2y_2z_2$)
- (3) z_2 " ϕ " ($x_3y_3z_3$)

この Ψ, θ, ϕ を Euler 角と呼ぶが、 Ψ, θ の回転によって得られる $x_2y_2z_2$ を姿勢座標と呼び、この変換によって z_2 がスピン軸と一致するようにしたときの Ψ, θ によって姿勢を表し、各々方位角、天頂角と呼んでいる。

ϕ の回転まで含めた $x_3y_3z_3$ を機体座標と呼び、 Ψ, θ, ϕ により慣性座標に対するスピン衛星の姿勢が完全に表わされる。この ϕ を位相角と呼んでいる。

姿勢 (Ψ, θ) の衛星のスピン軸方向の単位ベクトルは XYZ 座標で次のようになる。

$$(\sin \theta \cos \Psi, \sin \theta \sin \Psi, \cos \theta) \quad (1)$$

第2図 座標系とオイラー角の定義

第3図 ガス・ジェットによる角運動量変化

スピン衛星においてニュートーションがないとすれば、スピン軸と角運動量ベクトルは一致するから、以後ニュートーションがないとして、角運動量ベクトル H の方向を制御することを考える。

第3図に示すように、ある位相角の前後 $\tau/2$ 秒間、スピン軸と平行なジェットを噴射させると元の角運動量 H に直交して新たに角運動量が ΔH だけ増え、新しい角運動量ベクトルは H' の方向になる。 ΔH の方向は重心から見てガス・ジェットと直角の方向となり、角運動量ベクトル H は ΔH の方向に姿勢を変えて行く。

T をジェットによるトルクの大きさ、 ω をスピン角速度とすると ΔH の増加に効くのは余弦成分のみであるから、 ΔH の大きさは、

$$\Delta H = \int_{-\tau/2}^{\tau/2} T \cos \omega t dt = T \cdot \tau \frac{\sin \omega \tau / 2}{\omega \tau / 2} \quad (2)$$

角運動量の角度変更量 $\Delta \alpha$ は H と H' のなす角で

$$\Delta \alpha = \tan \Delta \alpha = \Delta H / H \quad (3)$$

スピン軸まわりの慣性モーメントを I_s とすると、 $H = I_s \omega$ であるから

$$\Delta \alpha = \frac{2T \sin \omega \tau / 2}{I_s \omega^2} \quad (4)$$

また、噴射角を η とすれば、次の関係がある。

$$\eta = \omega \tau \quad (5)$$

$\Delta \alpha$ はある位相角での1回のガス・ジェットの噴射による姿勢変更量を表わしており、 η により変わる。既姿勢 (Ψ_0, θ_0) の衛星を姿勢 (Ψ_1, θ_1) に変更する場合を考える。各々の姿勢は単位ベクトル $\vec{H}_0, \vec{H}_1$ で表され、そのなす角 α は

$$\begin{aligned} \cos \alpha &= \vec{H}_0 \cdot \vec{H}_1 = \sin \theta_0 \sin \theta_1 \cos(\Psi_1 - \Psi_0) \\ &\quad + \cos \theta_0 \cos \theta_1 \end{aligned} \quad (6)$$

したがって $\vec{H}_0$ から $\vec{H}_1$ への姿勢変更に必要な

第4図 近似大円法原理図

エットの噴射回数 n は次式で表わされる。

$$n = \alpha / \Delta \alpha \quad (7)$$

第4図に示すように慣性座標の原点を通る単位球を考える。噴射の位相角 ϕ_R を求めるために、この試験設備では衛星の最大傾き角が 30° であることを考慮して、スピン軸は垂直に近く、 ΔH ベクトルは、スピンに従って赤道面内、つまり XY 面内を重心を中心として一周すると近似した。

したがって、 $\vec{H}_0$ と $\vec{H}_1$ の作る大円と赤道面の交点 P, P' を噴射位相点とし、 ΔH ベクトルが P または P' 点の方向を向いた時を噴射時刻とすれば姿勢制御を行なうことが出来る。この時点で、トルク・インパルスを加えられれば良いが、実際には、不可能であるから、この時点を噴射中心位相(噴射中心時刻)とし、その前後 $(\tau/2)$ の間、ガス・ジェットを噴射して、等価的に噴射位相点でトルク・インパルスを加えた状態を達成している。

大円法では後述するように噴射位相点を覚えていく必要があるが、近似大円法では噴射位相角 $\phi_R = \angle XO P$ とし、この角は、一定であるから、初めに計算しておけば、途中変更の必要はなく、計算が簡単になる。近似的に角運動量ベクトルは $\vec{H}_0, \vec{H}_1$ の作る大円上を $\vec{H}_1$ に向かって移動して行く。

$\vec{H}_0$ と $\vec{H}_1$ の作る平面の方程式は

$$(\vec{H}_0 \times \vec{H}_1) \cdot \vec{r} = 0 \quad (8)$$

P 点の Z 座標は0であるから(8)式から

$$\tan \phi_R = \frac{\sin \theta_0 \sin \varphi_0 \cos \theta_1 - \cos \theta_0 \sin \theta_1 \sin \varphi_1}{\sin \theta_0 \cos \varphi_0 \cos \theta_1 - \cos \theta_0 \sin \theta_1 \cos \varphi_1} \quad (9)$$

ϕ_R を $0 \sim 2\pi$ とすると π だけ異なった2つの値が

得られ、 P と P' に対応している。

模擬衛星では、姿勢制御用にたがいに逆トルクの2組のガス・ジェットが使え、 P と P' では必要なトルクの向きが逆になるので、最高1スピンの2回噴射まで可能である。

どちらの組のジェットを噴くかは、 $\vec{OP}$ と $(\vec{H}_1 - \vec{H}_0)$ ベクトルの内積の正負により判定すれば良い。

なお、模擬衛星には軸受部に位相基準点があり、それが X 軸を横切るときにパルスが出、位相角が測れる。太陽および地球センサのアナログ信号がテレメータされておりそれを位相基準に使うことも可能である。

近似大円法では、軸受部の位相基準点を用いて、位相角を求めた。

4. 近似大円法の実験結果

模擬衛星を用い、近似大円法で姿勢制御を行なった。噴射角 $\eta = 60^\circ$ とし、200 g スラストのノズルを用いた。

姿勢制御中のスピン軸 $\vec{S}$ の軌跡を極座標表示で記録した図を第5図に示す。このとき

$$\vec{S} = \alpha \theta e^{i\varphi} \quad (10)$$

であり、 α は $\theta = 15^\circ$ で full scale になるよう決めた。

パラメータは図のとおりであり、 N は衛星のスピン回転数を示す。

start 点から target 点まで姿勢変更するため、56回噴射して #1 control 点まで進み、 0.7° 程度のニュートーションが残り、末だ target から 1.4° 離れている。

#2 control では、1回噴射で target の近傍に行き収束している。

5. 大円法

初期姿勢 $\vec{H}_0(\varphi_0, \theta_0)$ の衛星を目標姿勢 $\vec{H}_1(\varphi_1, \theta_1)$ に変更する場合を考えよう。前と同様、原点を中心とする単位球を考え、第6図に示すように $\vec{H}_0$ と $\vec{H}_1$ の作る大円 $\vec{C}_0$ の周上を角運動量ベクトル $\vec{H}$ の先端 H が H_0 から H_1 へ移動すれば最短距離で目標に到達することが出来る。

このように姿勢制御を行なうのが大円法であり、燃料最小制御になっている。そのためには ΔH が C_0 面内にある必要があり、 ΔH はその時点の $\vec{H}$ と垂直であるから、噴射時点での姿勢が必要であり、オン・ライン計算が必要となる。

$\vec{H}$ に垂直な大円 C_1 を考えると衛星がトルク・インパルス ΔH を与えられる方向は $\vec{C}_1$ の円周上の点

第5図 近似大円法による姿勢制御

第6図 大円法原理図

と原点を結ぶ線で表わされ、それが C_0 面内に含まれる必要があるから、 C_0 と C_1 の交点 P と P' がジェットを噴射する噴射位相点となる。

位相測定の原因となるパルスの出力点は、軸受の位相基準点が X 軸を通る子午線と C_1 面の交点、つまり Q 点である。また太陽センサ出力を用いる場合は、模擬太陽が $-X$ 方向に設置されているので、太陽センサが $-X$ 軸を通る子午線と C_1 面の交点、つまり Q' 点が位相測定の原因となる。

P 、 Q 点がわかれば、ジェットを噴射する時点もわかり、大円法で姿勢制御を実行出来る。

Q 、 Q' の座標は

$$Q, Q' = \left(\pm \frac{\cos \theta}{\sqrt{\cos^2 \theta + \sin^2 \theta \cos^2 \Psi}}, 0, \pm \frac{\sin \theta \cos \Psi}{\sqrt{\cos^2 \theta + \sin^2 \theta \cos^2 \Psi}} \right) \quad (11)$$

P を (x_p, y_p, z_p) とすれば、次の連立方程式を解けば P, P' は求まる。

$$\begin{cases} \sin \theta \cos \Psi \cdot x_p + \sin \theta \sin \Psi \cdot y_p + \cos \theta \cdot z_p = 0 & (C_1 \text{ 面}) \\ \begin{vmatrix} x_p & y_p & z_p \\ \sin \theta_0 \cos \Psi_0 & \sin \theta_0 \sin \Psi_0 & \cos \theta_0 \\ \sin \theta_1 \cos \Psi_1 & \sin \theta_1 \sin \Psi_1 & \cos \theta_1 \end{vmatrix} = 0 & (C_2 \text{ 面}) \end{cases} \quad (12) \quad (13)$$

大円法での姿勢変更量等は(4)~(7)式が使える。

P 、 Q 点は衛星の姿勢により変わるので、大円法で姿勢制御を行なうには、噴射ごとに(11)~(13)の計算を行ない、 P 、 Q を求め直し、噴射位相を修正しなければならず、オン・ライン計算を要し、プログラムは複雑になる。

6. 大円法の実験結果

大円法の実験結果の一例を第7図に示す。噴射角 $\eta=60^\circ$ であり、このプログラムでは、見易くなるのではないかと考えて1回転に1回のサンプルで図を描いた。

しかし、小さなニューテーションがあり、その周期がスピン周期と異なっているため、かえっておれまが

第7図 大円法による姿勢制御

って軌跡が描かれ奇異に見えるかも知れない。

大円法では、on-line の位相計算が必要で、必然的に計算時間がかかり、噴射位相によっては、計算終了時から、ガス・ジェット噴射時刻まで、半周以上待つ必要が生じることがある。したがってガス・ジェットの噴射が一定間隔では行なわれず、本来なら最短経路で姿勢変更が行なわれるのであるから、最短時間制御になって良いはずであるが、実際は、計算時間と待ち時間が加わり、姿勢変更に必要な時間が長くなる。その上ガス・ジェット噴射により、ニューテーションがあるので、姿勢角の検出精度を高くするのは困難であり、測定回数を多くすれば、それに要する時間が増えることになる。

上述の如く、均一な時間間隔で噴射出来ないということは、プログラムが複雑になり、後述のラム・ライン法を較べると非実用的であると言わざるを得ない。

燃料最小制御にはなっているはずであるが、ニューテーションのあることと、姿勢変更角をハードの制約からあまり大きく出来ないこともあって、図から明らかであるとは言えない。

あらかじめ姿勢の変って行く径路はわかるから、噴射時点の位相を求めておき、それにしたがって予測制御のようにすれば、大円法の欠点を改善することも出来るが、それほどまでにする必要や、利点があるか疑

問である。

（なお、位相角の測定には太陽センサのパルスを基準として用いた。）

7. ラム・ライン法

機体座標でスピン位相 $\phi = \phi_R$ 一定にしてジェットを噴射した場合の姿勢変化を考えてみよう。

第8図に示すように姿勢 (ψ, θ) において、位相 ϕ のとき、微小トルク dT を加えると y_2 軸まわりに

第8図 ラム・ライン法原理図

角速度 $d\alpha$ を生じこれを x_2, y_2 軸方向の成分に分けると次式が成立する。

$$\begin{cases} d\alpha \sin \phi = d\Psi \sin \theta & (14) \\ d\alpha \cos \phi = d\theta & (15) \end{cases}$$

$\phi = \phi_R$ (const) とすれば

$$\cot \phi_R d\Psi = d\theta / \sin \theta \quad (16)$$

$$\therefore \cot \phi_R (\Psi - \Psi_0) = \log \left(\frac{\tan \theta / 2}{\tan \theta_0 / 2} \right) \quad (17)$$

(17) は (Ψ_0, θ_0) から $\phi = \phi_R$ でジェットを噴射して行ったときの姿勢の変化を表している。したがって目標姿勢を (Ψ_1, θ_1) とすれば次式によって噴射位相が決まり、姿勢制御が達成される。

$$\cot \phi_R = \frac{1}{\Psi_1 - \Psi_0} \log \left(\frac{\tan \theta_1 / 2}{\tan \theta_0 / 2} \right) \quad (18)$$

(18) 式に従って噴射位相を求め、姿勢制御を行なうのが、ラム・ライン法であり、姿勢変更角 α は (14) 式を積分して

$$\alpha = (\theta_1 - \theta_0) / \cos \phi_R \quad (19)$$

大円法の変更角である (6) 式と比較すると必ず (19) 式の方が大きくなり、効率は悪いが、噴射位相 ϕ_R は一定であり前もって計算しておけば、制御中に計算する必要はなく簡単で実用的である。

ラム・ライン法とメルカトルの地図との関連を考えてみる。メルカトル地図の写像は、緯度 m 、経度 l の地点を次式によって平面に写像する。

$$\begin{cases} x = al & (20) \\ y = a \log \left\{ \tan \left(\frac{\pi}{4} + \frac{m}{2} \right) \right\} & a: \text{係数} \quad (21) \end{cases}$$

この地図では、地球の子午線と等角をなす等方位線 (ラム・ライン) が地図上でも同じ角度に写像され (等角写像)、かつ直線になるという特徴があり、航海の場合現在地と目的地の間をメルカトル地図上で直線で結び、子午線との角度を求め、あとはコンパスの向きと船先がその角度を保つように船を動かせば、目ざと目的地に到着するので航海術に革命をもたらした図法である。

Ψ を経度、 $\pi/2 - \theta$ を緯度 θ と対応させ、(17) 式の軌跡をメルカトル地図上に写像すると

$$y - y_0 = -\cot \phi_R (x - x_0) \quad (22)$$

(x_0, y_0) は (Ψ_0, θ_0) に対応となり、ラム・ライン法の軌跡もメルカトル地図上で、直線になることがわかる。

この軌跡は、元の単位円上では特別な場合以外は大円にはならないので、最短距離ではなく、大円法に比べて燃料消費が多くなるわけである。

位相角の測定法を検討する。姿勢 (Ψ, θ) の衛星のスピン位相角を測定する基準軸 $\vec{R}$ は、座標系の定義から次式で表わされる。

第9図 ラム・ライン法の位相角測定法

$$\vec{R} = (\cos \theta \cos \Psi, \cos \theta \sin \Psi, -\sin \theta) \quad (23)$$

センサの代表として太陽センサを考え、太陽方向の単位ベクトルを $\vec{S}(\alpha, \beta, \gamma)$ とし、第9図に示すようにスピン位相面を $a_1, \vec{S}$ と $\vec{H}$ の作る大円を a_2 とする。

太陽センサから出力パルスが出るのは、太陽センサが a_1 と a_2 の交線 $\vec{Q}$ 方向を向いたときで、その位相角を δ とすると次式で表わされる。

$$\cos \delta = \frac{\alpha \cos \theta \cos \Psi + \beta \cos \theta \sin \Psi - \gamma \sin \theta}{\sqrt{1 - (\alpha \sin \theta \cos \Psi + \beta \sin \theta \sin \Psi + \gamma \cos \theta)^2}} \quad (24)$$

δ が姿勢 (Ψ, θ) に関係していると位相角の測定のためオン・ライン計算が必要となり、ラム・ライン法の簡便さが失われてしまう。

(Ψ, θ) に無関係にするには、どうすれば良いかを検討すると、 $\alpha = \beta = 0, \gamma = \pm 1$ とすれば $\cos \delta = \pm 1$ となり、 $\delta = 0, \pi$ となって無関係になることがわかる。

つまり太陽方向を Z 軸または $-Z$ 軸にとれば良いわけで、ラム・ライン法が本来の簡便さをもって実現出来る。

8. ラム・ライン法の実験結果

姿勢制御方式を検討する際はニューテーションを無視したが、実際は存在するわけで、ラム・ライン法の如く等位相で噴射を行なう場合にはニューテーションが最小になる噴射回数を決まり¹⁾、それを m で表すと

$$m = k/(\gamma - 1) \quad k = 1, 2, 3, \dots \quad \gamma = I_s/I_T \quad (25)$$

ただし、 $\begin{cases} I_s: \text{スピン軸まわりの慣性モーメント} \\ I_T: \text{直交軸まわりの慣性モーメント} \end{cases}$

そこで噴射回数 n が m になるようにすればニューテーションの小さい所で姿勢制御が完了する。そのた

第10図 ラム・ライン法による姿勢制御フローチャート

めには、1回のジェット噴射による姿勢変更量 $\Delta\alpha$ が可変でなければならない。 $\Delta\alpha$ は (4) 式で表わされるが、噴射角度 $\eta = \omega\tau$ を $40^\circ \sim 120^\circ$ まで可変にして $\Delta\alpha$ を 2.5 倍まで変えられるようにした。 $\gamma = 1.124$ になるので n はほぼ 8 の整数倍ということになる。

ラム・ライン法のプログラムのフロー・チャートを第10図に示す。ニューテーションのコーン角が 3° 以内ならばニューテーションが無しとして次のステップに進み、目標 1° 以内のコーン角に入ったら収束とした。

第11図にラム・ライン法の姿勢制御の結果を示す。この図から第1回目の制御において、目標より、 14° 左にずれた方向に向かっていることがわかる。この原因はガス・ジェットの動作遅れと思われ、回転数 50 rpm から 47 msec の遅れと判定される。

他の数例から、同様にして遅れを求め、それらを平均して、44 msec 噴射位相を早くすることにした。

その結果を第12、13図に示す。第12図は前と同様

の表示法であり、第13図はメルカトル図上に描いた。ただし、このときの ψ' , θ' は、太陽方向 (具体的には第6図の $-X$ 方向) を天頂方向として測った姿勢である。

図では、真直に目標に向かい、1回で収束している。ニューテーションがあるため、ビートしながらラセン状に目標に近づくはずであるが、座標変換等の計算に要する時間が多いため、サンプリングがあらくなり、三角形が連っているように見える。メルカトル図上では直線になり、極座標表示では、曲がって見えるはずだが、どちらの図も、平均的な軌跡は、わん曲しているように見える。

これは空気抵抗のため回転数が減少して行くためで、姿勢制御開始時の回転数を用いて位相角を求め、それから噴射時刻を求め、その時刻は制御中一定であるから、回転数減少に伴って、位相角を早くしたことになり、進行方向の左側にふくらむ傾向が出るわけである。

この程度の姿勢変更角では、メルカトル図の長所はあまりはっきりせず、極座標表示でも同じように見えてしまうが、大きい変更角では効果を発揮するであろう。

残留ニューテーション最小の所で姿勢制御が完了するはずであるが、第12図では、逆に大きい所で止ってしまった。これは γ の値として推定値を用いたので、制御計算に誤差が生じる。したがって実測するなどの方法で γ を正しく求めるか、あるいは γ の値を修正しながら実験を行なって、ニューテーション最小となる γ を求めてゆく必要がある。

9. 結 論

空気抵抗による回転数の減少や衛星の重心と3軸テーブルによる支持点とが一致しないことの影響もあって、精度良い実験はなかなか困難である。

しかし、おおよそにおいて姿勢制御は成功し、制御方式および本試験設備の検証は出来たと思う。

近似大円法は、変更角が大きくなると性能が悪くなるであろうし、大円法は、原則としてオン・ライン計算が必要になることを考えるとラム・ライン法が燃料消費がそう増えるわけでもないの、最も実用的であると思われる。

参考文献

- 1) 村上, 狼, 中島: 人工衛星のスピン軸方向制御について, 第16回宇宙連合講演会
- 2) J. TABATA, Y. SHINOMIYA et al: Satellite Attitude Control Simulator System (1) 10th ISTS.
- 3) G. GRUBIN: Generalized Two-Impulse Scheme for

第11図 ラム・ライン法による姿勢制御 (2回噴射/1回転)

第12図 ラム・ライン法による姿勢制御 (1回噴射/1回転)

第13図 ラム・ライン法による姿勢制御
メルカトル図表示

Reorienting a Spin Stabilized Vehicle, Guidance and Control Vol. 8, 1962.

- 4) G. PORCELLI and A. CONNOLLY: Optimal Attitude Control of a Spinning Body IEEE AC-12 No. 3, 1967.

スピンの衛星の姿勢制御シミュレーション*

岩 永 征 之**・生 田 宏二郎**
鶴 本 良 夫***・佐 野 良 雄****
村 上 力†・安 斎 孝 男††
田 中 俊 輔††

1. はじめに

最近わが国でも人工衛星の実用化をめざして諸技術の開発が進められる中で、システムの解析、設計、評価などを行なうためのソフトウェアの必要性が増し、その開発が盛んになりつつある。衛星の姿勢制御システムもその対象の一つとして重要な問題を含んでいる。すなわちこのシステムは衛星の打ち上げから定常軌道に到る間に必要な姿勢変更や、定常軌道における姿勢保持など衛星の運用上欠くことのできない機能をもっている。この機能を実現するために姿勢検出、姿勢決定、制御論理、制御機構などを含む能動的な制御システムおよびダンパなどの受動的な制御システムが必要となるが、すでにいろいろな方法が開発されており、また今後新しい方法の開発が期待されている。与えられた仕様の衛星の姿勢制御システムとしてそれらの手法の中から何を選択するのが適当か、また選択さ

れたシステムが上に述べた機能を十分満足するかなどを総合的に判断することがシステム設計上必要となる。その観点から計算機によるデジタル・シミュレーションは非常に有用な手段の一つと考えられる。

われわれは上述の目的に沿ってシングル・スピン衛星、およびデュアル・スピン衛星を対象とした姿勢制御システムのシミュレーション・プログラムを開発した。このプログラムではユーザが広範囲の問題に対処でき、またそれを容易に使用できるように特に衛星の種類、形状に対する汎用性、演算時間の能率化、出力結果の処理方法などに留意して設計した。本稿ではシミュレーション・モデルおよびプログラムについてその概要を紹介し、同時にそれを用いて得た二三の計算例について述べる。

2. シミュレーション・モデル

スピン衛星の姿勢を目標とする方向へ移し、しかもそれを安定に保持するためにガス・ジェット、モータ、地磁気などを使用する能動的な制御とダンパなどによる受動的な制御が併用される。そのような制御機能を計算機でシミュレートするためには衛星のダイナミックスおよび姿勢制御システムの動特性を詳細に解析することが必要である。ここでは第1図に示される姿勢制御システムの機能系統図にもとづき各サブシステムごとにその動特性のモデル化を行なった。次にそ

* 昭和48年10月30日第17回宇宙科学技術連合講演会発表、昭和49年7月5日原稿受理 Computer Simulation of Spinning Satellite Attitude Control System

** 東京芝浦電気株式会社総合研究所 *** 東京芝浦電気株式会社電算機事業部 **** 日本ビジネス・オートメーション株式会社 † 航空宇宙技術研究所 †† 宇宙開発事業団 Masayuki IWANAGA, Kojiro SHODA, Yoshio TSURUMOTO, Yoshio SANO, Takao ANZAI, Shunsuke TANAKA