第6図 ラム・ライン法と大円法のニューテーション (スピン軸軌跡) の比較

ラム・ライン法の軌跡は直線となり、大円法の軌跡はカーブしている。この例では中間での修正をしないで1回だけの制御なので、経路がズレ (方向誤差)、目標を通過している (推力のズレ)。これらのズレには計算誤差の影響がかなり大きく入っている。大円法はラム・ライン法に比べて3%の燃料節約にはなってい

るが、太陽入射角、すなわち熱的制約条件を大きく破っているのがよくわかる。第6図はスピン軸の軌跡で、ニューテーションの大きさは前述の解析結果とはほぼ一致している。すなわち (11) 式からは最大が $n=47, 56, 65$ 、最小は $n=52, 60, 69$ である。

参考文献

- 1) L. SCHMIEDER: Optimale Ausrichtung von rotationssymmetrischen drallstabilisierten Körpern in Abhängigkeit von Trägheitsmomentenverhältnis, Raumfahrtforschung Heft 3/70, pp. 103—107.
- 2) 村上力, 狼嘉彰, 中島厚: 対称スピン衛星の軸方向ジェットによるスピン軸方向制御と制御中におけるスピン軸の挙動について, 航空宇宙技術研究所報告, TR-380 (1974).
- 3) 村上力, 中島厚: 対称スピン衛星のガス・ジェットによるニューテーション能動制御, 航空宇宙技術研究所報告, TR-344 (1973).

ガス・ジェットと水平線センサーを用いたスピン軸制御法*

川戸 信明**・二宮 敬虔**

1. はじめに

ニューテーション・ダンパーをもつ受動安定な軸対称スピン衛星 (第1図) のスピン軸方向制御を衛星上に搭載された姿勢センサーと単一のガス・ジェットにより行なう方式としては、経緯度法¹⁾・大円法²⁾・ラ

第1図 衛星の構成

ム・ライン法等が考案ないし実用されている。これらの方法は、姿勢センサーの入力時刻を基準とした適当なタイミングでガス・ジェットをオン・オフさせることにより微小なインパルス状トルクを発生させ、これにより衛星の角運動量ベクトルを任意の目標方向に向けるものである (第2図)。

第2図 大円法・ラム・ライン法・経緯度法の角運動量ベクトル軌跡

* 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5月28日原稿受理 Attitude Control of a Spinning Spacecraft by Gas-jet using Horizon-sensor Signals as the Timing Reference

** 東京大学宇宙航空研究所 Nobuaki KAWATO, Keiken NINOMIYA

上述の従来の方法では、姿勢センサーとして太陽センサーが通常用いられてきたが、必ずしも太陽方向をジェット噴射の基準として使用する必要はない。

本文では、太陽センサーのかわりに水平線センサーを用い、局地鉛直方向をジェット噴射の基準とするスピンの軸方向制御法を提案し、また検討結果を報告する⁴⁾。

2. 制御方法の概要

第1図に示した軸対称スピ衛星（スピン軸慣性率 J_z ，横方向慣性率 I_x ，スピン速度 ω_s ）を考える。ガス噴射のタイミングの基準となるセンサーは水平線センサーであり，スピン軸を含む面内にファン・ベーム状（局地鉛直を切る時刻を検出できればよくVヘッド・センサーでも可）の視野を持つものとする。ジェットはスピン軸に対して直交する方向にトルクを発生し，トルク発生軸は簡単のためセンサーの視野面内に含まれるものとする。

この衛星が軌道上をスピンしながら周回すると、もしニューテーション角が充分小さいならば、センサーにはほぼ1スピン周期に1回矩形波状の入力パルスが得られ、パルスの中点がセンサー視野面と局地鉛直方向とが一致する時刻である。この時刻を基準としてトルク軸方向が所定方向に一致した時点で必要な回数だけジェットを噴射し、角運動量ベクトルを初期方向から目標方向に順次変化させる(第3図)。

初期方向から目標方向に向けるための角運動量ベクトルのとるべき軌跡は任意に選べるが、水平線センサーを用いた場合には局地鉛直方向が軌道上の衛星位置により慣性空間内で変化してゆくため、太陽センサーを使用する場合とは異なり、局地鉛直方向を基準とする経緯度法やラム・ライン法を一般的に考えることは困難である。したがって、初期方向と目標方向とを結ぶ大円コースに沿って角運動量ベクトルを移動させる大円法を採用することにする。

ここで、この方式の特徴を列挙しておく.

- (1) 衛星が夜の部分にあっても制御可能である。
- (2) 燃料・噴射回数とも最小である（ただし、ジェットの噴射波形を理想的なインパルスと仮定した場合）。

第3図 水平線センサーを用いたガス・ジェットによるスピン軸制御法

合).

(3) 局地鉛直を検出してからガス・ジェットを噴射するまでの時間は一般にジェットの各噴射ごとに異なる。

(4) 初期方向、目標方向ともに軌道面内にあるならば、局地鉛直に対して常に一定の位相でジェットを噴射させればよく、大円法でありかつラム・ライン法と考えられる。

3. ガス・ジェットの高圧位相の決定

水平線センサーが局地鉛直を検出してからガス・ジェットを噴射するまでの時間（噴射位相）を決定する方法について述べる。なお、ジェットによるトルクは微小な理想インパルス・トルクであると仮定し、角運動量ベクトルは1回のジェット噴射により微小角 ΔP だけ噴射時のトルク軸方向に向きを変えるものとする。また、ジェットの噴射により発生するニューテーションの最大振幅は十分に小さく、スピン軸と角運動量ベクトルの方向は常に一致していると仮定する。この2つの仮定の妥当性については付録で後述する。なお、制御に要する時間は軌道周期に比して充分短かく、軌道面座標系は慣性系とみなせるものとする。

初期方向と目標方向とのなす角度（全変向角）を P とすると、必要な噴射回数 N は次式で与えられる。

$$N=P/\Delta P$$

いま、 k 番目に局地鉛直を検出した時刻を t_k とし、この時の真近点離角を V_k 、局地鉛直方向を W_k 、スピン軸方向を S_k 、トルク軸方向を T_k 、 S_k において大円コースに沿うベクトルを G_k とする（第 4 図、ただし、ベクトルはすべて単位ベクトルとする）。

U_k と S_k とで作られる面内にトルク軸方向が来る時 (このときのトルク軸方向を T_k とする) がセンサーの検出時刻であり, ジェットの噴射位相 φ_k は T_k

第4図 噴射位相 ψ_s の決定

と G_k とのなす角度となる。 Ψ_k は以下のように決定される。

まず、各ベクトルは次のような関係を満たす。

$$U_k = \cos \nu_k \cdot P + \sin \nu_k \cdot Q, \quad V_k = W \times U_k$$

$$S_k = s_{pk} P + s_{qk} Q + s_{wk} W = s_{uk} U_k + s_{vk} V_k + s_{wk} W$$

$$T_k = -\{(\sin \alpha_k \cos \theta_k \cos \varphi_k + \cos \alpha_k \sin \varphi_k) \cos \nu_k + (-\sin \alpha_k \cos \theta_k \sin \varphi_k + \cos \alpha_k \cos \varphi_k) \sin \nu_k\} P \\ + \{(-\sin \alpha_k \cos \theta_k \cos \varphi_k + \cos \alpha_k \sin \varphi_k) \sin \nu_k + (-\sin \alpha_k \cos \theta_k \sin \varphi_k + \cos \alpha_k \cos \varphi_k) \cos \nu_k\} Q \\ + \sin \alpha_k \sin \theta_k W \quad (1)$$

ただし、 (θ_k, φ_k) は極座標で表わした S_k の方向であって次式により決定される。

$$\sin \theta_k = \sqrt{s_{wk}^2 + s_{vk}^2}, \quad \cos \theta_k = s_{wk}, \quad \sin \varphi_k = s_{vk} / \sin \theta_k, \quad \cos \varphi_k = s_{uk} / \sin \theta_k$$

また α_k は次式を満たす角度である。

$$\sin \alpha_k = \cos \theta_k \cos \varphi_k / \sqrt{1 - \sin^2 \theta_k \cos^2 \varphi_k}$$

$$\cos \alpha_k = \sin \varphi_k / \sqrt{1 - \sin^2 \theta_k \cos^2 \varphi_k}$$

$$G_k = (-\sin \alpha_k \cos \theta_k' \cos \varphi_k' - \cos \alpha_k \sin \varphi_k') P + (-\sin \alpha_k \cos \theta_k' \sin \varphi_k' + \cos \alpha_k \cos \varphi_k') Q + \sin \alpha_k \sin \theta_k' W \quad (2)$$

ただし、 $\sin \theta_k' = \sqrt{s_{pk}^2 + s_{qk}^2}$, $\cos \theta_k' = s_{wk}$, $\sin \varphi_k' = s_{qk} / \sin \theta_k'$, $\cos \varphi_k' = s_{pk} / \sin \theta_k'$

$$\sin \alpha_k = Y_k / \sqrt{Y_k^2 + Z_k^2}, \quad \cos \alpha_k = Z_k / \sqrt{Y_k^2 + Z_k^2}$$

$$\begin{bmatrix} X_k \\ Y_k \\ Z_k \end{bmatrix} = \frac{1}{\Delta} \begin{bmatrix} \sin \theta_k' \cos \varphi_k', & -\cos \theta_k' \cos \varphi_k', & -\sin \varphi_k' \\ \sin \theta_k' \sin \varphi_k', & -\cos \theta_k' \sin \varphi_k', & \cos \varphi_k' \\ \cos \theta_k', & \sin \theta_k', & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sin \theta_F \cos \varphi_F - \sin \theta_k' \cos \varphi_k' \\ \sin \theta_F \sin \varphi_F - \sin \theta_k' \sin \varphi_k' \\ \cos \theta_F - \cos \theta_k' \end{bmatrix}$$

$$\Delta = \sqrt{2} \{1 - \cos \theta_F \cos \theta_k' - \sin \theta_F \sin \theta_k' \cos(\varphi_F - \varphi_k')\}^{1/2}$$

$$S_F = \sin \theta_F \cos \varphi_F P + \sin \theta_F \sin \varphi_F Q + \cos \theta_F W$$

(1) 式および (2) 式から噴射位相 Ψ_k は次の (3) 式によって与えられる。

$$\begin{cases} \cos \Psi_k = (T_k \cdot G_k) & 0 < \Psi_k < 360^\circ \\ \sin \Psi_k = (T_k \times G_k \cdot S_k) & (\cdot) \text{ は内積} \end{cases} \quad (3)$$

次に、 $k+1$ 番目に局地鉛直を検出する時刻 t_{k+1} は次のように決定できる (第5図)。まず、 k 番目のジェット噴射直後のスピン軸方向 S_{k+1} 、トルク軸方向 R_k はそれぞれ (4) 式、(5) 式で与えられる。

$$S_{k+1} = \cos \Delta P S_k + \sin \Delta P G_k \quad (4)$$

$$R_k = -\sin \Delta P S_k + \cos \Delta P G_k \quad (5)$$

K_k が S_{k+1} まわりに $(t - t_k - \Psi_k / \omega_s)$ 時間だけ回転したとき、トルク軸方向は次式の $H_k(t)$ となる (t は第1回目の検出時刻から測った時間)。

$$H_k(t) = \cos \{\omega_s(t - t_k - \Psi_k / \omega_s)\} R_k + \sin \{\omega_s(t - t_k - \Psi_k / \omega_s)\} \times (S_{k+1} \times R_k) \quad (6)$$

一方、 S_{k+1} と衛星の軌道運動により移動する局地鉛直方向 $U(t)$ とでできる大円に S_{k+1} において接する単位ベクトルを $D_k(t)$ とすると、 $D_k(t)$ は (7) 式で与えられる。

$$D_k(t) = -\{(\sin \alpha \cos \theta \cos \varphi + \cos \alpha \sin \varphi) \cos \nu + (-\sin \alpha \cos \theta \sin \varphi + \cos \alpha \cos \varphi) \sin \nu\} P + \{(-\sin \alpha \cos \theta \cos \varphi + \cos \alpha \sin \varphi) \sin \nu + (-\sin \alpha \cos \theta \sin \varphi + \cos \alpha \cos \varphi) \cos \nu\} Q + \sin \alpha \sin \theta W \\ v = v(t) \text{ は時刻 } t \text{ における真近点離角} \quad (7)$$

ただし、 $\sin \theta(t) = \sqrt{(s_{p,k+1} \cos v(t) + s_{q,k+1} \sin v(t))^2 + (-s_{p,k+1} \sin v(t) + s_{q,k+1} \cos v(t))^2}$

$$\cos \theta(t) = s_{w,k+1}$$

$$\sin \varphi(t) = (-s_{p,k+1} \sin v(t) + s_{q,k+1} \cos v(t)) / \sin \theta(t)$$

$$\cos \varphi(t) = (s_{p,k+1} \cos v(t) + s_{q,k+1} \sin v(t)) / \sin \theta(t)$$

$$\sin \alpha(t) = \cos \theta(t) \cos \varphi(t) / \sqrt{1 - \sin^2 \theta(t) \cos^2 \varphi(t)}$$

$$\cos \alpha(t) = \sin \varphi(t) / \sqrt{1 - \sin^2 \theta(t) \cos^2 \varphi(t)}$$

したがって、 t_{k+1} は次式を満足する $t (> t_k + \Psi_k / \omega_s)$ の最小値として決定される。

$$H_k(t) = D_k(t) \quad (8)$$

以上より、制御開始時の軌道上の衛星位置を指定するならば、初期姿勢と軌道要素を既知として、水平線セン

第5図 t_{k+1} の決定

第6図 制御系の構成

サーが局地鉛直を検出する時刻を基準としたガス・ジェット噴射をすべき位相 $\varphi_k (k=1, 2, 3, \dots, N)$ が順次決定される。

4. 制御系の構成

本方式では、軌道要素および慣性空間における初期姿勢を推定した後、制御開始時刻（軌道上の衛星位置）を指定して、噴射位相 $\varphi_k (k=1, 2, \dots, N)$ を決定するための計算が必要である。したがって、この方式を実現するための可能な方法は次のようなオープン・ループ制御方式となる（第6図）。

（1）トラッキング・データおよびテレメータ・データにより軌道要素、初期姿勢、スピン速度を地上において推定する。

（2）地上において制御開始時刻を決め、噴射位相 $\varphi_k (k=1, 2, \dots, N)$ を計算する。

（3）制御開始時刻、噴射位相 $\varphi_k (k=1, 2, \dots, N)$ をコマンドし、衛星搭載レジスターに記憶させる。

（4）水平線センサーの入力パルスを用いて局地鉛直方向とセンサー視野面の一致する時刻を決定し、レジスターの内容を参照してガス・ジェットのバルブをオン・オフする。これは衛星搭載の制御用電子回路により行なう。

（5）制御終了後、姿勢の計測を行ない目標方向に一致しているか否かを確認する。

なお、上述の（2）において、制御開始時刻の決定の際には、制御実行中にスピン軸方向と局地鉛直方向とが一致しないような軌道上の部分を選択することが要求される。あるいは、連続的に全変向操作を行ない得る軌道部分が存在しない場合には、数回に分けて行なうことも必要となる。これは、スピン軸方向と局地鉛直方向がほぼ一致する場合には精度良く局地鉛直を

検出することが困難あるいは全く不可能となるからである。また、ジェットの噴射波形は矩形波であるため、検出時刻とジェットをオンにすべき時刻の間に時間的余裕がない場合も生じうるが、この場合には軌道上の部分を選択するかあるいは1スピン周期遅らせる必要がある。遅らせた場合には噴射位相の計算において（8）式を満たす t_{k+1} としては $t > t_k + \varphi_k / \omega_s$ を満たす最小値ではなく、その次の値として決定しなければならない。

5. 数値例

第1表に示した諸元をもつ衛星を第2表に示す軌道要素をもつパーキング軌道に第7図のA点において投入し、 B_m 点でキック・モーターを噴射して b_m 点を遠地点方向とすることが要求されているものとする。この目的に本方式を適用する場合について検討を行なう。

第7図 パーキング軌道

第1表 衛星諸元

スピン軸慣性能率	J_s	25.2 (kg-m ²)
横方向慣性能率	I	24.0 (kg-m ²)
慣性モーメント比	r	1.05
スピン速度	ω_s	120 (rpm)
モーメント・アーム	l	0.5 (m)
ジェット推力	F	6.66 (kgm/s ²)
ジェット噴射角	ξ	60 (deg)
比 推力	I_{sp}	100 (sec)

第2表 軌道要素

傾 斜 角	61.3 (deg)
近 地 点 引 数	152.6 (deg)
離 心 率	0.00745
長 半 径	6,678 (km)

この場合、目標方向は軌道面座標系で $(\cos 27.4^\circ, \sin 27.4^\circ, 0)$ となり、変角角は $\Delta P = 0.0479$ (deg/pulse) である (付録 (付-4) 式参照)。初期方向は打ち出しの状態により $(0, 1, 0)$ 方向に完全には一致せずその近傍となる。以下に初期方向および制御開始時刻を変化させた場合の噴射位相 $\psi_k (k=1, \dots, N)$ 、スピン軸と局地鉛直方向とのなす角度 λ_k の変化を示す。ただし、制御開始時刻 t_0 は近地点通過時刻を基準とした。

(1) 初期方向; $(0, 1, 0)$, 制御開始時刻; $t_0 = 0$ (sec) 結果は第8図。

(2) 初期方向; $(0, \cos 10^\circ, \sin 10^\circ)$, 制御開始時刻; $t_0 = 0$ (sec) 結果は第9図。

(3) 初期方向; $(0, 1, 0)$, 制御開始時刻; $t_0 = 1800$ (sec) 結果は第10図。

(4) 初期方向; $(0, \cos 10^\circ, \sin 10^\circ)$, 制御開始時刻; $t_0 = 1800$ (sec) 結果は第11図。

第8図 初期方向 $(0, 1, 0)$, 制御開始時刻 $t_0 = 0.0$

第9図 初期方向 $(0, 1, 0)$, 制御開始時刻 $t_0 = 30$ min

第10図 初期方向 $(0, \cos 10^\circ, \sin 10^\circ)$, 制御開始時刻 $t_0 = 0.0$

第11図 初期方向 $(0, \cos 10^\circ, \sin 10^\circ)$, 制御開始時刻 $t_0 = 30$ min

(1), (2) においては λ_k が 180° になる場合が生ずる。したがって制御開始時刻を $t_0 = 0$ にすることは好ましくなく、たとえば、(3), (4) のように近地点通過後 30 分を選ぶことが好ましい。

参考文献

- 1) J. V. FEDOR et al.: Explorer XXXV Attitude Control Systems, NASA TND-5187 (June 1969).
- 2) L. SCHMIEDER: Optimale Ausrichtung von Rotationssymmetrischen Drallstabilisierten Körpern in Abhängigkeit von Trägheitsmomentenverhältnis, Raumfahrtforschung, Heft 3 (1970).
- 3) Robert H. GREEN: Early Bird Placement in a Stationary Orbit: Launch and Control System Maneuvers, AIAA Paper No. 66-262 (May 1966).
- 4) 川戸・二宮, ガス・ジェットと水平線センサーを用いたスピン軸制御法, 第17回宇宙科学技術連合講演会講演集 B-2-14 (1973年10月).
- 5) 村上ほか, 人工衛星のスピン軸方向制御について, 第16回宇宙科学技術連合講演会講演集 A-1-13.

付 録

1. ジェットの噴射波形を矩形波とした場合について。

ガス・ジェットを矩形波状に噴射した場合ニュートン角が微小であるならばその中点において噴射すると仮定したインパルスに等価であることは直感的にも明らかであるが、衛星の運動を解くことによりこれを証明する。第1図において定義されるオイラー角を用いて 0-1・2・3 系で衛星の運動方程式を表現する。

付第1図 オイラー角

$\theta, \Psi, \dot{\theta}, \dot{\Psi}$ を微小であるとして線形化すれば、次式が得られる。

$$J_s \ddot{\phi} = 0 \quad (\text{付-1})$$

$$I\ddot{\theta} + J_s \phi \ddot{\Psi} = L_y \cos \phi \quad (\text{付-2})$$

$$I\ddot{\Psi} - J_s \phi \ddot{\theta} = L_y \sin \phi \quad (\text{付-3})$$

(付-1) 式より $\dot{\phi} = \text{const} = \omega$, となる。(付-2), (付-3) 式を $L_y = L_y \delta(t)$ ($\delta(t)$: デルタ関数) として解くと解は,

$$\theta(t) = \left(\frac{\dot{\Psi}_0}{w_n} + \frac{L_y}{I w_n} \sin \phi_0 \right) \cos w_n t + \left(\frac{\dot{\theta}_0}{w_n} + \frac{L_y}{I w_n} \cos \phi_0 \right) \sin w_n t + \left(\theta_0 - \frac{\dot{\Psi}_0}{w_n} - \frac{L_y}{I w_n} \sin \phi_0 \right)$$

ただし, $w_n = (J_s/I)w_s$, $\theta_0, \dot{\theta}_0, \Psi_0, \dot{\Psi}_0$ は初期条件, ϕ_0 はインパルス・トルクを発生させる時点での ϕ の値。

一方, (付-2), (付-3) 式を $L_y = M_y u(t)$ ($u(t)$: 単位ステップ) として解くと,

$$\begin{aligned} \theta(t) = & \left(\frac{\dot{\Psi}_0}{w_n} + \frac{M_y \cos \phi_0'}{I w_n (w_s - w_n)} \right) \cos w_n t + \left(\frac{\dot{\theta}_0}{w_n} - \frac{M_y \cos \phi_0'}{I w_n (w_s - w_n)} \right) \sin w_n t + \frac{M_y \cos \phi_0'}{I w_s (w_n - w_s)} \cos w_s t \\ & - \frac{M_y \sin \phi_0'}{I w_s (w_n - w_s)} \sin w_s t + \left(\theta_0 - \frac{\dot{\Psi}_0}{w_n} - \frac{M_y \sin \phi_0'}{I w_s w_n} \right) \\ \Psi(t) = & \left(\frac{\dot{\Psi}_0}{w_n} + \frac{M_y \cos \phi_0'}{I w_n (w_s - w_n)} \right) \sin w_n t - \left(\frac{\dot{\theta}_0}{w_n} - \frac{M_y \sin \phi_0'}{I w_n (w_s - w_n)} \right) \cos w_n t + \frac{M_y \cos \phi_0'}{I w_s (w_n - w_s)} \sin w_s t \\ & + \frac{M_y \sin \phi_0'}{I w_s (w_n - w_s)} \cos w_s t + \left(\Psi_0 + \frac{\dot{\theta}_0}{w_n} - \frac{M_y \sin \phi_0'}{I w_s w_n} \right) \end{aligned}$$

ただし, ϕ_0' は矩形波を加え始めるときの ϕ 。

したがって, インパルスの場合, 矩形波 (巾: T) の場合の角運動量ベクトル方向の変化はそれぞれ次のようになる。

(イ) 初期方向

$$\left(\Psi_0 + \frac{\dot{\theta}_0}{w_n}, \theta_0 - \frac{\dot{\Psi}_0}{w_n} \right)$$

(ロ) インパルス・トルク印加後

$$\left(\Psi_0 + \frac{\dot{\theta}_0}{w_n} + \frac{L_y}{I w_n} \cos \phi_0, \theta_0 - \frac{\dot{\Psi}_0}{w_n} - \frac{L_y}{I w_n} \sin \phi_0 \right)$$

(ハ) 矩形波トルク印加後

$$\begin{aligned} & \left(\Psi_0 + \frac{\dot{\theta}_0}{w_n} + \frac{M_y}{I w_n w_s} (\sin(w_s T + \phi_0') - \sin \phi_0'), \right. \\ & \left. \theta_0 - \frac{\dot{\Psi}_0}{w_n} + \frac{M_y}{I w_n w_s} (\cos(\cos T + \phi_0') - \cos \phi_0') \right) \end{aligned}$$

したがって, 両者の角運動量ベクトル方向変化が一致するのは次式が成立するときである。

$$\begin{aligned} -\frac{L_y}{I w_n} \sin \phi_0 &= \frac{M_y}{I w_n w_s} (\cos(w_s T + \phi_0') - \cos \phi_0') \\ \frac{L_y}{I w_n} \cos \phi_0 &= \frac{M_y}{I w_n w_s} (\sin(w_s T + \phi_0') - \sin \phi_0') \end{aligned}$$

上式は, 次の関係が満たされるとき成立する。

$$\begin{aligned} M_y &= \frac{w_s L_y}{2 \sin(\xi/2)} \\ T &= \frac{\xi}{w_s} \end{aligned} \quad (\text{付-4})$$

$$\phi_0' = \phi_0 - \xi/2$$

2. 局地鉛直検出時刻に与えるニューテーションの影響

本文3で得られる噴射位相 $\Psi_k (k=1, 2, \dots, N)$ はニューテーションを無視した結果である。ニューテーシ

付第2図 検出時刻の誤差

ョンを考慮するとスピン軸は角運動量ベクトルのまわりに円錐運動を行なうことになり, 局地鉛直方向の検出時刻に誤差を生ずる。付第2図において, 基準方向 U と角運動量ベクトル A とのなす角度を α , ニューテーション角を β とする。実際に水平線センサーが U を検出するのはスピン軸が S にあるときとすると, A において U を検出すると仮想した時刻から δ だけさらにスピンしなければならない。 U と S とのなす角度を γ とすると,

$$\cos \delta = (\cos \beta - \cos \alpha \cos \gamma) / \sin \alpha \sin \gamma$$

α, β が与えられると, δ は次の最大値 $\delta_{\max}$ を越えない。

$$\delta_{\max} = \cos^{-1} \sqrt{1 - (\sin \beta / \sin \alpha)^2} \quad (\text{付-5})$$

一方, ニューテーション角 β は k 回のジェット噴射後つぎのように与えられる⁵⁾。

$$\beta_k = \frac{\sin k(\gamma-1)\pi}{\sin(\gamma-1)\pi} \Delta P, \quad \gamma = \frac{J_s}{I}$$

$\delta_{\max}$ が十分に小さいならば, 検出時刻の誤差は無視できる。

本文5の数値例について, この $\delta_{\max}$ を求める。この場合最大のニューテーション振幅 $\beta_{\max}$ は 0.3° となり, $\delta_{\max}$ は, たとえば局地鉛直方向とスピン軸と

のなす角度を最小 30° とすると、 0.8° となる。これはスピン周期の 2.2×10^{-3} であって、実際の検出誤差

はこれ以下であるから、ほぼ無視できることがわかる。

デュアル・スピン衛星の三軸磁気コイルを用いた姿勢制御*

今 度 史 昭**・鷲 津 久 一 郎***

1. ま え が き

デュアル・スピン衛星あるいはバイアス・モーメントム型三軸制御衛星などの姿勢制御を考えたとき、地磁気制御はスラスタを用いたときのような大きなニュートーションを発生しないし、またアクチュエータがコイルだけなので構造が単純な割には精度も良く信頼性が高いなどの利点がある。在来磁気制御衛星の場合通常スピン軸に平行な磁気ダイポールを発生させるコイル MAC (Magnetic Attitude Control Coil) により姿勢制御が行なわれるが、実際のミッションに多く現われるホイール型制御の場合、衛星の軌道傾角が小さくなると制御ダイポールの方向が地磁気の方とは平行になってしまうため姿勢制御が困難であった。そこでスピン衛星のスピン速度制御に用いられる、スピン軸と直交方向の磁気ダイポールを発生する MSC (Magnetic Spin Control Coil) を姿勢制御に用いることが考えられるが、この場合目的方向とは直交する方向のサイド・トルクが派生し、通常かなりのスピン速度の変化をもたらしてしまう。そこで本論文においては地球指向型デュアル・スピン衛星を例にとり、最適制御理論を用いてスピン速度の変化を拘束しつつ姿勢を制御する制御則を求め、デジタル計算機によるシミュレーションを行なった。以下にその概要を示す。

2. 座標系と運動方程式

第1図に慣性座標系 $\bar{\phi}_I$ および軌道座標系 $\bar{\phi}_O$ の関係を示す。図中 $\bar{K}_M$ は地磁気ダイポールの負方向にとり、これと地軸 $\bar{K}_I$ とのなす傾き δ は 11.4° とされる。衛星は半径 R 、傾角 θ_I の円軌道上にありその位置は昇交点からの角度 η で表わされる。第2図にデスパン・プラットホームに三軸の磁気コイルを有するデュアル・スピン衛星を示す。衛星は慣性空間

第1図 慣性座標系 $\bar{\phi}_I$ と軌道座標系 $\bar{\phi}_O$

第2図 三つの磁気コイルを有するデュアル・スピン衛星

* 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6月14日原稿受理 Attitude Control of Dual Spin Satellite Having Three Magnetic Coils

** 三菱電機中央研究所 Fumiaki IMADO

*** 東京大学工学部教授 Kyuichiro WASHIZU

に対し各軸まわりにそれぞれ $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ の角速度を有し、またローターはプラットホームに相対的に σ の角速度で回転しているものとする。軌道座標系における