コントロール・バイアスモーメント衛星の運動と制御について^{*1}

Attitude Dynamics and Control of a Controlled Bias-Momentum Satellite

村 上 力^{*2}

Chikara MURAKAMI

Key Words: Spacecraft, Stability and Control, Nutation, Attitude Control, Gyroscopic Motion

Abstract

This paper treats a 3-axis stabilized satellite which has a momentum wheel on pitch axis and a reaction wheel on each axis of roll and yaw. At first, gyroscopic motion is described based on angular momentum vectors. Then, three stabilizing methods of both nutation and precession modes are described. They are an ordinary PID, a new spatial (roll/yaw) phase compensation, and a simple form of the former. All methods include dynamical characters of the reaction wheels and utilize inter-axis cross-coupling feedback. Analyses of linearized models are performed using approximate eigenvalue and root locus method. Finally, several numerical examples are shown.

1. ま え が き

固定式のモーメントホイールの他に2個のリアクションホイールを配置したコントロール・バイアスモーメント方式の三軸制御衛星について、まず、外部トルクのある場合の姿勢運動の、角運動量ベクトルを基本とする把握の方式を述べ、この考え方に立ち、かつリアクションホイールの動特性を考慮した制御構造を論ずる。この制御構造によって、ニューテーションの減衰のみならず、姿勢角のオフセットも消滅可能なことを、固有値解析とシミュレーションによって示す。また、時間的位相遅れを、ロール/ヨーの空間的に位相補償(クロスフィードバック)する方法を提案し、シミュレーションでその有効性を示す。

2. バイアスモーメント衛星の運動

2.1 座標系、記号の説明と運動方程式 軌道運動を無視し、慣性座標系をO-X, Y, Z系、衛星座標系をo-x, y, z系とするが、衛星の質量中心をoにとり、かつOに一致するものとする。x, y, z軸回

りの姿勢角をそれぞれロール角 ϕ 、ピッチ角 θ 、ヨー角 ψ とし、バイアスモーメント衛星の運動解析の常道に従って、常に $\theta=0$ に制御され、 ϕ および ψ はともに微小角とする。モーメントホイールはy軸方向に配置し、その角運動量 H_b は-y方向とし、x, z軸方向にもリアクションホイールを配置してあるものとする(第1図参照)。各リアクションホイールの角運動量をそれぞれ H_x , H_z とする。

簡単のため、モーメントホイールを含めた衛星全体のロール、ヨー軸回りの慣性モーメントを等しいとし(ピッチ軸に大型の太陽電池パドルを両側に対称に持つ衛星はほぼこの条件を満たす)、Iとする。時間微分をドット記号で表現すれば、外乱がない場合のロール/ヨーに関する近似線形化運動方程式は

$$I\ddot{\phi} + H_b\dot{\phi} + \dot{H}_x = 0 \quad (1)$$

$$I\ddot{\psi} - H_b\dot{\psi} + \dot{H}_z = 0 \quad (2)$$

となる¹⁾。ただし $H_b \gg H_x, H_z$ とする。

2.2 リアクションホイールの作用の概要 ここでリアクションホイールの作用を解析するために、次の複素変数を使用する：

$$\alpha = \phi + j\psi, \quad -U = \dot{H}_x + j\dot{H}_z, \quad j = \sqrt{-1} \quad (3)$$

従って(1), (2)式は次の1式に短縮される：

$$\ddot{\alpha} - jh\dot{\alpha} = U/I = u \quad (4)$$

ただし

$$h = H_b/I \quad (5)$$

で、外部から見たニューテーション角速度である。ここでロールホイールの速度をゼロに保ち、ヨーホイールに一定の角加速度を加えたとする。すなわち $\dot{H}_x = 0$, $\dot{H}_z = \text{const.} = -Iq$ とすると

$$\ddot{\alpha} - jh\dot{\alpha} = jq \quad (6)$$

である。(6)式を解く問題は、外部トルクとして jIq が入力されたジャイロ系の姿勢応答を求める場合と同じであることに注意されたい。例えば高速回転中のコマを水平にして、心棒の一端で支持してほぼ一定の重力トルクを受ける場合に相当する。

^{*1} 平成4年9月9日原稿受理

^{*2} 東京都立科学技術大学航空宇宙システム工学科

第1図 衛星構造、座標系、姿勢角説明図

初期値を α_0 , $\dot{\alpha}_0$ とし、角運動量ベクトルは原点にあるものとして次式が得られる：

$$\alpha = \alpha_0 - (q/h)t + j[(\dot{\alpha}_0/h) + (q/h^2)][1 - \exp(jht)] \quad (7)$$

(7)式は一般的にトロコイド曲線で、初期値がゼロならサイクロイドとなる。具体的には、半径 q/h^2 の円が実軸に接して滑らず h の角速度で転がり、初期値がこの円上にあればサイクロイド、円上になければトロコイドで、実軸との接点を H_x を除いた衛星の全角運動量 H_w の位置を表す。この模様を第2図に示す(ただし今述べた実軸は図の Im 軸で、この違いは次節で述べる)。ここで注意すべきは q が内力なので衛星全体の角運動量ベクトル H は $-Y$ 軸に一致して動かないのであるが、(6)式のように $\dot{H}_x$ を衛星系外に考えると前述のようになる。

途中でホイールの加速を中止し、一定速度に保持すれば、つまり $q=0$ にすれば、一般に残留ニュートーションが残る。その周回角速度は(7)式から h である。

実際の大型衛星では、柔軟モードの励振を防ぐために、 q は小さく、サイクロイド円も小さい。従ってコントロールド・バイアスモーメント衛星のリアクションホイールによるトルクは、概略的には、その取り付け軸方向にピッチ軸を傾ける作用をする、と考えてよい。

2.3 外力を受けるバイアスモーメント衛星の姿勢運動と制御の基本 姿勢制御の基本式は角運動量ベクトルを H として

$$dH/dt = U \quad (8)$$

であり、ここに U は制御トルク(ベクトル)である。この式から明らかに H は U の方向に、1次の微分方程式に従って制御され、その際に軸間の連成はなく、作用させたトルク方向に H は傾いて行く。一方、姿勢角 α は(4)式から分かるように、2次の微分方程式

第2図 ヨーホイール一定加速時のピッチ軸の運動

に従って制御され、かつ、ジャイロ連成を伴うので U に対する α の挙動は分かりにくい。 H を制御することによって α を制御するためには、 H と α との関係を把握しておく必要がある。そのため以下において $\theta=0$ に制御された状態でのバイアスモーメント H_b の軸であり、 α の姿勢角をとる $-y$ 軸(以下、 S と略称)と H との関係を述べる。なお、前節のように、 $\dot{H}_x$, $\dot{H}_z$ を外部トルクと見なせば $H - (H_x + H_z) = H_w$ が(8)式の H に相当する。

まず、姿勢運動を視覚的に表現するために、慣性座標上に $Y=-1$ の複素平面を設け、 $(0, -1, 0)$ を原点とし、そこを通る X , Z 軸に平行な軸をそれぞれ複素平面座標の実軸、虚軸とする。 S とこの平面との交点を $\underline{S}$, H ベクトルの交点を $\underline{H}$ とする。つまり $-Y$ 軸からの傾き角を複素表示したものと思ってよい。ただし $\underline{S}$ は次式のように α とは異なる点に注意されたい：

$$\underline{S} = \phi - j\dot{\phi} = -j\dot{\alpha} \quad (9)$$

また他のベクトルも、 X 成分が実軸、 Z 成分が虚軸の成分としてアンダーラインで表現する(第2図参照)。

結論を先に述べると

「外部トルク U によって(8)式に従って $\underline{H}$ は移動し、 $\underline{S}$ は各瞬間における $\underline{H}$ を中心に、その時点の位置から角速度 h の円(錐)運動をする」

以下、「 $\underline{\quad}$ 」内の記述に基づいて(4)式を導いてその説明とする。

最初に $\underline{S}$ と $\dot{\alpha}$ から $\underline{H}$ を求める。 $\underline{H} - \underline{S}$ はニュートーションの円錐半頂角 ν の大きさを持っている。モーメントホイールの軸まわりの慣性モーメントを I_s , スピン速度を ω とすれば

$$H_b = I_s \omega \quad (10)$$

であるから

$$h \equiv H_b / I = (I_s / I) \omega = \sigma \omega \quad (11)$$

σ はスピン衛星の場合と異なり、 I が長大なパドル等も含むので一般的に1よりかなり小さい。つまりニュ

第3図 角運動量ベクトルとピッチ軸の運動

レーションはスピン衛星に比べて遅い

ロール/ヨーの角速度を持った衛星の、 S に直交する角運動量は $I|\dot{\alpha}|$ であるから

$$\tan \nu = I|\dot{\alpha}|/H_B = |\dot{\alpha}|/h \quad (12)$$

ただし

$$|\dot{\alpha}| = \sqrt{\dot{\phi}^2 + \dot{\psi}^2} \quad (13)$$

ν は微小角であり、これを複素ベクトル表示して

$$\underline{\nu} = \dot{\alpha}/h \quad (14)$$

とすると $\underline{H}$ は次式となる：

$$\underline{H} = \underline{S} + \underline{\nu} = -j\alpha + \dot{\alpha}/h \quad (15)$$

以下において、 $\underline{H}$ 、 $\underline{S}$ とともに原点に近くにあるものとして議論を進める。時刻 $t=t$ において、 $\underline{H}$ は $d\underline{H} = Udt/H_B$ だけ移動するので、第3図を参照して

$$\underline{H} + d\underline{H} = \underline{S} + \underline{\nu} + Udt/H_B \quad (16)$$

一方、 $\underline{S}$ は ν を半径に hdt だけ回転するので

$$\underline{S} + d\underline{S} = \underline{S} - j\nu hdt \quad (17)$$

$$\underline{\nu} + d\underline{\nu} = \underline{H} + d\underline{H} - (\underline{S} + d\underline{S}) \quad (18)$$

以上から $\underline{\nu}$ を求めると：

$$\underline{\nu} - jh\underline{\nu} = U/H_B \quad (19)$$

(14)式を代入して H_B を乗ずると

$$I\ddot{\alpha} - jH\dot{\alpha} = U \quad (20)$$

これは I で割れば(4)式にほかならない(説明終り)。

(20)式において、 $U=0$ なら固有値は jh とゼロである。以下において U はフィードバックトルクとなるから、フィードバックゲインによって固有値はこれら2点から出発するものが含まれ、それぞれをニュートンモード(以下、Nモード)、プリセッションモード(以下、Pモード)と呼ぼう。Pモードは無制御では $H=\text{const.}$ でその周りを S が円錐を描くことはよく知られている。Nモードが消滅すると S は H に合体するので、 $H \neq 0$ が S のオフセットの原因となる。

さて、前述の姿勢運動の把握から、姿勢制御の基本的考え方として

「Nモードの抑制には H を S へ移動させ、Pモードの抑制には H を $-Y$ 軸(または原点)などの目標

方向に移動させる」

この制御方式は磁気軸受のような地上の回転体の制御にもそのまま当て嵌まる²⁾。

具体的には、Nモードでは $(S-H)$ に比例し、Pモードでは $(-H)$ に比例したトルクを(20)式の右辺に U としてフィードバックすべきである。両者の比例係数を I で割ったものをそれぞれ k_N 、 k_P とすれば

$$\left. \begin{aligned} k_N(S-H) &= -k_N\dot{\alpha}/h \\ k_P(-H) &= -k_P(-j\alpha + \dot{\alpha}/h) \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

これらを(20)式の右辺に加えると

$$\ddot{\alpha} + (k_{NP} - jh)\dot{\alpha} - jk_P\alpha = 0 \quad (22)$$

ただし

$$k_{NP} = (k_N + k_P)/h \quad (23)$$

(22)式は k_N 、 k_P を独立に与えることによって、両モードを独立に抑制できる特長を持っている。 k_{NP} の項は通常のダンピング項と変わらないが、最後の項である $(-jk_P\alpha)$ は軸間連成フィードバック項³⁾ またはクロスフィードバックと称されているものである。

次の第3章においては、具体的なブロック線図と、それに基づく固有値解析を、また第4章では数値解析例を与えるが、(22)式から分かるように複素変数表現法は次数が半分になるのみならず、ブロック線図にも複素係数伝達関数を用いると、図の簡略化にもなる。ブロック線図を実係数のものに直したい場合には、(22)式に立ち返って、実係数がロール軸、虚数係数がヨー軸の式であることを利用すればよい。

3. コントロール・バイアスモーメント衛星の制御

前節まで述べてきた、二つのモードの減衰を目的とするロール/ヨー軸の制御系の設計について述べる。ただし衛星は姿勢角($\alpha = \phi + j\psi$)のみが利用可能で、角速度情報($\dot{\alpha}$)は利用できないものとする。

以下の解析では電圧制御型のリアクションホイールを扱い、その伝達関数として文献4)にあるものを利用する。入力電圧 V_M に対する制御トルク U の伝達関数は

$$U(s)/V_M(s) = -K_M s / (1 + \tau_M s) \quad (24)$$

ただし、 s は、ラプラス演算子、 K_M はリアクションホイール・ゲイン、 τ_M はその時定数である。(24)式は明らかに微分特性を持っているが、同時に時定数による大きな位相遅れを伴っている。

3.1 位相進みフィルタによる補償 コントロール・バイアスモーメント方式の衛星の制御系の設計においては、まず、制御トルクを発生するアクチュエータであるリアクションホイールが前述のように、位相遅れの大きい1次遅れを伴う微分動作特性を持って

いることを念頭に置く必要がある。

角速度センサのない衛星ではNモードの制御に微分動作が必要で、それはアクチュエータから得られるが、1次遅れは邪魔であるのでこれだけを相殺したい。しかしこれは不可能なので、Nモードの周波数 h であり遅れの目立たない1次遅れに改良することにする。すなわち次の位相進み回路 $F_1(s)$ を設ける：

$$F_1(s) = (1 + \tau_M s) / (1 + \tau_C s) \quad (25)$$

ただしアナログ回路の常識から時定数は1/20程度とし

$$\tau_C \approx \tau_M / 20 \ll 1/h \quad (26)$$

の不等式条件が満足されるものとする。つまり姿勢角 α のラプラス変換量 $\alpha(s)$ に $F_1(s)$ を乗じてからリアクションホイールを駆動すると、わずかの位相遅れを伴う $\dot{\alpha}$ に比例したトルクが発生できることになるのでNモードの制御が可能となる。

次にPモードの制御には角運動量ベクトルの位置 $\underline{H}$ の推定が必要となり、(15)式から求められる。 α に比例した制御トルクを得るためにはアクチュエータの動特性を相殺する必要があるが、積分補償が可能となる。即ち、 $(1 + K_I/s)$ というPI補償回路で

$$K_I = 1/\tau_M \quad (27)$$

とすればアクチュエータの動特性は完全に相殺される。フィードバック信号 α (複素変数)のラプラス変換量を $\alpha(s)$ を用いてこれらの関係をブロック線図で示したのが第4図である。ただし

$$\alpha(s) = \phi(s) + j\psi(s) \quad (28)$$

で、 ϕ と ψ のラプラス変換量の複素変数である。また、図中の $\dot{\alpha}$ 、 $\underline{H}'$ 、 $\underline{S}'$ はアクチュエータを通った後でそれぞれ $\dot{\alpha}$ 、 $\underline{H}$ 、 $\underline{S}$ に比例する信号に相当することを表す記号である。

第4図のアクチュエータの出力が(3)、(4)式の $\underline{U}$ のラプラス変換量 $U(s)$ であり約分して次式となる：

$$U(s) = [jK_P - (K_N + K_P)s / \{h(1 + \tau_C s)\}] \alpha(s) \quad (29)$$

これを(4)式のラプラス変換したものに代入して通分し、(23)式を使うと次の特性方程式を得る：

$$\tau_C s^3 + (1 - jh\tau_C)s^2 + [K_{NP} - j(h + k_P\tau_C)]s - jk_P = 0 \quad (30)$$

(30)式からフィードバックゲインを微小として固有値

第4図 位相進みフィルタによる補償回路

の概略値を求める。原点の近傍にあると推測されるPモードの固有値 λ_P は特性方程式の低次の2項から、また、Nモードと、進み補償回路から新たに生じたモードをCモードとして固有値をそれぞれ λ_N 、 λ_C とし、特性方程式のそれぞれ低次および高次3項から

$$\lambda_P \approx -(k_P/h) + jk_P k_{NP}/h^2 \quad (31)$$

$$\lambda_N \approx -(k_N/h) + j(h - k_N\tau_C) \quad (32)$$

$$\lambda_C \approx -[(1/\tau_C) - k_{NP}] - j\tau_C(k_N + 2k_P) \quad (33)$$

明らかにN、Pの両モードとも独立に、それぞれのゲインのみに従って減衰が与えられる。 $k_P = k_N$ にすれば両モードの減衰時定数は等しくなる。

3.2 時間的位相遅れの空間的位相補償法 ここでは、 $\underline{H}$ の推定における τ_M から来るゲイン低下と位相遅れを(25)式のフィルタによらずに、クロスフィードバックによって取り戻す方式を検討する。対象とする角周波数はもちろんNモードの h である。即ち、アクチュエータの1次遅れ部分による $s = jh$ におけるゲイン低下 G_1 と位相ずれ γ は

$$G_1 = \sqrt{1 + (\tau_M h)^2} \quad (34)$$

$$\gamma = \arg(1 + j\tau_M h) = \tan^{-1}(\tau_M h) \quad (35)$$

後述する数値例では $G_1 \approx 2.23$ 、 $\gamma \approx 63.4[\text{deg}]$ 程度で無視できない影響を与える。

従って $\dot{\alpha}$ をアクチュエータで発生する前に α を γ だけ位相を進め、同時にゲインを G_1 だけ上げるために α に、 $G_1 \exp(j\gamma)$ を乗ずる：

$$G_1 \exp(j\gamma) = G_1 [\cos \gamma + j \sin \gamma] = 1 + j\tau_M h \quad (36)$$

つまり、第4図における位相進み要素のブロックの代わりに単純な $[1 + j\tau_M h]$ という形のブロックに置き換えればよい。具体的にはこのブロックに $\alpha(s)$ を乗じた結果、クロスフィードバックを施すことになる。この場合のクロスフィードバックは前節のPモード制御のように純粋に他軸成分のみをフィードバックするのではなく、両成分が入り混じった形となる。

Pモードの制御は前節と同様とする。その結果、前同様に複素変数 $\alpha(s)$ に対するブロック線図として第5図が得られる。

この場合のアクチュエータ出力 $U(s)$ は

$$U(s) = [jK_P - (K_N + K_P)(1 + j\tau_M h)s / \{h(1 + \tau_M s)\}] \alpha(s) \quad (37)$$

第5図 空間的位相補償法による補償回路

これと前節の(29)式とを比較すると、第2項の分母の位相遅れを、(36)式で空間的に補償した形となっていることに注目されたい。このフィードバックを含めた衛星全系の特性方程式は

$$\tau_M s^3 + (1 - j\tau_M h)s^2 + [k_{NP} - j(h - k_N \tau_M)]s - jk_P = 0 \quad (38)$$

となる。これと前節の(30)式と比較すると、時定数のほかに、 s 項の虚数部が変わっただけで、殆ど似た形になったことは興味のあることである。

3モードの固有値 λ_P , λ_N , λ_M は

$$\lambda_P \approx -(k_P/h) + jk_P k_{NP}/h^2 \quad (39)$$

$$\lambda_N \approx -(k_N/h) + jh \quad (40)$$

$$\lambda_M \approx -(1/\tau_M) + (k_N/h) - jk_P/(\tau_M h^2) \quad (41)$$

これらは前節と同様に k_P , k_N を微小として、Pモードは(38)式の最後の2項から、他の2モードは最初の3項から $\tau_M h \gg 1$ として求めた。これらと前節の(31)~(33)式の実数部を比較すると明らかに λ_M は虚軸からの距離が約 $1/(20)$ になった極から出発するので、他モードへの影響が大きく、ゲインを上げ過ぎると不安定になる恐れがある。他の2根も近似解なので断言できないので、次節のシミュレーションで具体例を取り上げて論ずることにする。しかしフィルタによる位相進み回路は、ノイズに対する弱点を有するが、本方式ではその心配は無用である。

3.3 簡単なクロスフィードバックPI制御方式
文献5)ではセンサ信号をクロスフィードバックして、簡単なPI回路を通してアクチュエータに送るという極めて単純な方式ではあるが、両モードともに減衰している。その理由をここで検討することにする。

フィードバックは

ロール軸…… $(\phi - \psi)$

ヨー軸…… $(\psi + \phi)$

であって、クロスフィードバックを含んでいる。フィードバック信号 FB は(3)式から

$$FB = \alpha + ja \quad (42)$$

となる。この信号は単純な α に対して空間的に位相を $45[\text{deg}]$ 進め、ゲインを $\sqrt{2}$ 倍している。

前節でアクチュエータのNモード周波数でのゲイン低下 G_1 と位相遅れ γ は(34), (35)式で与えてあるが、後述する数値例では $G_1 \approx 2.23$, $\gamma \approx 63.4[\text{deg}]$ 程度なので、(42)式のクロスフィードバックは位相遅れを $63.4 - 45 = 18.4[\text{deg}]$ 程度まで改善していることが分かる。つまり(42)式に適当なゲインだけを乗じてそのま

第6図 簡単なクロスフィードバックPI補償回路

まアクチュエータに入れてもNモードの減衰にはかなり有効であろうと予想される。

一方、衛星のPモード周波数は本来ゼロなので、アクチュエータによる位相遅れは殆ど気にすることは無さそうである。従って、(42)式を積分器を通してアクチュエータに入れた場合には、2.3節の(22)式第3項に近い効果が得られる。

本例では(42)式が位相進みの役割を果たしている。これをより向上させるには前節の(36)式の方がNモードにより有効である。従って、Nモードに重点を置いてPモードを重視しなければ(36)式を利用して制御回路は第6図のようになる。

4. 数値計算例と検討

具体的なパラメータは文献4)を参考に、以下のものを採用した：

$$I = 200[\text{kgm}^2], H_B = 20[\text{Nm} \cdot \text{s}],$$

$$K_R = 0.15[\text{Nm/V}],$$

$$\tau_M = 20[\text{s}], \tau_c = 1[\text{s}], h = H_B/I = 0.1[\text{rad/s}].$$

前章のブロック線図に、これらの数値を用いて主として根軌跡を求め、検討した。時間歴は固有値どりの

第7図 第4図の回路による根軌跡とピッチ軸の運動

第8図 第5図の回路による根軌跡

第9図 第6図の回路による根軌跡

応答となったので省略し、根軌跡の数値計算結果のみを示す。根軌跡は紙面の都合で主として $k_N = k_P$ として同時に増大した。ただし片方をゼロにした場合の独立減衰の効果は確認した。

4.1 位相進みフィルタによる補償の場合 第7図(a)は同時増大の場合である。ただし τ_c から派生したCモードは左端から遠いので省略した。代表根はPモードで、実数部の最大値は約 $-0.04[s^{-1}]$ である。そのときのNモードの根を○印で示した。第7図(b)はそのときの姿勢運動の軌跡である。

4.2 空間的位相補償の場合 第8図(a)は両ゲインを同時に増大した場合で、前節の例と違って $-1/\tau_M$ が jh よりもPモードに近く、Pモードが影響されやすい。第8図(b)は同図(a)の代表根が虚軸を最も離れるゲインを固定し、補償回路の τ_M をゼロから増大した根軌跡である。ゼロのときはNモードが不安定になっているが、増大とともに安定化し、ノミナル値(○印)がほぼPモードの最適値になっている(k_N だけをもう少し増大してもよい)。このことは H の推定が最も正確であることを示している。ただし代表根の実数部は約 $-0.017[s^{-1}]$ で前節の位相進みフィルタの場合の半分以下である。しかし前節のような疑似微分動作を含まないので、ノイズに強いと思われる。この例は、提案した空間的位相補償法の妥当性を実証していると考えられる。なお、特性方程式は複素係数なので根軌跡は上下対称とは限らず、例えば τ_M モードは(41)式から、図とは逆に実軸の下側にあるものと思われる。

4.3 簡単なクロスフィードバックPI制御の場合 第9図(a)は積分補償のゲインをゼロに固定してループ

ゲインを変えて、Nモードに対する空間的補償として(42)式に従った $(1+j)$ の場合と、 $(1+j\tau_M h)$ にした場合の効果の差を調べたものである(○印は同一ループゲイン)。明らかに前章の補償効果を実証している。

第9図(b)はループゲインをある点に固定して、積分補償ゲイン K_I のみを増大したときの軌跡である。ループゲインをかなり上げないとPモードは K_I で安定化しない。また、 K_I は明らかにNモードに悪影響を与えている。一応、Pモードは安定化されているが、 H ベクトルを原点にもって行くような厳密な設計ではないので、前の2例と比較して最も悪く、実数部は約 $-0.005[s^{-1}]$ 程度に過ぎない。しかしNモードの減衰にのみ重点を置くのであれば、回路の単純さから捨て切れないものがある。

5. まとめ

- (1) 外部トルクが作用するコントロールド・バイアスモーメント衛星のピッチ軸運動と角運動量ベクトルとの関係と制御法を明示した(2.3節)。
- (2) リアクションホイールの動特性を考慮した、ロール/ヨー間のクロスフィードバックを含む三つの制御法を示し、固有値解析とシミュレーションによる比較検討を行った。
- (3) アクチュエータの位相遅れをロール/ヨー間のクロスフィードバックで補償するための簡単な伝達関数を提案し、その有効性を示した。

最後に根軌跡などの計算や、作図などで、本学大学院生：洗井昌彦君の協力を得た。謝意を表す。

参考文献

- 1) 後藤壮輔, 市川信一郎: 人工衛星の三軸姿勢制御, 宇宙開発事業団報告, NASDA TR-22, 1988.
- 2) Schweizer, G. (Ed.): Magnetic Bearings, Springer Verlag, 1989, pp. 311-318.
- 3) Heimbold, G.: Impact of Magnetic Bearing Rotor Design on Satellite Nutational Stability, J. Guidance, 7, No. 3 (1984), p. 279.
- 4) Greensite, A. L.: Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems, NASA CR-831, 1967, p. 33.
- 5) 村上 力, 福田敏之: コントロールド・バイアスモーメント衛星のリアクションホイール制御法, 宇宙科学技術連合講演会前刷集, 3 E-17, 1991.