磁気軸受ホイールを搭載した人工衛星の 姿勢運動の安定性と制御

井上 正 夫*・二 宮 敬 虔**

Stability and Control of Attitude Motion of a Satellite Equipped with a Magnetic Wheel

Masao INOUE* and Keiken NINOMIYA**

Introducing magnetic suspension to the momentum wheel of an artificial satellite is expected to enhance the reliability and the maneuverability of the satellite. However, as the stiffness of the magnetic bearing is rather small, the attitude motion of the satellite may be coupled with the wheel precession to become unstable. Although the attitude motion may be able to be stabilized at the cost of reducing the stability of the wheel precession when the tilting angles of the wheel are controlled actively, it has been difficult to get sufficient stability margin both in the attitude motion of the satellite and in the precessional motion of the wheel without attitude sensors. This paper proposes the new strategy to offer large damping factor both to the satellite motion and to the wheel precession without attitude sensors. That is achieved by introducing an observer which estimates the attitude-rate of the satellite. It is provided that the observer-based compensation is equivalent to the low-pass-filtering whose cut-off frequencies are as low as those of the attitude motion of the satellite. Some numerical examples displayed that the system has good performances.

Key Words: magnetic suspension, attitude control, observer, gyroscopic dynamics

1. はじめに

モーメントムホイールは人工衛星の姿勢を安定化す

* 三菱電機(株)中央研究所 尼崎市塚口本町 8-1-1

** 宇宙科学研究所 相模原市由野台 3-1-1

* Central Research Laboratory, Mitsubishi Electric Corporation, Amagasaki

** The Institute of Space and Astronautical Science, Sagami-hara

(Received April 6, 1989)

(Revised June 23, 1989)

る有効な手段として多くのシステムに利用されているが、ホイール軸受の寿命が人工衛星全体の信頼性に大きい影響を及ぼすことになるので、軸受の信頼性を確保することが重要となる。しかし、従来用いられている玉軸受の寿命は経験的にしか評価できず、不確定要因が多いために均質な品質の製品を得ることが難しいという問題があった。また、長寿命とするためには回転速度を低くおさねばならないので、必要な角運動量を得るために重量の大きいホイールを使わねばならないという欠点もある。

非接触で回転体を支持できる磁気軸受をモーメントムホイールの軸受に適用することが、玉軸受のこのような困難を解決するものとして検討されている¹⁾。磁気軸受としては、永久磁石を用いた部分的な受動安定化方式が搭載上有利と考えられていたが、ホイールと人工衛星の力学的な連成によって姿勢運動が不安定になることが示され²⁾、能動的な磁気軸受を用いてホイール回転軸の傾きに関する運動にクロスフィードバックを加えることによって、人工衛星の姿勢運動を安定化する方法が提案された^{3),4)}。

一方、磁気軸受単独では、高速回転時のプリセッション運動を安定化するためにクロスフィードバックを加えることが報告されている^{3),4)}。ところが、このクロスフィードバックは前記の人工衛星の姿勢運動を安定化するためのクロスフィードバックとはまったく正反対の効果があるため、両者を同時に安定化することが困難であった。

2. 磁気軸受制御の人工衛星の 姿勢運動への寄与

Fig. 1 のような人工衛星において、磁気軸受支持されたホイールがそのノミナルな回転軸がY軸と平行

Fig. 1 Mathematical model of a satellite equipped with a magnetic wheel

に搭載されて一定速度で回転しているとする。このとき、人工衛星の X 軸、 Z 軸まわりの微小姿勢角速度を ω_x , ω_z 、ホイールの半径方向軸まわりの微小回転角度(以後これをジンバル角度と呼ぶ)を θ_x , θ_z とすれば、この系の運動は方程式(1), (2)で近似的に表現できる。

$$I_x \dot{\omega}_x = -u_x \quad (1a)$$

$$I_z \dot{\omega}_z = -u_z \quad (1b)$$

$$J(\dot{\omega}_x + \dot{\theta}_x) + h(\omega_x + \dot{\theta}_x) = u_x \quad (2a)$$

$$J(\dot{\omega}_z + \dot{\theta}_z) - h(\omega_z + \dot{\theta}_z) = u_z \quad (2b)$$

ここで、 I_x , I_z はそれぞれ X 軸、 Z 軸まわりの人工衛星の慣性モーメント、 J はホイールの回転軸に垂直な軸まわりの慣性モーメント、 h はホイールの角運動量、 u_x , u_z は X 軸、 Z 軸まわりの磁気軸受制御トルクである。

ホイール単独としてのジャイロ運動にはニューテーション(章動)とプリセッション(歳差)の二つのモードがあるが³⁾、ニューテーションは固有周波数がきわめて高いので近似的にこれを無視しても人工衛星の姿勢運動への影響は小さいと考えられる。これはホイールの慣性 J を無視することに相当し、(2)式はさらに(3)式のように近似される。

$$h(\omega_x + \dot{\theta}_x) = u_x \quad (3a)$$

$$-h(\omega_z + \dot{\theta}_z) = u_z \quad (3b)$$

磁気軸受制御トルク u_x , u_z は(4)式のようにジンバル角度 θ_x , θ_z のフィードバックで与えられるとする。

$$u_x = -k_d \theta_x + k_c \dot{\theta}_x \quad (4a)$$

$$u_z = -k_d \theta_z - k_c \dot{\theta}_z \quad (4b)$$

ここで、 k_d は軸受に剛性を与えるための直接フィードバックゲイン、 k_c はプリセッションを補償するクロスフィードバックゲインである。実際にはさらにニューテーションを安定化するための $\dot{\theta}_x$, $\dot{\theta}_z$ に関する

レートフィードバックが必要だが、ここではホイールのニューテーションが安定であることを前提とした解析を行っているのでこれを近似的に無視した。

さて、解析を簡単にするため $I \equiv I_x = I_z$ を仮定し、複素変数 $\Omega \equiv \omega_x + i\omega_z$, $\Theta \equiv \theta_x + i\theta_z$, $U \equiv u_x + iu_z$, $K \equiv k_d + ik_c$ を導入すると、(1), (3), (4)式は(5)~(7)式で表現される。

$$I\dot{\Omega} = -U \quad (5)$$

$$-ih(\Omega + \dot{\Theta}) = U \quad (6)$$

$$U = -K\Theta \quad (7)$$

人工衛星の姿勢運動とホイールのプリセッションの安定は(5)~(7)式の固有値によって評価できる。固有値を λ とすると特性方程式は(8)式となり、その根は近似的に(9)式と解ける。

$$\lambda^2 + i\frac{K}{h}\lambda + \frac{K}{I} = 0 \quad (8)$$

$$\lambda_s \doteq \frac{-k_c h^3}{I^2(k_c^2 + k_d^2)} + i\frac{h}{I} \quad (9a)$$

$$\lambda_w \doteq \frac{k_c}{h} - i\frac{k_d}{h} \quad (9b)$$

ここで λ_s は人工衛星の姿勢運動から派生した固有値、 λ_w はホイールのプリセッションから派生した固有値を表わしている。(9)式の導出では小型の科学衛星のパラメータのオーダーが

$$\begin{aligned} I &\sim 10^2 \text{ kgm}^2 \\ h &\sim 10^1 \text{ Nms} \\ k_c, k_d &\sim 10^2 \text{ Nm} \end{aligned} \quad (10)$$

であることを考慮して $\sqrt{1+\varepsilon} \doteq 1 + 1/2\varepsilon - 1/8\varepsilon^2$, ($|\varepsilon| \ll 1$)と展開した。

(9)式の实部に注目すると、人工衛星の姿勢運動が安定なためには $k_c > 0$ でなければならないのに対し、ホイールのプリセッションを安定化するためには $k_c < 0$ でなければならない。したがって、(4), (7)式のような単純な制御則では両者を同時に安定化することが困難である。

ただし $\text{Re}(\lambda_s)$ のオーダーは 10^{-3} と非常に小さく、また実際には $k_c = 0$ であっても(3), (6)式で無視したホイール慣性 J のおかげで λ_w はやや安定である。そこで、 k_c をわずかに正に選ぶことによって、人工衛星の運動を安定化するという手法が提案されている^{2), 5), 6)}。しかし、このことはホイールのプリセッションの減衰を損ない、また(9a)式が示すように、 k_c の $\text{Re}(\lambda_s)$ への寄与がそもそも小さいので、姿勢運動の減衰を十分大きくすることはできず、結局どちらの運動も安定の余裕がきわめて乏しくなるという問題が

あった。

3. 姿勢角速度センサを用いた磁気軸受の制御

さて、実際の人工衛星においては、光学的あるいは慣性的なセンサを用いて姿勢角度誤差や姿勢角速度誤差を検出し、それを姿勢制御アクチュエータへフィードバックすることによって能動的な姿勢制御を行うのが一般である。その場合には人工衛星の姿勢運動の減衰は十分大きいので、 $k_e < 0$ であっても安定性は保たれる。しかし、時として姿勢センサの情報が得られなくなった場合には前節で示したように姿勢運動が不安定になる状況が生じるわけである。

ジャイロなどの姿勢角速度センサが使用できるとすれば、制御系は Fig. 2 のように構成することができ、磁気軸受の制御トルクはラプラス変換した形で (11) または (12) 式と与えられる⁷⁾。

$$\begin{bmatrix} u_x(s) \\ u_z(s) \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} k_d - k_e & k_r \\ k_e & k_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_x(s) + k_r \frac{\omega_x(s)}{s + \omega_0} \\ \theta_z(s) - k_r \frac{\omega_z(s)}{s + \omega_0} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$U(s) = -K \begin{bmatrix} \theta(s) - i k_r \frac{\Omega(s)}{s + \omega_0} \end{bmatrix} \quad (12)$$

ここで、 s はラプラスの演算子、 k_r は姿勢角速度のフィードバックゲイン、 ω_0 は姿勢角速度 Ω の積分がドリフトしないように、低周波数領域でのゲインを制限するための定数である。

(11), (12) 式では通常の状態フィードバックと異なり、姿勢運動を減衰させるために姿勢角速度の近似的な積分量を用いているが、その理由は以下のとおりである。

(1), (3) 式より u を消去すると、

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x + h \omega_x &= -h \dot{\theta}_z \\ I_x \dot{\omega}_z - h \omega_x &= h \dot{\theta}_x \end{aligned} \quad (13)$$

Fig. 2 Block diagram of the control system (with attitude-rate sensors)

を得る。(13)式左辺は角運動量をもつ剛体に対する近似的なオイラーの運動方程式であるから、右辺は人工衛星に加わるトルクの近似量と考えることができる。人工衛星の姿勢運動に減衰を加えるためには、姿勢角速度に比例したトルクをフィードバックする必要がある。その制御ゲインを K_r とすれば制御則は $h\dot{\theta} = \pm K_r \omega$ 、すなわちジンバル角度への指令としては姿勢角速度の積分量が必要になる。

ω_0 が十分小さいと仮定して (5), (6), (12) 式を連立すると特性方程式は (14) となり、その近似解は (15) である。

$$\lambda^2 + i \frac{K_r}{h} \lambda + \frac{K(1 + i k_r)}{I} = 0 \quad (14)$$

$$\lambda_s \doteq -\frac{h k_r}{I} + i \frac{h}{I} \quad (15a)$$

$$\lambda_w \doteq \frac{k_e}{h} - i \frac{k_d}{h} \quad (15b)$$

(15) 式を (9) 式と比較すれば、 λ_w に変化がないのに対し、 λ_s の安定は k_e によってではなく、 k_r によって支配されるようになり、その絶対値も大きくできることがわかる。したがって、プリセッションを安定化するために $k_e < 0$ としても人工衛星の姿勢運動が不安定になることは避けられる。

ところで、磁気軸受で支持されたホイールは原理的に2自由度ジャイロと同一構成であるから、制御トルクを発生させるアクチュエータとしてだけでなく、角速度センサとしての使用も可能である。ワイスバークら⁸⁾は磁気軸受制御トルクを制御電流から推定することによって人工衛星の姿勢角速度を計測する試みについて検討したが、ここでは姿勢運動を不安定にしない磁気軸受制御回路を得るために姿勢角速度の推定量を利用することを考える。

4. オブザーバを用いた姿勢角速度の推定と制御

運動方程式 (5), (6) からわかるように、この系は人工衛星の姿勢とホイールのジンバル角度とが制御トルクの作用・反作用によって互いに連成している。衛星の姿勢角速度は直接測定できなくても可観測であり、オブザーバなどを用いて推定することができる。ここでは磁気軸受制御回路の形を知りたいので、できるだけ単純な低次元オブザーバ⁹⁾を構成する。

観測量 y をジンバル角度 θ のみとして (5), (6) 式を書き直すと (16) 式となる

が、これに対して姿勢角速度 Ω を推定する低次元オブザーバは(17)式である。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \theta \\ \Omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \Omega \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} i/h \\ -1/I \end{bmatrix} U \quad (16a)$$

$$y = [1 \ 0] \begin{bmatrix} \theta \\ \Omega \end{bmatrix} \quad (16b)$$

$$\frac{dz}{dt} = Lz + L^2\theta - \left(\frac{1}{I} + i\frac{L}{h} \right) U \quad (17a)$$

$$\dot{\hat{\Omega}} = z + L\theta \quad (17b)$$

ただし、 L はオブザーバのゲイン、 z はオブザーバの状態変数、 $\hat{\Omega}$ は姿勢角速度の推定値である。

つぎにこのようにして推定された姿勢角速度を用いて磁気軸受の制御を行う。その制御則は(12)式の $\Omega(s)$ を $\hat{\Omega}(s)$ で置換した(18)式とする。

$$U(s) = -K \left[\theta(s) - ik_r \frac{\hat{\Omega}(s)}{s + \omega_0} \right] \quad (18)$$

系の特性根は(12)式の代わりに(18)式を用いても変化しないことが保証されている⁹⁾ので、(15)式の結果に変わりはなくオブザーバの特性根 λ_0 が付加されるだけである。これは(17a)式より $\lambda_0 = L$ であって任意に選ぶことができる。

(17)、(18)式で記述された制御系をブロック図で表わしたのが **Fig. 3** である。図で破線で囲まれた部分が磁気軸受の制御回路を示しているが、これがどのような特性なのかに興味がある。(17)式をラプラス変換し、(18)式とから $z(s)$ と $\hat{\Omega}(s)$ とを消去すれば磁気軸受制御回路の伝達関数が得られ、(19)式となる。

$$\frac{U(s)}{\theta(s)} = -K \frac{s - L - iLk_r \frac{s}{s + \omega_0}}{s - L + \frac{Kk_r}{s + \omega_0} \left(-\frac{L}{h} + i\frac{1}{I} \right)} \quad (19)$$

ここで簡単のためオブザーバのゲイン L を

$$\lambda_0 = L = \frac{hk_d}{Ik_c} \quad (20)$$

Fig. 3 Block diagram of the control system (with an observer)

と設定すれば、(19)式は分母が実数となり(21)式のよ

$$\frac{U(s)}{\theta(s)} = -K \left[1 - ik_r \frac{cs + id}{s^2 + as + b} \right] \quad (21)$$

ただし、

$$a \equiv \omega_0 - \frac{hk_d}{Ik_c} \quad (22a)$$

$$b \equiv -\frac{hk_d}{Ik_c} \omega_0 - k_r \frac{k_d^2 + k_c^2}{Ik_c} \quad (22b)$$

$$c \equiv \frac{hk_d}{Ik_c} \quad (22c)$$

$$d \equiv \frac{k_d^2 + k_c^2}{Ik_c} \quad (22d)$$

(21)式右辺第1項は人工衛星の姿勢運動を考慮しない磁気軸受の制御ゲインであり、第2項が人工衛星の姿勢を安定化するための付加的なフィードバックを表わしている。

一般にオブザーバの推定量をフィードバックする場合には、系の特性に影響を与えないように、その固有値実部の絶対値を大きく選んで収束を速やかにするが、過度に大きくすると過渡特性が劣化するので、そのかねあいで適当な値が選択される。ここで考えているシステムでは人工衛星の姿勢運動への影響を避けるため、 λ_0 は実部の絶対値が $|\lambda_0| = h/I$ よりもやや大きくなるように選ばれるべきである。通常、 $0 < -k_c < k_d$ であるから、(20)式はこの条件を満たしている。

さて、(10)式のようなパラメータのオーダーで考えると、(22)式より

$$\begin{aligned} c &\sim 10^{-1} \\ d &\sim 10^0 \end{aligned} \quad (23)$$

であり、また人工衛星の姿勢運動の固有振動数 h/I はおおよそ 10^{-1} のオーダーであるから、(21)式において cs の効果は d に比べ相対的に小さい。そこでこれを無視すれば、(18)式との比較で近似的な姿勢角速度推

定量 ω_x^* 、 ω_z^* が(24)式で表現される。

$$\frac{\omega_x^*(s)}{s + \omega_0} = \frac{-d}{s^2 + as + b} \theta_z(s) \quad (24a)$$

$$\frac{\omega_z^*(s)}{s + \omega_0} = \frac{d}{s^2 + as + b} \theta_x(s) \quad (24b)$$

これは折点周波数 $\sqrt{b}$ が衛星の姿勢運動の固有振動数と同程度に低いローパスフィルタである。このことは、人工衛星の姿勢運動を減衰させるために必要な位相情報はホイールジンバル角度信号 θ_x 、 θ_z の低周波数成分に含まれていることを示している。

(24)式によって、磁気軸受の制御に必要な

Fig. 4 Block diagram of the control system (with simplified estimators)

な姿勢角速度に関する信号の推定近似が得られたので、これを(18)式の制御則へ適用して Fig. 4 のような制御系を構成することが可能であろうと推測される。

5. 数値例およびシミュレーション

以上の議論を確認するために数値例による固有値の計算とシミュレーションを行った。運動方程式は(1), (3)式、磁気軸受の制御則は(21), (22)式を用い、以下に示す数値を使用した。これは小型の科学衛星と文献3)を参考とした。

$$\begin{aligned} I_x = I_z &= 200 \text{ kgm}^2 \\ h &= 20 \text{ Nms} \\ k_d &= 200 \text{ Nm} \\ k_c &= -50 \text{ Nm} \end{aligned} \quad (25)$$

5.1 固有値の計算

Fig. 5 は人工衛星の姿勢運動のダンピングファクタ

$$\zeta_s \equiv -\text{Re}(\lambda_s)/\text{Im}(\lambda_s) \quad (26)$$

を k_r , ω_0 をパラメータとして描いたものである。こ

Fig. 5 Damping factor of the satellite motion

れからわかるように、 k_r を導入することにより人工衛星の姿勢運動が安定化されていくことが確認できる。 ω_0 を大きくすると減衰が劣化するのは、 ω_0 が低周波数領域におけるゲインの逆数であるために k_r が小さくなったのと等価になるためである。 $\omega_0 = 0$ の場合は、ほぼ $\zeta_s = k_r$ であり、(15a)式の結果に一致している。また、 $k_r = 0$ の場合には ζ_s はわずかに負(不安定)であるが、これはプリセクションを安定化するために $k_c < 0$ としたからである。

Fig. 5 のパラメータの範囲ではプリセクションの固有値にはほとんど変化がなく、 $\lambda_{\omega} \doteq -2.4 \pm 10i$ であった。これは(15b)式に一致している。(20)式で指定したオブザーバの根も一定値($\lambda_0 = -0.40$)であった。

5.2 シミュレーション

系の過渡的な応答を見るために数値シミュレーションを行った。Fig. 6 がその結果であり、以下のパラメータで計算した。

Fig. 6(a) : $k_r = 0.1$, $\omega_0 = 0.1$,

Fig. 6(b) : $k_r = 0.2$, $\omega_0 = 0.1$,

Fig. 6(c) : $k_r = 0.1$, $\omega_0 = 0.05$

初期値はいずれの場合も人工衛星の姿勢角速度 ω_x に 0.1 deg/s を与えた。これは姿勢制御のためにスラスタなどを噴射した場合に相当する。数値積分はルンゲ・クッタ法を用いた。Fig. 5 から予想されるように、 k_r を大きくするか ω_0 を小さくすることによって人工衛星の姿勢運動の減衰が大きくなり、本方式の効果の大きいことが確認できる。ただし、Fig. 6(b), (c) ではさらに大きい k_r または小さい ω_0 を選んだが、その結果姿勢運動の減衰は増大するものの、ホイールのジンバル角度変動の大きくなることがわかる。これはつぎのように解釈できる。

(21), (22)式で表わされる制御則の低周波数領域でのゲインは、 $s=0$ とすれば、

$$\begin{aligned} \frac{U(0)}{\Theta(0)} &= \frac{-Khk_d\omega_0}{hk_d\omega_0 + k_r(k_d^2 + k_c^2)} \\ &\doteq \frac{-Khk_d\omega_0}{k_r(k_d^2 + k_c^2)} \end{aligned} \quad (27)$$

である。(27)式は大きい k_r や小さい ω_0 を用いると、磁気軸受制御の低周波数領域でのゲインが減少することを示している。したがって、その場合には姿勢変動などの外乱が加わったりすると大きいジンバル角度変化が現れてしまうのである。逆に、姿勢変動に敏感になるために減衰が速やかになったともいえる。従来提

Fig. 6 Simulation results

案されていた正の k_e を用いて人工衛星の姿勢を安定化させる方法は、プリセッションの安定を故意に悪くすることによって姿勢運動に敏感になっていたわけであるが、本方式では(24)式で示したようなさらに低い周波数のモードを付加することによってその効率を上げたと考えることもできよう。

しかしながら、低周波数領域でのゲインがあまり小さいと磁気軸受単独としての制御が困難になる恐れがある。結局、オブザーバを用いて人工衛星の姿勢を安定化できる限界は、磁気軸受に働く外乱とそれを許容できる制御ゲインによって決定されるということになる。

6. 結論と今後の課題

磁気軸受ホイールを搭載した人工衛星の姿勢運動を不安定にしないための磁気軸受制御装置の構成法について検討した。最初に磁気軸受制御のクロスフィードバックが、ホイールと人工衛星の安定に相反する効果を及ぼすことを示し、続いてこの困難を解決するために姿勢角速度を推定するオブザーバを用いる方式を提案した。固有値解析とシミュレーションの結果、本方式は従来提案されていた正の k_e を用いた磁気軸受制御に比べると、ホイールの安定を損なうことなく人工衛星の姿勢運動に大きい減衰を与えることが可能であることが確認された。また、このような方法で得られた磁気軸受の制御回路は、ホイールのジンバル角度を2次のローパスフィルタに通してフィードバックすることと近似的に同等であることが明らかになった。

ただし、これらの解析は近似モデルに基づいているので、実用化のためにはさらに詳しい検討が必要である。特に磁気軸受のアクチュエータは非線形性や不平衡力が大きく、それが姿勢運動へどのような影響を及ぼすかは完全に明らかにされていないわけではない。また、本論文では制御装置の伝達関数をできるだけ簡単な形で導出できるようなオブザーバの根指定を行ったが、磁気軸受制御の低周波数領域でのゲインや外乱抑制のための条件等を考慮した最適化が望まれる。今後はこれらの問題を解決するため、現実のハードウェアを用いた試験・評価を行う予定である。

本研究に貴重な助言をくださいました九州大学名誉教授木村春夫様、三菱電機(株)中央研究所土屋和雄様、宇宙科学研究所大島 武様に感謝します。

参考文献

- 1) 村上 力：人工衛星姿勢制御用磁気軸受フライホイール、計測と制御, **23**-1, 129/134 (1984)
- 2) G. Heimbold: Impact of Magnetic Bearing Rotor Design on Satellite Nutational Stability, Journal of Guidance and Control, **7**-3, 279/285 (1984)
- 3) 井上：磁気軸受ホイールの回転試験とジャイロ運動の安定性, 計測自動制御学会論文集, **23**-3, 294/300 (1987)
- 4) 樋口, 水野：5 自由度制御型磁気軸受制御系の研究, 計測自動制御学会論文集, **18**-5, 507/513 (1982)
- 5) A. Nakajima and C. Murakami: Active Nutation Control of Spacecraft Using a Magnetic Bearing Momentum Wheel with Vernier Gimbaling Capability, Technical Report of National Aerospace Laboratory, TR-820 T (1984)
- 6) T. Lange: Optimal Magnetic Bearing Control for High-Speed Momentum Wheels, Journal of Guid-

- ance and Control, 8-6, 737/742 (1985)
- 7) M. Inoue, K. Tsuchiya, K. Tanaka, Y. Ohkami and O. Okamoto: An Attitude Control Test Using a Magnetic Double Gimballed Momentum Wheel, Proceedings of the 13th International Symposium on Space Technology and Science, 999/1004 (1982)
- 8) ワイスバーク, 二宮, 井上: 磁気軸受モーメントムホイールを用いた慣性の姿勢決定法, 第 27 回 SICE 学術講演会予稿集, 719/722 (1988)
- 9) D. Luenberger: An Introduction to Observers, IEEE Trans. Automatic Control, 16-6, 596/602 (1971)
-