磁気軸受モーメントムホイールによる超小型衛星の姿勢制御*

照井冬人^{*1}Attitude Control of a Micro Satellite
Using Magnetic Bearing Momentum Wheel

Fuyuto TERUI

An attitude controller for a 50 kg-class micro satellite which could be launched by H-II rocket as a piggyback payload of a main satellite is considered. One of the candidate configurations for such an attitude controller is bias momentum control using a magnetically suspended momentum wheel with gimbaling capability. Magnetic bearings can generate internal torques and tilt the axis of the momentum wheel relative to the despun mainbody, and this function can be used for the active stabilization of the attitude motion of the satellite. The disturbance torque acting on the satellite caused by the release of a tethered subsatellite from it is estimated for the controller design. The attitude controller for estimated disturbance is designed based on the linearized equations of motion of it applying the H_∞ control theory. The performance of the controller is evaluated through numerical simulation.

Key Words: Magnetic Bearing, Attitude Control, Micro Satellite, Tether, H_∞ control

記号表

1. 緒言

$\{i\}$	慣性座標系 $\{i_1, i_2, i_3\}$
$\{s\}$	非回転部 (stator) 固定座標系 $\{s_1, s_2, s_3\}$
$\{r\}$	回転部 (rotor) 固定座標系 $\{r_1, r_2, r_3\}$
$\{c\}$	バス衛星重心固定座標系 ($\{s\}$ と平行) $\{c_1, c_2, c_3\}$
$\{f\}$	子衛星重心固定座標系 $\{f_1, f_2, f_3\}$
h	$I_r \theta_3$
$\theta_{si} (i = 1, 2, 3)$	$\{s\}$ の $\{i\}$ に対する 1-2-3 オイラー角
$\theta_i (i = 1, 2, 3)$	$\{r\}$ の $\{s\}$ に対する 1-2-3 オイラー角
I_s	stator の慣性テンソル $\text{diag}[I_{s1}, I_{s2}, I_{s3}]_s$
I_r	rotor の慣性テンソル $\text{diag}[I_{rt}, I_{rt}, I_{r3}]_r$
m_r	rotor の質量
l_r	バス衛星の重心と rotor の重心間の距離
ω_s	stator の、 $\{s\}$ で記述された 角速度ベクトル $(\omega_{s1}, \omega_{s2}, \omega_{s3})^T$
T_e	ステータに加わる、 $\{s\}$ で記述された 外乱トルク $(T_{e1}, T_{e2}, T_{e3})^T$
T_c	磁気軸受によって stator から rotor に 加えられる、 $\{s\}$ で記述された 制御トルク $(T_{c1}, T_{c2}, T_{c3})^T$
T_n	テザーの張力
L	テザーの長さ
ρ_1	バス衛星の重心からテザー取り付け点 までのベクトル
ρ_2	子衛星の重心からテザー取り付け点 までのベクトル

* 原稿受付 1997 年 8 月 5 日.

*¹ 正員, 航空宇宙技術研究所 (〒182-8522 調布市深大寺東 7-44-1).

H-II ロケットの相乗り衛星として打ち上げが考えられる 50 kg 程度の超小型衛星を用いたミッション提案の、国立研究機関、大学、民間企業を対象としたサーベイによると、重力傾度安定方式、スピン安定方式、3 軸制御方式といった制御方法の中で、3 軸制御を希望しているものが全体の 54% を占めている。これより、小型、軽量、安価な 3 軸姿勢制御系が必要とされていることがわかる。¹⁾

超小型衛星の 3 軸姿勢制御系のハードウェア構成の候補として、リアクションホイール + 磁気トルカ + スターセンサ、コントロールモーメントムジャイロ + 磁気トルカ + スターセンサ、モーメントムホイール/磁気軸受 + スターセンサなどがある。本稿では、これらのうちで 1 個のアクチュエータで事実上の 3 軸制御が可能な、磁気軸受で支持されたモーメントムホイールを用いたバイアスモーメントム方式について検討した。磁気軸受はモーメントムホイールの回転軸を、スピン軸に直交する 2 軸まわりに、非回転部に対して相対運動をさせるようなトルクを発生させることが可能なため、スピン安定方式で通常用いられる粘性流体を封入したリングダンパや磁気トルカなどのニューテンションダンパとは異なり、能動的にスピン軸の首振り運動 (ニューテーション運動) を減衰させ、衛星の姿勢を安定化させることができる。また、もともとモーメントムホイールが大きな角運動量を持つため、そのジャイロ剛性によって外乱に強い姿勢制御系が期待できる。

本稿では、最初に衛星の姿勢運動のダイナミックスの定式化を行なう。ここでは、ローターの傾き角が小さい、

ローターの回転角速度が衛星の姿勢角速度に比べて大きく、かつ一定であるなどのいくつかの仮定を用いることにより、線形化された運動方程式を導く。

次に、超小型衛星を用いたミッションの一つとしてテザー（索）子衛星のバス衛星からの分離フェーズを考える。子衛星分離の際にバス衛星が受ける外乱トルクを数値シミュレーションによって評価し、それに対処するような姿勢制御系設計を H_∞ 制御理論を適用して行い、数値シミュレーションによって、その性能を検証する。

2. デュアルスピン衛星の運動方程式とその状態方程式表示

姿勢制御方式として磁気軸受で支持されたモーメントムホイールを用いたバイアスモーメントム方式を適用した小型衛星の構成はデュアルスピン衛星と同一であり、図1で示される。衛星はロータとしてのモーメントムホイールとステータとしてのデスパン部からなり、両者は5軸制御型磁気軸受によって支持されている。

磁気軸受のハードウェア構成の一例を図2に示す。ローターの回転軸方向の位置制御をアキシヤル磁気軸受で行い、回転軸方向上下に離して設置した各々4個（回転軸に直交する s_1, s_2 の2軸に関して2組）、計8個のラジアル磁気軸受によって、ローターの s_1, s_2 軸方向の並進方向の位置制御とは独立して、 s_1, s_2 軸回りの制御トルクを発生させる。ここでは、このような磁気軸受によって必要な制御トルクが発生できるという仮定の下で運動方程式の導出及び制御系設計を行う。

Fig. 1 Model of a Dual Spin Satellite with Magnetic Bearings

Fig. 2 Details of the Magnetic Bearings (cross section)

Table. 1 Assumptions Used for the Derivation of the Equations of Motion

1. $\theta_1, \theta_2 \ll 1$
2. $\dot{\theta}_1, \dot{\theta}_2 \ll 1$
3. $h \gg I_r \omega_s$
4. $h \gg I_s \omega_s$
5. $\dot{h} \ll 1$

詳細は省略するが、表1に示す仮定のもとで、図1のようなデュアルスピン衛星の線形化された運動方程式は以下に示される。⁶⁾

ローターの姿勢に関する運動方程式

$$I_{rt}(\ddot{\theta}_1 + \dot{\omega}_{s1}) + m_r l_r^2 \dot{\omega}_{s1} + h(\dot{\theta}_2 + \omega_{s2}) = T_{c1} \quad (1)$$

$$I_{rt}(\ddot{\theta}_2 + \dot{\omega}_{s2}) + m_r l_r^2 \dot{\omega}_{s2} - h(\dot{\theta}_1 + \omega_{s1}) = T_{c2} \quad (2)$$

$$\dot{h} + I_{r3} \dot{\omega}_{s3} = T_{c3} \quad (3)$$

ステータの姿勢に関する運動方程式

$$I_{s1} \ddot{\theta}_{s1} = -T_{c1} + T_{e1} \quad (4)$$

$$I_{s2} \ddot{\theta}_{s2} = -T_{c2} + T_{e2} \quad (5)$$

$$I_{s3} \ddot{\theta}_{s3} = -T_{c3} + T_{e3} \quad (6)$$

ローターの運動は、その角運動量に相当する量 h を介して、1軸回りと2軸回りの運動が連成していることがわかる。更に、運動方程式の線形化のために h は一定と仮定すると、(3),(6)式は他と独立となるため、分離して考えることができる。制御の目的を磁気軸受の発生トルク T_c による系全体の運動の安定化と、ミッション機器が搭載されていると仮定するステータの指向制御であると考え。このとき状態変数 x 、制御系設計に用いる状態方程式は次式となる。

$$x = (\theta_{s1}, \dot{\theta}_{s1}, \theta_{s2}, \dot{\theta}_{s2}, \dot{\theta}_1, \dot{\theta}_2)^T \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \theta_{s1} \\ \dot{\theta}_{s1} \\ \theta_{s2} \\ \dot{\theta}_{s2} \\ \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{h}{I_{rt}} & 0 & -\frac{h}{I_{rt}} \\ 0 & \frac{h}{I_{rt}} & 0 & 0 & \frac{h}{I_{rt}} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_{s1} \\ \dot{\theta}_{s1} \\ \theta_{s2} \\ \dot{\theta}_{s2} \\ \dot{\theta}_1 \\ \dot{\theta}_2 \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -\frac{1}{I_{e1}} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{I_{e2}} \\ \frac{m_r l_r^2 + I_{rt} + I_{s1}}{I_{rt} I_{s1}} & 0 \\ 0 & \frac{m_r l_r^2 + I_{rt} + I_{s2}}{I_{rt} I_{s2}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_{c1} \\ T_{c2} \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \frac{1}{I_{e1}} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{e2}} \\ -\frac{1}{I_{s1}} & 0 \\ 0 & -\frac{1}{I_{e2}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_{e1} \\ T_{e2} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (8)$$

$T_e = [T_{e1}, T_{e2}]^T$ はステータに加わる外乱トルクと考えられる。衛星内部の何らかのセンサで計測され制御器にフィードバックされる観測量 y は

$$y = [\theta_{s1}, \theta_{s2}, \dot{\theta}_1, \dot{\theta}_2]^T \quad (9)$$

である。

以上の制御入力、観測量を用いた場合、この系は可制御、可観測となる。すなわち、磁気軸受の発生する制御トルク T_c によって、ステータの姿勢角 θ_{s1}, θ_{s2} 、および、ロータのステータに対するスピン軸と直行する2軸回りの相対角速度 $\dot{\theta}_1, \dot{\theta}_2$ を0に収束させることが可能である。衛星に外部から外乱トルクが加わった場合、ロータの角運動量ベクトルが変化しロータの回転軸の方向は変動する。したがって、制御の結果として、ステータの姿勢角 θ_{s1}, θ_{s2} は0になるが、 θ_1, θ_2 は有限の値をとることになる。すなわち、ロータに外乱トルクの影響を吸収させることによって、ステータの事実上の3軸制御を実現することが可能となる。また、通常、磁気軸受のハードウェア上の制約から θ_1, θ_2 には上限が存在するので、大きな外乱トルクが加わった場合は、磁気トルカ、スラスタなどの別のアクチュエータが必要となることが予想される。

3. 超小型衛星を用いたテザー（索）ミッション

Fig. 3 Satellite Main Body, Sub-Satellite, Tether

超小型衛星を用いたミッションの一つとして、ここではテザーで繋がれた子衛星のバス衛星からの分離フェーズを考える。バス衛星の姿勢制御系の設計を考える場合、どのような外乱トルクが加わるかを見積ることが必要となるため、図3に示すような宇宙空間におけるテザーで繋がれた2剛体の運動のシミュレーションを行った。テザーの長さ L が数メートル程度の伸展・収縮ミッションでは、テザーのダイナミクス、コリオリ力、重力傾度、空気力の効果は小さいと予想されるので、シミュレーションにおいては無視した。また、テザーの張力 T_n はバス衛星内部に搭載されているテザーを巻き取るリールメカニズムによってアクティブに制御できると仮定し、テザーの張力はバス衛星、子衛星に対し、 ρ_1, ρ_2 で定義される両者のテザー取付点間を結ぶ直線上に働くことと仮定した。

今回シミュレーションを行った分離ミッションのシーケンスを以下に示す。

- 分離前、バス衛星の物体座標系（ $c_1 - c_2 - c_3$ 軸）と子衛星の物体座標系（ $f_1 - f_2 - f_3$ 軸）および慣性座標系（ $i_1 - i_2 - i_3$ 軸）は一致

- 分離のために、2軸方向に1[N]の反発力を、ばね又は電磁加速器のような装置によって、テザーの長さ L が1[cm]になるまで、テザーの取付点間に加える

- テザーの長さ L が $L_s = 0.9[m]$ になったところで、両者の質点運動が、 L が $L_0 = 1.1[m]$ になって停止するような、テザーの張力制御を試みる。

2剛体の剛体運動を止めるための張力制御則は以下のものを使用した。

$$T_n = 0 \quad (\text{if } L \leq L_s \text{ or } \dot{L} \leq 0) \quad (10)$$

$$T_n = |-c\dot{L} - k(L - L_0)| \quad (\text{otherwise}) \quad (11)$$

ここで、 $c = 3.0, k = 0.7$ はフィードバックゲインである。テザーは質量分布と伸び方向の剛性を持つが、曲げ方向の剛性は極めて小さい弦と考えられるため、張力 T_n は $T_n < 0$ とはなり得ない。したがって、テザーは子衛星を引っ張ることはできても押すことは不可能である。よって張力制御則では常に $T_n \geq 0$ としなければならない。(11)式の絶対値はそのような趣旨で用いている。また、子衛星はスラスタを持っていないので、分離フェーズにおいて、ひとたび $\dot{L} < 0$ となったらそれを止めて $\dot{L} \geq 0$ とすることはできない。張力制御系(10),(11)式によって、 $\dot{L} < 0$ とならないようにする必要があるため、フィードバックゲイン c, k を調整して L の応答が過減衰の形で最終値 L_0 に漸近するようにしている。

バス衛星、子衛星に加わる力が常に両者の質量中心を通るならば、両者の姿勢運動は起こらないため、次式に示すようにバス衛星、子衛星へのテザーの取付点座標 ρ_1, ρ_2 を意図的に3軸方向にオフセットさせた。 ρ_1, ρ_2 の2軸方向成分は両者の大きさに起因するものである。

$$\rho_1 = [0.0, 0.25, -0.01]^T [m]$$

$$\rho_2 = [0.0, -0.1, -0.001]^T [m]$$

Fig. 4 Length of the Tether L

Fig. 5 Disturbance Torques to the Main Body
(T_{e1} : —, T_{e2} : - -, T_{e3} : ···)

シミュレーションより得られた伸展中のテザーの長さ、分離の際に本体に加わる外乱トルクを図4,5に示す。バス衛星の質量は45 kg、子衛星の質量は5.0 kgであり、子衛星の慣性モーメントはバス衛星の1%としている。バス、子衛星両者に3軸方向のオフセットを与えたため、外乱トルクは1軸回りのものが支配的になっている。分離直後はインパルス的な外乱が加わり、分離後約12[sec]で、テザーの張力制御系が働き始めている。オフセットを更に大きくした場合、バス衛星、子衛星の姿勢運動が大きくなって、テザーを巻き込むケースも出てきた。そのため、この計算ではオフセットは小さめの値を与えている。本稿ではバス衛星の姿勢制御のみを考えているため、子衛星の姿勢制御は考慮していない。しかし実際のミッションを考えた場合、子衛星の姿勢制御系、及び、位置制御系とそのためのスラスターの搭載の必要性が予想される。

4. 制御系設計例

前述の外乱トルクに対処する姿勢制御系を設計するために H_∞ 制御理論を適用した。²⁾図6の拡大系において、 P は制御対象(プラント)の伝達関数、 K は制御器の伝達関数、 u_1 は外乱入力、 $y_1 = (y_{1a}, y_{1b}, y_{1c})^T$ は制御量、 W_1, W_2, W_3 は重み関数行列である。 H_∞ 制御理論では次式で示すように、この u_1 から y_1 までの伝達関数 $T_{y_1 u_1}$ の ∞ ノルムを、ある設計値 γ 以下にするような制御系を求める。

$$\|T_{y_1 u_1}\|_\infty \triangleq \sup_{\omega} \bar{\sigma}(T_{y_1 u_1}(j\omega)) < \gamma \quad (12)$$

$\bar{\sigma}(\cdot)$ は行列 $\cdot$ の最大特異値を表す。

Fig. 6 Generalized Plant

ここで制御器の伝達関数 $K = 0$ としたものが一般化プラントと呼ばれ、その入出力関係は次式で与えられる。

$$\begin{bmatrix} y_{1a} \\ y_{1b} \\ y_{1c} \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_1 & -W_1 \\ W_2 P & -W_2 P \\ 0 & W_3 \\ P & -P \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ T_c \end{bmatrix} \quad (13)$$

外乱 u_1 がプラントへの入力に加わり、周波数特性を持つ重み W_1, W_2, W_3 を介した信号

$$y_1 = (y_{1a}, y_{1b}, y_{1c})^T \quad (14)$$

が出力されている。このような拡大系は一般に混合感度問題と呼ばれる。この構成では制御ループの中の総ての信号が設計に考慮されることになっている。 $T_{y_1 u_1}$ は次式で表わされる。

$$T_{y_1 u_1} = \begin{bmatrix} W_1 S \\ W_2 Y \\ W_3 T \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$S = (I + KP)^{-1} \quad (16)$$

$$Y = P(I + KP)^{-1} \quad (17)$$

$$T = (I + KP)^{-1} KP \quad (18)$$

S は外乱 u_1 からプラントへの入力 u_p への伝達関数で感度関数、 Y は u_1 からプラントの出力 y への伝達関数で準相補感度関数と呼ばれる。³⁾図5に示すようなバス衛星に加わる外乱トルクのFFT解析を行い、それを元に設計パラメータとしての重み行列 W_1, W_2 を決定した。 T は u_1 から制御入力 T_c への伝達関数で相補感度関数と呼ばれる。通常、低周波数域において W_1, W_2 を大きく設定することで S, Y を小さくして制御性能を達成し、 W_3 を低周波数域で小さくし高周波数域でそれなりに大きな値に設定することで T を小さくして、対雑音特性、ロバスト安定性を確保する。更に、制御器がノッチ特性を持たない(プラントのパラメータ変動に対するロバスト性)、制御器が不安定極を持たない(保全性(integrity))等を達成することにも考慮して、以下のように W_1, W_2, W_3 を設定した。

$$W_1 = \text{diag}\{W_{1i}\} \quad (i = 1, 2) \quad (19)$$

$$W_{1i} = \frac{\beta_1}{s^2 + 2\zeta_1 \omega_1 s + \omega_1^2} \quad (20)$$

$$W_2 = W_1 \quad (21)$$

$$W_3 = \text{diag}\{W_{3i}\} \quad (i = 1, 2) \quad (22)$$

$$W_{3i} = \frac{\beta_2 s^2}{s^2 + 2\zeta_3 \omega_3 s + \omega_3^2} \quad (23)$$

ここで、 $\zeta_1 = 0.7$, $\omega_1 = 2.0$, $\zeta_3 = 1.0$, $\omega_3 = 5.0$, $\beta_1 = 0.048$, $\beta_2 = 0.252$ は制御系設計に用いるパラメータとなる。

Table. 2 Parameters Used for the Simulation

m_r	3.0[kg]
l_r	0.0[m]
I_{r3}	0.12[kgm ²]
I_{rt}	0.09[kgm ²]
I_{s1}	20.0[kgm ²]
I_{s2}	20.0[kgm ²]
h	2.0[Nms]

Fig. 7 Singular Values of the Plant P

表2に計算に用いた数値を、図7に制御対象（プラント） P の特異値線図を示す。このプラントであるバス衛星の数学モデル(8)式は原点に4個の極と虚軸上 $0.00 \pm 22.2j$ に2つの極を持っている。原点極はスピンを行っていないステータの姿勢運動に関するもの、2つの虚軸上の極はロータの角運動量 h とロータのそのスピン軸に直交する軸まわりの慣性モーメント I_{rt} によって決まる値 h/I_{rt} で、ロータ自身の才差運動 (precession) の固有振動数に対応する才差運動角速度 (precession rate) である。

閉ループ系の内部安定性を満たし、(12) 式を満足する H_∞ 制御器の解は文献²⁾で与えられたアルゴリズムに従い、MATLABを用いて求めた。通常、設計パラメータである γ の値は可解条件が満たされる範囲内での最小値を繰り返し計算によって求めるが、この作業は重み行列の大きさの調整で代替できる。よってこの計算では $\gamma = 1$ である。

図8は制御器 K の特異値線図、図9は開ループ KP の特異値線図、図10,11,12は各々 W_1^{-1} と S 、 W_2^{-1} と Y 、 W_3^{-1} と T の特異値線図である。 W_1 、 W_2 、 W_3 に応じて、 S 、 Y 、 T が H_∞ 制御器によって周波数整形されていることがわかる。 H_∞ 制御器によってPID制御などのいわゆる古典制御理論では困難であった多入力多出力系の周波数整形に基づく制御系設計が確立された手順の下に可能となる。図13,14,15,16は、 $\theta_1, \theta_2, \omega_{s1}, \omega_{s2}, \theta_{s1}, \theta_{s2}, T_c$ の図5に示すような外乱トルク T_e が加わったときの閉ループ応答である。 T_e は分離の瞬間にインパルス的に増加する。その後、分離後約12秒で(10),(11)式のテザー張力制御系が働くため、その結果、初期インパルスと逆の方向のトルクがデスパン部に加わる。このような外乱に対応して、制御トルク T_c が姿勢を安定化させるように働き、 θ_{s1}, θ_{s2} は再び0に収束している。 θ_s は0に戻るが、主に1軸回りに働く外乱トルクの時間積分値が必ずしも0でなく、ロータの角運動量ベクトルの1軸方向成分が変動し、最終的にロータのスピン軸の方向が変動してしまうため、 θ_{s2} は最終的にオフセットを持つ。

制御性能は良好であり、 θ_1, θ_2, T_c の応答は通常の磁気軸受のハードウェア上の制約内の値となっている。

Fig. 8 Singular Values of the Controller K Fig. 9 Singular Values of KP Fig. 10 Maximum Singular Values of W_1^{-1} , S Fig. 11 Maximum Singular Values of W_2^{-1} , Y

Fig. 12 Maximum Singular Values of W_3^{-1}, T Fig. 13 Closed Loop Response
(θ_1 : —, θ_2 : - -) Fig. 14 Closed Loop Response
(ω_{s1} : —, ω_{s2} : - -) Fig. 15 Closed Loop Response
(θ_{s1} : —, θ_{s2} : - -) Fig. 16 Closed Loop Response
(T_{c1} : —, T_{c2} : - -)

5. おわりに

磁気軸受で支持されたモーメントムホイールを用いた超小型衛星の姿勢制御系設計の一例を示し、磁気軸受によって発生する制御トルクによって衛星の姿勢運動が安定化でき、事実上の3軸制御が可能であることを示した。また、数10km程度の長いテザーの場合や子衛星の収納などの、テザーミッションの他のフェーズに対応した制御系設計も今後の課題として残されている。更には、衛星全体のシステム設計を考えた場合、本稿の制御方式の重量、コスト、リソースの面での評価、実現可能性、他のハードウェア構成との比較検討が必要となろう。

参考文献

- 1) A.Nakajima and T.Hayashi ; A Future View of Micro-Satellites — As Piggy-back Satellites of H-II Launcher —, 20th International Symposium on Space Technology and Science(ISTS), 96-e-41, Gifu, Japan, May 1996.
- 2) K.Chou with J.C.Doyle and K.Glover ; Robust and Optimal Control, Prentice Hall, 1996.
- 3) 美多勉 ; H_∞ 制御, 昭晃堂, 1995
- 4) システム制御情報学会編 ; 制御系設計 H_∞ 制御とその応用, 朝倉書店, 1994
- 5) F.Terui and A.Nakajima ; Three Axis Attitude Control of a Micro Satellite, 20th International Symposium on Space Technology and Science(ISTS) & 11th International Astrodynamics Symposium(IAS), 96-c-03, Gifu, Japan, May 1996.
- 6) 照井、中島;磁気軸受モーメントムホイールによる小型衛星の姿勢制御、航空宇宙技術研究所資料 TM-1303, 1996.
- 7) 電気学会 磁気浮上応用技術調査専門委員会編 ; 磁気浮上と磁気軸受、コロナ社, 1993