

宇宙ロボット実験システムのための位置姿勢制御

泉田 啓^{*1} 室津 義定^{*1} 長岡 秀行^{*2} 三ツ矢 明^{*1}

Position/Attitude Control for a Ground Testbed Simulating a Space Robot

Kei Senda^{*1}, Yoshisada Murotsu^{*1}, Hideyuki Nagaoka^{*2} and Akira Mitsuya^{*1}

A hardware satellite model with thrusters and a control moment gyro (CMG) is constructed to discuss position/attitude control methods for a ground testbed simulating a space robot. A bang-bang position control and two attitude control methods, i.e., a Lyapunov-type controller and an exact-linearization-based controller, are designed. Hardware experiments as well as numerical simulations show the feasibility of the modeling and the controllers. It is also shown that the developed position/attitude control system has enough performance for the ground testbed.

Key Words: Position/Attitude Control, Space Robot, Control Moment Gyro, Thrusters, Hardware Experiment.

1. はじめに

将来の宇宙開発のために、宇宙飛行士に代わり、宇宙空間を自由に移動し、搭載マニピュレータで多種多様な作業を行う宇宙ロボットの研究が行われている [1]~[9]。これらの研究では、マニピュレータ動作の反動による衛星本体の位置姿勢変化を許容してきた。しかし、遠隔操作される宇宙ロボットでは、オペレータとの通信のために、指向性の高いアンテナを搭載した衛星の姿勢を一定に保ちつつマニピュレータを操作する必要がある。宇宙ロボットのような小型衛星に搭載される主たる姿勢制御装置はリアクション・ホイールであるが、マニピュレータの反力を打ち消すための十分な能力を持たないため、マニピュレータの動作速度等が極端に制限される。そのため、姿勢制御系の能力的制約などを考慮して、マニピュレータと姿勢制御系を協調的に制御する方法（文献 [10] [11] など）が検討されている。さらに、衛星本体に搭載された視覚センサの視野を固定するなどのためには、衛星本体の位置も姿勢も同時に制御することが望まれる。また、様々な作業のために、衛星本体の位置姿勢を大きくかつ素早く変えなければならないかもしれない。それゆえ、宇宙ロボットに適した衛星本体の位置姿勢制御が求められる。

CMG (Control Moment Gyro) は、小型で高トルクを発生でき、素早い応答が可能で、高い位置決め精度など重要な利点を持つ。そのため、CMG による姿勢制御に関する研究が行わ

れている [12]~[17]。しかし、宇宙ロボットに必要である、大きな角度のスルーイングに関する議論や実験研究は、ほとんど見受けられない。また、小松ら [8] や戸田ら [9] は、位置姿勢の制御系を搭載した宇宙ロボットの試験システムを開発しているが、その制御系や制御性能などに関する詳細な報告はない。

本研究は、宇宙ロボットの地上模擬実験システムに搭載する位置姿勢制御系の開発研究であり、将来の宇宙ロボットに不可欠なマニピュレータと衛星本体の協調的制御の基礎である、位置姿勢制御系のモデリングと制御方法を明らかにすることを目的とする。この目的で、位置姿勢制御装置を搭載した衛星モデルを開発し、装置設計と制御系設計の妥当性を検討している。このモデルは、姿勢制御装置として SG-CMG (Single Gimbal CMG)、位置制御装置として ON-OFF 方式のスラスタを搭載し、軌道上の衛星を模擬する。

位置制御として、Bang-Bang 制御系を設計し、切換関数を調整することによってスライディングモードを発生させてロバスト安定な制御を実現している。姿勢制御のために、線形近似を避けて元の非線形システムを直接取扱い、大きな姿勢変更を行う場合や、CMG が有する非線形性に対しても制御性能が損なわれない非線形制御器を二つ設計している。一方は Oh and Vadali が提案したリアプノフの第 2 の方法に基づく制御法 [12] であり、他方は非線形な状態方程式と出力方程式の入出力関係の厳密な線形化 [18] に基づくものである。CMG のジンバル軸を駆動するハードウェア構成により、速度指令値を与える場合とトルク指令値を与える場合が考えられるが、それぞれに対して先の二つの制御系を設計している。これらの有効性は、数値シミュレーションとハードウェア実験により検証される。

本論文の構成は以下のとおりである。第 2 章では、Newton-

原稿受付 1997 年 10 月 6 日

^{*1}大阪府立大学工学部

^{*2}大阪府立大学大学院

^{*1}College of Engineering, Osaka Prefecture University

^{*2}Graduate Student, Osaka Prefecture University

Euler 法に基づき、複数個の CMG とスラスタを搭載した衛星システムの一般的な運動方程式を導く。第 3 章で、開発した実験装置について述べるとともに、実験装置用の簡略化された運動方程式を示す。第 4 章と第 5 章では、それぞれ位置制御系と姿勢制御系の設計方法について述べる。位置制御と姿勢制御の実験結果を数値シミュレーションとともに第 6 章にまとめて示し、第 7 章を結論とする。

2. 衛星の動力学

複数の CMG を搭載した衛星の姿勢運動の動力学を文献 [19] に従って、Newton-Euler 法により導く。Fig. 1 のように、SG-CMG を N 個搭載した衛星のモデルを考える。ただし、この図には k 番目の SG-CMG しか記述されていない。座標系として、慣性座標系 \mathcal{F}_I 、衛星システムの質量中心に原点を持ち衛星に固定された衛星座標系 \mathcal{F}_B 、第 k ジンバルの基準方向を表し衛星に固定された第 k ジンバル基準座標系 \mathcal{F}_{Rk} 、第 k ジンバルに固定された第 k ジンバル座標系 \mathcal{F}_{Gk} を定義する。

位置姿勢制御系の動作により、系全体の質量中心位置が変化しないと仮定すると、系の並進運動と姿勢運動の運動方程式は分離できる。並進の運動方程式は、Newton の方程式により

$$m\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{f} \quad (1)$$

となる。ここで、 m は系の質量、 \mathbf{r} は系の質量中心位置を表すベクトル、 \mathbf{f} は \mathbf{r} に対する一般化力である。

次に、衛星の姿勢運動と第 k CMG の Euler の方程式は

$$\begin{aligned} & \sum_{k=1}^N \mathbf{R}_k (\ddot{\theta}_k \mathbf{I}_k - \dot{\theta}_k \dot{\mathbf{R}}_k) \mathbf{R}_k^T \boldsymbol{\omega} \\ & + \sum_{k=1}^N \mathbf{R}_k \{ \mathbf{I}_k \ddot{\theta}_k + \dot{\theta}_k (\mathbf{I}_k \dot{\theta}_k + \mathbf{h}_k) \} \\ & + \left(\mathbf{I}_B + \sum_{k=1}^N \mathbf{R}_k \mathbf{I}_k \mathbf{R}_k^T \right) \dot{\boldsymbol{\omega}} \\ & + \dot{\boldsymbol{\omega}} \left[\left(\mathbf{I}_B + \sum_{k=1}^N \mathbf{R}_k \mathbf{I}_k \mathbf{R}_k^T \right) \boldsymbol{\omega} + \sum_{k=1}^N \mathbf{R}_k (\mathbf{I}_k \dot{\theta}_k + \mathbf{h}_k) \right] \\ & = \mathbf{n} \end{aligned} \quad (2)$$

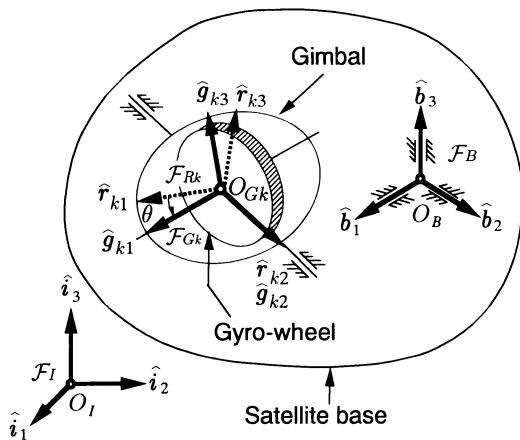


Fig. 1 Model of satellite with SG-CMGs

$$\begin{aligned} & \hat{\mathbf{g}}_{k2}^T \left\{ -\mathbf{I}_k \mathbf{R}_k^T \ddot{\theta}_k \boldsymbol{\omega} + \mathbf{I}_k \mathbf{R}_k^T \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{I}_k \ddot{\theta}_k \right. \\ & \left. + (\dot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\theta}_k) (\mathbf{I}_k \mathbf{R}_k^T \boldsymbol{\omega} + \mathbf{I}_k \dot{\theta}_k + \mathbf{h}_k) \right\} = \hat{\mathbf{g}}_{k2}^T \mathbf{n}_k \end{aligned} \quad (3)$$

となる。ここで、 $\boldsymbol{\omega}$ は \mathcal{F}_B の \mathcal{F}_I に対する角速度、 θ_k は \mathcal{F}_{Gk} の \mathcal{F}_{Rk} に対するジンバル回転角、 \mathbf{n} は衛星に働く外部トルク、 \mathbf{n}_k は第 k CMG に働くトルク、 $\hat{\mathbf{g}}_{k2}$ はジンバル軸方向の単位ベクトル、 \mathbf{I}_k は CMG の慣性行列、 \mathbf{I}_B は衛星の慣性行列、 \mathbf{h}_k はホイールの角運動量、 \mathbf{R}_k は \mathcal{F}_{Gk} の \mathcal{F}_B に対する方向余弦行列、 $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ は任意の \mathbf{a} に対して $\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} = \dot{\boldsymbol{\omega}} \mathbf{h}$ とする外積行列である。また、 $\boldsymbol{\omega}$ 、 \mathbf{I}_B 、 \mathbf{n} は \mathcal{F}_B 座標、 θ_k 、 \mathbf{I}_k 、 \mathbf{I}_k 、 \mathbf{h}_k 、 $\hat{\mathbf{g}}_{k2}$ 、 \mathbf{n}_k は \mathcal{F}_{Gk} 座標で記述されている。なお、式 (3) は第 k CMG の運動方程式なので、搭載している CMG の数だけ存在する。SG-CMG では \mathcal{F}_{Gk} の \mathcal{F}_B に対する回転運動は $\hat{\mathbf{g}}_{k2}$ に拘束されている。

3. 平面モデル

3.1 実験システム

位置姿勢制御に関する問題点を検討し、制御法の有効性を検証するために、スラスタと SG-CMG を持つ軌道上の衛星を模擬するハードウェア実験装置を製作した (Fig. 2)。衛星が宇宙空間を浮遊する状態を模擬するために、衛星モデルは空気潤滑式のエアパッドでほとんど摩擦がない状態で支持され、水平テーブル上で自由な並進と回転運動が可能である。衛星モデルの位置姿勢は、ビデオトラッカという光学式のセンサシステムによって非接触に計測される。ビデオトラッカや衛星からの情報はコンピュータに取り込まれ、コンピュータではデータ処理や制御指令の計算が行われ、制御指令が衛星モデルに送られる。

衛星モデルは、一辺 0.5 [m] の正方形で、SG-CMG を 1 機とスラスタ 4 個を搭載し、質量は $m = 17.7$ [kg]、質量中心回りの慣性モーメントは $I = 0.359$ [kg-m²] である。制御用コンピュータ、ビデオトラッカ、I/O 装置などが水平テーブル側に置かれ、衛星モデルとの間には通信ケーブル、電源ケーブル、圧縮空気供給パイプが接続されているので、衛星の姿勢が変動すると外乱トルクが作用する。

スラスタは、質量中心に原点を持つ衛星固定座標系 \mathcal{F}_B の x 軸と y 軸上の正と負の方向にそれぞれ 1 個ずつ取り付けられており、推力発生時にトルクは生じない。スラスタは圧縮空気

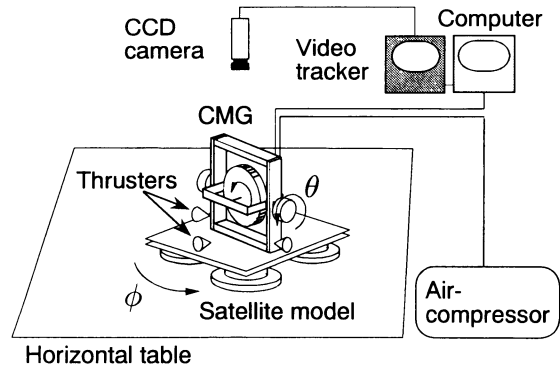


Fig. 2 Hardware satellite model with thrusters and SG-CMG

の噴流により推力を発生するもので、0.6 [N] 程度の推力を得ることができる。ただし、推力の大きさは、圧縮空気供給パイプの配管、同時に開いているスラスタ数などにより変動する。スラスタ開閉用の電磁弁 (TACO 社製 392-200-60 B4 AC100 [V]) のスイッチング回路を含めた時間遅れは、カタログ値で ON 時に 12 [ms], OFF 時に 20 [ms] である。実際の値は、カタログ値と多少誤差があると考えられるし、スラスタの推力は電磁弁開閉後にステップ状に立ち上がるものではない。これらの原因により、スラスタの推力には比較的大きな不確定性が含まれる。

CMG のジンバルとホイールを合わせたジンバル軸回りの慣性モーメントは $I_G = 4.56 \times 10^{-3}$ [kg-m²], ホイールは DC ブラシレスモータ (光進ミニモ社製 3556 BL) で駆動されて 4,000 [rpm] で定常回転し、ホイールの角運動量は $h_w = 0.800$ [kg-m²/s] である。CMG のジンバルは、ハーモニクドライブ減速機付きの DC サーボモータ (ハーモニクドライブ社製 RH11-3001-TE100AO-SP) で駆動され、ジンバル角検出用のパルスエンコーダと角速度検出用のタコジェネレータを装備している。このエンコーダを用いたジンバル角計測の分解能は 3.14×10^{-5} [rad] (1.8×10^{-3} 度) である。また、このジンバル駆動モータはタコジェネレータ出力を用いた速度フィードバックループをもつモータドライバ (ハーモニクドライブ社製 HS-250) で速度制御される。ジンバル軸をトルク制御する際には、このモータの代わりにトルク・サーボ・アクチュエータ (TSA) [20] を用いる。TSA は出力軸トルクをトルクセンサで計測し、アナログ回路によるマイナーループにより、正確なトルク制御を実現できる。

閉ループ系で用いる衛星の位置と姿勢は、ビデオトラッカで計測される衛星モデル上の 2 個の LED の位置から計算し、並進速度はその差分商によって計算するが、衛星の角速度はレートジャイロを用いて計測している。ジンバル角はエンコーダで計測し、ジンバルの回転速度はその差分商で計算している。

実験システムのコンピュータシステム、センサシステム等の詳細に関しては、文献 [21] を参照されたい。

3.2 衛星モデルの動力学

衛星モデルの並進の運動方程式は、位置ベクトルの次元が 2 になる以外は式 (1) と同じである。衛星の姿勢と SG-CMG の運動方程式は、式 (2) (3) を平面モデルに適用し、微小項を無視すると以下ようになる。

$$I\ddot{\phi} = h_w \dot{\theta} \cos \theta + n \quad (4)$$

$$I_G \ddot{\theta} = -h_w \dot{\phi} \cos \theta + u \quad (5)$$

ここで、 I は衛星の慣性モーメント、 I_G はジンバル軸回りのジンバルとホイールを合わせた慣性モーメント、 n は本体に働く外部トルク、 u はジンバル軸への入力トルク、 h_w はジャイロホイールの角運動量である。また、姿勢角 ϕ とジンバル角 θ を Fig. 2 のように設定する。式 (5) を用いると、CMG のダイナミクスも考慮した制御系を設計できる。

4. 位置制御法

前章に示した衛星モデルの位置制御のために、スラスタによる ON-OFF 制御の方法について述べる。当初、PWM (Pulse-

Width-Moduration) 方式により制御力を調整し、PD 制御により位置制御を行った。しかし、スラスタを ON にする最小時間を小さくできないこと、ON-OFF 時の時間遅れなどに起因して十分な制御性能が得られなかった。そこで、以下に述べる Bang-Bang 制御による制御系を検討する。

衛星の姿勢が慣性空間に固定され、慣性座標系 \mathcal{F}_I と衛星固定座標系 \mathcal{F}_B の方向が一致しており、 x 軸と y 軸方向の制御が独立に行えるものと仮定する。以下の制御方法は、速度一定の目標衛星位置に追従できるので、衛星姿勢が変動する場合にも、姿勢変動に起因する見かけの目標位置の変動を考慮して制御目標を与えることにより、制御が可能である。

慣性座標系 \mathcal{F}_I の x 座標または y 座標に関する、衛星位置の運動方程式は次のようになる。

$$m\ddot{r} = f \quad (6)$$

ここで、 m は衛星の質量、 r は衛星の位置、スラスタ推力 f の値は $\pm f_{\max}$ か 0 である。目標位置を r_d とし、偏差 e を

$$e = r - r_d \quad (7)$$

と定義する。目標位置 r_d がステップあるいはランプの場合 $\ddot{e} = \ddot{r}$ となるので、式 (6) は

$$m\ddot{e} = f \quad (8)$$

となる。それゆえ、式 (8) の系の位相面軌道は

$$\left. \begin{aligned} \frac{m}{2f_{\max}} \dot{e}^2 &= e + c_0 & \text{for } f = f_{\max} \\ \frac{m}{2f_{\max}} \dot{e}^2 &= -e + c_0 & \text{for } f = -f_{\max} \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

ただし、 c_0 は偏差とその微分値によって決まる。このうち原点を通り、目標状態に収束するのは $c_0 = 0$ のときであり

$$g(\dot{e}, e) \triangleq \frac{m}{2f_{\max}} |\dot{e}| \dot{e} + e = 0 \quad (10)$$

となる。この $g(\dot{e}, e) = 0$ は最適な軌道で原点に収束させるための切関数となる。ゆえに、制御則を

$$f = \begin{cases} -f_{\max} & \text{for } g(\dot{e}, e) > 0 \\ f_{\max} & \text{for } g(\dot{e}, e) < 0 \end{cases} \quad (11)$$

と選び、切関数 $g(\dot{e}, e) = 0$ に達したときに f を切り換えれば、時間最短の意味で最適な軌道を辿り原点に収束する。Fig. 3 の位相面においては、SOS' が切関数であり、この上側が $g(\dot{e}, e) > 0$ 、下側が $g(\dot{e}, e) < 0$ の領域である。例えば、初期点が A の場合には制御力 $f = -f_{\max}$ が加えられ点 B に向かう。点 B に達すると $f = f_{\max}$ に切り換わり、点 O に達したときに $f = 0$ としてやれば最適軌道で原点に収束する。

以上では、制御モデルに誤差が含まれず、時間遅れなどがない理想的な制御系を想定していたが、現実はそのようではない。スラスタの推力 f_{\max} 、衛星質量 m といったパラメータに含まれる誤差、スラスタの ON-OFF や制御器の時間遅れの影響が問題になる。仮に式 (10) 中のパラメータ m/f_{\max} を現実よりも

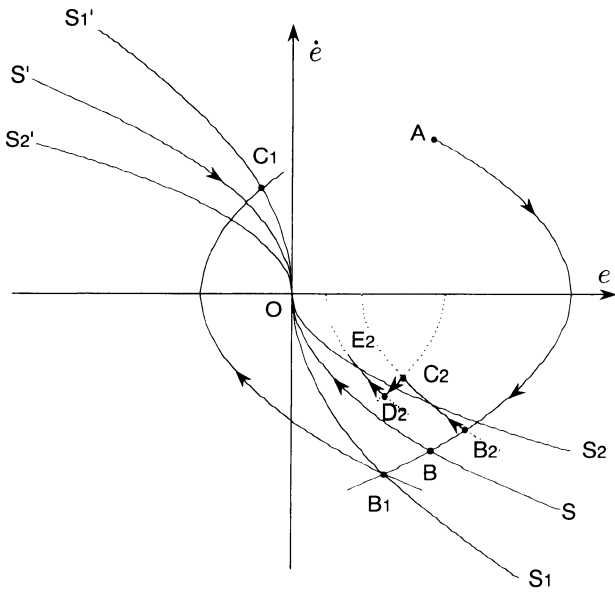


Fig. 3 Phase trajectories of bang-bang controls

小さな値として、切換関数を構成し、制御するとして。このとき、Fig. 3の位相面における切換関数は $S_1OS'_1$ となる。前例と同様に軌道は点 A を出発するが、点 B_1 に到達した時点で制御力が切り換わり点 C_1 に向かう。同様の制御動作の繰り返しにより、この軌道はやがて原点に向かうが、ノミナルな制御対象に対する制御結果に比べて、制御性能は著しく劣化する。さらに、制御系に時間遅れが含まれると、原点に収束することは保証できない。

逆に、切換関数中のパラメータ m/f_{max} を現実よりも大きな値として、制御するとして。このとき、Fig. 3の位相面における切換関数は $S_2OS'_2$ となる。前例と同様に軌道は点 A を出発するが、制御系に時間遅れが含まれると点 B_2 に到達した時点で制御力が切り換わり点 C_2 に向かう。このとき、切換関数中のパラメータ m/f_{max} が現実より大きな値なので、 B_2C_2 は切換関数 $S_2OS'_2$ と交差する。点 C_2 で再び制御力が切り換わるので、軌道は切換関数 $S_2OS'_2$ と交差して点 D_2 に向かい、以下同様に軌道が進展する。このように、制御系は切換関数をスライディング多様体とするスライディングモードを生成する。軌道はチャタリングを生じて切換関数に拘束されつつ、原点に向かう。ゆえに、考えうるパラメータ変動に対して m/f_{max} をより大きな値として、切換関数を構成することにより、時間最短ではなくとも、ロバスト安定な制御系を設計できる。

5. 姿勢制御法

制御性能を比較し、宇宙ロボットの地上模擬実験システムに搭載するハードウェアを決定するために、ジンバル軸を速度制御する場合とトルク制御する場合に対して制御系を設計する。ジンバル駆動モータドライバへの制御指令値をジンバル角速度で与える場合には、十分に速くかつ正確に指令値どおりのジンバル角速度が達成されるものと仮定する。また、トルク指令値を与える場合にも、TSAの働きにより十分に速くかつ正確に

指令値どおりのトルクが実現されると仮定する。

5.1 速度指令リアプノフ型制御

ここでは、Oh and Vadali が提案したリアプノフ型制御 [12] に基づき、システムが目標値が漸近安定な平衡点となる制御入力を求める。まず、リアプノフ関数を次のように考える。

$$V = \frac{1}{2}I(\dot{\phi} - \dot{\phi}_d)^2 + \frac{1}{2}k_P(\phi - \phi_d)^2 \quad (12)$$

ここで、 $\phi_d, \dot{\phi}_d$ は本体の姿勢角、姿勢角速度の目標値であり、 k_P は比例ゲインである。式 (4) の解に沿った V の時間微分は

$$\dot{V} = (\dot{\phi} - \dot{\phi}_d)\{h_W\dot{\theta}\cos\theta + n - I\ddot{\phi}_d + k_P(\phi - \phi_d)\} \quad (13)$$

となる。ここで、 k_D を微分ゲインとして、

$$\dot{V} = -k_D(\dot{\phi} - \dot{\phi}_d)^2 \quad (14)$$

となるためには、次の関係が成り立てばよい。

$$h_W\dot{\theta}\cos\theta = -k_P(\phi - \phi_d) - k_D(\dot{\phi} - \dot{\phi}_d) + I\ddot{\phi}_d - n \quad (15)$$

式 (15) の左辺は SG-CMG から本体に加えられるトルクであり、右辺はフィードバック制御において本体に要求されるトルクである。したがって、本体が目標値に追従するためには、式 (15) の左辺が右辺と等しくなるジンバルの角速度 $\dot{\theta}$ を実現すればよい。式 (15) を満たすジンバル角速度 $\dot{\theta}_d$ は

$$\dot{\theta}_d = \frac{-k_P(\phi - \phi_d) - k_D(\dot{\phi} - \dot{\phi}_d) + I\ddot{\phi}_d - n}{h_W\cos\theta} \quad (16)$$

と与えられる。これを指令値として用いジンバル角速度が実現できた場合、 $\dot{\theta} = \dot{\theta}_d$ となるので、式 (15) を式 (4) に代入すると

$$I(\ddot{\phi} - \ddot{\phi}_d) + k_D(\dot{\phi} - \dot{\phi}_d) + k_P(\phi - \phi_d) = 0 \quad (17)$$

の閉ループシステムを得る。ここで、 $e_1 = \phi - \phi_d, e_2 = \dot{\phi} - \dot{\phi}_d$ とすると、このシステムの平衡点は $e_1 = 0, e_2 = 0$ である。式 (14) より、 $\dot{V} \equiv 0$ は $e_2 \equiv 0$ のときにのみ成り立つ。このとき、 $\dot{e}_2 \equiv 0$ なので、式 (17) より $e_1 \equiv 0$ を得る。それゆえ、 $\dot{V} \equiv 0$ となる漸近安定平衡点は $e_1 \equiv e_2 \equiv 0$ に等しい。ゆえに、この閉ループシステムの目標状態は、大域的に漸近安定となる。

実験装置では、ケーブル類による外乱トルクが働くので、式 (16) を指令値として用いると定常偏差が残る。これを抑えるために実際の制御では式 (16) の分子に積分補償の項 $(-k_I \int_0^t (\phi - \phi_d) dt)$ を加えたものを用いる。この項は、軌道上のシステムに対しては必要ない。

5.2 厳密な線形化を用いた速度指令制御

ここでは、厳密な線形化 [18] を用いたサーボシステムの設計 [22] を行う。制御入力を $u = \dot{\theta}$ とし、状態変数を $\mathbf{x} = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T = [\phi \ \dot{\phi} \ \theta]^T$ とすると、式 (4) は以下のようなシステムに書き直せる。

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ h_W \cos x_3 \\ 1 \end{bmatrix} u \quad (18)$$

ここで、外乱を $n = 0$ としている。式 (18) に対して状態と出力の方程式をそれぞれ

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})u \quad (19)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) = x_1 \quad (20)$$

とおく。以下、この系の入出力に関して厳密な線形化を行う。

まず、出力 y の相対次数をもとめるために、Lie 微分 L_f を

$$L_f h(\mathbf{x}) \triangleq \frac{\partial h}{\partial \mathbf{x}^T} \mathbf{f}(\mathbf{x}) \quad (21)$$

で定義する。また、 L_f^i は Lie 微分の繰り返しで

$$L_f^0 h(\mathbf{x}) \triangleq h(\mathbf{x}), L_f^i h(\mathbf{x}) \triangleq L_f L_f^{i-1} h(\mathbf{x}) \quad (22)$$

で定義する。式 (19) (20) のシステムでは

$$L_g L_f h(\mathbf{x}) \neq 0 \quad (23)$$

なので、出力 y の相対次数は 2 である。したがって、式 (19) のシステムは二次元の線形で可観測なモード \mathbf{z} と一次元非線形な不可観測モード η に分離できる。

$$\begin{aligned} y &= h(\mathbf{x}) = x_1 \\ \dot{y} &= L_f h(\mathbf{x}) = x_2 \\ \ddot{y} &= L_f^2 h(\mathbf{x}) + L_g L_f h(\mathbf{x})u = h_w \cos x_3 u \end{aligned} \quad (24)$$

と計算できるので、非線形状態フィードバック則

$$u = -\frac{L_f^2 h(\mathbf{x})}{L_g L_f h(\mathbf{x})} + \frac{1}{L_g L_f h(\mathbf{x})} v = \frac{1}{h_w \cos x_3} v \quad (25)$$

を構成し、座標変換 $\mathbf{T}(\mathbf{x})$ を

$$\begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \eta \end{bmatrix} \triangleq \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ T_1(\mathbf{x}) \end{bmatrix} \triangleq \mathbf{T}(\mathbf{x}) \quad (26)$$

のようにおいて、式 (19) (20) のシステムに対して用いると

$$\dot{\mathbf{z}} = \mathbf{A}\mathbf{z} + \mathbf{b}v \quad (27)$$

$$\dot{\eta} = \zeta(\mathbf{z}, \eta) \quad (28)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{c}\mathbf{z} \quad (29)$$

となる。ここで

$$\begin{aligned} \mathbf{A} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{b} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \mathbf{c} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix}, \\ \zeta(\mathbf{z}, \eta) &= L_f T_1(\mathbf{x}) \end{aligned}$$

式 (27) (28) について Fig. 4 のようなサーボシステムを考え、積分器からの前向きゲインを k 、また、状態変数 \mathbf{z} からのフィードバックゲインベクトルを $\mathbf{f} \in \mathbf{R}^{1 \times 2}$ とし、

$$v = -\mathbf{f}\mathbf{z} + k\xi \quad (30)$$

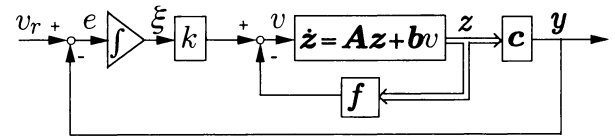


Fig. 4 Servo system

を制御入力とする。このとき、 $v_r \triangleq 0$ とおくと、閉ループシステムは上式と

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{z}} \\ \dot{\xi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{0} \\ -\mathbf{c} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{z} \\ \xi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{b} \\ 0 \end{bmatrix} v \quad (31)$$

の三次元のシステムで表すことができる。このシステムを

$$\dot{\mathbf{z}} = \bar{\mathbf{A}}\mathbf{z} + \bar{\mathbf{b}}v, v = -\bar{\mathbf{f}}\mathbf{z} \quad (32)$$

とおき、 $\bar{\mathbf{A}} - \bar{\mathbf{b}}\bar{\mathbf{f}}$ の固有値を $-1, -2, -3$ とすると $\bar{\mathbf{f}}$ は

$$\bar{\mathbf{f}} = \begin{bmatrix} f_1 & f_2 & -k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 11 & 6 & -6 \end{bmatrix} \quad (33)$$

となる。ゆえに、式 (19) (20) の非線形システムは、式 (25) の非線形状態フィードバック則と座標変換 $\mathbf{T}(\mathbf{x})$ を用いて、線形モード \mathbf{z} と非線形モード η に分離でき、線形モード \mathbf{z} に対してサーボシステムが構成できる。この制御系では、座標変換を用いる必要がなく、ジンバルの角速度の計測も必要ないので、実験装置への実装が容易である。

5.3 トルク指令リアプノフ型制御

上記二つの制御則では、ジンバル駆動アクチュエータが速度制御される場合を考えていた。ジンバル軸駆動トルクが大きいシステムでは、速度制御が困難になり、トルク指令値に基づく制御則が望まれる。そこで、ここではアクチュエータへの制御指令値がトルクで与えられるものについて考える。

式 (16) の速度制御のジンバル角速度 $\dot{\theta}_d$ に追従するような制御トルクを求める。新たなリアプノフ関数 $V_\theta = \frac{1}{2} I_G (\dot{\theta} - \dot{\theta}_d)^2$ を導入し、 $\dot{V}_\theta = -k_\theta (\dot{\theta} - \dot{\theta}_d)^2$ となる制御入力を決めると

$$u = -k_\theta (\dot{\theta} - \dot{\theta}_d) + h_w \dot{\phi} \cos \theta + I_G \ddot{\theta}_d \quad (34)$$

となる。速度指令リアプノフ型制御と同様、式 (34) を実験装置の制御に用いると、ケーブル類による外乱トルクにより定常偏差が残る。そのため、実際の制御では式 (34) の右辺に積分補償の項 ($k_I \int_0^t (\phi - \phi_d) dt$) を加えたものを用いる。この項も、軌道上のシステムに対しては必要ない。

5.4 厳密な線形化を用いたトルク指令制御

ここでは、トルク制御の場合の厳密な線形化を用いたサーボシステムについて述べる。状態変数を $\mathbf{x} = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4]^T = [\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta}]^T$ とおくと、式 (4) (5) は以下のシステムのように書き直せる。

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_2 \\ ax_4 \cos x_3 + n \\ x_4 \\ -bx_2 \cos x_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ c \end{bmatrix} u \quad (35)$$

ここでは、 $a = h_W/I$ 、 $b = h_W/I_G$ 、 $c = 1/I_G$ とおいている。式 (35) に対して、状態と出力の方程式をそれぞれ

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})u \quad (36)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) = x_1 \quad (37)$$

とおくと、速度制御と同様に入出力関係を線形化しサーボシステムの設計を行うことができる。非線形状態フィードバック則

$$u = \frac{x_4^2 \sin x_3 + b x_2 \cos^2 x_3}{c \cos x_3} + \frac{1}{ac \cos x_3} v \quad (38)$$

を構成し、座標変換 $\mathbf{T}(\mathbf{x})$ を

$$\begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \\ \eta \end{bmatrix} \triangleq \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ a x_4 \cos x_3 + n \\ T_1(\mathbf{x}) \end{bmatrix} \triangleq \mathbf{T}(\mathbf{x}) \quad (39)$$

のようにおく。厳密な線形化を用いた速度指令制御と同じ手順で、式 (27) から式 (32) と形式的に同じシステムを得る。 $\bar{\mathbf{A}} - \bar{\mathbf{b}}\bar{\mathbf{f}}$ の固有値を $-1, -2, -3, -4$ とすると $\bar{\mathbf{f}}$ は

$$\bar{\mathbf{f}} = [f_1 \quad f_2 \quad f_3 \quad -k] = [50 \quad 35 \quad 10 \quad -24] \quad (40)$$

となる。ゆえに、式 (36) (37) の非線形システムは、速度制御と同じように式 (38) の非線形状態フィードバック則と座標変換 $\mathbf{T}(\mathbf{x})$ を用いて、線形なモード \mathbf{z} と非線形なモード η に分離でき、線形モード \mathbf{z} に対してサーボシステムが構成できる。

6. 数値シミュレーションと実験

上述の制御法を用い、衛星モデルの位置姿勢制御の数値シミュレーションと実験を行う。シミュレーションでは、スラスタの時間遅れ (ON 時に 12 [ms], OFF 時に 20 [ms]), ビデオトラッカと制御系のサンプリングタイム (33 [ms] と 1 [ms]), ビデオトラッカとエンコーダと I/O による計測の量子化を考慮している。しかし、ビデオトラッカによる位置計測のジッタ、スラスタ推力の時間プロファイルは適切にモデル化できないので考慮していない。また、ケーブルを線形ねじれバネとし、衛星モデルに働く外乱トルクが姿勢角に比例するとモデル化している。

6.1 位置制御実験

スラスタによる位置制御実験では、CMG を用いて衛星の姿勢角を制御し、慣性座標系 \mathcal{F}_I と衛星固定座標系 \mathcal{F}_B の方向が一致するようにしている。初期時刻において衛星が原点にあり、目標位置を $\mathbf{r}_d = (0.3, 0)^T$ [m] としている。

事前にスラスタ単体で計測した推力が 2.94 [N] であったので、この値で切換関数を構成して制御を行ったところ、予想に反して劣悪な制御結果を得た。後に、スラスタ推力を衛星モデルに搭載した状況で校正したところ $f_{\max} = 0.60$ [N] であった。この状況は、式 (10) 中のパラメータ m/f_{\max} を現実よりも小さな値として、切換関数を構成して制御する場合に対応している。実験結果を図示しないが、Fig. 3 において切換関数を $S_1 OS'_1$ とした場合と同様の軌道を進る。

次に、推力を $f_{\max} = 0.08$ [N] と仮定して、式 (10) 中のパラメータ m/f_{\max} を現実よりも大きな値にして切換関数を構成して制御した。この時の実験とシミュレーションの結果を Fig. 5, 6 に示す。Fig. 5 の位相面軌道より、推力を $f_{\max} = 0.08$ [N] として得られる切換関数に沿って、原点に収束していることが分かる。ここで、 \dot{e} のノイズが大きいのは、 e に含まれるビデオトラッカの計測のジッタが、それを差分商することにより拡大されるためである。フィルタを用いた制御系も設計したが、位置決め精度が改善されなかったため、フィルタは実装しないことになった。Fig. 6 を見ると、実験結果の e には少し偏差がでているが、偏差の大きさが 0.02 [m] 程度であり、この位置制御系は宇宙ロボットの地上模擬実験システムでの使用に適合すると判断された。この偏差は制御器が収束を判断した後に制御を OFF にするために生じているので、理論的には収束の判定基準によって改善できる。しかし、この実験装置では \dot{e} に含まれるノイズが大きいので、良好な結果は得られない。この問題を回避するため、この位置姿勢制御系を宇宙ロボットの地上模擬実験システムに搭載する際には、衛星に搭載する加速度計の積分値を並進速度として用い、ノイズを低減する予定である。

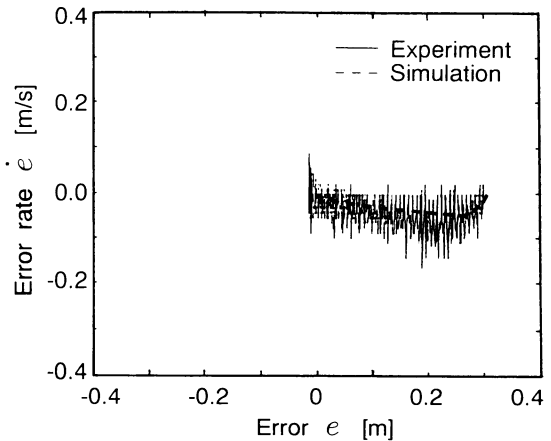


Fig. 5 Phase portrait of bang-bang control ($f_{\max} = 0.08$ [N])

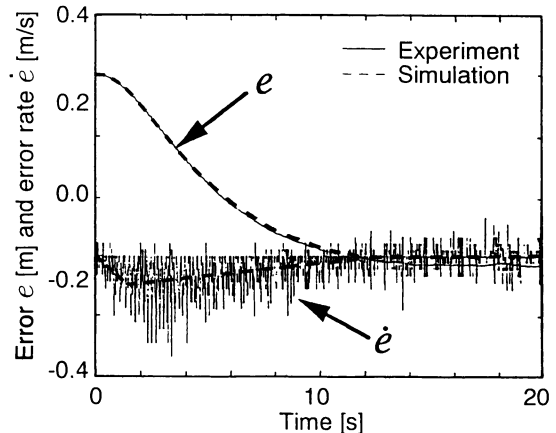


Fig. 6 Time history of bang-bang control ($f_{\max} = 0.08$ [N])

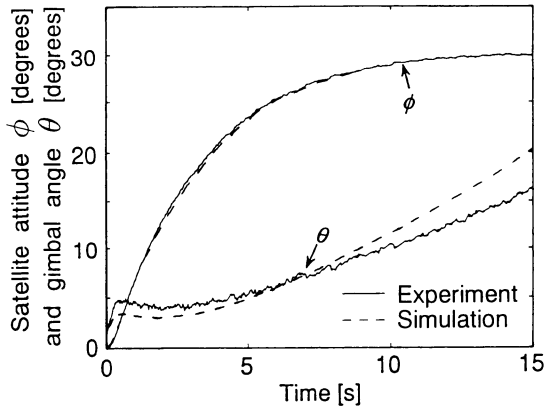


Fig. 7 Time history of Lyapunov type velocity command control

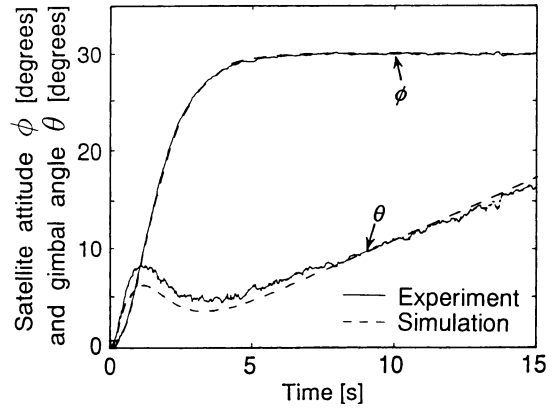


Fig. 8 Time history of exactly linearized velocity command control

6.2 姿勢制御

姿勢制御では、初期姿勢角はすべてゼロであり、目標値は $\phi_d = 30.0^\circ$, $\dot{\phi}_d = 0.0^\circ/[s^{-1}]$ としている。

6.2.1 速度指令制御

リアプノフの第2の方法に基づく制御で用いたパラメータは、 $k_P = 0.60 [N\cdot m]$, $k_D = 2.0 [N\cdot m\cdot s]$, $k_\theta = 1.0 [N\cdot m\cdot s]$, $k_I = 0.012 [N\cdot m/s]$ である。リアプノフ型制御のシミュレーションと実験の結果を Fig. 7 に示す。衛星の姿勢角は目標値に収束し、制御の有効性が分かる。この方法では、外乱の変動（ケーブルのねじれトルクの変動）に応じて積分ゲインをチューニングしないと良好な制御性能を得ることができなかった。

また、厳密な線形化を用いたサーボシステムのシミュレーションと実験の結果を Fig. 8 に示す。この制御法では、外部からの影響の変化にかかわらず定常偏差がほとんど残らず、ある程度ロバスト性のある制御系となっている。

いずれの実験結果も数値シミュレーションとよく一致し、実験の妥当性と制御系の有効性が分かる。実験とシミュレーションのジンバル角に多少の差違があるが、外乱トルクのモデル化誤差によるものと考えられる。

6.2.2 トルク指令制御

速度制御と同じパラメータを用いて数値シミュレーションを行ったところ、リアプノフ型の制御法では Fig. 7, 厳密な線形化を用いた方法では Fig. 8 とほとんど同じ結果を得た。グラフでは速度制御の場合とまったく差違が認められないので図示を省略するが、どちらの制御法も良好に動作している。本研究では、トルク指令制御を実装する場合に、正確なトルク制御が実現できるトルク・サーボ・アクチュエータ (TSA) [20] でジンバル軸を駆動した。トルクフィードバックを行わない、元のアクチュエータでジンバルを駆動すると、アクチュエータの減速機の摩擦などの影響で良好な制御結果は得られなかった。多少条件は異なるが、リアプノフ型制御の実験とシミュレーション結果を Fig. 9 に示す。実験結果は数値シミュレーションとよく一致し、実験の妥当性、制御と TSA の有効性が分かる。

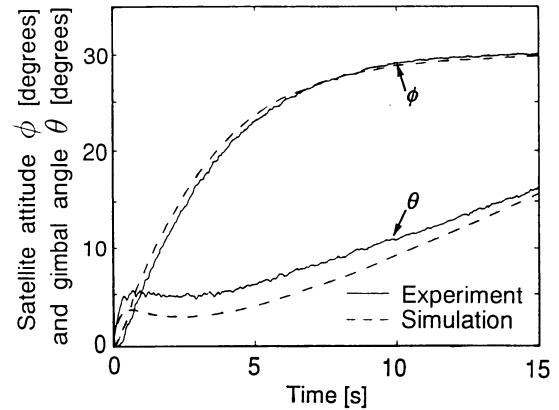


Fig. 9 Time history of Lyapunov type torque command control

7. おわりに

本論文では、宇宙ロボットの地上模擬実験システムに搭載する、スラスタおよび SG-CMG から構成される位置姿勢制御系について述べた。位置制御に関しては、発生する推力に不確実性があり、ON-OFF 時に時間遅れのあるスラスタを用いても、Bang-Bang 制御の切換関数を調整することによってスライディングモードを発生して所望の制御が可能であることを数値シミュレーションおよび実験により検証した。姿勢制御に関しては、大きな姿勢変更でも制御性能が劣化しないように、非線形システムに対する制御系設計法を二つ検討し、それぞれに対してジンバルを速度制御とトルク制御によって駆動する場合の制御則を示した。すべての制御則で姿勢制御が良好に行えることを、数値シミュレーションとハードウェア実験によって検証した。本研究では外乱の特性に応じて積分補償を追加する必要があったので、リアプノフ型制御では試行錯誤を行わなければ良好な制御性能を得ることができなかったが、厳密な線形化では制御系設計の手順の中に入れられることができるので、その必要がなかった。また、後者はロバスト制御系の設計などへも拡張でき、制御系設計の自由度と容易さの点で優れていることが明らかになった。搭載された CMG は、制御トルクと継続時間

の意味で十分な容量を持つよう設計されたが、ジンバル軸をモータドライバの速度制御ループを用いて駆動する速度制御により所望の制御性能が得られることが確認できた。これらの結果、開発した位置姿勢制御系が宇宙ロボットの地上模擬実験システムに適合することが明らかになった。

なお、本研究は文部省科学研究費補助に関連してなされたことを付記する。

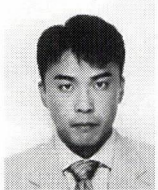
参考文献

- [1] Z. Vafa and S. Dubowsky: "On the Dynamics of Manipulators in Space Using the Virtual Manipulator Approach," Proc. IEEE Int'l Conf. Robotics and Automation, Raleigh, NC, pp.579-585, 1987.
- [2] Y. Umetani and K. Yoshida: "Continuous Path Control of Space Manipulators Mounted on OMV," Acta Astronautica, vol.15, no.12, pp.981-986, 1987.
- [3] Y. Masutani, F. Miyazaki, and S. Arimoto: "Sensory Feedback Control for Space Manipulators," Proc. IEEE Int'l Conf. Robotics and Automation, Scottsdale, AZ, pp.1346-1351, 1989.
- [4] Y. Umetani and K. Yoshida: "Resolved Motion Rate Control of Space Manipulators with Generalized Jacobian Matrix," IEEE Trans. Robotics and Automation, vol.5, no.3, pp.303-314, 1989.
- [5] 山田, 土屋: "宇宙ロボットのマニピュレータ制御における効率的計算法", 計測自動制御学会論文集, vol.26, no.7, pp.765-772, 1990.
- [6] T. Yoshikawa, Y. Yokokohji, and T. Toyoshima: "Efficient Computational Algorithms for Trajectory Control of Multi-Arm Space Manipulators," Proc. iSAIRAS, Kobe, Japan, pp.303-306, 1990.
- [7] 室津, 辻尾, 泉田, 尾崎: "宇宙作業ロボットの未知把持物体のパラメータ同定", システム制御情報学会論文誌, vol.6, no.1, pp.26-36, 1993.
- [8] 小松, 植之原, 飯倉, 三浦, 下山: "自律型宇宙ロボット地上実験装置 ASROT の開発", 日本ロボット学会誌, vol.8, no.6, pp.712-720, 1990.
- [9] 戸田, 岩田, 町田, 大塚, 福田, 鳥生: "宇宙用自由飛行テレロボットの研究—地上実験モデルの試作—", 日本航空宇宙学会誌, vol.40, no.467, pp.26-33, 1992.
- [10] 吉田: "マニピュレータを有する衛星のための実用的な姿勢制御法の提案", 第10回日本ロボット学会学術講演会予稿集, pp.493-496, 1992.
- [11] 小田: "衛星搭載ロボットアームと衛星姿勢の協調制御", 日本ロボット学会誌, vol.15, no.4, pp.590-600, 1997.
- [12] H.S. Oh and S.R. Vadali: "Feedback Control and Steering Laws for Spacecraft Using Single Gimbal Control Moment Gyros," J. Astronautical Sciences, vol.39, no.2, pp.183-203, 1991.
- [13] L.R. Bishop, R.H. Bishop, and K.L. Lindsay: "Proposed CMG Moment Management Scheme for Space Station," Proc. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf., Monterey, CA, pp.1229-1236, 1987.
- [14] E. Elegrsma, G. Stein, M. Jackson, and J. Yeichner: "Robust Controllers for Space Station Momentum Management," Proc. IEEE Conf. Decision and Control, IEEE, Piscataway, NJ, pp.2206-2212, 1991.
- [15] H.H. Woo, H.D. Morgan, and E.T. Falangas: "Momentum Management and Attitude Control Design for a Space Station," AIAA J. Guidance, Control, and Dynamics, vol.11, no.1, pp.19-25, 1988.
- [16] J.W. Sunkel and L.S. Shieh: "Multistage Design of an Optimal Momentum Management Controller for the Space Station," AIAA J. Guidance, Control, and Dynamics, vol.14, no.3, pp.492-502, 1991.
- [17] J.J. Sheen and R. Bishop: "Spacecraft Nonlinear Control," J. Astronautical Sciences, vol.42, no.3, pp.361-377, 1994.
- [18] A. Ishidori: Nonlinear Control Systems, Springer-Verlag, 1989.
- [19] Hughes, P.C.: Spacecraft Attitude Dynamics, John Wiley & Sons, New York, 1986.
- [20] 泉田, 室津, 三ツ矢, 山根, 布原: "1 リンク柔軟マニピュレータの制御実験", 日本ロボット学会誌, vol.11, no.4, pp.593-596, 1993.
- [21] Y. Murotsu, K. Senda, A. Mitsuya, K. Fujii, and T. Nunohara: "Experimental Studies for Control of Manipulators Mounted on a Free-Flying Space Robot," Proc. IEEE/RSJ IROS, Yokohama, Japan, pp.2148-2154, 1993.
- [22] C.A. Wolfe and J.S. Meditch, "Theory of System Type for Linear Multivariable Servomechanisms," IEEE Trans. Automatic Control, vol.AC-15, no.1, pp.34-43, 1970.



泉田 啓 (Kei Senda)

1963年8月17日生。1988年大阪府立大学大学院博士前期課程修了。同年4月大阪府立大学工学部助手, 1994年同助教授, 1996-1997年ミシガン州立大学客員研究員。1992年AIAA GNC最優秀発表論文賞, 1994年システム制御情報学会賞など受賞。宇宙ロボット, 柔軟マニピュレータなどの研究に従事。博士(工学)。AIAAなどの会員。(日本ロボット学会正会員)



長岡秀行 (Hideyuki Nagaoka)

1970年4月18日生。1994年大阪府立大学工学部航空工学科卒業。宇宙ロボットの研究に従事し, 1996年大阪府立大学大学院博士前期課程(航空工学専攻)修了。同年4月より日本電信電話株式会社に勤務。



室津義定 (Yoshisada Murotsu)

1940年3月20日生。1968年大阪府立大学大学院博士課程単位取得退学。同年4月大阪府立大学工学部助手, 1982年同教授。1992年最優秀発表論文賞(米国航空宇宙学会GNC), 1994年システム制御情報学会賞など受賞。構造信頼性工学, 宇宙ロボットなどの研究に従事。工学博士。AIAA, ASMEなどの会員。



三ツ矢明 (Akira Mitsuya)

1934年10月28日生。1956年大阪府立浪速大学(現大阪府立大学)工業短期大学部機械科卒業。1957年通商産業技官(工業技術院機械試験所), 1960年大阪府立大学工学部助手。エアクションピークル, 宇宙ロボットなどの研究に従事。日本航空宇宙学会などの会員。