折り返し法を用いた大型衛星の姿勢制御†

足立 修一*・木田 隆**・高木 康夫***・森 泰親****

Attitude Control for Large Spacecrafts by Using Turn over Design Method

Shuichi ADACHI*, Takashi KIDA**, Yasuo TAKAGI*** and Yasuchika MORI****

For many years, the importance of active feedback control of large space structure (LSS) have been widely recognized. This paper presents results on studying the attitude control problem for an LSS typified by the ETS-VI (Engineering Test Satellite-VI) spacecraft. The attitude control system based on the state-feedback control is proposed. The control law is designed by using the turn over design method. This method, which locates closed-loop poles to be in a specified region, has good properties of the optimal regulator and the pole-placement method, so it has excellent vibration suppression capability. Moreover, the proposed control method has some desirable robustness properties against modeling uncertainties such as inaccurate identification of natural frequencies and damping ratio and so on. The purpose of this paper is to show the efficiency of the proposed control method by a ground-based test model. The ground-based test model simulates the attitude motion around roll-axis by using a single-axis air-table. The experimental results indicated that the turn-over design method has great promise for used in LSSs.

Key Words: LSS (Large Space Structure), turn over design method, observer, ground test

1. はじめに

一般に人工衛星の姿勢制御系は、位相進み遅れ補償あるいは PID 制御などに代表される古典制御理論に基づいて設計されている。古典制御理論を用いると、ボード線図などを用いることにより、周波数領域で安定余裕を定量的に把握しながら設計を進めることができるので、安定性と速応性のバランスのとれた制御系を設計することができ、しかも変位、速度などの測定量を用いることによって、比較的簡単に実装化できるためである。

しかし、衛星の大型化、軽量化にともなう剛性の低下と、通信衛星に代表される高精度な姿勢制御精度要求のため、制御系のバンド幅と振動モードの干渉が無視できなくなっている。そのため、従来の古典制御に代わる振動抑制性に優れた高精度な姿勢制御系設計法の適用検討が必要となっている。また 3 軸姿勢制御では、軸間の干渉を考慮した多変数制御系の適用も重要な検討課題である。さらに、衛星の動特性を高次振動モードまで高精度に同定することは難しく、同定された振動パラメータのずれに対してロバストな制御系が要求される。このような大型衛星に特有な問題は、大型宇宙構造物 (LSS) の制御問題と総称され、最近広く関心を集めている^{1), 2)}。

著者らはこれまで、古典制御である I-PD 制御³⁾、多変数系にも容易に拡張できる現代制御の中で周波数重みを用いた最適レギュレータ⁴⁾などを LSS に適用し、それらの有効性を示してきた。本論文では、(剛体) + (有限個の振動モード) で記述される大型衛星の姿勢制御系設計問題に対して、現代制御理論の一設計法である折り返し法^{5), 6)}の適用検討を行う。折り返し法は、 s 平面上の虚軸に平行な直線を用意し、この直線に対して左側対称な位置に極を折り返すことで閉ループ極を望ましい領域に配置することを可能とする設計法であり、極配置法と最適レギュレータの長所を備

† 第 28 回計測自動制御学会学術講演会で発表 (1989・7)

* 宇都宮大学工学部 宇都宮市石井町 2753

** 航空宇宙技術研究所 調布市深大寺東町 7-44-1

*** (株)東芝総合研究所 川崎市川崎区浮島町 4-1

**** 埼玉大学工学部 浦和市下大久保 255

* Faculty of Engineering, Utsunomiya University, Utsunomiya

** National Aerospace Laboratory, Chofu

*** R & D Center, Toshiba Corporation, Kawasaki

**** Faculty of Engineering, Saitama University, Urawa

(Received November 21, 1990)

(Revised May 1, 1991)

えたものとして知られており、実験例を通した有効性も報告されている⁷⁾。

最後に、大型衛星の姿勢制御系を模擬した地上実験を通して、折り返し法が振動抑制性に優れ、振動パラメータの同定のずれに対してロバストな制御系が構成できることを示し、将来の大型衛星の姿勢制御系として有望であることを明らかにする。

2. 姿勢制御問題

本論文では、Fig. 1 に示す 1993 年打ち上げ予定の技術試験衛星 VI 型 (ETS-VI) を代表例とする大型衛星の姿勢制御問題を検討する。このとき、制御対象である大型衛星の動特性は、(剛体)+(振動モード)の和の形で記述できるものとする。したがって、トルク入力から姿勢角出力までの伝達関数は、センサ、アクチュエータ collocation の条件のもとに

$$G(s) = \frac{1}{Is^2} + \sum_{i=1}^{\infty} \frac{\phi_i^2}{s^2 + 2\zeta_i\omega_i s + \omega_i^2} \quad (1)$$

で表わされる⁸⁾。ただし、 $I(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$ は衛星本体の慣性モーメント、 $\omega_i(\text{rad/s})$ 、 $\zeta_i(-)$ 、 $\phi_i^2(1/\text{kg}\cdot\text{m}^2)$ はそれぞれ i 番目の振動モードの固有振動数、減衰比、トルクアドミタンスである。ここで、LSS では ζ_i の値は一般に 0.01 以下と非常に小さく、低減衰のシステムである。本論文では、(1)式のように SISO 系を取り扱うが、以下の議論は MIMO 系にも容易に拡張できる。

本来、LSS は(1)式のように無限個の振動モードを含むが、制御系設計を行う場合に考慮できる振動モードの個数は一般に有限個であるため、次式で示すようにある次数で打ち切る必要がある。

$$G(s) = \frac{1}{Is^2} + \sum_{i=1}^N \frac{\phi_i^2}{s^2 + 2\zeta_i\omega_i s + \omega_i^2} \quad (2)$$

たとえば、ETS-VI においても太陽電池パドルなどによる柔軟性を考慮した姿勢制御系の設計を古典制御理論に基づいて行っているが、主に 1 次振動モードまでの影響を考慮している。本論文では低減衰な(2)式の

Fig. 1 Engineering Test Satellite VI (ETS-VI)

制御対象に対して、振動抑制性に優れた制御系設計を行うことを目的とする。

3. 折り返し法を用いた姿勢制御系の設計法

3.1 折り返し法

現代制御理論に基づく制御系設計法の代表的なものとして、極配置法と最適レギュレータ法があげられる。極配置法を用いると閉ループ極を任意に配置できるので、制御系の応答特性を指定することが可能となる。また、最適レギュレータ法は、安定余裕、パラメータ感度の点で優れており⁹⁾、この性質は極配置法で設計したときには必ずしも保証されない。しかしながら、望ましい応答波形を得るためには、評価関数の重み行列を時間応答シミュレーションをしながら試行錯誤的に選定する必要があるという問題点を有している。

上記二つの設計法の優れた点を兼ね備えた設計法として折り返し法がある。折り返し法は、 s 平面上の虚軸に平行な直線を用意し、この直線に対して左側対称な位置に極を折り返すことで閉ループ極を望ましい領域に配置することを可能とする設計法であり、しかもこの設計法により構成される閉ループ系は、評価関数の重み係数を(半)正定行列とした最適レギュレータ法による閉ループ系となる。

まず、次式で表わされる一般的な m 入力、 r 出力、 n 状態の線形システム

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \quad (3a)$$

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \quad (3b)$$

に対して、折り返し法による制御系設計法をまとめよう。ここで、 $(\mathbf{A}, \mathbf{B})$ は可制御対であるとする。このシステムに対して、望ましい動特性を実現するような状態フィードバック系を折り返し法を用いて構成することを考える。

折り返し法について Fig. 2 を用いて簡単に説明する。図中における $\times$ 印は制御対象の極である。虚軸に平行な直線である折り返し線 $\text{Re } \lambda = -\alpha$ ($\alpha \geq 0$) を決め、制御対象(3)に対して、退化したリッカチ形代数方程式

$$\mathbf{P}(\mathbf{A} + \alpha\mathbf{I}) + (\mathbf{A} + \alpha\mathbf{I})^T \mathbf{P} - \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T \mathbf{P} = \mathbf{O} \quad (4)$$

を考える。ハミルトン行列

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} + \alpha\mathbf{I} & -\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T \\ \mathbf{O} & -(\mathbf{A} + \alpha\mathbf{I})^T \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{2n \times 2n}$$

の $2n$ 個の固有値のうち、Fig. 2 において $\circ$ で表わした安定な固有値を閉ループ制御系の極とすることを考

Fig. 2 Turn over design method

える。これを実現するために、まずこの安定な n 個の固有値に対応する固有ベクトルを n 本選び、

$$\begin{bmatrix} \mathbf{v}_1 \\ \mathbf{v}_2 \\ \vdots \\ \mathbf{v}_n \end{bmatrix}_n$$

とする。つぎに、次式で $\mathbf{P}_+$ を計算する。

$$\mathbf{P}_+ = [\mathbf{w}_1, \mathbf{w}_2, \dots, \mathbf{w}_n] [\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, \dots, \mathbf{v}_n]^{-1} \quad (5)$$

この $\mathbf{P}_+$ は、リッカチ形代数方程式(4)を満足する半正定対称行列である。そして、状態フィードバック制御

$$\mathbf{u} = -\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P}_+\mathbf{x} \quad (6)$$

を制御対象(3)に施す。これより閉ループ制御系の極は、制御対象の極のうち、折り返し線よりも右側にある極を左側対称な位置に折り返したものと、あらかじめ折り返し線よりも左側にあるものより構成される。さらに、(4)式は解 $\mathbf{P}_+$ を用いてつぎのように書き直することができる。

$$\mathbf{P}\mathbf{A} + \mathbf{A}^T\mathbf{P} - \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P} + 2\alpha\mathbf{P}_+ = \mathbf{O} \quad (7)$$

ここで、 $2\alpha\mathbf{P}_+$ は半正定対称行列である。

以上より、折り返し法の特徴をまとめるとつぎのようになる。

- (i) 折り返し線を選定することで、ほしい応答を保証する領域にすべての極を配置することができる。

- (ii) 折り返し法は、評価関数を

$$J_1 = \int_0^\infty [2\alpha\mathbf{x}(\tau)^T\mathbf{P}_+\mathbf{x}(\tau) + \mathbf{u}(\tau)^T\mathbf{R}\mathbf{u}(\tau)]d\tau$$

と設定した場合の最適レギュレータに対応する。

この設計法では、虚軸に平行な直線 $\text{Re } \lambda = -\alpha$ が重要な役割を果たし、この α が設計のパラメータとなる。システム行列 $\mathbf{A}$ の固有値をあらかじめ求めておけば、すべて

の閉ループ極が望ましい領域に入るような折り返し線の位置を図的に決定することができる。

3.2 柔軟構造衛星への適用

ETS-VI に代表される大型衛星は、虚軸の近くに存在する制御対象の極の影響で振動的になるため、これらの極を折り返し線に対して対称に折り返すことによって、虚軸から遠避けるように閉ループ極の極配置を図る折り返し法は、振動抑制性に優れた制御系設計法であることが期待できる。本節では、折り返し法を大型衛星の姿勢制御系に適用する。

ここでは、後述する1軸エアテーブル実験の説明を容易にするために、1次振動モードまでを制御モードとし、2次振動モード以降は残余モードとする。しかしここでの議論は、高次モードまでを制御モードとする場合に対しても容易に拡張可能である。また、対象は1入出力系とする。

以上の仮定のもとで、(2)式より対象は次式のように表現できる。

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{b}u(t) \quad (8a)$$

$$y(t) = \mathbf{c}^T\mathbf{x}(t) \quad (8b)$$

ただし、

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\omega_1^2 & -2\zeta_1\omega_1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{b} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1/I \\ 0 \\ \phi_1^2 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{c} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}$$

このシステムに対して、Fig. 3の構造をもつサーボ系を設計する。以下ではしばらくの間、状態量 $\mathbf{x}$ はすべて観測できるものとする。

まず、つぎの拡大系を考える。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}} \\ e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{O} \\ \mathbf{c}^T & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}} \\ e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{b} \\ 0 \end{bmatrix} \dot{u} \quad (9a)$$

$$\mathbf{e} = \begin{bmatrix} \mathbf{O}^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}} \\ e \end{bmatrix} \quad (9b)$$

Fig. 3 Servo system based on state feedback control

ただし、 $e = y - y_r$ は偏差を表わし、 y_r は目標値である。

この拡大系を安定化する制御

$$\dot{u} = -[f^T \ K_I] \begin{bmatrix} \dot{x} \\ e \end{bmatrix} \quad (10)$$

を求めることが問題となる。この制御則のフィードバックゲイン f と積分ゲイン K_I を折り返し法を用いて決定する。(10)式を積分すると、

$$u(t) = -f^T x + K_I \int_0^t \{y_r(\tau) - y(\tau)\} d\tau \quad (11)$$

となり、Fig. 3 のサーボ系を構成することができる。

4. 1 軸エアテーブル実験

4.1 大型衛星の地上実験装置⁸⁾

大型衛星の姿勢運動を Fig. 4 に示す 1 軸エアテーブル装置で模擬した。大型太陽電池パネルに相当する柔軟構造模型は 2 枚の CFRP パネルをヒンジで結合したものを使用し、これが中心剛体のテーブルに取り付けられている。テーブル回転角は非接触磁気回転計で計測し、DC トルクモータをアクチュエータとする collocate された入出力構成である。また、制御性能を評価するために、パネル先端に加速度計 (ACC) を取り付けた。

制御系設計には、剛体モードと 1 次振動モードの影響を考慮した。そのとき用いたパラメータは事前に行った同定実験⁸⁾より得られたもので、その値を Table 1 に、そして 3 次振動モードまでを記述したボード線図を Fig. 5 に示した。

4.2 計算機シミュレーション

実験に先立ち、計算機シミュレーションによって折

Fig. 4 Flexible apparatus

Table 1 Elastic parameters for ground-based test model

Parameter	Identified value
f_1 (Hz)	1.082
ζ_1 (—)	0.0155
ϕ_1^2 (1/kg·m ²)	0.1446
I (kg·m ²)	10.86

Fig. 5 Bode diagram of controlled system

り返し法を用いて設計された制御系の性質について調べることにする。

Table 1 より、(8)式における制御対象を表わす、 A 、 b 、 c は、それぞれつぎようになる。

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -44.2 & -0.266 \end{bmatrix}, \quad b = \begin{bmatrix} 0 \\ 0.0936 \\ 0 \\ 0.141 \end{bmatrix}$$

$$c = [1, 0, 1, 0]^T$$

実験に用いたアクチュエータの能力の制約などを考慮して、折り返し線として $\alpha = 0.75$ (1/s) を設定した。この結果、つぎに示す制御定数が得られた。

$$K_I = 38.4,$$

$$f = [78.0, 53.0, 88.1, 14.4]^T$$

このとき、偏差 e の位置でループを切った一巡伝達関数のボード線図を Fig. 6 に示した。図より、折り返し法では 1 次振動モードに対応する主要極を安定な領域に移動させる効果をもっているため、1 次振動モードの共振点のピークが滑らかに削り落とされており、1 次振動モードの影響を緩和していることがわかる。

これに対して、極零相殺によって振動モードの影響を除去し、制御性能の向上を図る制御系 (たとえば

Fig. 6 Bode diagram of open-loop transfer function

H_{∞} 制御器などでは安定な極と零点の相殺が起こることが報告されている¹⁰⁾では、共振周波数の同定の不確かさなどによって振動成分が残留したり、あるいは不安定になりやすいという問題点が生じるが、提案した折り返し法では虚軸に近い極を安定な領域に移動させる考えに基づいているため、パラメータ同定の不確かさの影響を受けにくいロバストな制御系が構成できる。さらに、本制御系では Fig. 6 から明らかなように、高域において振幅減衰レート -60(dB/decade) が達成できているため、制御系設計の際に無視した高次モード(残余モード)を励起して不安定になる、いわゆるスピルオーバー不安定も生じにくい。

4.3 オブザーバの構成と制御系の離散化

さて、これまでつぎの二つの前提のもとで議論を進めてきた。すなわち、(a)状態量 $\mathbf{x}$ はすべて観測できる、(b)制御則は連続時間系で実現する。しかし、実際の衛星に対して折り返し法を適用する場合には、これらは一般に成り立たないので、つぎの二つの対策を講じる必要がある。すなわち、(a)状態量 $\mathbf{x}$ を推定するオブザーバを構成する、(b)ディジタル計算機で制御を行うために制御則を離散化する。

まず、(11)式より1次振動モードまでを制御モードとした場合の連続時間系の制御則は、つぎのように書き表わすことができる。

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \frac{K_I}{s} \{y_r(t) - y(t)\} - \mathbf{f}^T \hat{\mathbf{x}}(t) \quad (12)$$

ここで、 $\hat{\mathbf{x}}(t)$ は時刻 t における状態の推定値である。

このシステムに対する連続時間系の(同一次元)オブザーバは、つぎのように表わされる¹¹⁾。

$$\frac{d}{dt} \hat{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{D} \hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{h} y(t) + \mathbf{j} u(t) \quad (13)$$

ただし、

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} d_{11} & 1 & d_{13} & 0 \\ d_{21} & 0 & d_{23} & 0 \\ d_{31} & 0 & d_{33} & 1 \\ d_{41} & 0 & d_{43} & d_{44} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{h} = \begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \\ h_3 \\ h_4 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{j} = \begin{bmatrix} 0 \\ j_2 \\ 0 \\ j_4 \end{bmatrix}$$

つぎに連続時間制御系を離散化する。フィードバック制御則は後退差分近似を用いて、積分動作は双1次変換を用いて離散化すると、次式が得られる。

$$u(k) = u_1(k) + u_2(k) \quad (14)$$

ただし、 $t = k\Delta T$ (ΔT : サンプル周期) であり、 $u_1(k)$ 、 $u_2(k)$ はそれぞれつぎのように表わされる。

$$\begin{aligned} u_1(k) &= u_1(k-1) + \frac{K_I \Delta T}{2} [\{y_r(k) - y(k)\} \\ &\quad + \{y_r(k) - y(k-1)\}] \\ u_2(k) &= -\mathbf{f}^T \hat{\mathbf{x}}(k) \end{aligned}$$

また、オブザーバはつぎのように離散化できる。

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}(k) &= [\mathbf{A} \mathbf{T} \mathbf{D} + \mathbf{I}] \hat{\mathbf{x}}(k-1) \\ &\quad + \mathbf{A} \mathbf{T} [\mathbf{h} y(k-1) + \mathbf{j} u(k-1)] \end{aligned} \quad (15)$$

したがって、(15)式を用いて状態を推定し、推定された状態を(14)式の制御則で用いて制御入力トルクを計算すればよい。

4.4 実験結果

実験条件と実験の内容を以下に示す。サンプリング周期は、0.05(s)とした。まず、最初の10(s)間姿勢角度を0(deg)にレギュレーションし、10(s)後に目標姿勢角度5(deg)を与えて目標値追従性を評価し、その後定常状態に入った後、インパルス的な外乱をパネルに与えて外乱抑制性を評価した。

このとき、(13)式中のオブザーバの係数行列、ベクトルは、折り返し法を用いてそれぞれつぎのように与えた。

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} -1.25 & 1 & -1.25 & 0 \\ -0.47 & 0 & -0.47 & 0 \\ -1.38 & 0 & -1.38 & 1 \\ 6.21 & 0 & -37.99 & -0.266 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{h} = \begin{bmatrix} 1.25 \\ 0.47 \\ 1.38 \\ -6.21 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{j} = [0, 0.0936, 0, 0.141]^T$$

Fig. 7 に実験結果の一例を示した。上段に制御トルク $u(k)$ 、中段に出力姿勢角 $y(k)$ 、下段に参考のためにパネル先端の加速度 $z(k)$ を図示した。図より、制御トルクの変動も少なく、目標値追従性、外乱抑制性に優れた制御系が構成できていることがわかる。ま

Fig. 7 A example of control experiment

た、パネル先端の加速度が短時間で減衰していることより、振動抑制性に優れた制御系が構成されていることが明らかになった。

つぎに、1次振動モードの共振周波数(ω_1)の同定値が20%大きいものとして制御則、オブザーバを設計した場合の実験結果を Fig. 8 に示した。図より、パネル先端の加速度の減衰が劣化していることがわかるが、姿勢角の目標値追従性はほとんど Fig. 7 と同じ制御結果が得られている。ここでは図面を省略するが、他の実験結果から ω_1 の同定値が $\pm 20\%$ 程度ずれていても安定な制御系が構成でき、さらに減衰比を 0.02, 0.002 として制御系を設計しても、いずれも安定な制御系が構成できることを確認した。本手法では、打ち切った高次モードについては、前述したように高域において振幅減衰レートを -60 (dB/decade) とすることにより対処しており、ここで行った制御実験ではスピルオーバー不安定現象は生じなかった。

最後に、本手法と古典的な制御方法である I-PD 制御³⁾とを比較してみよう。Fig. 7 とほぼ同程度の制御バンド幅をもつように設計した I-PD 制御を用いた制御実験結果を Fig. 9 に示した。ここで、実験ではレートセンサを使用できなかったため、差分近似により速度信号を生成しているため、Fig. 9において入力トルクが変動している。Fig. 7, 9 において加速度計の信号を比較することにより、本手法のほうが外乱抑制性に優れていることがわかる。もちろん、制御器の次数の違いなどがあり、これだけでは本手法の優位性を立証できないが、高精度な同定結果に基づいて現代

Fig. 9 Control experiment by using I-PD control

制御を行うと、高精度な制御が達成できることが明らかになった。また、同じ現代制御でも最適レギュレータ法では、重み行列の選定が難しいという欠点を有するが、本手法では s 平面上に折り返し線を用意するだけでよく、虚軸の近傍に存在する低減衰の振動極を安定な左半平面に折り返すという直感的にわかりやすい設計法になっている。

5. おわりに

本論文では、大型衛星の姿勢制御系の設計法として折り返し法を提案し、その有効性を地上実験装置を用いて検証した。本制御法は、虚軸の近くに存在する振動極を安定な領域に移動できるので、振動抑制性に優れ、大型衛星の姿勢制御系として有望であることが明らかになった。折り返し法は状態フィードバックに基づいているため、オブザーバの設計が必要になり、従来の PID 制御系などに比べると制御系の構成が複雑になるが、当然のことではあるが正確な同定結果に基づいて制御を行うと、きめの細かい高精度な制御系が構成でき、しかも本設計法はある程度の振動パラメータのずれに対してはロバストであることが実験例より示された。

本論文では、LSS の一例として ETS-VI に代表される大型衛星をとりあげ、その姿勢制御・振動抑制問題を扱ったため、collocation が成立し、しかも

Fig. 8 Control experiment for robustness

SISO 系に限定して議論を進めてきた。理論的には、本手法は現代制御理論に基づいているため、古典制御と比べると MIMO 系への拡張は容易であるが、MIMO 系の制御実験、あるいは collocation が成立しない、すなわち対象が非最小位相推移系の場合への拡張は今後の課題としたい。

最近脚光を浴びている H_∞ 最適制御理論の LSS への適用例も報告されており¹²⁾、本論文で提案した現代制御理論に基づいた方法などと共に、今後宇宙分野への適用が期待される。

参 考 文 献

- 1) S.N. Atluri and A.K. Amos: Large Space Structures: Dynamics and Control, Springer-Verlag (1988)
- 2) 砂原善文編: 特集 LSS—その近未来制御理論, 計測と制御, **26**-10 (1987)
- 3) 足立, 重政, 木田: I-PD 制御を用いた大型衛星の姿勢制御系の一設計法, 計測自動制御学会論文集, **27**-2, 242/244 (1991)
- 4) 木田, 池田, 山口: 高域遮断特性をもたせた最適レギュレータとその大型宇宙構造物の制御への応用, 計測自動制御学会論文集, **25**-4, 448/454 (1989)
- 5) 川崎, 示村: 指定領域に極を配置する状態フィードバック則の設計法, 計測自動制御学会論文集, **15**-4, 451/457 (1979)
- 6) 示村, 川崎: 最適レギュレータ問題と極配置, 計測と制御, **22**-3, 282/290 (1983)
- 7) 松村, 藤田, 東出, 老田: 領域内極配置法によるラジアル・スラスト制御兼用形磁気軸受系の安定化制御, 電気学会論文誌D, **107**-1, 35/41 (1987)
- 8) 足立, 重政, 山口, 木田: 大型宇宙構造物の同定実験, 計測自動制御学会論文集, **26**-11, 1275/1282 (1990)
- 9) E. Kreindler: Closed-Loop Sensitivity Reduction of Linear Optimal Control Systems, IEEE Trans. Automatic Control, **AC-13**-3, 254/262 (1968)
- 10) 藤田, 松村: 磁気浮上システムの H^∞ 制御, 電気学会誌, **110**-8, 661/664 (1990)
- 11) 岩井, 井上, 川路: オブザーバ, コロナ社 (1988)
- 12) 黒田, 柏瀬, 土屋: H_∞ 最適制御理論による柔軟宇宙構造物の制御系設計, 第4回宇宙航空の誘導制御シンポジウム資料, 13/18 (1987)