論 文

CONTRIBUTED PAPERS

大型柔軟衛星の三軸制御に関する実験的検討^{*1} An Experimental Study on Flexible Spacecraft Three-Axis Attitude Control

木 田 隆^{*2}・山 口 功^{*2}

Takashi KIDA, Isao YAMAGUCHI

岡 本 修^{*2}・狼 嘉 彰^{*2}

Osamu OKAMOTO, Yoshiaki OHKAMI

市川 信一郎^{*3}, 田 中 俊 輔^{*3}

Shinichiro ICHIKAWA and Shunsuke TANAKA

Key Words : Spacecraft, Guidance and Control, Attitude Control, Flexible Spacecraft

Abstract

This paper studies three-axis attitude control problems of a class of flexible spacecraft having elastic appendages. A Linear Quadratic Regulator (LQR) associated with a state estimator is designed to control its attitude and the appendage vibration, simultaneously. In order to evaluate and demonstrate the controller performance, ground-based control experiments are conducted, using a ETS (Engineering Test Satellite)-VI laboratory model supported on a single-axis air-table. The evaluation is made concerning mainly with (a) LQR realization by using a thruster and a reaction wheel, and (b) stability robustness against the truncated vibration modes of flexible appendages.

1. ま え が き

宇宙開発事業団では昭和 67 年度夏期に H-II ロケットによる大型静止軌道三軸姿勢制御の技術試験衛星 VI 型 (ETS-VI, 第 1 図参照) の打上げを計画している。ETS-VI は 1990 年代のわが国の衛星通信放送要求を満たす衛星バス技術の確立を主ミッションのひとつとするもので、重量約 2 [t], 南北太陽電池パドル両端寸法約 30 [m] の大型衛星であり軌道上寿命 10 [年] を目標としている。また定常姿勢制御モードでの姿勢精度要求は 3 σ 値で roll/pitch 0.05 [度],

yaw 0.15 [度] であり軌道制御時にも同等の精度を保持する。姿勢制御はリアクション・ホイールとスラスタを用いたゼロモーメント三軸制御方式を採用している。

姿勢制御系は昭和 58 年度から概念設計が開始され、その中でクリティカルな検討項目のひとつとして「太陽電池パドル等柔軟構造物の振動と姿勢制御系との力学的干渉」が挙げられている。いわゆる、柔軟衛星の姿勢制御系設計が要求されるのは、我が国ではこの ETS-VI が初めての経験となる。このため姿勢制御系の開発に先立ち「大型静止三軸バス姿勢制御系基礎試験」を昭和 60 年に筑波宇宙センタで実施した。本稿はこのうち、太陽電池パドルと姿勢制御系の干渉を 1 軸エアテーブルを用いて実験的に検討した結果について報告する。制御系設計は時間領域で行う最適レギュレータ (LQR) 構成をベースとし、より将来型の大型宇宙構造物 (LSS) 制御系の基盤とすることを目標とした。

本論文の主眼点は、実機相当の機能をもつ制御デバイス (スラスタ, ホイール, センサ) による最適制御の実現可能性にあり、このための地上試験法としては 1 軸エアテーブルによるのが最も適しているものと考えている。柔軟衛星の制御については、この 10 年余り米国を中心として活発な研究が続けられており、理論的には多くのことが明らかにされつつある¹⁾が少数の例外²⁾を除きそのほとんどが制御デバイスの動特性の影響を考慮しない理想的な状況について議論されてきている。このために開発技術として成熟するまでに

^{*1} 昭和 61 年 10 月 15 日, 第 30 回宇宙科学技術連合講演会において発表。昭和 62 年 4 月 3 日原稿受理

^{*2} 航空宇宙技術研究所

^{*3} 宇宙開発事業団

第1図 ETS-VIの概念図

はいたっていない。

ここでは、スラストとホイールによる三軸制御の最適レギュレータによる構成法について dual mode 制御方式を提案し、パドルのクリティカルな振動モードと制御アクチュエータのむだ時間による制御系の不安定化の問題を議論する。これと同時に制御系のロバスト安定性の回復法について検討を行いその安定限界、制御性能を実験的に評価する。

2. 地上実験モデル

2.1 1軸柔軟模擬衛星と実験装置 (第2図参照)

ETS-VIの太陽電池パドルは2枚の矩形ステンレス板(おのおの、重量9.6[kg]、概略寸法2,300×170×3[mm])で模擬しこれを1軸エアテーブルのテーブル面(ETS-VI剛体部に相当、約140[kg])に取り付ける。太陽電池パドルの主要パラメータのうち、剛体部の慣性モーメントと衛星全系の慣性モーメントの比を実機相当(約0.3)にする。この比は衛星のモデリング精度、柔軟振動の姿勢制御系との干渉の度合いを定める重要な量である。制御アクチュエータはリアクション・ホイール(磁気軸受型)、正負方向スラストでいずれもテーブル面に搭載される。センサは、レート積分ジャイロがテーブル部に、4個の加速度計がそれぞれのパドル部の両端、中央部に取り付けられている。この他に姿勢角情報はテーブル上のターゲットを地上か

ら位置検出用カメラで得る。模擬衛星上の機器の電力、信号はフラットケーブルで地上から授受する。搭載型制御器(AOCE)モデルはPC-9801を用い地上に設置、A/D、D/Aコンバータ、DI/Oにより各種センサ信号の取込み、制御、補償演算、アクチュエータへのコマンド、駆動信号を出す。

2.2 数学モデル 柔軟アペンディジを有する人工衛星の姿勢運動方程式および観測方程式は、柔軟部分の振動を有限要素で表すと次式のように表現できる。

$$I\ddot{\theta} + \sum_{k=1}^2 p_k \ddot{w}_k = u \quad (1a)$$

$$M_k \ddot{w}_k + K_k w_k + p_k \ddot{\theta} = 0, \quad k=1, 2 \quad (1b)$$

$$z_0 = \theta, \quad z_j = r_j \ddot{\theta} + \ddot{w}_j, \quad j=1 \sim 4 \quad (1c)$$

ただし、(1a)式は衛星系全体の姿勢運動を表し、 θ は姿勢角、 I は慣性モーメント、 p_k は k 番目のアペンディジとの干渉係数行列である。(1b)式は各アペンディジの振動方程式であり、 w_k は衛星剛体部に対する相対的な振動変位、 M_k 、 K_k はそれぞれ質量、剛性行列である。 u は制御入力トルクでスラストまたはホイールの発生トルクに対応する。観測値は z_0 が姿勢角度センサ出力、 z_j が j 番目の加速度計出力を表す。

モード解析は(1b)で、 $\theta=0$ とおいた片持ち状態で各アペンディジごとに試験、および有限要素法計算によって行い、拘束モード空間におけるモード周波数 ω_i 、モード形状 ϕ_i^c を求めた($\ddot{\eta}_i + \omega_i^2 \eta_i = 0$, $w_i = \phi_i^c \eta_i$)。その後、(1a, b)式に基づいて数値的に一般化固有値問題を解き非拘束モードモデルを作成する^{3,4)}。

$$\ddot{\eta}_0 = \phi_0 u \quad (2a)$$

$$\ddot{\eta}_i + 2\zeta_i \sigma_i \dot{\eta}_i + \sigma_i^2 \eta_i = \phi_i u, \quad i=1, \dots, N \quad (2b)$$

$$z_0 = \phi_0 \eta_0 + \sum_i \phi_i \eta_i \quad (2c)$$

$$z_j = r_j \phi_0 \ddot{\eta}_0 + \sum_i (r_j \phi_j + \phi_{ji}) \ddot{\eta}_i, \quad j=1, \dots, 4 \quad (2d)$$

第2図 地上試験セットアップ図

第1表

(a) 地上実験モデルの非拘束モードパラメータ

		モード番号 i			
		0	1	2	3
周波数 σ_i [Hz]		0.0	0.70	2.97	8.07
減衰比 ζ_i [-]		0.0	1.2×10^{-3}	0.7×10^{-3}	—
形状 ϕ			2.0×10^{-3}	1.0×10^{-3}	
		0.11	0.13	0.06	0.03

(b) 地上実験モデルの制御パラメータ

パラメータ	値
評価関数重み	
q_0	0.1
q_1	10.0
ρ	4×10^{-3} (ノミナル) $\sim 0.25 \times 10^{-2}$
制御ゲイン (ノミナル値)	
k^T	[1.58, 2.92, 5.54, 3.56]
D	diag[-3.0, -4.0, -5.0]
b^T	$[-1.66 \times 10^{-3}, -1.05 \times 10^{-3}, -7.33 \times 10^{-4}]$
e^T	[1.0, 1.0, 1.0]
H	$\begin{bmatrix} -5.49 \times 10^4 & 2.13 \times 10^4 & -1.80 \times 10^4 & 2.06 \times 10^4 \\ 4.82 \times 10^4 & -1.87 \times 10^4 & 1.58 \times 10^4 & -9.66 \times 10^4 \\ -1.22 \times 10^4 & 3.99 \times 10^4 & -3.08 \times 10^4 & 2.63 \times 10^4 \\ -1.02 \times 10^4 & 1.61 \times 10^4 & -2.24 \times 10^4 & 7.81 \times 10^4 \end{bmatrix}$

ここで, $\eta_0, \eta_i (i=1, \dots, N)$ はそれぞれ剛体モード座標, 柔軟モード座標, σ_i は非拘束モード周波数, $\phi_0, \phi_i, \phi_{ji}$ は非拘束モード形状, また ζ_i はモード減衰係数である. 姿勢運動に関連する3次までの非対称振動モードの実測値を第1表(a)にまとめる.

このうち, 剛体モード (η_0) と1次振動モード (η_1) のみからなる低次元モデルを制御の対象とし, 2次以上の高次モードを残余モード (residual mode) とする. 制御系設計に使用する低次元モデルは状態方程式として次のように行列で表せる.

$$\dot{x} = Ax + bu \quad (3)$$

ただし,

$$x^T = [\eta_0, \eta_1, \dot{\eta}_0, \dot{\eta}_1] \in R^{4 \times 1}$$

3. モード制御系の構成

3.1 最適レギュレータと安定性評価 低次元モデル(3)式の最適レギュレータは, 衛星姿勢角の測定値 z による最小次元オブザーバの状態推定量を用いて次のように構成する.

$$u_0 = -k^T \hat{x} \quad (4a)$$

$$\hat{x} = H \begin{bmatrix} s \\ \theta \end{bmatrix}, \quad \dot{s} = Ds + bu + e\theta$$

$$D \in R^{3 \times 3}, b, e \in R^{3 \times 1} \quad (4b)$$

このうち, 制御ゲイン k^T は状態推定器(4b)とは独立に設計でき, 設計者の設定した評価関数 V を最小に

(a) むだ時間=0, パラメータは第1表参照

(b) むだ時間=60 [msec]

第3図 衛星系および制御器を含めた全系のBode線図

する最適ゲインで, Riccati 方程式の数値解法によって求まる. ここでは

$$V = \int_0^\infty (q_0 \eta_0^2 + q_1 \eta_1^2 + \rho u^2) dt \quad (5)$$

と定めた (q_0, q_1, ρ は正値スカラー). この場合,

① 低次元モデル(3)式は可制御である⁵⁾ので, (5)式より求めた最適制御則は(3)式を必ず安定化させる.

② パラメータ ρ は制御系の帯域を示す指標で ρ が小さいほど, 高ゲイン広帯域の制御系となる⁶⁾.

重要な問題は, 制御器(4a, b)によって残余モードを含めた全衛星系 [(2)式] が安定化できるかどうかである. 一般に高ゲイン ($\rho \rightarrow 0$) ほど残余モードの安定余裕が減少し系の不安定化を招く (spillover¹⁾ と呼ばれる). 1軸実験モデルについてBode線図を用いてこれを評価する. 制御パラメータは第1表(b)のとおりである. 第3図(a)は衛星モデル全系 [(2a, b)式] と制御器 [(4a, b)式] のBode線図である. 図より1次モードは制御系設計時に考慮した制御モードで

あり, 81 [度] ($\omega=4.7[\text{rad/sec}]$) の位相余有がある。これは状態推定器を含めた制御系の妥当性を示す。また残余モードのうち2次モードは位相余有44[度] ($\omega=18.4[\text{rad/sec}]$) をもち, 3次以上のモードは干渉係数が小さく安定性を左右する要因とはならない。したがってこの実験例ではいわゆる spillover 不安定の懸念はなく, 比較的広帯域の姿勢制御系を実現できる。

この最適制御則を実現するアクチュエータとしては, スラスタを主トルカとし, ホイールを補助トルカとして使用する。これはステーション・キープングによる外乱トルクの大きさから規定されている。実験に用いたスラスタ最大発生トルクは0.7 [Nm], ホイールは0.035 [Nm] である。人工衛星の姿勢制御用スラスタには普通, 数10 [msec] のむだ時間が見込まれ, 本実験系に使用したものも30~50 [msec] 程度が実測された。

このむだ時間を考慮した Bode 線図が第3図(b)である。ただしむだ時間を60 [msec] とし, 他のパラメータは第1表のとおりである。この場合, むだ時間のため2次振動モードの位相余有はなくなり系は不安定となる(ただし, 3次モードは20 [dB] 近くのゲイン余裕がある)。これは通常の意味での spillover 不安定とは異なるもので, 制御ループ内の非線形要素の存在によって発生する。この安定化を図るためには, 第3図(a)の理想状態に比べて制御帯域幅を狭め((5)式で $\rho \rightarrow$ 大とする), 2次モードのゲイン余裕を確保することが必要となる。しかしながら, ①クリティカルな2次モードの構造パラメータ, とくにその減衰係数の正確な同定が困難であることと, ②むだ時間の測定精度には限界がありかつデジタル制御に伴うサンプルによる等価的なむだ時間など多くの要因があるために, 制御系は過度の余有をとったものとなり, 要求制御仕様を満足できなくなる。このため, 制御帯域を維持したままで2次モードの安定性を回復することが要求され, これについては3.3で述べる。

3.2 制御則の実現 前章の制御則は連続入力 u について設計されているため, これをスラスタで実現するには, 通常, PWM, PWPF, DRM などパルス・モジュレータによって連続入力を近似する方式がとられるが, 本論文では, アルゴリズムの簡単さを目標として, 最適制御量 u_0 を直接スラスタで実現する dual mode 制御⁷⁾を試みた。構成法として次の2方式を考える。

bang-bang 制御 (以下, BD と略記)

最適制御量 u_0 にリレー要素を挿入した制御方式

$$u = u_{\max} \text{sign}(u_0) \quad (6a)$$

$u_{\max}$ はスラスタ設定圧で定まる最大トルクである。

この方式では, スラスタが正負の最大トルクを発生するバング・バング・モードとチャタリング (スライディング)・モードの制御となるが, スラスタではむだ時間も高速スイッチングに不適合で, チャタリングは物理的に好ましくないため, 若干の不感帯を設けた。

飽和型 dual mode 制御 (以下, DM と略記)

最適制御量 u_0 に基づいて, 実制御入力 u を

$$u = \begin{cases} u_{\max} & u_0 \geq d \\ u_0 & |u_0| < d \\ -u_{\max} & u_0 \leq -d \end{cases} \quad (6b)$$

とする。ここで d は閾値である。制御量 u_0 の大きさが d より大きいとき, 実制御入力 u はスラスタで実現する(粗制御)。閾値内では連続制御入力を実現できるホイールを用いる(精制御)。ホイールにはスラスタのようなむだ時間はないために, 精制御時には第3図(a)に対応する安定な状態となる。またスラスタのオンオフ回数の低減, 使用燃料の削減も期待できる。粗制御時には, 飽和型非線形要素が第3図(b)に加算されたものと等価になり安定条件はさらに厳しくなるが, 次節に述べる安定性回復により安定化できかつ両制御モード間の移行も順調に行えることが実験的に確認された。

3.3 スラスタ制御系のロバスト安定性の回復 本制御モデルでは前述のように, ゲイン安定を期待できない2次モードがたまたまスラスタ固有のむだ時間の影響を直接に受けて安定化の困難な制御系となっているが, このような状況は制御系のクロスオーバー周波数を可能な限り高くしたいという, 制御系設計の要望からはつねに発生してくるもので柔軟衛星制御の本質的な課題として抱えるべきである。ここでは, メジャーな最適レギュレータに以下の2方式による補償を併用することによって, 2次モードの安定化を試みる。

3.3.1 Filter accomodation 姿勢角度センサ出力のうち2次モード相当の振動成分をフィルタリングし, 2次モードをゲイン安定とする。フィルタとして, ①2次ローパスフィルタ(L/F)と, ②ノッチフィルタ(N/F)を候補として考える。

$$\text{L/F: } \frac{1}{s^2 + 2\zeta\omega s + \omega^2} \quad (7a)$$

$$\text{N/F: } \frac{s^2 + \omega^2}{s^2 + 2\zeta\omega s + \omega^2} \quad (7b)$$

フィルタ挿入の問題点はパラメータの選定にあり, ノッチ・フィルタは2次モード周波数の同定誤差に敏感である。またローパスフィルタもこれによる位相遅れなどの悪影響があり, 精密なチューニングを必要とする。したがって, 2次モードが1次モードに近接した

系の場合は、最適レギュレータ設計モデルの中にフィルタの方程式を組み込み (filter accomodation), この拡張モデルに対して制御ゲインを設計する必要がある。

3.3.2 モード振動レートのフィードバック補償
2次モードの振動レートをセンサ出力から抽出し、これのフィードバック補償入力をレギュレータ制御入力 u_0 に加算し、2次モード減衰項を増加させる。2次振動モードは剛体部の姿勢センサでは高感度に計測できない (可観測性の度合いが小さい) ので、ここではアペンディジの中央部 (2次モード振動の「腹」にほぼ相当する) の加速度計#2 ($k=2$) を使用する。加速度計出力の積分値 y は (2d) 式より

$$y \sim \phi_0 \dot{\eta}_0 + \phi_1 \dot{\eta}_1 + \phi_2 \dot{\eta}_2 \quad (8)$$

と書ける。ここで ϕ_0, ϕ_1, ϕ_2 は (2d) 式の各係数を略記したモード形状に相当するスカラ ($\phi_0 = r_2 \phi_0$ 等) である。3次以上の高次モードは、①その運動量寄与分は微小である* (脚注参照) こと、および②閉ループ状態において、3次モードは固有振動数が制御帯域より 1 [dec] 以上離れており、かつゲインは2次モードに比べ 20 [dB] 以上小さい (第3図(a)参照)。このため高次モードは制御系によって十分な持続的加振を受けることはなく (8) 式からは除く。(8) 式のうち $\dot{\eta}_0, \dot{\eta}_1$ は状態推定器 (4b) 式で求めた推定値を用いる。したがって、 $\dot{\eta}_2$ を推定するモードフィルタを次のように構成する。

$$\hat{\eta}_2 = y - (\phi_0 \dot{\eta}_0 + \phi_1 \dot{\eta}_1) / \phi_2 \quad (9a)$$

$$y = \int z dt \quad (9b)$$

$\hat{\eta}_2$ はこのように開ループ型のモード推定器で推定されるものであり、モード形状誤差に対して頑健ではないが、 $\phi_0 = r_2 \phi_0, \phi_0 = I^{-1/2}$ (文献³⁾ 参照) は十分正確に求まるパラメータである。また加速度計#2がアペンディジ中央部にあり、 ϕ_1 は微小である ($\phi_0 = 0.176, \phi_1 = 8.24 \times 10^{-3}, \phi_2 = 0.412$) のため、これにより2次モード・レート推定誤差は小さい。この推定値と最適レギュレータ制御量を用いたフィードバック

$$u = u_0 - k_R \phi_2 \dot{\eta}_2 \quad (1)$$

を行うと、2次モードの振動方程式は、以下のようになる。

$$\ddot{\eta}_2 + (2\zeta_2 \sigma_2 + k_R \phi_2^2) \dot{\eta}_2 + \sigma_2^2 \eta_2 = \phi_2 u_0 \quad (11)$$

推定誤差やサンプルの影響がないとすれば、 k_R の増加によって任意の大きさの減衰が能動的に得られる。

4. 実験結果

1軸エアテーブルによる制御実験は、① bang-bang 制御 (BD), ② dual mode 制御 (DM), ③ DM とローパスフィルタ (L/F) の併用, ④ DM とノッチフィルタ (N/F) の併用および⑤ DM とレートフィードバック (R/F) 制御の併用, の5種類について行った。制御系帯域と安定限界の検証に主目的をおき、制御ペナルティ ρ ((5) 式) を変化させたときのおもな実験例およびその結果の考察を行う。制御サンプル周期は 30 [msec] とした。

4.1 実験例 前節の安定化方式の評価を実験的に行う。第4, 5図および第6図は dual mode 制御系 (DM) にレートフィードバック (R/F) を加えた方式の安定性回復効果を示す実験例で、姿勢外乱に対する

第4図 姿勢外乱に対する系の応答 (低ゲイン $\rho = 4 \times 10^{-2}$, レートフィードバック $k_R = 0.05$ のオンオフ時の比較)

* 種々のモード短縮規範⁴⁾のうち、慣性的な完備性を示す等式、 $\sum_{i=1}^n \phi_i^2 = I_r^{-1} - I^{-1}$ (ただし、 $I_r = 29 [\text{kgm}^2]$: アペンディジの慣性モーメント、 $I = 90 [\text{kgm}^2]$: 衛星全系の慣性モーメント、 ϕ_i は (2) 式) に基づく方法がある。これによると、 $I_r^{-1} - I^{-1} = 0.0234$ であり、 $\phi_1^2 + \phi_2^2 = 0.0205, \phi_1^2 + \phi_2^2 + \phi_3^2 = 0.0214$ となり、3次モードをモデルに取り込むことによる完備性の向上はわずか4%にすぎない。

第5図 姿勢外乱に対する系の応答 ($\rho=1 \times 10^{-2}$)

応答を示す(以下に示すチャートでは、上から、姿勢角速度 [deg/sec], スラスタ噴射コマンド, ホイール駆動信号 [V], ホイール角速度 [rpm], アペンディジ上の加速度計出力 [G] #1, #2, および姿勢角 [deg])。いずれの図もレート・フィードバック・ゲイン $k_R=0.05$ としレギュレータ設計時のペナルティ ρ を $\rho=4 \times 10^{-2}$ (第4図), 1×10^{-2} (第5図), 0.25×10^{-2} (第6図) と減少させたものである。第4図ではR/Fオン時, オフ時に剛体部に外乱を加えたときのアペンディジの振動, 剛体部姿勢振動の減衰の様子を示す。この実験ケースでは制御帯域が比較的に狭いため, R/F オフのときも安定であるがR/F によって減衰特性が向上していることがわかる。またいずれの場合もスラスタ・コマンドは外乱印加時のみで, その後はホイール駆動信号のみとなり, dual mode 制御が有効に作動している。第5図も同様の実験結果であるが, 第4図よりも ρ が小さいために制御ゲインは高くなり, R/F オフの状態では姿勢角, アペンディジの振動とも減衰はほとんどなく, 安定ではない。 ρ をさらに小さくすると (第6図), R/F なしでは系は発散する。このとき, スラスタ使用頻度が漸増しスラスタむだ時間による不

第6図 姿勢外乱に対する系の応答 (高ゲイン $\rho=0.25 \times 10^{-2}$)

安定化が発生している。この状態でR/F を作動させると系は安定化しアペンディジ, 姿勢角の振動は急速に減衰する。第6図と同様のレギュレータ ($\rho=0.25 \times 10^{-2}$) のときの2次フィルタによる安定化の実験例が第7図である。L/F オフのとき, 外乱の印加によって系は発散を開始するがL/F により安定となる。2次フィルタのパラメータは $\omega=10$ [rad/sec], $\zeta=0.5$ とした。

4.2 安定限界と制御性能に関する考察 第2表は各種制御方式のステップ応答 (姿勢角 2 [度]) 実験結果から, オーバ・シュート比, 整定時間 (目標値 $\pm 5\%$), 姿勢角オフセット誤差, そのまわりの変動値をまとめたものである。これより, 本論文で提案した dual mode 制御 (BD, DM) およびフィルタ, レートフィードバックによる安定性回復手法について次の結論を得た。

a) bang-bang 制御 (BD) 方式では, 十分な姿勢制御精度を保持することがむずかしい。高精度化には, 高ゲイン化することが必要であるが, 2次振動モードの干渉とスラスタむだ時間が相乗的に作用し, ゲイン設定値に上限があるためである。

第7図 姿勢外乱に対する系の応答 (高ゲイン $\rho=0.25 \times 10^{-2}$, ローパスフィルタ, オンオフ時の比較)

dual mode 制御 (DM) 方式では、これに反して、ホイールの連続制御モードに一度入れば、系はきわめて良好に安定化されるが、大振幅の外乱が印加されたとき、BD 方式と同様の理由によってスラスタ制御モードで不安定となり、制御系が脆弱であると同時に、制御ゲインに限界がある。BD, DM 制御方式とも、 $\rho=1 \times 10^{-2}$ で不安定となり達成できる整定時間は 15 [msec] 程度、オフセット誤差は、1 軸テール・モデル固有の外乱トルク (タービン・トルク, アンバランス, フラット・ケーブルねじれトルクによるもので約 $10^{-3} \sim 10^{-4}$ [Nm]) の下で DM 方式では 0.001 度である。

b) dual mode 制御 (DM) にフィルタリング (N/F, L/F) を用いる方式では、2 次モードがゲイン安定となっているため、上記に比べて格段に安定性が増加される。定常姿勢制御精度は、ほぼ 10^{-3} [deg] 以下 (制御器の A/D 変換器レジスタの最小桁ビットに相当する) で、立上りは 6 秒程度で、オーバー・シュートはほとんどない。全系の安定性は保証されるが、2 次モードの振動減衰はその固有のモード減衰に依存して

第2表 各種制御方式の安定限界と制御性能

制御方式 制御パラメータ	過渡応答		定常特性	
	オーバーシュート [%]	整定時間 [sec]	オフセット量 [deg]	変動量 [deg p.p]
bang-bang 制御 (BD)				
$\rho=0.04$	OD*	17.0	0.64	—**
$\rho=0.01$	US*	—	—	—
$\rho=0.0025$	DV**	—	—	—
dual mode 制御 (DM)				
$\rho=0.04$	11.1	15.0	0.001	0.002
$\rho=0.01$	US	—	—	—
$\rho=0.0025$	DV	—	—	—
DM+ノッチフィルタ (DM-N/F)				
$\rho=0.04$	10.7	12.2	0.015	0.008
$\rho=0.01$	1.1	6.2	0.004	0.009
$\rho=0.0025$	3.6	5.9	0.001	0.001
DM+レートフィードバック (DM-R/F)				
$\rho=0.04$	6.4	9.5	0.008	0.007
$\rho=0.01$	0.7	6.8	0.005	0.009
$\rho=0.0025$	2.1	5.6	0.002	0.005

* OD: オーバダンピング, ** —: 測定値なし

* US: 非漸近安定 (第5図 ACC 出力参照)

** DV: 発散 (たとえば、第6図 ACA, および ATTITUDE 出力参照)

いる。

c) dual mode 制御 (DM) にレートフィードバック (R/F) を施す方式では、フィルタリングの場合と同様に広い制御帯域で安定であると同時にアペンディジの振動抑制がきわめて効果的に作用している。また過渡特性も整定時間 5.6 [秒], オーバ・シュート 2.1% と良好である。しかしながら、テーブル姿勢角はオフセット誤差 0.002 [度], 変動分 0.005 [度] と若干ではあるがフィルタ使用時よりも、特性が劣化していることが、わかる。これは、レート・フィードバック制御力が最適レギュレータ系にとってむしろ外乱として働いているためである。この欠点を回避するためには、レート・フィードバック力による系の減衰項の増加分を考慮した減衰系のモデル式を再構成して (これは容易に実現可能) これについて、改めてレギュレータゲイン, オブザーバ定数を設計すればよい。

5. まとめ, 展望

以上、最適レギュレータによる柔軟衛星の三軸姿勢制御方式について実験検討を中心に述べ、スラスたと

ホイールによるロバスト安定な制御系を得ることを確認した。時間領域における制御系設計は、その最適性もさることながら多入出力系への適用が非常に容易で系統的に行える点、将来型の大型宇宙構造物制御に適している。本実験結果はそのための、ひとつのガイドとなると考えている。しかしながら、そのロバスト安定性の評価には周波数領域での評価が有効で良い指標を与えてくれる。本論文で用いた Bode 線図はその一例であるが、多入出力系の周波数領域での評価法も最近、確立されつつあり⁸⁾、応用が可能である。

最後に、本実験の実施にあたってご助力をいただいた関係の方々に深謝したい。なかでも日本電気、三菱電機および東芝の担当者たちに好意的なご協力、貴重なご助言をいただき啓蒙された点が多々あったことを付記したい。

参考文献

- 1) 狼 嘉彰, 木田 隆, 石島辰太郎: 大型柔軟宇宙構造物の制御問題, 計測と制御, 23(1984), pp. 69-74.
- 2) Millar, R. A. and Vigneron, F. R.: Attitude Stability of a Pseudorate Jet-Controlled Flexible Spacecraft, AIAA J. of Guidance and Control, 2(1979), pp. 111-118.
- 3) Kida, T., Ohkami, Y. and Sambongi, S.: Poles and Transmission Zeros of Flexible Spacecraft Control Systems, AIAA J. of Guidance and Control, 8(1985), pp. 208-213.
- 4) 狼 嘉彰, 藤井裕矩: 柔軟衛星のモデリング, 航空宇宙学会誌, 32(1984), pp. 15-26.
- 5) Juang, J. N. and Balas, M. J.: Dynamics and Control of Large Spinning Spacecraft, J. of Astronautical Sciences, 28(1980), pp. 31-48.
- 6) Kwakernaak, H. and Sivan, R.: Linear Optimal Control Systems, John Wiley & Sons, New York, 1972, pp. 281-297.
- 7) Anderson, B. D. O. and Moore, J. B.: Linear Optimal Control, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, 1971, pp. 272-302.
- 8) Doyle, J. C. and Stein, G.: Multivariable Feedback Design: Concepts for a Classical/Modern Synthesis, IEEE Tr., AC-26 (1981), pp. 4-16.
- 1) 狼 嘉彰, 木田 隆, 石島辰太郎: 大型柔軟宇宙構造物の